

REPUBLIQUE ALGERIENNE DEMOCRATIQUE ET POPULAIRE
MINISTERE DE L'ENSEIGNEMENT SUPERIEUR
ET DE LA RECHERCHE SCIENTIFIQUE

UNIVERSITE SAAD DAHLEB DE BLIDA

INSTITUT D'AERONAUTIQUE ET DES ETUDES SPATIALES



Mémoire De Fin d'Etudes

**En vue de l'Obtention du Diplôme Master Académique en Aéronautique
Option : Avionique**

**ETUDE ET IMPLANTATION
D'UN SYSTEME AVIONIQUE GNS
A BORD D'UN HELICOPTERE**

Réalisé par:

Mr ELHEDDI Abdelkader

Encadré par :

Mr DILMI Smain

Octobre 2015

Remerciements

Un mémoire de recherche est un cheminement long et rigoureux où la patience et la volonté de l'étudiant ont été mises à l'épreuve plusieurs fois.

Durant tout ce processus, plusieurs personnes ont contribué de près ou de loin à l'avancement de ce travail et je tiens à les remercier pour leur aide.

Un gros merci à ma famille pour son appui dans ma conciliation travail-études et famille. Grâce à sa disponibilité et ses encouragements, je réalise un grand projet, celui de revenir aux études à l'université après seize ans de l'obtention de mon diplôme d'ingénieur.

Mes profonds remerciements vont à mon encadrant Mr. Dilmi Smain qui a accepté d'encadrer mes travaux durant ces mois, pour tout le temps qu'ils m'a consacré, leurs directives précieuses, et pour la qualité de leur suivi.

Je tiens à remercier, tout spécialement, Mr. Menguallati Smaine. J'ai été privilégiée de pouvoir profiter de sa grande disponibilité et de sa souplesse. Son aide m'a été très précieuse dans l'élaboration de toutes les étapes de ce processus de travail.

Au terme de ce travail, je tiens à exprimer ma profonde gratitude et mes sincères remerciements à mes collègues de classe avionique 2014/2015 pour ses soutiens.

Mes plus vifs remerciements s'adressent aussi à tout le cadre professoral et administratif de l'IAES de Blida.

Table des matières

Liste des Figures et des Tableaux
Glossaire des Acronymes
Nomenclature

Introduction générale 1

Chapitre 1: Propagation

| | |
|--|----|
| 1- Introduction | 4 |
| 2- Propagation en espace libre | 4 |
| 2-1 Les antennes | 4 |
| 2-1 Gain et aire équivalente d'une antenne | 10 |
| 3- La propagation en visibilité directe | 13 |
| 3-1 Définition d'une liaison en visibilité | 13 |
| 3-1 Effets de l'atmosphère | 13 |
| 3-2-1 La réfraction | 13 |
| 3-2-2 Trajets multiples troposphériques..... | 18 |
| 3-2-3 Absorption..... | 19 |
| 3-3 Effets du sol..... | 21 |
| 3-3-1 Zone de Fresnel | 21 |
| 3-3-2 Cas des trajets bien dégagés- réflexion sur le sol..... | 23 |
| 3-3-3 Cas des trajets mal dégagés – Diffraction..... | 25 |
| 3-4 Protection contre les perturbations dues à la propagation..... | 25 |
| 3-4-1 Dégagement du trajet..... | 25 |
| 3-4-2 Protection contre les effets des réflexions sur le sol..... | 26 |
| 3-4-3 Protection contre les évanouissements dus aux trajets multiples atmosphériques | 31 |
| 4- Bilan de liaison | 31 |
| 4-1 Eléments d'un bilan de liaison..... | 32 |
| 4-2 Calcul d'un bilan de liaison | 33 |

Chapitre 2: Architecture du système d'Aérosurveillance

| | |
|--|----|
| 1- Introduction | 35 |
| 2- Segment embarqué | 35 |
| 2-1 Senseurs..... | 36 |
| 2-1-1 Architecture des senseurs | 37 |
| 2-1-2 Les gyroscopes | 43 |
| 2-2 Sous-ensemble de transmission de données | 47 |
| 2-2-1 Unité Radio émetteur | 47 |
| 2-2-2 Unité d'amplification | 48 |
| 2-2-3 Antennes | 48 |
| 2-3 Console | 49 |
| 2-4 Segment embarqué avec relais | 50 |
| 3- Segment sol | 51 |
| 3-1 Station de réception et de traitement | 51 |
| 3-1-1 Station de réception longue portée | 53 |
| 3-1-2 Station de réception moyenne portée | 54 |
| 3-1-3 Station de réception portative | 55 |
| 3-2 Centre de supervision | 56 |
| 4- Conclusion | 59 |

Chapitre 3: Implantation des équipements sur hélicoptère

| | |
|--|----|
| 1- Introduction | 60 |
| 2- Positionnement des équipements de traitements vidéo | 60 |
| 3- Positionnement de l'antenne sur hélicoptère | 62 |
| 3-1 Antenne sélectionnée : Antenne Colinéaire | 63 |
| 3-2 Asservissement de la commande de l'antenne | 65 |
| 3-3 Modélisation de la nacelle d'émission | 66 |
| 3-3-1 Description du modèle | 66 |
| 3-3-2 Fréquences et modes propres de la nacelle d'émission sur son support | 66 |
| 3-4 Conclusion | 70 |
| 4- Implantation de la console | 71 |
| 4-1 Objet | 71 |
| 4-2 Description du modèle | 71 |
| 3-2-1 Fréquences et modes propres de la structure | 74 |
| 3-2-2 Essais en vibration de la console | 76 |
| 4-3 Conclusion | 83 |
| 5- Implantation de la recopie pilote | 84 |
| 6- Contrôle des caractéristiques électriques | 87 |

Chapitre 3: Implantation des stations de réception

| | |
|--|-----|
| 1- Introduction | 90 |
| 2- Outil de simulation | 90 |
| 2-1 Présentation | 90 |
| 2-2 Modèle de terrain irrégulier (ITM) | 90 |
| 3- Données | 92 |
| 3-1 Hélicoptères | 92 |
| 3-2 Caractéristiques des équipements | 92 |
| 3-3 Bande de fréquence | 92 |
| 3-4 Climat | 92 |
| 4- Prise en main du logiciel de simulation | 93 |
| 4-1 Importation de cartes | 93 |
| 4-2 Création de réseau | 93 |
| 4-3 Création des unités | 94 |
| 4-4 Etablissement de liaison | 95 |
| 4-4-1 Liaison Point-multipoint | 96 |
| 4-4-2 Couverture radio | 97 |
| 4-4-3 Liaison Point-à-point | 97 |
| 5- Calcul théorique du bilan de liaison | 99 |
| 6- Résultats de la simulation | 100 |
| Conclusion & perspectives | 104 |
| Références bibliographiques | |

Annexes :

- Annexe A Performances des gyroscopes.*
- Annexe B Pesée et calcul de centrage*
- Annexe C Connexion du récepteur GPS au système de transmission des données.*
- Annexe D Notice d'implantation de la recopie pilote*
- Annexe E Positions du système sur aéronefs (Exemples.)*
- Annexe F Simulation sur radio mobile*
- Annexe G Vérification des bilans.*

Liste des tableaux et des figures

- Figure 1-1:** Influence du sol sur la propagation du signal
- Figure 1-2:** Réfraction
- Figure 1-3:** Trajectoire du rayon radioélectrique dans la troposphère
- Figure 1-4:** Diverses représentations d'une trajectoire partant horizontalement.
- Figure 1-5:** Valeurs minimales de K pour une distance donnée
- Figure 1-6:** Absorption par les gaz de l'atmosphère
- Figure 1-7:** Monogramme permettant le calcul de l'atténuation due à la pluie
- Figure 1-8:** Présentation de la zone de Fresnel
- Figure 1-9:** Trajet direct
- Figure 1-10:** Calcul du rayon de la zone de Fresnel
- Figure 1-11:** Influence sur un rayon réfléchi des irrégularités du sol
- Figure 1-12:** Détermination de la zone de réflexion au sol
- Figure 1-13:** Paramètres à prendre en compte pour le calcul de l'effet d'un obstacle sur la propagation
- Figure 1-14:** Exemple de tracé d'un profil
- Figure 1-15:** Paramètres entrant en compte dans la détermination du champ résultant d'une réflexion sur le sol
- Figure 1-16:** Synoptique de réception en diversité
- Figure 1-17:** Exemple d'évolution du champ reçu par rapport à l'espace libre dans le cas de la diversité d'espace lorsque le gradient d'indice varie
- Figure 1-18:** Dégagement de la zone de Fresnel
- Figure 1-19:** Variation du bilan de liaison en fonction des gains et des pertes
- Figure 1-20:** Variation du bilan de liaison par rapport à la propagation
- Figure 2-1:** Synoptique général du système d'aérosurveillance hélicoptère
- Figure 2-2:** Architecture du segment bord
- Figure 2-3:** Segment bord : Cheminement du signal utile
- Figure 2-4:** système de prise de vue : Cheminement du signaux utiles
- Figure 2-5:** Fonctions du système viseur
- Figure 2-6 :** Plateforme de stabilisation inertielle deux axes
- Figure 2-7 :** Stabilisation d'un axe de visée par gyromètre
- Figure 2-8 :** Stabilisation en strapdown d'un axe de visée
- Figure 2-9 :** Plateforme de stabilisation inertielle 4 axes : vue de face
- Figure 2-10 :** Stabilisation en deux étages : boucle fine gyrométrique et boucle grossière suiveuse
- Figure 2-11 :** Stabilisation en 2 étages : boucle primaire gyrométrique et boucle fine strapdown
- Figure 2-12 :** Gyroscope optique (a) Gyroscope à fibre optique (b)
- Figure 2-13:** Interféromètre de Sagnac avec un chemin optique fermé défini par les miroirs
- Figure 2-14 :** Comparaison des trois trajets optiques
- Figure 2-15:** Unité Radio émetteur : Cheminement du signaux utiles
- Figure 2-16:** Synoptique d'une Unité d'amplification
- Figure 2-17:** Exemples des consoles
- Figure 2-18:** Synoptique d'un système de transmission avec relais embarqué
- Figure 2-19:** Architecture d'un système de transmission avec relais embarqué
- Figure 2-20:** Illustration d'un système de transmission avec relais embarqué
- Figure 2-21:** Architecture d'une station de réception longue portée
- Figure 2-22:** station de réception longue portée : Cheminement des signaux utiles
- Figure 2-23:** station de réception moyenne portée : Cheminement du signaux utiles
- Figure 2-24:** Architecture d'un centre de supervision
- Figure 3-1 :** Circuit d'alimentation des équipements embarqués
- Figure 3-2 :** Cheminement des signaux utiles des équipements embarqués
- Figure 3-3 :** Cheminement du signal signaux GPS
- Figure 3-4 :** Emplacements préliminaires pour installer les antennes sur les avions Ecureuil

Figure 3-5 : Diagramme de rayonnement /Plan verticale en polarisation verticale
Figure 3-6 : Asservissement de la commande de la nacelle
Figure 3-7: Position du POD sur l'aéronef Ecureuil
Figure 3-8 : Architecture de la nacelle d'émission montée sur l'hélicoptère
Figure 3-9 : modèle éléments finis de la nacelle d'émission sur son support
Figure 3-10: Composants principaux de la nacelle d'émission
Figure 3-11 : Comportement de la nacelle d'émission en cas extrêmes
Figure 3-12: Etat de déformation de l'ensemble sous 6Gx
Figure 3-13 : Etat de déformation de l'ensemble sous 3Gy
Figure 3-14 : Etat de déformation de l'ensemble sous 3Gz
Figure 3-15: Etat de contrainte de l'ensemble sous 6Gz
Figure 3-16: Synoptique d'une console
Figure 3-17: Architecture de la console
Figure 3-18: type et les propriétés d'éléments utilisés de la console
Figure 3-19: Répartition de masse de la console
Figure 3-20: Balancement de la console
Figure 3-21: Essai de la vibration
Figure 3-22: Etat de déformation de la structure soumise à 3Gy
Figure 3-23: Etat de déformation du support de console sous 3Gy
Figure 3-24: Etat de contrainte du support
Figure 3-25: réactions au niveau des points de fixation de l'embase de la console
Figure 3-26: Comportement de la structure sous 6Gz
Figure 3-27: Etat de déformation du support de console sous 6Gz
Figure 3-28: Valeur des réactions au niveau des points de fixation de l'embase
Figure 2-29: support de la recopie pilote
Figure 3-30: État de contrainte de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx, 3Gy, 6Gz
Figure 3-31: Etat de déformation de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx, 3Gy et 6Gz
Figure 3-32: Mode n°1 : Balancement suivant x de l'écran. $f_1 = 34 \text{ Hz}$
Tableau 4-1 : Données de simulation
Tableau 4-2 : Calcul du bilan de liaison
Figure 4-1 : Synoptique général d'un réseau d'Aérosurveillance
Figure 4-2 : Architecture de la solution finale du système d'Aérosurveillance
Figure 4-3 : Synoptique de la solution VHF du système d'Aérosurveillance

Glossaire des Acronymes

Ampli : Amplificateur

Az: Azimut

CAG : Contrôle Automatique du Gain

Cde /Cmd : Commande

CS : Centre de Supervision

Ctrl: Contrôle

DEMOD : Démodulation

DECOMP : Décompression

EO : Electronique Optique

EL : Elévation

FH: Faisceau hertzien

GPS : Global positioning system

HD : Haute Définition

Intercom : Intercommunication

INS : Instrument Navigation System

IMU : instrument mouvement unit (Gyroscope)

IHM : Interface Home Machine

IR : Infra rouge

IP: Internet Protocol

ID : Identification

MUX : Multiplexage

NM : Nautique Mille

OMNI : Omnidirectionnelle

PSC : Poste de Suivi Cartographique

PUA : Poste de l'Unité d'Antenne

Puiss : puissance

POD : Precision Omnidirectionelle Dipôle

RF : Radio frequency

RFU: Radio Frequency Unit

SD : Standard

TC : Télécommande

TM : Télémaintenance

TOS : Taux d'onde Stationnaire

TCP : Transmission Control Protocol

UIT : Union International de télécommunications

UDP : User Datagram Protocol

VISU: Visualisation

Nomenclature

Q : Coefficient de qualité de l'antenne, [-].

BW : Bande passante, [Hz].

S_{11} : Coefficient de réflexion en tension, [-].

f_{RES} : Fréquence de résonance centrale de l'antenne, [Hz].

R_{ant} : Résistance de l'antenne, [Ohm].

Z_{in} : Impédance d'entrée complexe d'une antenne, [Ohm].

V_{in} : Tension d'alimentation d'une antenne, [Volt].

I_{in} : Courant d'alimentation d'une antenne, [Ampère].

R_{in} : Résistance active d'une antenne, [Ohm].

R_r : Résistance de rayonnement d'une antenne, [Ohm].

R_{loss} : Résistance de pertes d'une antenne, [Ohm].

$R.O.S$: Rapport d'Ondes Stationnaires, [-].

ρ : "coefficient de réflexion" ou "d'affaiblissement de l'onde réfléchie", [dB].

α : "Return Loss" ou L'affaiblissement dû au R.O.S, [dB].

V_i : Amplitude d'une onde incidente dans une ligne de transmission, [Volt].

V_r : Amplitude d'une onde réfléchie dans une ligne de transmission, [Volt].

TOS : taux d'onde stationnaire, [-].

P_r : Puissance réfléchie dans une ligne de transmission, [Watt].

P_i : Puissance incidente dans une ligne de transmission [Watt].

θ : Angle polaire en azimut, [degré].

φ : Angle polaire en élévation, [degré].

$P(\theta, \varphi)$: Puissance rayonnée par une antenne dans une direction donnée, [Watt].

P_A : Puissance à l'entrée d'une antenne, [Watt].

$P(R, \theta, \varphi)$: Puissance rayonnée par une unité de surface dans une direction (θ, φ) et à une distance R , [Watt].

P_{tot} : Puissance rayonnée totale, [Watt].

$P_0(\theta_0, \varphi_0)$: Puissance rayonnée max, [Watt].

$D(\theta, \varphi)$: La directivité d'une antenne dans une direction (θ, φ) , [-].

P_R : La puissance rayonnée par une antenne isotrope.

$G(\theta, \varphi)$: Gain d'une antenne dans une direction (θ, φ) , [dB].

η : Rendement d'une antenne, [-].

Z_c : Impédance caractéristique de ligne de transmission Antenne-source, [dB].

P_S : Puissance de la source d'alimentation de l'antenne, [Watt].

$P_{mismatch}$: Perte de puissance (liée à la désadaptation), [Watt].

$G_e(\theta, \varphi)$: gain de l'antenne émettrice dans une direction (θ, φ) , [dB].

P_e : puissance de l'émetteur, [Watt].

$\phi(d)$: Flux de puissance à une distance d de l'antenne, [W/m^2].

P_r : Puissance reçue par une antenne de réception, [Watt].

A_r : Aire équivalente d'une antenne de réception, [m^2].

$G_e(\theta_0, \varphi_0)$: Gain d'antenne dans une direction définie par un azimut et une élévation (θ_0, φ_0) , simplifié G_e , [dBi].

L_S : Perte en espace libre, [dB].

L_a : Perte de propagation atmosphérique, [dB].

N_0 : bruit thermique d'un canal, [Watt/Hz].

$k = 1,38 \cdot 10^{23} JK^{-1}$ Constante de Boltzmann, [JK^{-1}].

T : température de bruit, [$^{\circ}K$].

N : La puissance de bruit, [dB].

W : Bande de fréquence, [dB].

E_b : Energie par bit, [J].

R_b : débit binaire, [dB].

G_r : Gain du récepteur, [dB].

D : diamètre d'une antenne parabolique, [Km].

A : aire d'une antenne cornet, [m²].

H : hauteur au-dessus d'une altitude de référence, [m ou km].

a : rayon de la terre, [Km].

dm : distance maximale de visibilité géométrique, [Km].

n : indice de réfraction, [-].

ϵ : constante diélectrique, [F/m (farad par mètre)].

μ : Perméabilité magnétique, [F/m (farad par mètre)].

ϵ_0 : Constante diélectrique de l'air, [F/m (farad par mètre)].

μ_0 : Constante diélectrique de l'air, [F/m (farad par mètre)].

N : coïncide de l'air, [-].

T : température absolue, [K^o].

P : pression atmosphérique, [mbar].

P_0 : pression partielle, [mbar].

r : distance du centre de la Terre au point où l'indice de réfraction est n , [Km].

Φ : Angle avec l'horizontale locale, [milliradian].

M : Indice de réfraction modifié, [-].

K_a : rayon terrestre fictif (coefficient), [-].

K : coefficient multiplicatif du rayon terrestre.

R : Intensité de précipitation (pluie), [millimètre par heure].

γ : Atténuation linéique (kilométrique), [dB/km].

$A(d, R, p, F)$: Affaiblissement du signal, [dB].

d_e : distance équivalente, [Km].

AH : Affaiblissement sur une liaison fonctionnant avec une polarisation donnée, horizontale ou verticale décibels, [dB].

AV : Affaiblissement sur une liaison fonctionnant avec une polarisation donnée, horizontale ou verticale décibels, [dB].

A_p : Affaiblissement pourcentages du temps, [dB].

r : rayon de la zone, [m].

d : distance, [m].

f : fréquence, [MHz].

$|R|$: Facteur de réflexion du sol, [-].

Φ : Angle du rayon incident avec le sol, [-].

L_f : Longueur de la zone de Fresnel, [Km].

D : Facteur de divergence ou de convergence, [-].

E : champ reçu, [dB].

E_0 : champ reçu en espace libre, [dB].

ρ : Module de coefficient de réflexion au sol, [-].

ψ : Phase du coefficient de réflexion au sol, [radian].

Δ : Facteur de divergence, [-].

R_0 : module du coefficient de réflexion, [-].

Φ : Phase égale à la somme de la phase liée au coefficient de réflexion et de celle traduisant l'écart des trajets des rayons direct et réfléchi, [radian].

δh : Écartement des antennes, [m].

Ω_P : vitesse de rotation absolue par rapport à un support (P), [$^\circ/s$].

$\Omega_{Px} \Omega_{Py} \Omega_{Pz}$: vitesse de rotation absolue par rapport à un support (P) sur les axes X, Y e Z, [$^\circ/s$].

t : durée, [s].

R : rayon, [m].

Ω : Rotation absolue, [$^\circ/s$]

α, α' : Angles, [radian].

$\Delta t, \Delta t'$: différences de durée, [s].

Δp : Gyrométrie par comparaison de phase, [miliradian].

Introduction générale

Les organismes de sécurité publique à travers l'aérosurveillance ont découvert la valeur de la vidéo en temps réel fournit lors de situations tactiques. Si les actifs aéroportés sont déployés, mais personne ne peut voir où ils sont ou quelles sont les informations qu'ils recueillent, le plein bénéfice de ces actifs ne sont pas exploitées. La possibilité de visualiser une situation tactique de tous les actifs déployés minimise le temps de réponse et optimise la sécurité des agents en permettant au personnel de commandement pour établir rapidement les priorités opérationnelles et d'évaluer la sécurité du public.

Aujourd'hui, l'aérosurveillance ne se limite plus à des applications de commandement stratégique. De plus en plus, les services de sécurité, de protection civile, les sociétés de télévision et de production, n'ont pas tardé à adopter ce type de technologie dans leurs secteurs d'activités pour répondre à un large éventail de besoin.

L'information en temps réel capturée et distribuée par le système d'aérosurveillance peut faire une différence de sauvetage en cas d'urgence médicale, les catastrophes naturelles, la prévention du crime et multiples d'autres scénarios d'application de la loi.

L'aérosurveillance est tout simplement transmettre de la vidéo en direct à partir d'un aéronef au personnel au sol de tel sorte qu'il peut voir ce que l'équipage voit.

L'aérosurveillance a très différents avantages pour ceux dans l'air que pour ceux sur le sol. En supposant que la mission de l'équipage est d'être une plate-forme d'observation aérienne, leur travail consiste à rapporter ce qu'ils voient de l'air à ceux sur le terrain. L'avantage pour le personnel navigant est que il n'y a pas de meilleure façon de décrire ce qu'ils voient que de montrer avec la vidéo en direct. L'aérosurveillance est l'outil qui envoie ce qu'ils voient à la terre, vivent comme il arrive. Vidéo est un langage universel qui est comprise par tous. Il n'y a aucune mauvaise interprétation; ce que vous voyez est ce qui se passe. Éliminant le besoin pour l'analyse et l'interprétation de l'habitacle aussi réduit la charge de travail et le stress de l'équipage de l'air.

La perspective aérienne est une ressource précieuse pour les gens sur le terrain qui ont besoin d'analyser et réagir aux événements tels qu'ils se produisent. Avec la vidéo de l'aérosurveillance, l'équipage de l'air peut communiquer efficacement à un large éventail d'observateurs sur le terrain.

Les avantages de la vidéo en direct au personnel au sol sont encore plus évidente, "Voir c'est croire". « Une image vaut mille mots » décrit la vraie valeur de l'Aérosurveillance. Il n'y a pas de meilleure façon de décrire une scène à quelqu'un que de lui montrer une image en direct, Voir c'est croire.

L'aérosurveillance fournit au personnel du sol avec la meilleure description possible de ce qui est vu par les unités aéroportées, sans perte d'information due à des retards ou des descriptions d'interprétation.

L'aérosurveillance est considéré les yeux du commandement, des gestionnaires des urgences et des contrôleurs. C'est l'outil de la bonne décision dans les moments délicats. Il devient indispensable pour les services de sécurité, de protection et de défense, qui ne cessent pas d'augmenter les demandes et les exigences.

Actuellement, cette solution destinée aux hélicoptères, aux avions, aux drones, et aux aérostats, répondre au large gamme de missions de sécurité et de contrôle de tout type pour des forces de police, de douanes, de surveillance des frontières, de recherche et de sauvetage (Search And Rescue SAR), de protection civile ou de l'environnement, etc.

Il permet une détection et reconnaissance à grande distance de menaces potentielles. Grâce à une large portée d'observation, ce système de haute précision s'adapte aux contraintes d'observation les plus fortes.

Les caractéristiques de l'aérosurveillance en font un système efficace, fiable et flexible, adapté à de nombreuses missions de sécurité intérieure dans un contexte interministériel : surveillance des frontières et des côtes, détection des foules de l'immigration illégale, missions de police ou de surveillance routière, protection des événements majeurs ou des sites sensibles (installations scientifiques, industrielles ou d'exploitation des ressources naturelles), ou encore des missions de protection de l'environnement (détection de pollution, de dégazages en mer, etc.), de prévention ou de gestion ou des catastrophes naturelles (détection des incendies de forêts, évaluation météo, évaluation de situation après tremblements de terre, raz de marée, ouragans, détection de victimes, etc ...)

L'objectif de mon projet de fin étude était la mise en place d'un système d'aérosurveillance hélicoptère assurant une longue portée. Elle consiste sur l'intégration des différents équipements et matériels selon l'architecture du système choisi.

Le projet se partage sur deux parties principales:

- Dotation d'une part, de l'hélicoptère disponible par les équipements nécessaires pour être un vecteurs d'observation ;*
- Etude et implantation des stations de réception au sol permettant une exploitation en temps réel des flux diffusés par les hélicoptères d'observation ;*

La poursuite automatique par l'antenne de réception sur l'hélicoptère se fait généralement par deux manières, soit par mono pulse ou à l'aide du GPS. Pour la première, le système de suivi surveille électroniquement le niveau de réception du signal émis et pointe l'antenne sur le niveau le plus fort. Ce système fonctionne bien jusqu'à le multi trajets est présent. Les signaux réfléchis peuvent dépointer le système de poursuite. Par contre la deuxième, est un système Géo pointé, utilise les coordonnées GPS de l'hélicoptère. Les informations GPS sont utilisées pour déterminer la position de l'avion relative à l'équipement de la station terrestre. C'est le moyen le plus utilisé et le plus précis. Le travail, objet de cette mémoire, est basé sur cette dernière méthode.

Les travaux se résument sur l'étude, le choix des matériels et des sites y compris l'installation, pour avoir les meilleurs bilans de liaisons et atteindre une portée maximale. Cette dernière permet d'avoir en temps réel et sans d'interruption les données émises à partir de n'importe quelle zone entrant dans la couverture du système.

Ce mémoire est donc l'aboutissement de quelque mois de travail au sein et avec les techniciens du département Optronique de la société SAGEM /France et de Wescam/Canada. Le premier est spécialisé en étude et réalisation des systèmes avionique embarqués et la seconde en caméras gyrostabilisées embarquées.

Le travail présenté dans ce rapport entre dans le cadre de mon projet de fin d'études d'équivalence ingénieur du système d'enseignement universitaire classique et Master II du nouveau système LMD, option Avionique, à l'Institut d'Aéronautique et études spatiales de l'université SAAD DAHLAB à Blida.

Au long de ce rapport, je vais résumer mon travail en 4 chapitres principaux. Le 1er chapitre exposera l'influence de la proximité de la terre et de la traversée de l'atmosphère sur la propagation du signal de données de l'hélicoptère vers la station de réception au sol, en visibilité directe. Le 2ème chapitre donnera un aperçu global sur l'architecture des systèmes d'aérosurveillance. Le 3ème chapitre sera consacré à la présentation de l'implantation et l'intégration des équipements du système à bord du vecteur. Le dernier chapitre présentera l'outil de simulation et le travail effectué pour l'implantation de la station de réception sol-air.

Chapitre 1

Propagation

1- Introduction

Un système de transmission comporte :

- Un émetteur, qui le plus souvent transmet une onde modulée,
- Un milieu de transmission, lequel introduit une atténuation du signal, des distorsions et des bruits,
- Un récepteur, dont le rôle est de démoduler et amplifier le signal, avec un rapport signal à bruit convenable.

La transmission peut s'effectuer en propagation guidée (lignes, fibres optiques, etc...) ou en propagation libre. Dans ce cas, on distingue :

- **La propagation en « espace libre »** : Les ondes électromagnétiques se propagent uniformément entre l'antenne d'émission et l'antenne de réception. Entre les deux antennes il n'y a pas d'obstacle. La propagation en espace libre est un cas théorique qui, dans la pratique, n'est que rarement vérifiée (cas des communications inter satellites par exemple).
- **La propagation en « visibilité » (LOS – Line of sight)** : Les deux antennes sont visibles mais entre eux il peut y avoir un obstacle. La présence de la terre et de l'atmosphère apporte diverses physiques : la réflexion, la réfraction, la diffraction, l'absorption que va subir le signal sur l'obstacle. Ces phénomènes peuvent perturber notablement la propagation en espace libre dans certaines circonstances. Ils peuvent également modifier profondément le champ calculé en espace libre. Pour déterminer si la propagation se fait dans des conditions de propagation en visibilité ou non, il convient de considérer les ellipsoïdes de Fresnel.

Le Premier ellipsoïde de Fresnel délimite la région de l'espace où est véhiculée la plus grande partie de l'énergie du signal. Se situer dans cet ellipsoïde revient à se retrouver dans les conditions de la propagation en espace libre. On dit qu'une liaison est en visibilité si les phénomènes de diffraction par les obstacles éventuels situés au voisinage du trajet ont une influence négligeable sur le niveau de réception. Pour cela, il suffit qu'il n'existe aucun obstacle dans l'ellipsoïde de révolution ou Premier ellipsoïde de Fresnel ayant pour foyer les antennes d'émission et de réception. Cela se passe de telle sorte que la somme des distances d'un point de l'ellipsoïde aux antennes d'émission et de réception dépasse d'une demi-longueur d'onde la distance entre ces antennes.

- **Propagation en « non visibilité » (NLOS – Non line of sight)** : Les deux antennes ne sont pas directement visibles. Il y a quatre types différents de propagation en non visibilité : réflexion, transmission, diffraction et diffusion. La liaison est considérée comme étant en non-visibilité lorsque le Premier ellipsoïde de Fresnel n'est pas du tout dégagé. Plus le milieu de propagation comprend d'obstacles, plus l'exposant d'atténuation va être élevé et l'atténuation de l'onde en fonction de la distance sera d'autant plus importante.

2- Propagation en espace libre

Lors de la définition d'un système de communications, il est nécessaire de déterminer le type et la taille des antennes d'émission et de réception, la puissance d'émission, l'ensemble des pertes et affaiblissements que va subir l'onde émise et enfin le rapport signal à bruit nécessaire pour pouvoir effectuer la transmission avec la qualité requise. Effectuer cet ensemble de déterminations constitue l'établissement du Bilan de Liaison (ang. Budget Link).

2-1 Les antennes

Outre les aspects mécaniques, les principales caractéristiques d'une antenne sont :

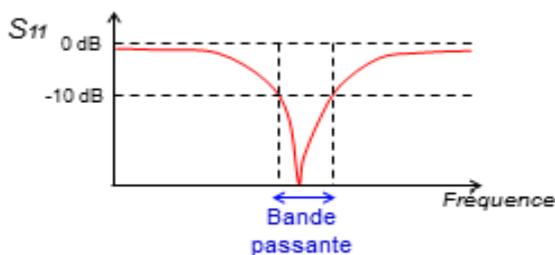
- la bande de fréquence de fonctionnement,
- l'impédance,
- la puissance maximale admissible,
- le gain,
- le diagramme de rayonnement.

Ces deux dernières classes de paramètres définissent la façon dont l'antenne rayonne dans les différentes directions ; elles sont particulièrement importantes.

▪ Bande de fréquence de fonctionnement

La bande passante d'une antenne correspond à la bande de fréquence où le transfert d'énergie de l'alimentation vers l'antenne ou de l'antenne vers le récepteur est maximal. A l'intérieur de la bande passante, le coefficient de réflexion est faible.

Par rapport à la fréquence de résonance centrale de l'antenne, un affaiblissement de 3dB détermine les fréquences minimum et maximum d'utilisation ; la différence entre ces deux [f1 à f2] fréquences correspond à la bande passante.



Analogie avec un filtre RLC : Notion de facteur de qualité

$$Q = \frac{f_{Res}}{BW} \qquad \frac{1}{Q} = \frac{R_{ant}}{2\pi f_{Res} \cdot L_{ant}} \qquad \dots\dots\dots(I.1)$$

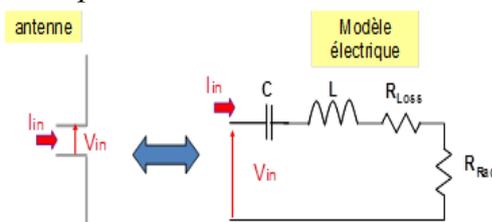
Avec Q : Coefficient de qualité ;
 BW : Bande passante ;
 S11 : Coefficient de réflexion en tension.

Pour optimiser la bande passante, on peut agir directement sur l'antenne afin de modifier son impédance, ou ajouter un élément d'adaptation.

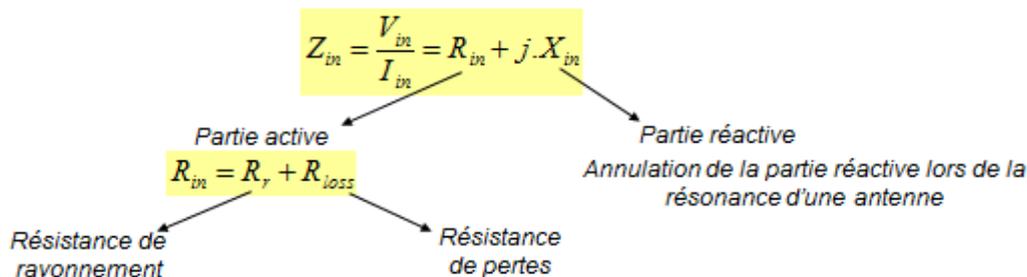
▪ **Impédance caractéristique nominale**

L'impédance caractéristique nominale est un paramètre commun à tous les composants d'une chaîne de transmission, émetteur, récepteur, câble coaxial et antenne. Il s'agit donc du rapport entre la tension et le courant à l'entrée d'une antenne en émission. L'utilité de cette notion est importante pour assurer les meilleurs transferts d'énergie entre les antennes et les dispositifs qui y sont connectés grâce aux techniques d'adaptation.

Modèle électrique d'une antenne – impédance d'entrée :



On définit l'impédance d'entrée complexe d'une antenne par : **R + jX**



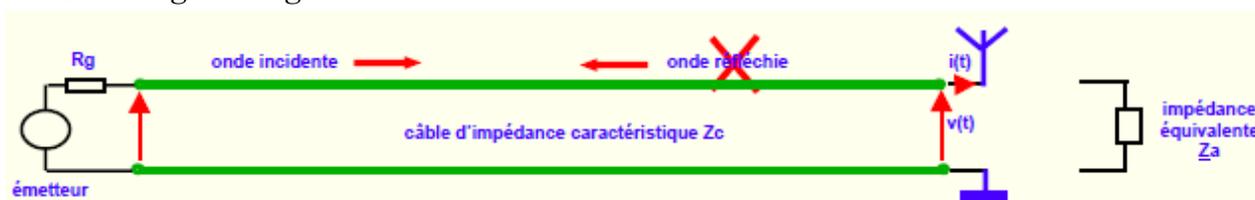
On dit d'une antenne qu'elle résonne sur une fréquence si à cette fréquence le terme imaginaire jX est nul. La puissance absorbée par l'antenne est la puissance absorbée par la résistance R.

En effet, idéalement, l'antenne doit présenter à sa ligne d'alimentation une résistance pure égale à "l'impédance caractéristique" de cette ligne. La ligne d'alimentation fonctionnera alors "en onde progressive". La mesure du rapport d'onde stationnaire permet de s'assurer que la ligne fonctionne en onde progressives.

▪ **Rapport d'ondes stationnaires** (Voltage Standing Wave Ratio : *VSWR*)

Le Rapport d'Ondes Stationnaires *R.O.S*, quantifie le niveau d'adaptation (ou plus exactement de désadaptation). Ce rapport varie de 1 lorsque la chaîne est parfaitement adaptée, à l'infini lorsque la chaîne est totalement désadaptée. On peut aussi exprimer cette grandeur en termes de "coefficient de réflexion" (ρ) ou "d'affaiblissement de l'onde réfléchie, appelé couramment Return Loss" (α dB). Autrefois, cette grandeur était exprimée en pourcentage et s'appelait Taux d'Ondes Stationnaires.

Dans une ligne de transmission coexistent une onde incidente, d'amplitude V_i , et une onde réfléchie, d'amplitude V_r . La superposition de ces deux ondes va produire une onde résultante dont l'amplitude va varier le long de la ligne.



On observera des maxima aux endroits où l'onde incidente et l'onde réfléchie produisent des interférences constructives. On a donc : $V_{max} = V_i + V_r$
Réciproquement, on observera des minima aux endroits où les deux ondes produisent des interférences destructives. On a donc : $V_{min} = V_i - V_r$

Le ROS est défini comme étant le rapport des extrema :

$$ROS = \frac{V_{max}}{V_{min}} = \frac{V_i + V_r}{V_i - V_r} \dots \dots \dots (I.2)$$

On définit également le coefficient de réflexion Γ comme étant le rapport des amplitudes (complexes) réfléchie et incidente :

$$\Gamma = \frac{V_r}{V_i} \dots \dots \dots (I.3)$$

Γ est complexe : il tient compte des différentes phases. Cependant, on manipule le plus souvent ρ , le module de Γ :

$$\rho = |\Gamma| = \frac{V_r}{V_i} \dots \dots \dots (I.4)$$

D'où une nouvelle expression du ROS en fonction de ρ :

$$ROS = \frac{1 + \rho}{1 - \rho} \dots \dots \dots (I.5)$$

Le taux d'onde stationnaire (*TOS*) est quant à lui égal à 100ρ , ou si l'on veut, l'expression de ρ comme un pourcentage. Par définition, c'est la valeur de l'amplitude de l'onde réfléchie exprimée comme un pourcentage de celle de l'onde incidente. On pourra donc ajouter le suffixe « % ».

Pour passer directement du TOS au ROS : Puisque $ROS = \frac{1 + \rho}{1 - \rho}$ et que $\rho = \frac{TOS}{100}$, on aura :

$$ROS = \frac{100 + TOS}{100 - TOS} \dots \dots \dots (I.6)$$

et après simplification, $ROS = \frac{(1 + \frac{TOS}{100})}{(1 - \frac{TOS}{100})}$

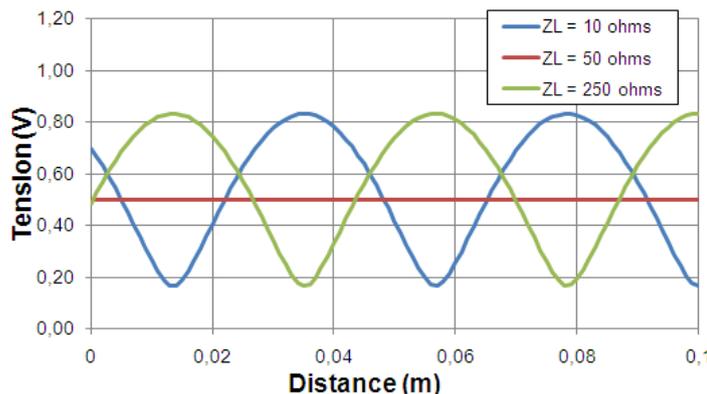
Le R.O.S peut aussi être caractérisé par le rapport entre la puissance réfléchie (P_r) et la puissance incidente (P_i) :

$$ROS = \frac{1 + \sqrt{P_r/P_i}}{1 - \sqrt{P_r/P_i}} \dots\dots\dots(I.7)$$

L'affaiblissement dû au R.O.S. est donné par l'expression suivante :

$$\alpha_{dB} = 10 \cdot \log \frac{P_i}{P_i - P_r} \dots\dots\dots(I.8)$$

Exemple : Evolution de l'amplitude de la tension le long d'une ligne à $F = 2$ GHz (ligne adaptée 50 ohms)



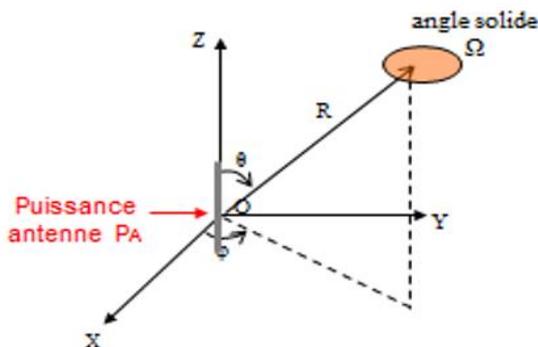
■ **Diagramme de rayonnement**

On caractérise une antenne en comparant son rayonnement par rapport à une antenne de référence. Une antenne particulière est définie par deux principales caractéristiques :

- le rapport entre la puissance maximale rayonnée (qui correspond à une direction privilégiée) et la puissance rayonnée par l'antenne isotrope de référence alimentée par la même énergie, appelé «gain» de l'antenne ;
- l'évolution du rapport entre la puissance rayonnée dans une direction et la puissance maximale, appelée «diagramme de rayonnement » ou «diagramme de directivité ».

Un diagramme de rayonnement correspond à une surface dans l'espace. Pour simplifier les représentations, on indique la coupe du diagramme suivant un plan vertical et suivant un plan horizontal conformément aux coordonnées polaires classiques θ et φ . Les angles θ et φ sont couramment appelés azimut et élévation. Le diagramme de rayonnement est une représentation de la façon dont l'antenne collecte ou rayonne l'énergie électromagnétique dans l'espace.

➤ Puissance rayonnée par une antenne :



- puissance rayonnée dans une direction donnée $P(\theta, \varphi)$:

$$P(\theta, \varphi) = \frac{P_A}{\Omega} \dots \dots \dots (I.9)$$

- puissance rayonnée par une unité de surface dans une direction (θ, φ) et à une distance R :

$$P(R, \theta, \varphi) = \frac{P_A}{\Omega \cdot R^2} \dots \dots \dots (I.10)$$

- puissance rayonnée totale :

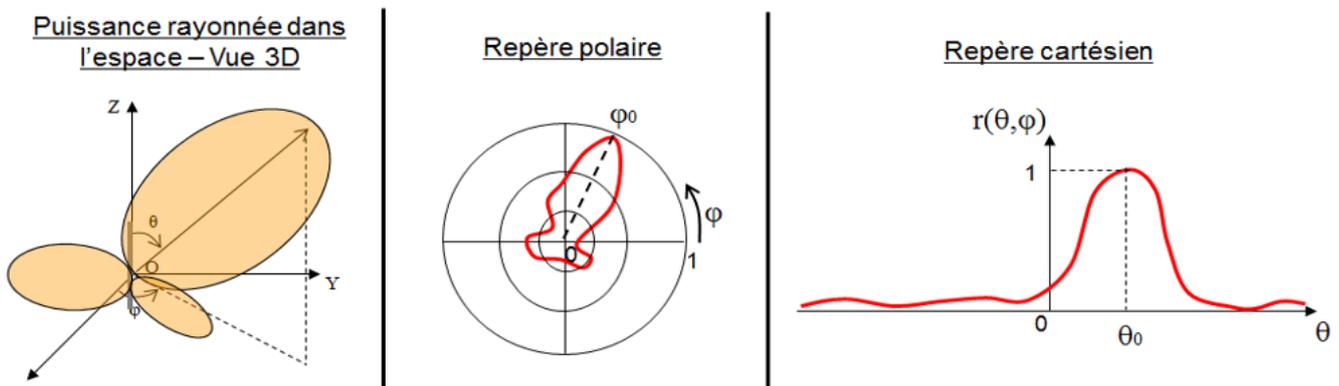
$$P_{tot} = \int_{\theta} \int_{\varphi} P(\theta, \varphi) d\varphi d\theta \dots \dots \dots (I.11)$$

➤ Fonction caractéristique de rayonnement $r(\theta, \varphi)$:

$$r(\theta, \varphi) = \frac{P(\theta, \varphi)}{P_0(\theta_0, \varphi_0)}$$

← Puissance rayonnée dans
Une direction quelconque
 ← Puissance rayonnée max

➤ Différentes manières de représenter le diagramme de rayonnement :



▪ **Directivité/Gain**

La directivité $D(\theta, \varphi)$ d'une antenne dans une direction (θ, φ) est le rapport entre la puissance rayonnée dans une direction donnée $P(\theta, \varphi)$ et la puissance que rayonnerait une antenne isotrope.

$$D(\theta, \varphi) = \frac{P(\theta, \varphi)}{\frac{P_R}{4\pi}} = 4\pi \frac{P(\theta, \varphi)}{P_R} \dots \dots \dots (I.12)$$

La directivité de l'antenne dans le plan horizontal est une caractéristique importante dans le choix d'une antenne.

Une antenne omnidirectionnelle rayonne de la même façon dans toutes les directions du plan horizontal.

Une antenne directive possède un ou deux lobes principaux. Elle sera d'autant plus directive que le lobe le plus important sera étroit.

La directivité correspond à la largeur du lobe principal, entre les angles d'atténuation à 3dB.

Pour toutes les antennes, la dimension constitue un paramètre fondamental pour déterminer la directivité. Les antennes à directivité et à gain élevés seront toujours grandes par rapport à la longueur d'onde.

le gain $G(\theta, \varphi)$ d'une antenne dans une direction (θ, φ) est le rapport entre la puissance rayonnée dans une direction donnée $P(\theta, \varphi)$ sur la puissance que rayonnerait une antenne isotrope sans pertes.

$$G(\theta, \varphi) = 4\pi \frac{P(\theta, \varphi)}{P_R} \dots\dots\dots (I.13)$$

Le gain de l'antenne est exprimé en dB mais, pour signifier que l'antenne de référence utilisée est isotrope, il est d'usage de parler de dBi (pour dB isotrope).

En général, le gain G correspond au gain dans la direction de rayonnement maximal (θ_0, φ_0) .

$$r(\theta, \varphi) = 4\pi \frac{P(\theta_0, \varphi_0)}{P_A} \dots\dots\dots (I.13)$$

Par exemple, le gain d'une antenne dipôle est de 2,15 dBi.

Certains constructeurs d'antennes expriment le gain par rapport à celui de l'antenne dipôle. Dans ce cas, le gain d'une antenne spécifique peut-être converti en dBi en ajoutant 2,15dB à la valeur indiquée :

$$G_{iso} = G_{dip} + 2,15$$

Le gain est un paramètre important d'une antenne, car il correspond à sa sensibilité en réception et son efficacité en émission. Plus le gain d'une antenne est important, plus la portée de la transmission est grande.

▪ **Rendement**

La somme des puissances émises dans toutes les directions définit la puissance effectivement rayonnée. Le rapport avec la puissance fournie par la ligne de transmission définit son rendement. La résistance (partie réelle de l'impédance) présentée par l'antenne a deux origines :

- la résistance de rayonnement. L'énergie absorbée par la résistance de rayonnement est en fait l'énergie rayonnée par l'antenne.
- la résistance de pertes. L'énergie absorbée par cette résistance est dissipée en chaleur par l'antenne, par effet joule dans les résistances ou par pertes dans les diélectriques.

Le rendement est fonction du rapport entre ces deux résistances. Une antenne aura un bon rendement si la résistance de pertes est faible devant la résistance de rayonnement.

Le rendement η d'une antenne traduit sa capacité à transmettre la puissance électrique en entrée P_A sous forme de puissance rayonnée P_R :

$$P_R = \eta \cdot P_A \Rightarrow G = \eta \cdot D \dots\dots\dots (I.14)$$

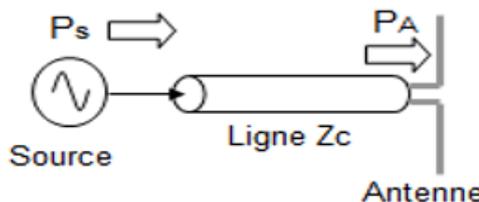
▪ **Adaptation**

Une antenne est reliée à la source par une ligne de transmission d'impédance caractéristique Z_C . Pour assurer un transfert maximal de puissance entre l'alimentation et l'antenne, il est nécessaire d'assurer une adaptation d'impédance.

$$P_A = P_S(1 - |\Gamma_{in}|^2)$$

$$S_{II} = \Gamma_{in} = \frac{Z_{in} - Z_C}{Z_{in} + Z_C} \dots \dots \dots (I.15)$$

L'adaptation permet d'annuler le coefficient de réflexion



Condition d'adaptation

➔

$$S_{II} = 0 \Leftrightarrow Z_{in} = Z_C$$

Perte liée à la désadaptation (mismatch loss) :

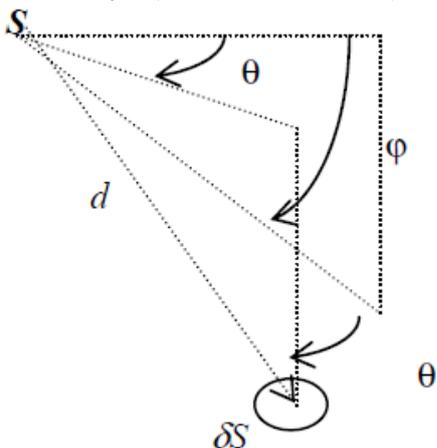
$$P_{mismatch} = P_S |\Gamma_{in}|^2 \dots \dots \dots (I.16)$$

2-2 Gain et aire équivalente d'une antenne

Lorsque l'on utilise une antenne quelconque au lieu de l'antenne isotrope, considérée comme l'antenne de référence, cette antenne concentre la puissance rayonnée dans certaines directions de l'espace, repérées, dans un système de coordonnées polaires, par un couple (θ, φ) .

On peut alors introduire le gain de l'antenne $G_e(\theta, \varphi)$ et tout se passe dans une direction (θ, φ) comme si l'on utilisait une antenne isotrope mais que la puissance P_e de l'émetteur était remplacée par [6]:

$$P_e' = G_e(\theta, \varphi) P_e \dots \dots \dots (I.17)$$



En considérant la propagation sans perte d'une onde sphérique, le flux de puissance (en W/m^2) à une distance d de l'antenne s'écrit [6]:

$$\phi(d) = \frac{P_e}{4 \cdot \pi \cdot d^2} \dots \dots \dots (I.17)$$

Une antenne de réception possède une aire équivalente A_r . Cette antenne reçoit une puissance :

$$P_r = \phi(d) A_r \dots \dots \dots (I.18)$$

Dans le cas d'une antenne qui possède une ouverture (exemple antenne parabolique), l'aire équivalente A_r

n'est pas obligatoirement égale à l'ouverture de l'antenne mais elle est en général proportionnelle à celle-ci à travers un coefficient η appelé efficacité. Ce coefficient varie en général entre 0.5 et 0.7.

Supposons maintenant que l'antenne soit directive et rayonne principalement dans une direction définie par un azimut et une élévation (θ_0, φ_0) . Par rapport à l'antenne isotrope, le flux de puissance dans cette direction sera multiplié par un coefficient $G_e(\theta_0, \varphi_0)$, qui représente donc la valeur maximale de la directivité ou le gain d'antenne.

Pour simplifier les écritures, nous supposons dans la suite que l'on s'intéresse à cette direction privilégiée (θ_0, φ_0) et l'on omettra de le préciser dans l'expression du gain : G_e .

Nous avons ainsi défini le gain pour l'antenne d'émission et l'aire équivalente pour l'antenne de réception. La relation suivante permet de relier l'aire équivalente et le gain [6]:

$$A_r = \frac{\lambda^2}{4\pi} G_e \dots\dots\dots(I.19)$$

Le gain d'antenne est souvent exprimé en décibel par le calcul de $10 \log(G_e)$. Ce gain est alors exprimé en dBi (dB par rapport à une antenne isotrope de gain égal à 1)

Le flux de puissance à une distance d est égal à [6]:

$$\frac{G_e P_e}{4\pi d^2} \text{ Watts/m}^2 \dots\dots\dots(I.20)$$

Le produit $G_e P_e$ est représenté la **Puissance Isotrope Rayonnée Equivalente** : **PIRE** (Effective Isotropic Radiated Power : EIRP). On rappelle que la PIRE est la puissance rayonnée par rapport à une antenne isotrope pour laquelle $G_e = 1$

La puissance P_r reçue par une antenne de réception, dirigée dans la direction de rayonnement principal de l'antenne d'émission, va être égale à une fraction de la puissance rayonnée. Cette fraction est proportionnelle à la surface de l'antenne de réception et à son orientation par rapport à la direction de propagation de la puissance émise. En supposant les antennes d'émission et de réception parfaitement alignées, la puissance reçue s'écrit:

$$P_r = \frac{P_e G_e A_r}{4\pi d^2} \dots\dots\dots(I.21)$$

En utilisant la relation entre l'aire effective et le gain de l'antenne de réception $A_r = \frac{G_r \lambda^2}{4\pi}$, la puissance reçue par l'antenne s'écrit finalement :

$$P_r = \frac{P_e G_e G_r}{\left(\frac{4\pi d}{\lambda}\right)^2} \dots\dots\dots(I.21)$$

On introduit alors le facteur $L_s = \left(\frac{\lambda}{4\pi d}\right)^2$ qui est appelé la **perte en espace libre** (free-space pathloss).

La puissance reçue s'écrit alors :

$$P_r = P_e \cdot G_e \cdot G_r \cdot L_s \dots\dots\dots(I.22)$$

En prenant en compte des pertes de propagation atmosphérique sous la forme d'un terme L_a , la puissance reçue devient :

$$P_r = P_e \cdot G_e \cdot G_r \cdot L_s \cdot L_a \dots\dots\dots(I.23)$$

Prise en dB cette expression devient :

$$(P_r)_{dB} = (P_e)_{dB} + (G_e)_{dBi} + (G_r)_{dBi} + (L_s)_{dB} + (L_a)_{dB} \dots\dots\dots(I.24)$$

Pour terminer le bilan de liaison il faut prendre en compte le bruit additif du canal et du récepteur. Le bruit thermique est défini par sa densité mono latérale de puissance :

$$N_0 = kTWatts/Hz.....(I.25)$$

Avec k : constante de Boltzmann : $k = 1,38. 10^{23} JK^{-1}$ et T température de bruit en Kelvin.
La puissance de bruit N dans une bande de fréquence W est alors égale à :

$$N = NoW.....(I.26)$$

En introduisant l'énergie par bit E_b dans la bande de réception et le débit binaire R_b , il vient :

$$Pr = EbRb.....(I.27)$$

Le rapport $\frac{E_b}{N_0}$ est alors égal à : $\frac{E_b}{N_0} = \frac{1}{R_b} \frac{Pr}{N_0}.....(I.28)$

Pour obtenir un taux d'erreur spécifié lors de la démodulation, il est nécessaire d'avoir un rapport $\frac{E_b}{N_0}$ requis que l'on note $\left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{req}$. Il faut donc ajuster les puissances d'émission et les tailles des antennes afin que :

$$\frac{Pr}{N_0} = R_b \left(\frac{E_b}{N_0}\right)_{req}(I.29)$$

En remplaçant Pr par sa valeur ainsi que N_0 dans cette expression, on obtient :

$$\frac{Pr}{N_0} = \frac{PeGeLsLa}{k} \frac{Gr}{T}(I.30)$$

On voit alors faire apparaître le terme $\frac{Gr}{T}$ qui est une caractéristique très importante pour qualifier la chaîne de réception.

Note :

Pour une antenne parabolique de diamètre D le gain est donné par la formule $G_r = n \left(\frac{\pi D}{\lambda}\right)^2$ et l'aire effective $A_r = n \frac{\pi D^2}{4}$, avec n égal à 50-60%.

Pour une antenne cornet avec une aire A , le gain est donné par $G_r = \frac{10A}{\lambda^2}$ et l'aire effective est $A_r = nA$ avec n égal à 80%.

3- La propagation en visibilité Directe

La propagation d'une onde électromagnétique est déterminée par les propriétés du milieu de propagation et de la performance des équipements de transmission. La présence de la terre et de l'atmosphère introduit divers phénomènes physiques (Réflexion, réfraction, diffraction, absorption, diffusion) qui peuvent modifier profondément le champ qu'on calculerait en espace libre, même si les deux extrémités de la liaison semblent être en visibilité l'une et l'autre.

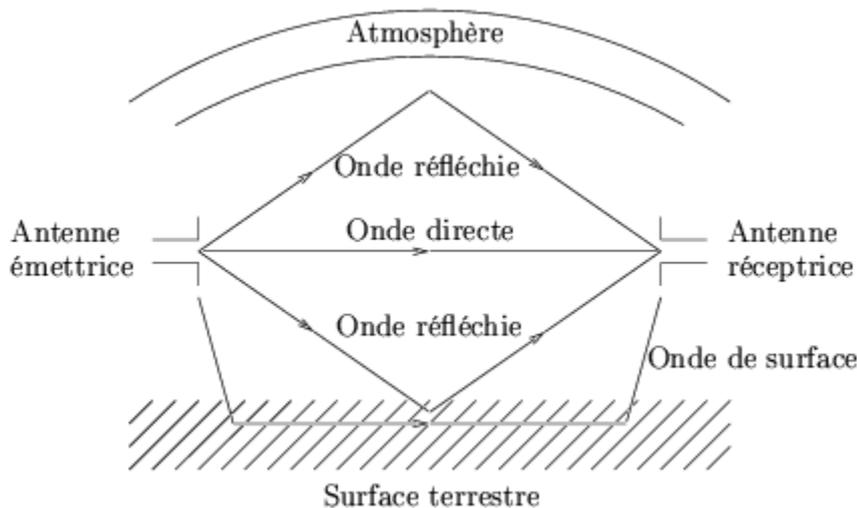


Figure 1-1 : Influence du sol sur la propagation du signal

Il faut donc étudier l'influence de la proximité de la terre et de la traversée de l'atmosphère sur la propagation. Une étude théorique rigoureuse de la propagation est évidemment impossible, puisqu'il faudrait connaître à chaque instant et en chaque point les propriétés du sol et de l'atmosphère.

3-1 Définition d'une liaison en visibilité

Une condition nécessaire, mais non suffisante, pour que deux points soient en visibilité est que la ligne de mire ou en anglais *Ligne Of Sight* « LOS » (la droite qui les joint) ne rencontre pas la terre. Si l'on désigne par h_1 et h_2 les hauteurs des deux extrémités au-dessus d'une terre parfaitement sphérique de rayon a , la distance maximale de visibilité, appelée parfois visibilité géométrique, est donnée par la relation [1]:

$$dm = \sqrt{2a}(\sqrt{h_1} + \sqrt{h_2}) \dots \dots \dots (I.31)$$

En réalité, pour que deux points puissent être considérés comme en visibilité pour une longueur d'onde donnée, il faut que les phénomènes de diffraction par les obstacles éventuels situés au voisinage du trajet aient une influence négligeable sur le niveau reçu.

3-2 Effets de l'atmosphère

3-2-1 La réfraction

Dans un milieu homogène, les rayons suivent des lignes droites. Dans un milieu hétérogène, les trajectoires des rayons diffèrent d'une ligne droite et on dit qu'il y a réfraction.

Indice de réfraction

L'indice de réfraction, souvent noté n , est une grandeur sans dimension caractéristique d'un milieu, décrivant le comportement de la lumière dans celui-ci ; il dépend de la longueur d'onde mais aussi des caractéristiques de l'environnement dans lequel se propage la lumière.

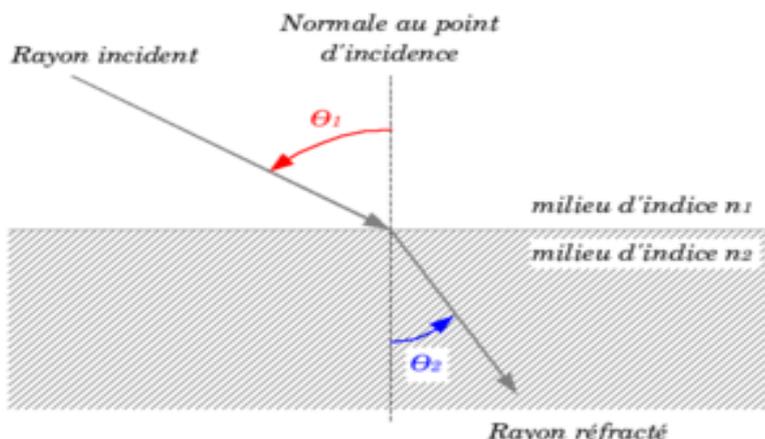


Figure 1-2: Réfraction

On rappelle que $n = \sqrt{\frac{\epsilon\mu}{\epsilon_0\mu_0}}$ et que pour l'air $\mu_0 = \mu$. Les caractéristiques de l'atmosphère se résument à sa constante diélectrique ϵ et à sa perméabilité magnétique μ .

■ **Indice de réfraction de l'atmosphère neutre**

La propagation des ondes dans un milieu est entièrement conditionnée par l'indice de réfraction de celui-ci. L'indice de réfraction de l'atmosphère, comme celui de tous les gaz, est très voisin de l'unité, environ 1,0003. On utilise donc non pas l'indice n mais une quantité N appelée coïncide de l'air, qui est liée à n par la relation [3]:

$$N = (n - 1)10^6 \dots\dots\dots(I.32)$$

Dans le domaine des ondes radioélectriques, le coïncide de l'air est donné par la formule suivante, adoptée internationalement [3]:

$$N = (n - 1)10^6 = \frac{77.6}{T} \left(P + 4810 \frac{P_0}{T} \right) \dots\dots\dots(I.33)$$

Avec :

$T(K^\circ)$: température absolue ;

$P(mbar)$: pression atmosphérique ;

$P_0(mbar)$: pression partielle.

Au voisinage du sol, la valeur de N est d'environ 300.

L'humidité de l'air peut s'exprimer de plusieurs autres façons, ce qui donne autant de formes différentes à l'expression de N . En particulier, on peut utiliser le rapport du mélange qui est le rapport S de la masse de vapeur d'eau mélangée à l'air à la masse de l'air sec correspondant.

Dans ce cas N prend la forme [3]:

$$N = P \left(\frac{77.6}{T} + 600 \frac{s}{T^2} \right) \dots\dots\dots(I.34)$$

Le premier terme qui ne dépend pas de l'humidité est appelé terme sec, le deuxième est appelé terme humide.

L'indice de réfraction au voisinage du sol a évidemment une importance très grande parce que certaines méthodes de prévision de propagation sont basées sur son utilisation. Il est préférable de prendre le niveau de la mer comme altitude de référence et de calculer l'indice pour cette altitude.

La loi de variation de l'indice de réfraction avec l'altitude est appelée profil d'indice de l'atmosphère. La décroissance moyenne de l'indice de réfraction avec l'altitude est liée principalement à la décroissance de la pression, et par suite elle est sensiblement exponentielle. L'Union International des Télécommunications **UIT** a défini une atmosphère de référence pour la réfraction par la relation [9]:

$$N = 315 \exp(-0,136h) \dots\dots\dots(I.35)$$

Avec $h(km)$ hauteur au-dessus du niveau de la mer.

Cependant, dans les basses couches de l'atmosphère, cette loi exponentielle peut être très fortement perturbée par les variations de la température et de l'humidité. Ces irrégularités dans la variation de l'indice de réfraction de l'atmosphère inférieure sont à la base de la plupart des anomalies de propagation sur les liaisons en visibilité.

■ **Réfraction des ondes dans la troposphère**

En première approximation, on peut considérer que l'indice de réfraction de l'atmosphère est fonction seulement de l'altitude et qu'il est indépendant du temps, au moins sur des périodes pas trop longues. On est alors amené à étudier la propagation des ondes dans une atmosphère à structure sphérique, c'est-à-dire telle que l'indice de réfraction soit uniquement fonction de la distance à un point fixe (centre de la terre). Dans ce cas, la relation classique de Descartes qui est valable lorsque les surfaces équi-indice sont des plans parallèles, est remplacée par la relation suivante, dite **formule de Bouguer** [9] :

$$nr \cos\phi = Cte \dots\dots\dots(I.36)$$

Avec r : distance du centre de la Terre au point où l'indice de réfraction est n ,

φ : Angle avec l'horizontale locale (figure suivante).

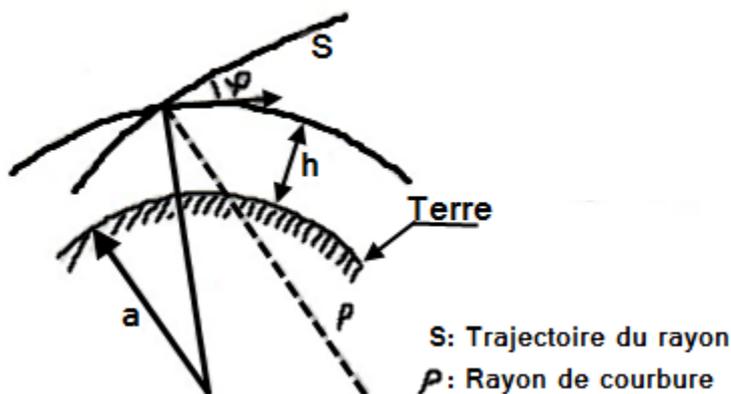


Figure 1-3 : Trajectoire du rayon radioélectrique dans la troposphère

a) Rayon de courbure des trajectoires

L'équation précédente qui définit les trajectoires radio électriques, est fonction $n(r)$. Cependant, le rayon de courbure des trajectoires, est obtenu par :

$$\frac{1}{p} = \frac{d\varphi}{ds} = \left(\frac{1}{n} \frac{dn}{dh}\right) \cos \varphi \dots \dots \dots (I.37)$$

Où $\frac{dn}{dh}$ représente le gradient vertical de l'indice de réfraction.

Dans le cas des liaisons directes, $\cos \varphi$ reste toujours voisin de l'unité. En outre, n est également voisin de l'unité. On peut donc simplifier la relation précédente, ce qui donne :

$$\frac{1}{p} \simeq \frac{dn}{dh} \dots \dots \dots (I.38)$$

Avec h hauteur au-dessus d'une altitude de référence (solen niveau de la mer). On voit donc que, dans ce cas, la courbure des trajectoires en un point est pratiquement égale au gradient vertical de l'indice de réfraction en ce point.

b) Indice de réfraction modifié

On sait que n est très voisin de l'unité, environ 1,0003. On peut donc poser comme indiqué plus haut :

$$n = 1 + N \cdot 10^{-6} \dots \dots \dots (I.39)$$

En outre, la hauteur h au-dessus du sol des points du trajet étant petite devant le rayon terrestre a , on peut écrire :

$$r = a + h \quad \text{avec } h \ll a$$

En fin, l'angle φ étant petit, on peut écrire :

$$\cos \varphi \simeq 1 - \frac{\varphi^2}{2} \dots \dots \dots (I.40)$$

Dans ces conditions, la relation fondamentale de propagation en atmosphère sphériques'écrit, au deuxième ordre près, (on néglige les termes $\frac{\varphi^2}{2} \cdot \frac{h}{a}$ et $N \cdot 10^{-6} \frac{\varphi^2}{2}$) :

$$N \cdot 10^{-6} + \frac{h}{a} - \frac{\varphi^2}{2} = Cte \dots \dots \dots (I.41)$$

Cette dernière est utilisée en pratique comme suit :

$$N + \frac{h}{a} - \frac{\varphi^2}{2} = Cte \dots\dots\dots(I.42)$$

Avec :

- h en mètre;
- a en millier de kilomètres (c'est-à-dire $a=6,37$)
- φ en milliradian;

Posons : $N + h/a = M$

Il vient : $M - \varphi^2/2 = Cte.$

La quantité M est appelée **indice de réfraction modifié**. Son utilisation permet de remplacer la propagation au-dessus de la terre réelle surmontée d'une atmosphère d'indice $N(h)$ par la propagation au-dessus d'une terre fictive plane surmontée d'une atmosphère d'indice $M(h)$, ce qui conduit à des trajectoires fictives. Par exemple les trajectoires qui sont des cercles dans une tranche d'atmosphère de gradient d'indice constant deviennent des paraboles dans la représentation ainsi définie.

Cette représentation, dite en terre plate, est surtout utilisée avec la méthode de tracé des rayons dans le cas de la propagation guidée.

c) Rayon terrestre fictif

Il existe un autre artifice de calcul qui est également d'un emploi courant dans le cas de visibilité directe. Il consiste à utiliser un coefficient K ou un rayon terrestre fictif Ka , choisi de telle façon qu'en comptant les altitudes à partir de cette surface terrestre fictive, Les trajectoires soient rectilignes. La surface terrestre fictive ainsi définie est donc supposée placée dans une atmosphère d'indice constant. Or, en dérivant par rapport à h la relation précédente I-12[4]:

$$\frac{dN}{dh} + \frac{1}{a} - \varphi \frac{d\varphi}{dh} = 0$$

Posons : $\frac{dN}{dh} + \frac{1}{a} = \frac{1}{Ka}$

On obtient alors : $\frac{1}{Ka} - \varphi \frac{d\varphi}{dh} = 0$

Ou en intégrant : $\frac{h}{Ka} - \frac{\varphi^2}{2} = Cte$

qui est l'équation de propagation que l'on obtiendrait dans une atmosphère sphérique d'indice constant, et dans laquelle, par conséquent, les trajectoires seraient rectilignes.

On voit donc que, si on remplace la sphère terrestre de rayon a entourée d'une atmosphère d'indice variable ($dN/dh \neq 0$) par une sphère de rayon Ka définie par la relation précédente, les trajectoires sont transformées en droites.

Le coefficient K ainsi défini :

$$K = \frac{1}{1+a(dN/dh)} \dots\dots\dots(I.43)$$

est appelé **coefficient multiplicatif du rayon terrestre**.

L'utilisation d'un rayon terrestre fictif est surtout intéressante pour déterminer graphiquement les hauteurs d'antennes nécessaires pour avoir le dégagement désiré du trajet, lorsqu'on a fixé la valeur de K . En effet, dans cette représentation, les trajectoires ne sont rectilignes que pour la valeur de K choisie.

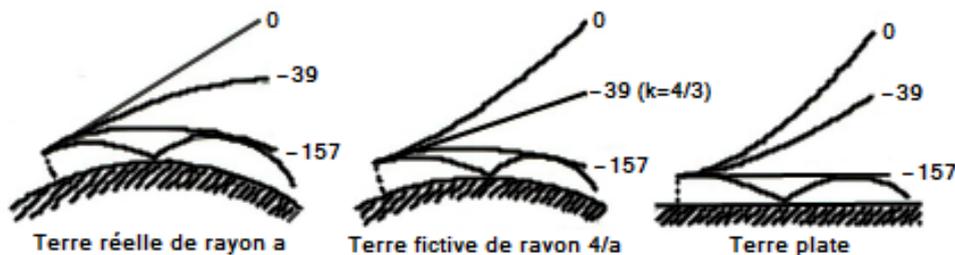


Figure 1-4 :Diverses représentations d'une trajectoire partant horizontalement.
 En paramètres : 3 valeurs particulières du gradient d'indice.

D'après ce qui précède, on voit que l'on a les trois façons suivantes pour représenter une même trajectoire radioélectrique (figure précédente). Dans ces trois représentations, la hauteur de la trajectoire au-dessus de la surface de référence (sphère ou plan), à une distance donnée de l'émetteur, est évidemment la même.

La modélisation à terre fictive est très souvent adoptée en pratique. Pour maintenir le rayon rectiligne, on pourra remarquer que la courbure de la terre peut devenir concave.

d) Atmosphère normale

On appelle atmosphère normale une atmosphère sphérique dont le gradient vertical est constant et a pour valeur [4]:

$$dN/dh = -39 \text{ unités } N/km.$$

Pour une telle atmosphère, on trouve donc approximativement :

$$K \approx 4/3 \text{ ou } Ka \approx 8500km.$$

Cette valeur du gradient a été choisie car elle représente grossièrement une valeur moyenne en climat tempéré pour le premier kilomètre d'altitude.

e) Infraréfraction

Si la valeur du gradient est supérieure à -39 unités N/km, on dit qu'il y a infraréfraction. Les trajectoires sont moins courbées et le rayon apparent de la terre est inférieur à 8500 km. C'est-à-dire que K est inférieur à 4/3. En particulier, si le gradient est nul, l'atmosphère est homogène. les trajectoires sont des droites. Si le gradient est positif, le rayon apparent de la terre est inférieur à son rayon réel et les trajectoires sont courbées vers le haut.

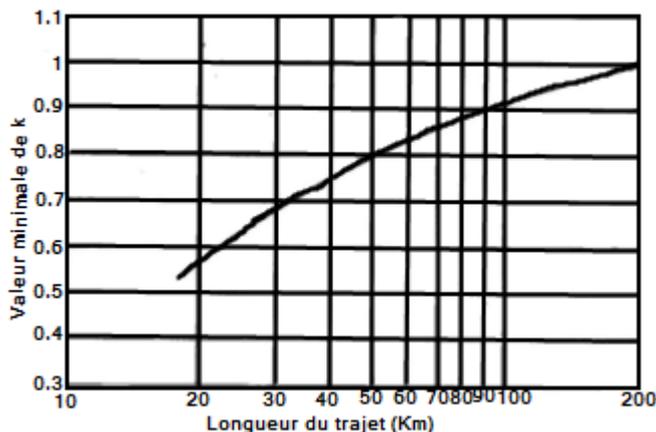


Figure 1-5 : Valeurs minimales de K pour une distance donnée

Cependant, si on effectue des sondages verticaux de l'atmosphère, simultanément en deux emplacements distants de quelques dizaines de kilomètres, on constate qu'en période d'infraréfraction la corrélation entre les valeurs de l'indice de réfraction à la même altitude aux deux emplacements est très faible. En conséquence, les faibles valeurs de K ne sont pas simultanées tout le long d'un trajet et la valeur moyenne de K sur le trajet se rapproche de sa valeur à long terme, ce qui atténue l'effet de l'infraréfraction.

On peut ainsi définir une « valeur minimale » de K en fonction de la longueur du trajet. L'étude de nombreuses liaisons en climat tempéré a conduit à la courbe précédente qui a une grande importance pour déterminer la hauteur d'antenne nécessaire.

f) Supraréfraction (ou superréfraction) et propagation guidée

Si la valeur du gradient de l'indice de réfraction est inférieure à -39 unités N/km , on dit qu'il y a supraréfraction, les trajectoires sont plus courbées et le rayon apparent de la terre est supérieur à 8500 km (c'est-à-dire K est inférieur à $4/3$). En particulier, si le gradient est inférieur à -157 unités N/km , la courbure des trajectoires est supérieure à la courbure terrestre, les trajectoires ne s'éloignent donc pas indéfiniment du sol, elles y reviennent et y sont en général réfléchies. Il y a propagation guidée, ou effet de guidage. Contrairement aux situations d'infraréfraction, les situations de supra-réfraction, lorsqu'elles existent, peuvent s'étendre sur des distances très grandes avec une corrélation très forte. Elles sont donc susceptibles de provoquer des propagations à très grande distance, et donc des brouillages.

3-2-2 Trajets multiples troposphériques

On dit qu'il y a propagation par trajets multiples lorsqu'il existe simultanément plusieurs trajets de propagation entre l'émetteur et le récepteur.

Les multitrajets constituent également une source de dégradation du signal non négligeable.

Ils sont provoqués par la réflexion du signal sur le sol, l'eau ou l'environnement entourant le récepteur.

L'existence des trajets multiples troposphériques est toujours liée à une situation de superréfraction, qui peut même atteindre les conditions de guidage sur une fraction du parcours. Suivant les caractéristiques de l'atmosphère, on peut avoir au cours du temps, l'une ou l'autre des situations suivantes :

a) Le trajet direct est prépondérant. Sur les autres trajets ne se propage qu'une très faible fraction de la puissance. On a alors un phénomène de scintillation dont l'amplitude ne dépasse pas en général quelques décibels.

b) Il existe plusieurs trajets le long desquels se propagent des puissances à peu près équivalentes et le récepteur est situé en un point que plusieurs de ces trajets peuvent atteindre. On a alors des évanouissements d'interférences très profonds mais avec une remontée au niveau de l'espace libre entre deux évanouissements. En outre les évanouissements maximaux sur deux fréquences voisines ne sont pas simultanés.

c) Le récepteur est situé en un point qu'aucun trajet ne peut atteindre d'après la théorie des rayons de l'optique géométrique. On a alors une baisse générale du niveau reçu qui peut dépasser une vingtaine de décibels et durer plusieurs heures. En outre ce phénomène affecte simultanément une large bande de fréquences. A cette baisse de niveau se superposent des évanouissements rapides plus profonds, car la puissance reçue résulte de nombreux trajets multiples secondaires transportant peu de puissance et dus par exemple à la diffraction par des obstacles ou à des petites irrégularités de l'indice de réfraction.

Outre le fait que les multitrajets ne respectent pas l'hypothèse de propagation en ligne du signal faite par le récepteur, les divers échos du signal LOS (*Line of Sight*) peuvent engendrer des interférences destructives ou induire des erreurs d'estimation des distances émetteur/récepteur. Pour corriger les multitrajets, il est possible d'utiliser des méthodes de traitement du signal comme la modulation COFDM, ainsi que des méthodes de réception multi-antennes afin d'estimer la direction du signal d'intérêt.

3-2-3 Absorption

■ Absorption par les gaz de l'atmosphère

L'oxygène et la vapeur d'eau absorbent une partie de l'énergie. Cette absorption est de l'ordre de quelques centièmes de décibels par kilomètre pour les fréquences inférieures à 15 GHz : aussi la néglige-t-on souvent dans les calculs.

L'absorption croît avec la fréquence. Voici des valeurs mesurées à 20 GHz pour une densité de vapeur d'eau de 7,5 g/m³ ce qui correspond à 50% d'humidité pour une température de 15° et une pression de 1000 mbars[4] :

Absorption due à l'oxygène : 0,02 dB/km

Absorption due à la vapeur d'eau (7,5 g/m³) : 0,09 dB/km

Absorption résiduelle totale : 0,11 dB/km

On voit que cette valeur n'est pas négligeable.

Au-delà de 20 GHz, l'absorption croît brutalement.

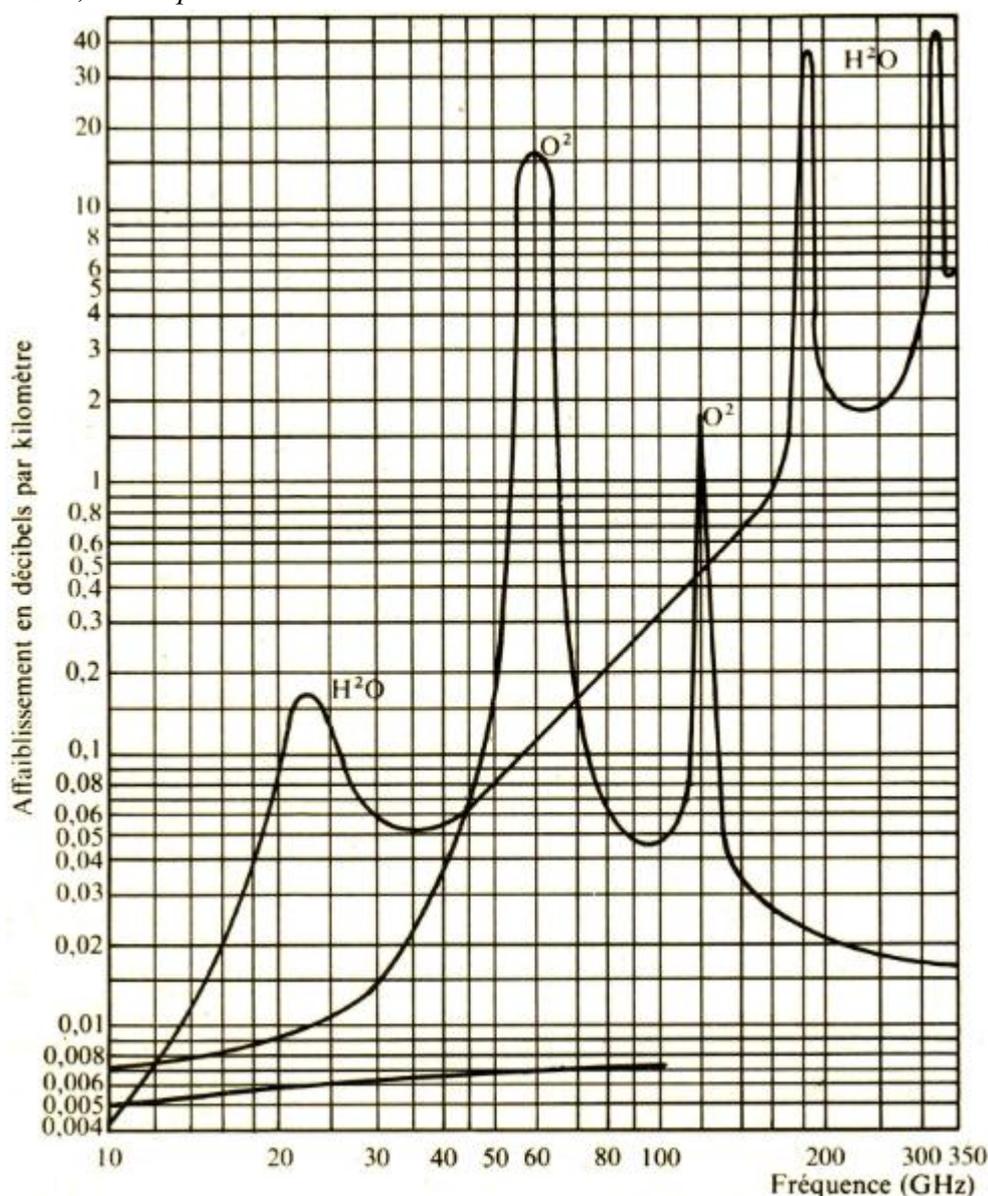


Figure 1-6 : Absorption par les gaz de l'atmosphère
(Pression 760mmHg/ Température 20°C/ Vapeur d'eau 7,5gf m3)

Voici par exemple l'absorption mesurée à 35GHz pour une densité de vapeur d'eau de 7,5 g/m³ [4]:

- Absorption due à l'oxygène : 0,04 dB/km ;
- Absorption due à la vapeur d'eau : 0,075 dB/km ;
- Absorption résiduelle totale : 0,115 dB/km.

▪ **Atténuation par les hydrométéores**

Parmi les particules non gazeuses de l'atmosphère, ce sont les gouttes d'eau qui donnent l'atténuation la plus importante. Cette atténuation est due à deux mécanismes, d'une part une absorption de l'énergie par perte ohmique dans les gouttes d'eau, et d'autre part une diffusion de l'énergie par ces gouttes d'eau.

Contrairement à l'atténuation due aux gaz, qui est permanente, l'atténuation due à la pluie ne se manifeste qu'en présence d'une pluie d'intensité significative, ce qui se produit pendant moins de 1% du temps en général, au moins dans les climats tempérés.

Pour calculer l'atténuation en dB/km causée par une pluie d'intensité donnée (mesurée habituellement en millimètre par heure), on doit connaître la répartition statistique des diamètres des gouttes pour cette intensité de pluie. Ces diamètres sont compris entre 0,1 mm et 6 mm environ, et on admet souvent, à la suite de certains travaux expérimentaux, une loi de répartition à peu près exponentielle, mais c'est encore un sujet d'études, car il semble que la loi de répartition peut changer beaucoup d'un climat à l'autre et même entre le début et la fin d'une même averse.

En fonction de l'intensité de précipitation R supposée uniforme, l'atténuation kilométrique γ se met sous la forme approchée [9]:

$$\gamma = kR^\alpha \dots\dots\dots(I.44)$$

Avec k et α coefficients qui dépendent de la fréquence, α étant assez voisin de l'unité.

Le calcul pratique peut être fait par le monogramme de la figure suivante.

Les ondes en polarisation horizontale sont plus atténuées que celles en polarisation verticale. Ceci provient du non sphéricité des gouttes de pluie, qui sont aplaties par la résistance de l'air.

Pour déterminer l'atténuation sur un trajet donné et ses variations dans le temps, il faut connaître en outre les propriétés statistiques temporelles et les caractéristiques spatiales des précipitations. C'est un problème météorologique qui est loin d'être parfaitement résolu et seules des méthodes et formules empiriques ont été mises au point.

Dans la méthode de calcul retenue par l'UIT, on calcule l'affaiblissement A , qui est une fonction du pourcentage de temps p , de la distance d , de la fréquence F et de l'intensité de pluie R par la relation suivante [10]:

$$A(d, R, p, F) = \gamma(F, R). (p, d) \dots\dots\dots(I.45)$$

γ est l'atténuation linéique en dB/km donné par le monogramme de la figure suivante 1-7.

d_e est une distance équivalente donnée par la relation [10]:

$$d_e = \frac{1,2d}{1+0,082 \log\left(\frac{0,2}{p}\right) d^{0,8}} \dots\dots\dots(I.46)$$

d_e en Km

La valeur à prendre en compte pour l'intensité de pluie R est celle qui correspond au pourcentage de temps p (mois ou année).

Si on connaît l'affaiblissement A_1 à une fréquence F_1 , on peut déduire l'affaiblissement A_2 qu'on aurait à une fréquence F_2 et sur la même polarisation par la relation approchée [10]:

$$\frac{A_2}{A_1} = \left(\frac{F_2}{F_1}\right)^{1,72} \dots\dots\dots(I.47)$$

Cette relation est valable pour des fréquences comprises entre environ 7 et 30 GHz.

De même, si on connaît l'affaiblissement sur une liaison fonctionnant avec une polarisation donnée, horizontale ou verticale, on peut en déduire celle qu'on aurait sur l'autre polarisation par les relations [10]:

$$AV = \frac{300AH}{335+AH} \quad AH = \frac{335AV}{300-AV} \dots \dots \dots (I.48)$$

AH et *AV* étant exprimés en décibels

Enfin, si on connaît l'affaiblissement seulement pour 0,01% du temps, on peut estimer l'affaiblissement pour les autres pourcentages compris entre 0,2% et 0,001% au moyen de la formule suivante [10]:

$$A_P = A_{0,01\%} \times 0,12_p^{-(0,546+0,043 \log P)} \dots \dots \dots (I.49)$$

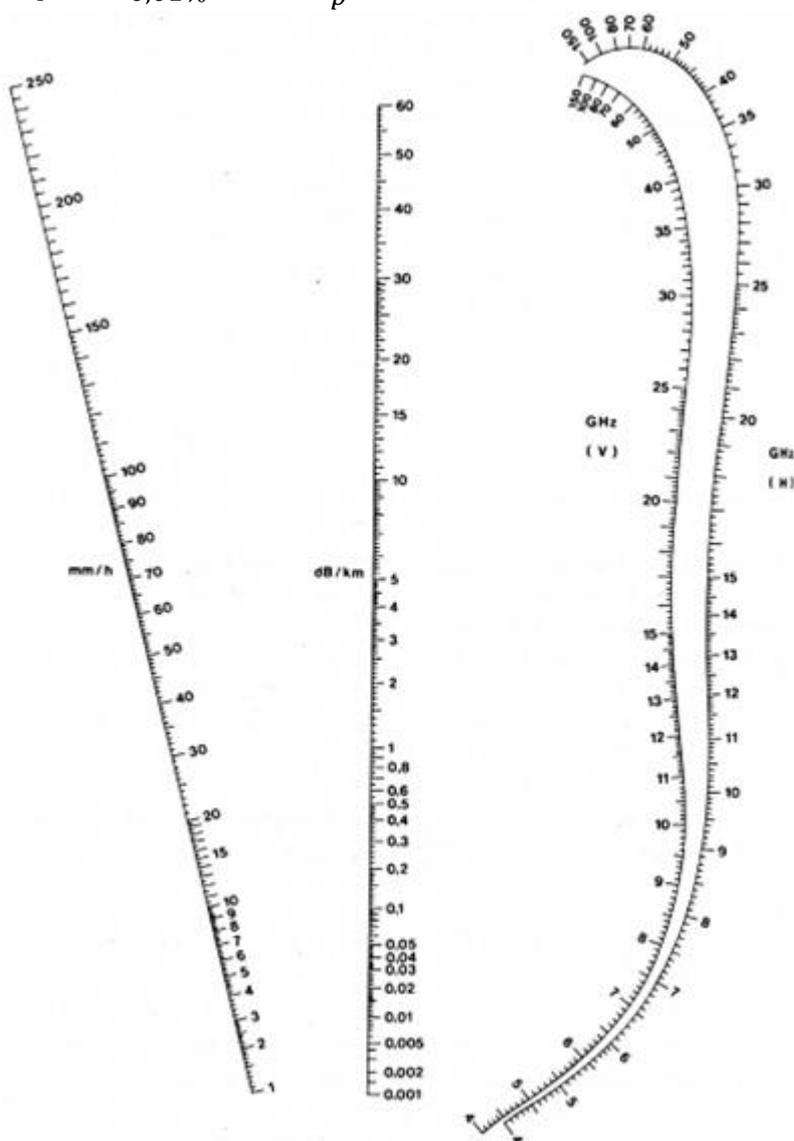


Figure 1-7: Monogramme permettant le calcul de l'atténuation due à la pluie

3-3 Effets du sol

Sur une liaison en visibilité, l'effet du sol se manifeste surtout par des phénomènes de réflexion. Cependant, si la liaison est mal dégagée, on peut avoir également des effets pendant un certain pourcentage de temps, mais il est bien évident qu'on ne peut parler de liaison de visibilité ou proche de la visibilité que si ce pourcentage de temps est très petit.

3-3-1 Zone de Fresnel

La zone de Fresnel est un volume de forme ellipsoïdale autour de la ligne de mire du chemin entre l'émetteur et le récepteur.

La zone de Fresnel est importante pour l'intégrité de la liaison Radio Fréquence RF, car elle définit un volume autour de la LOS qui doit être libre de tout obstacle afin que la puissance maximale puisse parvenir à l'antenne de réception. Les objets dans la zone de Fresnel comme les arbres, les collines et les bâtiments peuvent bloquer le signal principal loin du récepteur.

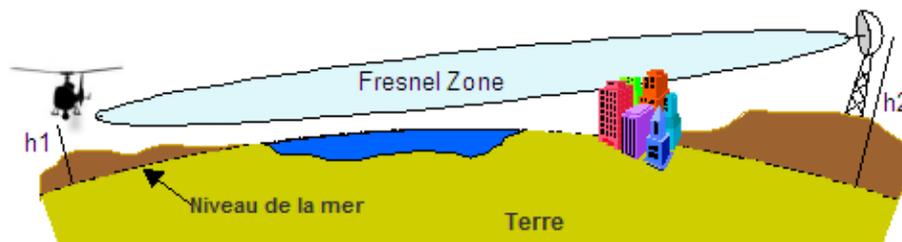


Figure 1-8 : Présentation de la zone de Fresnel

La première zone de Fresnel est telle que la différence entre le trajet direct (AB dans la figure ci-dessous) et une voie indirecte qui touche un seul point sur la frontière de la zone de Fresnel est la moitié de la longueur d'onde. Si une partie importante de la zone de Fresnel est obstruée l'intensité du signal en réception à l'antenne de réception peut être grandement atténuée. Une règle de base est que vous devez au moins 60% de la première zone libre de toute obstruction de Fresnel pour que la propagation des ondes radio à se comporter comme si elle est en "espace libre". Par exemple, avec une distance de liaison de 50 km, le rayon de cette (60%) ellipsoïde à la mi-parcours est de 23 mètres.

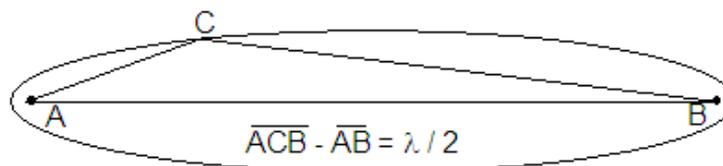


Figure 1-9 : Trajet direct

Le rayon de la première zone de Fresnel à un point donné entre l'émetteur et le récepteur peut être calculé comme suit [2]:

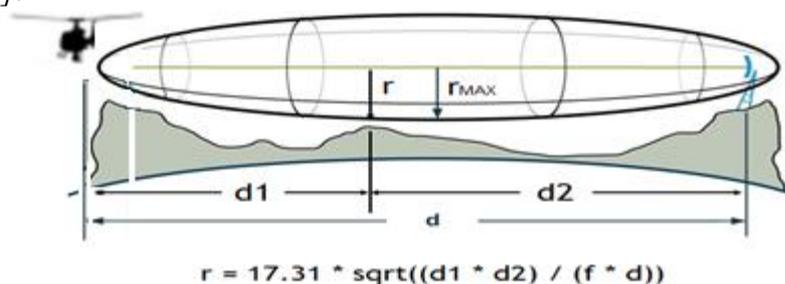


Figure 1-10 : Calcul du rayon de la zone de Fresnel

r : rayon de la zone [m]

$d1$ et $d2$: sont des distances de l'obstacle aux extrémités de la liaison [m]

d : distance totale de la liaison [m]

f : fréquence en [MHz]

Notez que cela vous donne le rayon de la zone, pas la hauteur au-dessus du sol.

Une ligne de mire dégagée n'est pas égale à une zone de Fresnel dégagée

Le premier ellipsoïde de Fresnel délimite la région où est contenue la plus grande partie de l'énergie électromagnétique.

La propagation s'effectue en mode LOS (ou en visibilité) s'il n'y a pas d'obstacle qui pénètre dans la zone de Fresnel à plus de 40%.

3-3-2 Cas des trajets bien dégagés- réflexion sur le sol

a) Facteur de réflexion du sol lisse

Lorsqu'une onde tombe sur une surface qui sépare deux milieux d'indices différents, et dont les dimensions sont grandes par rapport à la longueur d'onde, elle se décompose en deux autres, une onde réfléchie et une onde réfractée.

L'intensité de l'onde réfléchie dépend de la polarisation, de l'angle d'incidence, et des caractéristiques électriques du milieu réfléchissant, c'est-à-dire de la permittivité relative ϵ et de la conductivité σ (la perméabilité magnétique est toujours voisine de l'unité). Si on se limite à des fréquences supérieures à 1Ghz et des angles de réflexion (complément de l'angle d'incidence voir la figure suivante) inférieurs à environ 2° , le facteur de réflexion est voisin de -1. En d'autres termes, la réflexion se fait avec inversion de signe. Cependant, en polarisation verticale sur mer, cette approximation n'est pas tout à fait valable. Dans ce cas, le module du facteur de réflexion est donné par la relation approchée suivante, dans laquelle l'angle φ est exprimé en degrés [2]:

$$|R| = \frac{1-0,16\varphi}{1+0,16\varphi} \dots \dots \dots (1.50)$$

Dans le cas de la réflexion sur la mer ou sur un sol très lisse. Une correction doit être apportée au facteur de réflexion lorsque la portion de surface terrestre qui intervient est suffisamment grande pour ne plus pouvoir être considérée comme plate. En effet, par suite de la réflexion sur une surface sphérique convexe, un pinceau de rayon se trouve plus ouvert après réflexion qu'il ne l'était avant, ce qui provoque une diminution apparente du facteur de réflexion. Celui-ci doit être multiplié par un nombre inférieur à l'unité appelé facteur de divergence.

b) Influence des irrégularités du sol - Critère de Rayleigh

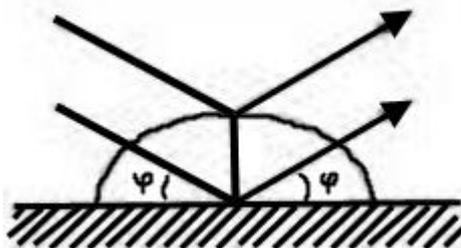


Figure 1-11 : Influence sur un rayon réfléchi des irrégularités du sol

L'existence d'un rayon réfléchi suppose que les irrégularités de la surface du sol ne soient pas trop importantes. L'importance des irrégularités peut être prise en considération statistiquement de la façon indiquée par la figure précédente.

Si l'on désigne par h , la hauteur moyenne des irrégularités du sol dans la zone de réflexion et par φ l'angle du rayon incident avec le sol, on voit que la différence de trajet introduite par les irrégularités du sol est proportionnelle à $h \cdot \sin \varphi$, et l'on doit comparer cette quantité à la longueur d'onde (critère de Rayleigh) :

- si $h \sin \varphi < \lambda / 100$, le sol peut être considéré comme lisse;
- si $h \sin \varphi = \lambda / 16$, le coefficient de réflexion est de l'ordre de 0,7;
- si $h \sin \varphi = \lambda / 8$, le coefficient de réflexion est de l'ordre de 0.3;
- si $h \sin \varphi = \lambda / 4$, le coefficient de réflexion est de l'ordre de 0.007;

Pour une liaison effectuée entre deux points au voisinage de la terre, les angles φ sont compris généralement entre 1 et 10 mrad.

En ondes centimétriques, les hauteurs des irrégularités qui ont une influence sur la propagation sont comprises entre quelques mètres et une dizaine de mètres. Par exemple, une zone cultivée peut souvent être considérée comme réfléchissante, une forêt est généralement absorbante mais, dans une région très plate, elle

peut être surmontée d'une tranche d'atmosphère peu épaisse mais de gradient d'indice très élevé, provoquant de la propagation guidée.

c) Influence des dimensions de la zone réfléchissante. Zone de Fresnel

Pour pouvoir estimer l'importance de l'onde réfléchi, il est nécessaire de tenir compte, en outre, de l'aire de la zone réfléchissante autour du point de réflexion géométrique. On introduit pour cela la notion de zone de Fresnel, qu'il ne faut pas confondre avec les ellipsoïdes de Fresnel, mentionnés précédemment.

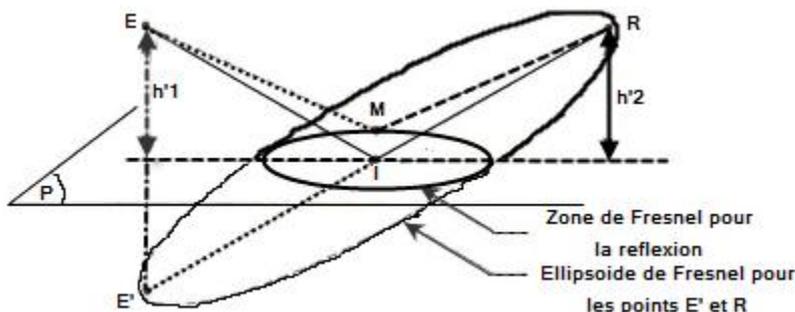


Figure 1-12 : Détermination de la zone de réflexion au sol

La première zone de Fresnel est le lieu des points de la surface réfléchissante dont la somme des distances aux antennes d'émission E et de réception R dépasse d'une demi-longueur d'onde le trajet réfléchi le plus court correspondant au point de réflexion géométrique (figure précédente 1-12) :

$$EM + MR = EI + IR + \frac{\lambda}{2} \dots \dots \dots (I.51)$$

Si la surface réfléchissante peut être assimilée à un plan, c'est-à-dire si la liaison est assez courte, la première zone de Fresnel est l'intersection par ce plan du premier ellipsoïde de Fresnel défini par l'une des extrémités de la liaison et le point symétrique de l'autre extrémité par rapport au plan (figure précédente 1-12).

La première zone de Fresnel est une ellipse qui est toujours extrêmement allongée dans la direction de la propagation. Son petit axe est sensiblement égal au diamètre équatorial du premier ellipsoïde de Fresnel correspondant. Par contre, son grand axe peut avoir des dimensions assez variables suivant les hauteurs des antennes au-dessus de la surface réfléchissante. Si ces deux hauteurs sont égales à h'1 et h'2, et si l'on désigne par d la longueur de la liaison, La longueur de la zone de Fresnel est donnée par [1] :

$$L_f = d \frac{\sqrt{1 + 4 \frac{h'_1 h'_2}{\lambda d}}}{1 + \frac{(h'_1 + h'_2)^2}{\lambda d}} \dots \dots \dots (I.52)$$

Compte tenu de cette forme très allongée de la première zone de Fresnel, les étendues réfléchissantes habituelles sur les trajets terrestres couvrent généralement toute la largeur de la zone mais seulement un petit pan de sa longueur, et le niveau relatif du rayon réfléchi par rapport au rayon direct est relativement faible.

Cependant, si la partie réfléchissante est située près de l'une des extrémités du trajet, elle peut couvrir toute une zone de Fresnel, et si son orientation est telle qu'elle contient le point de réflexion géométrique, le niveau réfléchi peut être très élevé même pour des dimensions relativement petites de la partie réfléchissante. De telles situations doivent donc être évitées en pratique.

Si on a un trajet maritime, ou même un trajet au-dessus d'un terrain pratiquement plat, la situation est totalement différente. L'onde réfléchi peut être comparable à l'onde directe et donner des évanouissements très profonds. En outre de tels types de terrains favorisent la présence de couche de propagation guidée dans l'atmosphère ce qui peut amener de très sérieuses perturbations. De tels trajets doivent donc être évités chaque fois que cela est possible.

3-3-3 Cas des trajets mal dégagés - Diffraction

Il peut arriver que des bords de visibilité directe ne soient pas parfaitement dégagés, au moins dans certaines conditions météorologiques, et que les phénomènes de diffraction ne soient donc pas totalement négligeables.

Il est alors utile de pouvoir estimer l'affaiblissement supplémentaire qui en résulte.

L'étude de la diffraction des ondes par un obstacle ne peut être abordée pratiquement qu'en modélisant la forme de cet obstacle par une surface simple. En particulier, une colline ou une crête est généralement modélisée par un demi plan si on peut négliger l'épaisseur de l'arête, ou par un cylindre horizontal si on doit tenir compte d'une certaine courbure au sommet de l'arête. La théorie de la diffraction fournit alors les résultats suivants.

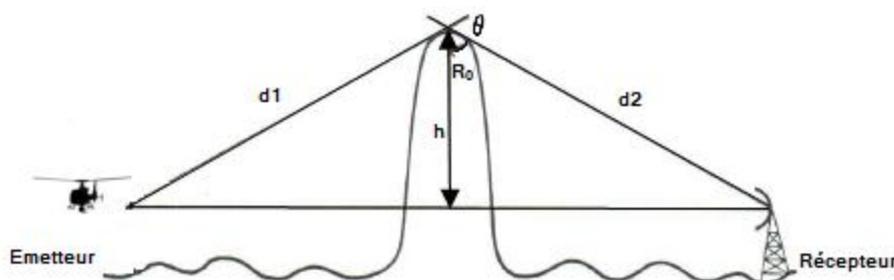


Figure 1-13 : Paramètres à prendre en compte pour le calcul de l'effet d'un obstacle sur la propagation

A partir de la position et de la hauteur du sommet de l'arête, on définit la quantité [2]:

$$v = h \sqrt{\frac{2}{\lambda} \left(\frac{1}{d_1} + \frac{1}{d_2} \right)} = \theta \sqrt{\frac{2}{\lambda} \frac{d_1 d_2}{d}} \dots \dots \dots (I.53)$$

On suppose que l'angle de diffraction θ est petit: par exemple inférieur à 0,1 radian (environ 6°). La quantité v est comptée positivement lorsque la liaison est coupée par l'arête ($v = 0$ correspond au cas où l'émetteur, le récepteur et le sommet de l'arête sont alignés). Lorsque v est négatif, h indique la hauteur libre entre l'arête et l'axe ER.

3-4 Protection contre les perturbations dues à la propagation

Un planificateur de transmission en visibilité directe ne peut évidemment pas modifier les conditions de propagation, mais il peut néanmoins prendre certaines dispositions qui pourront atténuer les effets des perturbations apportées par la propagation.

3-4-1 Dégagement du trajet

On a vu que, pour qu'une liaison puisse être considérée comme en visibilité, le trajet direct entre l'antenne d'émission et celle de réception ne doit jamais s'approcher trop près des obstacles éventuels et en particulier de la surface du sol. Or on a vu également que, par suite des variations de réfraction de l'atmosphère, le trajet direct pouvait avoir une courbure variable. Dans certaines conditions d'infraréfraction. Ce trajet peut donc s'approcher du sol ou même être intercepté par le sol. L'affaiblissement augmente alors fortement puisque la propagation se fait par diffraction.

Par ailleurs, on a vu que dans les situations qui conduisent à des fortes infraréfractions, la structure de l'atmosphère est instable, car les couches les plus denses sont au-dessus. Il s'ensuit que sur un trajet donné, les valeurs positives ou faiblement négatives du gradient ne sont pas atteintes simultanément en tous les points du trajet. Par suite la valeur «moyenne» de K pour un trajet n'atteint pas des valeurs minimales aussi basses que celles qu'on pourrait déduire des mesures en un point quelconque du trajet. Cet effet est extrêmement bénéfique en ce qui concerne le dégagement du faisceau des antennes.

Pour obtenir des règles pratiques de dégagement, on doit tenir compte en outre des dimensions de l'ellipsoïde de Fresnel. L'expérience montre que les deux règles suivantes, qui doivent être respectées simultanément, forment généralement un bon compromis.

Règle 1 -La hauteur des antennes doit être au moins égale à la hauteur nécessaire pour que la droite joignant les deux antennes soit tangente au profil de la terre tracé avec la valeur minimale de K indiquée sur la courbe du paragraphe :e)Infraréfraction.

Toutefois, dans les liaisons courtes, où la distance entre le rayon joignant les deux antennes et le sol varie peu en fonction des variations du rayon apparent, une partie du premier ellipsoïde de Fresnel serait partiellement occultée en permanence si l'on se contentait d'avoir la visibilité radioélectrique pour le rayon minimal. Il pourrait en être de même dans les liaisons longues à cause d'obstacles proches. Pour que le niveau moyen reçu ne soit inférieur au niveau d'espace libre que durant un faible pourcentage de temps, on doit se conformer en outre à la règle suivante.

Règle 2 -La hauteur des antennes doit être au moins égale à la hauteur nécessaire pour que le premier ellipsoïde de Fresnel soit dégagé sur un profil tracé avec $K = 4/3$.

Il faut bien remarquer que ces règles donnent des hauteurs minimales, et qu'on peut être amené pour d'autres raisons à choisir des hauteurs supérieures.

3-4-2 Protection contre les effets des réflexions sur le sol

La méthode de protection idéale. Lorsqu'elle est possible, consiste à choisir un trajet pour lequel les réflexions sur le sol sont très faibles. Evidemment dans certains cas, cela n'est pas possible, par exemple si la liaison doit traverser un bras de mer ou une région extrêmement plate et humide. Mais on peut alors recourir à certains procédés pour réduire l'effet des réflexions.

La difficulté principale provient des grandes variations de réfraction de l'atmosphère, ainsi que, dans le cas de la réflexion sur la mer, des variations de hauteurs dues à la marée, ce qui provoque des variations de la différence de longueur entre le trajet direct et le trajet réfléchi. IL en résulte que certaines compensations qui pourraient être très efficaces pour se protéger des réflexions dans des conditions de réfraction déterminées, exagèrent au contraire le défaut dans d'autres conditions.

▪ Relations permettant l'évaluation du champ reçu résultant d'une réflexion sur le sol

Ce paragraphe indique les relations extraites de la référence qui permettent l'évaluation du champ reçu en fonction des différents paramètres tels qu'ils apparaissent sur la figure suivante qui représente le cas d'une partie de terre convexe. Les règles de calcul demeurent cependant valables lorsque la terre est concave ($\frac{dN}{dh} < -157N/km$).

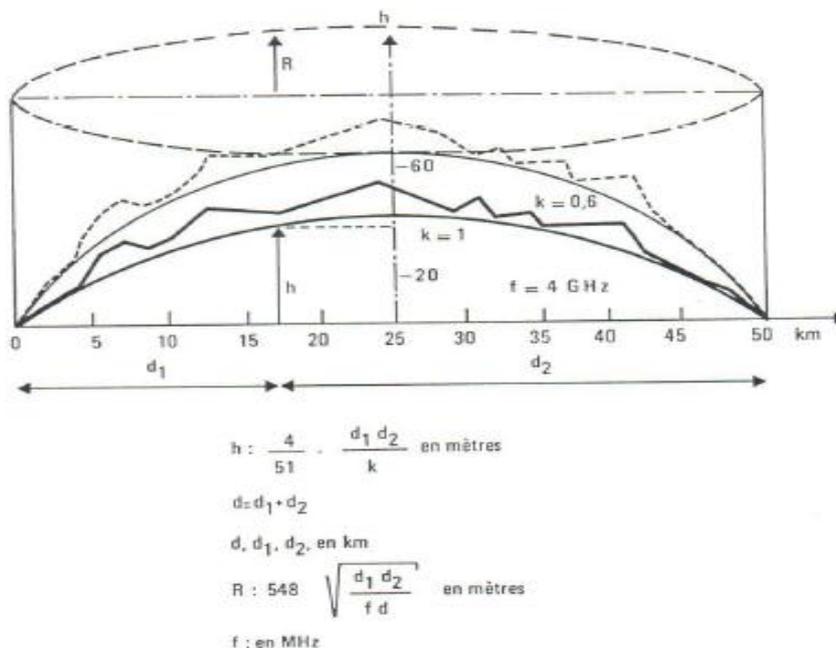


Figure 1-14 : Exemple de tracé d'un profil

a) Emplacement du point de réflexion

L'emplacement du point de réflexion peut être trouvé en calculant la valeur de b dans la relation [1]:

$$c = b + bm(1 - b^2) \dots \dots \dots (I.54)$$

Avec:

$$c = \frac{h_1 - h_2}{h_1 + h_2}$$

$$m = \frac{d^2}{4 \cdot ka(h_1 + h_2)}$$

$$d = d_1 + d_2 \neq 1$$

Où :

- a est égal à 6360km
- d est exprimé en km
- $h_1 + h_2$ sont à évaluer en km.

En fonction de m , la résolution de cette équation conduit pour b aux expressions analytiques suivantes [1]:

pour $m > 0$ $b = 2 \sqrt{\frac{m+1}{3m}} \cos \left[60^\circ + \frac{1}{3} \text{Arccos} \left(\frac{3c}{2} \sqrt{\frac{3m}{(m+1)^3}} \right) \right] \dots \dots \dots (I.55)$

pour $m < -1$ $b = \left(\sqrt{Q} - \frac{c}{2m} \right)^{1/3} - \left(\sqrt{Q} + \frac{c}{2m} \right)^{1/3} \dots \dots \dots (I.56)$

avec $Q = \left(\frac{c}{2m} \right)^2 - \left(\frac{m+1}{3m} \right)^3 \dots \dots \dots (I.57)$

Les coordonnées du point de réflexion peuvent alors être trouvées par la relation :

$$d_1 = (1 + b)d/2 \dots \dots \dots (I.58)$$

b) Angle de réflexion

L'angle de réflexion φ au point de réflexion s'évalue en appliquant la relation :

$$\varphi = \frac{h_1+h_2}{d} [1 - m(1 + b^2)] \dots \dots \dots (I.59)$$

h et d s'expriment dans la même unité.

Cette relation n'est valable que si φ est supérieur à la quantité :

$$\varphi > \left(\frac{3000}{F(\text{MHz})} \right)^{1/3} \quad (\text{Valeur approchée})$$

c) Facteur de divergence ou de convergence

Sous réserve que la condition ci-dessus soit remplie, ce facteur s'obtient en appliquant la relation :

$$D = \sqrt{\frac{1-m(1+b^2)}{1+m(1-3b^2)}} \dots \dots \dots (I.60)$$

d) Champ reçu

Dans la polarisation définie, le champ reçu E rapporté à sa valeur en espace libre E_0 se calcule en appliquant la relation :

$$\frac{E}{E_0} = 1 + \rho D e^{j(\psi + 2\pi \frac{\Delta}{\lambda})} \dots \dots \dots (I.61)$$

Avec:

ρ : module de coefficient de réflexion au sol

ψ : la phase du coefficient de réflexion au sol

Δ : différence de trajet entre le rayon direct et le rayon réfléchi avec

$$\Delta = \frac{(h_1+h_2)^2}{2d} (1 - b^2) [1 - m(1 + b^2)] \dots \dots \dots (I.62)$$

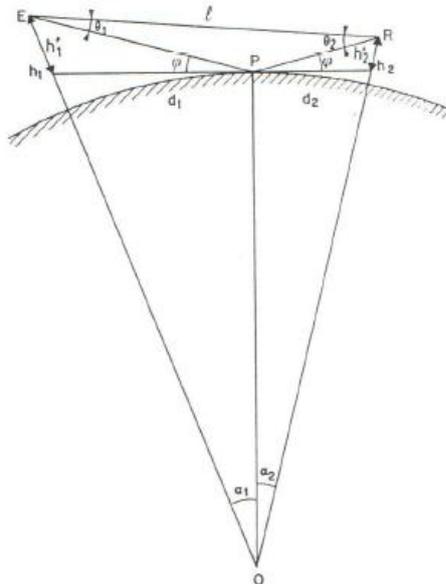


Figure 1-15 : Paramètres entrant en compte dans la détermination du champ résultant d'une réflexion sur le sol

▪ **Influence du gain des antennes sur la profondeur des évanouissements**

En raison de la présence d'un trajet réfléchi sur le sol il existe, à la verticale du lieu où est situé le récepteur, un réseau de franges d'interférences avec des maximums et des minimums régulièrement espacés. Si les conditions de réfraction de l'atmosphère étaient invariantes dans le temps, il suffirait de placer l'antenne de réception en un point où le champ est maximal. Mais en raison des variations de la réfraction atmosphérique, ce maximum risque d'être remplacé à certains moments par un minimum, surtout si la liaison est assez longue.

En général, l'antenne a une dimension verticale qui peut ne pas être négligeable par rapport à la distance qui sépare un maximum du minimum suivant. Le niveau reçu résulte alors d'une sorte de moyenne du champ sur l'ouverture de l'antenne, ce qui réduit fortement les effets des variations de réfraction. Il existe même un diamètre optimal théorique de l'antenne pour lequel les effets de la réflexion sur le sol disparaissent totalement.

Considérons une liaison de longueur d , les antennes étant placées à des hauteurs h_1' et h_2' au-dessus du plan tangent au sol au point de réflexion (figure précédente). Ces hauteurs h_1' et h_2' peuvent être déterminées graphiquement sur un profil de la liaison. Elles sont pratiquement égales aux hauteurs géométriques si le terrain est plat et la liaison courte.

Une bonne approximation des caractéristiques de l'antenne consiste à admettre que l'illumination de son ouverture est du type [2]:

$$A(r) = e_0 + (1 - e_0)(1 - r^2)^2 \dots \dots \dots (I.63)$$

Dans cette expression r est le rapport ρ/R où ρ est la distance du centre en un point de l'ouverture et R le rayon de l'ouverture circulaire. $A(r)$ est l'amplitude du champ électrique sur l'ouverture, e_0 est la valeur du champ sur le bord.

En général, e_0 a une amplitude de 11 à 12 dB inférieure à l'amplitude au centre.

Pour cet exemple d'illumination de l'ouverture, le champ $E(\theta)$ calculé à la distance d a pour expression :

$$E(\theta) = \frac{\pi R^2}{\lambda d} (1 + \cos \theta) \left[e_0 \frac{J_1(u)}{u} + 8(1 - e_0) \frac{J_3(u)}{u^3} \right] \dots \dots \dots (I.64)$$

Avec $u = \frac{\pi D}{\lambda} \sin \theta$, $D = 2R$, J_1 et J_3 fonctions de Bessel d'ordre 1 et 3.

Remarque : Lorsque la liaison est longue, il y a lieu de pondérer le coefficient de réflexion par le facteur de divergence.

L'évaluation du champ reçu E_r rapporté à $E(O)$ prenant en compte la directivité des deux antennes, s'obtiendra en appliquant la relation [2]:

$$\frac{E_r}{E(O)} = 1 + \frac{E(\theta_1) E(\theta_2)}{E(O) E(O)} R e^{j\varphi} \Delta \dots \dots \dots (I.65)$$

Δ : Facteur de divergence

R : module du coefficient de réflexion

φ : Phase égale à la somme de la phase liée au coefficient de réflexion et de celle traduisant l'écart des trajets des rayons direct et réfléchi.

Exemple : Considérons une liaison de 20 km à 7,5 GHz ($\lambda = 4$ cm) et supposons que l'une des extrémités soit placée à 100m au-dessus du plan tangent. On calcule alors qu'à l'extrémité opposée le diamètre optimal de l'antenne devrait être [2]:

$$D_0 = \frac{0,804 \times 0,04 \times 20000}{100} = 6,4m \dots \dots \dots (I.66)$$

Si l'on utilise une antenne de 2m de diamètre on a: $D/D_0 = 0,3$.

Sur un terrain réfléchissant, l'évanouissement maximal possible dû à la réflexion sur le sol est de 14 dB. Si l'antenne placée de l'autre côté est telle qu'une directivité peut être prise en compte pour le rayon réfléchi, l'affaiblissement maximal sera réduit en proportion de cette directivité.

▪ **Réception en diversité**

Lorsque la liaison est longue, les procédés qui viennent d'être décrits conduiraient à un diamètre d'antenne exagéré. Une petite variation de gradient vertical de l'indice de réfraction suffirait alors pour remplacer un maximum par un minimum dans le diagramme de rayonnement. La seule solution envisageable est alors la réception en diversité verticale d'espace.

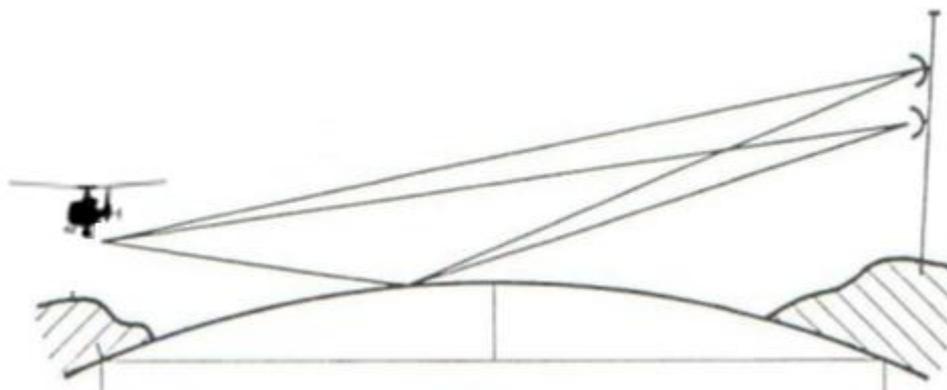


Figure 1-16 : Synoptique de réception en diversité

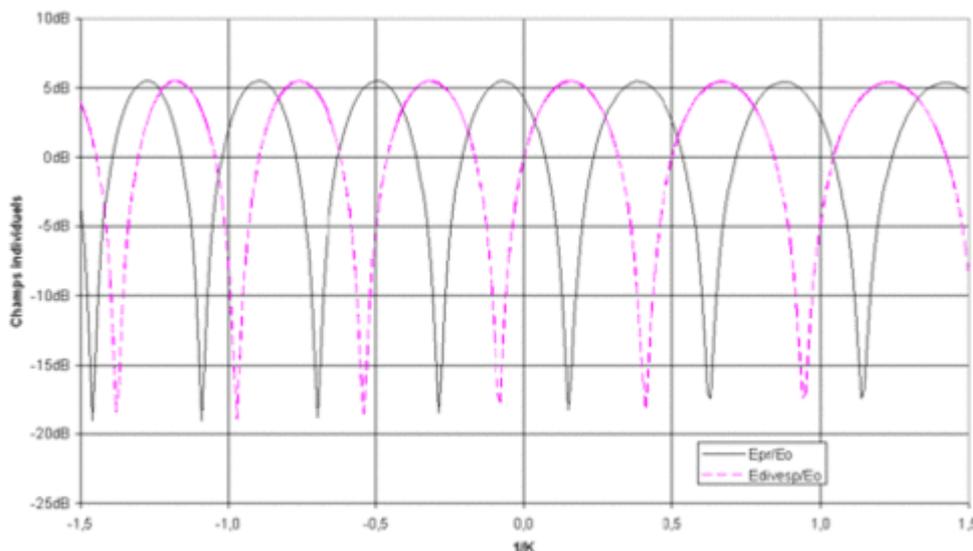


Figure 1-17 : Exemple d'évolution du champ reçu par rapport à l'espace libre dans le cas de la diversité d'espace lorsque le gradient d'indice varie ($|R0|=1$).

A titre d'exemple la figure 1-6 indique les évolutions du champ reçu sur les deux antennes lorsque l'on se trouve dans des conditions d'installation d'une liaison définie par la figure 1-15. On pourra constater qu'un système de diversité d'espace basé sur le choix par commutation (par exemple) du meilleur des deux niveaux reçus sur les antennes permettrait de maintenir le niveau reçu en l'absence de trajets multiples atmosphériques à une valeur jamais inférieure à celle correspondant au niveau calculé en espace libre.

Règle pratique : On doit choisir la distance de diversité pour avoir l'efficacité maximale, la diversité ne peut pas produire d'effet néfaste. Etant donné que lorsque K est petit, l'effet de divergence sur la terre convexe réduit l'amplitude de l'onde réfléchie, il est préférable d'optimiser l'écartement δh des antennes pour K très grand. Une règle pratique simple consiste à choisir un écartement qui soit les 3/4 de celui qui correspondrait à une demi interférence pour K infini, ce qui conduit à :

$$\delta h_2 = \frac{3 \lambda d}{8 h_1} \dots \dots \dots (I.67)$$

Ou bien

$$\delta h_1 = \frac{3 \lambda d}{8 h_2} \dots \dots \dots (I.68)$$

3-4-3 Protection contre les évanouissements dus aux trajets multiples atmosphériques

Comme la probabilité d'apparition des évanouissements dus aux trajets multiples augmente rapidement avec la longueur du trajet, on aurait intérêt à réduire cette longueur, par exemple, en rapprochant les tours des antennes. Cependant cette méthode a l'inconvénient d'augmenter le coût de la transmission et la probabilité de coupure due aux équipements. On peut remarquer à ce sujet que l'amélioration de la fiabilité des équipements, obtenue par l'emploi de semi-conducteurs, et la réduction du coût d'exploitation obtenue par la télésurveillance ont eu pour conséquence une tendance au raccourcissement des bonds de liaison.

La méthode la plus efficace pour se protéger des effets de ces évanouissements est l'emploi de la réception en diversité. On peut utiliser la diversité de réception, en installant deux antennes à une certaine distance sur la même tour. Dans tous les cas on doit avoir deux récepteurs et combiner ou commuter les signaux à la sortie.

Cette combinaison peut se faire simplement par commutation automatique sur le signal dont le niveau est le plus élevé, bien qu'il existe des méthodes plus efficaces telles que l'addition des deux signaux en fréquence intermédiaire après leur remise en phase et avant la démodulation.

L'efficacité de la diversité est très différente suivant que l'on se trouve ou non dans des conditions créant une baisse globale du niveau reçu. C'est ce qui explique en particulier que les diverses formules publiées pour prévoir l'effet de la diversité sur la distribution des niveaux reçus sont très différentes et incompatibles entre elles (rapport 338 du UIT).

4 Bilan de liaison

Le bilan de la liaison est un moyen de quantifier la performance de la liaison. Quand on cherche à effectuer une transmission radio, on veut pouvoir évaluer la puissance captée par un récepteur en fonction de la puissance envoyée par un émetteur à une distance donnée.

C'est le but de l'équation du bilan de liaison. Ce bilan tient compte de la puissance fournie, du gain des antennes, de la distance et des pertes.

L'une des méthodes de prévision les plus élaborées pour la conception de liaisons en vue directe est donnée par la recommandation UIT-R P.530-8, qui permet de prévoir les paramètres de propagation les plus importants.

Au cours de sa propagation, l'onde hertziennne subit principalement trois types d'atténuations :

- Celle correspondant à son rayonnement en espace libre, qui est toujours présente (de l'ordre de 140 dB en général), et de plus parfois accentuée par la présence d'obstacles.
- Celle provenant ensuite des variations aléatoires des conditions climatologiques : guidage, et précipitations (pertes possibles d'une trentaine de dB).
- Celles des phénomènes d'interférences, conséquences de la réflexion principale, ou de multi-trajets (pertes possibles d'une trentaine de dB).

Le calcul du bilan de liaison permet de déterminer rapidement s'il y a assez de dégagement au-dessus d'un obstacle particulier dans le chemin RF, ou encore, à quelle hauteur vous devez élever vos antennes pour éliminer l'obstruction.

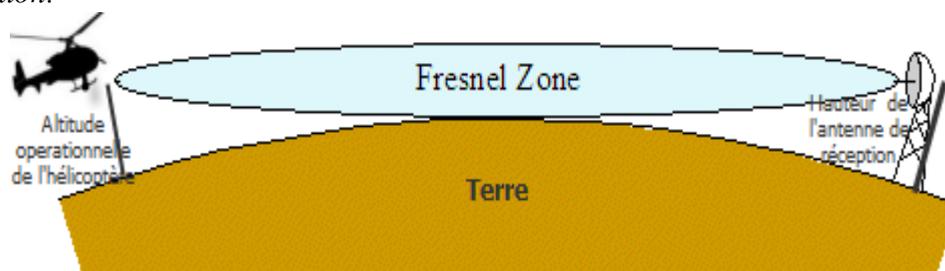


Figure I-18 : Dégagement de la zone de Fresnel

4-1 Eléments d'un bilan de liaison

Les caractéristiques des équipements d'extrémité à prendre en compte pour le calcul du bilan énergétique sont :

- **Puissance d'émission** : C'est la puissance du signal que l'émetteur peut délivrer.
- **Seuil de réception** (Sensibilité du récepteur):

Définition : La sensibilité d'un récepteur est l'amplitude du signal qu'il faut appliquer à son entrée pour obtenir à la sortie du démodulateur un rapport signal/bruit déterminé (transmission analogique) ou un taux d'erreur donné en transmission numérique.

Il traduit la capacité pour le récepteur à traiter le signal affaibli après propagation. Dépendant de la bande de fréquence, du débit et du type de modulation.

Signification : C'est la puissance minimale en dessous de laquelle la qualité de la liaison est dégradée : craquements importants (« friture ») pour une liaison audio, image dégradée en transmission vidéo (« neige »), taux d'erreur important en transmission numérique (« pixellisation » ou « figeage » de l'image en TV vidéo numérique).

La plupart des fabricants utilisent un BER de 1×10^{-6} (erreur de 1 bit dans un million de bits) pour spécifier la sensibilité du récepteur radio. Cette spécification est un paramètre essentiel lors de comparaison des radios de différents fabricants.

Certains radios sont configurables en fonction des débits. Des débits inférieurs donnent une meilleure sensibilité. Le tableau ci-dessous montre un exemple [7]:

| | | | | | |
|--------------------------|-----|------|-----|------|------|
| Vitesse maximale (Mbps): | 1.1 | 2,75 | 1.1 | 2,75 | 11,0 |
| Rx Sensibilité (dBm): | -95 | -92 | -92 | -90 | -86 |

- Pertes de branchement :

Ce paramètre comprend toutes les pertes entre le connecteur RF de l'antenne et la radio, qui comprennent l'atténuation de signal lors de sa propagation à travers le câble et les pertes dans les connecteurs le long du chemin. Le calcul permet de calculer ces pertes pour les câbles spécifiques, en utilisant un menu déroulant pour sélectionner le type de câble et avoir la perte de câble par mètre à la fréquence de fonctionnement, on suppose une perte supplémentaire de 0,25 dB pour chaque connecteur du câble.

- **Gain des antennes** : Les antennes, apportent un gain de puissance. Pour les antennes paraboliques, d'autant le gain plus grand que leur diamètre est important. La directivité du faisceau augmente avec la bande de fréquence et les diamètres de l'antenne.

- Les marges :

Les critères de performance d'une liaison définissent les pourcentages de temps alloués au cours desquels le signal doit être reçu avec une qualité et une disponibilité suffisantes. Etant donné les conditions fluctuantes de propagation qui peuvent dégrader voire interrompre occasionnellement la liaison, on définit en réception les marges de fonctionnement permettant de remplir ces critères.

Si la puissance reçue est supérieure au niveau minimum du signal reçu (RSL) de la radio de réception, alors une liaison est possible.

La différence entre le niveau minimum du signal reçu et la puissance réelle reçue est appelée la marge de liaison.

La marge de la liaison doit être positive, et devrait être maximisée.

Pour qu'une liaison hertzienne fonctionne correctement, il faut que la puissance reçue soit supérieure à la sensibilité du récepteur.

De plus, on prendra généralement une marge pour tenir compte des atténuations supplémentaires qui peuvent être dues à des réflexions multiples ou à la météo (pluie, neige, brouillard, etc..)

La marge au seuil : Pour compenser la majorité des pertes occasionnelles de puissance (évanouissements non sélectifs) que subit le signal, la réception se fait avec une marge appelée marge uniforme ou marge au seuil. C'est la puissance que l'on pourra perdre par dégradation des conditions de propagation sans perdre pour autant la qualité de la liaison.

La marge sélective : Comme on l'a vu, le signal ne subit pas qu'un affaiblissement au cours de la propagation. Il subit également des distorsions. Ceci complique encore la tâche de réception. Pour traduire la capacité d'un équipement à traduire correctement un signal entaché de distorsion, on introduit une marge dite sélective, qui découle de la caractéristique de signature du récepteur.

La présence d'un perturbateur (par exemple une autre liaison émettant sur une fréquence trop proche) peut également amener une dégradation du seuil effectif du récepteur, et réduit par conséquent ces marges.

Marge de sécurité : La marge de liaison sera l'écart positif entre le bilan calculé et la qualité minimale demandée. Si le bilan incluait tous les paramètres avec exactitude, cette marge pourrait théoriquement être nulle. Une marge est cependant toujours nécessaire et dépend du type de liaison. Ainsi dans une liaison spatiale, les calculs peuvent inclure toutes sources de bruits et pertes, la propagation peut être stable, la marge peut être réduite à, par exemple, 3 dB. Si au contraire le bilan n'est fait qu'en situation nominale, sans défaut de pointage, sans tenir compte des imperfections, la marge doit être élevée, par exemple 10 dB. 10dB représente un SNR de 10 pour 1 (13dB => 20x et 7dB => 5x)

Cependant, si les caractéristiques d'émission/réception des équipements jusqu'à l'antenne peuvent être connues avec précision, il est en revanche impossible de connaître à tout instant les caractéristiques du milieu traversé par les ondes.

4-2 Calcul d'un bilan de liaison

L'obtention du bilan de liaison repose sur le constat simple : la station distante doit recevoir un signal tel qu'elle puisse le retranscrire avec un taux d'erreur acceptable, au regard des exigences de qualité de la liaison. Le bilan de liaison, sommation de la puissance émise et de tous les gains et les pertes rencontrés jusqu'au récepteur, doit donc être tel que le niveau de signal reçu soit supérieur au seuil de réception.

-PIRE : Puissance de l'émetteur [dBm] – perte de (câble + connecteurs) [dB] + amplificateur [dB] + gain antenne [dBi]

-Air libre : Free space loss [dB]

La perte de puissance dans l'espace libre est proportionnelle au carré de la distance et est aussi proportionnelle au carré de la fréquence radio en dB [7]:

$$FSL [dB] = 32.5 + 20 * \text{Log}(D) + 20 * \text{Log}(F) \dots \dots \dots (I.69)$$

D : distance [Km]

F : fréquence [MHz].

-Réception effective et sensibilité: gain de l'antenne [dBi] + amplification [dB] – la perte du câble [dB] – la sensibilité du récepteur [dBm]

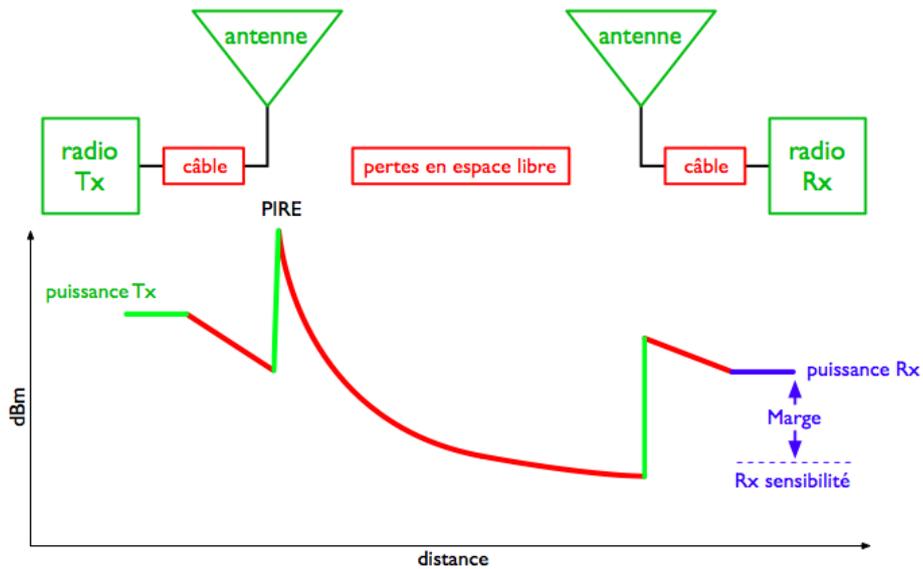


Figure 1-19 : Variation du bilan de liaison en fonction des gains et des pertes

Bilan de liaison

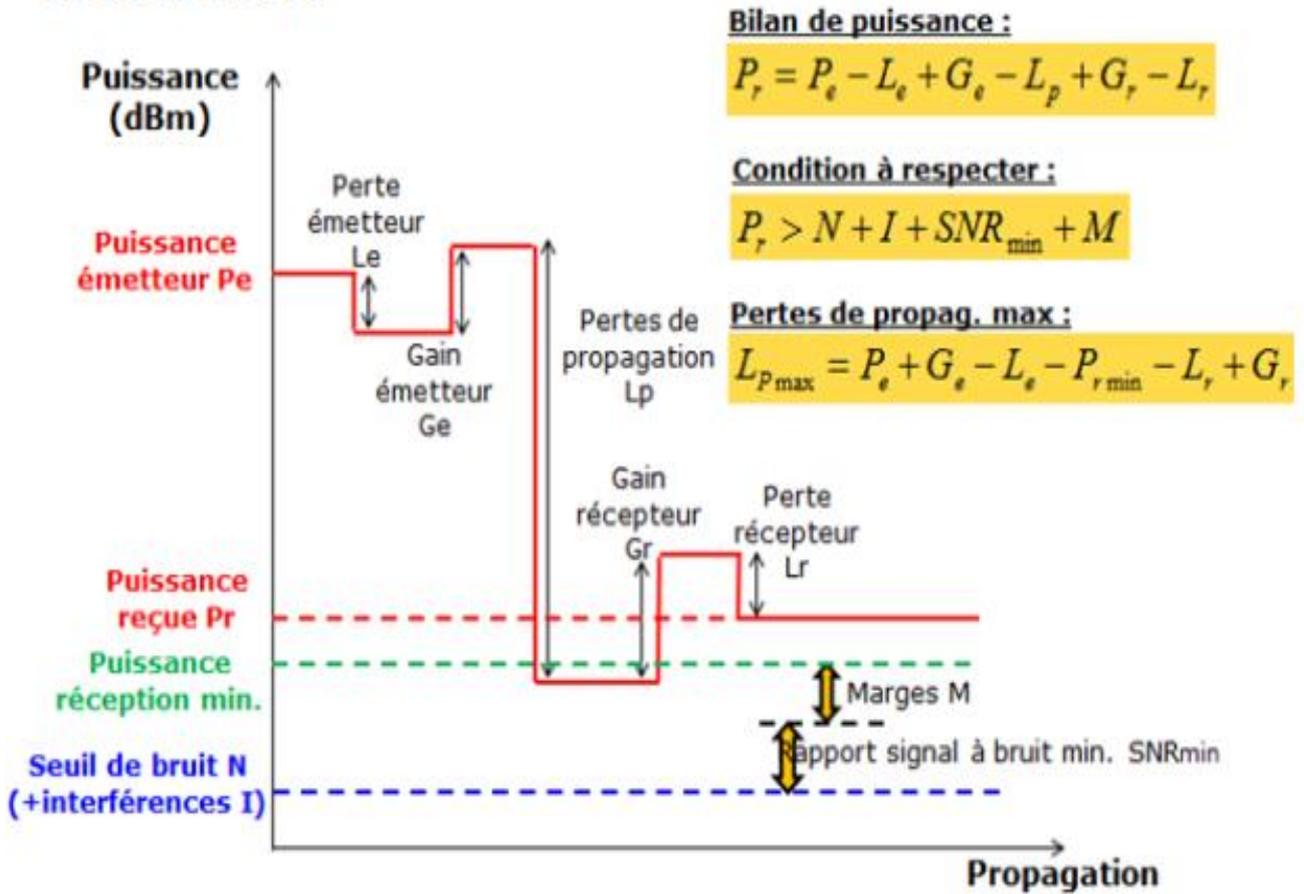


Figure 1-20 : Variation du bilan de liaison par rapport à la propagation

Chapitre 2

Architecture des systèmes d'Aérosurveillance

1- Introduction

Le système d'Aérosurveillance est constitué de segments embarqués et de segments sol. Le segment embarqué se compose d'une plateforme optronique gyroscopée, d'une console de commande et d'un système de transmission Air-Sol et Air-Air pour la fonction relais. Les hélicoptères d'observation capturent des flux vidéo géo-référencés via les caméras optroniques les équipant et sont exploités à bord par la console optronique, d'autre part ces flux sont transmis vers le sol pour une exploitation en temps réel au travers de stations de réception. Ces dernières sont équipées d'un sous-ensemble permettant d'injecter les données reçues dans le réseau de communication pour une exploitation à distance au niveau d'un centre de supervision. Pour la fonction d'observation, le système permet de sécuriser les communications d'empêcher les interceptions ou l'utilisation du système.

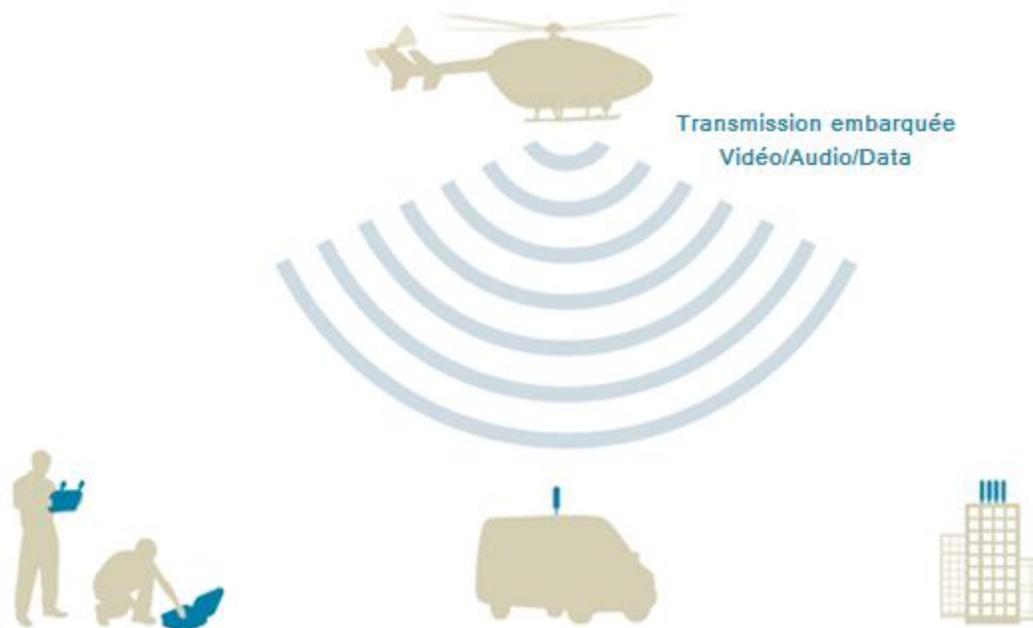


Figure 2-1: Synoptique général du système d'aérosurveillance hélicoptère

2- Segment embarqué

Les vidéos en haute ou simple définition issues de la plateforme gyroscopée sont exploitées à l'aide de la console par l'opérateur bord, pour la visualisation et l'enregistrement. Les vidéos, les données GPS de l'hélicoptère et les informations audio de l'opérateur sont multiplexées, compressées puis modulées, pour être ensuite amplifiées et transmises vers les stations de réception au sol.

Le segment embarqué se divise en trois sous-ensembles principaux, à savoir :

- Système de senseurs, comprend une tourelle gyroscopée et les blocs de traitement y afférents ;
- Système de transmission Air-Sol des données vidéo de la plateforme gyroscopée, de jour comme de nuit, l'audio bord pour informer les personnels au sol et la position géo-référencée de l'hélicoptère d'observation afin de préciser les zones observées;
- Un poste de travail (console) commun pour les deux, permet la visualisation, l'enregistrement et de commander les segments.

Le principe de cette transmission est schématisé par les synoptiques suivants :

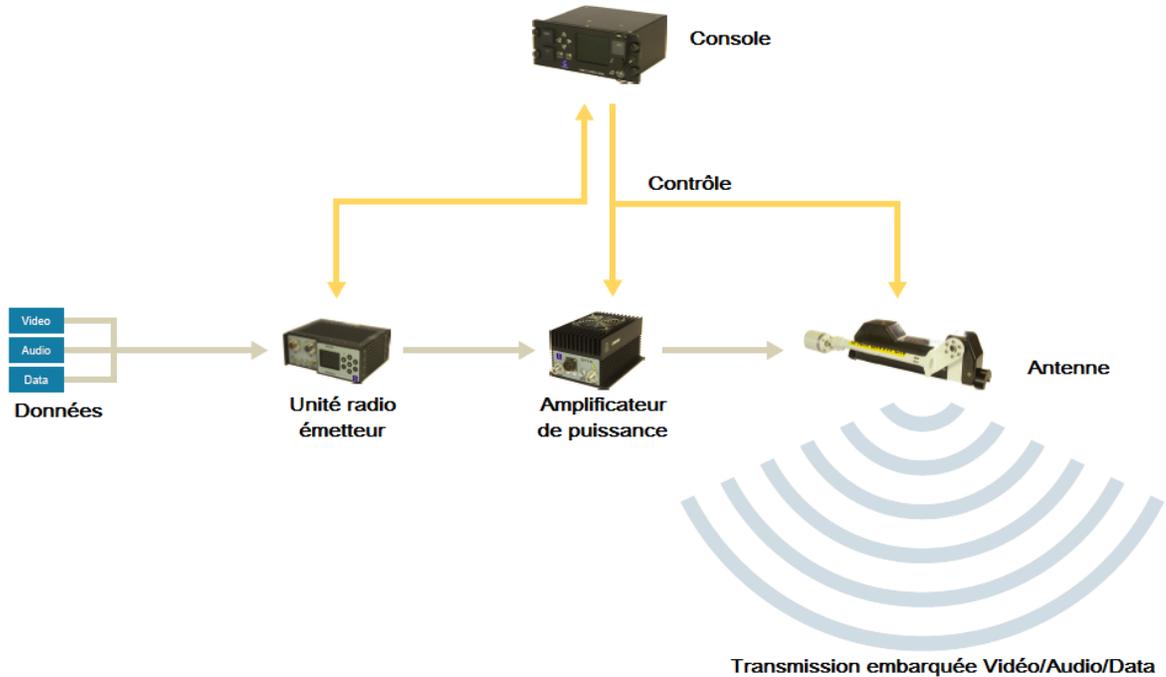


Figure 2-2: Architecture du segment bord

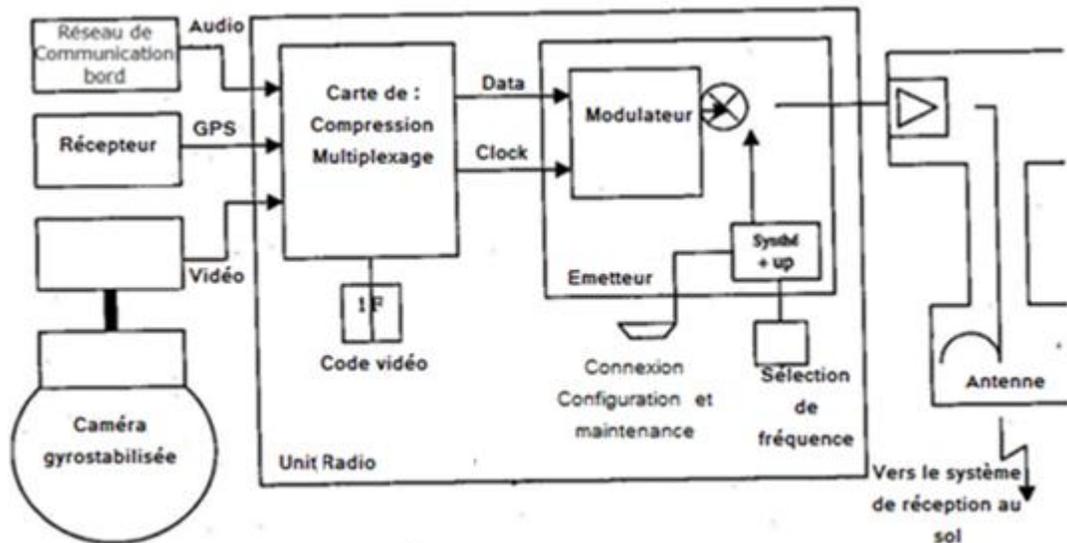


Figure 2-3: Segment bord : Cheminement du signal utile

2-1 Senseurs

Les senseurs sont des plateformes électromécaniques inertiels qui permettent, à partir de modules optroniques embarqués, de produire des images de haute qualité d'une scène depuis un porteur (véhicule terrestre, aérien ou marin) en mouvement. Ce type de plateforme est couramment utilisé :

- dans le domaine scientifique (télescopes et satellites d'observation),
- dans le domaine de la défense et de la sécurité (systèmes de surveillance, systèmes d'armes, guidage de missile),
- dans le civil grand public (caméras stabilisées pour événements sportifs ou pour le cinéma).

Il a l'apparence externe d'une "boule" orientable fixée à l'hélicoptère avec une "fenêtre" au travers desquelles des caméras peuvent filmer. Les systèmes montés à l'extérieur permettent de fonctionner en multi-caméra pour la réalisation de la vidéo à 180°, voire 360°.

En effet, La plate-forme est équipée d'un système de stabilisation active sur deux axes externes (azimut et élévation) et sur deux axes internes (lacet et roulis) par gyroscopes.

La plate-forme est isolée passivement en vibration sur 6 axes (x, y, z, lacet, tangage et roulis). L'erreur de stabilisation résiduelle reste inférieure à 5 micro rad RMS en azimut et en élévation. L'orientation de la ligne de visée en élévation couvre le domaine +30 degrés à -120 degrés avec une vitesse de ralliement comprise entre 0 et 60 degrés par seconde.

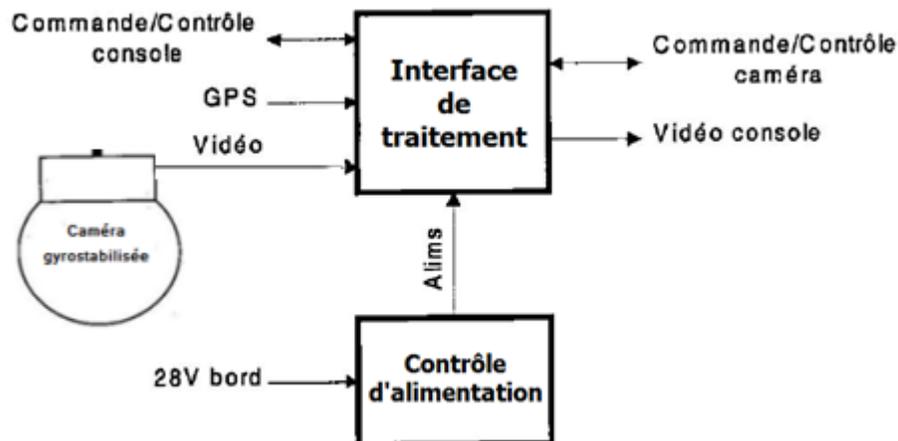


Figure 2-4: système de prise de vue: Cheminement du signaux utiles

Le « Contrôle d'alimentation » assure la délivrance des différentes tensions nécessaires pour le système, par contre l'interface de traitement réalise l'incrustation de l'information GPS dans l'image transmise par la boule gyrostabilisée. Elle assure également l'asservissement de la boule gyrostabilisée à partir des instructions de pointage en provenance de la console bord.

Il s'agit de systèmes complexes, dont la conception fait appel à plusieurs sciences ou technologies (Optique, Optronique, Imagerie, Électronique, Mécanique, Logiciel) ; la commande ou plutôt l'asservissement de cette plateforme joue un rôle clé dans la performance du système en conditions opérationnelles.

La fonction principale de la plateforme est de stabiliser et d'orienter la ligne de visée (chemin optique du capteur d'image). Afin donc d'insensibiliser l'image des mouvements du porteur, des boucles de stabilisation inertielle de ligne de visée sont mises en œuvre à partir des mesures issues de capteurs inertiels (gyromètre, gyroscope) et à l'aide d'actionneurs de types moteurs électriques orientant convenablement la ligne de visée.

2-1-1 Architecture des senseurs

L'architecture mécanique d'une plateforme de stabilisation inertielle de ligne de visée est fortement liée à la précision de pointage traduisant une exigence de portée spécifiée, donc à la capacité du dispositif à bien découpler ou isoler la ligne de visée des perturbations dues à l'environnement du porteur sur lequel il sera embarqué.

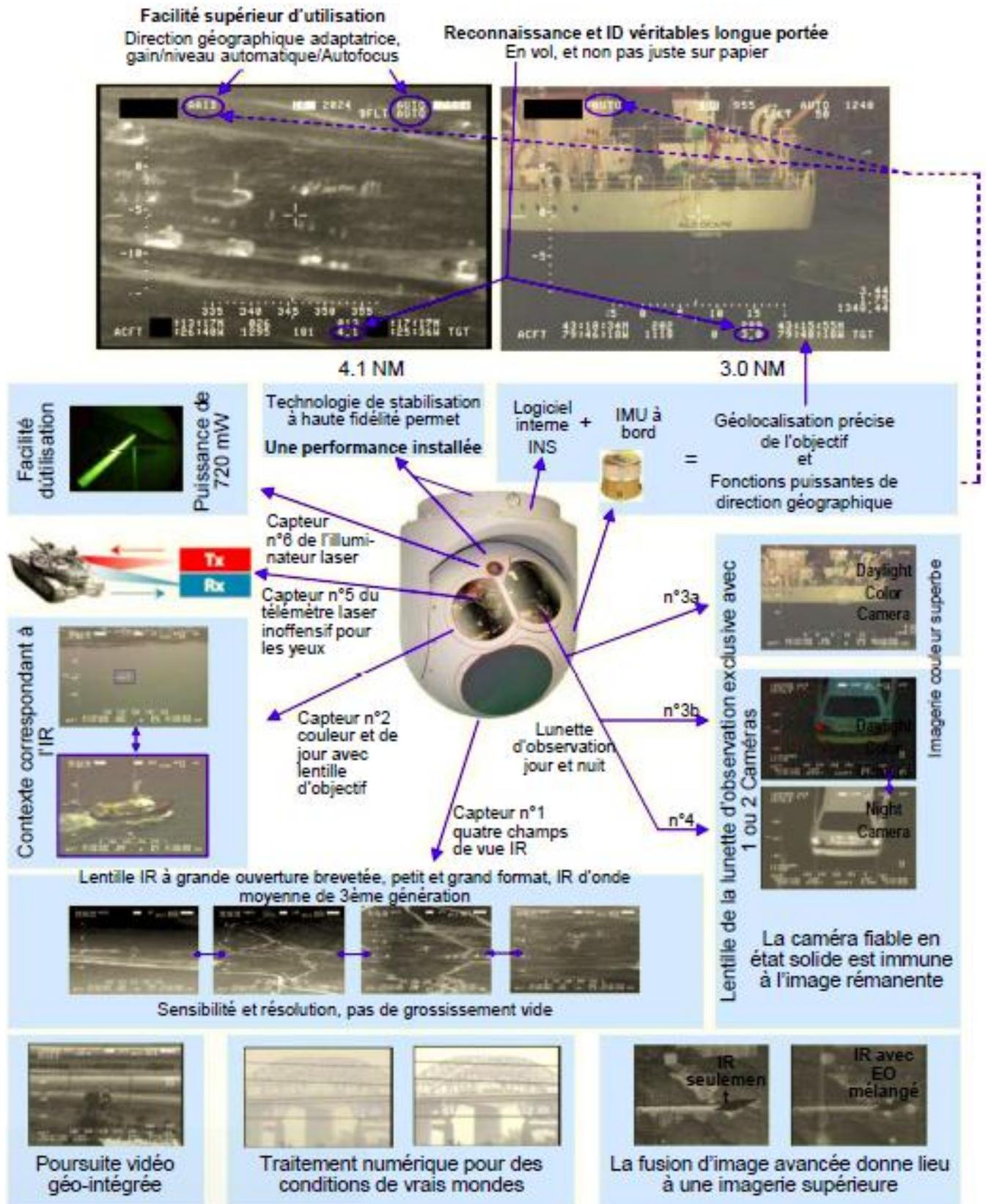


Figure 2-5: Fonctions du système senseur

En effet la portée d'un senseur (détecter et identifier une cible au loin) est directement liée à la qualité de l'image, que l'on quantifie par des critères tels que le flou d'image. La stabilisation inertielle de la plateforme doit donc assurer que la ligne de visée, ou plutôt le chemin optique de l'imager ne bouge pas de plus d'un demi-pixel, en valeur RMS (Root Mean Square).

Ainsi, en fonction d'exigences de stabilisation croissantes, cette architecture peut aller du plus simple, avec au minimum deux cardans (Gimbals) supportant un dispositif d'observation stabilisé suivant deux axes orthogonaux à la ligne de visée; au plus complexe, avec plusieurs étages ou cardans imbriqués. La configuration mécanique de base avec deux axes de stabilisation (Elévation et Azimut) de la figure 2.6 est la plus couramment utilisée, c'est aussi celle qui permet de mieux comprendre les principes de fonctionnement de ce type de plateformes. Sur cette vue on distingue trois solides, dont les mouvements de rotation dans l'espace induisent ceux de la ligne de visée :

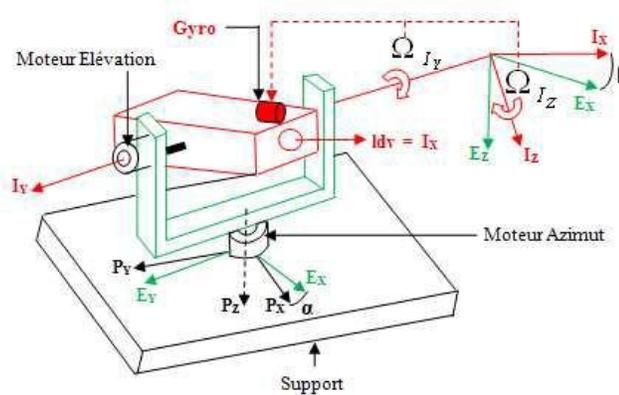


Figure 2-6 : Plateforme de stabilisation inertielle deux axes

– le support (P), solidaire du porteur du senseur ayant une vitesse de rotation absolue

$$\Omega_P = [\Omega_{Px} \quad \Omega_{Py} \quad \Omega_{Pz}]^T$$

– le cardan externe (E), tournant relativement au support (P) d'un angle α et ayant une vitesse de rotation absolue $\Omega_E = [\Omega_{Ex} \quad \Omega_{Ey} \quad \Omega_{Ez}]^T$

– le cardan interne (I) qui supporte le bloc contenant le dispositif d'observation et tourne relativement à (E) d'un angle β . Sa vitesse de rotation absolue notée $\Omega_I = [\Omega_{Ix} \quad \Omega_{Iy} \quad \Omega_{Iz}]^T$ et aussi celle de la ligne de visée, donc celle que l'on cherche à contrôler, ou du moins en partie puisque sa composante Ω_{Ix} (le roulis) ne peut être contrôlée uniquement avec ces deux cardans.

Considérons dans un premier temps par souci de clarté et de simplicité le mouvement de rotation du porteur uniquement selon l'axe P_y , avec le cardan externe (E) nominalelement aligné au support (P), c'est à dire $\alpha = 0$: seul le mouvement de rotation en Elévation de la ligne de visée est donc concerné; selon le principe fondamental de la dynamique en rotation appliqué au solide (I) et en supposant un bloc rigide d'inertie J_{Iy} :

$$\sum C_{ext} = J_{Iy} \dot{\Omega}_{Iy} \dots\dots\dots (2.1)$$

Le cardan (I) sera inertielle suivant son axe I_y si $\dot{\Omega}_{Iy} = 0$.

Ainsi, le problème de la stabilisation inertielle de ligne de visée consiste à rejeter des perturbations, c'est-à-dire annuler le terme de gauche de 2.6. La plupart de ces perturbations déstabilisant la ligne de visée sont induites par les mouvements de rotation et de translation du porteur :

- Les frottements : les frottements secs, qui s'opposent au mouvement relatif entre deux surfaces en contact, se traduisent par un couple perturbateur constant dont le signe est opposé à celui de la vitesse relative entre les deux surfaces. Par conséquent, lors des changements d'attitude du porteur, ce couple provoque un mouvement brusque de la ligne de visée, qui peut se traduire par des sauts dans l'image si l'asservissement ne dispose pas d'une bande passante suffisante.
- Le balourd : la masse du bloc optronique stabilisé est rarement répartie de façon parfaitement homogène et symétrique autour de l'axe de rotation, le centre de gravité se retrouve alors excentré de l'axe de rotation. Ce phénomène dit de balourd, qui peut être plus ou moins important, se traduit par des couples perturbateurs lors de mouvements en translation (vibrations linéaires) du porteur.
- Les flexibilités mécaniques : l'hypothèse de rigidité de la plateforme, bien que nécessaire à la compréhension du mouvement d'ensemble, est inexacte. En effet, la complexité de la structure mécanique en question se traduit généralement par une dynamique présentant un nombre (théoriquement infini) de modes mécaniques résonants plus ou moins hauts en fréquence, selon le type de matériaux utilisés et la façon dont les différentes pièces sont assemblées et montées. Notamment, les modes de flexion du cadre contenant la caméra ou alors ceux provenant des éléments de suspension externes au niveau des axes de rotation, peuvent amplifier une partie de l'environnement vibratoire du porteur et impacter la performance de stabilisation de la ligne de visée nécessaire à la portée du senseur.

Afin de rendre inertielle la ligne de visée, deux techniques sont alors usuellement employées :

- La stabilisation par gyromètre antenne : on met en œuvre un capteur (gyroscope ou gyromètre) qui mesure l'orientation (respectivement, rotation ou vitesse de rotation) absolue (vis-à-vis d'un référentiel inertielle ou fixe par rapport aux étoiles) de la ligne de visée, car monté directement sur le bloc optique contenant les senseurs. C'est la configuration de la figure 2.6. Et, par un asservissement (figure 2.7), on contre les perturbations dues aux mouvements du porteur en appliquant à chaque axe un couple moteur qui s'y oppose, du fait que l'on stabilise la ligne de visée en contrôlant directement le mouvement de la caméra, qui lorsque celle-ci est rigide, se veut être celui mesuré par le gyro.

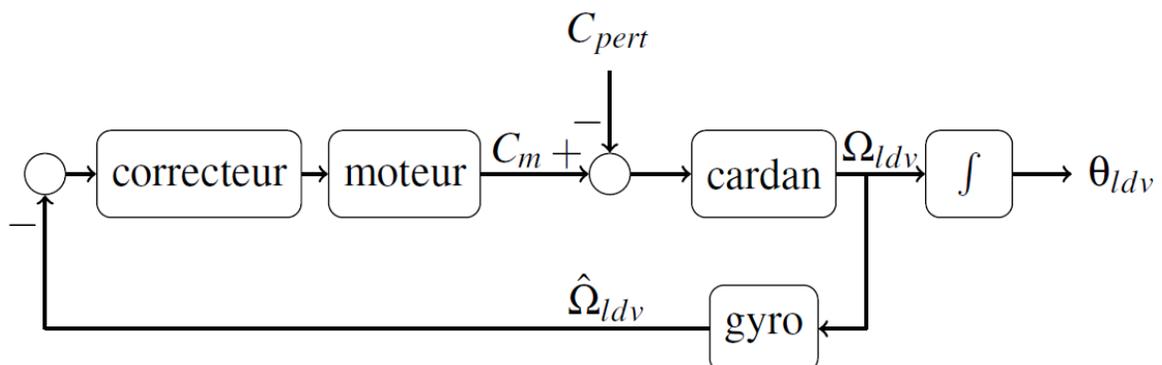


Figure 2-7 : Stabilisation d'un axe de visée par gyromètre

L'avantage de cette technique est le niveau de performance en précision de pointage qu'elle permet d'atteindre, puisque l'on mesure directement les mouvements absolus de la ligne de visée. Cependant le fait de

devoir monter un gyromètre sur le bloc contenant les senseurs peut poser des problèmes d'encombrement, ce qui par exemple peut brider le débattement angulaire, et donc limiter le champ de vision indispensable pour certaines applications comme la veille (balayage de la ligne de visée).

– La stabilisation en strapdown : cette approche est fondée sur l'idée que l'on peut contrer les mouvements du porteur, en asservissant les cardans en relatif sur une consigne inertielle, mais opposée au mouvement du porteur, que l'on mesure à partir d'un capteur inertielle (centrale inertielle, gyromètre, gyroscope) fixé (strapped down) cette fois au porteur. Cela correspondrait par exemple sur le schéma de la figure 2.6 à placer le gyromètre sur le support (P) symbolisant le porteur du senseur, en disposant de capteurs angulaires relatifs permettant de mesurer les angles relatifs α et β . L'asservissement mis en oeuvre dans ce cas est explicité par la figure 2.8.

L'avantage de cette technique comble l'inconvénient de la première, c'est-à-dire que l'utilisation d'un gyromètre déporté (sur le porteur du senseur) permet un gain en terme d'encombrement et de masse au niveau du dispositif stabilisé, ce qui permet donc la mise en oeuvre de fonctions plus avancées comme la veille. Cependant elle offre généralement de moins bonnes performances en précision de pointage, puisque celles-ci dépendent fortement de la qualité du gyromètre (bande passante, facteur d'échelle, linéarité). En effet contrairement à la technique précédente, la mesure inertielle fournie par le gyromètre n'est plus asservie (la plupart du temps) à zéro, ce qui exige donc d'avoir une mesure de bonne qualité sur toute la plage des mouvements de la ligne de visée et non plus seulement autour de zéro. Les caractéristiques (linéarité, facteur d'échelle) du capteur angulaire ont également un impact non négligeable sur le niveau de performance de ce type d'asservissement.

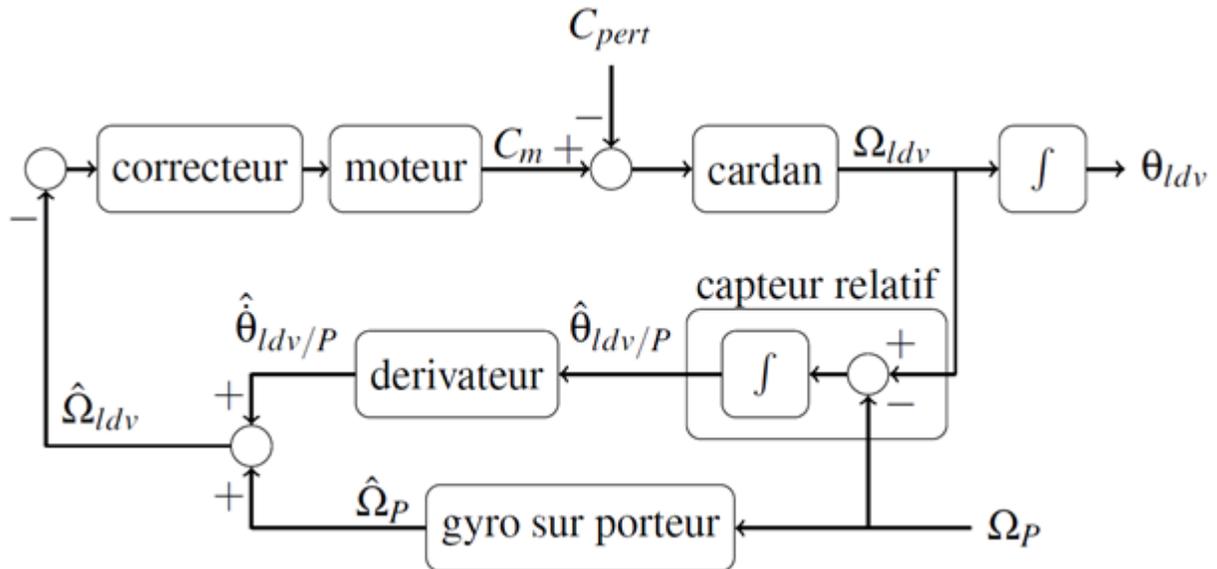


Figure 2-8 : Stabilisation en strapdown d'un axe de visée

A cause d'exigences de portée de plus en plus importantes, pour des environnements porteurs de plus en plus sévères (perturbations climatiques et couples aérodynamiques en aéroporté par exemple), on rajoute des étages supplémentaires en combinant les deux architectures précédentes. Les architectures à double étage de stabilisation les plus utilisées sont les suivantes:

– Stabilisation fine par gyromètre antenne/Stabilisation grossière suiveuse : dans cette configuration (figure 2.9), deux cardans fins dits de stabilisation fine (Precision Inner Gimbal Axis), à faible débattement (quelques degrés seulement) et supportant le bloc senseurs-gyromètre, permettent de stabiliser et d'isoler

plus finement la ligne des mouvements du porteur via d'une part un système complexe de suspension et d'autre part un contrôle par des mouvements rapides et de faible amplitude. Les cardans externes, dits de stabilisation grossière (Coarse Outer Gimbal Axis), et asservis en suivi (figure 1.10) des cardans fins, sont à plus large débattement et permettent d'orienter la ligne de visée.

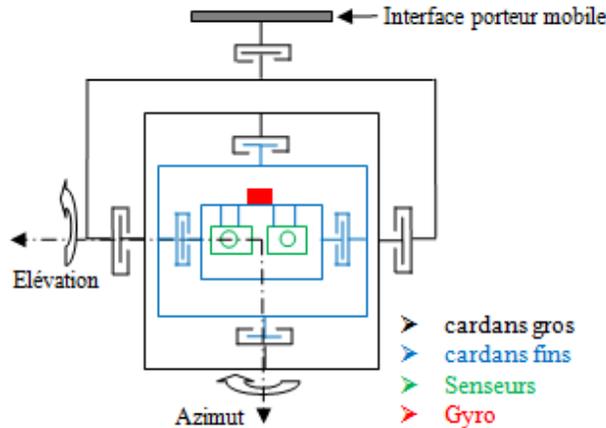


Figure 2-9 : Plateforme de stabilisation inertielle 4 axes : vue de face

L'avantage de cette configuration est clairement le découplage mécanique entre les fonctions de stabilisation (étage fin) et d'orientation (étage grossier) de la ligne de visée.

Elle est de plus en plus employée.

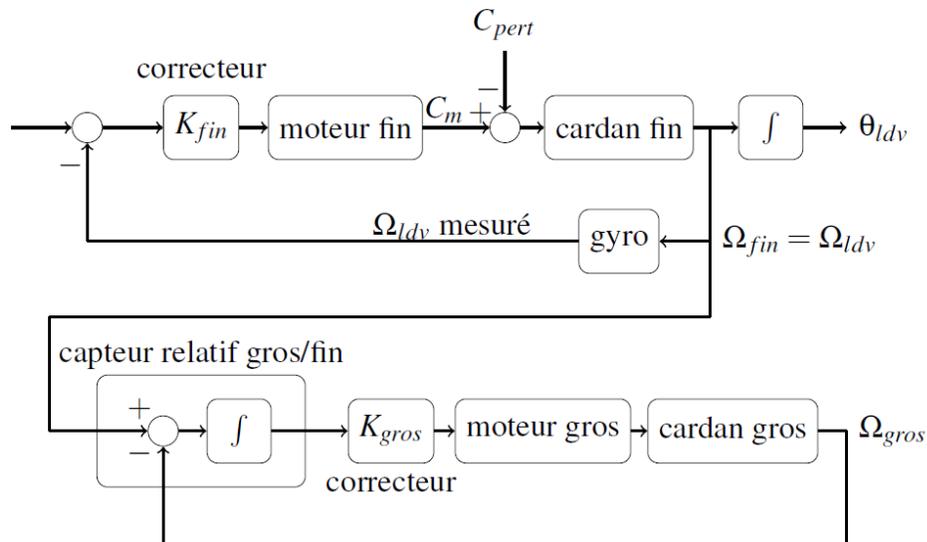


Figure 2-10 : Stabilisation en deux étages : boucle fine gyrométrique et boucle grossière suiveuse

– Stabilisation primaire par gyromètre/Stabilisation fine strapdown : dans cette configuration le schéma d'asservissement (figure 2.11) entre les deux étages est le dual du précédent. En effet, cette fois on attaque la boucle globale par une consigne à l'étage de stabilisation primaire (ou grossier) bouclé sur gyromètre, dont l'erreur d'asservissement est envoyée en consigne à la boucle de stabilisation fine (généralement constituée

d'un miroir asservi en relatif au cardan de l'étage primaire). La dynamique élevée de cette boucle fine en strapdown permet d'améliorer la performance de stabilisation de la ligne de visée.

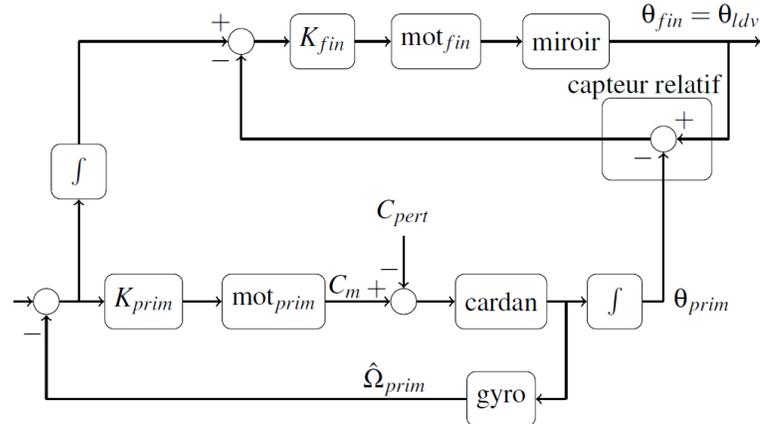


Figure 2-11 : Stabilisation en 2 étages : boucle primaire gyrométrique et boucle fine strapdown

Ici il n'y a pas de découplage par les deux étages des fonctionnalités stabilisation et orientation de la ligne de visée. En effet, la performance en précision de pointage est la conséquence de l'union des deux boucles d'asservissement.

2-1-2 Les gyroscopes

Les gyroscopes sont des instruments utilisés dans un grand nombre d'applications civiles et militaires, comme la navigation inertielle, le guidage et la stabilisation de plateformes. Ils fournissent une mesure de la rotation, du repère de l'appareil par rapport à un référentiel d'inertie.

Les premiers gyroscopes conçus étaient mécaniques. En raison des pièces mécaniques mobiles qui les composent, ces gyroscopes sont volumineux, coûteux et nécessitent une maintenance importante.

Parmi les solutions développées pour les remplacer, les gyroscopes optiques (désigné par le terme gyrolaser) qui ne contiennent pas de pièces mobiles ont constitué une option très avantageuse. En effet, ils offrent une plus grande durée de vie, nécessitent une plus faible maintenance, sont plus compacts et plus légers et supportent mieux les chocs et les fortes accélérations.

Le fonctionnement des gyroscopes optiques est basé sur l'effet Sagnac. Dans cette dernière, il était possible de voir les conséquences d'une rotation sur des ondes optiques qui se propageaient en sens inverse le long d'un même circuit fermé.

L'utilisation d'une fibre optique comme milieu de propagation a permis la réalisation du premier gyromètre «état-solide», sans gaz, ni plasma, ni pièce mécanique mobile et de capitaliser les avantages de la fibre en terme de légèreté, de souplesse et de faible encombrement. Le résultat attendu étant un système gyrofibre plus compact, à consommation plus réduite et à plus grande durée de vie.



(a)



(b)

Figure 2-12 : Gyroscopie optique (a) Gyroscopie à fibre optique (b)

■ Critères de performances des gyroscopes

Les performances d'un gyroscope sont déterminées en fonction de paramètres comme la vitesse minimale détectable, la stabilité du biais, la plage de mesure, la stabilité du facteur d'échelle, la bande passante, la marche aléatoire angulaire, la consommation, la gamme de température de fonctionnement, la sensibilité à l'accélération, etc. Les paramètres les plus utilisés pour la caractérisation des gyroscopes sont la stabilité du biais, la marche aléatoire angulaire et la stabilité du facteur d'échelle. Ces différentes performances sont définies en détail dans l'annexe A.

■ Description simplifiée

L'interférence de Sagnac est une interférence où les ondes lumineuses divisées à l'entrée par une lame séparatrice, suivent en sens opposé, le même chemin fermé délimité par des miroirs (figure 2-13).

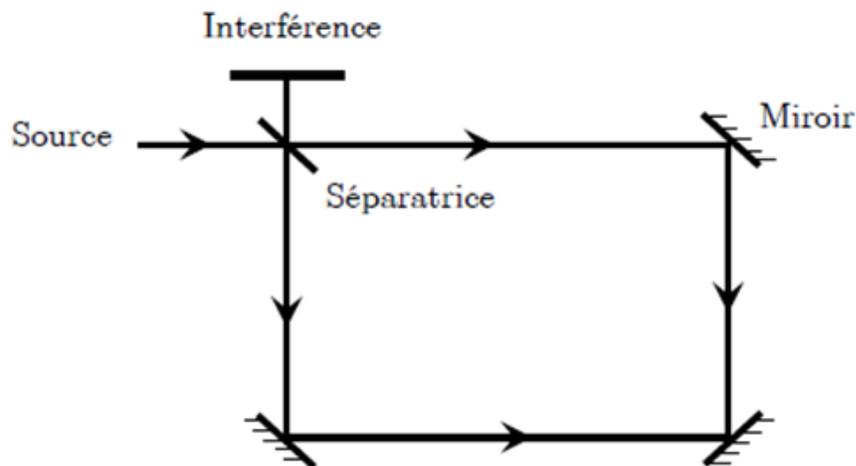


Figure 2-13: Interféromètre de Sagnac avec un chemin optique fermé défini par les miroirs

Le calcul du déphasage de Sagnac peut se faire sur un chemin circulaire comme le montre la figure 1.14. Quand l'interféromètre est au repos, les deux ondes contrapropagatives reviennent, en phase. Dans le cas où l'interféromètre tourne à une vitesse Ω , une différence de phase entre les ondes apparaît.

Les méthodes de calcul de l'effet Sagnac sont nombreuses et les articles traitants de cet effet dans le cas optique ne manquent pas. Nous présentons ici une description de l'effet Sagnac que l'on rencontre dans la plupart des ouvrages et qui possède le double avantage d'être relativement simple tout en donnant quantitativement le bon résultat.

■ **Comparaison des trajets optiques**

Admettons la possibilité d'effectuer nos raisonnements sur des trajets optiques ayant des formes circulaires; cette hypothèse facilite la représentation de ces trajets (Figure 2-14).

Considérons-nous comme des physiciens au repos dans l'espace absolu, observant le mouvement angulaire d'un bloc de quartz dans lequel un rayon lumineux effectue un tel trajet circulaire.

La rotation Ω (à vitesse constante) du bloc a lieu autour du point fixe O , dans le plan de la Figure 2-14 ; différents cas sont à envisager.

a) Le bloc est immobile : le rayon lumineux effectue un trajet fermé ACDA de longueur $2\pi R$, R étant le rayon du cercle décrit.

La durée correspondante est :

$$t = \frac{2\pi R}{c} \dots\dots\dots(2.2)$$

b) Le bloc est animé d'un mouvement de rotation dans le même sens que celui du rayon lumineux (figure 2.14, partie externe). Ce rayon, pour revenir au même point lié au bloc, doit parcourir une distance supérieure à $2\pi R$; en effet, au cours du mouvement, le point d'émission A s'est déplacé en A' . Appelons α l'angle AOA' dont a tourné le bloc pendant la durée $(t + \Delta t)$ du mouvement; Ω étant la rotation absolue du bloc autour de O , nous obtenons :

$$\alpha = \Omega(t + \Delta t) \dots\dots\dots(2.3)$$

$$2\pi R + \alpha R = c(t + \Delta t) \dots\dots\dots(2.4)$$

Les équations (2.2), (2.3) et (2.4) forment un système linéaire résoluble en $(t, \Delta t, \alpha)$, d'où nous tirons :

$$\Delta t = \frac{2\pi R^2 \Omega}{(c - R\Omega)c}$$

$$\approx \frac{2\pi R^2 \Omega}{c^2} \quad \text{puisque } c \gg R\Omega$$

Soit

$$\Delta t = t \frac{R\Omega}{c} \ll t$$

(nous avons en effet $\frac{R\Omega}{c} < \frac{6}{3 \times 10^8}$)

d'où

$$\alpha \approx \Omega t = \frac{2\pi R}{c} \Omega \dots\dots\dots(2.5)$$

Le supplément de trajet optique dû à la rotation α est donc très voisin de :

$$\alpha R = \frac{2\pi R^2}{c} \Omega = \frac{2S}{c} \Omega$$

avec S surface limitée par le cercle décrit.

c) Le bloc est animé d'un mouvement de rotation dans le sens opposé à celui du rayon lumineux (figure 2.14, partie interne). Ce rayon, pour revenir au même point lié au bloc, doit parcourir une distance $ADCA'$ inférieure à $2\pi R$. La durée de ce mouvement étant $(t - \Delta't)$, nous avons :

$$\alpha = \Omega(t - \Delta't) \dots \dots \dots (2.6)$$

$$2\pi R - \alpha'R = c(t - \Delta't) \dots \dots \dots (2.7)$$

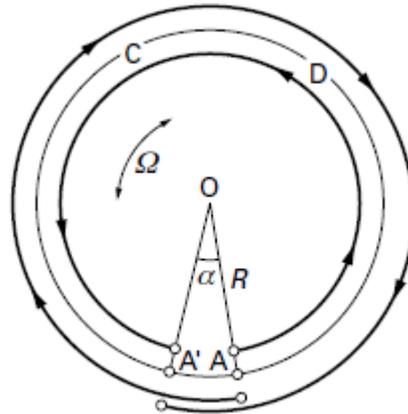


Figure 2-14 : Comparaison des trois trajets optiques

Les trajets optiques sont représentés sur des cercles de rayons différents, pour faciliter l'observation. Les équations (2.2), (2.6) et (2.7) forment un système linéaire résoluble en $(t, \Delta't, \alpha)$, d'où nous tirons :

$$\Delta't = \frac{2\pi R^2 \Omega}{c(c + R\Omega)} \approx \frac{2\pi R^2 \Omega}{c^2}$$

d'où :

$$\begin{aligned} &= t \frac{R\Omega}{c} \ll t \\ \alpha &\approx \Omega t = \Omega \frac{2\pi R}{c} \end{aligned}$$

Le défaut de trajet optique, par rapport au cas a, est donc très voisin de : $\alpha R = \frac{2\pi R^2 \Omega}{c} = \frac{2S\Omega}{c}$

Nous retrouvons des relations formellement identiques à celles obtenues en b

La comparaison des cas b et c montre cependant **une différence entre les trajets optiques** parcourus par les rayons lumineux :

$$\Delta p = 2\alpha R = \frac{4\pi R^2 \Omega}{c} = \frac{4S\Omega}{c} \dots \dots \dots (2.8)$$

La relation (2.8) met en évidence une méthode de mesure de Ω , par l'intermédiaire de la différence de marche Δp (Gyrométrie par comparaison de phase).

Dans les deux cas, la mesure de Δp est effectuée par interférométrie et s'exprime en nombre n de longueurs d'onde :

$$n = \frac{\Delta p}{\lambda} = \frac{\Delta p}{c} f \dots \dots \dots (2.9)$$

2-2 Sous-ensemble de transmission de données

2-2-1 Unité Radio émetteur

La principale fonction de ce boîtier est la mise en forme des signaux avant transmission vers le sol. Il comprend un répartiteur de signaux qui dispatche le signal vidéo vers la console et la recopie pilote ainsi que vers le module de compression de données et qui réalise l'interface entre le système de navigation (données GPS et radioaltimètre) et le segment bord. Ce répartiteur transmet au module compresseur/multiplexeur les signaux audio, vidéo et GPS qui y sont numérisés le cas échéant puis sérialisés pour attaquer le modulateur. Ce module réalise également une compression de données à taux programmable sur les signaux audio et vidéo de façon à réduire le débit en entrée du modulateur. Le modulateur est programmable en fréquence sur la bande choisie.

Il se compose, d'un modem assurant les fonctions de modulation, de codage de canal. Il inclut un compresseur vidéo, audio et DATA.

Le Modem numérique comporte une partie de codage de canal (code correcteur d'erreur) et un modulateur encodeur numérique reconfigurable permettant de supporter plusieurs types de modulation. Les caractéristiques permettant de choisir le modem sont le type de modulation, la bande de fréquence, le pas de contrôle des fréquences, la puissance de sortie, le rythme numérique et les interfaces (Input/Output).

Le modulateur chiffre et module les informations GPS et les données audio et vidéos en entrée et transmette un signal à Définition Standard (SD) et/ou un signal à Haute Définition (HD). Il peut être configuré pour transmettre un signal HD de qualité inférieure en utilisant une modulation adéquate (exemple QPSK) à plus longue distance ou un signal HD de qualité supérieure en utilisant une autre modulation (exemple 16QAM) à plus courte distance. Une transmission HD utilisant le mode QPSK assurant le double de la distance de toute liaison utilisant la 16 QAM.

Le compresseur vidéo, audio et DATA est intégré dans l'unité radio. Les caractéristiques du compresseur sont les interfaces d'entrées/sortie, le standard de compression vidéo, le format de compression audio et des trames de transport.

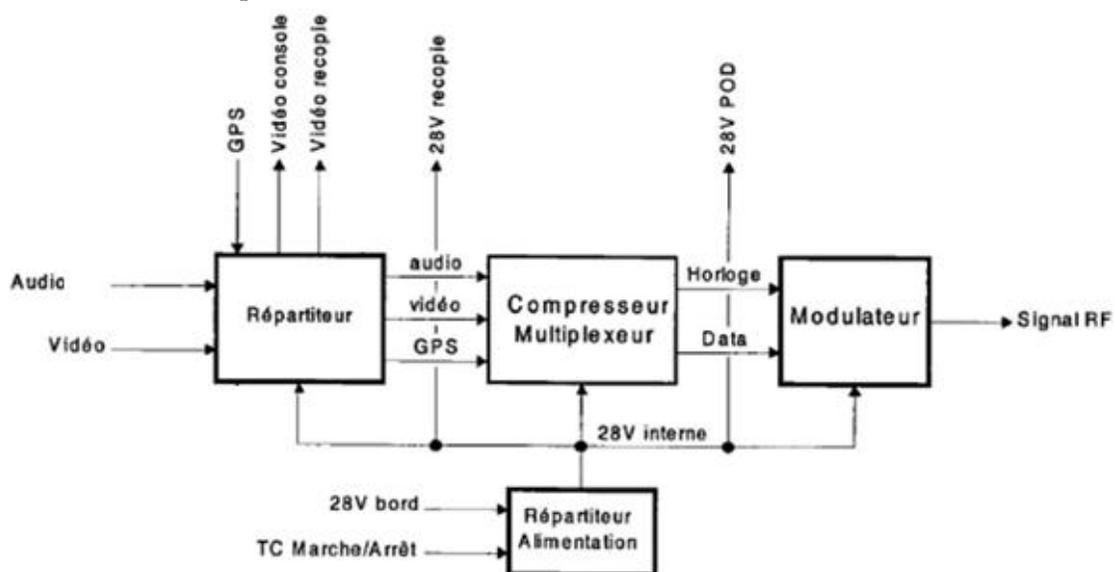


Figure 2-15: Unité Radio émetteur : Cheminement du signaux utiles

2-2-2 Unité d'amplification

Elle permet l'amplification et l'émission du signal RF issu de l'unité radio vers l'antenne d'émission Air-Sol ou vers l'antenne de transmission Air-Air, dans le cas du relayage.

Le choix de l'amplificateur dépend la bande de fréquence, la puissance de sortie et la température de fonctionnement. En plus, elle caractérisée par le gain et l'impédance de sortie.

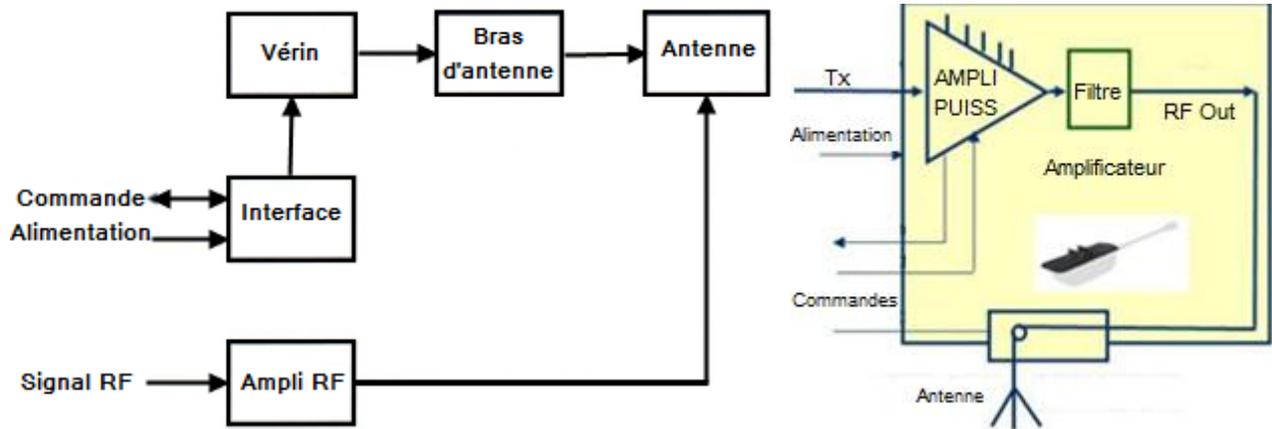


Figure 2-16: Synoptique d'une Unité d'amplification

L'amplificateur de puissance est un amplificateur travaillant en bande choisie précédé d'un limiteur. Un filtre RF placé en sortie permet d'éliminer les raies générées hors bande utile. Il présente, sur son entrée comme sur sa sortie, un TOS inférieur à 1,5 (impédance caractéristique de 50 Ohms).

La puissance de sortie est sélectionnable. L'amplificateur supporte d'être chargé par un circuit ouvert. Les raies hors bande sont inférieures à -25 dBm.

2-2-3 Antennes

L'antenne peut être l'élément le plus important d'un système d'aérosurveillance. Une bonne sélection d'antennes est cruciale pour la qualité et la performance du système.

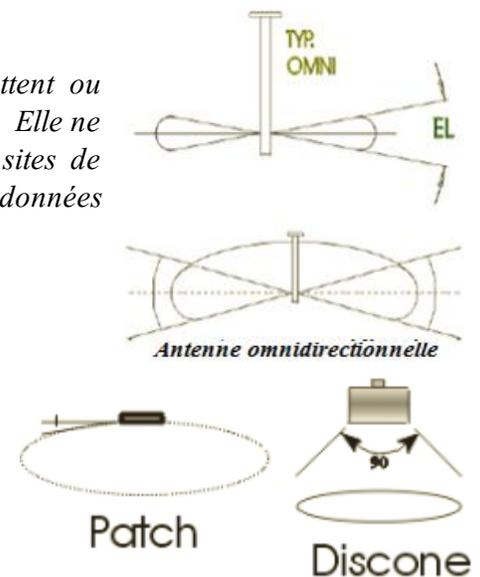
Les deux types de base d'antennes sont l'omnidirectionnelle et le directionnelles.

■ Antennes omnidirectionnelles

Les antennes omnidirectionnelles ou omnidirectives transmettent ou reçoivent de la même façon dans 360 degrés horizontales (ou presque). Elle ne nécessite pas de pointage, et permet d'avoir un infini nombre de sites de réception, recevant simultanément de la vidéo aéroportée et les données transmises. Ce qui les rend également les plus faciles à utiliser.

Il existe trois types communs d'antennes omnidirectionnelles:

- **dipôle** : L'antenne la plus courante ;
- **Patch** : La couverture d'une antenne patch peut atteindre l'horizon, 180 degrés ;
- **Discone** : les antennes discone fournissent généralement plus de gain que un patch ou antenne dipôle, mais ne le font pas atteindre tout le chemin jusqu'à l'horizon. Angles d'acceptation typiques d'antennes discone sont de l'ordre de 90 degrés.



On utilise l'antenne omnidirectionnelle lorsque la direction du correspondant n'est pas connue ou varie en permanence. C'est le cas de l'avion. Elle permet aussi, de recevoir les signaux émis simultanément par toutes les stations à porté.

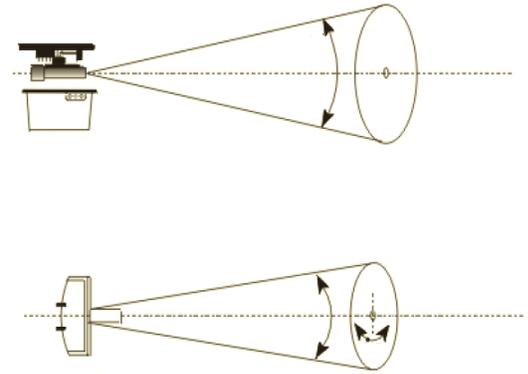
S'agissant des inconvénients, l'antenne omnidirectionnelle a en général, un gain plus faible qu'une antenne directive et capte les signaux dans toutes les directions, y compris les signaux indésirables.

▪ Antennes Directionnelles

Elles sont des antennes à gain élevé, à une largeur de faisceau focalisé et une zone conique de couverture. Cette caractéristique exige un pointage précis, qui est généralement simple en utilisation fixe et difficile en mobile comme le cas de l'aérosurveillance. Elles peuvent être parabolique, corne, ou yagis.

Dans ce cas, le système antennaire nécessite une poursuite qui se fait par le géo pointé. Dans ce dernier, Les informations GPS sont utilisées pour déterminer la position de la station terrestre relative à l'avion. C'est le moyen le plus utilisé et le plus précis. Il utilise les coordonnées GPS de l'émetteur (avion) et le site de réception. Généralement, la recherche de l'émetteur s'effectuée au début manuellement, et une fois que le signal est reçu, les coordonnées GPS de l'émetteur,

envoyées avec le signal RF, sont utilisés par le système de réception pour la poursuite automatique. Comme, il y a la possibilité d'introduire une localisation GPS de l'hélicoptère directement dans une interface graphique de l'utilisateur. Les coordonnées GPS de des stations de réception sont programmées au moment de l'installation pour les sites fixes, et un récepteur GPS dédié est utilisé pour les mobiles. Le système d'antenne utilise le GPS pour orienter l'antenne et le point sur le site de réception.



Antennes directives

▪ Conclusion

Pour le sous-ensemble d'émission embarqué, L'antenne le plus utilisé est omnidirectionnelle car cela fournit la solution la plus simple et la moins lourde étant donné qu'une antenne directive exige des équipements de poursuite (plus de poids, coûts et complexité) pour assurer qu'elle est toujours alignée avec l'antenne de réception. Un avion équipé d'une antenne omnidirectionnelle peut transmettre à tous les sites simultanément.

2-3 Console

La console c'est un poste de travail de l'opérateur, généralement contient :

- Un écran pour la visualisation des vidéos émanant des caméras, ainsi que l'affichage de la carte (Moving Map) pour visualiser les positions de l'hélicoptère et de la cible. les caractéristiques de l'écran dépendent des données reçues des caméras. Un deuxième écran est placé devant le pilote permettant lui de visualiser en même temps la vidéo capturée (recopie pilote).
- Un enregistreur permettant d'enregistrer les signaux vidéo HD, SD et audiophonique, dont les interfaces (Input/output) sont en fonction des caractéristiques des systèmes de prise de vue ;
- Une IHM (Interface Home Machine) permettant le contrôle et la commande du système. les commandes suivent généralement les performances du système d'aérosurveillance choisi. Elles regroupent la sélection de la fréquence d'émission, le niveau de la puissance d'émission, la rétractation ou le déploiement de l'antenne d'émission,Etc. Ces commandes. Elle peut s'intégrer sur l'écran s'il est tactile.



Figure 2-17: Exemples des consoles

2-4 Segment embarqué avec relais

Lorsque la visibilité entre un hélicoptère d'observation et la station sol n'est pas assurée, l'utilisation d'un hélicoptère en relais permet de s'affranchir des masquages du relief et transmettre vers les stations de réception au sol via un hélicoptère en relais.

En plus, des équipements de l'hélicoptère d'observation, Le système de transmission avec relais embarqué inclus les équipements suivants :

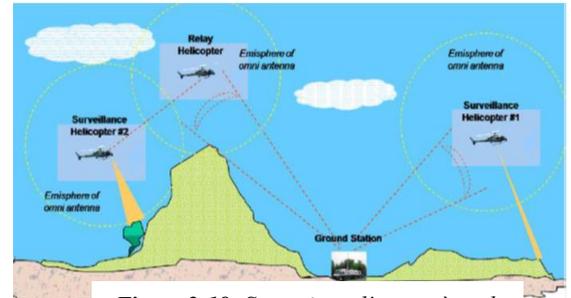


Figure 2-18: Synoptique d'un système de transmission avec relais embarqué

- Antenne de de transmission Air-Air pour le relayage sur l'hélicoptère d'observation vers un autre hélicoptère en relayage.
- L'IHM de transmission permettant aussi la sélection des antennes,
- Equipements de traitement des données pour récupérer les formats initiaux (démodulation, décompression, démultiplexage) avant de les traiter à nouveau et les transmettre.

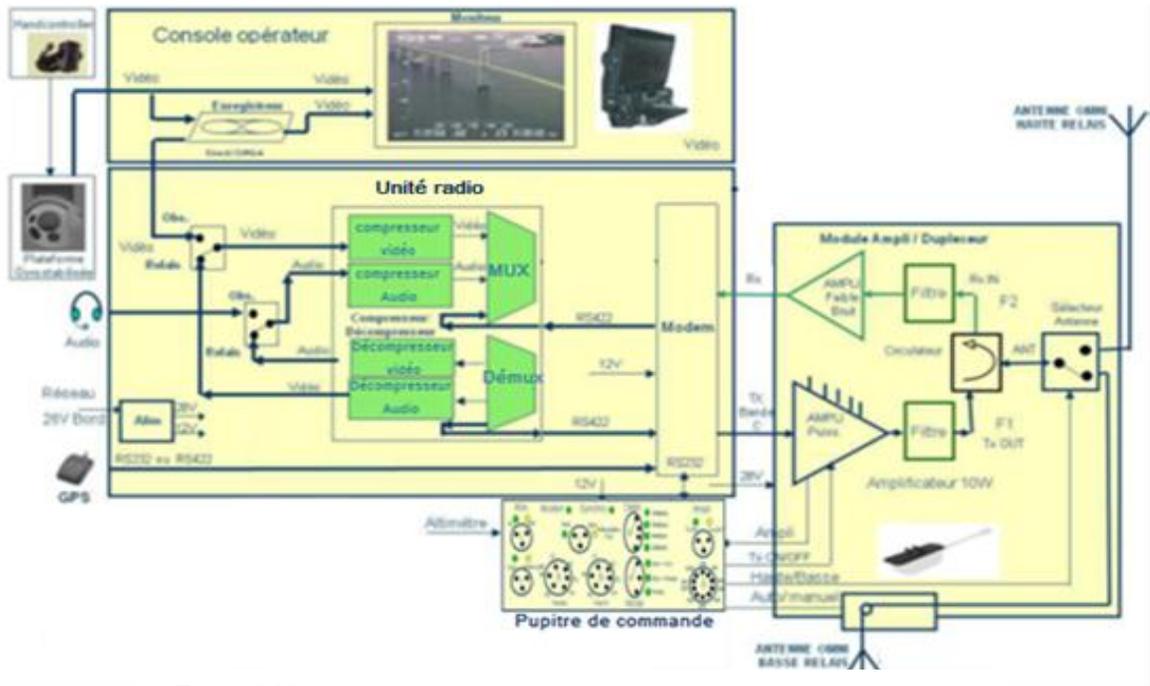


Figure 2-19: Architecture d'un système de transmission avec relais embarqué

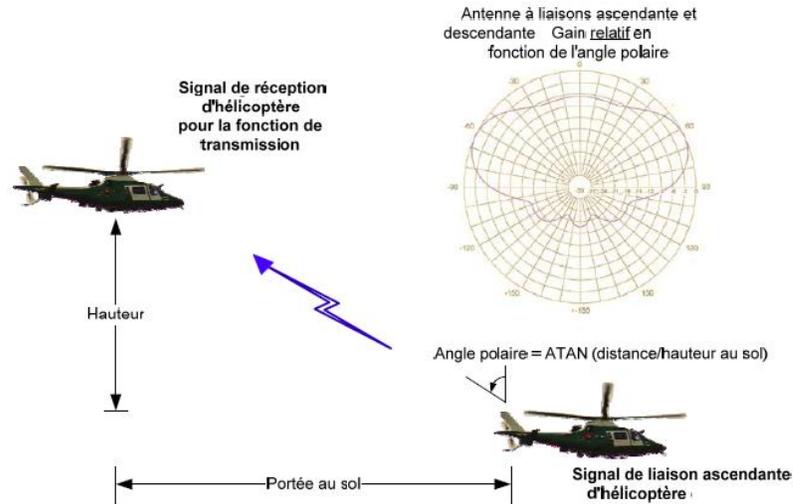


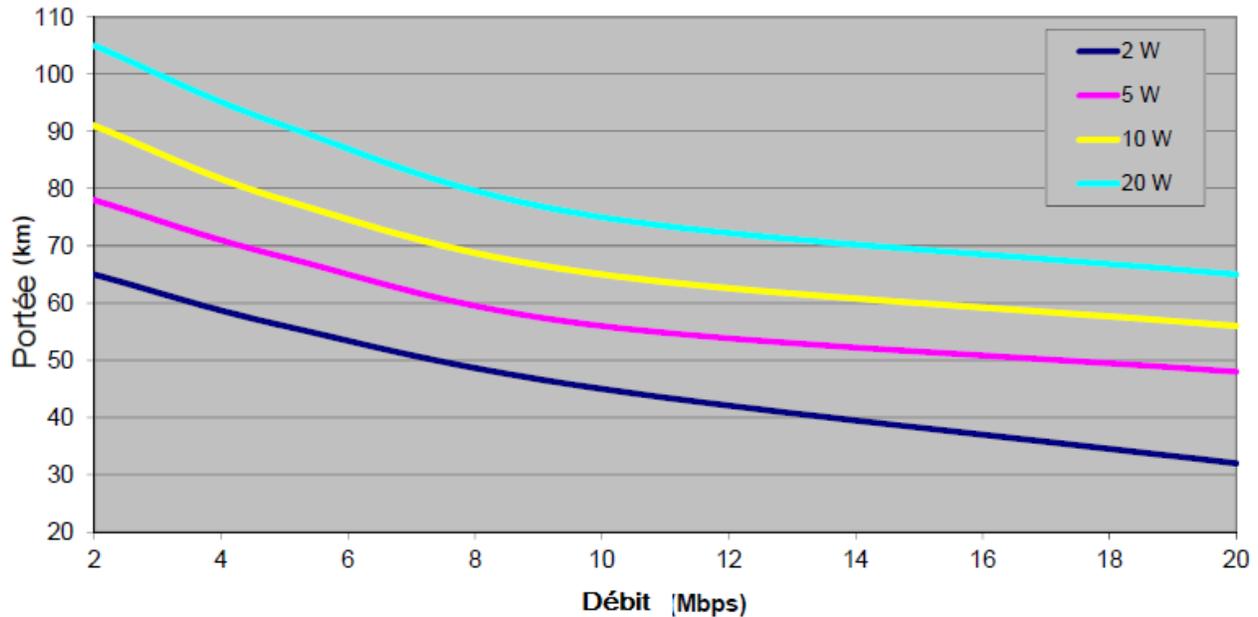
Figure 2-20: Illustration d'un système de transmission avec relais embarqué

3- Segment sol

Au sol les stations de réception démodulent, décompressent les signaux vidéo, audio et GPS pour une exploitation local de ces flux (visualisation, enregistrement) avec la possibilité d'utiliser les données GPS pour situer sur des cartes les positions des hélicoptères (option cartographie).

Pour le segment sol, il y a en général deux fonctions principales :

- Réception et traitement : Assurant la liaison directe avec les hélicoptères d'observation pour la réception et la récupération en format initial les données.
- Supervision : Assurant la liaison entre les stations de réception et de traitement.



3-1 Station de réception et de traitement

En termes de portée, on distingue en général trois types, à savoir longue, moyenne et petite portée. D'autres les classent en termes de mobilité, qu'on trouve fixe, mobile, transportable et portative.

Chacune comprend deux sous-ensembles qui sont:

1-Le système antennaire: permet la réception des données et assure la poursuite automatique sur l'émetteur, qui peut être fait de plusieurs façons:

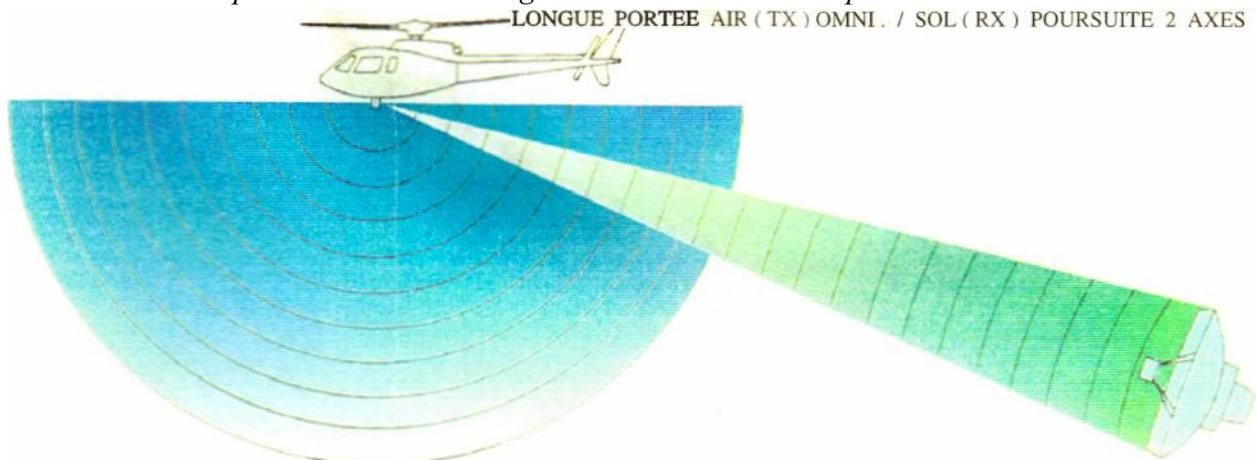
- **Manuellement :** Pointage manuel nécessite que l'opérateur surveille le niveau du signal reçu, en manœuvrant l'antenne chaque fois pour garder le niveau maximum.
- **Mono pulse :** ou « le suivi de la différence de phase » est un système de poursuite automatique. Au début le signal émis est recherché manuellement, puis le système de suivi surveille électroniquement le niveau de réception du signal. Ce système fonctionne bien jusqu'à ce que le multi trajets est présent. Les signaux réfléchis peuvent dépointer le système de poursuite. Lorsque cela arrive, le signal d'aéronef doit être de nouveau manuellement acquis.
- **Géo pointé:** Les informations GPS sont utilisées pour déterminer la position de l'avion relative à l'équipement de la station terrestre. C'est le moyen le plus utilisé et le plus précis. Il utilise les coordonnées GPS de l'émetteur (avion) et le site de réception. Généralement, la recherche de l'émetteur s'effectue au début manuellement, et une fois que le signal est reçu, les coordonnées GPS de l'émetteur, envoyées avec le signal RF, sont utilisés par le système de réception pour la poursuite automatique. Comme, il y a la possibilité d'introduire une localisation GPS de l'hélicoptère directement dans une interface graphique de l'utilisateur. Les coordonnées GPS de des stations de réception sont programmées au moment de l'installation pour les sites fixes, et un récepteur GPS dédié est utilisé pour les mobiles. Le système d'antenne utilise le GPS pour orienter l'antenne et le point sur le site de réception.

2-Sous-ensemble de contrôle et d'exploitation : conçu pour accueillir les opérateurs dont la fonction est de réaliser l'accrochage du système de poursuite correspondant, de suivre les évolutions de l'hélicoptère en acquisition et d'analyser l'image transmise après restitution (démultiplexage/décompression) des signaux de surveillance (audio, vidéo, GPS). Il comprend donc un poste de suivi cartographique et une console de visualisation vidéo équipée des moyens d'impression vidéo et d'enregistrement.

Une liaison radio V/UHF permet de communiquer en phonie avec les équipages des hélicoptères.

3-1-1 Station de réception longue portée

Le sous-ensemble de poursuite doit permettre la réception des signaux jusqu'à une distance de plus de 100km. Pour ce faire et compte tenu des bilans de liaison, l'antenne principale doit présenter un diagramme de rayonnement étroit en gisement et en site. Elle doit alors assurer la poursuite automatique sur les deux axes. Le sous-ensemble de poursuite restitue les signaux en bande de base après démodulation.



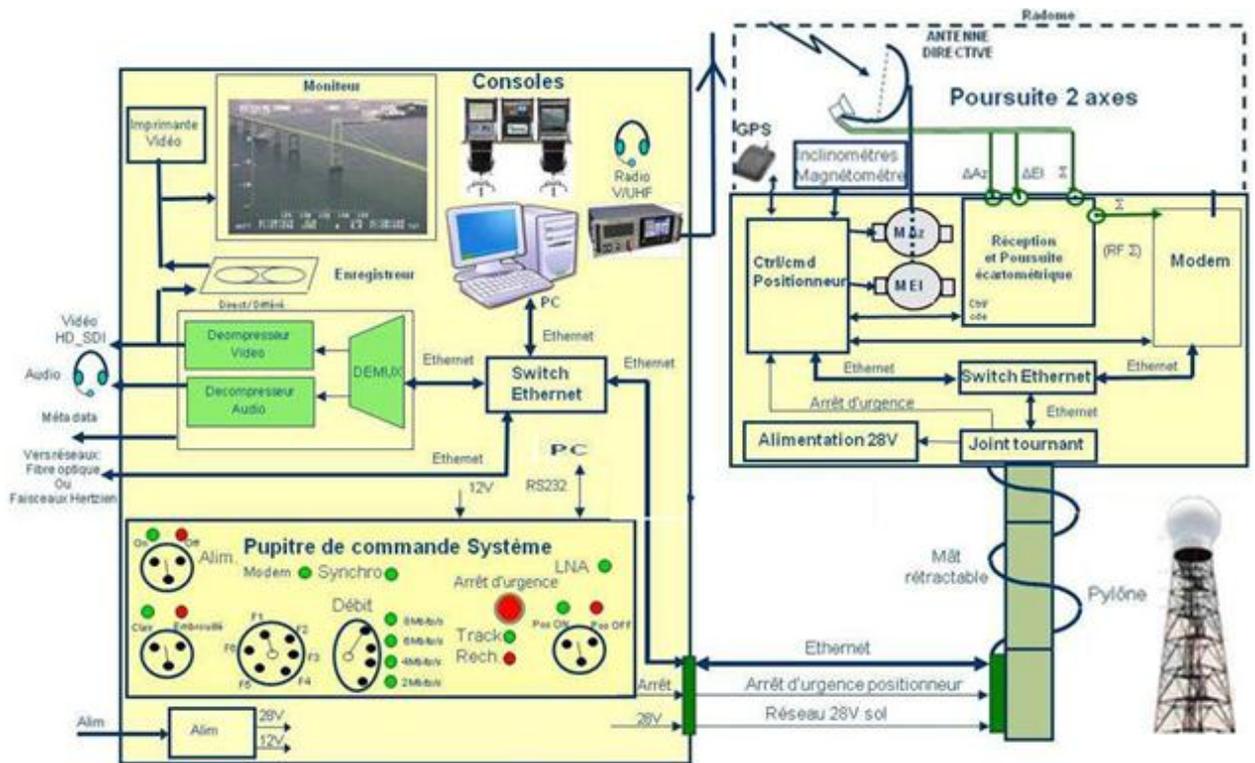


Figure 2-21: Architecture d'une station de réception longue portée

Les équipements des stations de réception sont les suivants :

1-Pour le système antenne sur support (pylône, bâtiment,) :

- antenne parabolique de gain arrêté selon le bilan de liaison montée sur un positionneur deux axes, équipée par source écartométrique deux axes : signaux somme, delta élévation et delta azimuth ou source simple dans le cas du tracking de type géo-pointé (GPS) et abritée par un radôme pour la protection des intempéries et du vent, dont le choix dépend de la bande de fréquence utilisée afin de minimiser les pertes. Le positionneur est équipé sur les deux axes d'un codeur optique et d'une génératrice tachymétrique.
- Antenne multisectorielle fonctionne en diversité avec l'antenne parabolique, assurant la réception des signaux réfléchis et lors le passage verticale de l'hélicoptère.
- Le positionneur assure la poursuite automatique. Il a deux axes incluant les moteurs, les boîtes de réductions, les freins ainsi que le calculateur de positionnement. Le calculateur de positionnement dialogue avec le récepteur pour calculer les coordonnées de pointage. Un inclinomètre et un magnétomètre sont inclus dans cet ensemble. Les caractéristiques du positionneur sont : la vitesse de rotation, accélération, débattement en élévation et en azimuth la précision de pointage.

2-Equipements de traitement des signaux et d'exploitation :

- Le modem comporte une partie codage de canal (code correcteur d'erreur), un démodulateur numérique reconfigurable permettant de supporter plusieurs types de démodulation. Il a les mêmes caractéristiques que le modulateur embarqué.

Le signal reçu est filtré, amplifié et son niveau d'amplification est ajusté via une CAG (Contrôle Automatique du Gain) pour optimiser la réception pour toutes les distances séparant les hélicoptères de la station de réception.

- Un décompresseur et démultiplexeur vidéo, audio et données,
- sous-ensemble de visualisation, d'enregistrement, d'impression,
- Un poste de géolocalisation ou de suivi mobile.
- Radio V/UHF pour les communications sol – air entre les opérateurs
- un convertisseur vidéo vers Ethernet permettant de connecter sur le réseau pour acheminement vers la salle de supervision.

3-pupitre de commande et de contrôle du système de transmission :

- Généralement c'est un PC, le pupitre est un ordinateur permet à l'opérateur de la station de contrôler et commander le positionneur deux axes dans tous les modes (manuel, autotracking), contrôler et commander le récepteur modem (sélection des canaux de fréquence, état du récepteur et de son paramétrage), contrôler et commander le décompresseur vidéo HD/SD, audio et d'utiliser les données de géo-localisation de l'hélicoptère issues de celui-ci pour géo-pointer le système antennaire ou utiliser celles-ci pour la cartographie afin de situer la position de l'hélicoptère sur un fond cartographique en temps réel, contrôler et commander le pupitre de commande et de contrôle déporté, afficher les paramètres du positionneur, afficher les paramètres du système de poursuite écartométrique, afficher les paramètres du récepteur.

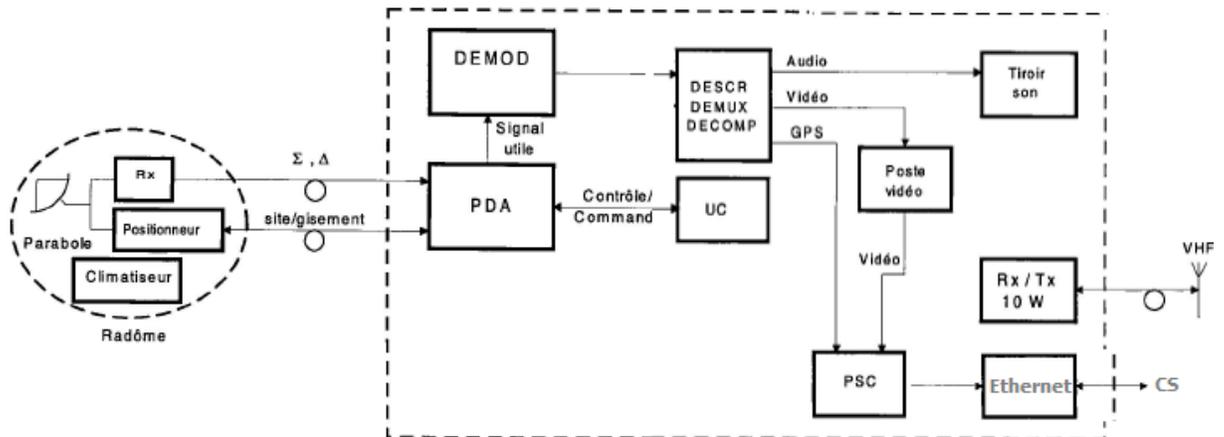
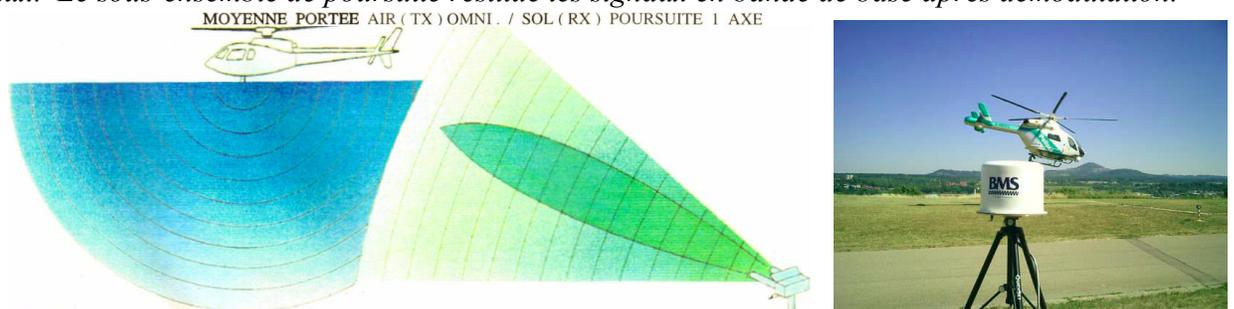


Figure 2-22: station de réception longue portée : Cheminement des signaux utiles

3-1-2 Station de réception moyenne portée :

Le sous-ensemble de poursuite doit permettre la réception des signaux jusqu'à une distance de 50-70km. Pour ce faire et compte tenu des bilans de liaison, l'antenne principale peut présenter un diagramme de rayonnement étroit en gisement et large en site. Elle peut alors assurer la poursuite automatique sur l'axe gisement uniquement et doit être complétée par un aérien pointé verticalement pour couvrir les passages zénithaux. Le sous-ensemble de poursuite restitue les signaux en bande de base après démodulation.



Le sous-ensemble antenne est constitué d'une antenne plane montée sur un positionneur 1 axe capoté par un radôme. Cette antenne, qui est un réseau mobile en gisement de spirales à polarisation circulaire droite, présente un diagramme de rayonnement large en site et est complétée par une spirale pointée vers le zénith. La poursuite repose sur une mesure de l'erreur angulaire de pointage en gisement par interférométrie et récepteur. Le positionneur est équipé sur l'axe gisement d'un codeur optique et d'une génératrice tachymétrique.

Le sous-ensemble de contrôle comprend une unité de poursuite sur un axe (récepteur d'écartométrie et contrôleur d'antenne) et une unité de réception.

Le poste de contrôle permet d'abriter les opérateurs, dont la fonction est de réaliser l'accrochage du système de poursuite, d'analyser l'image transmise et de suivre les évolutions de l'hélicoptère en acquisition. Il comprend donc un poste de suivi mobile et une console de visualisation et d'enregistrement.

Une liaison V/UHF permet de communiquer en phonie avec les équipages des hélicoptères.

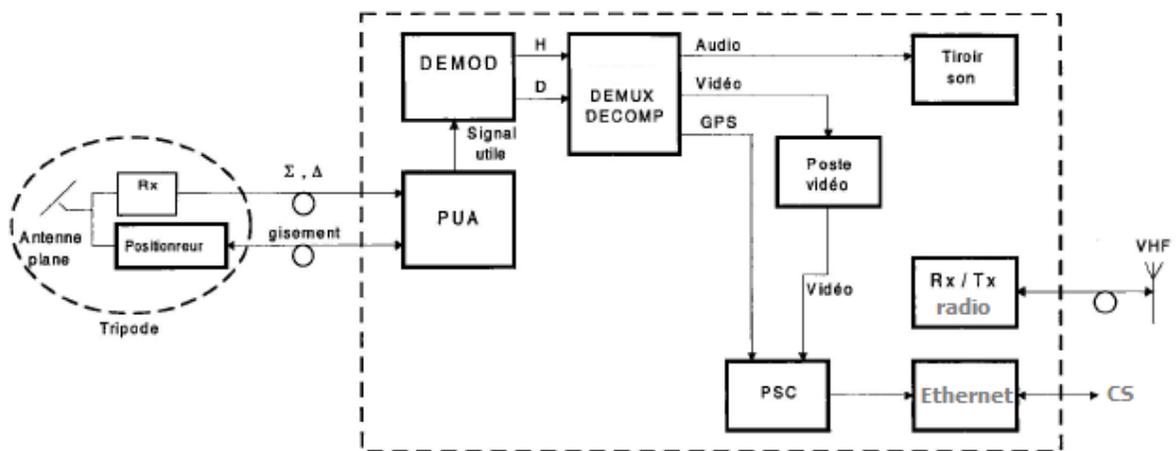
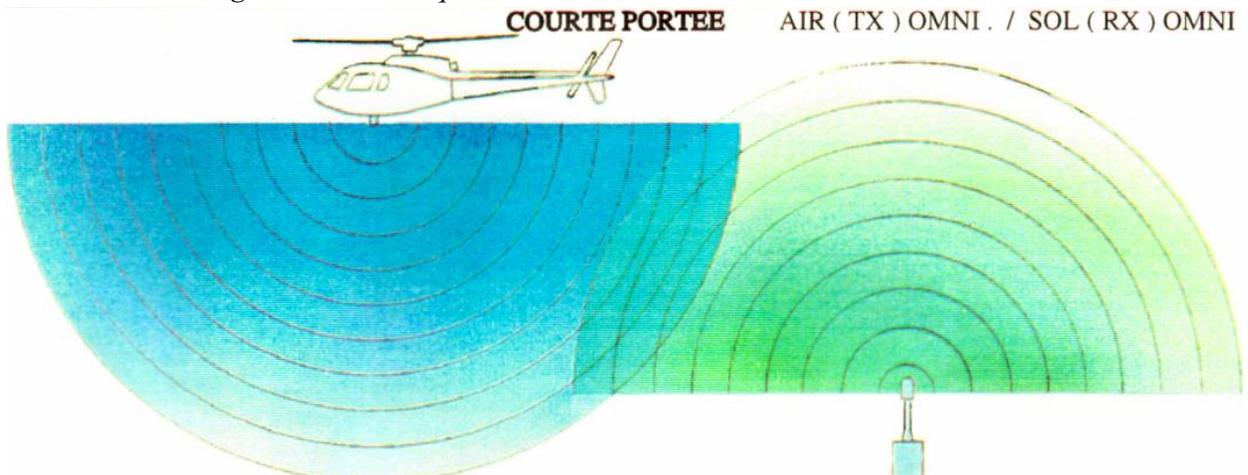


Figure 2-23: station de réception moyenne portée : Cheminement du signaux utiles

3-1-3 Station de réception portable

C'est une station courte portée, constituée d'un ordinateur de type PC tablette et d'un système de réception, incluant deux antennes escamotables. L'ensemble permet de recevoir les flux vidéo, audio et données et de les enregistrer sur le disque dur du PC.



Le PC tablette permet de disposer d'une puissance de calcul suffisante pour assurer la gestion de la réception radio, les fonctions de décompressions vidéo HD/SD, audio et données, les fonctions d'affichage et de gestion du fond cartographique. Ce PC permet également l'enregistrement et la relecture des fichiers vidéo et audio et des missions avec le fond cartographique. La gestion du système intégré se fait via une Interface Homme Machine tactile dédiée permet, via l'écran tactile, d'accéder simplement à toutes les fonctions de la station portable courte portée.

La station peut intégrer un système cartographique permettant de situer en temps réel sur un fond de cartes, les positions de l'hélicoptère et de la station sol.

Le signal reçu est filtré, amplifié et son niveau d'amplification est ajusté par une CAG pour optimiser la réception pour toutes les distances séparant les hélicoptères de la station de réception.

Les caractéristiques de la station de réception sol courte portée sont les suivantes :

- élongation : jusqu'à 20 kms de portée entre l'hélicoptère et la station de réception,
- module de réception, intégrant le démodulateur,
- antennes omnidirectionnelles (de gain de +2.5dBi à +5dBi), et/ou antenne directive à pointage manuel de +15 dBi sur trépied.
- géo-localisation intégrée à la station de réception (récepteur et antenne GPS),

L'IHM (Interface Homme Machine) de la station de travail permet de visualiser simultanément le flux vidéo, un fond de carte et les coordonnées de l'hélicoptère et de la station sol. Différentes fonctions sont accessibles sur l'écran pour changer le mode d'affichage, modifier le contraste, accéder aux menus de la cartographie, pointer sur la carte des coordonnées GPS, mesurer des distances, changer d'échelle ou zoomer sur une partie de l'écran. Dans la fenêtre vidéo en encart, un menu permet d'ouvrir, d'enregistrer un fichier vidéo et audio, d'effectuer une recherche dans une séquence vidéo et de parcourir dans l'arborescence des répertoires les fichiers vidéo enregistrés.

La station de réception courte portée permet de charger différents types de cartes nécessaires à la mission par l'intermédiaire d'un logiciel dédié.

3-2 Centre de supervision

Le centre de supervision regroupe les données collectées par les différentes stations de réception via un réseau, et prend en priorité le contrôle et l'exploitation à distance les systèmes antennaires.

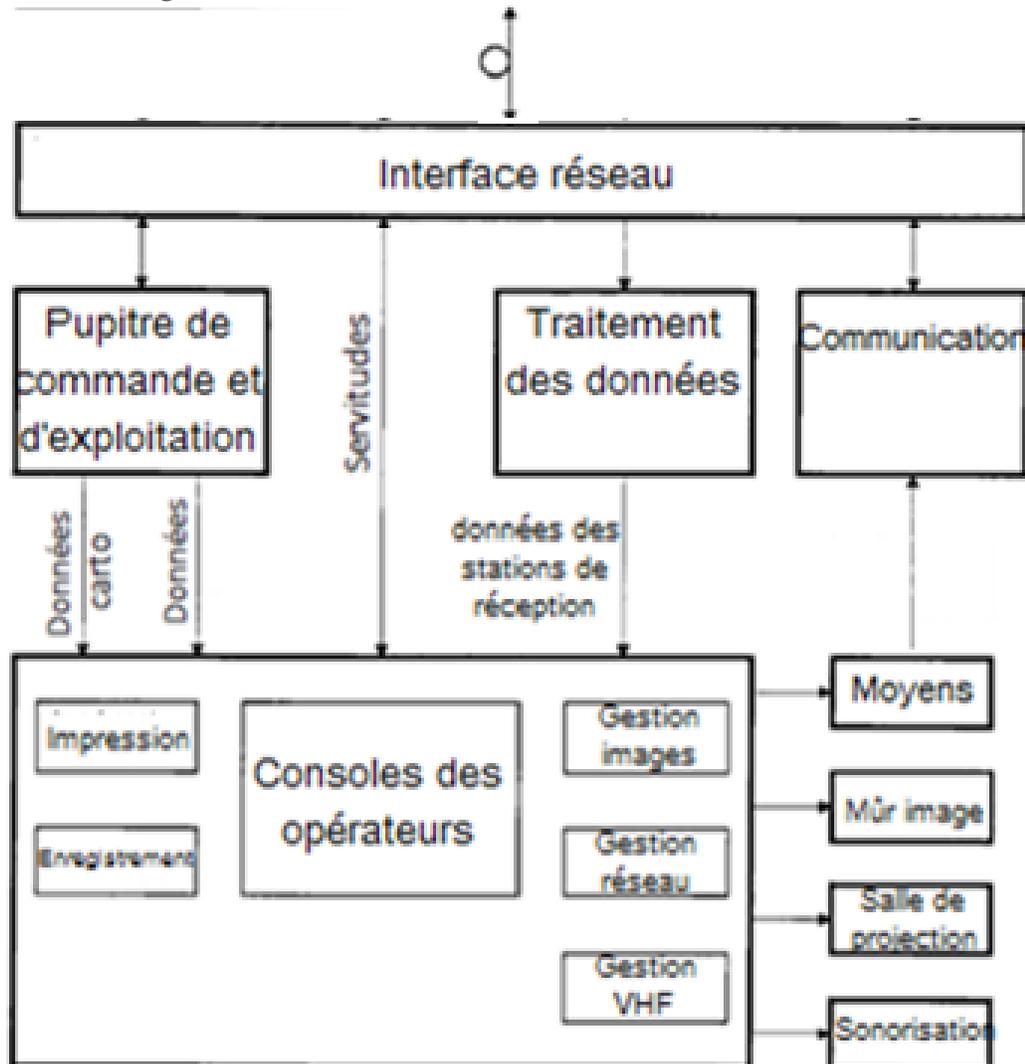
La salle de commande et d'exploitation est composée d'un système de visualisation constitué d'un mur d'image, d'un pupitre de supervision, d'un pupitre de contrôle et d'exploitation.

Le pupitre de supervision est constitué des consoles munies d'écrans, des enregistreurs ainsi que des imprimantes vidéo. Y sont associés également le système de gestion du mur d'images, le poste principal du système de gestion et de pilotage du réseau, et pour finir les châssis des liaisons réseau et les équipements de traitement (démultiplexage/décompression) des données.

Le centre de supervision permet de visualiser les flux vidéo / audio et de données au travers du réseau en provenance des stations de réception (longue portée fixe, longue portée transportable et moyenne portée mobile lorsque celles-ci sont connectées au réseau). Il permet aussi de visualiser les flux de vidéosurveillance.

Le centre de supervision comporte généralement :

- Un mur d'images permettant d'afficher plusieurs vidéos simultanément, en provenance du réseau d'aérosurveillance et/ou du réseau de vidéo surveillance. La taille et la disposition de chaque vidéo à l'écran pouvant être ajusté,
- Un fond cartographique pourra être visualisé simultanément sur le mur d'images avec les vidéos pour situer sur une carte les positions GPS des hélicoptères. Le mur d'images est constitué des écrans LCD.
- Des pupitres de travail pour les opérateurs possèdent chacun un écran dédié pour les fonds cartographiques et un autre pour les vidéos de surveillance ou d'aérosurveillance, et un codec vidéo / audio pour la décompression en local des flux vidéo/audio compressés,
- Les baies de traitement vidéo / audio constituée de plusieurs unités :
 - PCs avec logiciels dédiés
 - Unités de décompression vidéo/audio et données,
 - Des convertisseurs de format vidéo
 - Matrices vidéo, matrice audio 24 x 12, pour le contrôle du mur d'images,
 - Unités d'enregistrement vidéo / audio constituées d'un serveur d'enregistrement et de codecs vidéo,
 - Unités d'enregistrement vidéo/audio constituées d'un ensemble enregistreur / lecteur numérique sur disque dur et lecteur graveur DVD.



Le fonctionnement de la salle de supervision est le suivant :

Les flux vidéo / audio et données d'aérosurveillance et de vidéo surveillance sont issus du réseau. Ces flux sont disponibles au travers du réseau intranet et sont mis à disposition au centre de supervision via des interfaces Ethernet au format full duplex et protocole TCP/IP et UDP/IP.

Un serveur coté réseau, distribue les flux Ethernet vers les différents unités (racks).

Le rack de décompression vidéo / audio et données permet à partir du réseau IP de décompresser et de démultiplexer les flux vidéo / audio et de données d'aérosurveillance en provenance des hélicoptères via le réseau de stations de réception.

Le rack abritant le PC de vidéo surveillance permet à partir du réseau IP de décompresser et de démultiplexer les flux vidéo / audio de vidéosurveillance.

Le rack abritant le PC de cartographie permet d'exploiter les fonds cartographiques en mémoires correspondant aux lieux où opèrent les hélicoptères d'aérosurveillance pour situer ceux-ci sur les cartes, les coordonnées GPS des hélicoptères étant transmises du rack de décompression vers le PC de cartographie pour exploitation.

Un rack permet d'assurer le multiplexage vidéo, audio et informatique (issu des PC cartographique et de vidéo surveillance) des racks de traitement vers le mur d'images, les écrans des pupitres opérateurs. Il permet d'autres parts d'adresser les racks dédiés à l'enregistrement et à la relecture.

Depuis son pupitre de travail, un superviseur contrôle le mur d'images. Il sélectionne au travers des matrices de commutation vidéo / audio et informatique les flux à afficher sur le mur d'images et sur l'écran de supervision. Il ajuste le nombre, la taille et la disposition des vidéos sur le mur d'images. Les flux vidéo peuvent provenir soit du réseau d'aérosurveillance ou du réseau de vidéo surveillance.

Chaque opérateur dispose des écrans de visualisation et peut sélectionner le flux audio correspondant à chacun de ces flux pour écouter les commentaires des opérateurs situés dans les hélicoptères.

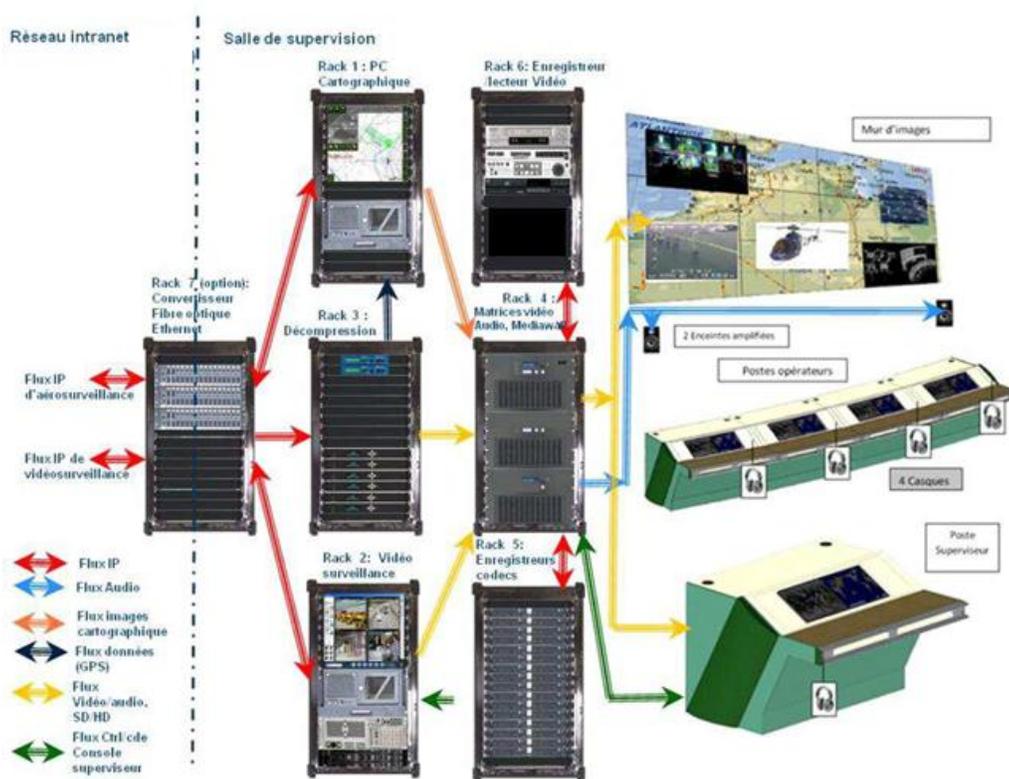


Figure 2-24: Architecture d'un centre de supervision

4- Conclusion

Dans ce deuxième chapitre, nous avons présenté les différentes principales composantes du système d'aérosurveillance en mode de liaison descendante (Downlink). Généralement, les moyens utilisés dans ce domaine que soit sur hélicoptères, avions ou UAV ont la même conception avec une légère différence dans les options.

Nous allons dans le chapitre suivant présenter en détail le système réalisé à bord de l'hélicoptère type Ecureuil AS355, ainsi que les procédures d'intégration.

Chapitre 3

Implantation des équipements sur hélicoptère

1- Introduction

L'ensemble de ces équipements doit bien entendu ne pas présenter de risques pour l'hélicoptère et l'équipage. Celui-ci se traduit par un test des équipements dans l'environnement adéquat, qui dépend du type d'aéronef, ses conditions d'utilisation et l'installation de l'équipement dans l'aéronef.

La vérification passe par une modulation des équipements (Simulation) et la vérification des exigences avioniques comme la RTCA DO-160. Vingt-six sections constituent les documents DO-160, les deux premières sont générales et précisent le but, les définitions et des généralités. La troisième précise les conditions générales de test. Les suivantes définissent chacune, pour un type de test, les environnements, la catégorisation qui permet de déterminer l'environnement applicable, et les procédures de test correspondantes.

2- Positionnement des équipements de traitement vidéo

Avant l'installation des équipements, il est important de vérifier d'une part le bilan énergétique afin d'assurer que l'alimentation sera supportée par les sources d'énergie de l'hélicoptère et de d'autre part de bilan de masse pour vérifier le centrage (Voir annexe). A cet effet, il faut veiller au bon positionnement.

L'établissement du bilan d'énergie permet d'arrêter la consommation électrique maximale au démarrage de l'ensemble sous 28 V (Voir annexe). L'hypothèse est prise pour que cette consommation soit compatible de la puissance disponible à bord de l'hélicoptère.

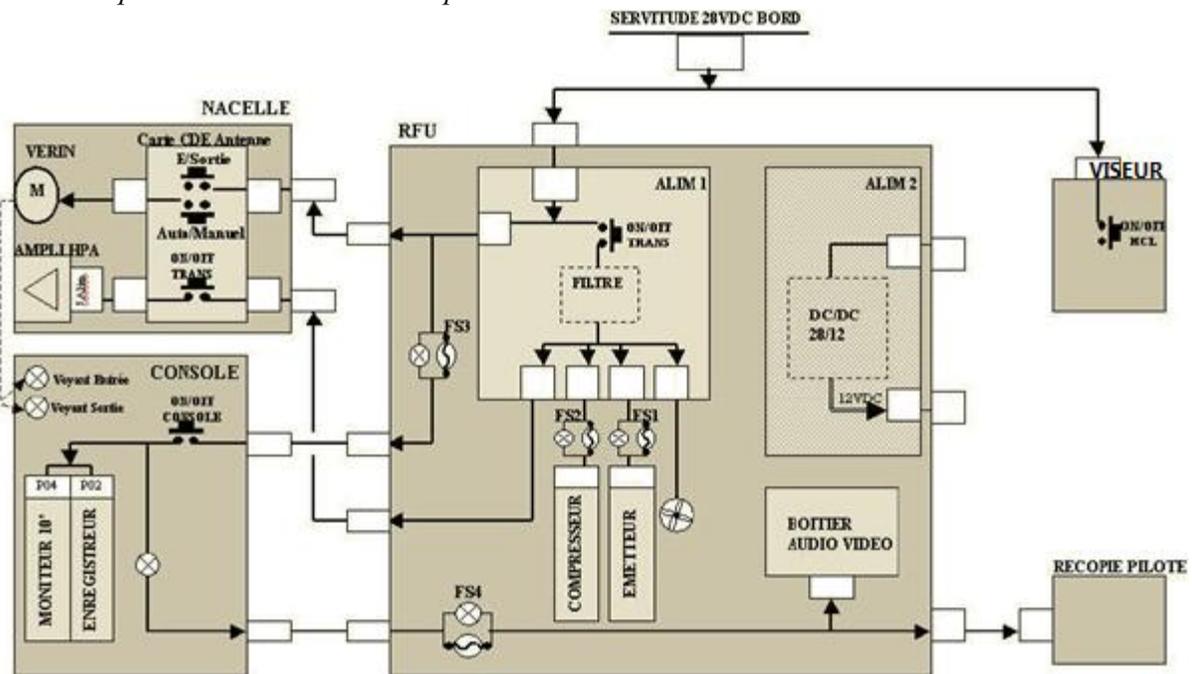


Figure 3-1 : Circuit d'alimentation des équipements embarqués

la boule gyrostabilisée ainsi que la nacelle d'émission étant fournies avec un certificat de non-objection de la part du fabricant du vecteur.

La boule gyrostabilisée est installée sur un bras d'emport déjà certifié sur Ecureuil. Le bloc de traitement vidéo et le RFU sont placés sous les banquettes arrière (siège opérateur). La recopie pilote est fixée sur la planche de bord. La console est vissée sur une structure d'adaptation au plancher, elle-même fixée à la structure de l'hélicoptère: cette solution a reçu un certificat de non-objection de la part du fabricant.



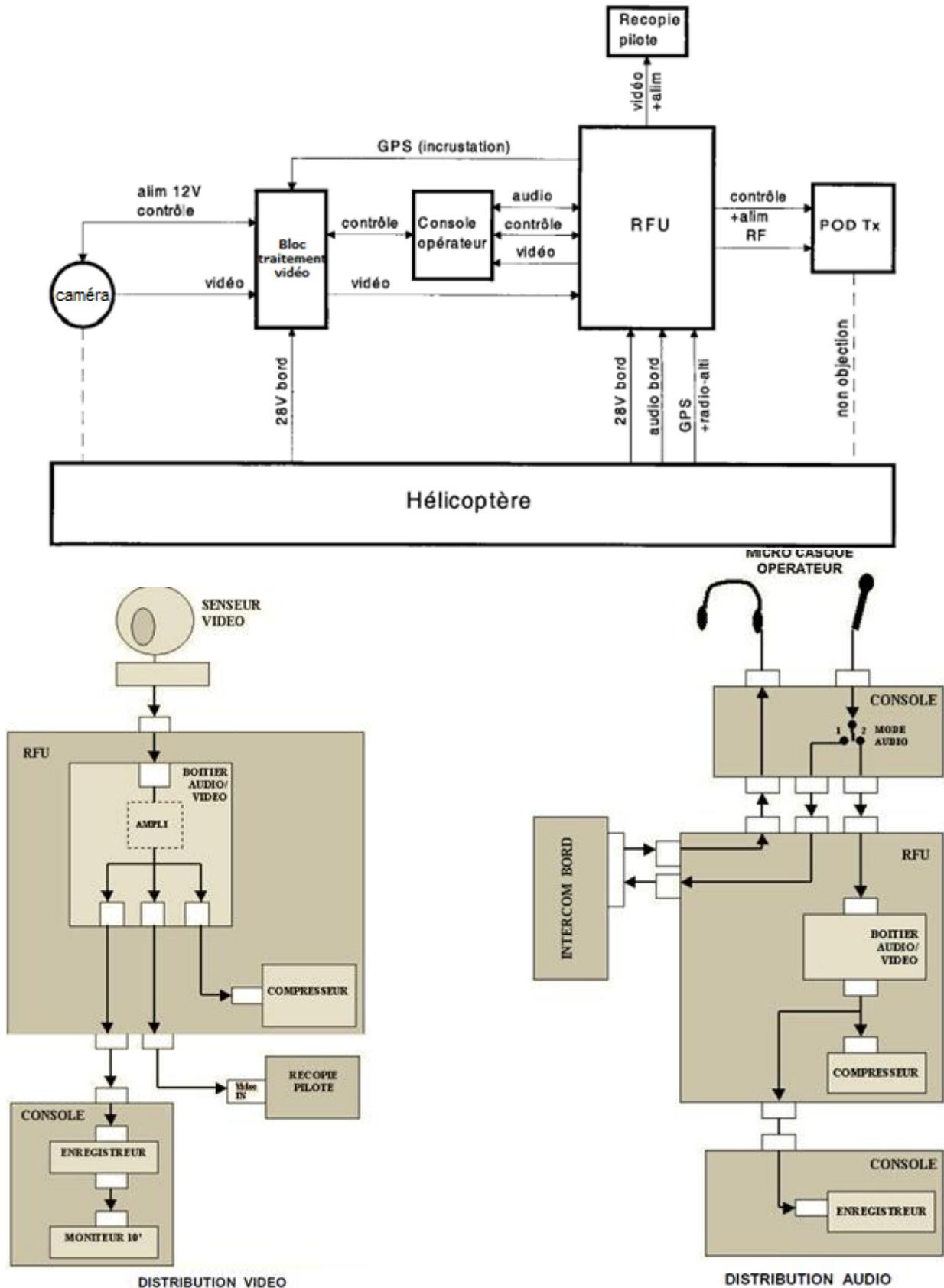


Figure 3-2 : Cheminement des signaux utiles des équipements embarqués

Les données GPS sont transmises au bloc de traitement vidéo pour incrustation vidéo tout en étant incluses au signal RF à l'instar du signal vidéo et de l'audio opérateur.

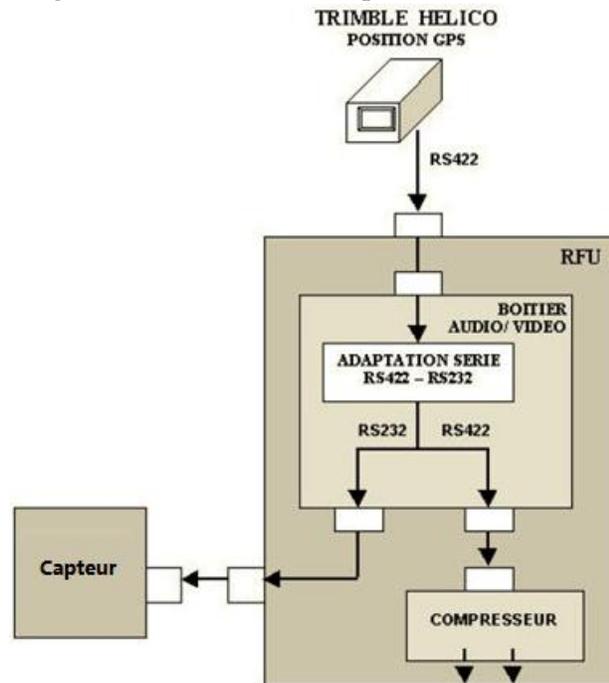


Figure 3-3 : Cheminement du signal GPS

3- Implantation de l'antenne sur l'hélicoptère

Il s'agit d'un facteur crucial, le positionnement correct de l'antenne sur l'avion est nécessaire pour minimiser les effets de lecture de la cellule (les interférences). Des éléments tels que les patins, les capsules des caméras, et haut-parleurs agissent tous comme des obstacles et réduisent la portée. Même l'inclinaison de l'avion en vol affecte la portée. Un avion volant 3-4 degrés en piqué dans un vol normal exigera une antenne assemblée bien en avant (en-dessous du nez) pour éviter que le reste de l'avion devienne un bouclier. La lecture de la cellule est facilement localisée pendant les essais car les différentes portées seront atteintes lorsque l'avion volera loin du récepteur par rapport à ce qui est mesuré lorsqu'il vole vers ou se trouve à côté du récepteur.

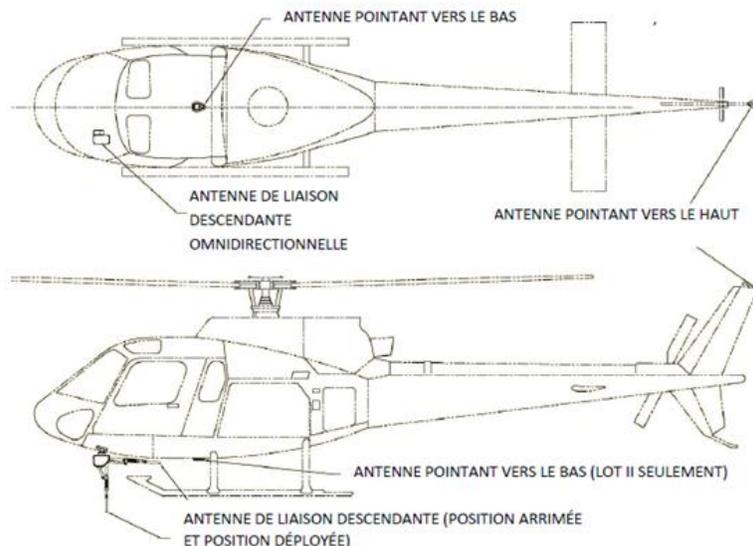


Figure 3-4 : Emplacements préliminaires pour installer les antennes sur les aéronefs Ecureuil

Cette opération est concrétisée par le déploiement de l'antenne sous l'aéronef par l'ajout d'une nacelle d'émission avec une antenne rétractable. Elle est constituée principalement d'un bras d'antenne rétractable par un vérin électrique. En plus la nacelle d'émission contient ce qui suit :

- d'un amplificateur de puissance pour l'émission du signal radio ;
- d'un filtre d'émission permet de sélectionner la bande d'émission et garantit la pureté spectrale à l'émission.

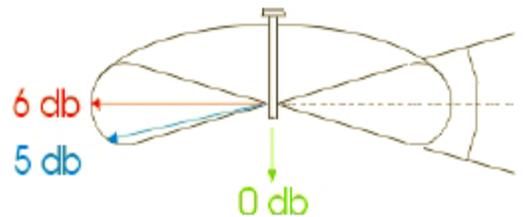
En fonction du type d'hélicoptère, la longueur du bras de déploiement d'antenne pourra être ajusté afin d'offrir un démasquage optimum vis à vis des équipements (boule optronique, patin, autres...).

3-1 Antenne sélectionnée : Antenne Colinéaire

L'antenne dite "colinéaire" est l'antenne omnidirectionnelle par excellence. Elle diffère de l'antenne dipôle quart d'onde non seulement à cause de son gain élevé, mais surtout par sa figure de rayonnement qui n'est plus isotrope à proprement parler.

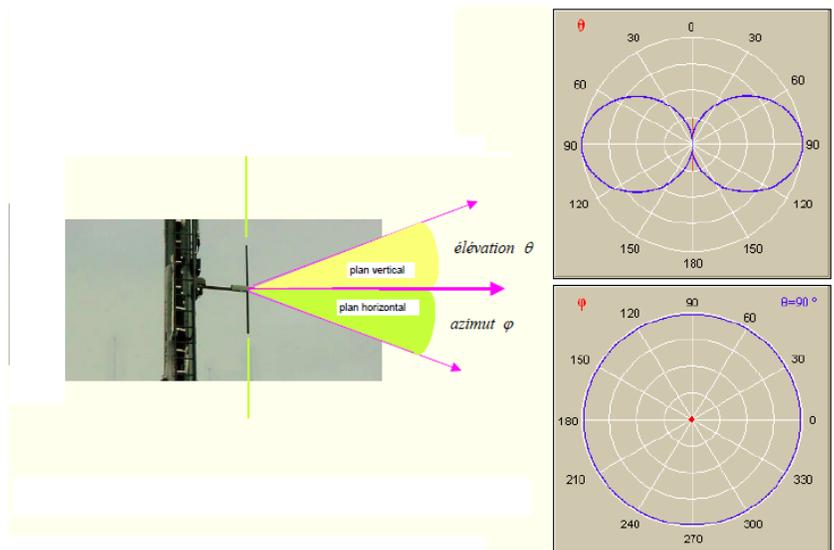
Cette antenne est adéquate pour émettre des signaux à partir d'hélicoptères. Le champ de rayonnement à polarisation verticale ne permet d'obtenir aucun gain directement vers le bas et permet d'obtenir un gain maximal à l'horizon, ce qui rend l'antenne adéquate pour les liaisons horizontales à moyenne et à longue portée.

Cette antenne est conçue pour être utilisée sur un aéronef. Sa faible résistance aérodynamique et son faible poids font de celle-ci le choix optimal pour les aéronefs. Il est possible de l'installer dans le fuselage de l'hélicoptère ou sur un bras motorisé habituellement situé sur les patins de l'aéronef.



L'antenne est très utilisée en radiodiffusion car :

- c'est une antenne simple à réaliser et peu encombrante ;
- elle rayonne de manière omnidirectionnelle dans un plan horizontal ;
- elle rayonne peu d'énergie dans la direction de son axe ;
- son diagramme de directivité est bien adapté à la couverture d'un territoire.



Le gain des antennes colinéaire est variable, pouvant aller de 3,5dB pour les modèles les plus simples, jusqu'à 17dB pour les versions à fort gain. Ce gain dépendant du nombre d'éléments qui constituent l'antenne, cette dernière sera d'autant plus grande que son gain sera élevé.

L'antenne colinéaire est dédiée à l'émission/réception de type omnidirectionnel. Elle peut être considérée comme un alignement de dipôles demi-onde placés les uns au-dessus des autres. Si ces dipôles ont une

alimentation commune en bout, l'antenne colinéaire prend l'allure d'un « cierge » plus ou moins haut. Son gain est proportionnel au rapport de la dimension verticale à la longueur d'onde. Plus ce rapport est grand, plus son diagramme dans le plan vertical est étroit: l'antenne doit alors être montée rigoureusement verticale. La polarisation émise/reçue est la polarisation verticale. En absence d'un réflecteur et d'éléments directeurs comme une antenne Yagi, elle est omnidirectionnelle.

▪ **Composition**

L'antenne est constituée de deux brins symétriques.

La longueur de chaque brin doit, pour cela avoir une longueur très légèrement inférieure à $\lambda/4$ ($0,98 \lambda/4$), l'envergure de l'ensemble mesure donc un peu moins de $\lambda/2$ ($0,98 \lambda/2$).

λ : longueur d'ondes qui est déterminée à partir de la fréquence centrale de fonctionnement.

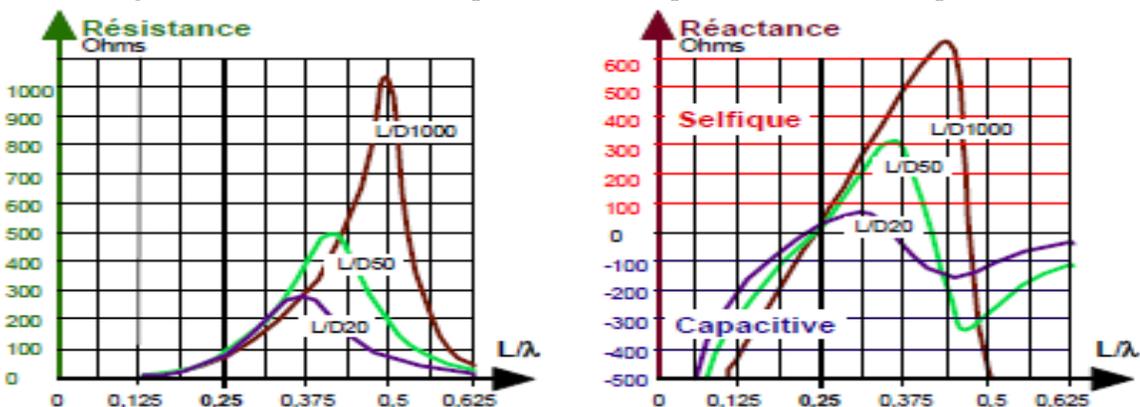
L'ajustement de l'écartement e de la ligne d'adaptation d'impédance permet d'obtenir le ROS le plus faible possible.

Le diamètre des brins, ou plus précisément le rapport Longueur/Diamètre (L/D), intervient sur la bande passante. Lorsque le rapport L/D diminue, la bande passante devient plus importante, mais ce paramètre est mécaniquement difficile à mettre en œuvre dans les antennes embarquées car l'augmentation de la bande passante ne devient très sensible que lorsque le rapport L/D est inférieur à la dizaine.

Au contraire, la longueur des brins est le paramètre dimensionnel dominant et les principales caractéristiques techniques dépendent de celle-ci.

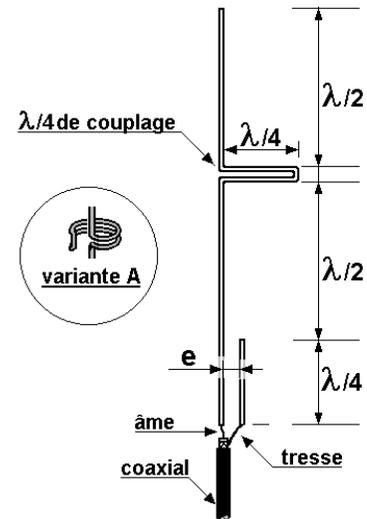
L'impédance caractéristique (Z) est, rappelons-le, déterminée par la forme complexe $Z = R \pm jX$ où (R) correspond à la part des "réels" ou composante résistive et où ($\pm jX$) correspond à la part des "imaginaires" ou composante réactive. Cette composante peut être de forme capacitive lorsque est négative ($-jX$) et de forme selfique lorsque est positive ($+jX$).

Les effets de la longueur des brins sur les composantes de l'impédance caractéristique sont les suivantes :



On peut remarquer qu'avec une longueur de $0,25\lambda$ la part réactive est quasiment nulle et la part résistive est aux environs de 75 Ohms. C'est dans cette configuration, que l'antenne colinéaire à une impédance caractéristique de 75 Ohms.

Les effets de la longueur des brins sur le diagramme de directivité influent exclusivement sur le plan du champ magnétique (H). Le plan du champ électrique (E) reste omnidirectionnel.



Lorsque les brins sont plus grands que ceux du dipôle accordé ($N/4$) les lobes s'affinent et conjointement le gain augmente. Ensuite, des lobes secondaires se forment puis deviennent les lobes principaux. Le champ dans l'axe principal devient nul.

À l'inverse, lorsque la longueur des brins diminue par rapport à ceux du dipôle accordé ($N/4$), le champ en quadrature n'est plus nul, l'amplitude des lobes devient plus petite et conjointement le gain diminue.

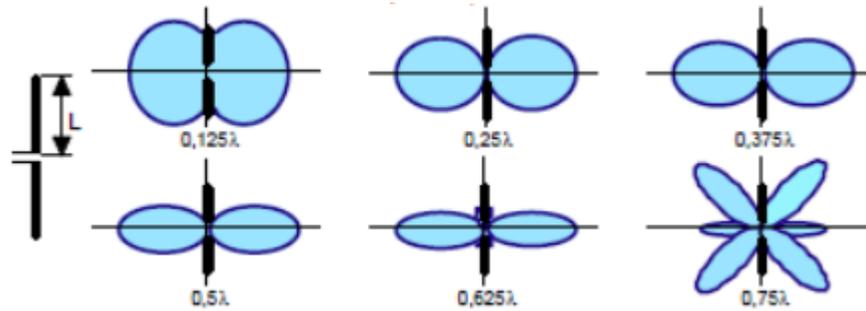


Figure 3-5 : Diagramme de rayonnement /Plan verticale en polarisation verticale

3-2 Asservissement de la commande de l'antenne

L'antenne de liaison est installée sur un bras de déploiement qui s'allonge en vol (à l'aide d'une commande de l'opérateur) afin qu'il y ait un dégagement entre l'antenne et le fuselage. Un vérin électrique actionnant le déploiement du bras d'antenne.

La Fonction de sécurité intégrée grâce à laquelle l'antenne se rétracte automatiquement lors de l'atterrissage. Cette nacelle peut être directement reliée au radio altimètre pour un fonctionnement en mode de déploiement/repliement automatique.

Donc, le vérin est asservi par deux commandes, de l'opérateur (manuelle) ou du radio altimètre (automatique) de telle façon que l'une peut l'actionner.

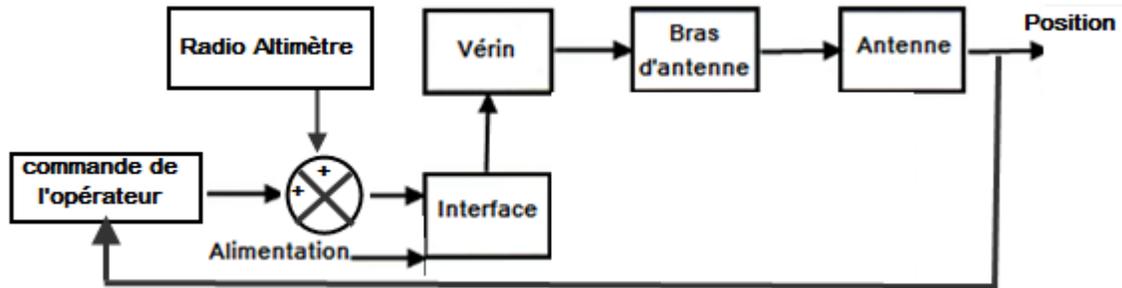


Figure 3-6 : Asservissement de la commande de la nacelle

Le bras de support d'antenne doit comporter un "fusible mécanique" permettant en cas de non rétraction de l'antenne lors de l'atterrissage de sectionner celui-ci pour ne pas occasionner de dégâts à l'hélicoptère.

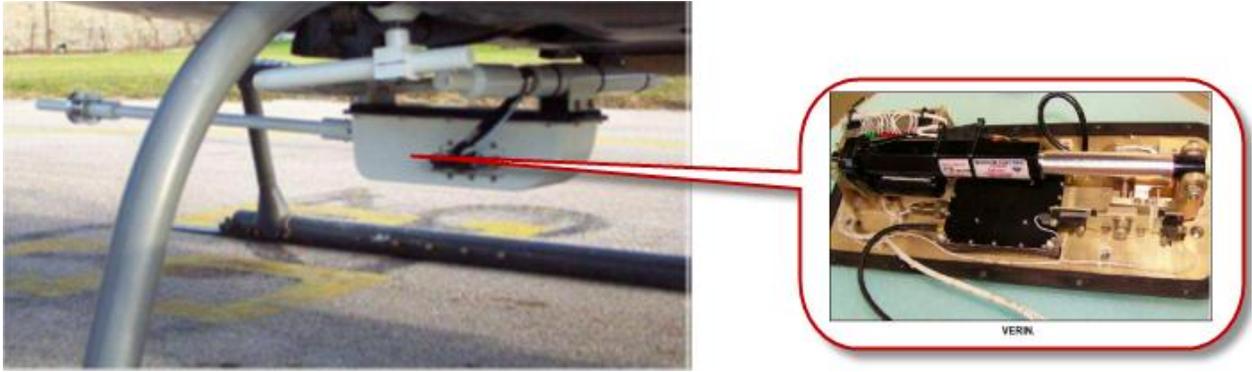


Figure 3-7: Position du POD sur l'aéronef Ecureuil

La nacelle d'émission est fabriquée d'une semelle en aluminium servant de dissipateur thermique sur laquelle sont fixés les différents éléments et un radôme de protection aérodynamique moulé en résine.

Au repos, le bras d'antenne est à l'horizontale sous l'hélicoptère. Pour l'émission, le bras effectue une rotation de 90 degrés vers le bas. Une fenêtre dans le capot de protection et fermée par un joint brosse permet le mouvement du bras.

3-3 Modélisation de la nacelle d'émission

Le présent document a pour objet de valider le dimensionnement du support de nacelle d'émission. Elle est suspendue sous l'hélicoptère Ecureuil. Il sera en particulier analysé les fréquences et modes propres de la nacelle d'émission sur son support afin d'éviter toute mise en résonance de celui-ci. Le comportement de l'ensemble lors d'atterrissages durs sera aussi étudié.

▪ Outil utilisé : I-deas

I-deas (acronyme de Integrated Design Engineering and Analysis Software) est un logiciel de Conception assistée par ordinateur et d'analyse par éléments finis.

Celui-ci a été initialement développé par des étudiants de l'université de Cincinnati en 1967. Tout d'abord connu sous le nom de supertab, il fut initialement commercialisé en 1982 par la société SDRC (Structural Dynamics Research Corporation) sous le nom de I-deas et CAEDS pour la version distribuée par IBM.

En 1993, une refonte complète du noyau et de l'interface en font un des tout premiers systèmes de CAO utilisant la méthode «variationnelle», démarche qui vise à résoudre les contraintes régissant une esquisse (système d'équations) de façon simultanée, par opposition aux systèmes dits «paramétriques» (liste d'équations ordonnées) tel qu'implémenté dans le logiciel Pro/Engineer par exemple. Cette évolution majeure du logiciel est distribuée sous l'appellation commerciale I-deas Master-Series.

Les premières versions de Master-Séries fonctionnaient uniquement sur des systèmes Unix propriétaires. À partir de la version 5, un portage pour l'environnement windows est proposé.

I-deas est utilisé dans l'industrie automobile par des constructeurs tels que Ford, Nissan, Mazda, Jaguar, PSA Peugeot-Citroën, dans l'aéronautique ainsi que dans l'industrie des biens d'équipements.

3-2-1 Description du modèle

Les calculs sont élaborés par la méthode des éléments finis à l'aide du logiciel IDEAS MSS. L'architecture de la nacelle d'émission montée sur l'hélicoptère est visible ci-après.

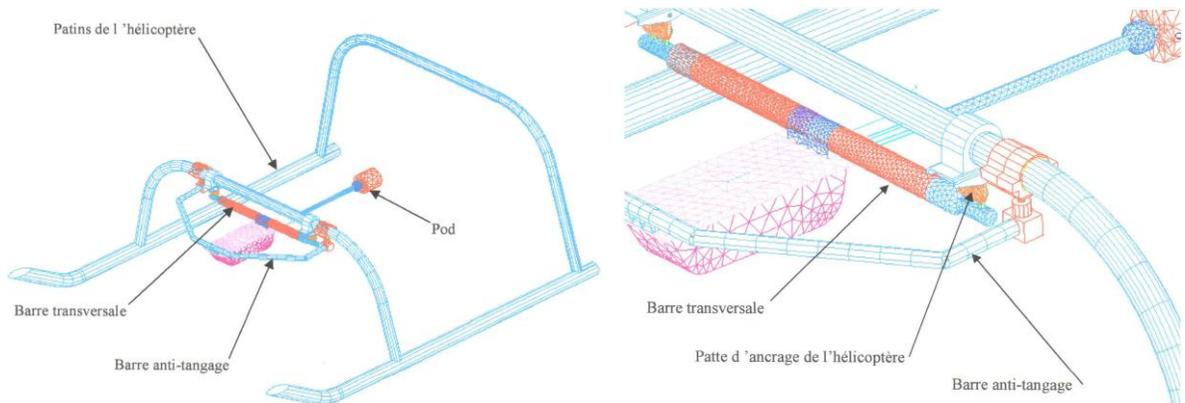


Figure 3-8 : Architecture de la nacelle d'émission montée sur l'hélicoptère

Le modèle éléments finis de la nacelle d'émission sur son support est décrit ci-dessous.

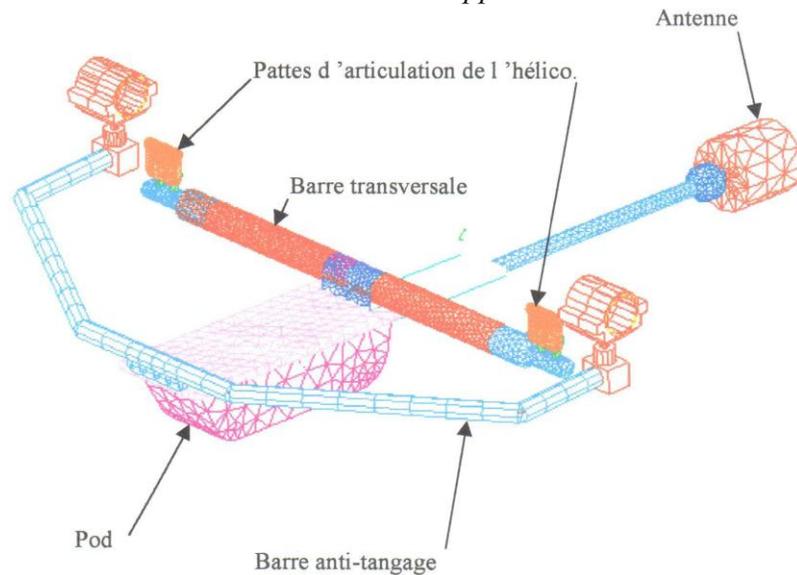
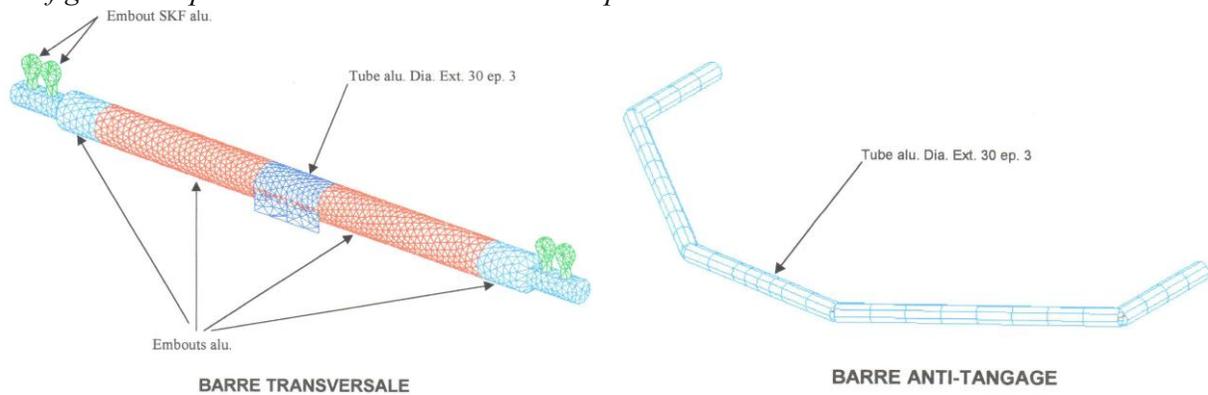
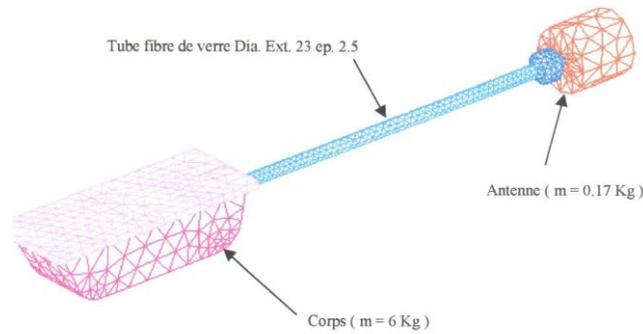


Figure 3-9 : modèle éléments finis de la nacelle d'émission sur son support

Ci-après sont détaillés les composants principaux du modèle, à savoir : La barre transversale, La barre anti-tangage et la nacelle d'émission.

Les figures ci-après illustrent chacun de ces composants.





POD

Figure 3-10: Composants principaux de la nacelle d'émission

3-2-2 Fréquences et modes propres de la nacelle d'émission sur son support

L'objectif est d'interdire toute résonance de l'ensemble au voisinage de la première fréquence d'excitation du porteur, à savoir 17 Hz.

Les 2 modes propres les plus proches de 17 Hz sont illustrés sur les figures ci-après.

Le mode n°4 correspond à une flexion dans le plan xz du pod le long de l'axe z

Le mode n°5 correspond à une flexion dans le plan xy du pod le long de l'axe x

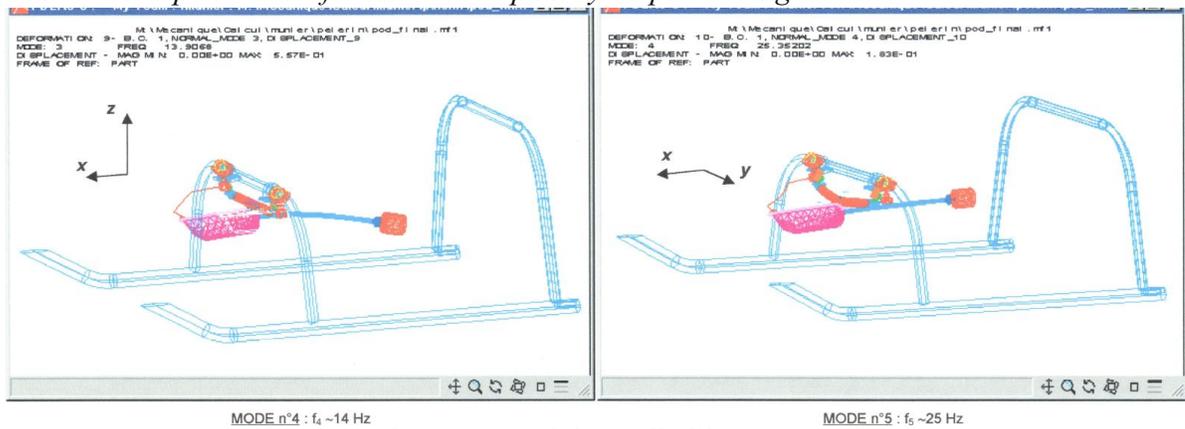


Figure 3-11 : Comportement de la nacelle d'émission en cas extrêmes

Les 3 cas extrêmes sont les suivants :

- Choc frontal : 6g suivant x vers l'avant
- Virage serré : 3g suivant y dans les 2 sens
- Atterrissage dur: 6g suivant z vers le haut

L'objet des calculs ci-après est d'examiner le déplacement maximum de l'antenne lorsque la structure est soumise aux cas de charge précités. L'état de contrainte pour le cas le plus contraignant au sein de la nacelle et de son support sera également illustré.

▪ **Comportement de la nacelle d'émission sous 6Gx**

La figure ci-dessous illustre l'état de déformation de la nacelle sur son support lorsque le porteur est soumis à un choc frontal d'une amplitude de 6g. La déflexion maximum de l'antenne est de l'ordre de 42mm.

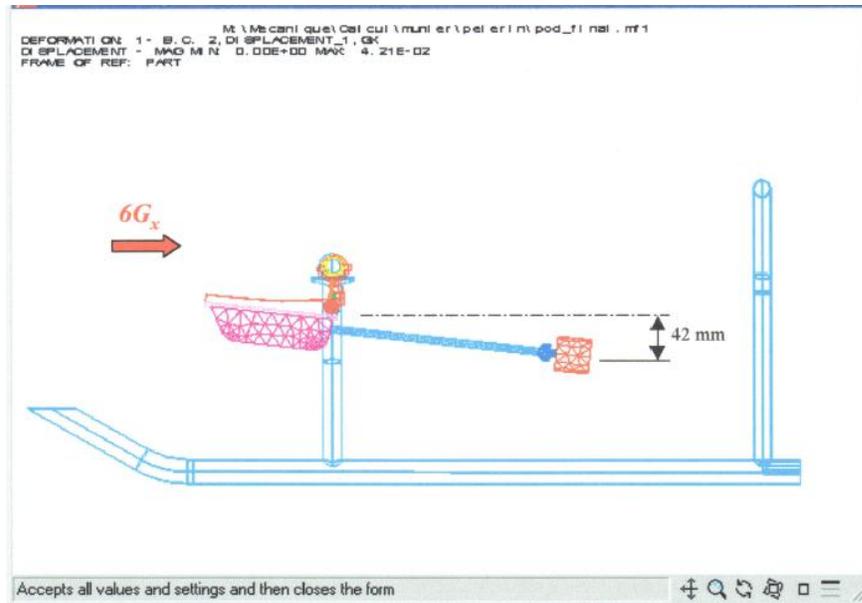


Figure 3-12: Etat de déformation de l'ensemble sous $6G_x$
Déflexion maxi - 42 mm

▪ **Comportement de la nacelle d'émission sous $3G_y$**

La figure ci-dessous illustre l'état de déformation de la nacelle sur son support lorsque le porteur est soumis à un virage serré d'une amplitude de $\pm 3g$. La déflexion maximum de l'antenne est de l'ordre de 7mm.

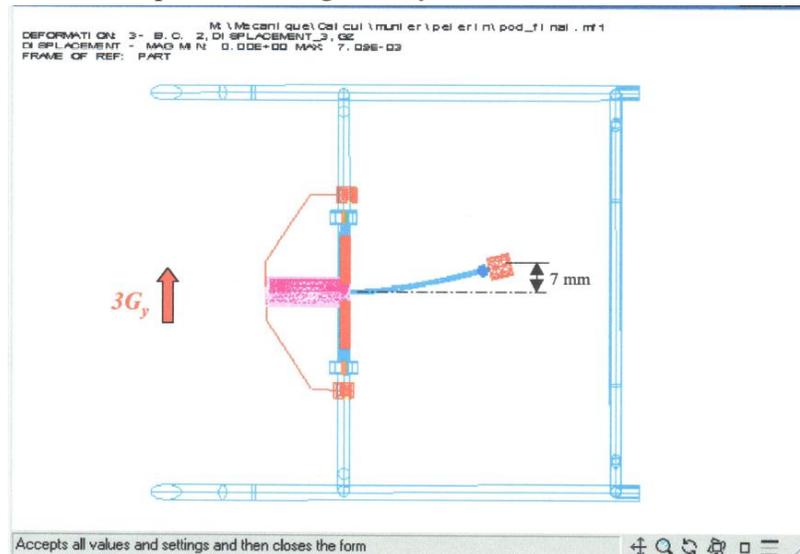


Figure 3-13 : Etat de déformation de l'ensemble sous $3G_y$
Déflexion maxi - 7 mm

▪ **Comportement de la nacelle d'émission sous $6G_z$**

La figure ci-dessous illustre l'état de déformation de la nacelle d'émission sur son support lorsque le porteur est soumis à un atterrissage dur provoquant un choc d'une amplitude de 6g. La déflexion maximum de l'antenne est de l'ordre de 19mm.

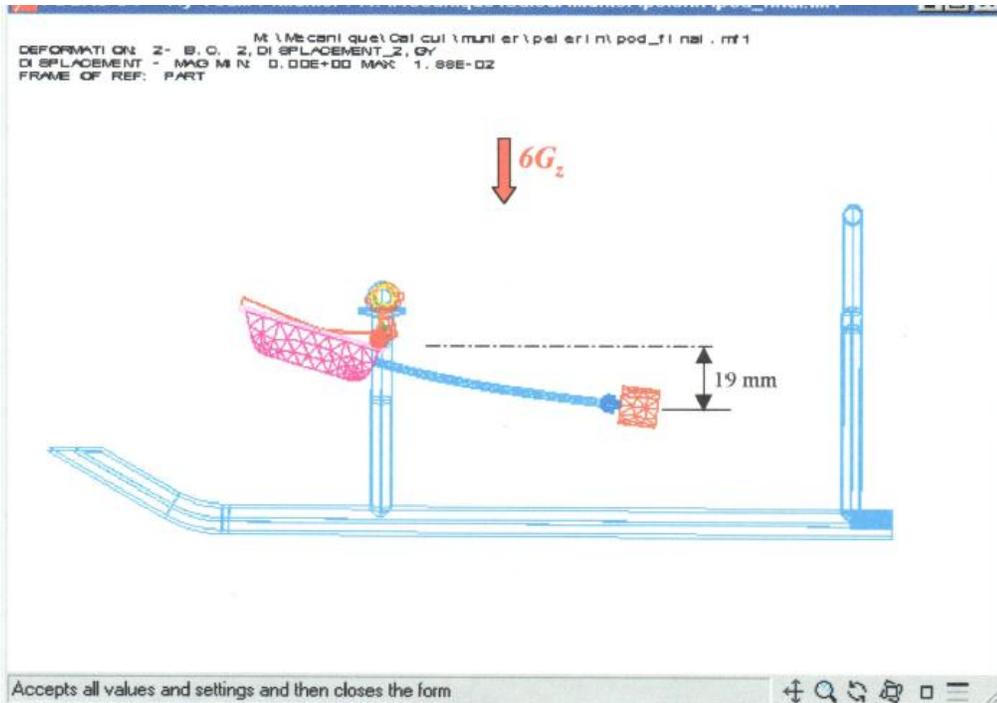


Figure 3-14 : Etat de déformation de l'ensemble sous 6Gz
Déflexion maxi - 19 mm

La contrainte maximum se situe au niveau du tube en fibre de verre comme l'indique la figure suivante. Elle est de l'ordre de 14Mpa. La résistance à la rupture d'un matériau en fibre de verre étant de l'ordre de 140Mpa le coefficient de sécurité est donc de 10.

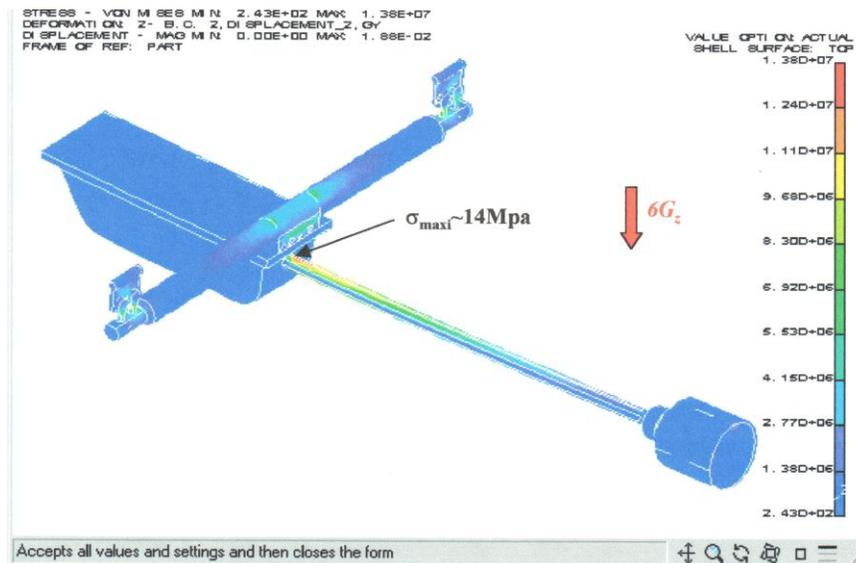


Figure 3-15: Etat de contrainte de l'ensemble sous 6Gz
 σ_{maxi} - 14 Mpa

3-4 Conclusion

Le déploiement de l'antenne au-dessous du fuselage de l'hélicoptère a permis d'augmenter de façon significative la portée opérationnelle et d'améliorer la performance du système d'Aérosurveillance aéroporté

ainsi d'éviter les effets bloquants et autres obstructions causés par les patins et autres équipements installés sous le fuselage.

La simulation a montré que la conception de la nacelle d'émission déployée est compatible avec les sollicitations mécaniques extérieures à savoir:

- Pas de résonance de l'ensemble au voisinage de 17 Hz.
- Tenue correcte de l'ensemble aux chocs frontaux, latéraux et verticaux.

4- Implantation de la console

4-1 Objet

Le présent document a pour objet de valider le dimensionnement de la console. La console est montée à l'intérieur de l'hélicoptère Ecureuil AS355. Il sera en particulier analysé les fréquences et modes propres de la console afin d'éviter toute mise en résonance de celle-ci. Le comportement de la structure lors d'atterrissages durs sera aussi étudié.

La conception aéronautique de la console apporte un confort de travail aisé qui contribue pleinement à l'efficacité des missions longue durée. La console est orientable en site et azimuth (gisement). Elle repose sur un jeu d'amortisseurs basse fréquence assurant la stabilité de lecture d'écran ainsi que la diminution de l'usure des composants générée par les vibrations de l'hélicoptère.

La console prend place en cabine arrière face à l'opérateur du système.

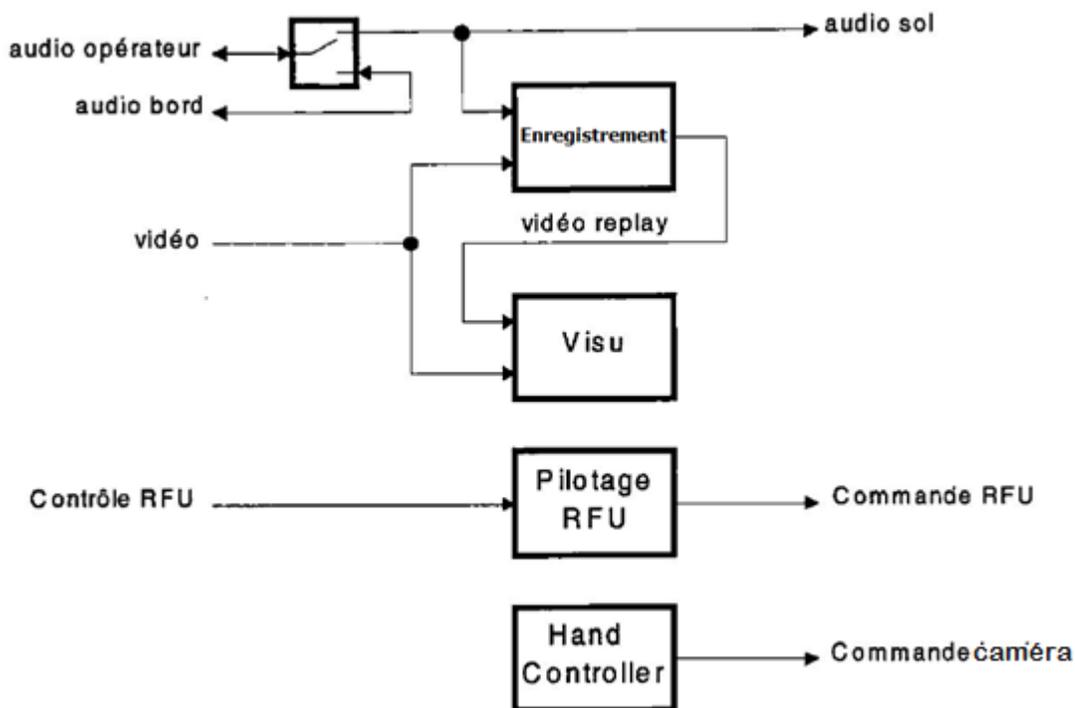


Figure 3-16: Synoptique d'une console

4-2 Description du modèle

Les calculs sont élaborés par la méthode des éléments finis à l'aide du logiciel IDEAS MS6A. L'architecture de la console est visible ci-dessous.

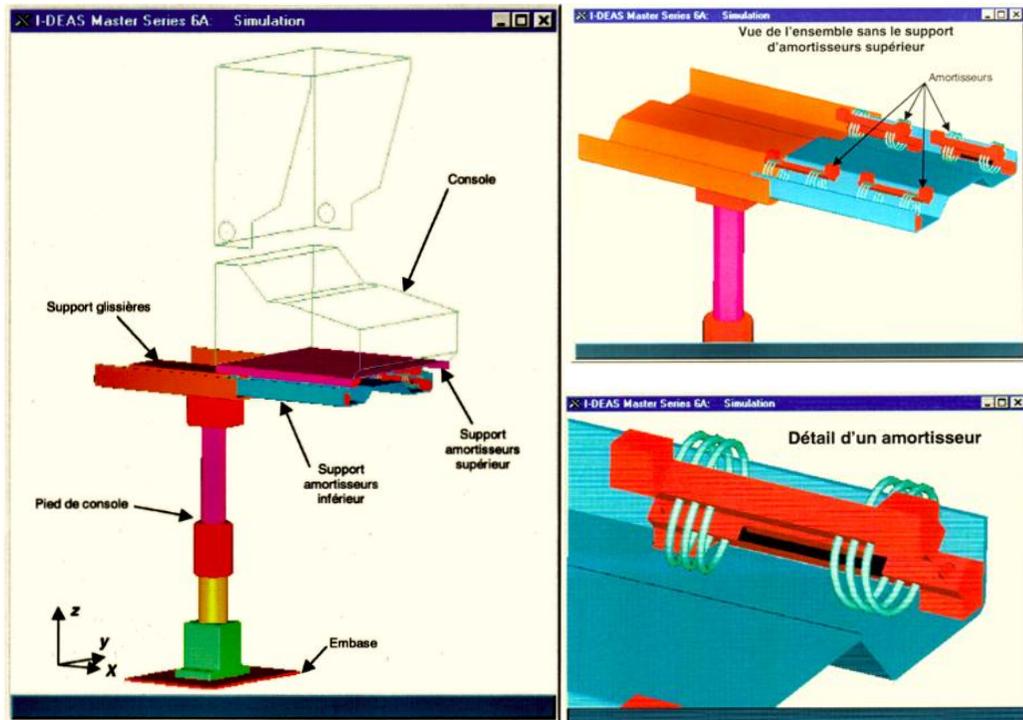
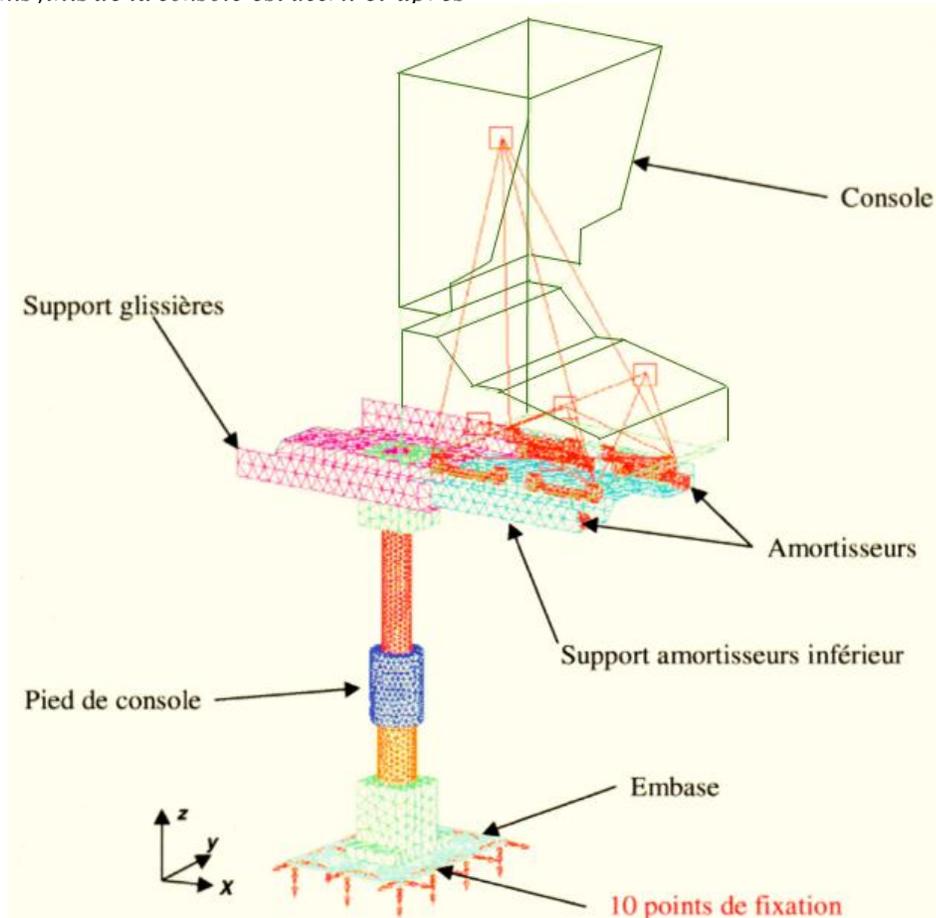


Figure 3-17: Architecture de la console

Le modèle éléments finis de la console est décrit ci-après



Ci-après sont détaillés les composants principaux du modèle, à savoir :

- Le pied de console
- Le support amortisseurs inférieur
- Le support de glissières
- Les 4 amortisseurs
- La console

Pour chacun de ces composants sont précisés le type et les propriétés d'éléments utilisés :

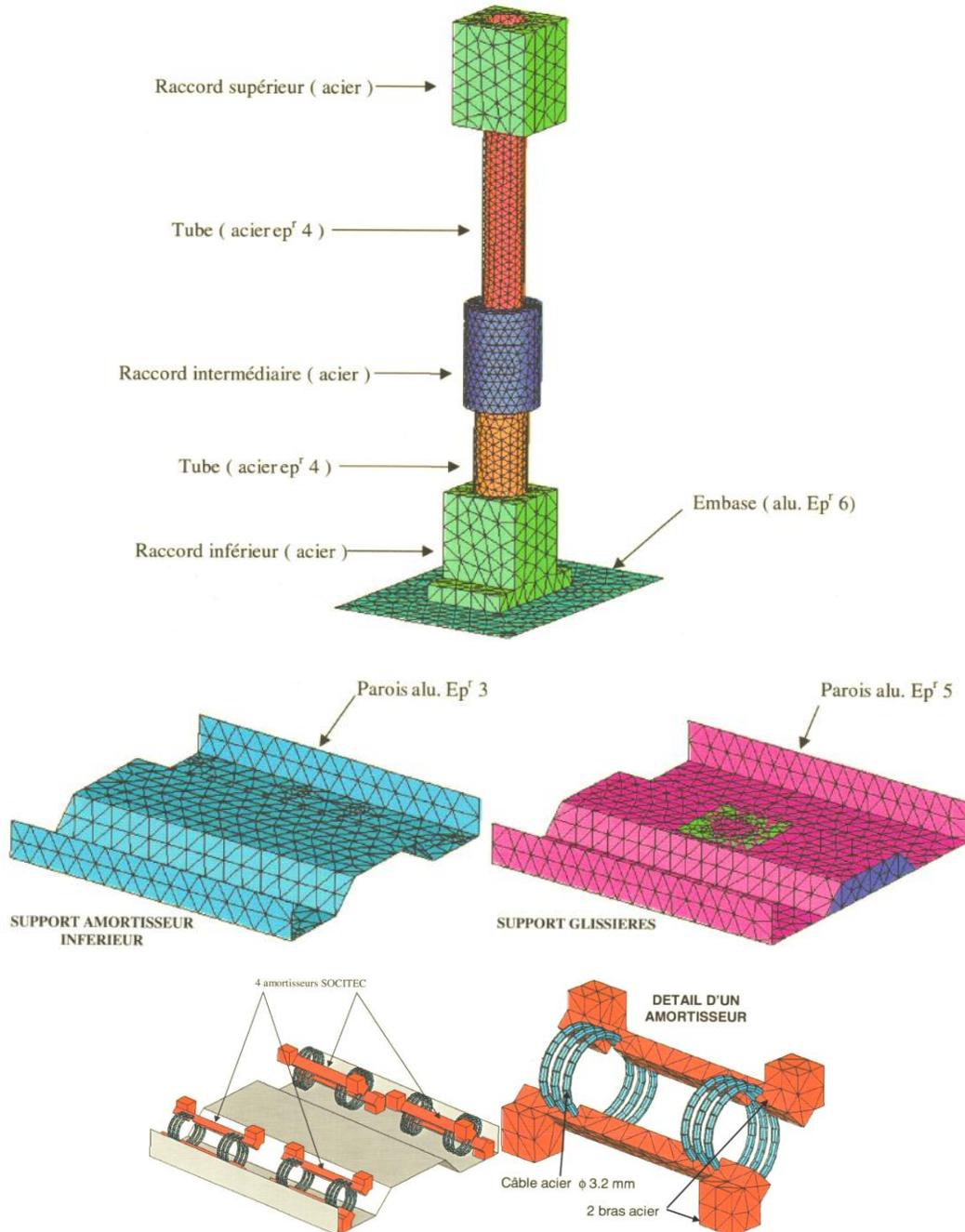


Figure 3-18: type et les propriétés d'éléments utilisés de la console

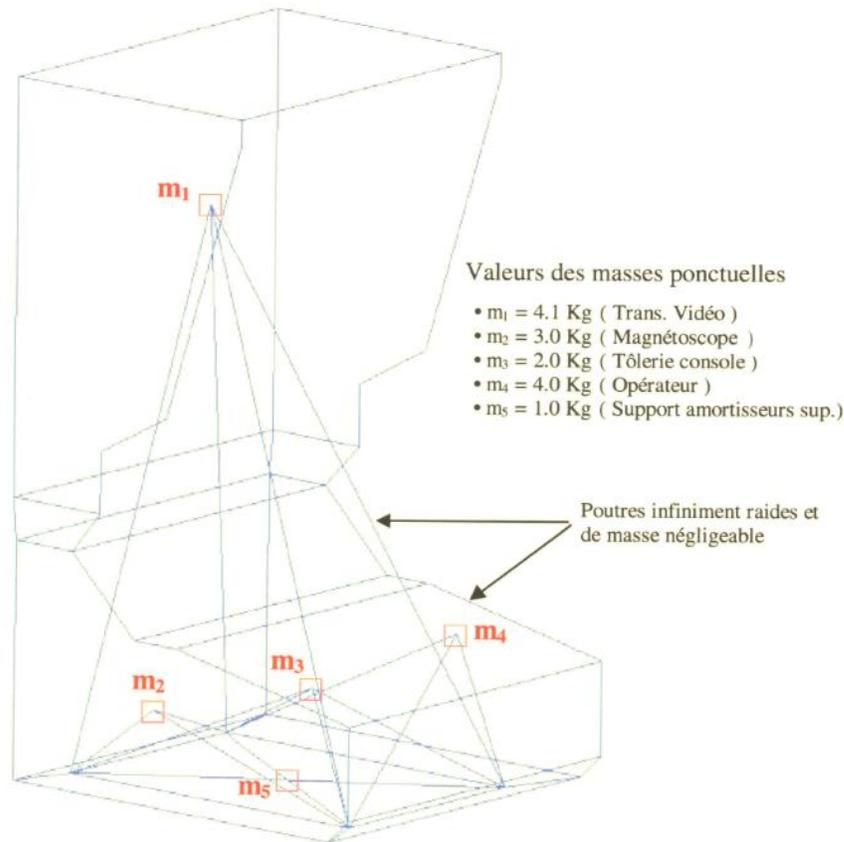


Figure 3-19: Répartition de masse de la console

La console a été modélisée de façon à respecter essentiellement la répartition des masses de ses principaux composants. Les composants sont modélisés par des masses ponctuelles reliées au support amortisseur supérieur par des poutres infiniment raides et de masse négligeables.

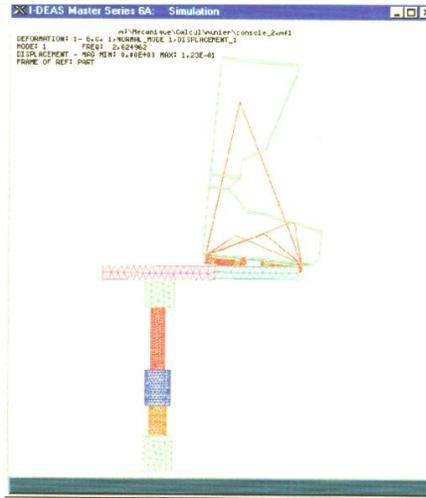
3-2-2 Fréquences et modes propres de la structure

L'objectif est d'interdire toute résonance de la structure au voisinage de la première fréquence d'excitation du porteur, à savoir 17Hz. Pour ce faire les amortisseurs ont été choisis de façon à ce que l'ensemble suspendu résonne à des fréquences bien inférieures à 17Hz. D'autre part les premiers modes propres de structure (Pied de console) doivent impérativement se situés au-delà de 17Hz.

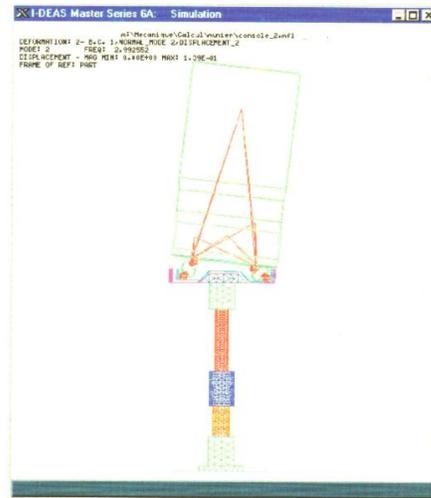
Sont donnés dans le tableau ci-après les fréquences et la description des premiers modes propres de l'ensemble. On constate qu'aucune résonance ne se manifeste dans la plage [12Hz -30Hz].

| N° du mode | Fréquence (Hz) | Description du mode |
|------------|----------------|---|
| 1 | 3 | Mode de suspension : Balancement console suivant x |
| 2 | 6 | Mode de suspension : Balancement console suivant y |
| 3 | 9 | Mode de suspension : Pompage console suivant z |
| 4 | 30 | Mode de structure : Balancement pied de console suivant x |
| 5 | 31 | Mode de structure : Balancement pied de console suivant y |
| 6 | 70 | Mode de structure : Balancement pied de console suivant z |

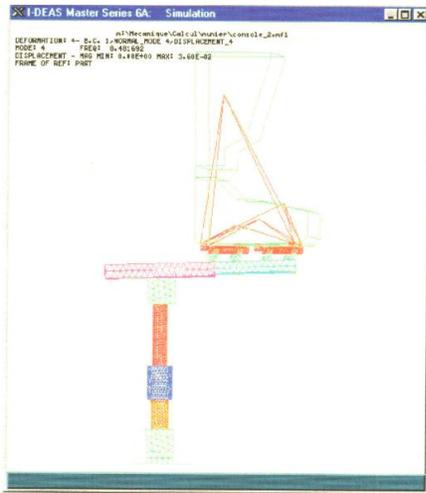
Les déformées modales relatives à chacun de ces modes sont illustrées sur les figures ci-après.



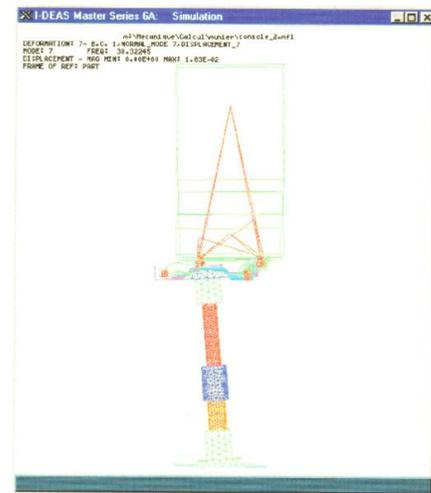
Mode N°1: $f_1=2.6\text{Hz}$ Mode de suspension
Balancement de la console suivant x



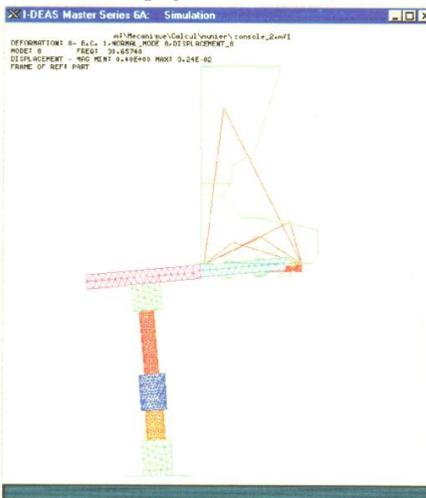
Mode N°2: $h=3\text{Hz}$ Mode de suspension
Balancement de la console suivant y



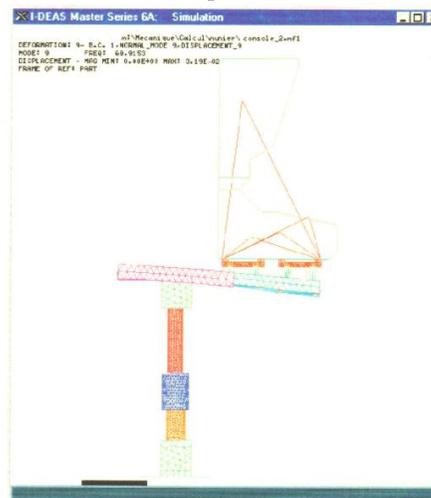
Mode N°3: $h=9\text{Hz}$ Mode de suspension
Pompage de la console suivant z



Mode N°4: $f_4=30\text{Hz}$ Mode de structure
Balancement du pied de console selon y



Mode N°5: $f_s=30\text{Hz}$ Mode de structure
Balancement du pied de console selon x



Mode N°6: $f_6=70\text{Hz}$ Mode de structure
Flexion des supports amortisseurs suivant z

Figure 3-20: Balancement de la console

3-2-2 Essais en vibration de la console

Les essais ont été menés de manière à exciter la structure suivant les 3 axes x, y, z en sinus balayé à un niveau de 0.6g sur la plage [5Hz-100Hz], 4 capteurs tri axes ont été disposés comme indiqué sur les deux figures ci-après.

Les 3 courbes de réponse des capteurs W2 et W3 relatives aux 3 axes d'excitation montrent que la console est bien isolée dans la plage [10Hz-26Hz].

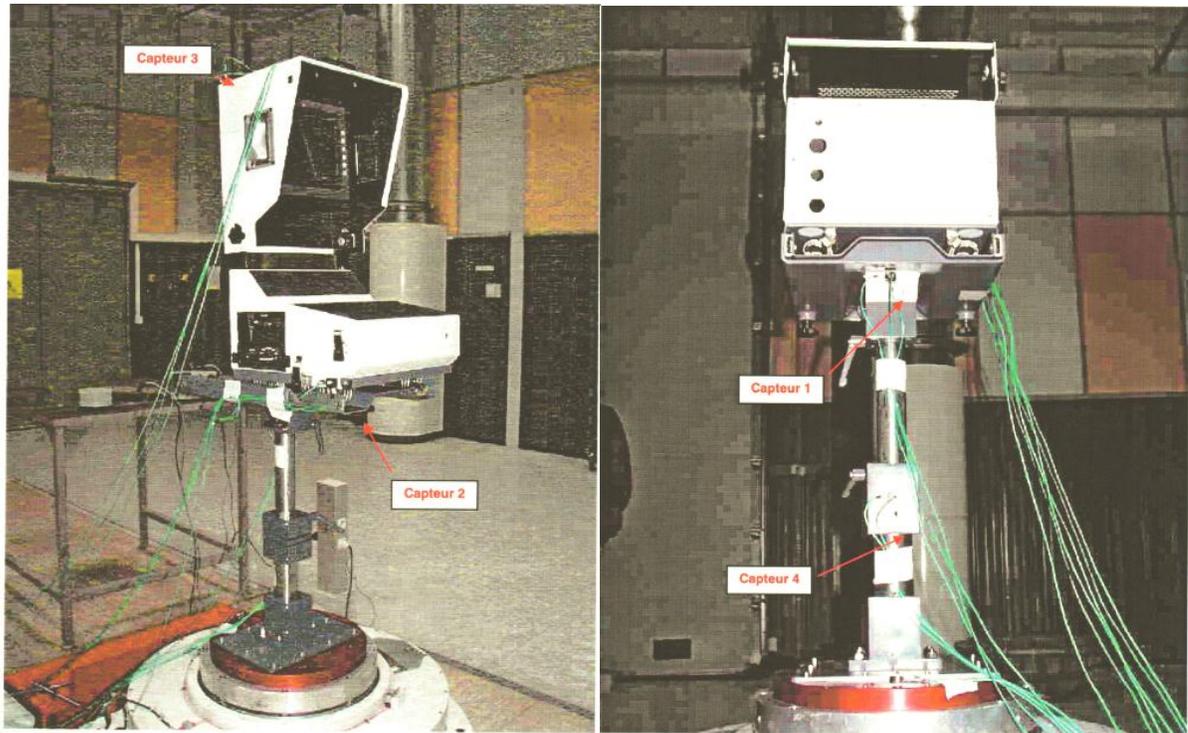
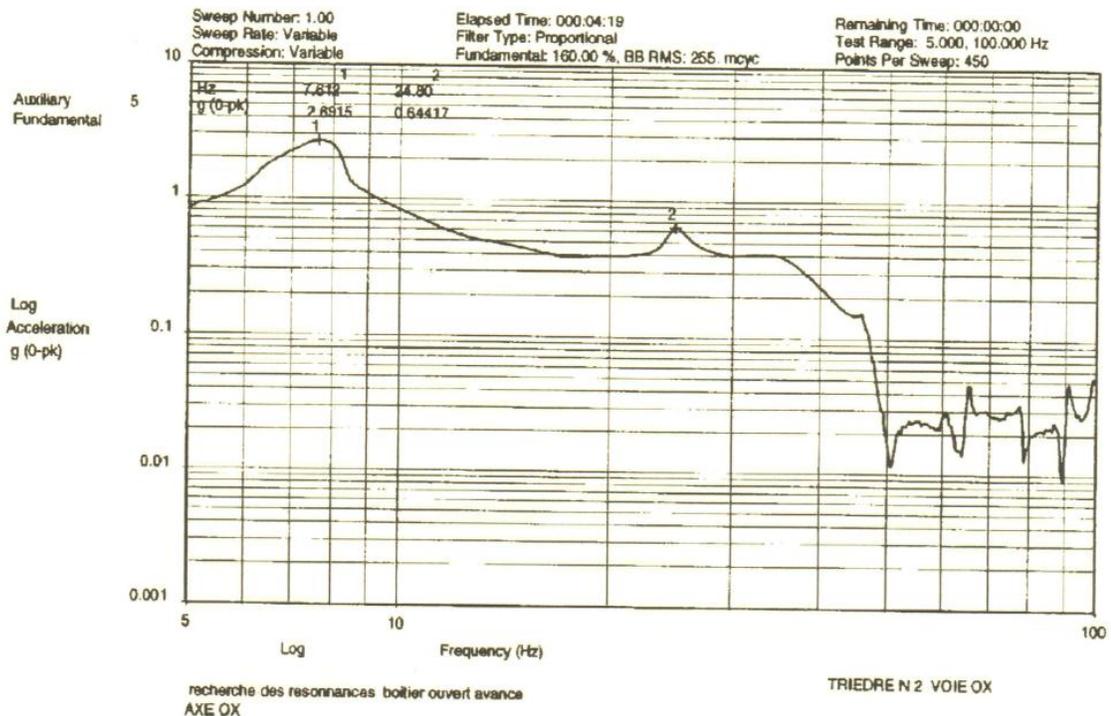
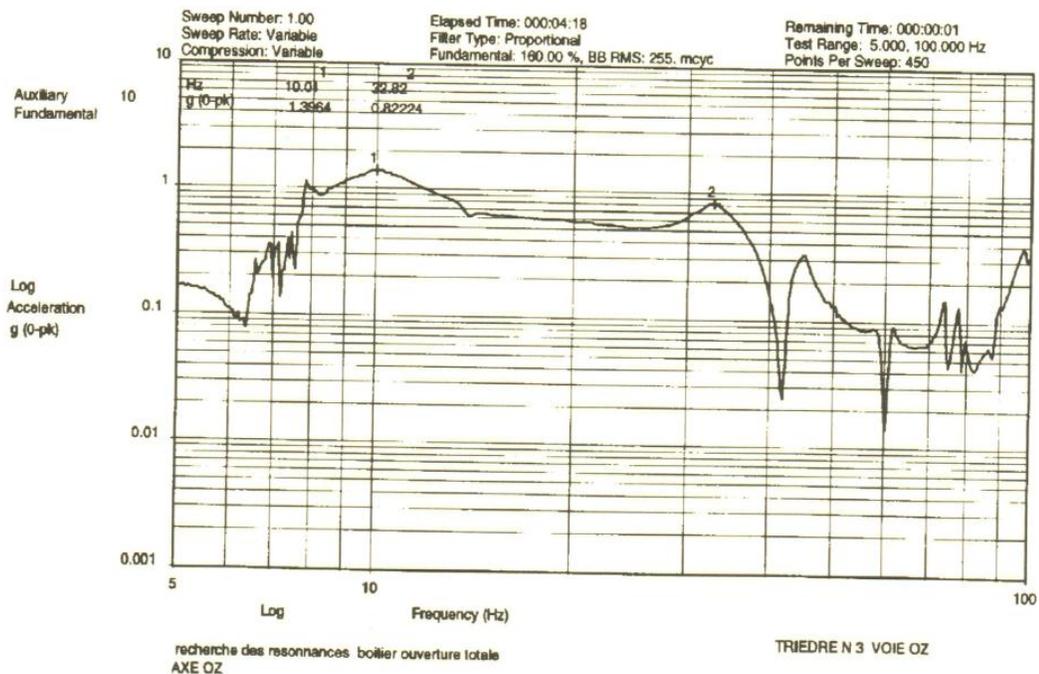
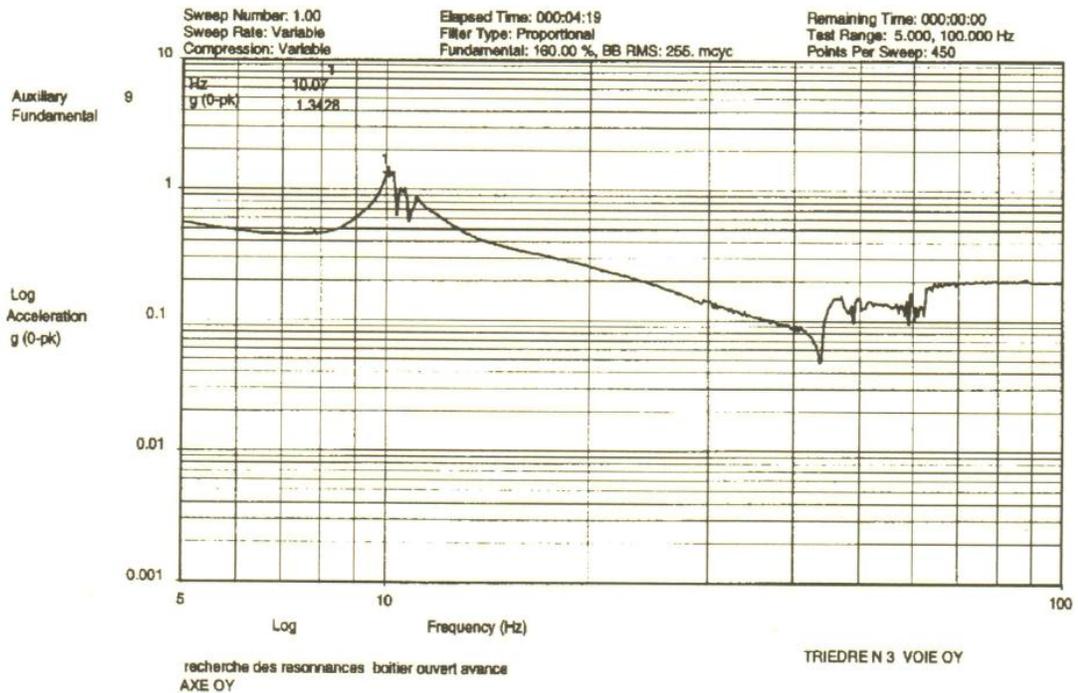


Figure 3-21: Essai de la vibration





■ **Comportement de la structure en atterrissage dur**

Lors d'un atterrissage dur, la structure est soumise aux accélérations suivantes :

$\pm 3g$ selon l'axe y

$\pm 6g$ selon l'axe z

L'objet des calculs ci-après est de montrer que le dimensionnement de la structure est compatible avec les niveaux d'accélération précités. On examinera en particulier l'état de contrainte des supports amortisseurs. Les réactions au niveau des fixations au sol seront également quantifiées afin d'en valider leur dimensionnement.

■ **Comportement de la structure sous 3gy**

Les figures ci-après illustrent le comportement de la structure sous ce cas de charge. On constate que les contraintes maximum au sein des composants les plus sollicités n'excèdent pas 5 daN/mm². Cette valeur reste bien inférieure à la limite élastique de l'aluminium à savoir 25 daN/mm². La déflexion maximum du support amortisseurs inférieur est de l'ordre de 10 mm.

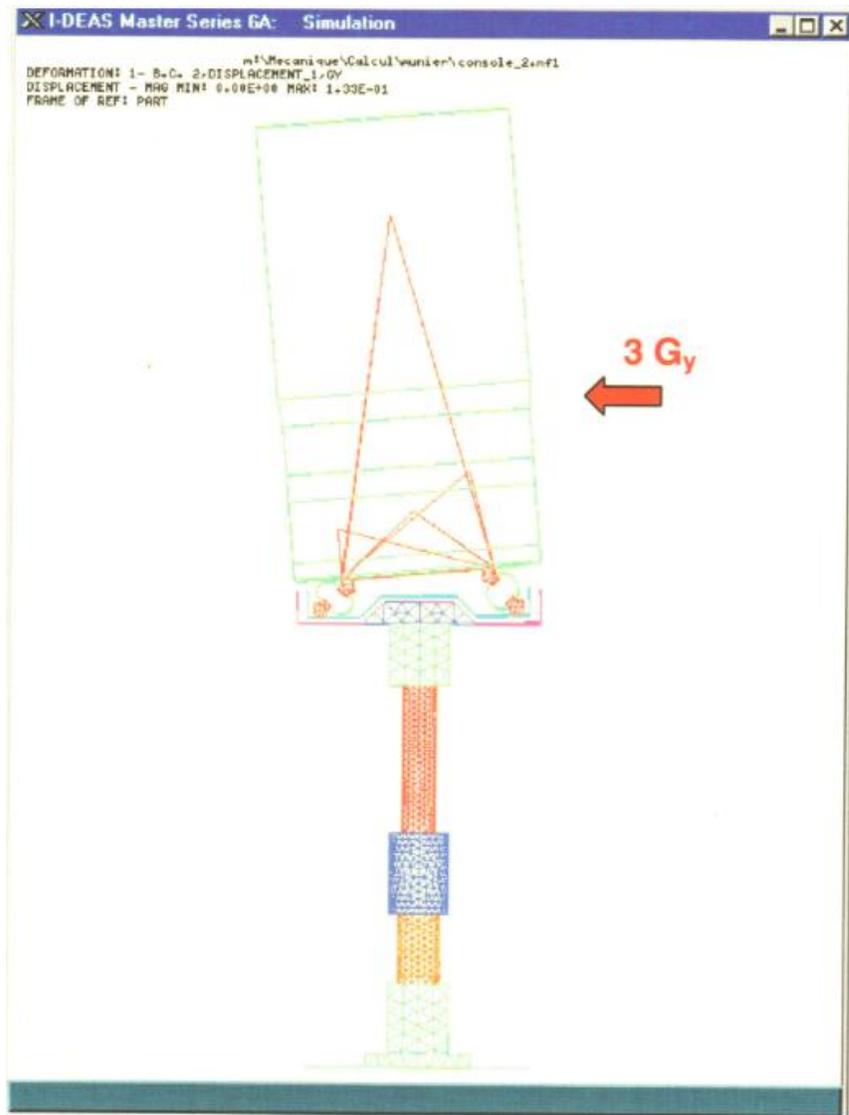
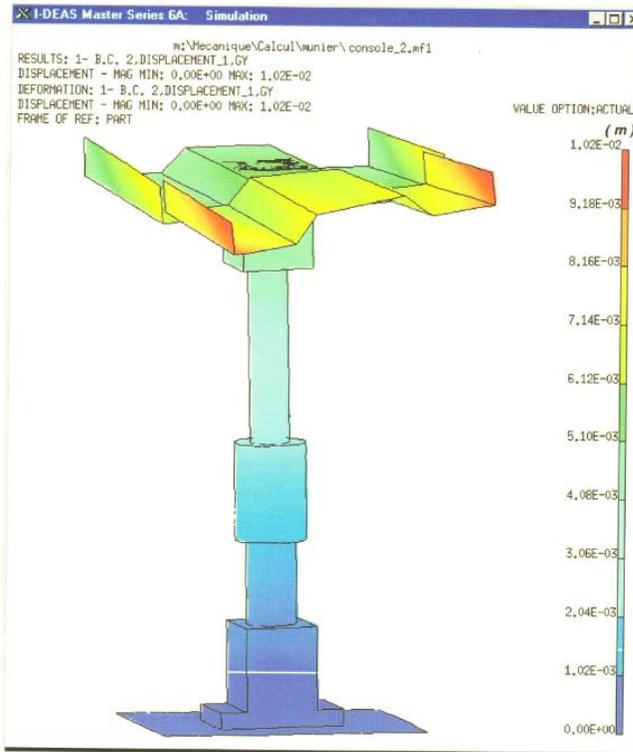
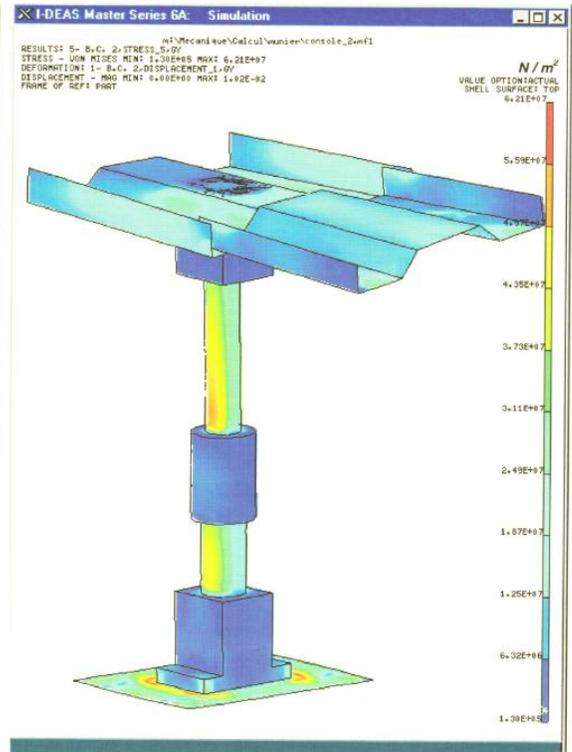


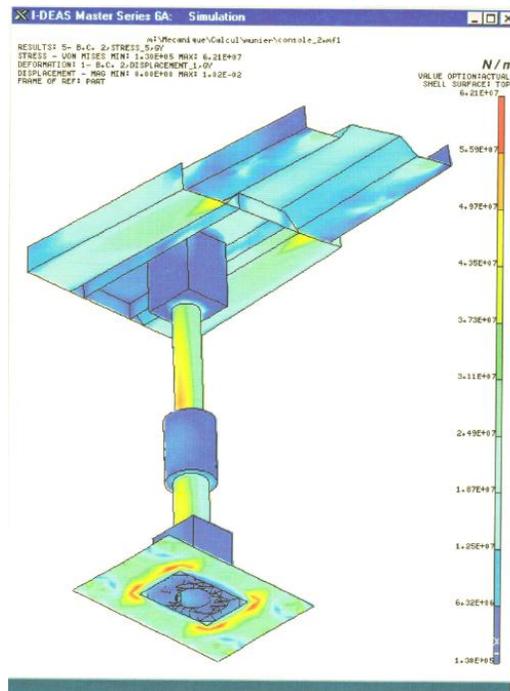
Figure 3-22: Etat de déformation de la structure soumise à 3Gy



Etat de déformation du support de console sous 3Gy
 Déflexion maxi = 10 mm

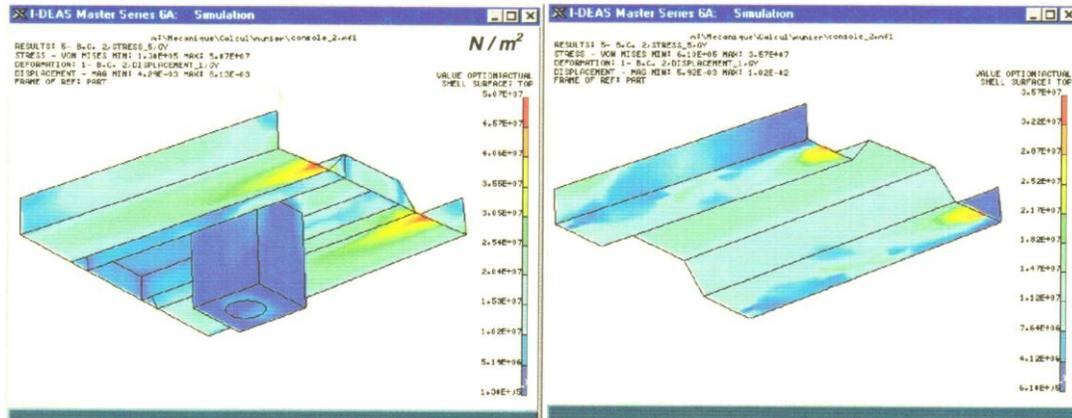


Etat de contrainte de la structure soumise à 3Gy
 (Console non représentée)



Etat de contrainte de la structure soumise à 3Gy
 (Console non représentée)

Figure 3-23: Etat de déformation du support de console sous 3Gy



Etat de contrainte au sein du support glissières $O''_{max} = 5 \text{ daN } 1 \text{ mm}^2$ Etat de contrainte au sein du support amortisseurs $O''_{max} = 3.6 \text{ daN } 1 \text{ mm}^2$

Figure 3-24: Etat de contrainte du support

La figure ci-après indique la valeur des réactions au niveau des points de fixation de l'embase. L'effort de traction maximum est de l'ordre de $\pm 1000 \text{ N}$. Le couple de serrage doit être de l'ordre de 7 N.m afin que les vis les plus sollicitées travaillent au % de leur limite élastique. (L'embase est fixée par 10 vis MS de résistance élastique $Re = 900 \text{ N/mm}^2$).

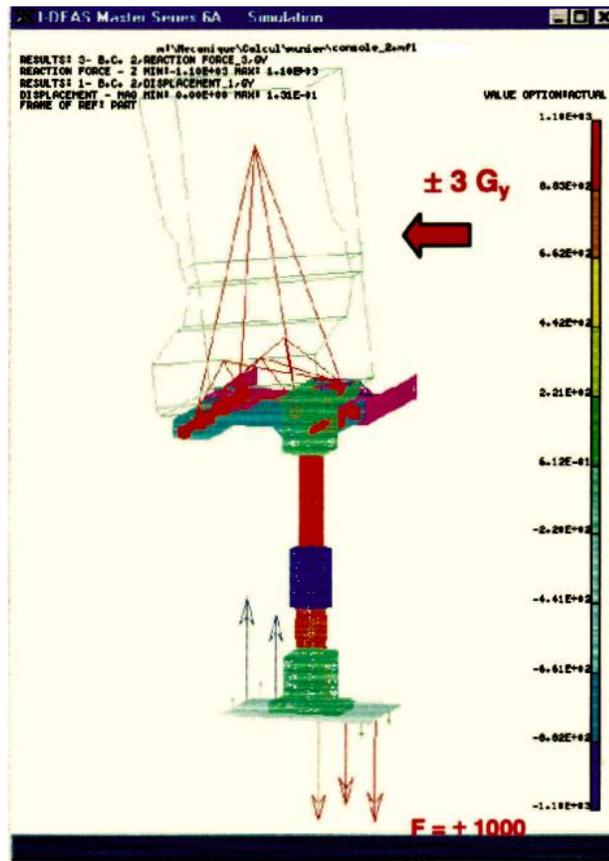


Figure 3-25: réactions au niveau des points de fixation de l'embase de la console

▪ **Comportement de la structure sous 6gz**

Les figures ci-après illustrent le comportement de la structure sous ce cas de charge. On constate que les contraintes maximum au sein des composants n'excèdent pas 7.3 daN/mm². Cette valeur reste bien inférieur à la limite élastique de l'aluminium à savoir 25 daN/mm². La déflexion maximum du support amortisseur supérieur est de l'ordre de 9 mm.

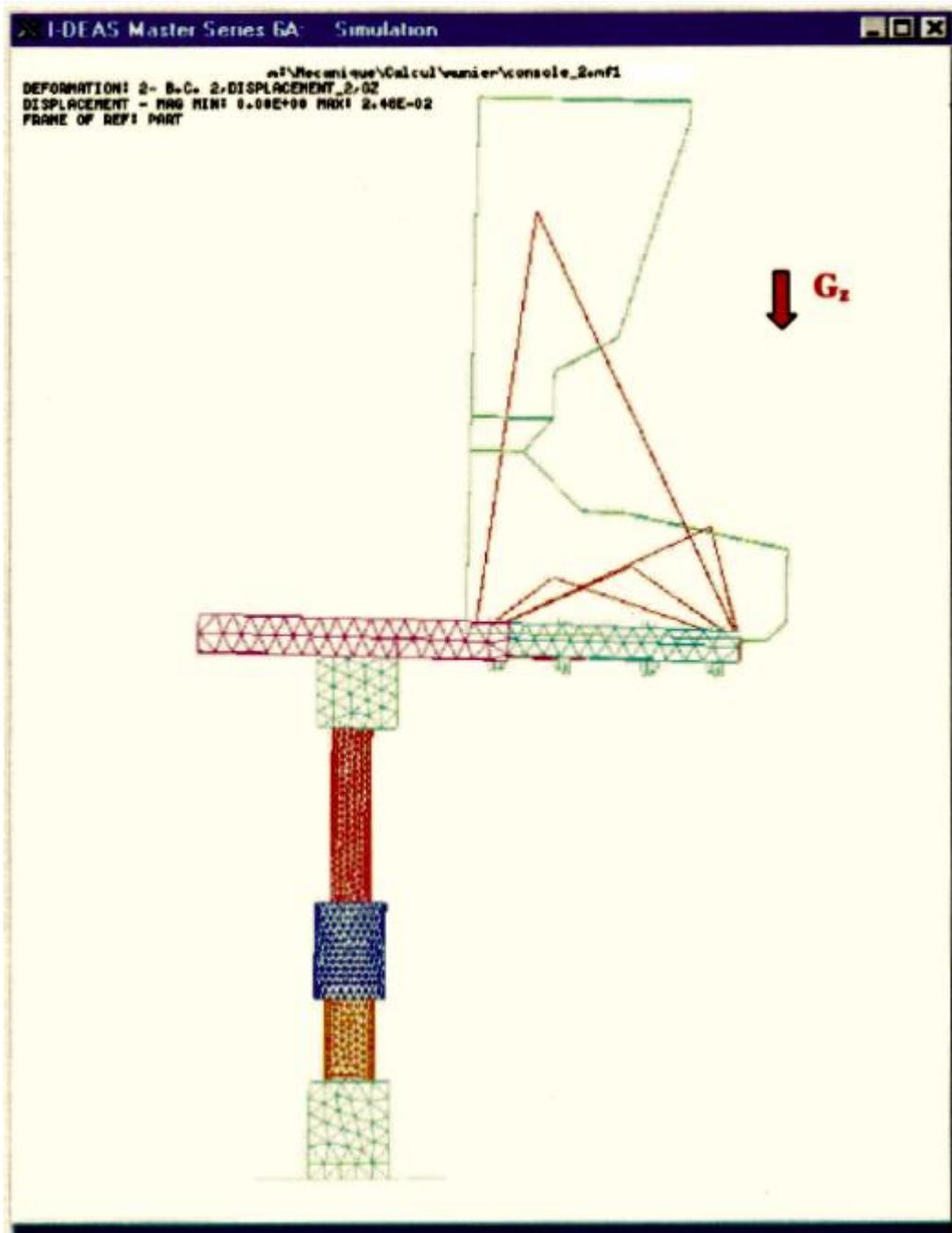
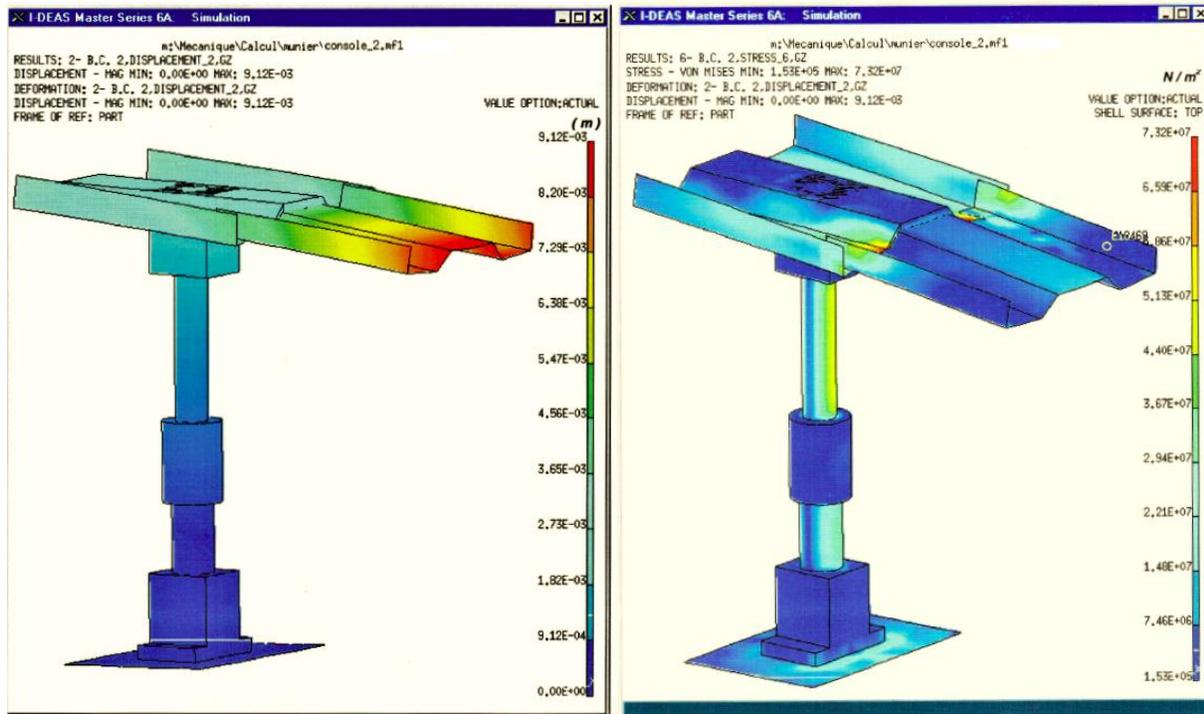
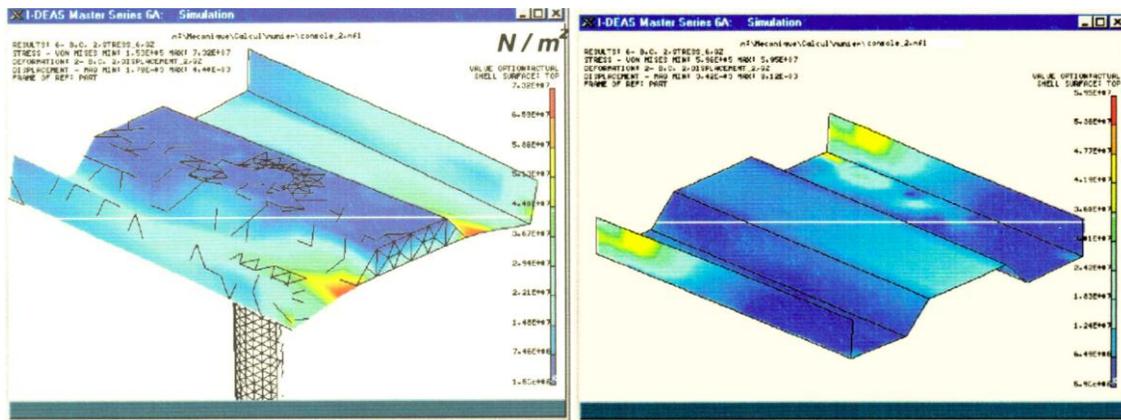


Figure 3-26: Comportement de la structure sous 6Gz



Etat de déformation du support de console sous 6Gz
Déflexion maxi " 9 mm

Etat de contrainte et de déformation de la structure soumise à 6Gz
(Console non représentée)



Support amortisseurs inférieur
Contrainte maxi : $c_{rmax} = 7.3 \text{ daN/Imm}^2$

Support amortisseurs supérieur
Contrainte maxi : $c_{rmax} 6 \text{ daN/Imm}^2$

Figure 3-27: Etat de déformation du support de console sous 6Gz

La figure ci-après indique la valeur des réactions au niveau des points de fixation de l'embase. L'effort de traction maximum est de l'ordre de 960 N. Le couple de serrage doit être de l'ordre de 7n.m afin que les vis les plus sollicitées travaillent au pourcentage de leur limite élastique. (L'embase est fixée par 10 vis M5 de résistance élastique $Re = 900 \text{ N/mm}^2$).

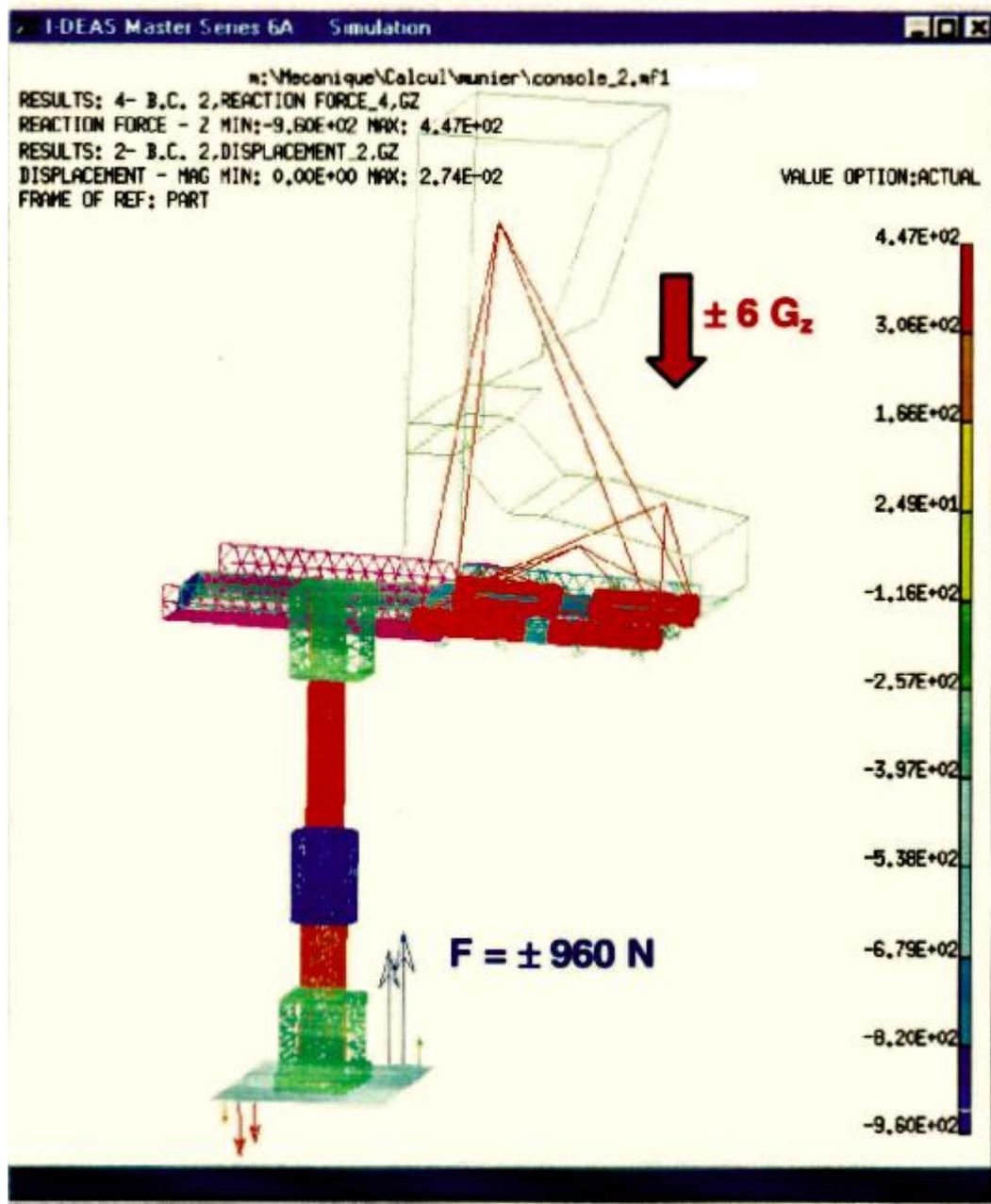


Figure 3-28: Valeur des réactions au niveau des points de fixation de l'embase

4-3 Conclusion

Les calculs montrent que le dimensionnement de la console est compatible avec les sollicitations mécaniques extérieures à savoir :

- Isolement vibratoire de la console au voisinage de 17 Hz.
- Tenue aux chocs latéraux et verticaux de la console.

5- Implantation de la recopie pilote

Afin de permettre au pilote de visualiser la vidéo capturée en même temps que l'opérateur, un écran doit être placé sur le tableau de bord. La recopie doit avoir les mêmes caractéristiques électriques et fonctionnelles, ainsi qu'une taille selon l'espace disponible et de support pilotable. Un chemin de câbles d'alimentation et de vidéo doit être localisé entre la recopie et le RFU.



Modélisation du support de la recopie pilote

L'objet est de valider le dimensionnement du bras support de la recopie pilote lorsque l'ensemble est soumis aux sollicitations suivantes :

- 6Gx dans le sens du vol
- 3Gy gauche ou droite
- 6Gz atterrissage dur

On examinera pour information les déplacements ainsi que le premier mode propre de l'ensemble. Le modèle élément finis de l'ensemble est visible ci-dessous :

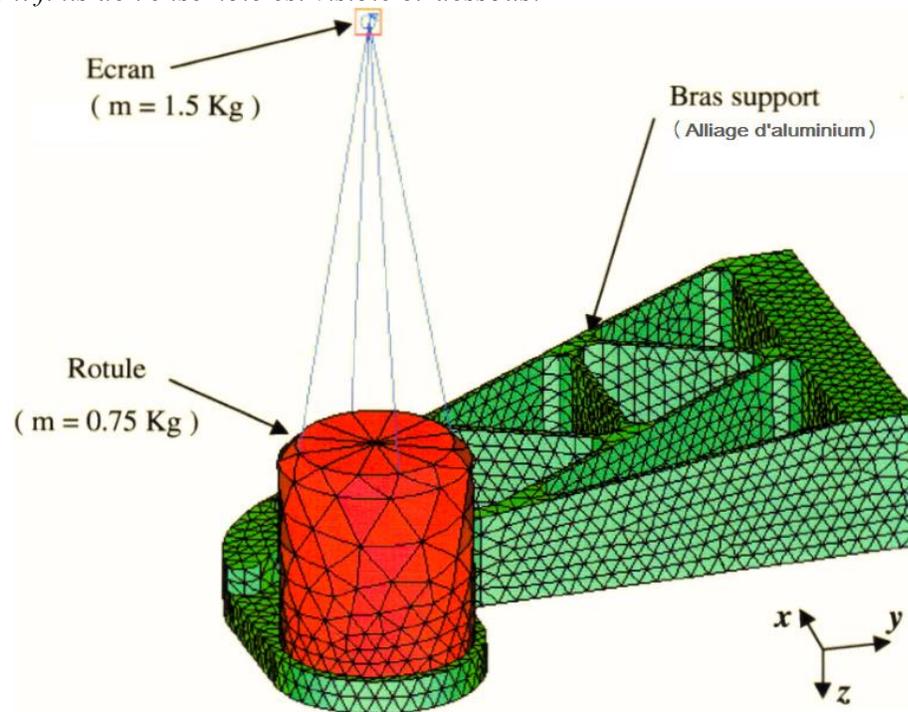
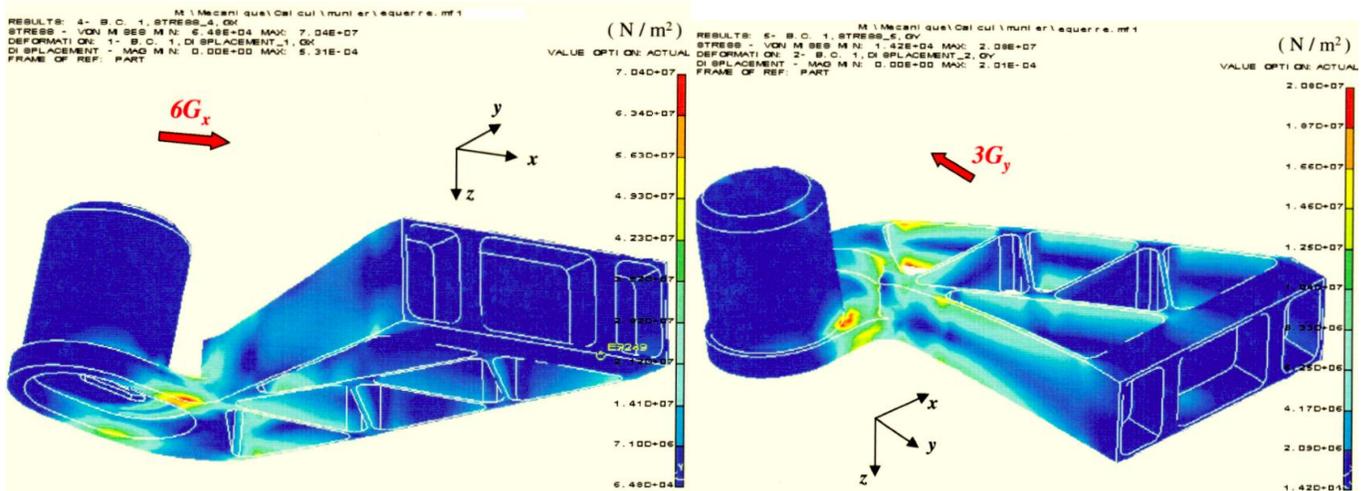


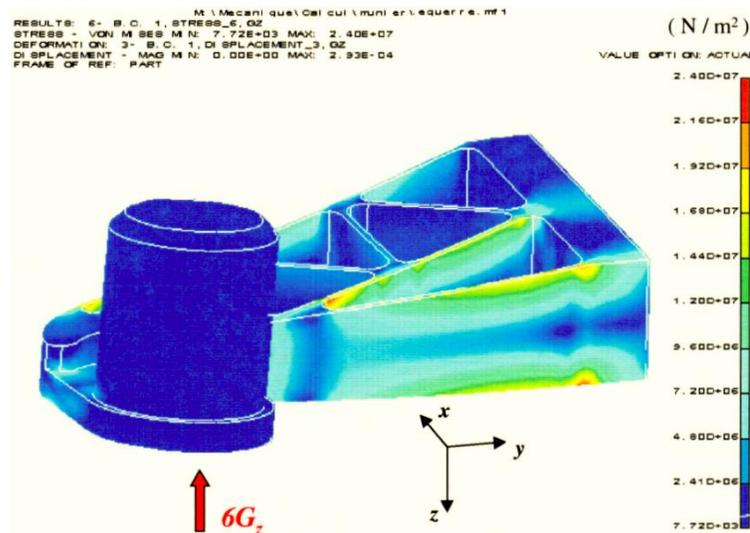
Figure 2-29: support de la recopie pilote

Les trois figures ci-après indiquent l'état de contrainte du bras support pour les trois cas de charge précités



État de contrainte de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx
 ($\tilde{\sigma}_{max} = 70\text{Mpa}$)

État de contrainte de l'ensemble soumis à un choc de 3Gy
 ($\tilde{\sigma}_{max} = 21\text{Mpa}$)

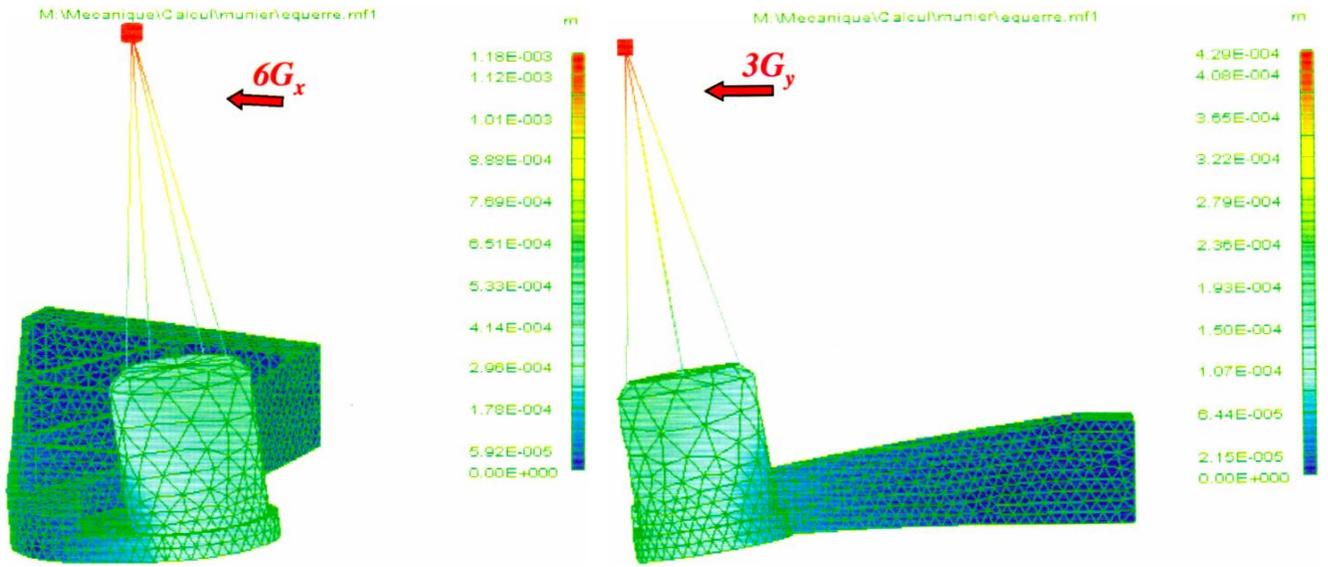


État de contrainte de l'ensemble soumis à un choc de 6Gz ($\tilde{\sigma}_{max} = 24\text{Mpa}$)

Figure 3-30: État de contrainte de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx, 3Gy, 6Gz

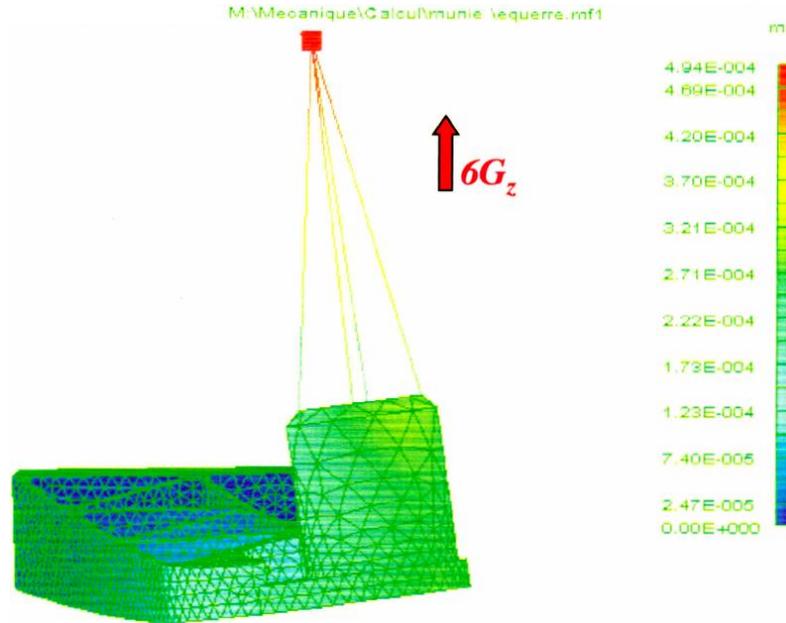
Au vue des trois précédents résultats on constate que la contrainte maximum au sein du bras support est de l'ordre de 70Mpa. Elle correspond au cas d'un choc frontal de 6Gx. Cette contrainte reste inférieure à la limite élastique du matériau utilisé (Alliage d'aluminium 5086 de limite élastique 135Mpa).

Les trois figures ci-après illustrent l'état de déformation de l'ensemble soumis aux même trois cas de charge.



Etat de déformation de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx
($\delta_{max} = 1.2\text{mm}$)

État de déformation de l'ensemble soumis à un choc de 3Gy
($\delta_{max} = 0.4\text{ mm}$)



Etat de déformation de l'ensemble soumis à un choc de 6Gz ($\delta_{max} = 0.5\text{ mm}$)

Figure 3-31: Etat de déformation de l'ensemble soumis à un choc de 6Gx, 3Gy et 6Gz

Au vue des trois précédents résultats on constate que le déplacement maximum de l'écran est de l'ordre de 1.2 mm

La figure ci-après illustre le premier mode propre de l'ensemble ($f_1 = 34\text{ Hz}$).

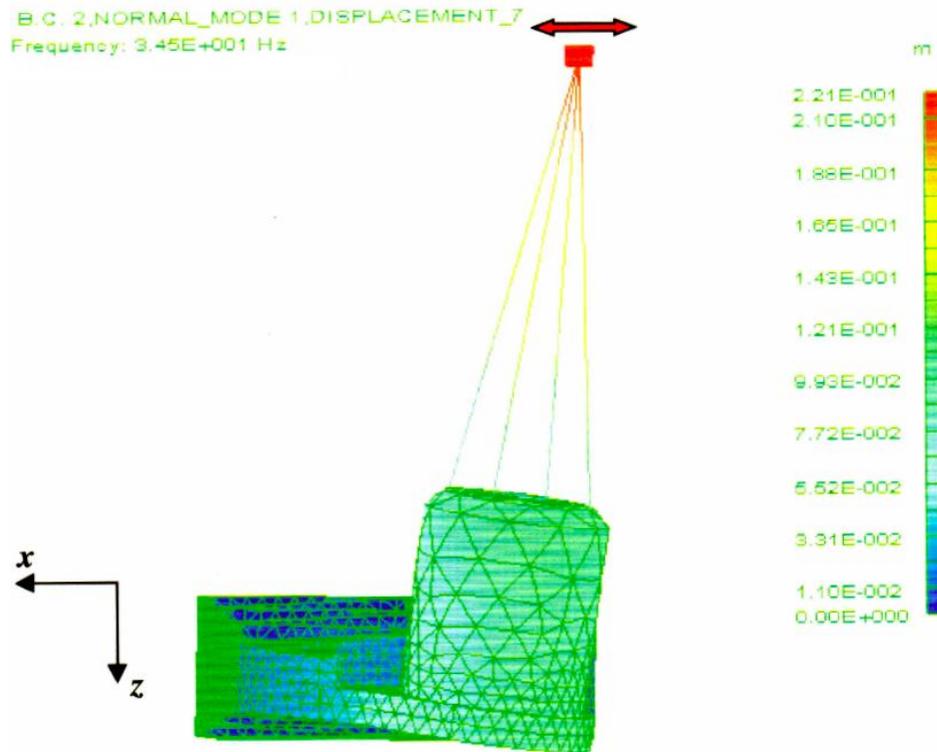


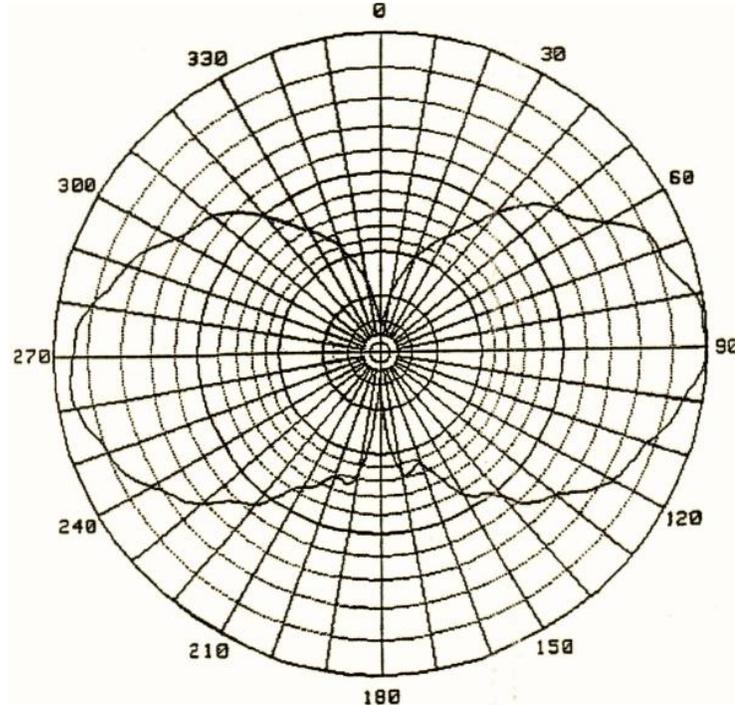
Figure 3-32: Mode n°1 : Balancement suivant x de l'écran. $f_1 = 34$ Hz

6- Contrôle des caractéristiques électriques

6-1 Equipements de test

- Alimentation de laboratoire
- Oscilloscope
- Multimètre
- Milliwattmètre
- Sonde de puissance
- Analyseur de spectres
- Fréquencemètre
- Atténuateur de puissance
- Analyseur de réseaux
- Mesureur de champ
- Générateur de signaux vidéo et RF

6-2 Antenne



Mesure du diagramme de rayonnement

| CONTRÔLE RADIOELECTRIQUE / Electrical Inspection | | Oui / Yes | Non / No |
|---|---|-------------------------------------|-------------------------------------|
| - Conditions de mesures Measurements conditions | : ROS/50ohms plan connecteur VSWR (relative to 50Ohms) | <input checked="" type="checkbox"/> | <input type="checkbox"/> |
| PCP N° : / | : Découplage entre accès V1 et V2 Uncoupling between V1 and V2 | <input type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> |
| | : Autres / Others | <input type="checkbox"/> | <input checked="" type="checkbox"/> |
| _____ | | | |
| - Appareil de mesures Test set | : Réflecteur / ground plane | : SUR MAT _____ | |
| | : Appareil de mesures / Instruments | : HP8714C: C.04.50 _____ | |
| <p>ROS Δ Reflection, Format:SWR</p> <p>2200 2300 2450 2600 2700</p> <p>1 2,5 3</p> <p>2,05 1,53 1,91</p> <p>Freq(MHz)</p> | | | |
| <input type="checkbox"/> Relevés joints / Folios : _____ | | | |
| SPECIFICATIONS / Specifications | | | |
| - Bande de fonctionnement / Frequency range : _____ | | | |
| - ROS/50Ohms / VSWR (relative to 50Ohms) : = < 2.50 _____ | | | |
| - Autres (Préciser) / Other (To specify) : / _____ | | | |

Mesure du TOS

6-2 Contrôle des caractéristiques électriques à la température ambiante

6-2-1 Caractéristiques de l'alimentation

■ Dynamique de tension d'alimentation

Fréquence 2.4Ghz

La puissance RF d'entrée est de : ≤ 17 dBm

| | | | | |
|------------------------------|------|------|------|---------------|
| Tension d'alimentation | 24V | 28V | 32V | Tolérances |
| Puissance RF en sortie (dBm) | 40.9 | 41.0 | 40.9 | ≥ 40 dBm |
| Courant (A) | 3.4 | 2.9 | 2.5 | ≤ 3.5 A |

■ Inversion de polarité

Protection : OK

Courant mesuré en inverse : 0.4 mA (Tolérance : courant inverse ≤ 10 A)

6-2-2 Caractéristiques de linéarité

Fréquence fixée à 2.4Ghz

Tension d'alimentation : 28VDC

| | | | |
|---------------------------|------|------|------|
| Puissance d'entrée (dBm) | 13 | 15 | 17 |
| Puissance de sortie (dBm) | 37.4 | 39.4 | 41.4 |
| Courant (A) | 2.9 | 2.9 | 2.5 |

6-2-3 Réponse amplitude/Fréquence

La puissance RF d'entrée est de : 15 dBm

Tension d'alimentation : 28VDC

| | | | | |
|------------------------------|------|------|------|--------------|
| Fréquence | 2.4 | 2.45 | 2.50 | Tolérances |
| Puissance RF en sortie (dBm) | 38.9 | 39.3 | 38.6 | ± 1.5 dB |
| Courant (A) | 2.9 | 2.9 | 2.5 | ≤ 3.5 A |

6-2-4 Pureté spectrale

Fréquence : 2.4Ghz

Tension d'alimentation : 28VDC

Puissance d'entrée : 15dBm

| | | | |
|----------------------|------|------|------|
| Harmoniques | 2 | 3 | 4 |
| Niveau sous porteuse | -86 | -79 | -77 |
| Tolérance \leq | 65dB | 65dB | 65dB |

6-2 Contrôle des caractéristiques électriques dans la gamme de température

Fréquence : 2.4Ghz

Tension d'alimentation : 28VDC

Puissance d'entrée : 15dBm

| | | | | |
|---------------------------|-------|----------|-------|------------|
| Température | -20°C | Ambiante | +70°C | Tolérances |
| Puissance de sortie (dBm) | 41.6 | 40.7 | 39.6 | ≥ 39 |
| Courant (A) | 2.9 | | | |

Chapitre 4

Implantation des stations de réception au sol

1- Introduction

Face à la complexité des réseaux de communication, la simulation a été et reste toujours l'outil privilégié pour évaluer les performances de réseau et étudier le comportement des protocoles. Nous pouvons facilement modifier les conditions de fonctionnement du réseau et comparer les mesures d'intérêt d'un scénario à autre.

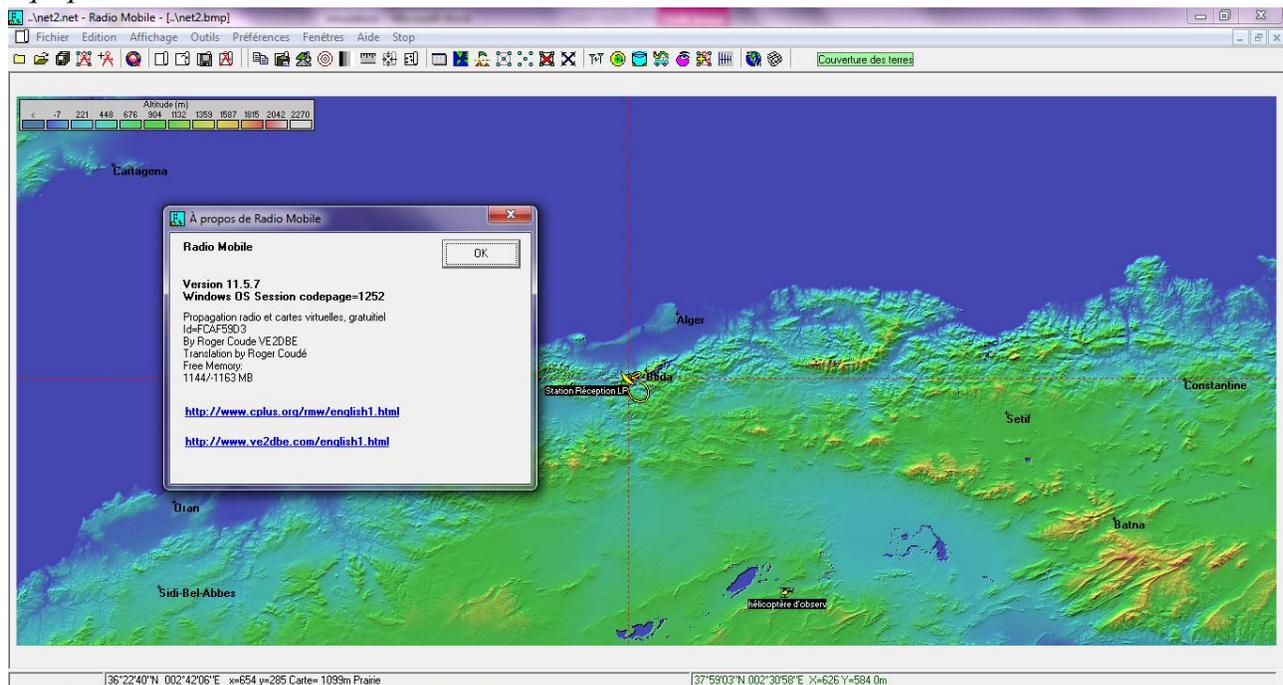
Dans ce chapitre, nous présentons les résultats de simulation pour chaque type de station de réception dans différentes zones. Nous avons choisi le logiciel Radio Mobile comme un outil de d'étude, qui permet toutefois une flexibilité de paramétrage.

2- Outil de simulation

2-1 Présentation

Ce logiciel est un outil utilisé pour prédire les performances d'un système radio, utilise des données topographiques numérisées pour extraire les altitudes le long des profils terrestres reliant les stations émettrices et réceptrices. Ces données s'ajoutent aux paramètres environnementaux et techniques du système pour alimenter les routines du modèle de propagation radio Irregular Terrain Mode (ITM), connu également comme le modèle de Longley-Rice.

Radio Mobile est un simulateur gratuit, pour tracer les modes RF et prévoir le rendement des systèmes de radiocommunication. Il peut être utilisé pour vérifier les performances de liaisons radio avant de leur mise en œuvre sur le terrain. Le programme évalue si une liaison radio est possible, et offre les performances de cette liaison en tenant compte la théorie de la propagation des ondes radio et Les caractéristiques des équipements radio.



2-2 Modèle de terrain irrégulier (ITM)

Le modèle a été créé pour les besoins de la planification des fréquences à la radiodiffusion télévisuelle dans les États-Unis dans les années 1960 et a été largement utilisé pour préparer les tables d'allocation de canal pour VHF / UHF de radiodiffusion. Une description de la méthode a été publiée par le gouvernement américain sous le titre "Prédiction de troposphérique : perte de transmission radio sur un terrain irrégulier".

Le modèle Longley-Rice a été proposé pour les fréquences comprises entre 20 MHz et 20 GHz pour différents scénarios et différentes hauteurs d'antennes émettrices et réceptrices. Le modèle présente une généralisation de la puissance du signal reçu sans une caractérisation détaillée de la chaîne. Ce modèle utilise des moyens statistiques pour compenser la caractérisation du canal, qui dépend des variables de chaque scénario et l'environnement. Les paramètres d'entrée du modèle incluent des données sur l'environnement, les systèmes et les statistiques. La sortie est la perte de parcours prédite entre les systèmes.

La variation du signal est déterminée par le modèle de prédiction en fonction des changements atmosphériques, profil topographique et l'espace libre. Ces variations sont décrites à l'aide des estimations statistiques qui ont des écarts qui contribuent à l'atténuation totale du signal.

Les cartes utilisées, sont construites à partir de données d'altitude numérisées. Le logiciel peut accéder à des résolutions de 1, 3 ou 30 secondes d'arc, ce qui correspond à un espacement approximatif de 30m, 100m ou 1km entre les échantillons. Le logiciel reconnaît plusieurs types de données d'altitude comme GTOPO30, DTED, SRTM, GTOPO, GLOBE.....

Dans le cadre de la présente simulation, on a travaillé les cartes DTED.

DTED (ou Digital Terrain Elevation Data) a été initialement développé dans les années 1970 à l'appui des avions radar de simulation et de prédiction. Il soutient de nombreuses applications.

Le format DTED de niveaux 0, 1 et 2 est décrit dans la spécification militaire américaine Digital Terrain Elevation Data (DTED) MIL-PRF-89020B, et parmi d'autres paramètres qui décrivent la résolution pour chaque niveau:

- Niveau 0 à un poste d'espacement de 30 secondes d'arc en direction de latitude (Environ 900 mètres) ;*
- Niveau 1, un poste d'espacement de 3 secondes d'arc (environ 90 mètres) ;*
- Niveau 2 à un poste d'espacement de 1 seconde d'arc (environ 30 mètres).*

En outre, trois autres niveaux (3, 4 et 5) à augmenter la résolution ont été proposés mais pas encore normalisés.

3- Données

3-1 Hélicoptère

- Plafond pratique 3 800 m
- Plafond en vol stationnaire 2 000 m
- Vol opérationnelle 1 500m

3-2 Caractéristiques des équipements

| N° | Désignation | Sous-Désignation | Valeur |
|----|--|---|--|
| 01 | Emetteur | - Puissance : - Amplificateur : - Pertes : ▪ Pertes câble coaxiale ▪ Pertes par transition | 30dBm 1Watt 0.4 dB/m 0.16 dB |
| 02 | Gain d'antenne d'émission | - Gain d'antenne seule - Pertes : ▪ Perte d'intégration ▪ Roulis ▪ Perte roulis (dB) | 2 dBi 0.5 dB 20 degrés 0.54 |
| 03 | Récepteur | - Sensibilité : ▪ 2Mbits/s ▪ 4Mbits/s ▪ 6Mbits/s ▪ 8Mbits/s - Pertes : ▪ Pertes câble coaxiale ▪ Pertes par transition | -102 -99 -97.2 -96 0.4 dB/m 0.16 dB |
| 04 | Gain d'antenne de réception (Antenne Parabolique de ϕ 1.5m) | - Gain d'antenne seule - Pertes d'intégration | 35.90 dBi 0.50 dB |

Tableau 4-1 : Données de simulation

3-3 Bande de fréquence

Conformément aux tableaux de répartition des ondes (en annexe), on a choisi les bandes S et C, sous-bande 2 à 3Ghz et de 5.470 à 5.725 GHz réservée à la Transmission de données large bande, 500 mW PIRE maxi ou 1 W, pour faire la simulation

3-4 Climat d'Algérie

Le climat de l'Algérie est varié, car le pays a une très grande superficie : La partie nord possède un climat méditerranéen, alors que le reste du pays possède en majorité un climat désertique. Cependant entre ces deux grands types de climats, existent des climats de transition, notamment le climat semi-aride qui est correspond à un climat méditerranéen avec une sécheresse ne se limitant plus uniquement à la saison estivale mais à une bonne partie de l'année mais aussi un climat méditerranéen aux influences montagnardes, un petit plus continental. Néanmoins, l'Algérie est un pays de la zone subtropicale où le climat dominant est chaud et sec.

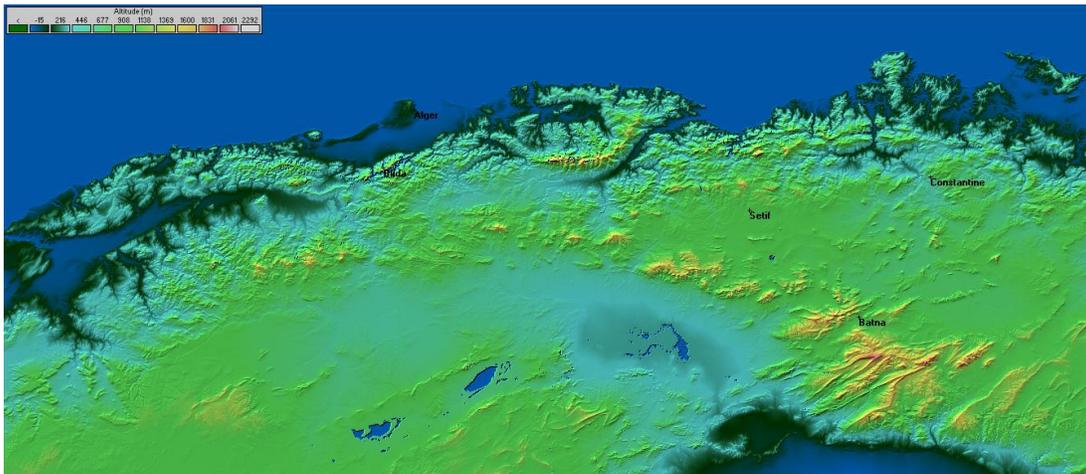
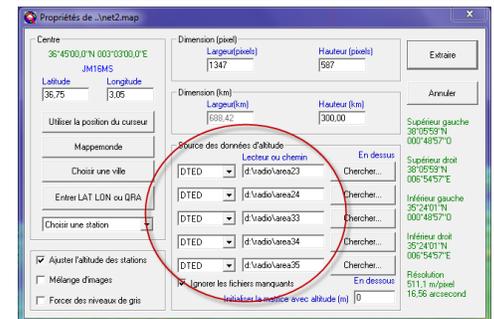
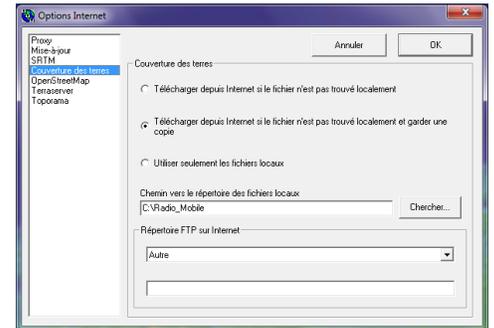
En Algérie, le ciel est généralement dégagé toute l'année et le temps est habituellement très ensoleillé.

4- Prise en main du logiciel Radio Mobile

4-1 Importation de cartes

Pour commencer, il nous faut les données topographiques. Deux manières sont utilisées :

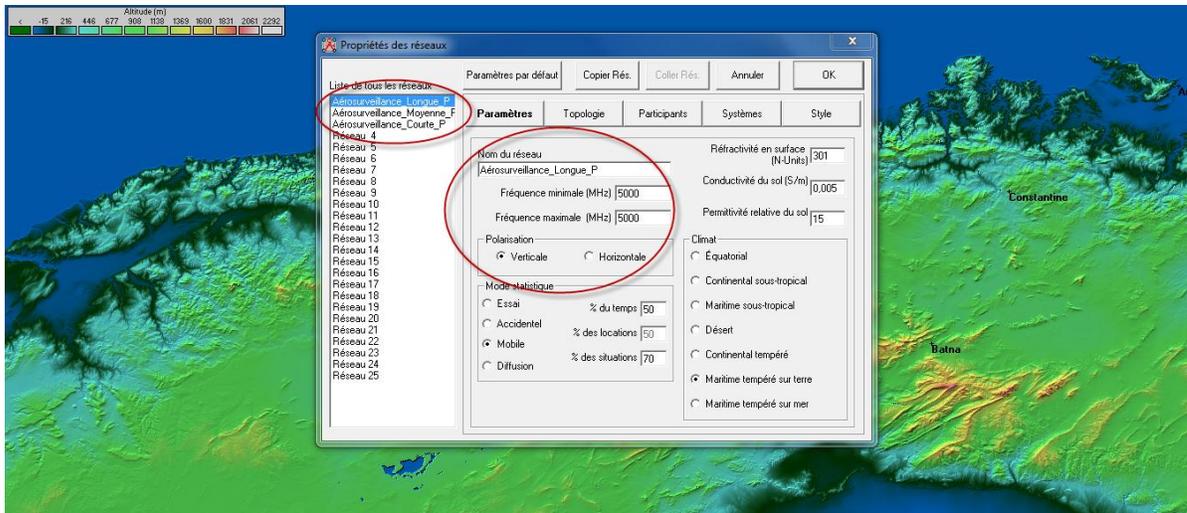
- 1- Exécution avec connexion internet : il suffit dans ce cas de configurer le logiciel de telle façon qu'il téléchargera depuis internet si le fichier n'est pas trouvé localement, avec la possibilité de spécifier le chemin de ce dernier.
- 2- Exécution en hors connexion internet : dans ce cas on utilise les cartes qu'on a téléchargées au préalable, à partir des différents logiciels comme le 3DEM qui prend en charge plusieurs types de cartes et qui nous permet de nous situer sur la carte. Il faut vérifier dans « Fichier > propriétés de la carte » sur la rubrique « source des données d'altitude », que l'emplacement et le type correspondant à votre carte est bon.



4-2 Création de réseau

Une fois la carte en place, on procède à la création de notre réseau.

Pour cela on va vers **Paramètres**, On sélectionne un réseau dans **liste de tous les réseaux**, à ce réseau on donne un nom spécifique. On détermine les fréquences minimale et maximale de travail, on définit aussi la polarisation, le mode de variabilité, le climat relatif à l'environnement et le mode de la propagation.



Dans notre simulation, on a défini trois réseaux à savoir :

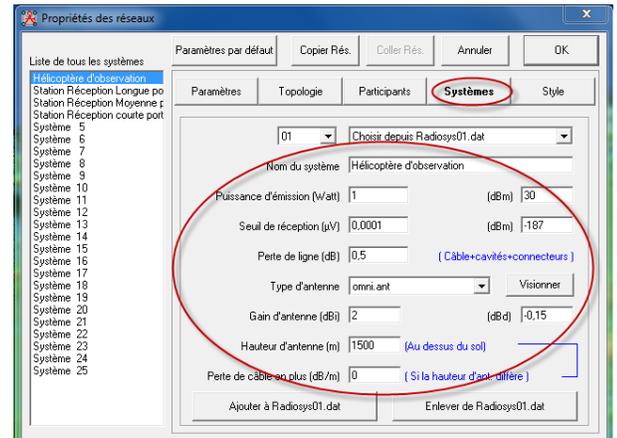
- Aérosurveillance_longue_Portée
- Aérosurveillance_Moyenne_Portée ;
- Aérosurveillance_Courte_Portée.

Ces réseaux portent sur la transmission Air- Sol entre l'hélicoptère d'observation et la station de réception sur le sol.

Dans « **Systemes** », on choisit dans « **Liste de tous les systèmes** » un système, dont on édite le nom, la puissance d'émission et la sensibilité de réception (en unités linéaires ou en dBm), le type, le gain, la hauteur d'antenne et les pertes de câble.

Trois systèmes ont été créés :

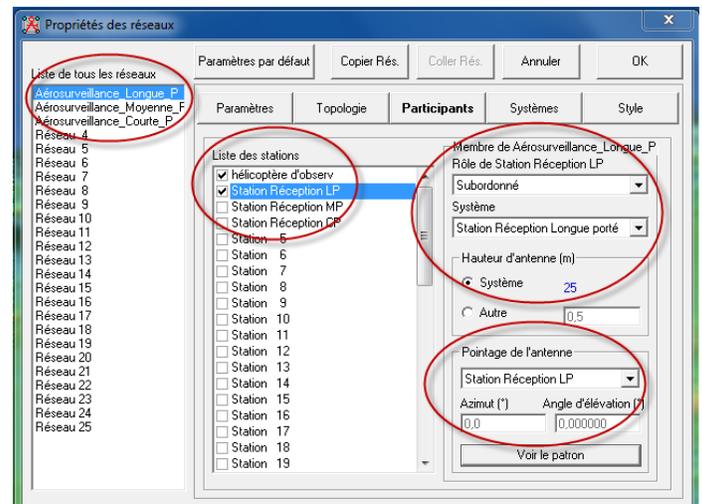
- Hélicoptère d'observation ;
- Station de réception longue portée ;
- Station de réception moyenne portée ;
- Station de réception courte portée.



4-3 Création des unités

Après avoir défini le cadre du réseau, il faut à présent mettre des unités dedans. Pour ce faire, dans « Participants » on sélectionne notre réseau (Liste de tous les réseaux) puis dans la liste à côté de « Liste des stations », on choisit les unités, dont on a besoin une à une et on édite leurs paramètres :

Dans le 1^{er} combo on trouve les trois



valeurs possibles pour une antenne, à savoir **Commande**, **Subordonné** et **Relais** selon si l'antenne est dans une station émettrice, un équipement terminal ou un relais.

- Dans le 2eme combo, on choisira l'appartenance de l'unité à quel système.
- Dans « **Hauteur d'antenne** », on peut laisser la valeur de la hauteur de l'antenne comme définit dans le système ou bien la changer en sélectionnant « **Autre** » puis éditer la valeur désirée.
- Dans « **pointage de l'antenne** », on paramètre les angles de notre antenne, pour cela il existe deux méthode pour opérer :

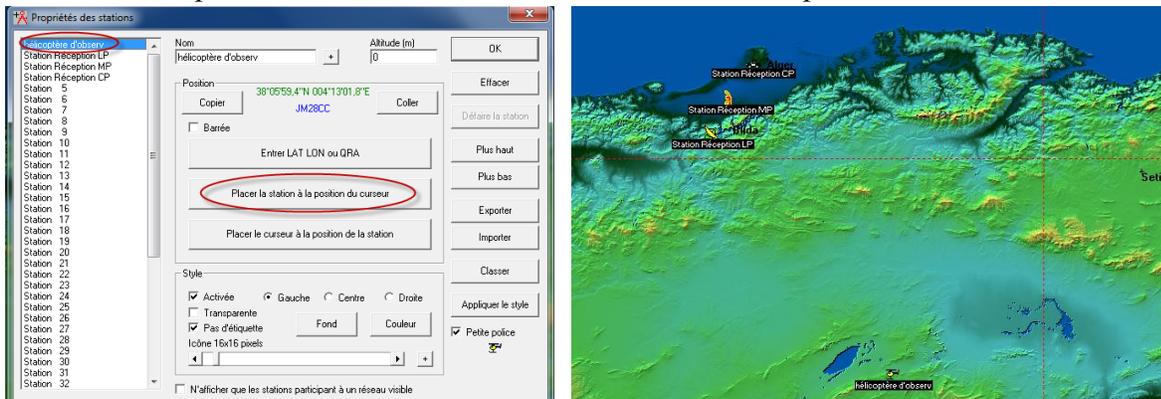
1. **Fixe** (°) : demande deux angles :

- **Azimut** (°) : angle de positionnement horizontal, qui détermine la direction à donner dans le cas d'antenne directive ;
- **Angle d'élévation** (°) angle de positionnement vertical, qui détermine la direction à donner dans le cas où on vise une réflexion ionosphérique.

2. Le deuxième mode consiste à définir l'unité vers laquelle on voudrait donner le maximum de rayonnement et là on n'a pas à spécifier **d'angles**.

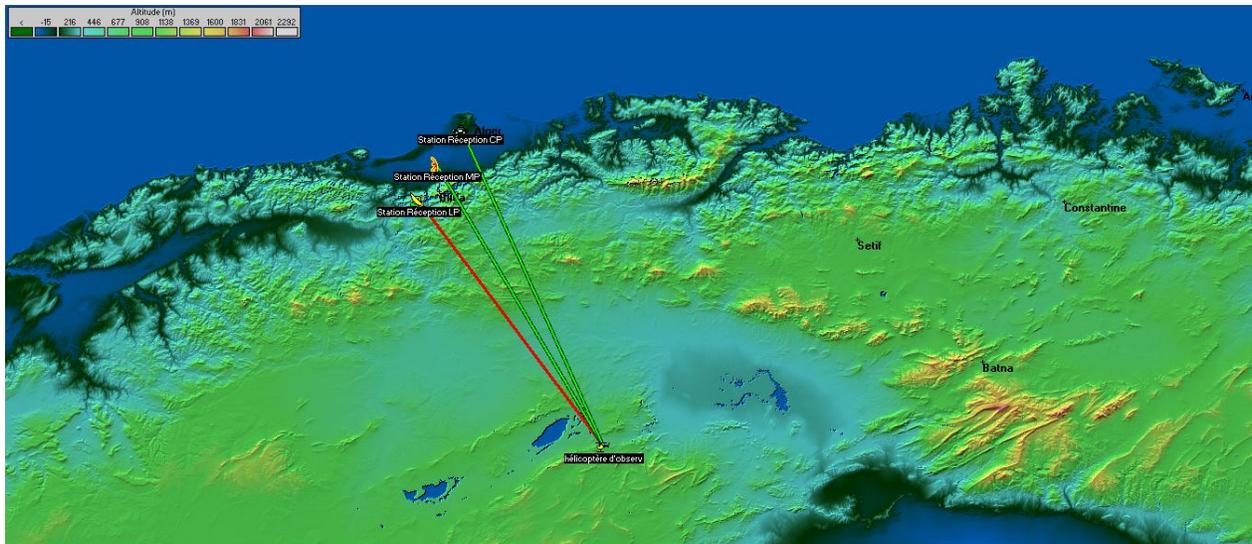
Une fois qu'on a édité toutes les unités, on ferme la fenêtre précédente et il nous reste à présent à positionner nos unités sur la carte.

Sur la carte on clique sur la position où on veut placer la 1ere unité (on devrait voir aussi tôt deux traits rouges en pointillés orthogonaux à la position souhaitée, un tableau doit aussi s'afficher en bas à droite contenant les valeurs d'altitude des reliefs avoisinant la position sélectionnée dont la valeur correspond à celle du centre.



4-4 Etablissement de liaison

En cliquant sur « **Montrer les réseaux** », on peut voir le réseau qu'on a pu établir. Une liaison en vert indique qu'on a un bon niveau de signal sur cette liaison, alors qu'une en rouge montre qu'on se trouve plus bas que la sensibilité de réception.



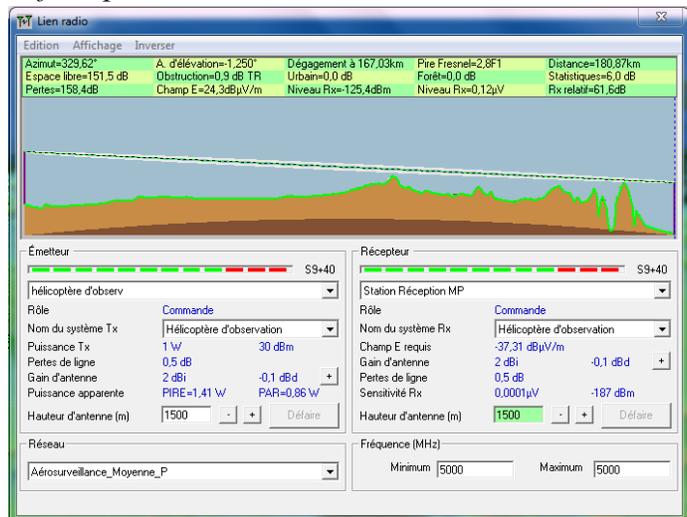
4-4-1 Liaison Point-multipoint

Pour établir une liaison point-multipoint, on doit avoir des antennes omnidirectionnelles ce qui est donné par défaut par Radio Mobile.

A présent on va se pencher sur les caractéristiques de la liaison, en prenant l'exemple ci-dessus.

On clique sur «**Lien Radio**», on devrait voir s'afficher une fenêtre où l'on précisera les points émetteur-récepteur, on verra s'afficher une coupe du relief présent entre les deux unités ainsi que les ellipsoïdes de Fresnel.

On verra aussi, le niveau du signal le long de cette liaison sur le relief, montrant ainsi les zones d'ombre ou de silence radio entre Tx et Rx.



Sur la même fenêtre on peut recueillir d'autres informations concernant les hauteurs d'antennes qu'on peut changer pour améliorer la liaison, aussi la fréquence de travail qu'on peut aussi changer. En haut de la figure on a en fait, des informations importantes pour le bilan de liaison à savoir la distance entre Tx et Rx, les pertes induisent par l'espace libre, par d'éventuelles obstructions, forêt, ville. Il donne aussi le PathLoss, la valeur du champ E, le niveau du signal à la réception en uV, avec en plus la valeur de différence entre ce qui est reçu et la sensibilité du récepteur.

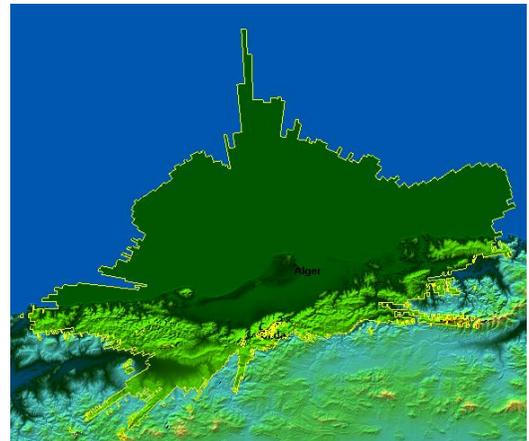
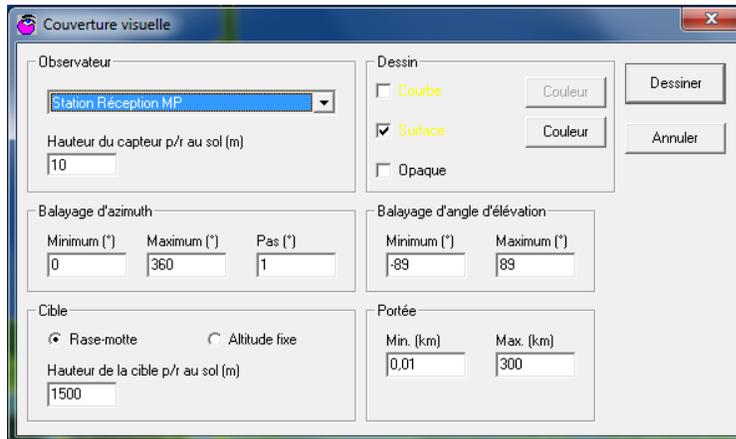


Illustration du profil

En cliquant sur la photo de profil se déplace le récepteur le long du chemin. L'étiquette indique la distance, la clairance ou une obstruction, et le signal. Le symbole $0.6F1$ signifie 0,6 fois la première zone de Fresnel.

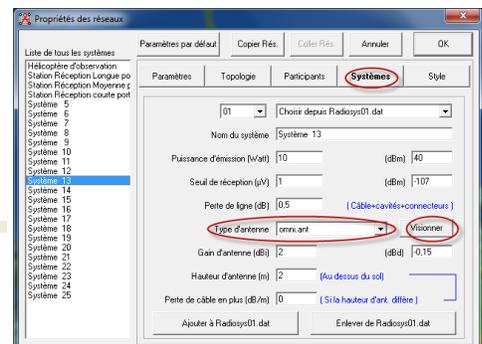
4-4-2 Couverture radio

Pour visualiser la couverture radio d'une antenne, allez vers « **Couverture visuelle** ». Sur cette fenêtre, choisissez votre station dans le cambo, vous pouvez éditer les angles azimute et élévation, ainsi que la portée sur laquelle vous voulez évaluer la couverture, mais aussi sélectionner la hauteur sur laquelle vous voulez voir la couverture. Vous verrez se dessiner sur la carte une région de coloration à l'image de la figure ci-dessous.

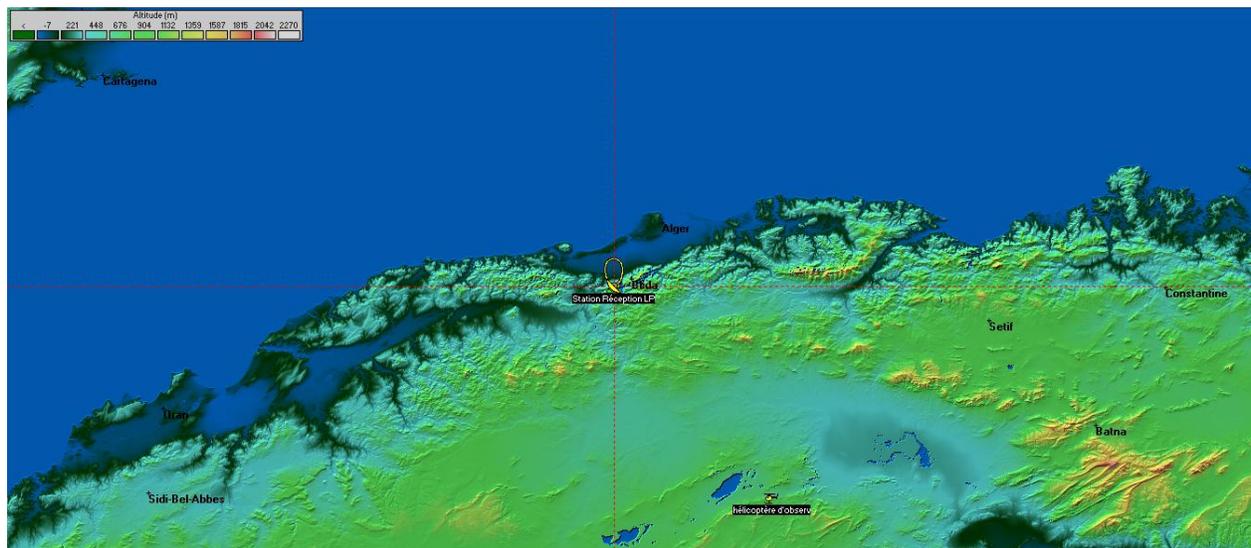
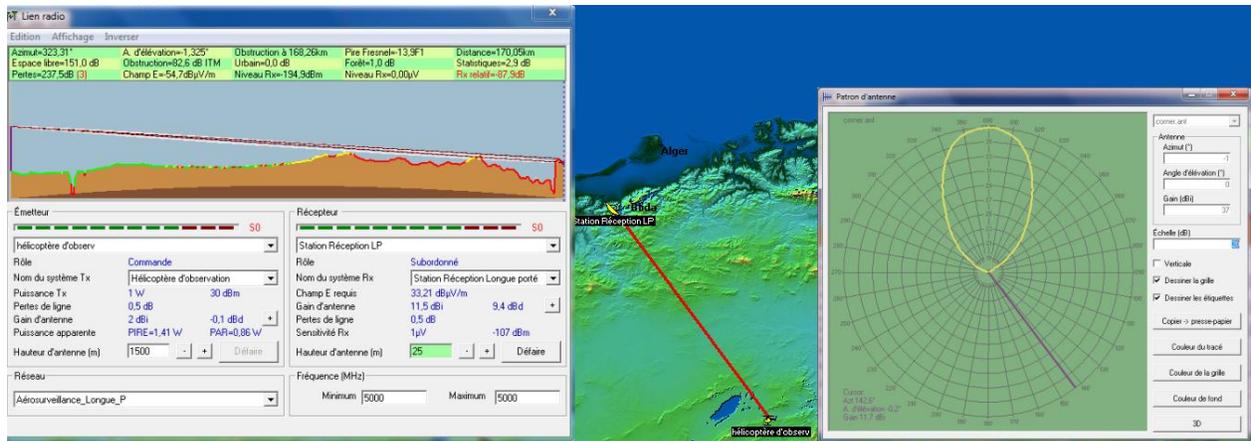
4-4-3 Liaison Point-à-point

Pour établir une liaison point-à-point, on doit avoir des antennes cette fois directionnelles.

Afin de changer le type d'antennes, il faut revenir dans propriétés réseaux > Systèmes et dans type d'antenne type vous choisissez un type d'antenne directionnelle (et même si vous nous connaissez pas les diagrammes de rayonnement de toutes ces antennes vous pouvez cliquer sur « **Visionner** » pour voir).

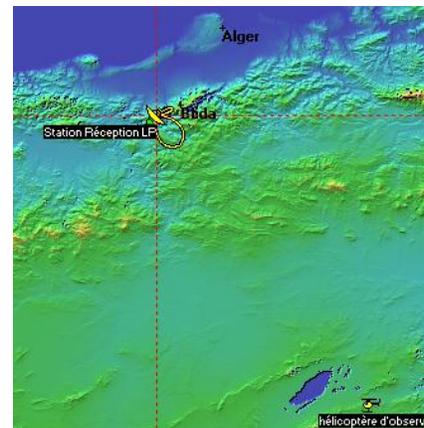


Maintenant qu'on a des antennes directionnelles, elles sont orientées n'importe comment c'est pour cela qu'on trouve une liaison en rouge, et il va falloir orienter les antennes de manière à ce que leurs diagrammes de rayonnement soient de même direction et de sens opposés.



Pour cela on va dans « Lien Radio » pour voir la direction à prendre ou plutôt l'angle azimutal à entreprendre. Cliquez sur le boulon au signe + (voir en bas).

La valeur de direction est de 182° , donc on va revenir vers « propriétés des réseaux », « Participants » on change la valeur de l'angle azimute à 182° pour l'antenne en question.



5- Calcul théorique du bilan de liaison

Le tableau suivant résume les critères de calcul d'un bilan de liaison :

| BILAN DE LIAISON LOS Air-Sol | | Antenne de réception parabolique de diamètre 1,5m | | | | | | | |
|---|-----|---|---------------------|------------------------|---------------------|------------------------|---------------------|------------------------|---------------------|
| | | 8Mbits/s | | 6Mbits/s | | 4Mbits/s | | 2Mbits/s | |
| | | Marge nominale P=1W | Marge nulle P=1W | Marge nominale P=1W | Marge nulle P=1W | Marge nominale P=1W | Marge nulle P=1W | Marge nominale P=1W | Marge nulle P=1W |
| Fréquence | MHz | 5000,00 | | | | | | | |
| Puissance émission sortie amplificateur | dBm | 30,00 | | | | | | | |
| Puissance émission sortie | | 1,00 | | | | | | | |
| Pertes émission | dB | 3,08 | | | | | | | |
| | | Pertes Insertion Switch RF (dB) | | | | | | | |
| | | 0,4 | | | | | | | |
| | | Pertes Filtre de bande (dB) | | | | | | | |
| | | 0,5 | | | | | | | |
| | | Pertes Circulateur (dB) | | | | | | | |
| | | 0,5 | | | | | | | |
| | | Pertes par Transition (dB) | | | | | | | |
| | | 0,16 | | | | | | | |
| | | Nombre de transitions | | | | | | | |
| | | 3,00 | | | | | | | |
| | | Pertes coax (dB/m) | | | | | | | |
| | | 0,40 | | | | | | | |
| | | longueur câble (m) | | | | | | | |
| | | 3,00 | | | | | | | |
| Gain antenne TX | dB | 0,96 | | | | | | | |
| | | Gain Antenne Seule (dBi) | | | | | | | |
| | | 2,00 | | | | | | | |
| | | Pertes Intégration (dB) | | | | | | | |
| | | 0,50 | | | | | | | |
| | | Pertes de dépointage (dB) | | | | | | | |
| | | 0,00 | | | | | | | |
| | | Roulis (degrés) | | | | | | | |
| | | 20,00 | | | | | | | |
| | | Pertes Transpolarisation Roulis (dB) | | | | | | | |
| | | 0,54 | | | | | | | |
| | | Tongage (degrés) | | | | | | | |
| | | 0,00 | | | | | | | |
| | | Pertes Transpolarisation Tangage (dB) | | | | | | | |
| | | 0,00 | | | | | | | |
| Gain antenne reception | dB | 35,40 | | | | | | | |
| | | Gain Antenne Seule (dBi) | | | | | | | |
| | | 35,90 | | | | | | | |
| | | Pertes Intégration (dB) | | | | | | | |
| | | 0,50 | | | | | | | |
| | | Pertes de dépointage (dB) | | | | | | | |
| | | 0,00 | | | | | | | |
| Pertes réception | dB | 0,84 | | | | | | | |
| | | Pertes coax (dB/m) | | | | | | | |
| | | 0,4 | | | | | | | |
| | | longueur câble (m) | | | | | | | |
| | | 0,50 | | | | | | | |
| | | Pertes par Transition (dB) | | | | | | | |
| | | 0,16 | | | | | | | |
| | | Nombre de transitions | | | | | | | |
| | | 4,00 | | | | | | | |
| Pertes de propagation | dB | 155,53 | 158,40 | 156,72 | 152,62 | 158,40 | 161,36 | 161,52 | 164,40 |
| | | Atténuation Espace libre (dB) | | | | | | | |
| | | 149,02 | 150,82 | 149,78 | 151,55 | 150,82 | 152,54 | 152,63 | 154,16 |
| Distance entre deux antennes | km | 130 | 160 | 142 | 174 | 160 | 195 | 197 | 235 |
| Altitude minimum hélicoptère | m | 1300 | 2000 | 1500 | 2000 | 2000 | 3000 | 2750 | 3500 |
| Sensibilité du récepteur | dBm | -96 | -96 | -97 | -97 | -99 | -99 | -102 | -102 |
| | | largeur de Bande passante du canal de réception (kHz) | | 8000 | | 6000 | | 4000 | |
| | | Facture de bruit NF du récepteur (dB) | | 4,00 | | 4,00 | | 4,00 | |
| | | C/N min pour TEB<10.6 (Taux erreur <10.3) | | 5,00 | | 5,00 | | 5,00 | |
| Marge | dB | 2,88 | 0,01 | 2,94 | 0,03 | 3,02 | 0,06 | 2,91 | 0,03 |

Tableau 4-2 : Calcul du bilan de liaison

Le bilan de liaison théorique a conduit aux résultats suivants :

- Pertes de propagation moyenne de 155dB ;
- La portée de la liaison peut dépasser 200km toute en augmentant l'altitude de l'hélicoptère pour le dégagement nécessaire. Elle s'augmente aussi par la réduction du débit de données.

6- Résultats de simulation

Au cours de la simulation par logiciel, en essayant de se rapprocher au milieu réel de propagation, différents sites ont été étudiés pour l'implantation des stations de réception et leur paramétrage. Cette étude se résume sur un test de la liaison Air-Sol en jouant sur les modifications des paramètres clés (Voir annexe F), à savoir :

- Puissance d'émission ;
- Débit des données ;
- La hauteur opérationnelle du vecteur ;
- Fréquence d'émission ;
- Gains des antennes ;

La simulation nous a permis de paramétrer le système dans ses deux parties émission embarquée et réception au sol, ainsi que de localiser les sites d'implantation des stations de réception, ainsi que les hauteurs de fixation des systèmes antennaires pour avoir le dégagement nécessaire. Ces sont situés sur les points hauts (montagnes) pour avoir une meilleure portée et grande couverture.

Toutefois, ce choix a engendré des contraintes d'exploitation vu l'inutilité d'avoir les données à ces endroits. Elle nécessite de scinder le système de réception en deux parties :

- Sous-ensemble de réception (Les systèmes antennaires), installé au niveau d'un point haut.
- Sous-ensemble de contrôle et d'exploitation localisé au niveau des salles des opérations.

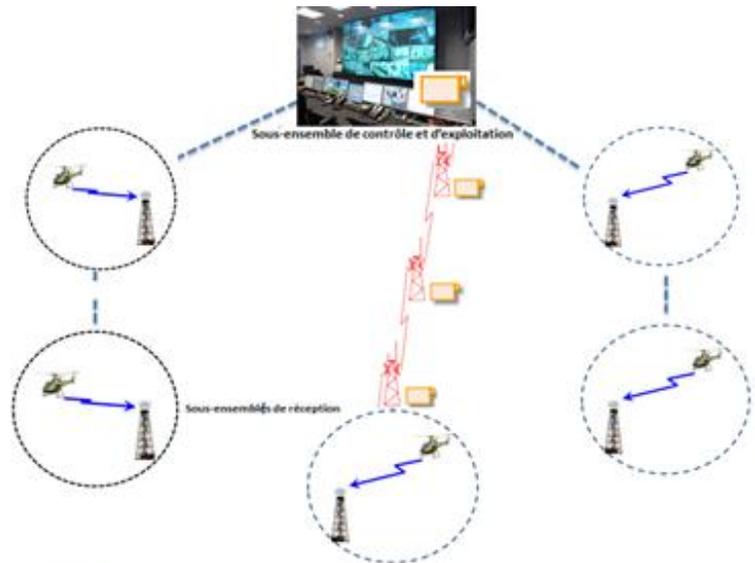


Figure 4-1: Synoptique général d'un réseau d'aérosurveillance

Cette solution est suivie par la création d'un réseau de faisceaux hertziens propre au système pour relier les sous-ensembles.

La configuration arrêtée est schématisée par le synoptique suivant :

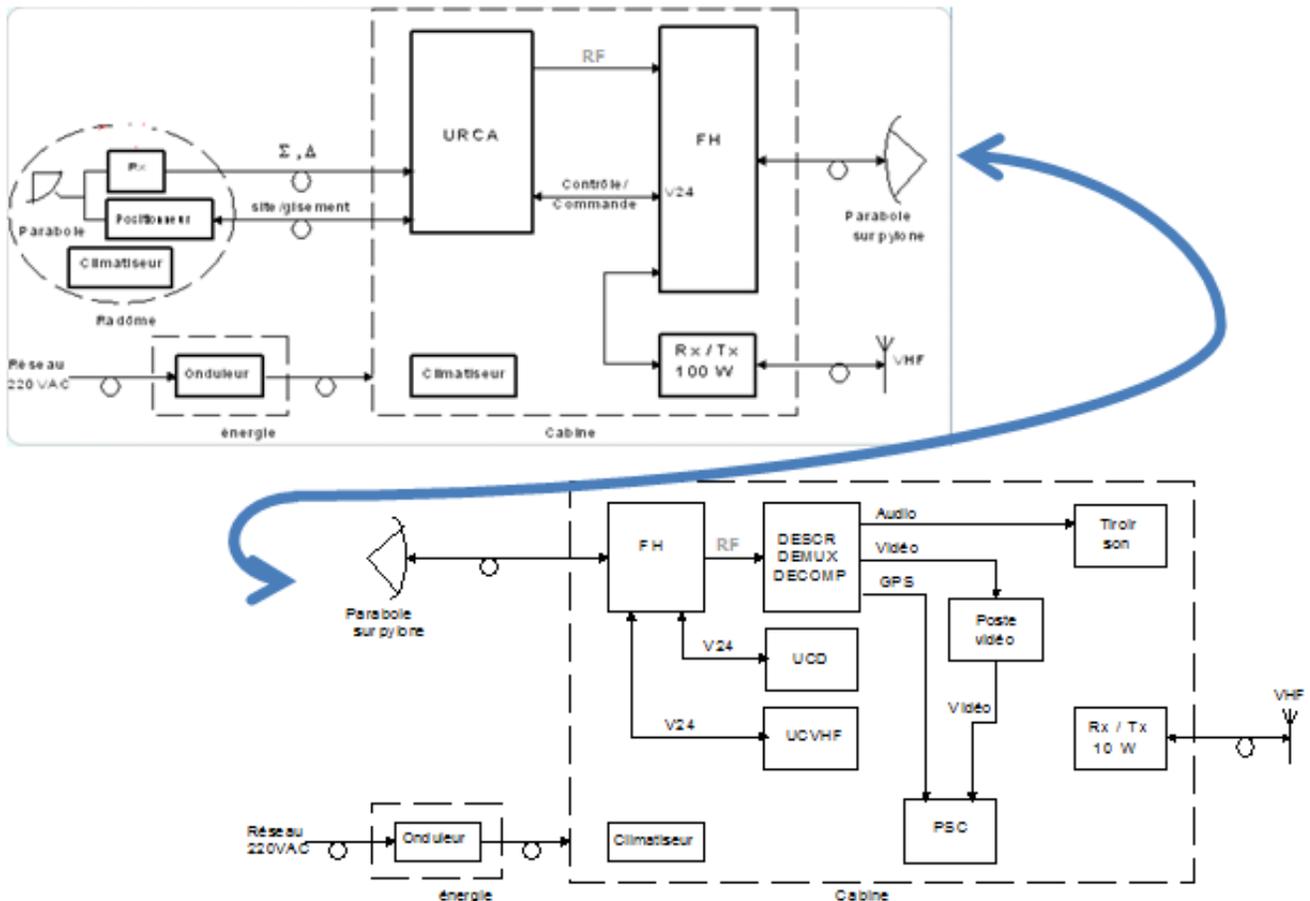


Figure 4-2 : Architecture de la solution finale du système d'Aérosurveillance

Les tiroirs d'adressage et de commande UCD et UC VHF permettent de sélectionner et de télécommander respectivement les systèmes antennaires de réception des données et VHF à travers l'URCA et le tiroir Tx/Rx V/UHF. Les cartes d'interfaces permettent de sélectionner les stations correspondantes, programmées via les cartes d'adressage.

Le signal RF des données sera converti en fréquence intermédiaire FI et transféré à la station de contrôle et d'exploitation via le faisceau hertzien pour traitement (décompression, démultiplexage, ...) pour revoir en format initial l'audio et le vidéo.

Par ailleurs les coordonnées GPS sont utilisés par le poste de suivi cartographique PSC afin d'afficher et visualiser la position de l'hélicoptère et la station réceptrice et d'orienter l'équipage en terme d'altitude opérationnelle afin d'éviter les reliefs et de garder la liaison Air-Sol.

- **Antenne 2 axes**

L'antenne 2 axes autorise la poursuite sur les axes gisement et site.

Elle présente un gain dans l'axe de 27 dB (largeur à mi-puissance du lobe principal de 5°), les lobes secondaires étant rejetés à 19 dB sous le principal. Le taux d'ellipticités est inférieur à 3 dB.

La polarisation est circulaire droite.

Le TOS sur les sorties Sigma et Delta est inférieur à 1,5 (impédance caractéristique de 50 Ohms). L'orientation de la ligne de visée en site couvre le domaine -5 degrés à +60 degrés avec une vitesse de ralliement maximale de 30°/s, l'accélération ne pouvant excéder 30°/s².

L'orientation de la ligne de visée en gisement couvre 360 degrés avec une vitesse de ralliement maximale de 30°/s, l'accélération ne pouvant excéder 30°/s.

■ **Antenne 1 axe**

L'antenne 1 axe autorise la poursuite sur l'axe gisement uniquement.

Elle présente un gain dans l'axe de 16 dB (largeur à mi-puissance du lobe principal de 15° en gisement et de 35° en site). Les lobes secondaires étant rejetés à 18 dB sous le principal. Le taux d'ellipticité est inférieur à 3 dB. Cette antenne est complétée par une antenne zénithale d'un gain de 8 dB.

La polarisation est circulaire droite.

Le TOS sur les sorties Sigma et Delta est inférieur à 1,5 (impédance caractéristique de 50 Ohms). L'orientation de la ligne de visée en site est fixe et de 9,5°.

L'orientation de la ligne de visée en gisement couvre 360 degrés avec une vitesse de ralliement maximale de 25°/s, l'accélération ne pouvant excéder 30°/s².

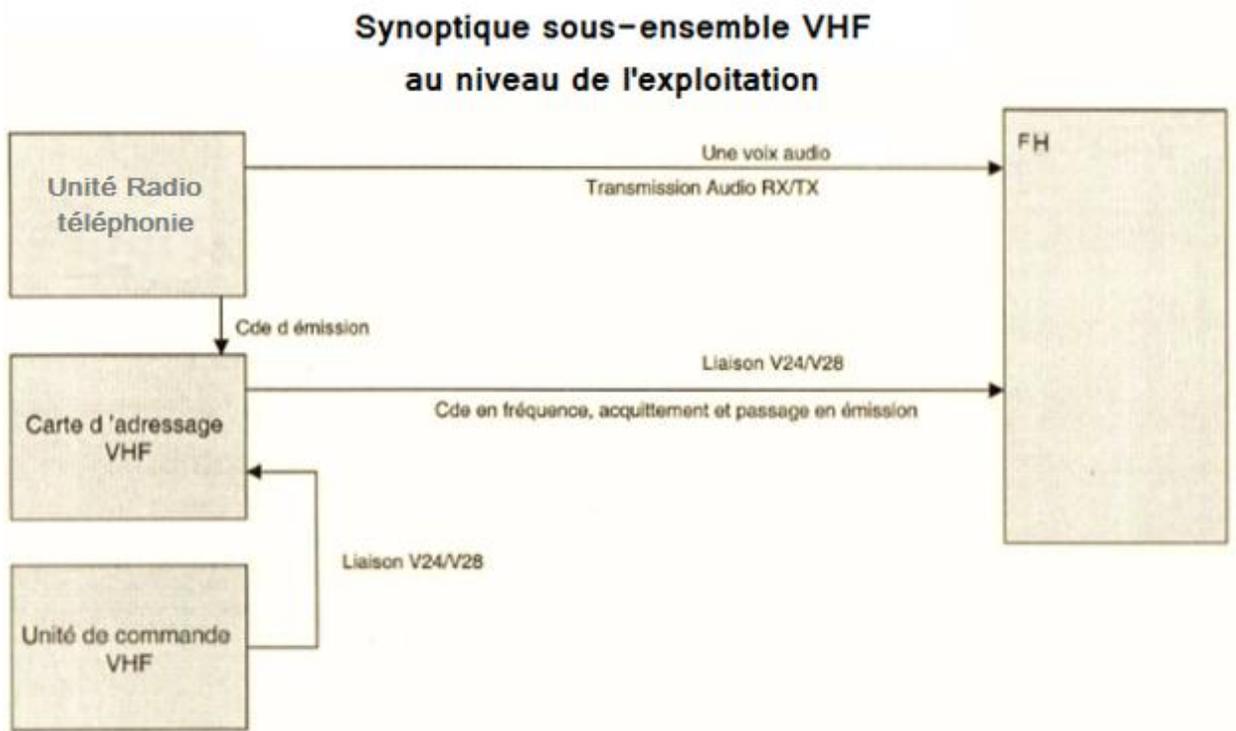
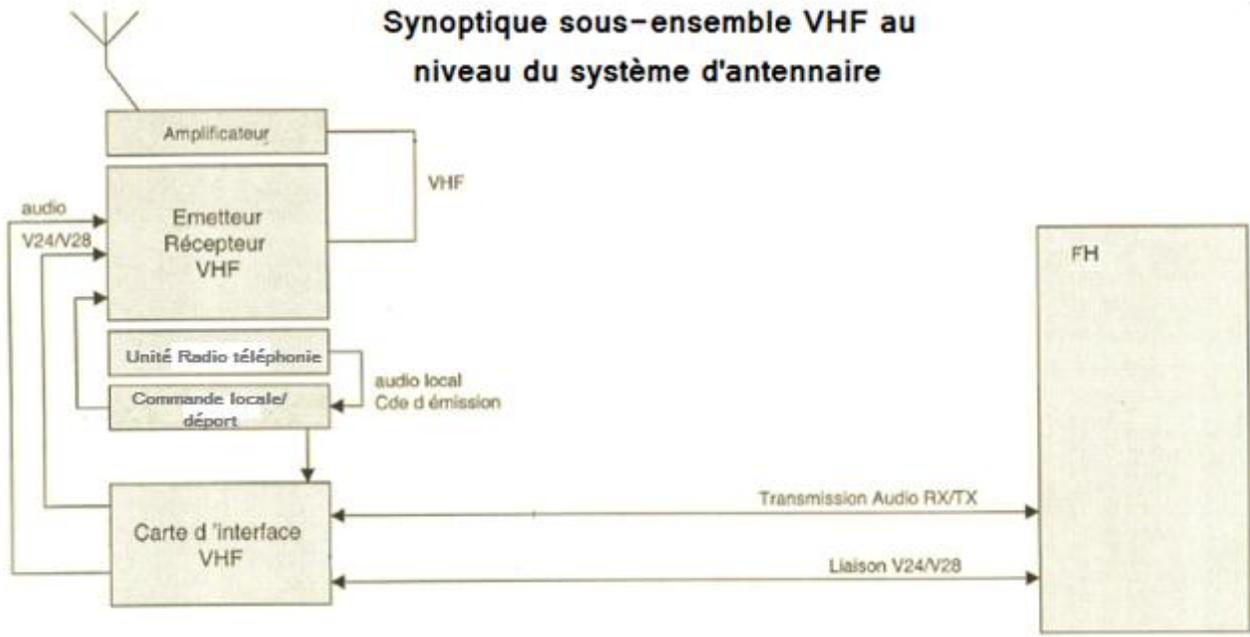


Figure 4-3 : Synoptique de la solution VHF du système d'Aérosurveillance

Conclusion & perspectives

Conclusion

Le but du travail présenté dans ce mémoire, est l'étude d'un système d'Aérosurveillance par hélicoptère, avec comme objectif d'assurer une portée maximale afin d'avoir les données en direct sur les théâtres des événements. Dans le premier chapitre on a dressé un rappel sur les différents éléments influant sur la propagation du signal dans sa trajectoire hélicoptère- stations de réception, comme l'atmosphère et le sol. Dans le deuxième chapitre on a présenté les composants majeurs et l'architecture du système dans ces deux parties à bord du vecteur d'observation et sur le segment de réception au sol. Au cours de l'élaboration de ce chapitre, on a remarqué que les systèmes actuels sont presque similaires, comme ceux des drones et des avions. Par la suite on a consacré le troisième et quatrième chapitre à l'étude de l'implantation et le paramétrage du système à travers la simulation par différents outils. L'exigence d'assurer une portée maximale et une grande zone a conduit à la nécessité de la mise en place d'un réseau de réception en temps réel, dont les systèmes antennaires sont placés au niveau des points hauts et exploités à distance.

Perspectives

La variation du débit de 8, 6, 4 et 2Mbits/s représente un moyen opérationnel pour garder la liaison une fois on arrive à la limite de la portée de réception. Elle joue sur la qualité de l'image, mais permet comme même d'avoir des données. La sélection s'effectuée manuellement d'une manière que l'opérateur sol demande à son collègue à bord de l'hélicoptère de sélectionner le débit désirée. Ce qui reste à faire et qui constitue une suite de ce travail est de le faire automatiquement sans toutefois compliquer le système et charger l'hélicoptère par les équipements. Un moyen d'information de l'équipage du niveau de réception du signal devient peut être utile.

Annexe A
Performances des gyroscopes

A.1. Modèle de mesure d'un gyroscope

Les gyroscopes comme tous capteurs sont caractérisés par un modèle de mesure qui permet de relier la valeur indiquée par l'appareil à la valeur de la grandeur mesurée.

La grandeur mesurée est une vitesse de rotation, appelée grandeur d'entrée, elle est notée Ω . La valeur indiquée par l'appareil appelée grandeur de sortie est notée $S(t)$. Le modèle de mesure général peut se mettre sous la forme suivante :

$$\delta(t) = k\Omega(t) + b \dots \dots \dots (A.1)$$

avec k , le facteur d'échelle et b , le biais. Dans un gyroscope idéal, le facteur d'échelle est constant et le biais est nul, mais en pratique un gyroscope n'est pas isolé des perturbations de l'environnement et la mesure s'effectue en présence d'inévitables sources de bruit. Le modèle réel s'écrit donc :

$$\delta(t) = [k_0 + k(t) + k_{NL}(\Omega)]\Omega(t) + [b_0 + b(t) + \bar{b}(t)] \dots \dots \dots (A.2)$$

Nous allons expliciter chacun des termes de ce modèle. Nous appellerons dans la suite « Conditions d'étalonnage », les conditions environnementales et l'historique de l'appareil au moment de l'étalonnage de celui-ci. C'est dans ces conditions que les valeurs k_0 et b_0 seront déterminées.

A.2. Le biais

Le biais d'un gyroscope représente la valeur indiquée par l'appareil pour une valeur nulle de la vitesse de rotation. Il est toujours défini par trois composantes : une composante déterministe constante, appelée décalage provenant de l'appareil qui correspond à b_0 , une composante dépendant de façon déterministe de l'environnement notée $b(t)$ (erreur systématique) et une composante aléatoire $\bar{b}(t)$. Cette dernière résulte de la contribution de plusieurs types de bruits, L'intégration dans le temps du biais pour déterminer l'angle revient à faire l'intégration des différentes sources de bruit et il en résulte une variation de l'erreur de l'angle. Les composantes b_0 et $b(t)$ (déterministe) peuvent être estimées puis éliminées par calibration de l'appareil.

Donc, la caractérisation du biais d'un gyroscope revient à quantifier $b(t)$. La méthode souvent utilisée est l'exploitation de la variance d'Allan.

A.2.1. La variance d'Allan

La caractérisation d'un appareil de mesure passe par la connaissance de sa stabilité et donc de la variance des mesures réalisées. Or, la variance vraie est une limite portant sur un nombre infini de mesures. On ne peut donc pas la mesurer directement.

D'autre part, elle n'est pas calculable pour tous les types de bruit. On a alors recours à la variance d'Allan, ou variance à deux échantillons. À l'origine, la variance d'Allan a été

développée pour quantifier la stabilité des horloges, mais elle peut aussi être appliquée à n'importe quel système pour donner une mesure du bruit en fonction du temps d'intégration. Pour calculer la variance d'Allan, le signal échantillonné à T_e et de durée totale ΔT est subdivisé en N intervalles de durée $\tau = \Delta T / N$, τ étant le temps d'intégration. Pour chaque valeur de $\tau = mT_e$ on calcule les moyennes de chaque intervalle, ainsi, la moyenne des échantillons du $j^{\text{ème}}$ intervalle est donnée par:

$$\bar{\Omega}_j(t) = \frac{1}{m} \sum_{i=jm}^{(j+1)m} \Omega_i \dots \dots \dots (A.3)$$

La variance d'Allan est définie en fonction de la moyenne sur toutes les mesures de la différence entre deux intervalles consécutifs:

$$\sigma^2(T) = \frac{1}{m} \langle (\bar{\Omega}_{j+1} - \bar{\Omega}_j)^2 \rangle \dots \dots \dots (A.4)$$

ou encore

$$\sigma^2(T) = \frac{1}{2(N-1)} \sum_{j=1}^{j=N-1} (\bar{\Omega}_{j+1} - \bar{\Omega}_j)^2 \dots \dots \dots (A.5)$$

Outre le fait qu'elle existe mathématiquement pour tous les types de bruit, la variance d'Allan est un outil utile en métrologie, car en échelle logarithmique elle est linéaire par partie. La pente de chaque partie est caractéristique d'un type de bruit permettant de déterminer le bruit dominant comme le montre la figure A.1.

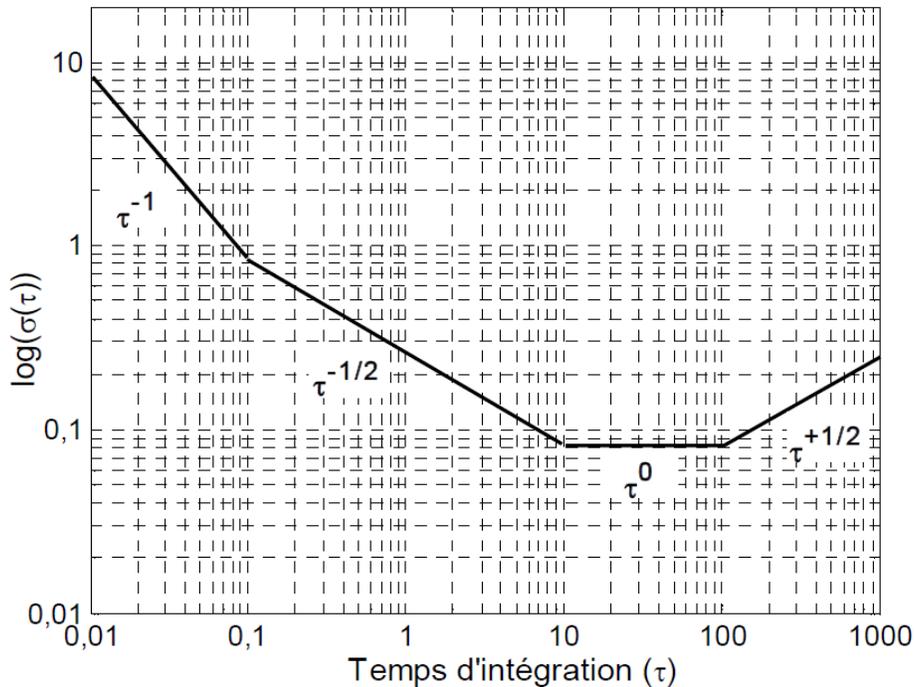


Figure A.1 Tracé de la variance d'Allan en échelle logarithmique

Dans le cas des gyroscopes à fibre optique, on s'intéresse généralement au bruit en 1/f ou bruit de flicker, et au bruit blanc. Ces deux derniers sont représentés dans la figure 1.2 par les droites de pente à 0 et -1/2, respectivement. Dans la terminologie des paramètres utilisés pour caractériser les performances d'un gyroscope, on utilise souvent les termes, stabilité du biais et marche aléatoire d'angle, en référence respectivement au bruit de flicker et au bruit blanc. Ces deux derniers sont dérivés à partir du calcul de la variance d'Allan comme on le verra ci-après.

A.2.2. Stabilité du biais

La stabilité du biais est une mesure décrivant les variations à long terme du biais causées par le bruit de flicker, qui est généralement observé aux faibles fréquences.

Donc, son effet n'apparait que lorsqu'on observe le signal de sortie du gyroscope sur une durée de temps relativement grande. La stabilité du biais représente la valeur minimale de la variance d'Allan et il est exprimé en $^{\circ}/h$. Le temps d'intégration T peut être interprété comme le meilleur temps d'observation (intégration) qui donne le minimum de fluctuations du biais. La stabilité du biais sur une période de temps donnée est un paramètre très important pour différentes applications en particulier pour la navigation.

A.2.3. La marche aléatoire angulaire

La marche aléatoire angulaire (en anglais ARW pour Angle Random Walk) représente une mesure de l'erreur angulaire que l'on effectue si on intègre dans le temps le bruit blanc gaussien en sortie du gyroscope et elle est exprimée en $^{\circ}/\sqrt{h}$. Si on considère σ_{Ω} est l'écart-type du bruit blanc relatif à la vitesse de rotation, l'écart-type du bruit de l'angle obtenu par intégration entre 0 et t de la vitesse de rotation est :

$$\sigma_{\theta}(t) = \sigma_{\Omega} \sqrt{t} \dots \dots \dots (A.6)$$

La marche aléatoire angulaire est donnée par :

$$ARW = \sigma_{\theta} (t = 1) \dots \dots \dots (A.7)$$

En utilisant le tracé de la variance d'Allan, l'angle de marche aléatoire est évalué sur la pente $-1/2$ pour $\tau = 1$. Quand $\sigma(\tau)$ s'exprime en $^{\circ}/h$ et τ en seconde, ARW est donnée par

$$ARW(^{\circ}/\sqrt{h}) = \frac{1}{60} \sigma(\tau = 1) \dots \dots \dots (A.8)$$

La marche aléatoire angulaire est reliée à la densité spectrale de puissance (DSP) du bruit blanc du gyroscope par la relation [104]:

$$ARW(^{\circ}/\sqrt{h}) = \frac{1}{60} \sqrt{DSP((^{\circ}/h)^2/Hz)} \dots \dots \dots (A.9)$$

Par exemple, si un gyroscope a une ARW de $0.5^{\circ}/\sqrt{h}$, signifie qu'après 1 heure, l'incertitude sur le calcul de l'angle est de $0,5^{\circ}$. Après 2 heures il sera de $\sqrt{2} \times 0,5 = 0,7^{\circ}$

A.3. Erreur et stabilité du facteur d'échelle

Le facteur d'échelle est un paramètre qui relie la grandeur d'entrée à celle de sortie. Autrement dit, il transforme une grandeur physique en une autre. Dans le cas d'un gyroscope optique, il transforme généralement la vitesse de rotation $^{\circ}/h$ en tension électrique (Volt). Le facteur d'échelle k_0 est de nature déterministe et il peut être déterminé en laboratoire. Il est exprimé généralement en $mV/(^{\circ}/h)$ et est donné par :

$$k_0 = ds/d\Omega \dots \dots \dots (A.10)$$

La valeur du facteur d'échelle peut fluctuer au cours du temps en fonction des différents paramètres propres à l'environnement (pression, température, vibrations, etc.), mais aussi en fonction de l'historique de l'appareil (nombre et durée des utilisations, chocs, etc.). Les contributions modélisables de ces fluctuations peuvent être incorporées dans le terme $k(t)$. Si l'appareil présente une non-linéarité, le facteur d'échelle sera fonction de l'entrée. Cette non-linéarité est décrite par le terme $k_{NL}(\Omega)$.

Lorsqu'on réalise une mesure dans les conditions d'étalonnage à l'instant t_0 , la valeur estimée de Ω à partir de S notée $\tilde{\Omega}$ est donnée par :

$$\tilde{\Omega} = \frac{S}{k_0} \dots \dots \dots (A.11)$$

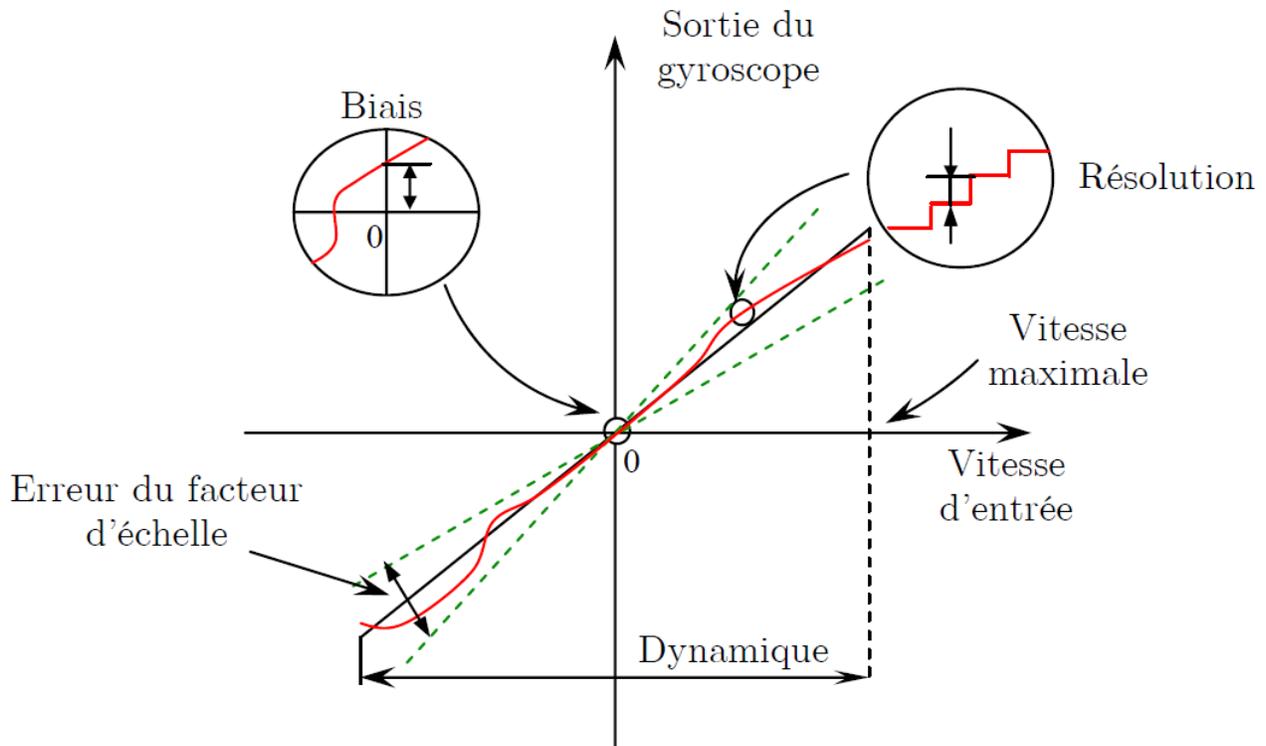


Figure A.2 Représentation des principales caractéristiques d'un gyroscope.

A.7. La dérive

On parle dans quelques cas de la dérive du biais d'un gyroscope qui décrit l'erreur de la vitesse angulaire. Selon le temps d'observation, nous pouvons distinguer deux types de dérive : une dérive à court terme et une dérive à long terme comme le montre la figure A.3. Ces deux paramètres sont évalués respectivement par la marche aléatoire d'angle et la stabilité du biais.

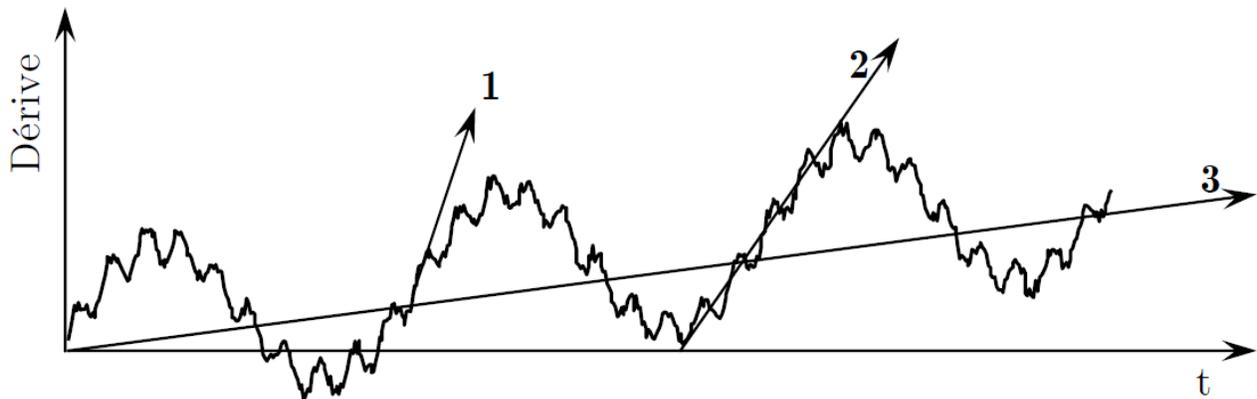


Figure A.3 Influence du temps d'observation sur la dérive, (1) durée très courte, (2) durée moyenne, (3) durée très longue

TABLE DES MATIERES

| | |
|---|-----------------------------------|
| 1 | MASSES ET CENTRAGES |
| 2 | PESEE |
| 3 | CENTRAGE LONGITUDINAL |
| 4 | CENTRAGE LATERAL |
| 5 | MASSES ET MOMENTS DES EQUIPEMENTS |

1 Masse et centrages

Le but de cette étude est de rassembler quelques renseignements permettant d'étudier des propositions de chargement ou de calculer la masse et le centrage d'un appareil en exploitation.

1.1 Masses, rappel des appellations conventionnelles

1.1.1 Masse à vide (M.V.)

C'est la somme des masses des ensembles et équipements fixes :

- Du véhicule équipé et des systèmes de propulsion.
- Des aménagements communs à toutes missions.
- Des lubrifiants et des fluides hydrauliques.
- Du carburant inutilisable.

La M.V. est donc constante pour un appareil.

1.1.2 Masse à vide équipé (M.V.E.)

C'est la somme des masses :

- A vide (M.V.)
- Des aménagements selon mission.

La M.V.E. varie suivant la mission envisagée.

1.1.3 Masse totale (M.T.)

C'est la somme des masses :

- A vide équipé (M.V.E.).
- De l'équipage.
- De la charge marchande.
- Du carburant consommable.

1.1.4 Masse maximale

La masse est limitée au décollage et à l'atterrissage. Voir les limitations (Section 2).

1.2 Centrages, appellations conventionnelles

Les centrages sont des cotes mesurées perpendiculairement aux faces du trièdre de référence. Ce trièdre est formé par les plans :

- Horizontal parallèle à la référence plancher cabine, plan des z, situé à 2,60m (102.3 in) au-dessus de cette référence.
- Vertical perpendiculaire à la référence plancher cabine, c'est le plan de symétrie de l'appareil, plan des Y référence des cotes latérales, positives à droite et négatives à gauche.
- Vertical perpendiculaire aux 2 plans précédents, situé à 3,40m (133.8 in) en avant du centre de rotor principal. C'est le plan des X, référence des cotes longitudinales.

Attention : Un centrage correct au décollage peut évoluer hors limite en cours de mission avec la diminution de masse carburant ou selon variation de chargement.

2. Pesée

La pesée est la seule méthode sûre pour obtenir :

- La masse à vide équipé (M.E.V)
- La position du centre de gravité (CG) de l'appareil.

Elle doit être effectuée :

- A la sortie d'usine
- A la suite de modifications importantes.
-

3. Centrage longitudinal

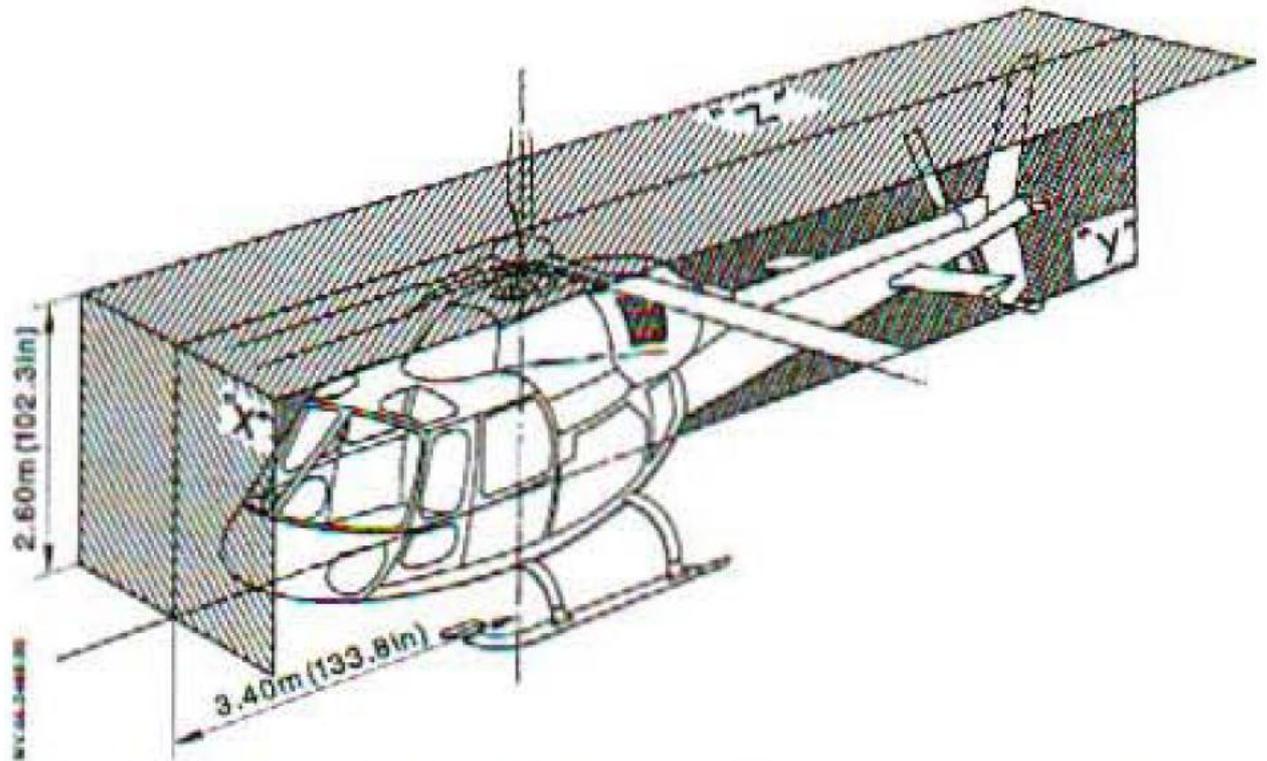
3.1 Calcul du centrage

3.1.1 Méthode

La méthode du centre de gravité de la masse appareil au plan de référence est obtenue par la formule :

$\text{Somme des moments} / \text{Somme des masses} = \text{Centrage en ordre de vol}$

3.1.2 Exemple : Etude d'une mission de transport de personnel



3.1.2.1 Avant décollage

- Déterminer la masse maximale décollable autorisée
- Relever la masse à vide équipée et le moment.
- En se reportant aux tableaux donnés ci-après, inventorier puis additionner les masses et les moments
- Effectuer le calcul de centrage
- Vérifier que le centrage se trouve dans les limites autorisées.

Exemple :

| | Kg | m.Kg |
|------------------|-------------|-------------|
| M.V.E | 1600 | 5696 |
| Equipage | 160 | 248 |
| Passagers | 140 | 356 |
| Soute latérale | 50 | 160 |
| Carburant AV.35% | 202 | 654 |
| AR.35% | 202 | 778 |
| TOTAL | 2354 | 7892 |

Centrage $7892/2354 = 3,352m$, Soit un centrage compris dans les limites autorisées

3.1.2.2 En vol ou à l'atterrissage

Même processus en tenant compte de la masse et du moment de la quantité de carburant restant.

Exemple :- Centrage au départ de la mission :3,352 m.

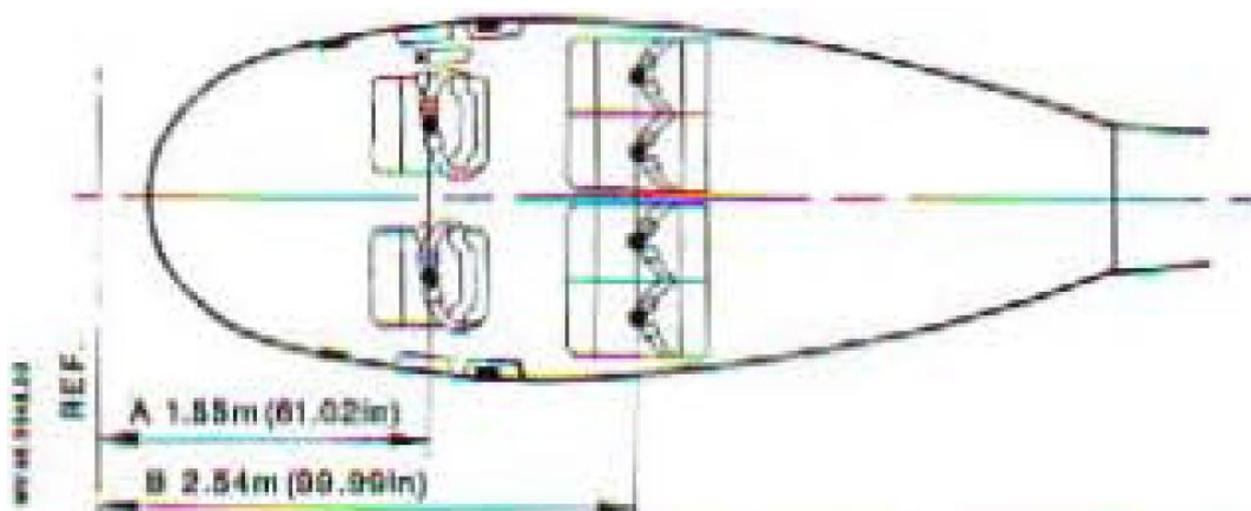
- Après consommation de 288kg de carburant.

| | Kg | m.Kg |
|------------------|-------------|-------------|
| M.V.E | 1600 | 5696 |
| Equipage | 160 | 248 |
| Passagers | 140 | 356 |
| Soute latérale | 50 | 160 |
| Carburant AV.35% | 58 | 188 |
| AR.35% | 58 | 223 |
| TOTAL | 2066 | 6871 |

Le centrage devient $6871/2066 = 3,326m$, Soit un centrage compris dans les limites autorisées

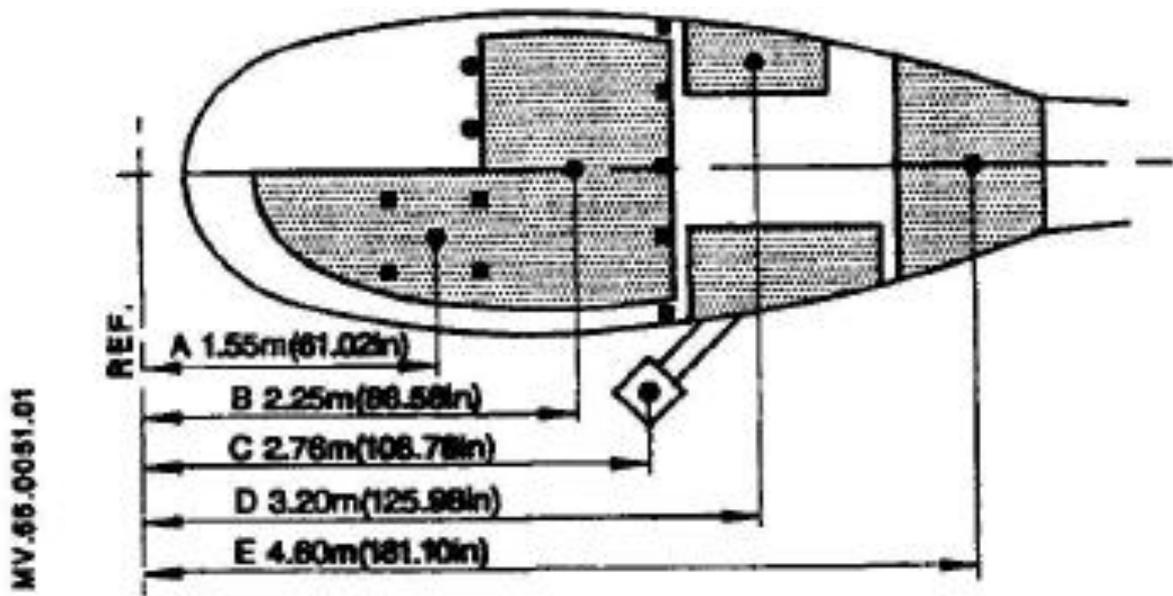
3.2 Caractéristiques de chargement

3.2.1 Equipages et passagers



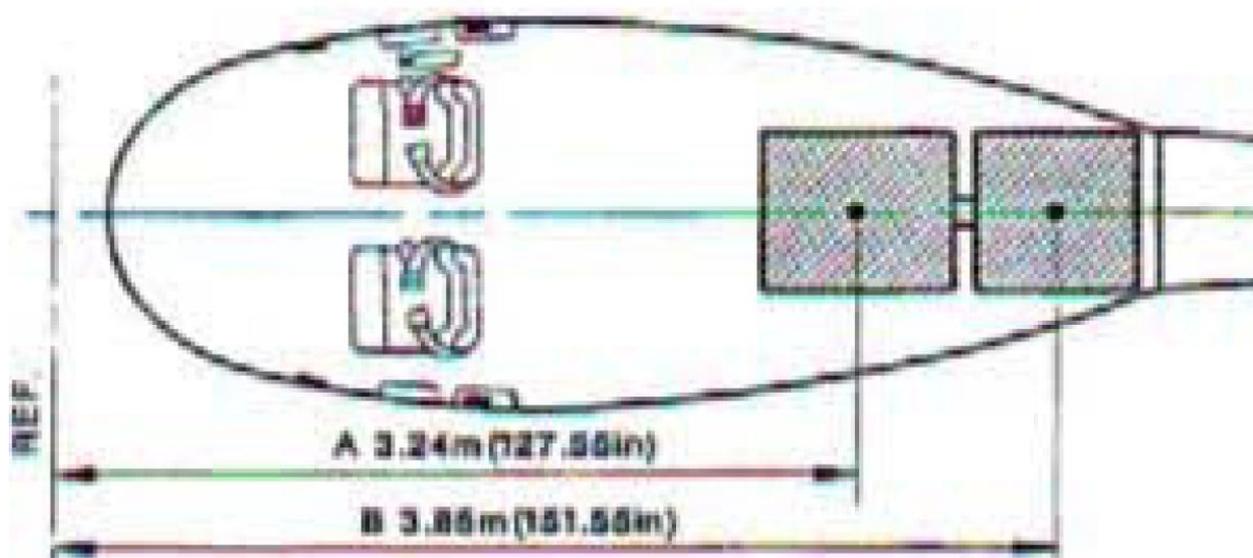
| <i>Unité métriques</i> | | |
|------------------------|------------------------|-----|
| <i>Masses KG</i> | <i>Moments en m.Kg</i> | |
| 60 | 93 | 152 |
| 80 | 124 | 203 |
| 100 | 155 | 254 |
| 120 | 186 | 305 |
| 140 | 219 | 356 |
| 160 | 248 | 406 |
| 180 | 279 | 457 |
| 200 | 310 | 508 |
| 220 | 341 | 559 |
| 240 | | 610 |
| 260 | | 660 |
| 280 | | 711 |
| 300 | | 762 |
| 320 | | 812 |

3.2.2 *Transport fret et bagages*



| UNITES METRIQUES | | | | | |
|------------------|-----------------|-------|-------|-----|-----|
| MASSES kg | MOMENTS en m.kg | | | | |
| | (A) | (B) | (C) | (D) | (E) |
| 10 | 15,5 | 22,5 | 27,6 | 32 | 46 |
| 20 | 31,0 | 45,0 | 55,2 | 64 | 92 |
| 50 | 77,5 | 112,5 | 138,1 | 160 | 230 |
| 70 | 108,5 | 157,5 | 193,4 | 224 | 322 |
| 80 | 124,0 | 180,0 | 221,0 | 256 | 368 |
| 100 | 155,0 | 225,0 | 276,3 | 320 | |
| 120 | 186,0 | 270,0 | 331,5 | 384 | |
| 136 | 210,8 | 306,0 | 375,4 | | |
| 150 | 232,5 | 337,5 | | | |
| 200 | | 450,0 | | | |
| 250 | | 562,5 | | | |
| 300 | | 675,0 | | | |
| 310 | | 697,5 | | | |

3.2.3 Carburant



Nota : densité carburant 0,79

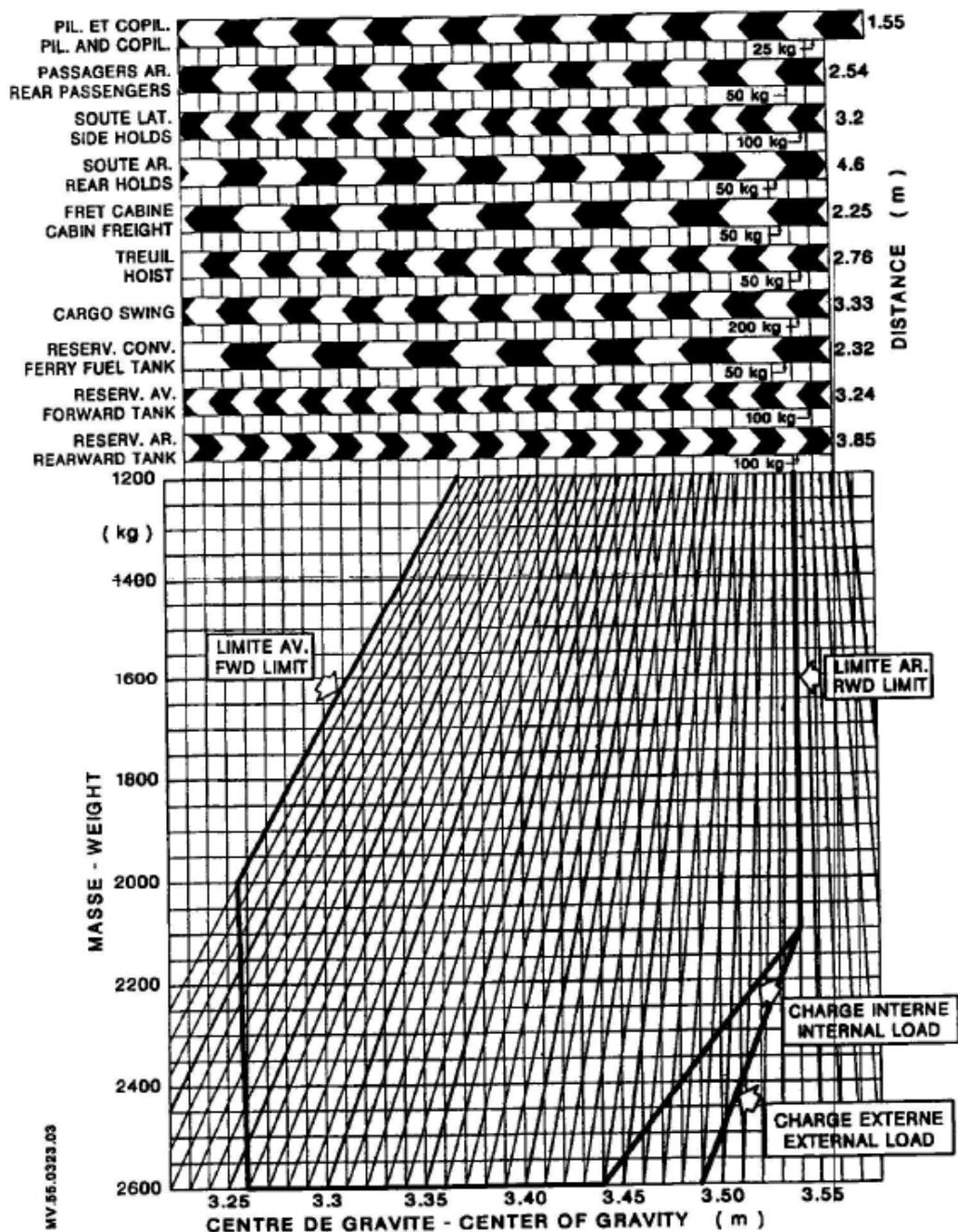
| Unités métriques | | | | |
|------------------|--------|------|---------------------|-----------------------|
| Carburant | | | Moments en m.Kg | |
| % | Litres | (Kg) | Réservoir avant (A) | Réservoir arrière (B) |
| 55 | 401,5 | 317 | | 1220 |
| 50 | 365 | 288 | | 1109 |
| 45 | 328,5 | 260 | 842 | 1001 |
| 40 | 292 | 231 | 748 | 889 |
| 35 | 255,5 | 202 | 654 | 778 |
| 30 | 219 | 173 | 561 | 666 |
| 25 | 182,5 | 144 | 467 | 554 |
| 20 | 146 | 115 | 373 | 443 |
| 15 | 109,5 | 86 | 279 | 331 |
| 10 | 73 | 58 | 188 | 223 |
| 5 | 36,5 | 29 | 94 | 112 |

3.3 Abaque de centrage

Les abaques ci-après permettent de connaître rapidement le centrage de l'appareil. Lorsque le point trouvé se situe proche des limites, il convient de le confirmer par les calculs.

Les abaques sont conçus tels que les variations de masse carburant font déplacer le centrage selon une verticale lorsque les réservoirs contiennent la même quantité de carburant. En cas de remplissage dissymétrique, utiliser les chevrons »réservoir AV et réservoir AR » pour déterminer le centrage et son évolution.

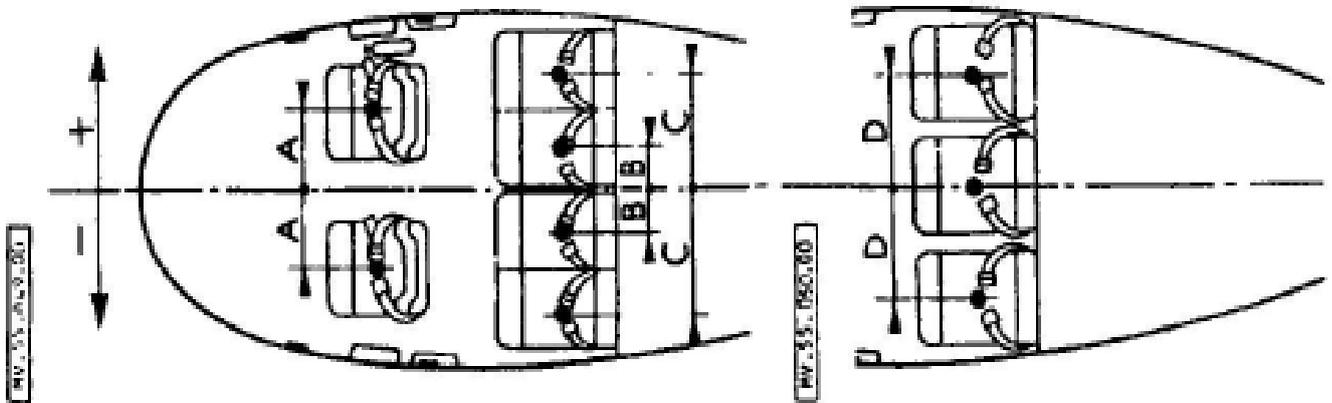
Les limitations de masse et de centrage sont données en section « LIMITATIONS » et peuvent être modifiées par les suppléments correspondant aux optionnels montés.



4. Centrage lateral

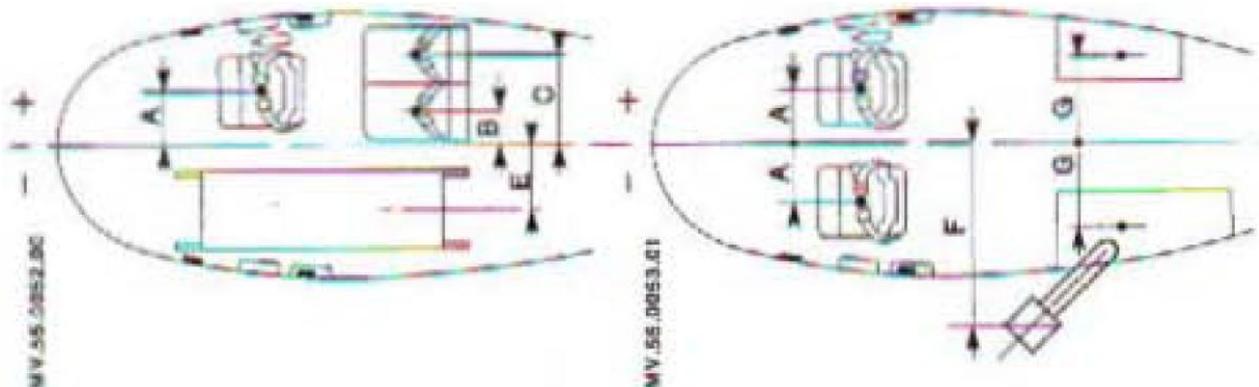
Les tableaux ci-après donnent la localisation latérale des charges variables et leurs moments par rapport au plan des Y (cotes positives à droite, négatives à gauche).

4.1 Equipage et passagers



| UNITES METRIQUES | | | | | | | | |
|------------------|-----------------|------|------|------|------|------|------|------|
| MASSES kg | MOMENTS en m.kg | | | | | | | |
| | A + | A - | B + | B - | C + | C - | D + | D - |
| 50 | + 18 | - 18 | + 10 | - 10 | + 31 | - 31 | + 27 | - 27 |
| 60 | + 22 | - 22 | + 12 | - 12 | + 37 | - 37 | + 32 | - 32 |
| 70 | + 25 | - 25 | + 14 | - 14 | + 43 | - 43 | + 37 | - 37 |
| 80 | + 29 | - 29 | + 17 | - 17 | + 50 | - 50 | + 43 | - 43 |
| 90 | + 32 | - 32 | + 19 | - 19 | + 56 | - 56 | + 48 | - 48 |
| 100 | + 36 | - 36 | + 21 | - 21 | + 62 | - 62 | + 54 | - 54 |
| 110 | + 40 | - 40 | + 23 | - 23 | + 68 | - 68 | + 59 | - 59 |
| 120 | + 43 | - 43 | + 25 | - 25 | + 75 | - 75 | + 64 | - 64 |

4.2 Transport sanitaire et treuil



| UNITES METRIQUES | | | | | | | | | | |
|------------------|-----------------|------|------|------|------|-------|------|------|--|--|
| MASSES kg | MOMENTS en m.kg | | | | | | | | | |
| | A + | A - | B + | C + | E - | F - | G + | G - | | |
| 50 | + 18 | - 18 | + 10 | + 31 | - 21 | - 77 | + 28 | - 28 | | |
| 60 | + 22 | - 22 | + 12 | + 37 | - 25 | - 93 | + 33 | - 33 | | |
| 70 | + 25 | - 25 | + 14 | + 43 | - 29 | - 108 | + 39 | - 39 | | |
| 80 | + 29 | - 29 | + 17 | + 50 | - 33 | - 124 | + 44 | - 44 | | |
| 90 | + 32 | - 32 | + 19 | + 56 | - 37 | - 139 | + 50 | - 50 | | |
| 100 | + 36 | - 36 | + 21 | + 62 | - 41 | - 154 | + 56 | - 56 | | |
| 110 | + 40 | - 40 | + 23 | + 68 | - 46 | - 170 | | - 61 | | |
| 120 | + 43 | - 43 | + 25 | + 75 | - 50 | - 185 | | - 67 | | |
| 130 | + 47 | - 47 | + 27 | + 81 | - 54 | - 201 | | | | |
| 136 | + 49 | - 49 | + 28 | + 84 | - 56 | - 210 | | | | |

4.3 Calcul du centrage latéral

La méthode de calcul est la même que pour le centrage longitudinal (3.1)

- Relever la masse et le moment latéral de l'appareil à vide équipé.
- Ajouter les masses et les moments des charges variables (se reporter aux tableaux des pages précédentes).
- Calculer le centrage latéral.

Le centrage au cours de la mission doit se trouver à l'intérieur des limites autorisées.

Exemple en mission treuillage

| | Kg | m.Kg |
|---------------------------------|-------------|-------------|
| M.V.E | 1600 | +32 |
| Pilote | 80 | +29 |
| Treuilliste (à gauche de l'axe) | 80 | -43 |
| Charge au treuil | 136 | -210 |
| Carburant pendant le treuillage | 200 | 0 |
| TOTAL | 2096 | -192 |

Le centrage devient $-192/2096 = -0,09m$, Soit un centrage latéral compris dans les limites autorisées

5. Masses et moments des équipements

La liste ci-après récapitule les équipements ou optionnels facultatifs.

Elle donne la masse et le moment approximatifs des parties mobiles pouvant être déposés

| DESCRIPTION | MASSE | | MOMENT | |
|--|-------|-------|--------|--------|
| | kg | lb | m. kg | in. lb |
| lot de bord | | | | |
| Extincteur cabine | 2,1 | 4,6 | 3,2 | 275 |
| Hache de secours | 1,1 | 2,4 | 1,7 | 149 |
| Porte et portillon | 14,0 | 30,9 | 27,2 | 2360 |
| Siège avant haut | 10,6 | 23,4 | 17,1 | 1484 |
| Siège avant bas | 7,3 | 16,1 | 11,5 | 998 |
| 2 banquettes bi-place AR | 21,1 | 46,5 | 54,6 | 4739 |
| 1 banquette bi-place AR (avec accoudoirs) | 26,2 | 57,8 | 67,6 | 5867 |
| Double commande | 2,3 | 5,1 | 2,6 | 225 |
| Batterie | 17,3 | 38,1 | 69,0 | 5990 |
| Skis SEFA avec contrefiches | 23,3 | 51,4 | 81,5 | 7078 |
| Skis SEFA sans contrefiches | 21,2 | 46,7 | 72,6 | 6296 |
| Skis SURFAIR | 26,8 | 59,2 | 113,4 | 9871 |
| Flottabilité de secours | 67,4 | 148,6 | 226,8 | 19682 |
| Elingue | 13,3 | 29,3 | 45,9 | 3977 |
| Roue pour terrain meuble | | | | |
| Réservoir de convoyage | 35,0 | 77,2 | 82,3 | 7143 |
| Sanitaire simple (hors brancard) | 0,7 | 1,5 | 1,1 | 95 |

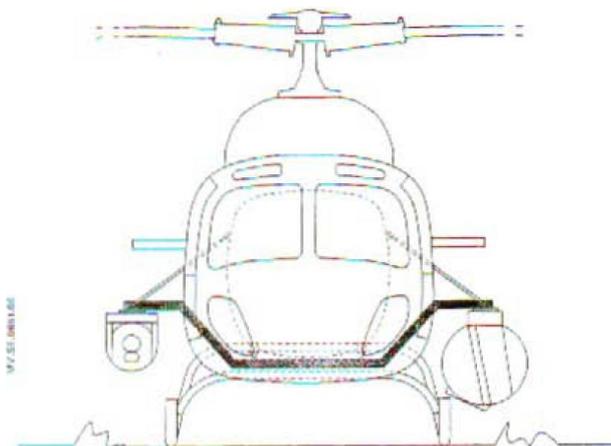
| DESCRIPTION | MASSE | | MOMENT | |
|---|-------|-------|--------|--------|
| | kg | lb | m. kg | in. lb |
| Sanitaire double (hors brancard) | 3,0 | 6,6 | 5,0 | 441 |
| Treuil électrique BREEZE (136 Kg-300 lb) (potence, treuil, poignée, palan, ceinture, cisaille) | 26,0 | 57,4 | 68,4 | 5947 |
| Treuil électrique AIR EQU. (potence, treuil, poignée palan, ceinture, cisaille) | 33,4 | 73,7 | 87,9 | 7637 |
| Phare de recherche LOCATOR | 10,1 | 22,3 | 9,3 | 809 |
| Train bas | 42,9 | 94,6 | 145,6 | 12637 |
| Train haut | 55,5 | 122,4 | 187,1 | 16239 |
| Marchepied | 2,9 | 6,4 | 5,5 | 477 |
| Treuil électrique BREEZE (204 Kg-450lb) (potence, treuil, poignée palan, ceinture, cisaille) | 44,0 | 97,1 | 115,8 | 10060 |
| Haut-parleurs WANDEL et GOLTERMANN | 16,6 | 36,6 | 63,9 | 5548 |
| Phare SPECTROLAB (étrier, faisceau extérieur) | 18,1 | 39,8 | 91,07 | 7904,8 |

6. Généralités :

L'installation permet l'emport de caméras externes

Elle est composée principalement :

- *D'une potence support de caméra fixée sous l'atterrisseur AR et reliée à la cellule par quatre biellettes (deux de chaque côté)*



Limites

Les limitations du manuel de base et des suppléments utilisés restent applicables à l'exception des limitations particulières suivantes

- Equipements exigés
 - *Train haut*
 - *Double cornière sur dérive inférieure.*
 - *Caméras autorisées : 65Kg +/- 2Kg*

- Procédures de secours :

Les procédures de secours du manuel de base et des suppléments utilisés restent applicables.

- 4- Procédures normales

Les procédures normales du manuel de base et des suppléments utilisés restent applicables.

- Performances

Les performances du manuel de base et des suppléments utilisés restent applicables et sont complétées par :

- Appliquer les corrections suivantes en fonction de la configuration.

| | <i>Bras vide</i> | <i>1 caméra</i> | <i>2 caméras</i> |
|--------------------|------------------|-----------------|------------------|
| <i>Mono moteur</i> | -5% | -10% | -20% |
| <i>Bi moteur</i> | -4% | -7% | -12% |

- Performances des vitesses en palier suivant configuration :

| | <i>Bras vide</i> | <i>1 caméra</i> | <i>2 caméras</i> |
|---------------|------------------|-----------------|------------------|
| <i>Palier</i> | -3% | -5% | -8% |

- Masses et centrage

| <i>Installation</i> | <i>Masse Kg</i> | <i>Centrage longitudinal</i> | | <i>Centrage latéral</i> | |
|-----------------------------|---------------------|------------------------------|---------------|-------------------------|---------------|
| | | <i>Distance</i> | <i>moment</i> | <i>Distance</i> | <i>moment</i> |
| <i>Bras de montage seul</i> | 29 | 4,256m | 123 | 0 | 0 |

Quelques exemples de masses et centrage de caméras, après montage sur support, sont donnés dans le tableau ci-dessous :

| <i>Installation</i> | <i>Masse Kg</i> | <i>Centrage longitudinal</i> | | <i>Centrage latéral</i> | |
|---------------------|-----------------|------------------------------|---------------|-------------------------|---------------|
| | | <i>Distance</i> | <i>moment</i> | <i>Distance</i> | <i>moment</i> |
| <i>Caméra 1</i> | 68 | 4,138 | 294 | 1,135 | 89 |
| <i>Caméra 2</i> | 38 | 4,318 | 164 | 1,135 | 50 |
| <i>Caméra 3</i> | 40 | 4,318 | 173 | 1,135 | 53 |
| <i>Caméra 4</i> | 39 | 4,318 | 168 | 1,135 | 51 |

Mesures relevées du centrage de l'hélicoptère après l'installation

MASSES ET CENTRAGE

RAPPORT DE PESEE

| | | |
|------------------|----------|--|
| APPAREIL/VERSION | AS 355 N | |
| N° SÉRIE | | |
| RANG CLIENT | | |
| DATE: | | |

| | |
|------|---------------------|
| VISA | OBSERVATIONS |
| | INSTALLATION CAMERA |

| POINTS DE LEVAGE | MASSES (kg) ou (lb) | DISTANCES (m) ou (in) | | MOMENTS (m.kg) ou (lb.in) | |
|-------------------------|---------------------|-----------------------|-------------------------|---------------------------|-----------|
| | | X | Y | MX | MY |
| AV. GAUCHE (A1) | 560 | 2.31 m 90.94 in | -0.3985 m -15.689 in | 1293,6 | 223,16 |
| AV. DROIT (A2) | 490 | 2.31 m 90.94 in | +0.3985 m +15.689 in | 1131,9 | 195,26 |
| TOTAL AV.G. + AV.D. (A) | | | | | |
| ARRIERE (A3) | 792 | 5.072 m 199.68 in | 0 | 4017,02 | - |
| MASSE TOTALE | 1842 | | | MX = 6442,52 | MY = 27,9 |

CENTRAGE LONGITUDINAL $X = \frac{MX}{MASSE\ TOTALE} = 3,49$

CENTRAGE LATERAL $Y = \frac{MY}{MASSE\ TOTALE} = 0,015$

CORRECTIONS DE PESEE ET DU CENTRAGE LONGITUDINAL

| EQUIPEMENTS | MASSES (±kg) ou (±lb) | DISTANCES (m) ou (in) | MOMENTS (±m.kg) ou (±lb.in) |
|-------------------------------|-----------------------|-----------------------|-----------------------------|
| MASSE A VIDE APPAREIL EQUIPE | | | |
| EQUIPAGE | 77x2 = 154 | 1,55 | 238,7 |
| OPERATEUR | 77 | 2,54 | 195,58 |
| CARBURANT (RES. AV) | 40% = 231 | 3,24 | 748 |
| CARBURANT (RES. AR) | 45% = 260 | 3,85 | 1001 |
| MASSE CORRIGEE | 2564 | | |
| MOMENT CORRIGE | | | 8625,8 |
| CENTRAGE LONGITUDINAL CORRIGE | | 3,36 | |

N

355 N

| INVENTAIRE AU MOMENT DE LA PESEE | | | |
|--|---|--------------------------------|----------|
| AMENAGEMENTS | | RADIO-COMMUNICATION | |
| Lot de bord | 0 | RADIO-NAVIGATION | |
| Trousse de secours | 1 | AVIONIQUE | |
| Manuel de vol | 1 | VHF/1 | 1 |
| Extincteur | 1 | VHF/2 | 0 |
| EQUIPEMENT OPTIONNELS | | VHF/FM } <i>ARC-240</i> | 1 |
| Planche de bord élargie | 0 | U.H.F } | 1 |
| Phare d'atterrissage droit escamotable | 1 | VOR/1 | 1 |
| Phare d'atterrissage gauche orientable | 1 | VOR/2 | 0 |
| Batterie | 1 | Homing | 0 |
| 2ème Batterie | 0 | Marker | 0 |
| Chauffage cabine | 1 | ADF/1 radio compas | 1 |
| Double commandes | 1 | Transpondeur | 1 |
| Filtres anti-sable | 1 | TB 2 postes | 3 postes |
| Haut parleur | 1 | Interphone passagers | 1 |
| Débitmètre | 1 | Altimètre | 0 |
| Flottabilité de secours | 0 | Radio altimètre | 1 |
| Elingue (Sling) | 0 | Horizon gyro. | 1 |
| Elingue (Swing) | 0 | Horizon de secours | 1 |
| Rétroviseur | 0 | Gyro. compas | 1 |
| Treuil | 0 | DME | 0 |
| Porte coulissante (G) | 1 | HF/BLU | 1 |
| Porte coulissante (D) | 1 | Balise de détresse | 1 |
| Phare de recherche LOCATOR | 0 | Radar | 0 |
| Crochets sanitaire | 0 | Coupleur | 0 |
| Habillage cabine (standard) | 1 | IFF | 0 |
| Habillage cabine (confort) | 0 | Pilote automatique <i>SEM</i> | 1 |
| Sièges passagers } 4 places | 1 | NADIR | 0 |
| Moquette | 0 | DOPPLER | 0 |
| Sièges avant hauts + harnais | 1 | TACAN | 0 |
| Sièges blindés | 0 | Global position system (G.P.S) | 1 |
| Banquette biplace | 0 | | |
| Fusées éclairantes (PF) | 0 | | |
| Skis | 0 | | |
| Coupe-câbles | 1 | | |
| Train haut | 1 | | |
| Train bas | 0 | | |
| Lest de centrage | 0 | | |
| 3 Pales principales | 1 | DIVERS | |
| Filet d'arrimage soute | 0 | Carburant | 0 |
| Essuie-glace pilote | 1 | Huile Hydraulique | 1 |
| Essuie-glace co-pilote | 1 | Huile (G.M. R.T.P. R.T.A) | 1 |
| Installation rinçage moteur | 1 | Prise de pose Hydraulique | 1 |
| Air conditionné | 0 | | |
| Compteur horaire | 0 | | |
| Installation CAMERA MX.15 HDI | 1 | | |
| Bras de port Camera + IR illuminant | 1 | | |

(0) : Non monté (1) : monté (PF) : Parties fixes

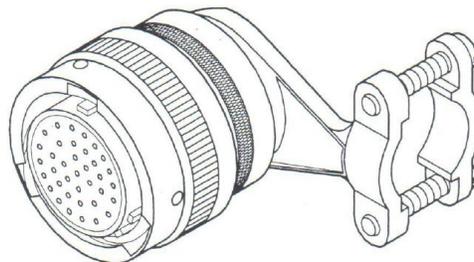
Annexe C

Connexion du récepteur GPS au système de transmission des données

Model du récepteur : Trimble 2101 Approach plus

- Récupération des signaux RS422 à partir des pins 5 et 37 du connecteur référence 80252
- Activation des signaux (Voir page suivante)

| PIN | DESCRIPTION |
|-----|----------------------------------|
| 1 | Serial Common |
| 2 | RXD3+ |
| 3 | Power Ground |
| 4 | TXD3BP (RS-423/232) |
| 5 | TXD1- (RS-422) |
| 6 | TXD1BP (RS-423/232) |
| 7 | RXD1+ |
| 8 | RXD1- |
| 9 | TXD2- (RS-422) |
| 10 | TXD2BP (RS-423/232) |
| 11 | CDI GS Flag -- future use |
| 12 | 1 pps |
| 13 | Audio Out - 600 Ω |
| 14 | Message (MSG) Annunciator |
| 15 | Hold (HLD) Annunciator |
| 16 | Power In (11 - 35 Vdc positive) |
| 17 | Power In (11 - 35 Vdc positive) |
| 18 | RXD3- |
| 19 | NOC |
| 20 | Power Ground |
| 21 | NOC |
| 22 | NOC |
| 23 | TXD2+ (RS-422) |
| 24 | RXD2+ |
| 25 | CDI +NAV Flag |
| 26 | Superflag |
| 27 | CDI +Up/-Down -- future use |
| 28 | Waypoint Alert (WPT) Annunciator |
| 29 | TXD3+ (RS-422) |
| 30 | Approach (APR) Annunciator |
| 31 | CDI Common |
| 32 | Audio Common |
| 33 | CDI +Right/-Left |
| 34 | CDI +To/-From |
| 35 | TXD3- (RS-422) |
| 36 | RXD2- |
| 37 | TXD1+ (RS-422) |



P/N 80252

Figure 2-1 Trimble 2101 Approach Plus Connector and Pin-out

The installation setup is accessible by following these steps:

1. Press the **AUX** key until the **CONFIGURE** submode is activated.
2. Rotate the small knob until **DISPLAY DIAGNOSTIC** is displayed.
3. Enter the following key sequence: **-D-**, **-D-**, **ENT**, **-D-**.
4. Press **ENT** and use the small knob to select **ENABLE**. Press **ENT**.
5. Press **AUX** until the **INSTALL SETUP** submenu is displayed.

NOTE: This submenu defaults to Disable each time the navigator is powered up.

3.2.2.1 Serial Port Configuration

Access the Installation Setup mode and rotate the small knob until the display below is shown.

1. Rotate the large, outer selector knob until the desired port is shown.



```
SERIAL I/O SETUP
TURN OUTER KNOB
```

2. To edit any port, press **ENT** when that port is displayed.
3. Choose the field to edit with the large, outer selector knob.
4. Change the settings by rotating the small, inner selector knob.
5. Press **ENT** to complete the entry.

3.2.2.2 Set Audio Level

Set the Audio Level and Frequency by accessing the Installation Setup and following these steps:

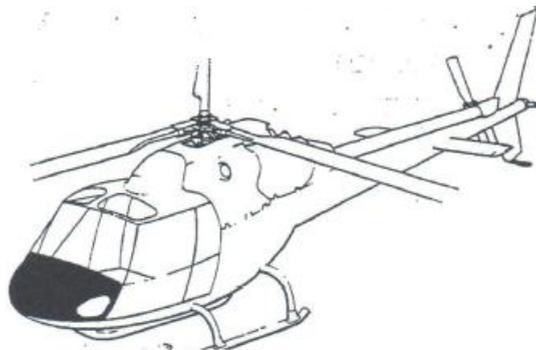
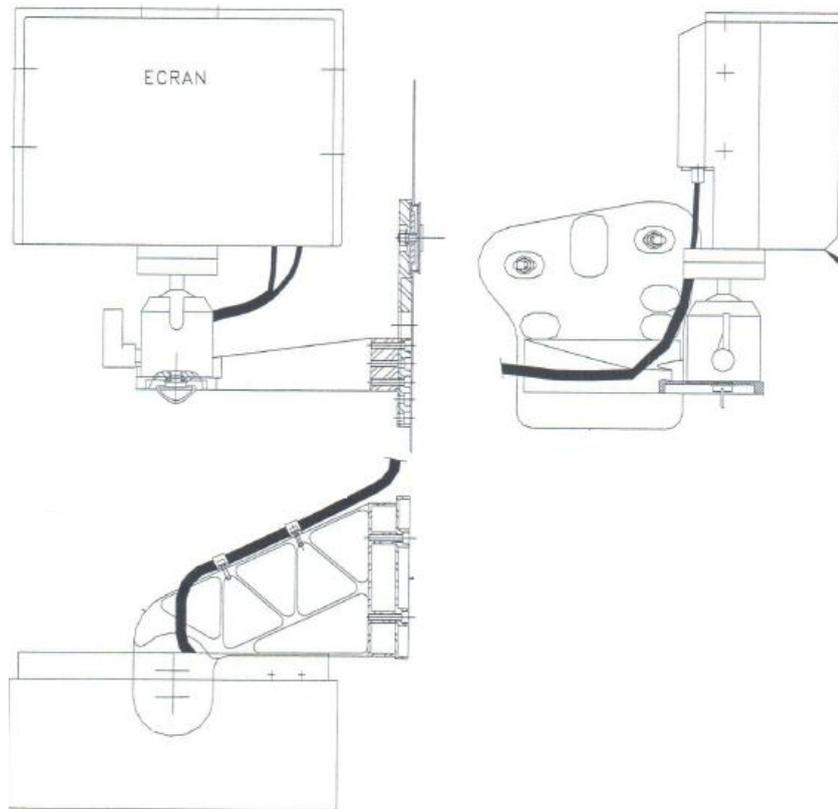
1. Rotate the small knob to display **SET AUDIO LEVEL**.
2. Press **ENT**.
3. Rotate the small knob. The Navigator will cause a test beep on an external speaker. Continue rotating the knob until the audio is set to the desired level.
4. Use the large knob to set the audio frequency in the same manner. Frequency can be set between 100 and 1,000 Hz.
5. Press **ENT** when the audio and frequency are set to the desired levels.

Annexe D
Notice d'implantation de la recopie pilote

1 DOCUMENTS DE REFERENCES

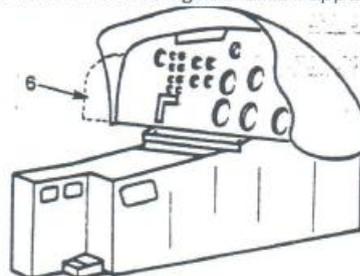
- Nomenclature de la structure de l'hélicoptère

2 PROCEDURE D'INSTALLATION



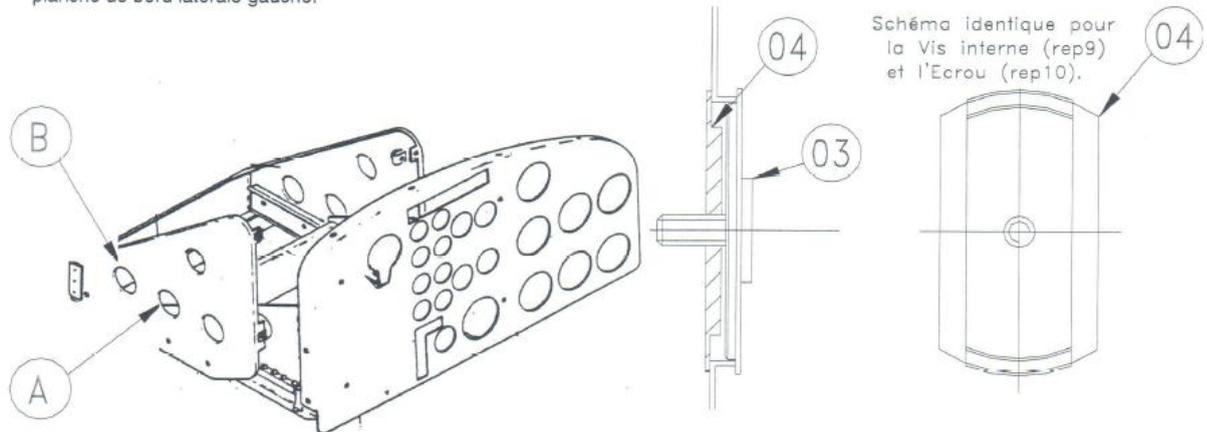
Déposer le Capot en ABS de l'appareil (rep3)

Le montage s'effectuera sur la Planche de bord latérale gauche de l'appareil (rep.6)



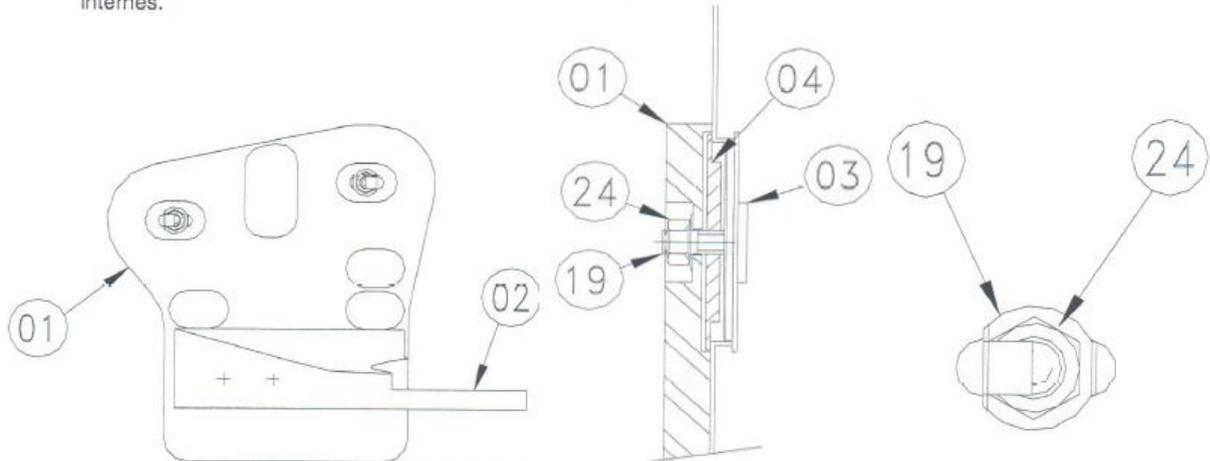
Mise en place des Vis internes et Ecrous sur la planche de bord :

- Visser partiellement l'Ecroû (rep4) sur la Vis interne (rep3)
- Introduire l'ensemble dans le trou A de la planche de bord latérale gauche.
- Visser complètement l'Ecroû sur la Vis interne avec un serrage de 4Nm et un freinage à la LOCTITE 242.
- Môme procédure pour la Vis interne (rep9) et l'Ecroû bas (rep10) dans le trou B de la planche de bord latérale gauche.

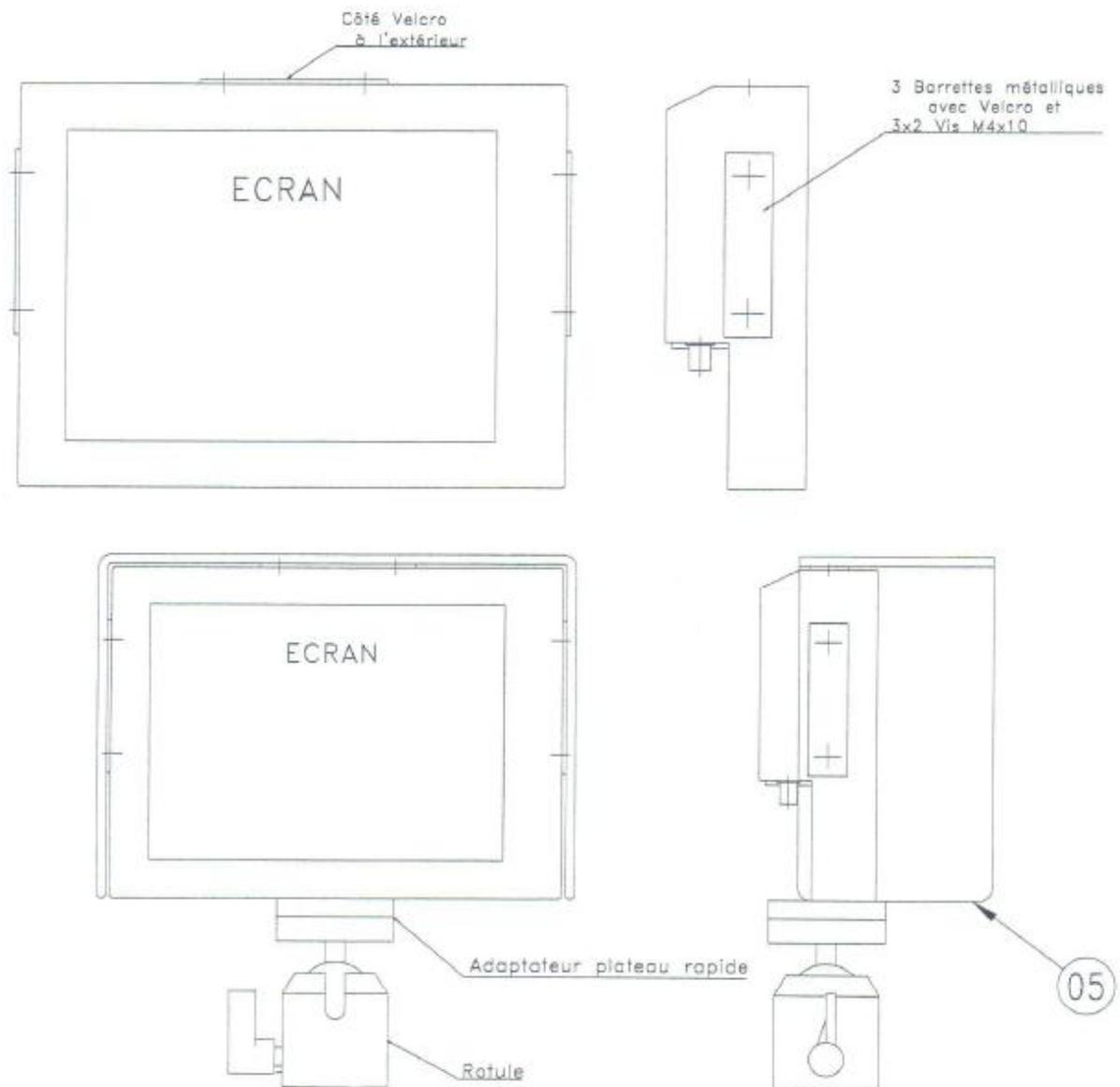


2. Fixation de l'ensemble Bras support/Platine :

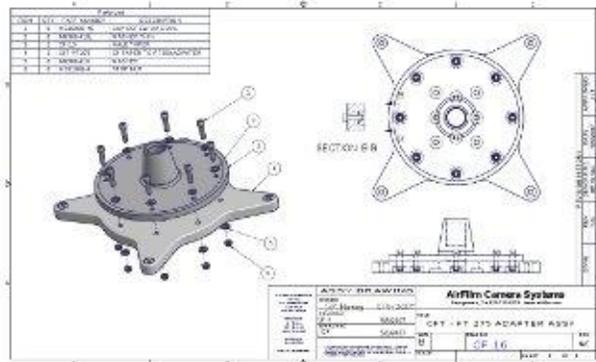
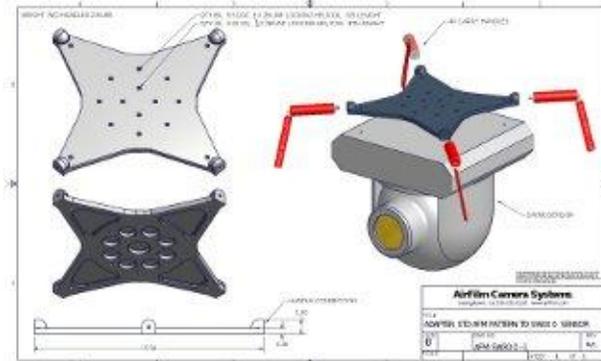
- Positionner l'ensemble Bras support/Platine sur les Vis internes (rep3 et rep9) de la planche de bord.
- Positionner les Freins d'écrou (rep19) sur les Vis internes.
- Rabattre la petite patte de chaque Frein d'écrou dans le trou oblong de la Platine.
- Visser et serrer les Ecroû (rep24) sur les Vis internes et Freins d'écrou avec un serrage de 4Nm et frein LOCTITE 242.
- Rabattre les grandes pattes des Freins d'écrou sur les pans des Ecrous et sur les Vis internes.

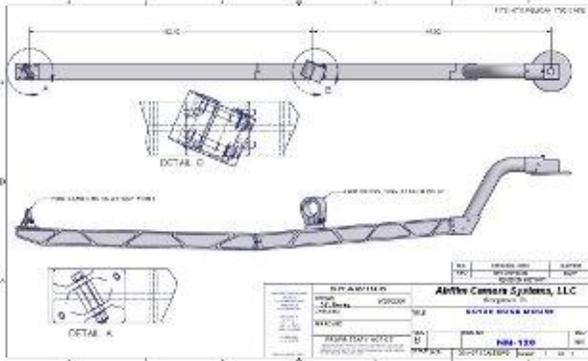


- Préparer l'Ecran : fixer les 3 Barrettes métalliques avec Velcro sur l'Ecran à l'aide des 2(x3) Vis M4x10.
- Installer l'Ecran sur la Rotule par l'intermédiaire de l'adaptateur plateau rapide.
- Fermer la sécurité de l'adaptateur plateau rapide.
- Installer le Cache écran (rep5) autour de l'Ecran sur les Barrettes Velcro.
- Orienter l'Ecran selon l'inclinaison souhaitée.

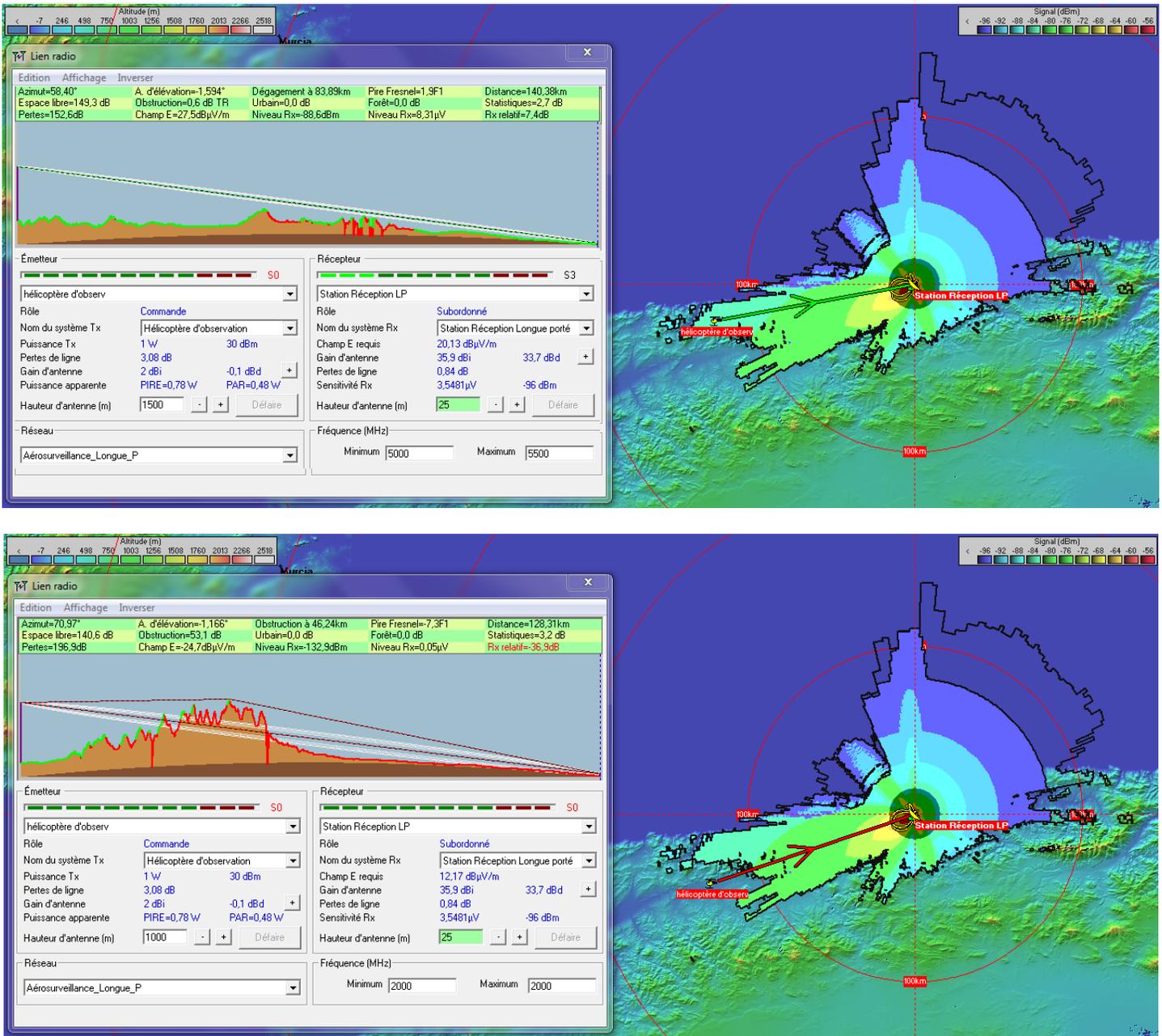


Annexe E
Positions du système sur aéronefs (Exemples)

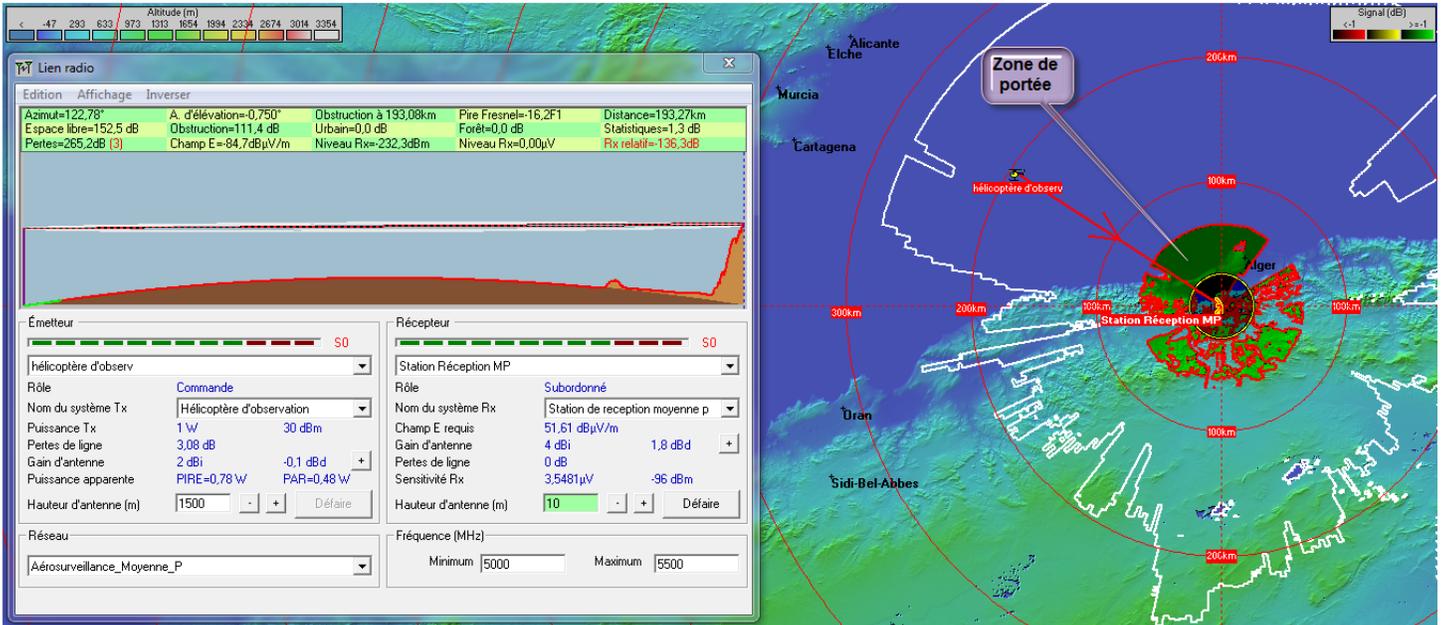
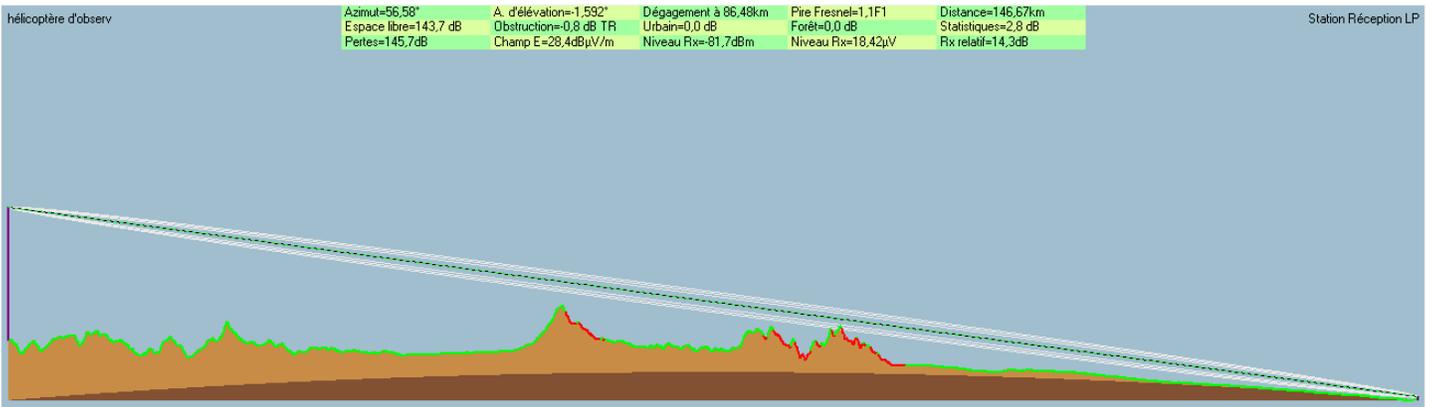




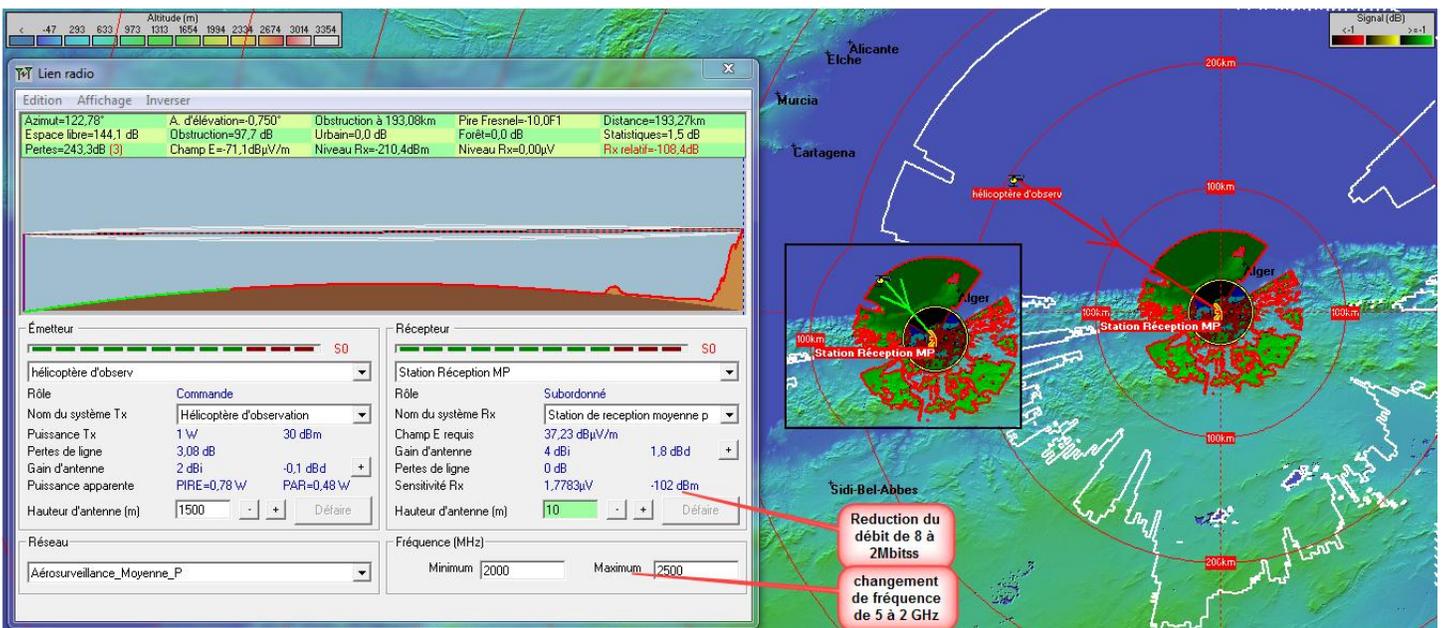
Annexe F Simulation sur radio mobile



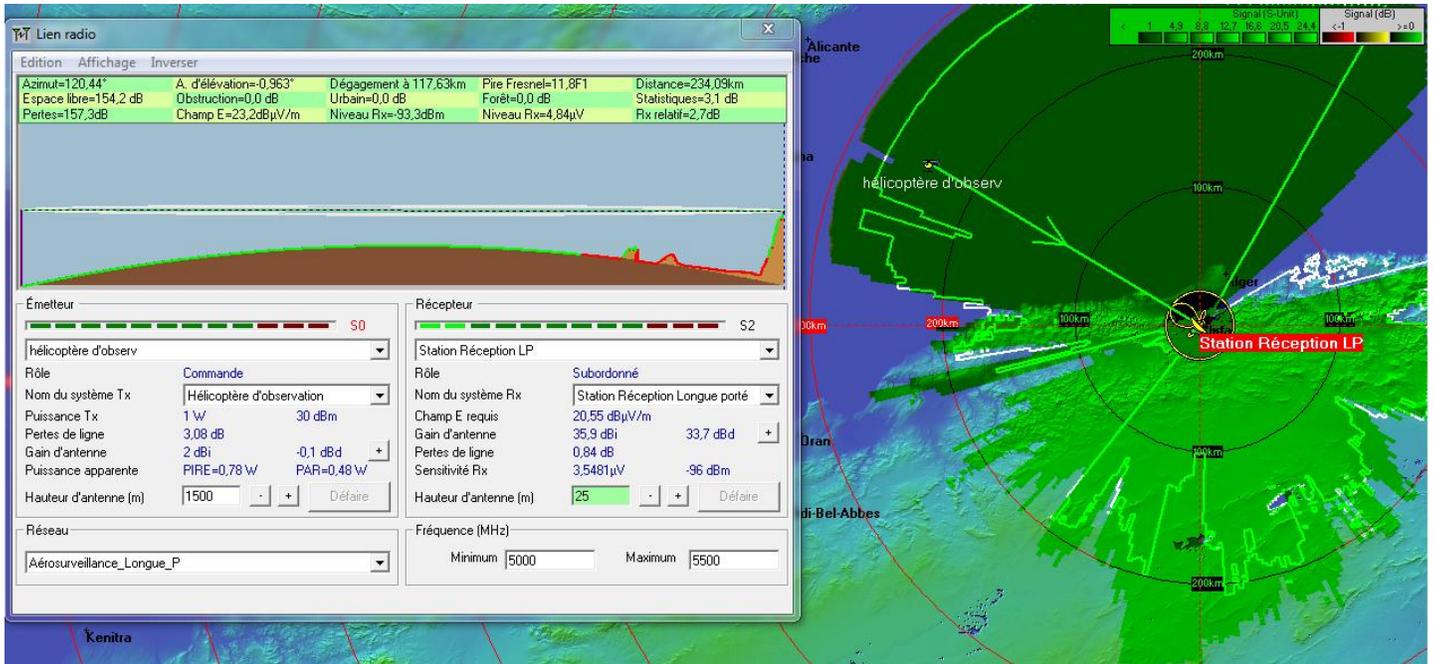
*Simulation d'implantation une station de réception longue portée sur un sol plat.
Couverture limitée même avec une fréquence moine (de 5GHz à 2GHz)*



*Simulation d'implantation une station de réception moyenne portée sur un point haut.
La liaison Tx – Rx n'est pas possible*



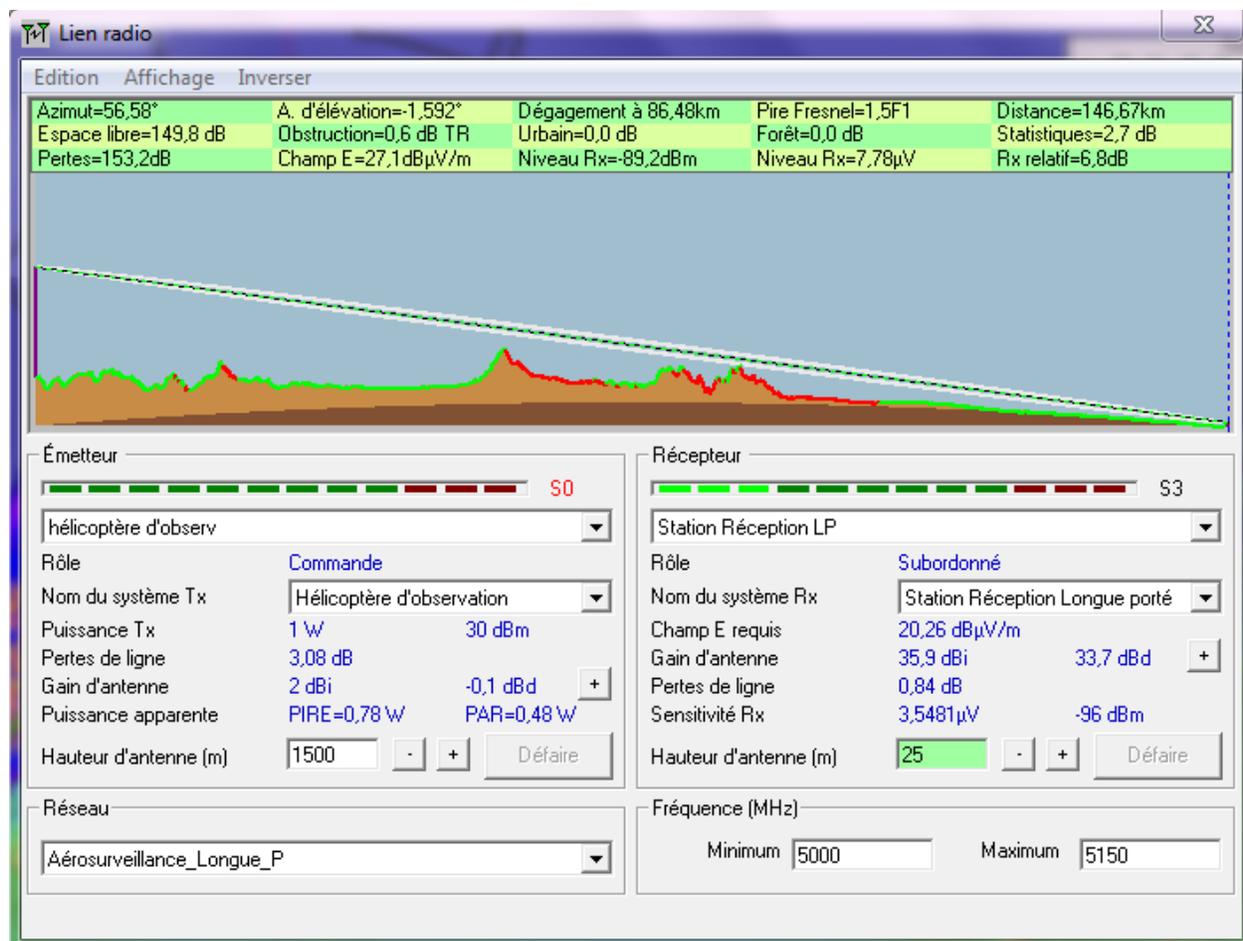
La liaison Tx – Rx restera hors portée meme avec la réduction du débit de 8Mbits/sà 2Mbits/s et la bande de 5GHz à 2GHz



Simulation d'implantation une station de réception longue portée sur un point haut avec la détermination de la hauteur de dégagement de l'antenne de réception



Simulation d'implantation de deux stations de réception longue portée permettant de couvrir toute la zone



Annexe G
Vérification des bilans

Les bilans des masses et électriques des matériels pour le segment bord sont présentés dans les tableaux suivants.

Bilan de masse

Le bilan de masse du système embarqué :

| <i>BILAN DE MASSE</i> | |
|------------------------------------|-----------------------|
| <i>Équipement</i> | <i>Masse (kg)</i> |
| <i>Structure mécanique console</i> | 19 |
| <i>Ecran opérateur</i> | 2,5 |
| <i>Enregistreur</i> | 2 |
| <i>Surplancher</i> | 10 |
| <i>Cables</i> | 9 |
| <i>RFU</i> | 8 |
| <i>POD et Amplificateur</i> | 10 |
| <i>Antennes</i> | 1 |
| | |
| TOTAL | 61,5 |

BILAN DE MASSE DU SYSTEME EMBARQUE

Bilan électrique

| <i>Équipement</i> | <i>Puissance max</i> |
|-----------------------------|--------------------------|
| <i>RFU</i> | 40 |
| <i>Ecran opérateur</i> | 12 |
| <i>Enregistreur</i> | 30 |
| <i>Pupitre de commande</i> | 10 |
| <i>POD et Amplificateur</i> | 200 |
| | |
| TOTAL | 292 |

BILAN DE CONSOMMATION ELECTRIQUE DU SYSTEME EMBARQUE

La consommation électrique maximale au démarrage de l'ensemble est d'environ 15 A max sous 28 V. L'hypothèse est prise pour que cette consommation soit compatible de la puissance disponible à bord de l'hélicoptère Ecureuil.

Références bibliographiques

- [1] - **Mike Golio**, *Microwave and RF Product Applications*, CRC Press, 27/06//2003
- [2] - **Mike Golio, Janet Golio**, *RF and Microwave Applications and Systems*, CRC Press, 22/12/2007
- [3] - **Enrique Fernandez, Marc Mathieu**, *Les faisceaux hertziens analogiques et numériques*, Dunod 1993
- [4] - **M.Mathieu**, *Télécommunications par faisceau hertzien*, Dunod 1979
- [5] - **John Payne IV**: *IMT Chief Technology Officer, RF in Action: Expanding the use of aerial downlinks*, March 20, 2012
- [6] - **Michel Terré**, *Propagation, Cours du conservatoire national des arts et métiers 2005-2006*
- [7] - **J.Lavergnat, M.Sylvain**, *Collection pédagogique des télécommunications, Groupe des Ecoles de Télécommunications (GET), du Centre National d'Etudes des Télécommunications (CNET)/France*
- [8] - **Georges ATTAL** : *Fondateur de Europe Aérosurveillance EAS*, **David DORNBUSCH** : *directeur de la Business Unit Sûreté & Sécurité de Sofema, Une brève histoire de l'Aérosurveillance, La Jaune et la Rouge Magazine N°623 Mars 2007 - L'espace de L'École polytechnique de l'université de Paris*
- [9] - *RECOMMANDATION UIT-R P.530-9 : Données de propagation et méthodes de prévision nécessaires pour la conception de faisceaux hertziens à visibilité directe*, 2001
- [10] - *RECOMMANDATION UIT-R P.679-3 : Données de propagation nécessaires pour la conception des systèmes de radiodiffusion par satellite, 1990-1992-1999-2001*
- [11] - *Microwave Radio Communications, Application note: Understanding and Specifying Video Downlinks*, 14/02/2015
- [12] – **Hocine Medjaba**, *Optimisation d'un gyroscope à fibre optique multi mode, thèse de doctorat 2011, Ecole doctorale mathématiques, sciences de l'information et de l'ingénieur*
- [13] - **Serge Hirwa**, *Méthode de commandes avancées appliquées aux viseurs, thèse de doctorat 2013, Ecole doctorale sciences et technologie de l'information des télécommunications et des systèmes*
- [14] – **Jean-claude Radix**, *Gyromètres optiques*

Sites internet :

- [15] [http://www.sagem.com/fr/secure/surveillance-aeroporree/helico-surveillance de SAGEM/France](http://www.sagem.com/fr/secure/surveillance-aeroporree/helico-surveillance-de-SAGEM/France)
- [16] www.vislink.com, *VISLINK est une entreprise leader mondial de la technologie spécialisée dans la fourniture de communications de pointe pour les secteurs de la télédiffusion, de surveillance et de défense.*
- [117] <https://fr.wikipedia.org>