

RAPPORT 1175*

UNE EXPERIENCE D'UTILISATION DE SATELLITES GEOSTATIONNAIRES
POUR LA TRANSMISSION D'ALERTE EN CAS DE DETRESSE SUR 406 MHz

(Question 90/8)

(1990)

1. Introduction

L'utilisation de satellites pour acheminer des communications de sécurité et de détresse est d'une grande importance. Depuis septembre 1982, le système COSPAS-SARSAT** en orbite polaire basse permet de localiser les cas de détresse à l'aide des fréquences de 121,5 et 406 MHz. On calcule ces positions en utilisant l'effet Doppler sur les signaux de détresse transmis, effet qui résulte du passage d'un satellite à défilement au-dessus de la radiobalise stationnaire de localisation des sinistres (RLS). L'utilisation de satellites géostationnaires pour relayer les émissions des RLS par satellite sur 406 MHz est également en cours d'évaluation (Rapport 761).

En effet, le système à satellites sur orbite polaire basse et le système à satellites géostationnaires se complètent dans l'acheminement des alertes et des localisations de sécurité et de détresse. Par exemple, un système à satellites géostationnaires peut procurer à tout instant des alertes presque instantanées, mais sous les latitudes élevées, au-dessus de 75°, ou la couverture est limitée, ou elle n'est pas possible du tout. Néanmoins, les régions polaires sont convenablement couvertes par le système à orbite polaire basse. Les données provenant des satellites à orbite polaire basse sont exposées

* Le Directeur du CCIR est prié de porter ce Rapport à l'attention de l'Organisation maritime internationale (OMI), de l'Organisation de l'aviation civile internationale (OACI) et du Secrétariat COSPAS-SARSAT.

** Système spatial de recherche de navires en détresse - Localisation aidée par satellite pour la recherche et le sauvetage (SARSAT).



à des retards dans l'alerte de détresse à cause de l'intermittence du passage des satellites. Les retards sont plus grands à l'équateur et dépendent du nombre des satellites ainsi que du nombre et de la position des stations terriennes réceptrices. Un système à satellites géostationnaires peut donner des alertes instantanées, mais aucun repérage fondé sur des mesures Doppler, puisque la vitesse des satellites relativement aux RLS est nulle. Avec des satellites géostationnaires, on peut utiliser d'autres moyens de détermination de la position, par exemple, l'identification de l'utilisateur ou la transmission de coordonnées. Il y a donc de sérieuses raisons de combiner les avantages des systèmes à satellites géostationnaires et des systèmes à orbite polaire basse.

Une expérience d'alertes en cas de détresse par satellites géostationnaires émettant sur 406 MHz a été mise en route en 1984; elle est menée par les Etats-Unis d'Amérique, la France et le Canada. Le présent Rapport résume le travail accompli et les résultats obtenus par les trois pays.

2. Description de l'expérience

Aux Etats-Unis d'Amérique, la National Aeronautics and Space Administration (NASA) a entrepris une expérience destinée à évaluer la possibilité d'utiliser des satellites géostationnaires pour étendre le système COSPAS-SARSAT et améliorer l'efficacité des opérations de recherche et de sauvetage (SAR) [Friedman et autres, 1984]. La NASA a lancé un répéteur sur 406 MHz à bord du Satellite géostationnaire opérationnel pour l'étude du milieu (GOES)-7 des Etats-Unis d'Amérique en février 1987, et a mis au point une station terrienne pour le traitement des émissions de RLS relayées par satellite. Le Centre national d'études spatiales (CNES), en France, et le Ministère des communications (MDC), au Canada, se sont joints aux Etats-Unis d'Amérique en élaborant leurs propres processeurs de station terrienne pour recevoir les émissions des RLS par satellite sur 406 MHz. Les RLS par satellite utilisées dans cette expérience se conforment aux caractéristiques techniques établies dans la Recommandation 633.

2.1 Objectifs

Les objectifs de l'expérience de recherche et de sauvetage par le GOES-7 sur 406 MHz sont les suivants:

- démontrer la possibilité d'utilisation de processeurs de station terrienne pour récupérer des données provenant des émissions des RLS par satellite sur 406 MHz, relayées par un satellite géostationnaire;
- démontrer que des alertes quasi instantanées peuvent être déclenchées avec des RLS par satellite sur 406 MHz réparties dans une gamme de conditions ambiantes;
- déterminer les caractéristiques techniques des processeurs de station terrienne nécessaires pour détecter la gamme complète de paramètres de signaux de RLS par satellite spécifiés dans la Recommandation 633;
- mener l'expérience à l'échelle internationale;
- mettre au point des techniques permettant d'intégrer les messages d'alerte de détresse reçus par l'intermédiaire de satellites géostationnaires dans le système COSPAS-SARSAT.

2.2 Phases de l'expérience

Pour atteindre l'ensemble des objectifs, on réalise l'expérience en deux phases principales: la phase de vérification des concepts techniques et la phase de vérification de la conception du système.

2.2.1 Vérification des concepts techniques

La vérification des concepts techniques s'est achevée en septembre 1988 et a porté surtout sur la mise au point de processeurs de signaux et sur l'exécution des essais techniques conçus en vue de caractériser la qualité de fonctionnement des processeurs de station terrienne en fonction des émissions des RLS par satellite, lesquelles subissent diverses altérations calculées et/ou s'effectuent dans des conditions environnantes diverses. Les essais techniques pour la vérification des concepts techniques ont été effectués dans les quatre étapes suivantes: essais de prototypes, essais de vérification de la qualité de fonctionnement après lancement du répéteur de l'engin spatial, essais en orbite et essais en service.

Pendant l'étape des essais de prototypes, chaque nation a déterminé les caractéristiques de fonctionnement du processeur de sa station terrienne et a contrôlé la réponse que donnait son processeur au sol à des signaux altérés de RLS par satellite, qui étaient produits et commandés sur place. Les essais de prototypes comprenaient des mesures de la réponse en fréquence, de la stabilité en fréquence et en gain, du seuil du processeur de signaux, de l'effet de la perte de salves d'émission, de la discrimination en temps et en fréquence, de la sensibilité aux variations du débit binaire, de la sensibilité à la dérive de fréquence, de la sensibilité aux variations de l'indice de modulation et de la sensibilité aux brouillages.

L'étape des essais de vérification de la qualité de fonctionnement après lancement du répéteur de l'engin spatial, achevée peu après le lancement du GOES-7, le 26 février 1987, comportait des mesures de la stabilité de fréquence, de la réponse en fréquence du répéteur, de la linéarité de l'amplificateur du satellite et de la distorsion d'intermodulation à l'intérieur du répéteur.

L'étape des essais en orbite visait à vérifier que le système satisfait, au minimum, aux exigences techniques du SMDSM de l'OMI. Les participants ont fait des essais pour mesurer la marge de protection des signaux et la capacité du système.

L'objectif des essais en service était de démontrer que le traitement des émissions des RLS par satellite sur 406 MHz peut procurer une capacité d'alerte quasi instantanée dans diverses conditions d'exploitation. Le principal critère de qualité de fonctionnement était la capacité du processeur de la station terrienne de détecter les émissions de RLS par satellite et de traiter les messages sans erreur.

2.2.2 Vérification de la conception du système

La vérification de la conception du système, continuera d'explorer la réponse donnée par les processeurs au sol aux émissions de RLS par satellite, dans diverses conditions environnantes. Néanmoins, l'effort principal sera centré sur la détermination de la meilleure méthode applicable en exploitation à l'intégration des alertes reçues par l'intermédiaire des satellites géostationnaires et des informations reçues du système COSPAS-SARSAT à orbite

polaire basse. Cette étape comprendra essentiellement les essais d'interconnexion du réseau au sol entre le système COSPAS-SARSAT et le système GOES de recherche et sauvetage. Des paramètres tels que le format, le contenu et la fréquence de transmission du message seront déterminés pendant cette phase. En outre, on pourra aussi effectuer des essais en service.

2.3 Configuration de l'expérience

L'engin spatial d'essai, GOES-7, utilisé pendant l'expérience de recherche et de sauvetage par satellites géostationnaires, a été placé à 75°W. La station terrienne des Etats-Unis d'Amérique, avec le processeur spécial, est située au Centre Goddard de vols spatiaux (GSFC) de la NASA, près de Washington, DC; elle est interconnectée avec le Centre de commande de mission (Mission Control Center, MCC) du COSPAS-SARSAT aux Etats-Unis d'Amérique, sur la base aérienne Scott (Scott Air Force Base), près de Saint-Louis, Missouri. Le processeur de la station terrienne du Canada se trouve aux laboratoires du MDC, près d'Ottawa, et il est interconnecté avec le Centre canadien de commande de mission du COSPAS-SARSAT, de la base aérienne de Trenton, dans l'Ontario. Le processeur de la station terrienne de la France a été installé au Centre de météorologie spatiale de Lannion, en Bretagne, et il a été interconnecté avec le Centre spatial du CNES à Toulouse. On a déployé des RLS par satellite sur mer et au sol. On a aussi installé des simulateurs spéciaux de RLS par satellite au GSFC de la NASA et à Lannion. Ces simulateurs pouvaient être ajustés en fonction d'une gamme de paramètres divers des RLS par satellite, et ajustés en niveau de puissance selon les besoins des essais techniques.

2.3.1 Secteur spatial

L'expérience a été conçue pour être réalisée avec une incidence minimale sur la conception actuelle des engins spatiaux. Les modifications apportées à l'engin spatial GOES-7 comprenaient une voie de réception d'une largeur de bande de 120 kHz à 406,050 MHz et un combineur qui permet de transmettre en utilisant le même émetteur de liaison descendante que la voie du répéteur existant de la plate-forme de collecte de données (DCPR). La puissance d'émission assignée au SAR a été maintenue au minimum possible afin d'éviter la dégradation du système de la DCPR en exploitation.

Le répéteur du SAR GOES-7 a été incorporé partiellement dans l'étage de fréquence intermédiaire de la DCPR, qui contient une commande automatique de gain (CAG). Par conséquent, la CAG répondait à la puissance combinée des deux voies. Le rapport G/T à l'entrée était de $-18,7 \text{ dB(K}^{-1})$. La p.i.r.e. totale de la liaison descendante était de +33 dBm, et partagée entre les deux voies. On a ajusté les gains de façon que, en l'absence de signaux de la DCPR ou des RLS par satellite, les deux voies se partageaient également la puissance avec une p.i.r.e. de +30 dBm chacune. La nécessité, en exploitation quotidienne, de retransmettre des données météorologiques par le système de la DCPR a eu pour résultat une situation de partage de puissance qui a dégradé la qualité de fonctionnement de l'expérience SARSAT GOES. Heureusement, ces situations se produisaient à des moments prévus et ont pu être évitées pendant la plupart des essais. Le partage de puissance entre les deux voies s'est avéré adéquat pour réaliser l'expérience, mais n'est pas conseillé pour un système en exploitation.

2.3.2 RLS par satellite sur 406 MHz

La Recommandation 633 définit les formats de signal des RLS par satellite sur 406 MHz. Les RLS par satellite émettent une salve de porteuse à modulation numérique pendant environ 440 ms (format de message court), une fois toutes les 50 secondes environ. Le signal de la RLS par satellite comprend 160 ms de porteuse non modulée, suivies de 112 bits de données en code Manchester qui sont modulées en phase à 400 bit/s. Dans la RLS par satellite on utilise un code Bose-Chaudhuri-Hocquenghem (BCH) (82,61), qui est une forme abrégée du code BCH (127,106) de triple correction d'erreur. Le code BCH protège 61 bits de données qui comprennent essentiellement un code unique d'identité de l'utilisateur. La porteuse est modulée par déplacement de phase, avec des déplacements de phase de $\pm 1,1$ radian, ce qui produit une certaine porteuse résiduelle dans le signal modulé.

2.3.3 Bilan de la liaison

Le bilan de la liaison, calculé pour la station au sol des Etats-Unis d'Amérique (voir le Tableau I) (on obtient des valeurs semblables pour les stations terriennes du Canada [Keightley, mai 1987] et de la France [Dumont et autres, 1986]), montre qu'avec 8 RLS par satellite actives, on dispose d'un rapport porteuse/densité de puissance de bruit (C/N_0) sans évanouissement de 34,9 dBHz. On peut s'attendre à des dégradations de la liaison de 4 à 5 dB lorsque la mer est grosse, etc. Ceci peut mener à un C/N_0 à la réception de 30 dBHz environ. Avec une liaison altérée à ce point, un récepteur courant qui utilise une boucle à verrouillage de phase pour récupérer la fréquence et la phase de la porteuse ne peut parvenir à verrouiller. En admettant qu'il soit possible de détecter le signal de la RLS par satellite et de se synchroniser avec lui, le taux d'erreur binaire (TEB) théorique sur la liaison du satellite géostationnaire est d'environ 3×10^{-2} sur une seule salve. Une méthode permettant d'obtenir une qualité acceptable de fonctionnement consiste à intégrer le signal de la RLS par satellite pendant un nombre de salves suffisant pour un TEB acceptable donné.

TABLEAU I

Bilans de puissance de la liaison de la station terrienne des Etats-Unis
d'Amérique dans le cadre de l'expérience SAR GOES-7

Paramètre	Valeur
Liaison montante	
Fréquence (MHz)	406,025
Angle de site (degrés)	5,0
p.i.r.e. de RLS par satellite (dBW) ¹	7,0
Perte par polarisation (dB)	3,0
Affaiblissement en espace libre (dB)	176,9
Rapport G/T de l'antenne du satellite dB(K ⁻¹)	-18,7 ²
Constante de Boltzmann dB(J/K)	-228,6
C/N ₀ sans évanouissement sur la liaison montante (dBHz)	37,0
Liaison descendante	
Fréquence (MHz)	1 698,65
Angle de site (degrés)	45,0
p.i.r.e. du satellite (dBW) ³	0,0
Perte par partage de puissance (dB) ⁴	15,8
p.i.r.e. par RLS par satellite (dBW)	-15,8
Perte hors du faisceau de l'antenne du satellite (dB)	0,9
Affaiblissement dû à l'atmosphère (dB)	0,1
Affaiblissement en espace libre (dB)	188,5
Rapport G/T de l'antenne au sol dB(K ⁻¹) ⁵	15,7
Constante de Boltzmann dB(J/K)	-228,6
C/N ₀ sur la liaison descendante (dBHz)	39,0
C/N ₀ sur la liaison montante (dBHz)	37,0
C/N ₀ global (dBHz)	34,9

Notes - ¹ On utilise une antenne à polarisation rectiligne, avec gain de 0 dB.

² Valeur mesurée en orbite.

³ D'après les spécifications.

⁴ Partage de puissance entre le bruit et 8 signaux émis simultanément.

⁵ On utilise l'antenne de 7,3 m du Laboratoire d'essais du GSFC GOES de la NASA.

2.3.4 Station terrienne

Chacun des pays participants a installé une station terrienne. Les signaux reçus des RLS par satellite ont été convertis par abaissement de fréquence et filtrés pour obtenir un signal qui était alors passé à un convertisseur analogique-numérique puis traité par un processeur de signaux numériques. Les trois pays ont choisi une méthode entièrement numérique pour le traitement du signal à cause du volume de traitement de signaux requis, et en raison de la souplesse qu'elle apporte.

2.3.4.1 Conception théorique des processeurs de signaux numériques

La RLS par satellite sur 406 MHz a plusieurs caractéristiques qui permettent de mettre au point une technique grâce à laquelle la démodulation des données reçues est possible, avec des taux acceptables d'erreur binaire. La première caractéristique est que la partie principale du message de la RLS par satellite, c'est-à-dire le champ de 60 bits qui identifie de façon univoque la RLS par satellite particulière associée à un navire ou un aéronef donné, ne varie pas d'une émission à une autre. Cette propriété permet de mettre au point des moyens d'intégrer de multiples messages. Par l'intégration de multiples messages, on peut accroître le rapport signal/bruit équivalent et atteindre le taux désiré d'erreur binaire de 1×10^{-5} pour les bits protégés par le code. L'existence, dans le signal sur 406 MHz, d'un code de correction d'erreur peu vulnérable permet d'atteindre plus rapidement l'objectif souhaité d'un taux d'erreur binaire de 1×10^{-5} .

Compte tenu de ce qui précède, les trois pays ont mis au point des processeurs qui présentent les capacités fondamentales communes suivantes [Davisson et autres, 1984; Dumont et autres, 1988; Flikkema et autres, 1988 et Keightley, juin 1987]:

- fonctionnement pour des messages individuels avec un C/N_0 inférieur à 30 dBHz;
- identification, collecte et tri des messages successifs d'une RLS par satellite donnée, et exécution de fonctions d'intégration;
- intégration d'autant de salves de RLS par satellite que nécessaire;
- interprétation du code BCH, et exécution des corrections de données appropriées;
- fonctionnement en présence de brouillages par ondes entretenues; et
- fonctionnement en temps quasi réel.

3. Description des essais

Les essais ont été conçus en vue d'évaluer la qualité de fonctionnement du processeur (c'est-à-dire la sensibilité du récepteur), la marge du système, le temps de transfert des messages (TTM), la capacité du système, et les effets, sur ces paramètres, des conditions géométriques et environnantes.

Chaque essai, sauf les essais en service, a été organisé en unités, appelées blocs de messages; chaque bloc se composait de salves de 20 messages pour chaque RLS par satellite ou, puisque chaque salve est répétée toutes les 47,5 à 52,5 s, d'émissions d'une durée de 17 minutes environ. Cependant, pendant les essais en service, les RLS par satellite étaient habituellement activées pendant des périodes d'essai de 30 minutes.

3.1 Sensibilité du récepteur et marge du système

La sensibilité du récepteur (seuil de traitement) a été mesurée pendant les essais de prototypes et les essais en orbite. On la définit comme le C/N_0 minimal de la station terrienne pour lequel on obtient une probabilité de détection d'un message (Essai) sans erreur (PDMSE) au moins égale à 0,99.

Pour déterminer la marge du système pendant les essais en orbite, chaque pays a utilisé sa propre station terrienne et un simulateur de RLS par satellite installé au GSFC de la NASA. Les caractéristiques d'émission de ce simulateur étaient conformes à la Recommandation 633. La p.i.r.e. utilisée pour les essais de marge du système était équivalente à celle d'une RLS par satellite avec une antenne à polarisation rectiligne, émettant à un angle de site de 5° (voir le Tableau I). On définit la marge du système comme étant la différence entre la p.i.r.e. minimale pour laquelle on obtient une PDMSE de 0,99 et la p.i.r.e. typique de 37 dBm.

Pendant les essais en orbite, le simulateur du GSFC de la NASA a fourni des liaisons montantes avec un total de 15 RLS par satellite simulées en même temps. A chaque RLS par satellite simulée, il était assigné une p.i.r.e. de liaison montante qui restait constante pendant la durée de l'essai mais qui variait pour un certain nombre de RLS. Par conséquent, l'essai de marge a aussi servi à démontrer la capacité qu'ont les processeurs nord-américains et français de traiter 15 RLS par satellite simultanément.

3.2 Temps de transfert des messages

On définit le temps de transfert des messages (TTM) comme l'intervalle minimal de temps entre l'activation de la RLS par satellite et la lecture du premier message sans erreur à la station terrienne. On définit le TTM_{50} comme le temps nécessaire pour recevoir à la station terrienne un message sans erreur de 50% des RLS par satellite détectées. On définit le TTM_{90} comme le temps nécessaire pour recevoir à la station terrienne un message sans erreur de 90% des RLS par satellite détectées. Ces paramètres ont été mesurés à toutes les étapes de la phase de vérification des concepts techniques.

3.3 Capacité du système

L'objectif des essais de capacité était de déterminer la capacité qu'ont les processeurs des stations terriennes de traiter plusieurs RLS par satellite activées simultanément. Les essais ont été réalisés à l'aide de RLS par satellite simulées. Les simulateurs étaient situés au GSFC de la NASA et à la station terrienne du CNES installée à Lannion.

3.4 Essais en service

Pour les essais en service, on a utilisé des RLS par satellite commerciales situées dans des emplacements choisis à cette fin. L'objectif de ces essais était de déterminer la dégradation de la qualité du niveau de signal et, par conséquent, la dégradation de la qualité de fonctionnement du processeur de la station terrienne, causées par des paramètres géométriques et ambiants tels que l'angle de site, l'état de la mer, et l'occultation par les vagues, dans les RLS par satellite maritimes.

4. Résultats des essais

Les essais de vérification des concepts techniques ont démontré que l'on pouvait obtenir une qualité régulière de fonctionnement du processeur pour un large intervalle de variation des paramètres. Un résumé des essais les plus importants est présenté ci-dessous.

4.1 Essais de prototypes

4.1.1 Sensibilité du récepteur/seuil du processeur

La qualité de fonctionnement du processeur, mesurée dans chaque pays au cours des essais de prototypes, est présentée dans le Tableau II.

TABLEAU II

Qualité de fonctionnement du processeur au cours des essais de prototypes

C/No (dBHz)	Canada		France		Etats-Unis d'Amérique	
	Nombre de blocs de messages	PDMSE	Nombre de blocs de messages	PDMSE	Nombre de blocs de messages	PDMSE
30	10	1,00	240	1,00	-	1,00
29	10	1,00	240	1,00	-	1,00
28	10	1,00	240	1,00	-	0,98
27	200	1,00	240	1,00	-	0,90
26	200	0,705	240	1,00	-	-
25	-	-	240	0,95	-	-
24	-	-	240	0,70	-	-

En se fondant sur les données du Tableau II, on relève les sensibilités de récepteur, ou seuils du processeur, qui suivent:

Processeur canadien : 27 dBHz
 Processeur français : 26 dBHz
 Processeur des Etats-Unis : 28 dBHz

4.1.2 Temps de transfert des messages

Les temps de transfert des messages (TTM_{50} , TTM_{90} ou TTM_{95}) obtenus dans chaque pays pendant les essais de prototypes, sont présentés dans le Tableau III. Les données indiquent que, pour des niveaux proches du seuil du processeur, $TTM_{50} \leq 8$ minutes et $TTM_{90} \leq 14$ minutes.

TABLEAU III

TTM obtenus aux cours des essais de prototypes

C/No (dBHz)	Canada		France		Etats-Unis d'Amérique	
	TTM (minutes)		TTM (minutes)		TTM (minutes)	
	50%	95%	50%	90%	50%	90%
32	3	4	1	2	2	3
30	-	-	-	-	3	4
28 ⁽¹⁾	5	10	3	4	5	9
27 ⁽²⁾	8	14	-	-	8	15
26 ⁽³⁾	-	-	6	9	-	-
25	-	-	8	13	-	-
24	-	-	11	15	-	-

Notes - (1) Niveau de seuil du processeur des Etats-Unis.
 (2) Niveau de seuil du processeur canadien.
 (3) Niveau de seuil du processeur français.

4.2 Essais en orbite4.2.1 Marge du système

Le Tableau IV présente la qualité de fonctionnement de chaque processeur pour des niveaux de p.i.r.e. réduits par rapport à ceux d'une RLS par satellite typique (37 dBm). On a utilisé ces données pour déterminer la marge du système en orbite conformément aux procédures décrites au § 3.1.

TABLEAU IV

Qualité de fonctionnement du système au cours des essais en orbite

p.i.r.e. équiva- lente (dBm)	Canada		France		Etats-Unis d'Amérique	
	Nombre de blocs de messages	PDMSE	Nombre de blocs de messages	PDMSE	Nombre de blocs de messages	PDMSE
37	288	1,00	360	1,00	-	-
34	576	1,00	-	-	-	-
33	-	-	360	1,00	480	1,00
32	-	-	360	1,00	-	-
31.5	-	-	360	0,99	-	-
31	864	1,00	-	-	-	-
30.5	-	-	-	-	720	0,99
30	864	0,995	360	0,95	-	-
29.5	-	-	-	-	720	0,91
29	864	0,978	360	0,85	720	0,68
28	864	0,891	360	0,50	720	0,21

On peut déduire du Tableau IV que, pendant les essais en orbite, les marges de système obtenues ont varié de 5,5*** à 7 dB, selon le processeur et la station terrienne utilisés. Ces marges, qui simulent le bord de la zone de couverture du satellite, présentent une corrélation relativement bonne avec les marges prévues à partir des seuils de processeurs mesurés, de 26-28 dBHz, et du C/N_0 nominal de la liaison, de 35 dBHz, calculé dans le Tableau I.

4.2.2 Temps de transfert des messages

Les temps de transfert des messages (TTM_{50} et TTM_{90}) obtenus par la France et les Etats-Unis d'Amérique pendant les essais en orbite sont présentés dans le Tableau V. Les données indiquent que, pour des niveaux proches du seuil du processeur, $TTM_{50} \leq 4,5$ minutes et $TTM_{90} \leq 7,5$ minutes.

TABLEAU V

TTM obtenus aux cours des essais en orbite

p.i.r.e. équiva- lente (dBm)	France			Etats-Unis d'Amérique		
	TTM (minutes)		PDMSE	TTM (minutes)		PDMSE
	50%	90%		50%	90%	
33	2,5	5,5	1,00	1,5	3,5	1,00
32	4	6,5	1,00	-	-	-
31,5(1)	4,5	7,5	0,99	-	-	-
30,5(2)	-	-	-	3	6,5	0,99
30	6	11	0,95	-	-	-
29,5	-	-	-	4,5	9,5	0,91
29	9	14	0,85	7,5	13,5	0,68
28	12	16	0,50	-	-	-

Notes - (1) Niveau de seuil du processeur français.

(2) Niveau de seuil du processeur des Etats-Unis.

*** Pour un seuil de p.i.r.e. de la RLS par satellite de 31,5 dBm, le C/N_0 à la réception est de 28,6 dBHz pour la station terrienne française, ce qui représente une dégradation du seuil de 2,6 dB par rapport au résultat de l'essai du prototype. Cette dégradation a été provoquée par la CAG de la station terrienne française, qui n'était pas adaptée aux changements du niveau de signal résultant du partage de puissance dans la liaison descendante (voir le § 2.3.1). Ce problème ne se présentera plus dans la prochaine génération de répéteurs sur 406 MHz installés à bord des satellites GOES-NEXT, qui disposeront d'une liaison descendante spécialisée fonctionnant sur 1 544,5 MHz (voir le § 6.2 du Rapport 761).

4.2.3 Essais de capacité

Ainsi qu'il a été expliqué au § 3.1, les résultats des essais de marge ont démontré que les processeurs nord-américains et français ont la capacité de traiter au moins 15 RLS par satellite, activées simultanément. Le processeur canadien, bien que fonctionnant en temps réel, était limité en vitesse de traitement, en largeur de bande et en capacité. Le Canada n'a donc pas communiqué d'autres résultats des essais de capacité.

4.2.3.1 Capacité du processeur français

L'essai a été réalisé pour vérifier que le processeur était capable:

- de recevoir et de détecter sans erreur 71 balises à satellite,
- de recevoir et de détecter sans erreur quatre balises à satellite supplémentaires s'ajoutant aux 71 premières et sans que cette population préexistante perturbe le temps d'attente de détection.

De telles conditions sont très typiques de celles rencontrées réellement, puisque chaque nouvelle détresse se produit lorsqu'une population de balises à satellite a déjà été détectée mais continue à transmettre (autres détresses, balises d'orbitographie, balises de test).

Un simulateur développé par le CNES a été installé à Lannion (France) et utilisé pour le test.

La p.i.r.e. des balises à satellite simulées était ajustée pour maintenir le C/N_0 de la réception à environ 32 dBHz. Les fréquences des balises à satellite étaient réparties uniformément sur 20 kHz.

Le processeur a été mis en route (ou réinitialisé). Puis, une population de 71 balises à satellite actives simultanément a été simulée. Une fois que chacune de ces 71 balises à satellite a eu transmis vingt messages, quatre balises supplémentaires ont été ajoutées à la population initiale. Ce test a été répété quatre fois.

Les résultats contenus dans le Tableau VI montrent que le processeur a été capable de détecter 75 balises à satellite (les premières 71 en moins de dix minutes, et les quatre supplémentaires en moins de quatre minutes).

TABLEAU VI

Résultats des essais de capacité

Nombre de balises à satellite	PDEFM	MTT min		Nombre de détections
		50%	90%	
71 initiales	1.00	4	8	284
4 supplémentaires	1.00	2	3	16

On doit noter que l'utilisation de seulement deux circuits démodulateurs limite la vraie capacité du processeur. Une augmentation du nombre de circuits démodulateurs et des améliorations de logiciel permettront d'augmenter cette capacité.

Une analyse théorique de la capacité est décrite en Annexe I.

4.2.3.2 Capacité du processeur des Etats-Unis d'Amérique

On a effectué deux types d'essais de capacité (en régime permanent et par paliers successifs). Dans les essais en régime permanent, on a activé un nombre constant de RLS par satellite pour un bloc complet de 20 salves normales par RLS (voir le § 3). Dans les essais par paliers successifs, on a utilisé des blocs de 40 salves.

On a procédé à un total de quatre essais (deux de chaque type). Les essais numéro 1 et numéro 2 étaient des essais en régime permanent, mettant en jeu 26 et 30 RLS par satellite simulées. Les essais numéro 3 et numéro 4 étaient des essais par paliers successifs. Dans l'essai 3, on a activé 27 RLS par satellite pour les 20 premières salves puis, pour les 20 salves suivantes, on a activé 3 RLS par satellite en plus des 27 qui émettaient déjà. De même, dans l'essai 4, on a activé 55 RLS par satellite pour les 20 premières salves puis, pour les 20 salves suivantes, on a activé en plus 4 RLS par satellite. Le type d'essai par paliers successifs procure une évaluation de la capacité qu'a le processeur de fournir une alerte pour une nouvelle situation de détresse dans une voie déjà encombrée de RLS par satellite en action.

Le Tableau VII résume les résultats des essais en régime permanent. La PDMSE moyenne pour 26 et 27 RLS par satellite activées simultanément était de 1,0 et 0,98, respectivement, tandis que, pour 30 RLS par satellite, elle était de 0,99. On peut donc conclure que la capacité du processeur de la station terrienne, quand on se maintient à une PDMSE de 0,99, est d'environ 30 RLS par satellite. Pour 55 RLS par satellite en action (essai 4), la PDMSE était dégradée jusqu'à 0,81. On a déterminé que la raison de cette dégradation était un déséquilibre des volumes de traitement de l'ensemble processeur et de l'ordinateur central. Il est prévu qu'une nouvelle répartition des volumes de traitement donnera une capacité supérieure à 50 RLS par satellite actives dans une largeur de bande de 15 kHz, pour une PDMSE de 0,99 et un TTM₉₀ inférieur à 10 minutes.

TABLEAU VII

Essais de capacité aux Etats-Unis:
résultats en régime permanent

Essai No.		Nombre de blocs	PDMSE	TTM (minutes)		Nombre de messages
				50%	90%	
1	26	8	1,0	0,9	3,4	1156
2	30	8	0,99	0,9	5,3	1154
3	27	10	0,98	0,9	4,1	2995
4	55	3	0,81	1,2	11,7	1076

Les résultats obtenus pour le TTM peuvent apporter un supplément d'information sur les caractéristiques de capacité du processeur de la station terrienne. La valeur statistique la plus importante est probablement celle du TTM_{90} global. Pour 26 RLS par satellite actives, cette valeur globale était de 3,4 minutes; pour 30 RLS par satellite actives, elle était de 5,3 minutes.

Le Tableau VIII donne les résultats des essais 3 et 4 de RLS par satellite, par paliers successifs. Dans ces deux essais, on a produit des alertes quasi instantanées pour toutes les RLS par satellite supplémentaires dans chaque bloc, ce qui a donné des PDMSE de 1,0. Les valeurs du TTM sont semblables à celles obtenues dans les essais en régime permanent, la capacité qu'a le processeur au sol de détecter des RLS par satellite qui viennent d'être activées, est ainsi démontrée.

TABLEAU VIII

Essais de capacité aux Etats-Unis:
résultats des essais par paliers successifs

Essai No.	Nombre de RLS par satellite	Nombre de blocs	PDMSE	TTM (minutes)		Nombre de messages
				50%	90%	
3	27 → 30	10	1,0	0,9	4,2	182
4	55 → 59	3	1,0	2,5	16,3	43

4.2.4 Essais en service

Pour l'étape des essais en service on a utilisé des RLS par satellite du service maritime situées dans des emplacements choisis à cet effet. L'objectif de ces essais était de déterminer la qualité de fonctionnement du processeur de la station terrienne en présence de paramètres géométriques et ambiants tels que l'angle de site, l'état de la mer et l'occultation par les vagues des RLS par satellite du service maritime.

Pour atteindre cet objectif, on a procédé à deux séries d'essais en utilisant des RLS par satellite en exploitation (voir le Tableau IX). Dans un essai effectué du 25 au 27 mai 1988, on a lancé les RLS par satellite au large des côtes de Bretagne, en France, tandis qu'on lançait des RLS par satellite près de Chincoteague, en Virginie. Dans le second essai, les RLS par satellite ont été lancées, du 20 juin au 2 juillet 1988, depuis "La Bohème", sloop de 15 mètres qui se rendait des Bermudes à Annapolis, au Maryland. En général, la mer est restée calme au cours de ces essais.

TABLEAU IX

Essai en service: résumé des positions des RLS par satellite

Essai	Position	Etat de la mer	Angle de site
Bretagne	Sur le pont/En flottement	0,5 m	3,5°-12°
Virginie	En flottement	0,5 m	46°
"La Bohême"	En flottement	0,5 m	45°-51°

Il importe d'observer que la structure d'essai en blocs utilisée pour les essais de marge et de capacité n'a pas été utilisable dans les essais en service. Les essais en service ont duré 30 minutes. Le processeur au sol a continué de produire des messages tant que l'on détectait des RLS par satellite. Tous les messages ont été utilisés pour l'établissement des statistiques.

4.2.4.1 Résultats de l'essai en service aux Etats-Unis

Le Tableau X indique les résultats des essais en service effectués aux Etats-Unis. La troisième colonne du tableau, P_{DET} , contient la fréquence de détection réussie pour chacun des essais. Une P_{DET} globale de 0,95 a été obtenue au cours des essais. Toutes les activations n'ont pas été détectées dans les 17 minutes suivant l'activation; ceci est reflété par les valeurs de la PDMSE. Sur les 60 premières détections, 2 ont eu lieu après 17 minutes, ce qui donne une PDMSE globale, de 58/63, soit 0,92 pour les essais en service.

TABLEAU X

Résultats de l'essai en service aux Etats-Unis

Essai	TTM (minutes)		Nombre de (30 minutes)	P_{DET} (17 min)	TTM (minutes)	
	Essais	Messages			PDMSE 50%	PDMSE 90%
Bretagne	32	557	0,94 (30/32)	0,91 (29/32)	1	3
Virginie	15	184	0,93 (14/15)	0,93 (14/15)	2	8
La Bohême	16	317	1,0 (16/16)	0,94 (15/16)	1	4

Le Tableau X montre également les valeurs du TTM pour les messages des essais en service qui ont été détectés en moins de 17 minutes. On observe une très bonne qualité d'alerte quasi instantanée: 8 minutes ou moins pour TTM_{90} . Les lancements de balises au large de la Bretagne ont revêtu un intérêt particulier, du fait de la faiblesse de leur angle de site (jusqu'à $3,5^\circ$) vers le satellite GOES-7. Ces résultats correspondent à un total de 1058 points de données (messages), ce qui donne un niveau de confiance statistique relativement élevé.

4.2.4.2 Résultats des essais en service en France

En mai 1988, le CNES a mené, en collaboration avec les services français de recherche et de sauvetage en mer, une série d'essais au large des côtes de Bretagne. On a activé, pendant des périodes d'une demi-heure, deux types différents de RLS par satellite qui se trouvaient sur le pont d'un bateau ou qui étaient lancées à la mer. Les angles de site des RLS par satellite étaient de $3,5^\circ$ environ. Les résultats de ces essais sont présentés dans le Tableau XI.

TABLEAU XI

Résultats des essais en service en France

Numéro de RLS par satellite	Nombre d'essais	PDET (30 min)	PDMSE (17 min)	TTM (minutes)	
				50%	90%
1	29	0,97	0,93	2	6
2	24	0,96	0,92	2	6

On a effectué quelques essais avec des RLS par satellite en flottement, avec des angles de site qui pouvaient être réduits à 2° . Ces essais indiquent que la détection est effectivement possible pour des angles de site aussi faibles. Néanmoins, on ne dispose pas de données détaillées.

5. Conclusions

L'expérience technique GOES-7 a montré qu'un système à satellites géostationnaires sur 406 MHz peut assurer une alerte de détresse rapide [Sessions et autres, 1989]. Cette conclusion s'appuie sur les aspects suivants de l'expérience:

- les essais de prototypes avec les stations terriennes des Etats-Unis, de la France et du Canada:
 - * ont confirmé que le concept était techniquement réalisable;
 - * ont démontré que le processeur avait une qualité de fonctionnement régulière pour une large gamme de variations des paramètres des RLS par satellite;

- les essais en orbite, avec commande des liaisons montantes des RLS par satellite:
 - * ont donné des mesures adéquates des marges du système;
 - * ont montré qu'il est possible d'atteindre une capacité de système d'au moins 75 RLS par satellite fonctionnant dans une bande de 20 kHz; et
- les essais techniques en service ont démontré que les RLS par satellite en exploitation, situées en mer, pouvaient être traitées avec succès.

En résumé, cette expérience démontre qu'un système à satellites géostationnaires, qui utilise des RLS par satellite sur 406 MHz dont les caractéristiques sont conformes à la Recommandation 633, peut pleinement réussir à satisfaire le besoin de capacité dont il est question dans le Rapport 761.

6. Perspectives

Comme indiqué au § 2.2, on a entrepris, après la vérification des concepts techniques, la vérification de la conception du système. Le principal objectif de cette dernière phase d'essais est d'évaluer l'utilité des données d'alerte reçues par l'intermédiaire du satellite géostationnaire lorsqu'on les intègre dans les informations reçues du système COSPAS-SARSAT à orbite polaire basse. Au cours de cette phase, on étudie également les méthodes d'intégration de ces deux ensembles de données.

A l'achèvement des deux phases d'essais, une décision sera prise quant à l'utilisation future des capacités des satellites géostationnaires. Néanmoins, il convient de noter que la prochaine génération des satellites GOES (série appelée GOES-NEXT), les deux engins spatiaux INSAT de l'Inde (INSAT IIA et IIB), ainsi que vraisemblablement un satellite japonais seront équipés d'un ensemble répéteur amélioré, qui devrait élargir la marge du système de 3 dB environ. Ces nouveaux répéteurs seront disponibles, pour les utilisateurs qui le souhaiteront, à partir du début de 1990, et le resteront jusque vers la fin de la décennie [Dumont, 1988; Vollmers et autres, 1989].

REFERENCES BIBLIOGRAPHIQUES

DAVISSON, L., DAVIS, K., NARDI, J. et KHORRAMI, J. [avril, 1984] 406 MHz ELT processor for geostationary satellites. Proc. International Symposium on Satellite-Aided Search and Rescue, Toulouse, France.

DUMONT, P., FRIEDMAN, M.L., HAYES, E.J. et ROGALSKI, W.I. [octobre, 1986] 406 MHz geostationary SAR experiment. XXXVIIe Congrès, Fédération internationale d'astronautique, Innsbruck, Autriche.

DUMONT, P., BONNERY, M. et MAGUINAUD, A. [mars, 1988] Receiver-processor for detection of 406 MHz SARSAT distress messages. 12th International Communication Satellite Systems Conference, Crystal City, Virginie, Etats-Unis d'Amérique.

DUMONT, P. [octobre, 1988] - 406 MHz COSPAS/SARSAT distress beacon signals relayed by geosynchronous satellites: present status and future developments. XXXIX Congress, International Astronautical Federation, Bangalore, Inde.

FLIKKEMA, P.G., DAVISSON, L.D. et SESSIONS, W.B. [octobre, 1988] - The US SARSAT geosynchronous experiment: ground processor description and test results, IEE Fourth International Conference on Satellite Systems for Mobile Communications and Navigation, Londres, Angleterre.

FRIEDMAN, M.L., GOUDY, P. et KAMINSKY, Y. [avril, 1984] 406 MHz geostationary satellite SARSAT experiment. Proc. International Symposium on Satellite-Aided Search and Rescue, Toulouse, France.

KEIGHTLEY, R.J. [mai, 1987] Simulation of the Canadian GOES signal processor. IEEE Trans. on Aerospace and Electronic Systems, Vol. AES-23, N° 3, pp. 361-370.

KEIGHTLEY, R.J. [juin, 1987] Threshold testing of the Canadian GOES experimental processor. IEEE Pacific Rim Conference on Communications, Computers, and Signal Processing, Victoria, Canada.

SESSIONS, W.B., WELLSPEAK, G., KAHLE, D.R. et FLIKKEMA, P.G. [avril, 1989] - Results of experiments to expedite COSPAS/SARSAT 406 MHz satellite EPIRB alerts via NOAA's geostationary operational environmental satellite (GOES). Radio Technical Commission for Maritime Services (RTCM) Annual Assembly Meeting, Seattle, Washington, Etats-Unis d'Amérique.

VOLLMERS, R.R., FLATOW, F.S. et SESSIONS, W.B. [avril, 1989] - Search and rescue services: instantaneous alert notification of sailors and aviators in distress. GOES I-M Operational Satellite Conference, Crystal City, Virginia, Etats-Unis d'Amérique.

ANNEXE I

INTÉGRATION ET FIABILITÉ DES MESSAGES POUR LE SYSTÈME
A SATELLITES GÉOSTATIONNAIRES UTILISANT LA BANDE DES 406 MHz

1. Intégration des messages et temps d'alerte

L'utilisation de messages multiples (par exemple, décodage logique majoritaire) permettra peut-être d'abaisser les niveaux de seuil nécessaires. Il pourra en résulter une diminution du gain d'antenne du satellite ou un élargissement des marges du signal, mais le temps nécessaire pour l'alerte sera augmenté. Le temps d'alerte dépend également du nombre d'utilisateurs. L'examen détaillé des compensations à prévoir pour la capacité du système et les fonctions d'alerte n'a pas encore été fait pour le système géostationnaire utilisant les balises à 406 MHz. Toutefois, on obtient une première estimation en considérant uniquement la probabilité de chevauchement des messages sans décodage logique à la majorité.

La probabilité de brouillages mutuels est donnée par la formule suivante [Texas Instruments, 1977].

$$P_I = 1 - \left(1 - \frac{2\tau}{T} \cdot \frac{2\Delta f}{F}\right)^{N-1}$$

où:

P_I : probabilité de brouillages mutuels

N : nombre de RLS par satellite dans le champ de vision

τ : durée de la transmission d'une rafale en secondes (440 ms)

Δf : largeur de spectre totale du signal en kHz (1,5 kHz à -10 dB)

T : période s'écoulant entre les transmissions des rafales en secondes (50 s)

F : portion totale du spectre de recherche dans laquelle il peut y avoir des signaux, en kHz ($F = 8$ kHz).

La grandeur F représente la bande de fréquences dans laquelle sont réparties les fréquences centrales des RLS par satellite. La valeur de F se calcule à partir de la largeur de bande totale de recherche (24 kHz) du processeur placé à bord du système SARSAT [SARSAT, 1979], de laquelle il faut déduire l'excursion totale Doppler (± 8 kHz) qui n'existe qu'avec le système à satellites sur orbite basse.

En remplaçant les symboles par leur valeur:

$$P_I = 1 - (0,9934)^{N-1} = 0,4809$$

La probabilité pour qu'il n'y ait aucun brouillage sur la première rafale est P_1 , avec $P_1 = 1 - P_I$; pour les rafales suivantes, la probabilité pour qu'il y ait au moins une rafale sans brouillage sur j tentatives est donnée par la formule:

$$P_{sj} = 1 - P_I^j = 1 - \binom{j}{0} P_1^0 (1 - P_1)^{j-0}$$

On a la relation suivante entre le paramètre j et le délai maximal d'alerte, T_a : $T_a = (j - 1)T$.

Pour $N = 100$ plates-formes, $j = 1$ et $T = 0$ s:

$$P_{sj} = 0,52.$$

Pour $j = 7$, $T_a = 300$ s:

$$P_{sj} = 0,99.$$

D'après cette analyse préliminaire, on voit que le système géostationnaire peut déclencher une alerte dans un délai de 6 min lorsque 100 RLS par satellite se trouvent dans la zone de couverture. Il faut affiner cette analyse pour pouvoir étudier en profondeur et prendre en considération les effets de la dispersion effective des fréquences ainsi que la probabilité de détecter et de décoder correctement les messages transmis.

2. Fiabilité des messages

Le message de la RLS par satellite expérimentale à 406 MHz comporte un code BCH qui peut corriger 3 erreurs sur les bits dans la portion fixe du message de la RLS par satellite (82 bits). D'après ce code, la probabilité pour qu'il se produise une erreur dans la portion fixe (voir la Recommandation 633) du message est égale à la probabilité d'apparition d'au moins quatre erreurs. En supposant que les erreurs sont indépendantes, la probabilité d'apparition d'une erreur de message est donc:

$$P_{mf} = \sum_{i=4}^{82} \binom{82}{i} P_e^i (1 - P_e)^{82-i}$$

où P_e est la probabilité d'une erreur sur les bits.

Dans la portion variable du message court (6 bits), l'utilisation du code ne permet pas d'améliorer la probabilité d'une erreur de message, probabilité qui est donnée par la formule:

$$P_{mv} = 1 - (1 - P_e)^6$$

Dans le cas d'un message facultatif long (32 bits), la probabilité d'apparition d'une erreur de message est donnée par:

$$P_{ml} = 1 - (1 - P_e)^{32}$$

Dans le Tableau XII, on trouvera les résultats obtenus avec deux probabilités différentes d'erreurs sur les bits.

TABLEAU XII

P_e	P_{mf}	P_{mv}	P_{ml} (message facultatif long)
1×10^{-2}	$8,0 \times 10^{-3}$	$5,9 \times 10^{-2}$	0,28
1×10^{-3}	$1,8 \times 10^{-5}$	$6,0 \times 10^{-3}$	$3,2 \times 10^{-2}$

Ainsi, avec une probabilité d'erreur binaire de 1×10^{-3} , l'erreur de message est relativement petite dans tous les cas, ce qui permet d'assurer une réception correcte dans un délai égal à quelques intervalles de répétition des messages.

RÉFÉRENCES BIBLIOGRAPHIQUES

- SARSAT [octobre 1979] Performance Specification of the SARSAT SAR Processor (SARP), SARSAT Document N° D-3.
 TEXAS INSTRUMENTS [mai 1977] Final Report for a study of satellite emergency locator systems. Texas Instruments, NASA Contract, NAS5-23676.