

Centre de recherches sur les communications

*Rapport sommaire sur le SHARP
(Plate-forme relais fixe de haute altitude)
Partie A – Faisabilité technique des avions alimentés par
micro-ondes*

*par
G.W. Jull*

RAPPORT CRC N° 1393

TK
5102.5
C673f
#1393

IC

Ottawa, septembre 1985



*Rapport sommaire sur le SHARP
(Plate-forme relais fixe de haute altitude)
Partie A – Faisabilité technique des avions alimentés
par micro-ondes*

*par
G.W. Jull*

Direction générale de la technologie du radar et des communications



RAPPORT CRC N° 1393

OTTAWA, SEPTEMBRE 1985

AVERTISSEMENT

Ces renseignements sont fournis sous réserve que les droits de propriété et de brevets seront protégés.

Rapport sommaire sur le SHARP
(Plate-forme relais fixe de haute vitesse)
Partie A - Faisabilité technique des réseaux numériques
par micro-onde

1987
374 144

Direction générale de la technologie de l'électronique des communications

TK
5102.5
C613P
#1393
C.b
LIBRARY - BILLY
MAR 20 1987
COMMUNICATIONS CANADA
CRC

Industry Canada
Library - Ottawa
MAR 20 1987
Information Systems
Bureau - Ottawa

© Ministre des Approvisionnement et Services Canada 1987

N° de cat. Co24-3/2-1393F

ISBN 0-662-94125-X

REPORT CTR W-1183

LIBRARY
COMMUNICATIONS CANADA
BILLY

TABLE DES MATIÈRES

RÉSUMÉ	1
1. INTRODUCTION	3
2. CARACTÉRISTIQUES DE BASE	6
3. AVION PLATE-FORME	11
4. ANTENNE REDRESSEUSE	13
5. SYSTÈME DE TRANSMISSION DE PUIS- SANCE À MICRO-ONDES (STPMO)	15
6. ESSAIS EN VOL À BASSE ALTITUDE	16
7. CONCLUSION	19
8. REMERCIEMENTS	20
9. RÉFÉRENCES	21



R É S U M É

Le SHARP (Plate-forme relais fixe de haute altitude) est un concept qui utilise des avions alimentés par micro-ondes comme plates-formes de relais des signaux de télécommunications. Il est basé sur les résultats des travaux de développement menés jusqu'ici dans le domaine de la transmission de la puissance par micro-ondes relativement au concept de satellite et de plate-forme de haute altitude alimentés par l'énergie solaire, adaptés aux besoins canadiens. L'alimentation du SHARP se ferait à partir d'un grand système d'antenne terrienne qui transmettrait un faisceau à micro-ondes à un avion téléguidé circulant à environ 21 kilomètres d'altitude. L'énergie transportée par le faisceau serait convertie en courant continu par le moyen d'antennes redresseuses placées en-dessous de l'avion. Le courant ainsi généré alimenterait des moteurs électriques légers.

De 1980 à 1984, la Direction générale de la technologie du radar et des communications du MDC a mené une série de recherches rétrospectives sur les techniques reliées au SHARP. Entre février 1984 et avril 1985, la Direction générale de la technologie spatiale et des applications a effectué une évaluation préliminaire de la faisabilité du concept, sous la direction de M. E.J. Hayes (Étude de faisabilité préliminaire à la phase A). Le présent rapport résume les principaux résultats et conclusions des recherches et des études d'évaluation telles qu'elles se rapportent à l'alimentation des avions téléguidés à haute altitude alimentés par micro-ondes. D'autres études définissent les missions de télécommunications qui pourraient être effectuées et en évaluent la viabilité commerciale.

Divers types d'avions et de systèmes de transmission de puissance ont été analysés. Il a été découvert que le coût d'un système d'alimentation pouvait être considérablement réduit s'il était exploité sur la fréquence de 5,8 GHz au lieu de 2,45 GHz des bandes réservées aux opérations industrielles, scientifiques et médicales (ISM). Une antenne redresseuse de 2,45 GHz d'un pouvoir de conversion de 500W/m² a été soumise à des essais pour déterminer l'efficacité de la transformation de la puissance hyperfréquence en courant continu et les niveaux des émissions parasites à l'extérieur de la ISM.

Pour acquérir plus d'expérience sur l'alimentation par micro-ondes des aéronefs, un modèle réduit de 1,3 mètre d'envergure a été conçu et doté d'un nouveau type d'antenne redresseuse à double polarisation. Il est prévu de tester en vol ce modèle réduit qui sera alimenté par micro-ondes. Un émetteur de 6kW et une antenne de poursuite de 4,5 mètres seront utilisés pour obtenir la densité surfacique de puissance nécessaire au maintien de la maquette d'essai à des altitudes pouvant atteindre 70 mètres.

Il est conclu qu'il n'existe pas d'obstacle technique insurmontable qui s'oppose à la faisabilité d'un avion d'un système de transmission de puissance. Toutefois, il n'a pas encore été trouvé d'antenne redresseuse acceptable, et des incertitudes restent à lever en ce qui a trait à la performance des avions légers dans les conditions réelles d'exploitation.

1. INTRODUCTION

Au début des années 1980, il était envisagé que les avions et les véhicules plus légers que l'air (aérostats) pourraient être utilisés comme plates-formes de relais complémentaires des réseaux de Terre et à satellites du Canada. Leurs altitudes d'exploitation en font des moyens potentiellement précieux pour la distribution des signaux point à point ou multipoint, à l'intérieur de régions relativement grandes. Néanmoins, à quelques rares exceptions près (pays sous-développés), ni les aéronefs conventionnels (résistance et altitude d'exploitation restreintes) ni les dirigeables¹ amarrés au sol n'ont tenu de rôle important comme plates-formes de relais de télécommunications.

Le concept de **SHARP** (plate-forme relais fixe de haute altitude) comporterait l'emploi d'avions téléguidés de haute altitude comme plates-formes de relais des signaux de télécommunications. L'objectif que poursuit sa mise au point est d'exploiter les avantages que présentent les avions de type conventionnel et d'en surmonter les limites relatives à l'altitude d'exploitation et à la résistance. Les avions pourraient circuler lentement pendant plusieurs mois à une altitude de 21 kilomètres et relayer des signaux dans une zone de desserte de 600 kilomètres de diamètre (ce qui est à peu près la largeur d'une province canadienne des Prairies). Un système à avions **SHARP** permettrait d'étendre les divers services de télécommunications tels que le service radio mobile ou de télévision assuré dans les régions rurales.

Il a été envisagé d'employer comme plates-formes des aéronefs volant à très haute altitude pour effectuer des missions de surveillance ou contrôler la teneur des constituants en traces de l'atmosphère tels que le bioxyde de soufre, le bioxyde d'azote et le bioxyde de carbone. Par exemple, le projet CO-OPS² de la NASA et du ministère de l'Environnement des Etats-Unis, récemment annoncé, propose d'utiliser un avion plate-forme de haute altitude pour surveiller la teneur en bioxyde de carbone en divers endroits autour de la Terre.

L'élément innovateur des systèmes SHARP et CO-OPS est que les avions seraient propulsés par les micro-ondes. Dans ce système, la puissance hyperfréquences serait transmise à un avion en vol circulaire à partir d'un système d'antenne terrienne de grande dimension, comme l'indique la figure 1. Le faisceau à micro-ondes serait dirigé avec précision sur l'avion. Un dispositif de réception monté sous les ailes de l'avion et à d'autres endroits capterait les micro-ondes et les convertirait en courant continu. Ce dispositif est couramment appelé **rectenna** ou "**antenne redresseuse**". Le courant continu ainsi généré servirait à alimenter des moteurs électriques pour la propulsion de l'avion, la charge utile, les systèmes de commande et les batteries de réserve.

Le concept de la transmission de puissance par les ondes radio n'est pas nouveau. Il a été découvert il y a près d'une centaine d'années par Heinrich Hertz aux tous débuts de la radio, en 1888. Mais ce n'est que

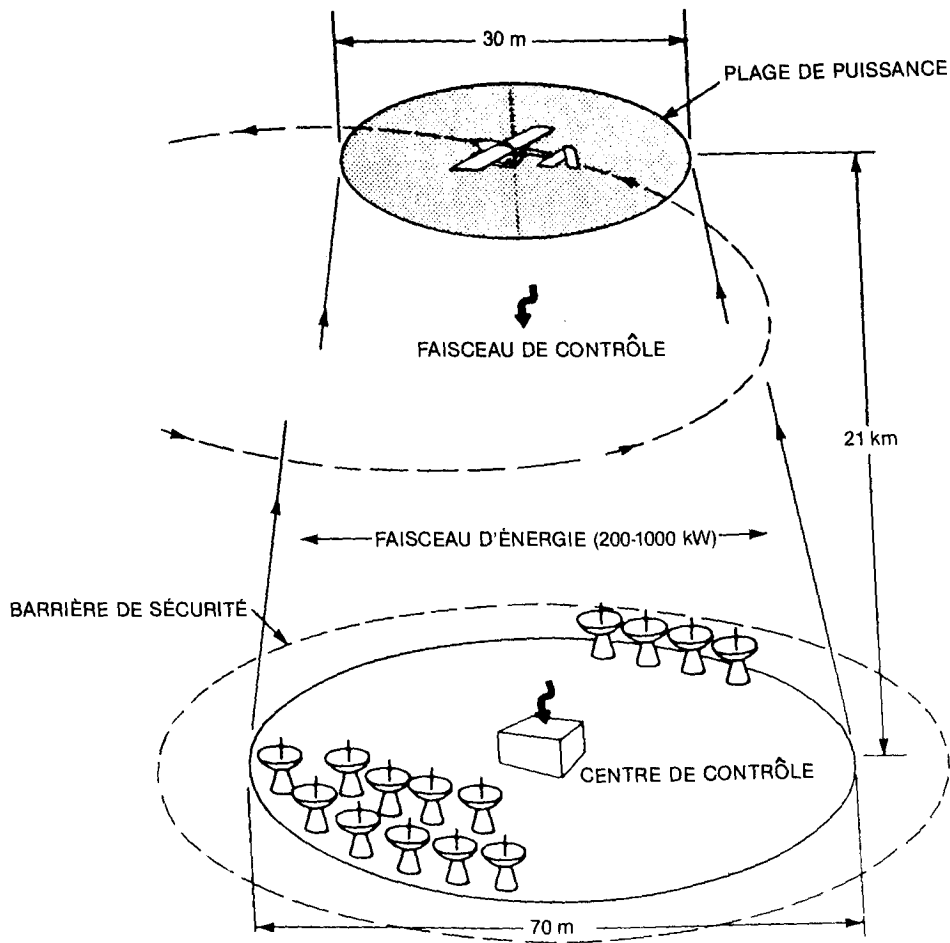


FIGURE 1- Configuration d'une plate-forme de relais fixe de haute altitude

durant la dernière décennie que les principaux obstacles techniques ont été suffisamment aplanis pour que la transmission radio de la puissance puisse être jugée pratique. Vers le milieu des années 1970, W.C. Brown et ses collègues de Raytheon, travaillant avec des scientifiques de la NASA, ont fait la démonstration d'un transfert efficace d'une puissance de 30 kW en courant continu sur une distance d'un mille, à l'aide d'un système³ de transmission à micro-ondes. Plus tard, des études de faisabilité d'un satellite⁴ alimenté par l'énergie solaire (SAES) et d'une plate-forme⁵ de haute altitude propulsée (PFPHA) établissaient que des sources de puissance magnétron et divers types d'antennes redresseuses fonctionnant à 2,45 GHz, répondaient, en partie, aux exigences de la transmission⁶ de puissance par micro-ondes. Parallèlement à ces études, P. MacCreedy et ses collègues (Aerovironment and Astroflight) démontraient qu'un avion léger piloté dénommé "Solar Challenger", alimenté par des piles solaires de 4 kW pouvait traverser la Manche⁷. (Figure 2)

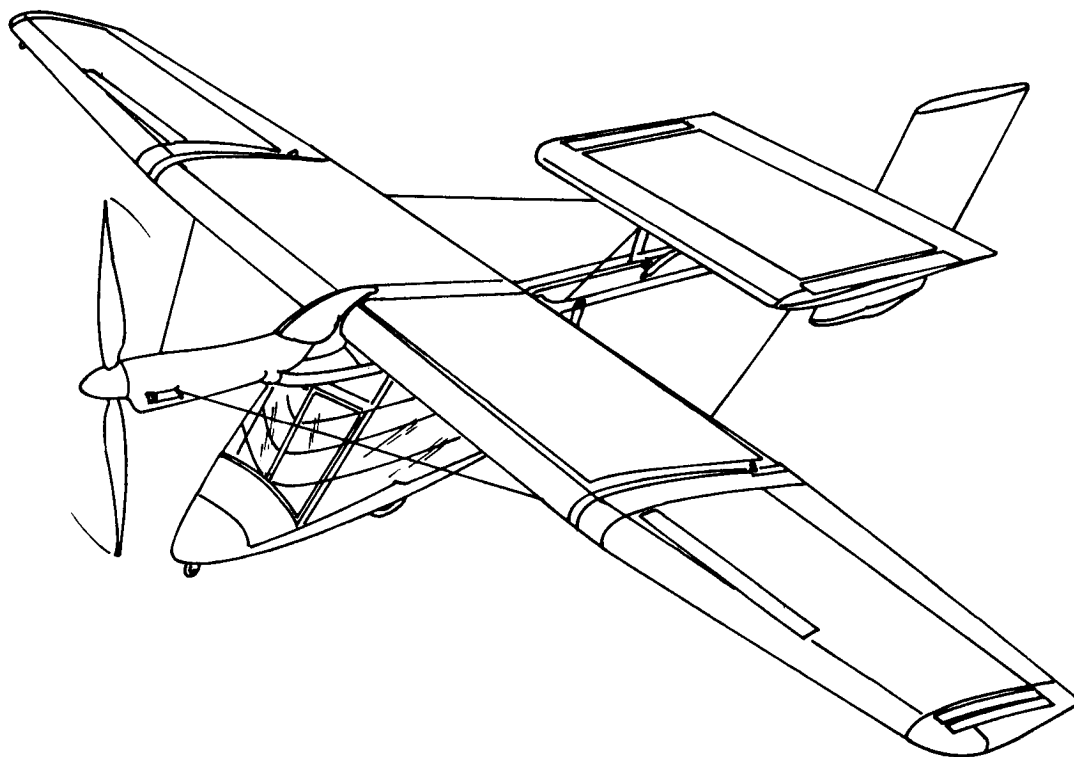


FIGURE 2 - Solar Challenger

Le vol réussi d'avions légers alimentés par l'énergie solaire et la mise au point d'un moteur léger sans balais ouvre de nouvelles perspectives en ce qui a trait à la production d'avions téléguidés à source d'alimentation électrique. En principe, il est aujourd'hui possible de faire voler des aéronefs à des altitudes jusqu'ici inaccessibles à des types conventionnels d'avions, à condition de pouvoir mettre au point une source de puissance électrique, sans augmentation excessive du poids. De nos jours, l'alimentation par faisceau à micro-ondes transmis depuis le sol s'avère des plus prometteuses.

Les concepts SHARP et CO-OPS combinent les technologies d'alimentation par micro-ondes et par l'énergie solaire pour produire des avions qui auraient une durée de vol de plusieurs mois et qui utiliseraient les micro-ondes comme s'il s'agissait d'un carburant pratiquement sans poids. Toutefois, des questions clés des plus importantes, comme celles qui suivent, demeurent sans réponse. Premièrement, **"Les avions légers alimentés par micro-ondes peuvent-ils être lancés à des altitudes nettement au-dessus de la zone des courants-jets et de trafic aérien commercial, puis ramenés sur terre en toute sécurité après plusieurs mois d'exploitation?"** Deuxièmement, **"Les avions plates-formes SHARP se prêteraient-ils à des missions de télécommunications efficaces par rapport**

L'alimentation de réserve ne serait employée que pour répondre aux besoins essentiels de puissance (à l'exclusion de la propulsion) dans le cas, par exemple, des radiobalises de localisation, des sous-systèmes de commande et des télécommunications prioritaires.

La durée de vol doit être supérieure à 6 mois. Il s'agit là d'une caractéristique particulièrement importante du système. La réalisation de cet objectif faciliterait la rotation des avions exploités suivant un échelonnement qui coïnciderait avec des périodes météorologiques favorables à basse et haute altitude. La disponibilité de l'avion plate-forme serait augmentée et les taux de dépréciation rabaissés.

Il est évident que le nom de plate-forme "**fixe**" attribué au **SHARP** est fort mal choisi lorsqu'on l'applique aux avions relais. Contrairement aux dirigeables ou aux hélicoptères (qui ont été évalués au tout début du projet), les avions peuvent se propulser dans la masse d'air pour maintenir leur portance. Mais il est également évident que pour accroître l'efficacité suivant le coût du transfert de puissance hyperfréquence et du dispositif de relais des télécommunications, tous les déplacements de l'avion doivent être restreints dans une zone aussi petite que possible. Plus particulièrement, les excursions du zénith au-dessus du système de transmission de puissance et les variations d'altitude sur l'itinéraire de vol doivent être minimisées.

Les considérations ci-dessus ont mené à la définition d'un cylindre de sustentation dans l'espace, au-dessus des stations terriennes, qui aurait un diamètre de 4 kilomètres et une hauteur de 2 kilomètres. L'itinéraire de vol serait contenu à l'intérieur de ce cylindre. Le diamètre de 4 kilomètres correspondrait à une ouverture angulaire de l'orientation d'exploitation du faisceau de plus ou moins 6 degrés à 21 kilomètres.

L'ouverture angulaire maximale est fixée à plus ou moins 10 degrés de manière à permettre l'acquisition en faisceau de l'avion plate-forme durant les étapes du "**lancement**" du vol. L'une des méthodes de lancement proposées, mais non essayées, serait de transporter la plate-forme **SHARP** sur un avion piloté jusqu'à une altitude de 10 à 15 kilomètres. Après séparation de l'avion "**remorqueur**", le **SHARP** poursuivrait son ascension jusqu'à 21 kilomètres, en régime d'alimentation par micro-ondes¹⁰.

C. Morris⁹ a effectué une analyse préliminaire des itinéraires de vol d'avions alimentés par micro-ondes. Ses travaux ont récemment été étendus par D. Gagnon à des stratégies de vol élaborées pour l'avion relais⁹ **SHARP**.

La figure 3 décrit l'un des itinéraires jugé optimal par D. Gagnon lorsque la vitesse de vent est environ de moitié inférieure à la vitesse au sol de l'avion. Ce dernier vole de front contre le vent et dispose de suffisamment de puissance pour prendre de l'altitude. Avant d'atteindre la limite de son cylindre de sustentation, il s'incline et vire

avec le vent le long d'un trajet curviligne (portion d'un cycloïde) et descend en décrivant un "D". L'avion reprend ensuite son itinéraire ascendant en ligne droite, vent debout. Ce vol présente plusieurs particularités. Premièrement, lorsqu'un avion s'incline sur l'aile, il faut lui fournir davantage de force propulsive pour le maintenir en altitude. Le gain de directivité de l'antenne redresseuse décroît durant l'inclinaison parce que l'angle d'incidence du faisceau à micro-ondes s'écarte de la normale au plan de l'antenne. L'efficacité du transfert de puissance chute. En conséquence, la puissance en courant alternatif fournie au moteur diminue aussi, à moins que la densité surfacique de puissance dans le faisceau soit amplifiée pour compenser la perte d'efficacité. La complexité opérationnelle du contrôle de la puissance surfacique en virage incliné est levée si, comme le montre la figure, l'énergie cinétique de l'aéronef peut compenser la perte d'énergie potentielle pour simplifier les opérations.

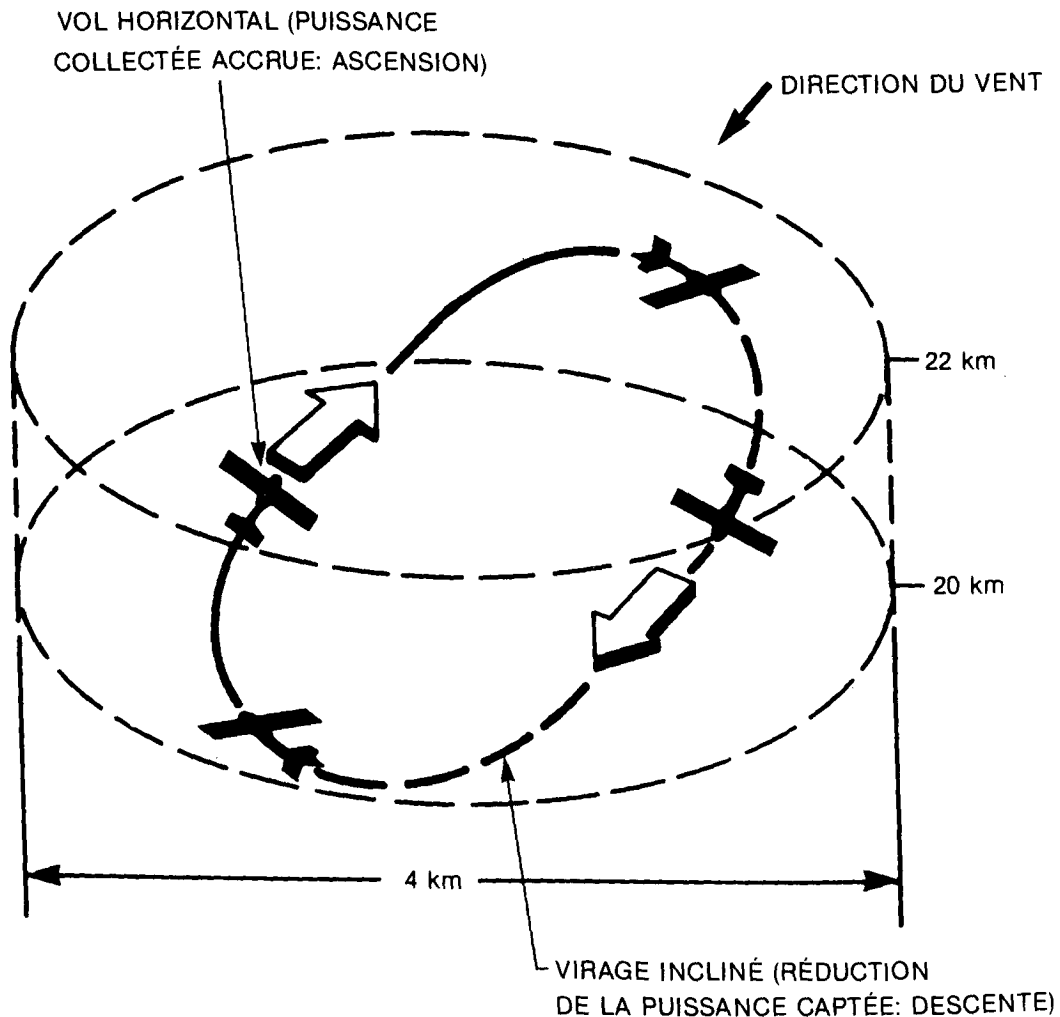
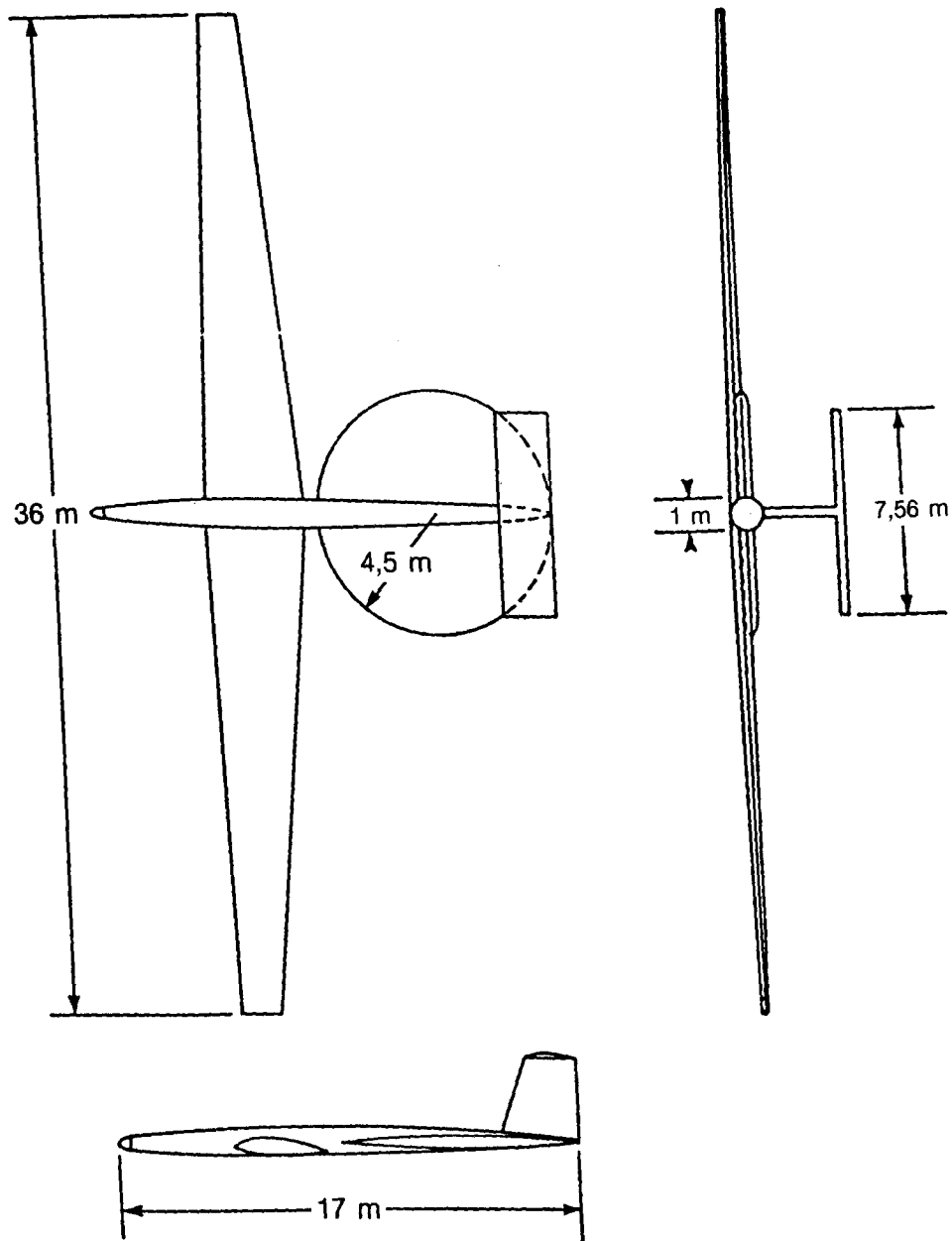


FIGURE 3- Itinéraire de vol en "D" pour la transmission d'une puissance constante

La transformation de l'énergie cinétique en énergie potentielle peut être exploitée pour compenser d'autres variations momentanées des besoins de puissance durant le fonctionnement du système. Par exemple, si un autre avion plate-forme vole près du faisceau, le système de transmission de puissance à micro-ondes (**STPMO**) peut être mis en sommeil pour quelques secondes ou minutes, sans effet notable sur l'exploitation. Néanmoins, si le système doit demeurer fermé pour des périodes de plus de 10 minutes, l'avion pourrait descendre jusqu'à l'altitude des courants-jets, où il serait difficile de reprendre l'exploitation normale.



ALLONGEMENT GÉOMÉTRIQUE	14
POIDS	1260 lb
VITESSE NORMALE D'EXPLOITATION	162 pi/s (49,5 m/s)
DENSITÉ SURFACIQUE DE PUISSANCE	216 W/m ²

FIGURE 4- Avion ISIS

3. AVION PLATE-FORME

L'avion **SHARP** doit pouvoir porter une charge utile de 100 kg nécessitant une puissance en courant continu de 2 kW pour répondre aux exigences des missions de télécommunications. La puissance surfacique maximale (PSM) à 21 kilomètres est établie à 500W/m² pour une ouverture à mi-puissance du faisceau de 30 mètres (diffraction limitée).

Une condition nécessaire pour obtenir la plus grande efficacité du transfert de puissance entre le sol et l'avion plate-forme est que la surface réceptrice doit coïncider le plus exactement possible avec la section transversale du faisceau. La figure I montre qu'il est virtuellement impossible de réaliser cette condition, compte tenu des dimensions et des géométries pratiques des avions ainsi que des ouvertures de faisceau typiques à diffraction limitée. Les avions de grande efficacité aérodynamique sont dotés d'ailes fines et longues semblables à celles des planeurs, qui ne pourraient capter qu'une petite partie de la puissance contenue dans un faisceau à section transversale circulaire.

J. DeLaurier, et ses collègues de l'**UTIAS**⁹, et J.F. Martin¹⁰, ont étudié un certain nombre de configurations d'avions à surface réceptrice qui épousent le plus étroitement la section transversale circulaire des faisceaux de puissance à diffraction limitée. L'une des configurations les plus prometteuses est illustrée à la figure 4. Le type d'avion auquel elle s'applique est doté d'ailes longues et fines de grande efficacité aérodynamique et d'un capteur circulaire de grand diamètre pour augmenter l'efficacité de la réception (l'avion est appelé "**ISIS**" d'après le dieu égyptien en raison de sa forme rappelant le soleil). Ce disque récepteur de 9 mètres de diamètre à section transversale elliptique et d'une épaisseur maximale d'un mètre est monté sur le fuselage de l'avion. Le disque ne contribue pas à l'augmentation de la portance et contient les antennes redresseuses.

Les caractéristiques de cet avion sont comparées avec celles d'un aéronef conventionnel dans le tableau 2. Les calculs montrent que les densités surfaciques de puissance de l'avion relais **SHARP ISIS** sont considérablement inférieures à celles d'un avion conventionnel dont le poids est de 20 p. cent plus lourd et qui nécessite près de 50 p. cent de plus de puissance propulsive. La chute de la densité surfacique de puissance provient de l'efficacité accrue du transfert de puissance de la configuration **ISIS**.

TABLEAU 2- Caractéristiques en courant continu*

	AVION CONVENTIONNEL (DE TYPE PLANEUR)	ISIS DE TYPE PLANEUR + DISQUE DE RÉCEPTION
CHARGE UTILE/AVIONIQUE	100 kg/2kW	100 kg/2kW
POIDS TOTAL	472 kg	572 kg
DENSITÉ SURFACIQUE DE PUISSANCE NOMINALE	428 W/m ²	330 W/m ²
DENSITÉ SURFACIQUE DE PUISSANCE NORMALE	262 W/m ²	220 W/m ²
PUISSANCE AU FREIN MAXIMALE	22 CV	32 CV
PUISSANCE MAXIMALE EN CC**	20 kW	29 kW

* A.H. REYNAUD ET J.F. MARTIN

** INCLUT 2 kW POUR LA CHARGE UTILE ET L'AVIONIQUE

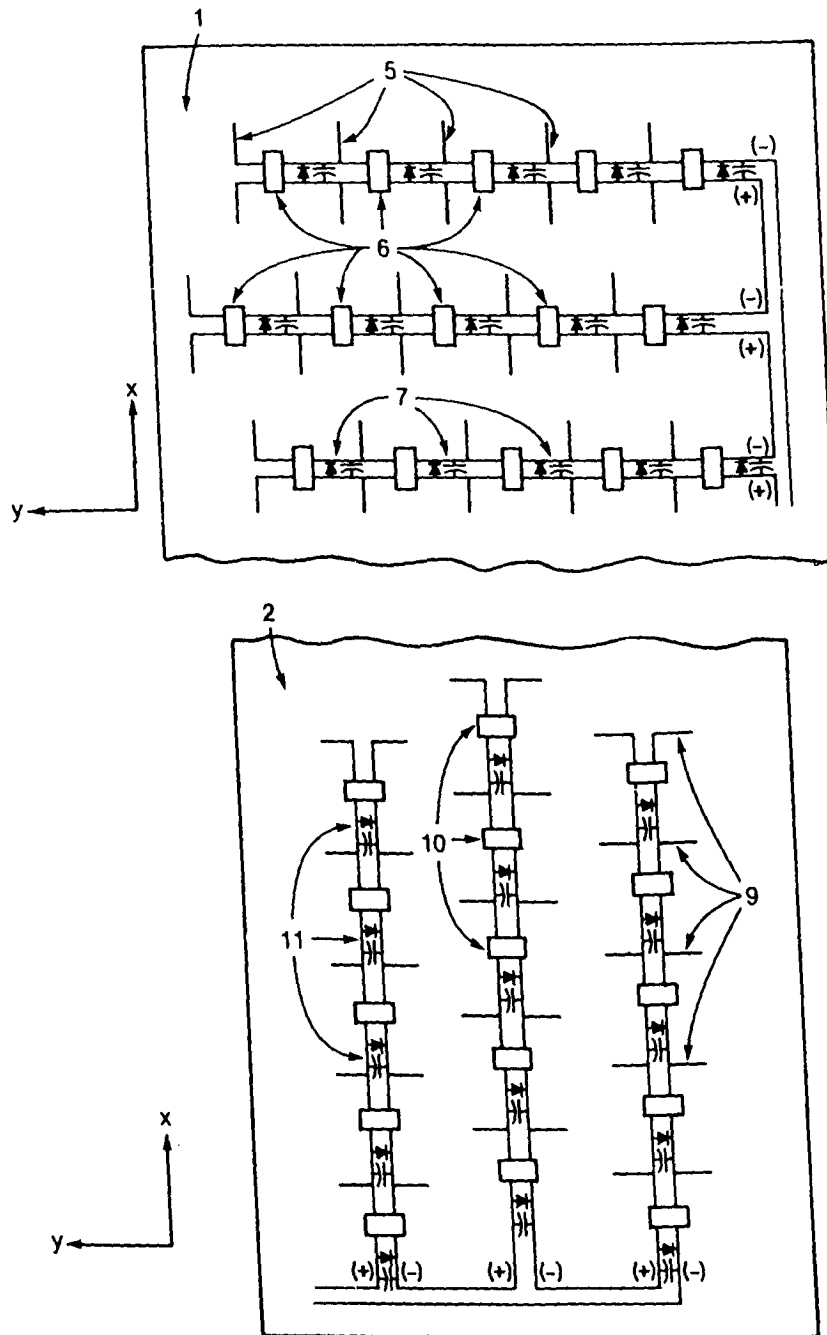


FIGURE 5A- L'antenne redresseuse à double polarisation

4. ANTENNE REDRESSEUSE

Dans une rétrospective des transmissions de puissance par ondes radio, W.C. Brown décrit l'évolution des antennes redresseuses depuis la fabrication à la main des réseaux de doublets et des diodes durant les années 1960 à la production de circuits¹¹ imprimés sur film d'aujourd'hui. Ce dernier type d'antenne redresseuse mis au point par W.C. Brown convient parfaitement aux applications aérospatiales. Son faible poids (quelques grammes par mètre carré) et son circuit imprimé (qui favorise la production en série) sont essentiels à la réalisation du SHARP.

La figure 5A décrit les deux plans de face d'une version de cette antenne redresseuse à double polarisation conçue par le CRC. Ce type d'antenne peut recevoir et rectifier avec une assez grande efficacité des ondes à polarisation circulaire ou linéaire (comme il est mentionné ci-dessous). Chaque plan est formé d'un réseau de doublets demi-onde et de lignes de bus collecteur de puissance photogravé sur un substrat au Kapton. Ces plans comptent environ 200 doublets par mètre carré à 2,45 GHz. Des diodes redresseuses et des filtres sont associés à chaque doublet. En plaçant une diode après chaque doublet, ces derniers sont essentiellement isolés les uns des autres en hyperfréquence (à l'exception des effets de couplage secondaires). Par conséquent, le réseau se caractérise par une directivité pratiquement identique à celle d'un doublet unique demi-onde.

La figure 5B indique la position respective des deux plans à polarisation octogonale 1 et 2 et un plan réflecteur 4 de l'antenne redresseuse à double polarisation. Les deux plans sont superposés, mais électriquement isolés. Le plan réflecteur est réduit d'un quart de longueur d'onde par rapport aux plans avant.

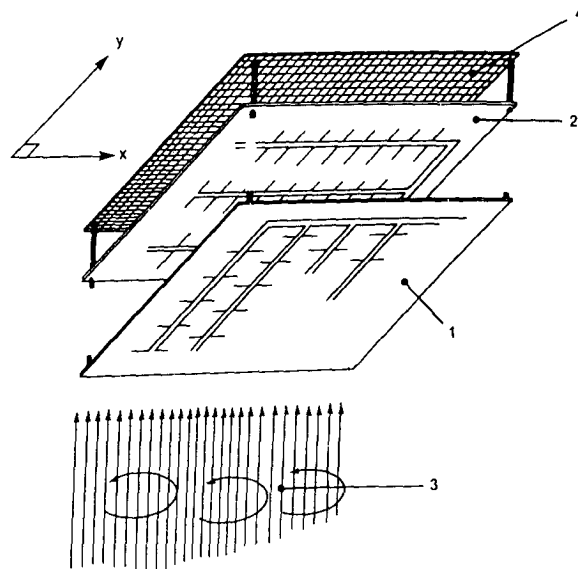


FIGURE 5B- Position des plans avant de l'antenne redresseuse à double polarisation

Les résultats des essais d'évaluation des divers types d'antennes redresseuses à couche mince de 2,45 GHz sont présentés dans les tableaux 3-1 et 3-2. Le premier type évalué est une antenne à polarisation linéaire d'un mètre carré conçue et fabriquée par Raytheon, Waltham. Elle est constituée de diodes de grande puissance Schottky **IMPATT**. La performance de cette antenne redresseuse a été soumise à des essais dans une gamme de puissance surfacique hyperfréquence de 100W/m² à 450W/m². L'antenne a été refroidie par convection de manière à simuler les conditions de vol aux altitudes d'exploitation. Pour plusieurs des essais, le densité surfacique de puissance a été augmentée pour produire un courant continu de 700W/m². L'antenne redresseuse à double polarisation conçue par le CRC comporte des diodes Schottky **HP2900** de faible puissance fournies par Hewlett Packard. Ce type d'antenne s'est révélé capable de produire une puissance de sortie en courant continu de 100W/m². Le tableau 3-I contient aussi des résultats relatifs à la charge de puissance maximale en courant continu requise pour un avion plate-forme volant à 21 kilomètres et un aéronef "**Stagger SHARP**" (30W/m²). (Le Stagger SHARP est un engin de démonstration à basse altitude décrit plus bas.)

TABLEAU 3-1- Antennes redresseuses* à couche mince 2,45 GHz

TYPE DE DIODES		RAYTHEON IMPATT (W.C. BROWN)		HP 2900 (CRC)	
PUISSANCE MAXIMALE CC/DIODE		3,5 W		0,25 W	
POLARISATION DE RÉSEAU		LIN	CIRC	LIN	CIRC
DENSITÉ DIODE		200/m ²	400/m ²	200/m ²	400/m ²
PUISSANCE CC MESURÉE/m ²	GRANDEUR RÉELLE	700W/m ²		50W/m ²	100W/m ²
	SIMUL				
PUISSANCE CC DE BASE/m ²	PLATE-FORME A 21 km	450W/m ²			
	STAGGER SHARP			30W/m ²	

* RÉSULTATS NON PUBLIÉS D'ALDEN, OHNO, KING, NISHIZAKI

Le tableau 3-II présente les résultats de mesures préliminaires de l'efficacité de la conversion d'énergie et des niveaux d'interférence électromagnétique produits par ces types d'antennes redresseuses. Les essais sous des conditions simulées d'un petit réseau à doublets fourni par Raytheon ont établi qu'il était possible d'atteindre des efficacités de conversion allant jusqu'à 83 p.100. Ces données concordent avec les mesures effectuées par W.C. Brown. Toutefois, J. King et T. Nishizaki ont trouvé que cette antenne redresseuse réfléchissait des signaux en-dehors de la bande à des niveaux élevés. Ces signaux réfléchis provenaient de l'utilisation des diodes **IMPATT** et d'un rayonnement secondaire de produits de transmodulation. Les niveaux de ces signaux sont situés entre 20 et 30 dB en-dessous du signal réfléchi 2,45 GHz. De plus, des signaux à deuxième harmonique ont été trouvés en-dessous de la densité surfacique de puissance réfléchie. Par comparaison, les antennes redresseuses à diodes **HP2900** ont exhibé des taux d'efficacité de conversion de 72 p.100 uniquement (pour les ondes à polarisation linéaire incidentes à l'antenne redresseuse à polarisation linéaire). Il n'a cependant pas été trouvé de signaux parasites de transmodulation à l'extérieur de la bande.

TABLEAU 3-11 - Antennes redresseuses à couche mince 2,45 GHz - 11*

TYPE DE DIODE		RAYTHEON IMPATT (W.C. BROWN)	HP 2900 (CRC)
REN. MAX. REDR.	GRANDEUR RÉELLE	81%	
	SIMUL	83% (LIN)	72% (LIN)
NIV. PERT. ELECT./REF. 2,45 GHz	TRANSMOD.	-20 à -30 dB	<-60 dB
	2 ^e HARM	-40 dB	-50 dB

* Résultats non publiés d'Alden, Ohno, King, Nishizaki

Mais des niveaux de rayonnement secondaire de deuxième harmonique ont été mesurés à environ 50 dB en-dessous de la puissance réfléchie à 2,45 GHz, comme dans le cas des antennes redresseuses utilisant des diodes IMPATT. Ces mesures ont mené à la conclusion qu'il n'existe pas de configuration d'antenne redresseuse à couche mince qui réponde aux caractéristiques de base établies.

5. SYSTÈME DE TRANSMISSION DE PUISSANCE PAR MICRO-ONDES (STPMO)

En 1983, la Société Miller Communications a effectué des études sur la performance de magnétrons de four bas de gamme comme source de puissance d'un grand réseau de STPMO fonctionnant à 2,45 GHz. Une densité surfacique de puissance de 500W/m² à 21 kilomètres serait requise pour un rideau de 200 éléments, chaque élément consistant en une antenne de 5 mètres de diamètre alimentée par une source de 5 kW. Cette approche paraît intéressante en ce qui a trait à la puissance d'alimentation à fournir à un système qui serait mis en place à moyen terme. D'autres solutions, proposant l'emploi de sources à klystron déjà disponibles, ont été examinées en vue d'une mise en oeuvre à court terme. Les caractéristiques à réunir en pareil cas, définies par R. Milne et R.M. Turner, sont décrites dans le tableau 4.

TABLEAU 4- Options de transmission de puissance par micro-ondes *

FRÉQUENCE EN PUISSANCE BISM	ANTENNE		SOURCE D'ALIMENTATION	
	NBRE	OUVERTURE	NBRE	OUVERTURE
2,45 GHz	7	32 m	7	150 kW
5,8 GHz	7	12 m	7	150 kW
5,8 GHz	1	32 m	7	150 kW

* R. Milne, R.M. Turner

Il a été découvert qu'il était nettement préférable, du point de vue des techniques et des coûts, d'utiliser une fréquence de 5,8 GHz au lieu de 2,45 GHz des bandes exploitées à des fins industrielles, scientifiques et médicales, pour la transmission de puissance. Les frais d'immobilisations et d'exploitation du système de transmission de puissance par micro-ondes pourraient être respectivement réduits de 25 et de 50 p. 100 si la fréquence de 5,8 GHz était choisie. Ces économies proviendraient principalement de la réduction importante de l'ouverture de l'antenne (facteur plus grand que deux) pour une largeur angulaire du faisceau de 30 mètres, à 21 kilomètres d'altitude. Des études portant sur diverses méthodes de mise en phase de la puissance de sortie de chaque élément de réseau ont été entreprises. Des techniques relevant des domaines de l'interférométrie et de la rétrodirectivité sont aussi analysées.

6. ESSAIS EN VOL À BASSE ALTITUDE

De l'expérience est progressivement acquise relativement à des avions alimentés par micro-ondes, grâce à une série d'essais en vol à basse altitude d'un modèle réduit expérimental. Il s'agissait au début de produire un modèle facile à téléguidé et alimenté par micro-ondes à des niveaux de puissance peu élevés. Les chercheurs de l'UTIAS, en collaboration avec le CRC, ont conçu et construit un avion⁸ de 1,3 mètre d'envergure représenté à la figure 6. À première vue, ce biplan rappelle les aéroplanes pilotés il y a 75 ans par les frères Wright à Kitty Hawk, et par McCurdy, à Baddeck, Nouvelle-Écosse. Cette configuration donne aux biplans une très grande rigidité et une légèreté qui permettent de le faire voler en appliquant une force de propulsion relativement petite (comme c'était le cas au tout début pour les biplans). L'examen des ailes révèle toutefois des différences essentielles par rapport à ces aéronefs du passé. Des antennes redresseuses à double polarisation et à ouverture rayonnante sont montées à la surface des ailes. Les surfaces supérieures sont faites de Mylar à base d'aluminium et servent de plans réflecteurs décalés d'un quart d'onde par rapport aux plans avant. Les ailes supérieures et inférieures sont placées en quinconce les unes par rapport aux autres dans la profondeur d'aile, de sorte que les antennes redresseuses peuvent être exposées en totalité aux faisceaux à micro-ondes (le nom "Stagger Sharp" de l'avion provient de la disposition en quinconce des ailes).

La densité surfacique de puissance maximale nécessaire pour faire voler le **Stagger Sharp** s'inscrit dans les limites de puissance des antennes redresseuses à double polarisation de 2,45 GHz utilisées. Plusieurs configurations de réseaux et de systèmes de transmission de puissance à élément unique seront testées. À l'origine, le système de transmission consistera en une source de puissance de 6 kW alimentant une antenne orientable de 4,5 mètres de diamètre. Le système est décrit à la figure 7. Des caméras vidéo seront utilisées pour déterminer la position de l'avion plate-forme et les signaux de ces caméras serviront à orienter l'antenne.

L'avion plate-forme volera à son altitude d'exploitation et ses moteurs seront alimentés par des batteries montées à bord. Une fois l'ascension terminée, l'alimentation par batterie sera coupée et celle de l'antenne redresseuse, ouverte. L'avion glissera alors dans le faisceau à micro-ondes. Après son acquisition par le faisceau, l'avion plate-forme

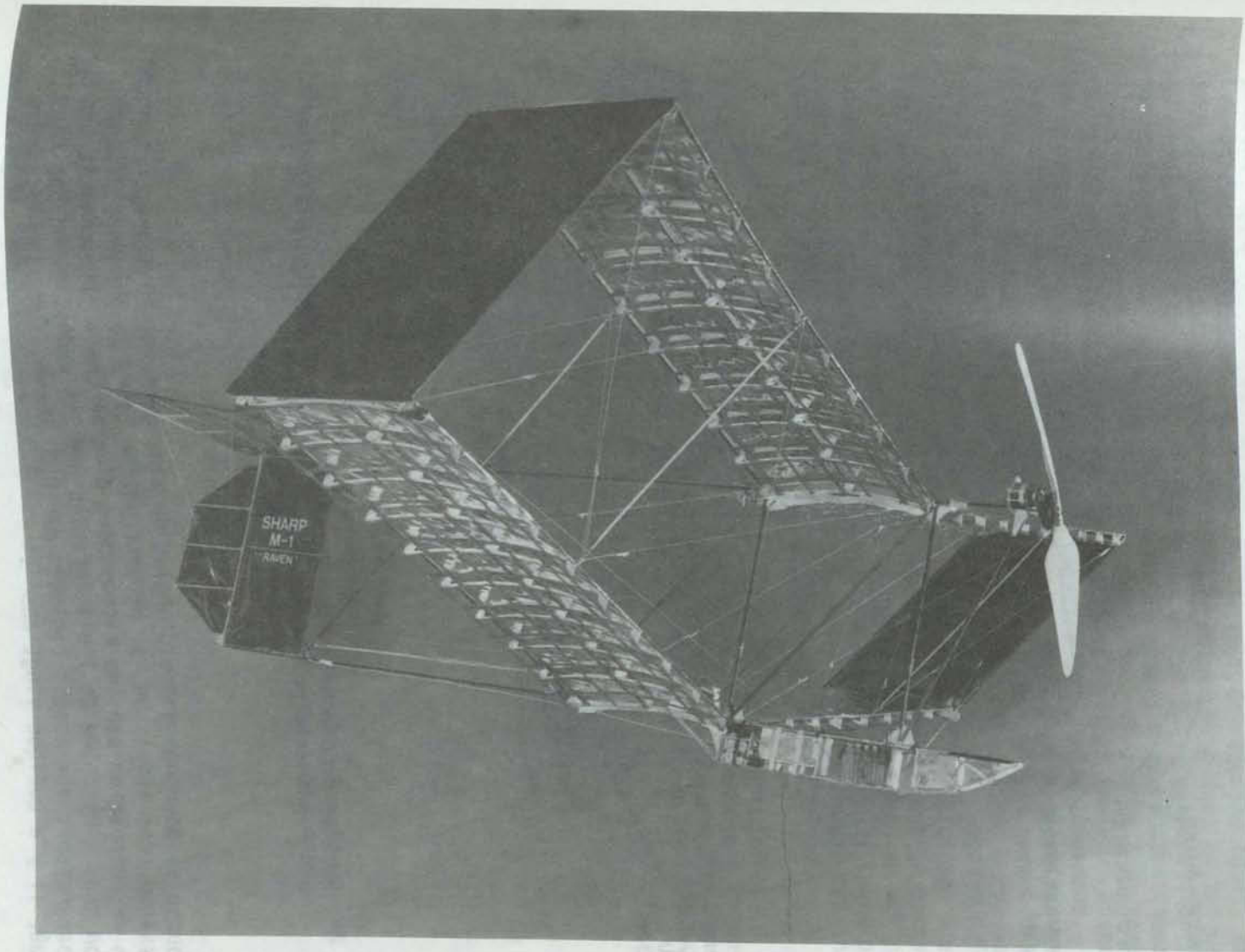
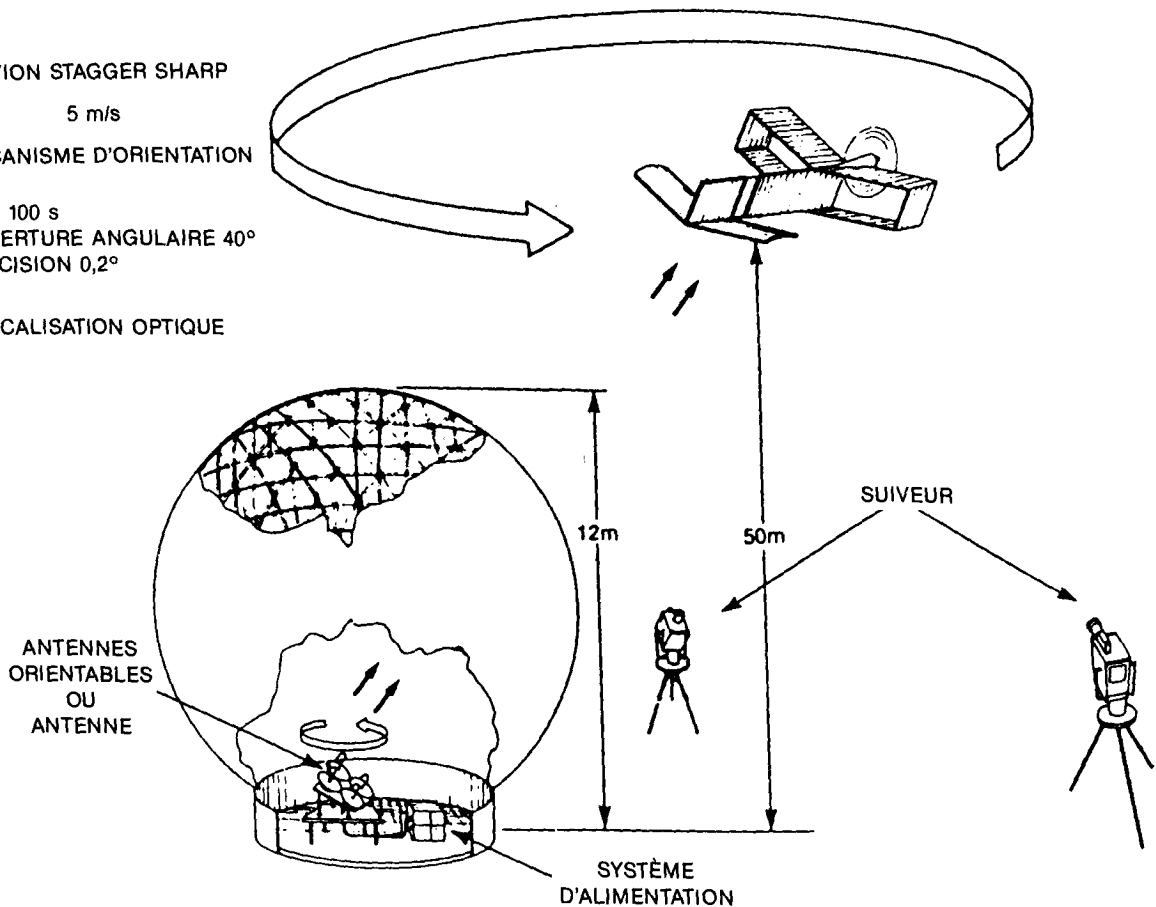


FIGURE 6- Stagger SHARP: Modèle réduit d'avion plate-forme à ailes décalées

- AVION STAGGER SHARP
5 m/s
- MÉCANISME D'ORIENTATION
10 p. 100 s
OUVERTURE ANGULAIRE 40°
PRÉCISION 0,2°
- LOCALISATION OPTIQUE



* J.J. SCHLESK CRDC/MDC

FIGURE 7- Système de démonstration d'un vol libre d'un avion plate-forme SHARP alimenté par micro-ondes*

sera poursuivi pour une gamme d'angles de plus ou moins 20 degrés. À notre connaissance, ces essais en vol permettront de faire la première démonstration de propulsion par les micro-ondes d'un aéronef. Ils constitueront un jalon dans l'histoire de l'alimentation par les ondes, et un pas de géant par rapport aux essais réalisés par W.C. Brown, sur un hélicoptère remorqué, il y a quelque vingt ans¹¹.

8. REMERCIEMENTS

L'auteur remercie les nombreux collègues du MDC qui ont contribué à la rédaction de ce rapport. Les principaux collaborateurs ont été nommés dans diverses références, figures et tableaux, et tout particulièrement, dans le tableau 5. La contribution de monsieur E.J.Hayes de la Direction générale de la technologie spatiale et des applications, qui a dirigé l'équipe de projet chargée d'évaluer la faisabilité du concept en 1984-1985 doit être spécialement soulignée. Les discussions tenues au cours des dernières années avec Monsieur W.C. Brown de Raytheon, Waltham, Massachusetts, ont permis de faire progresser les recherches sur la transmission de puissance au MDC. La contribution du personnel de l'UTIAS (Toronto), de SED Systems (Saskatoon), de Miller Communications (Ottawa) et de CAL (Ottawa) doit être aussi mentionnée.

TABLEAU 5- Remerciements

ÉTUDES—	ÉTAPE PRÉLIMINAIRE À LA	
	PHASE A - FAISABILITÉ	— E.J. HAYES (CHEF DE GROUPE)
	CHARGES UTILES	— J. PALMER ET CONFRÈRES
	COURANT CONTINU	— H. REYNAUD ET CONFRÈRES
	ALIMENTATION	— R. MILNE ET CONFRÈRES
RECHERCHES—	ANTENNES REDRESSEUSES	— R. BONNYCASTLE ET CONFRÈRES
	ESSAI A BASSE ALTITUDE	— J. SCHLESACK ET CONFRÈRES
	ANTENNES REDRESSEUSES	— A. ALDEN ET CONFRÈRES
	TRANSMISSION DE PUISSANCE	— R. TURNER ET CONFRÈRES
	SYSTÈMES	— A. LILLEMARCK ET CONFRÈRES

9. RÉFÉRENCES

1. J.P. Hirl, "Tethered telecommunications, broadcast and monitoring Systems". Comptes rendus du Symposium de l'AIAA, pages 173-180, 1979.
2. Article intitulé "Marshall centre considers study of CO² from high-altitude platform", Aviation Week and Space Technology, 12 novembre 1984.
3. R.M. Dickinson, "Reception-conversion subsystem (RXCV) transmission system", rapport final de Raytheon. Transmission de puissance par micro-ondes, marché ER75-4386JPL, 953968, marché de la NASA NAS7-100, septembre 1975.
4. Final Proc. Solar Power Satellite Program. Rev. DOE/NASA Satellite Power System Concept Development Evaluation Program, Conf. -800491, juillet 1980.
5. N.J. Mayer and H.C. Needleman, "NASA studies of a high altitude powered platform (HAPP)". Comptes rendus du dixième symposium scientifique sur les aérostats de l'AFGL, Laboratoire de géophysique de l'Armée de l'air des États-Unis, août 1978.
6. W.C. Brown, "Design definition of a microwave power reception and conversion system for use on a high altitude powered platform", NASA Contractor Rep. CR-15866, Contract NAS6-3006, Wallops Flight Facility et "Design study for a ground microwave power transmission system for use with a high-altitude powered platform", NASA Contractor Rep. 16844, juin 1983 Raytheon Rep. PT-6052, Contract NAS6-3200, mai 1982.
7. John Stansell, article intitulé "Planes that fly by the Sun", New Scientist, pages 824-827, 25 juin 1981.
8. C.E.K. Morris junior, "Microwave-powered unmanned high-altitude airplanes", Journal of Aircraft, volume 21, no 12, pages 966-970, décembre 1984.
9. J. DeLaurier, B. Gagnon, J. Wong, R. Williams et C. Hayball, "Research on the technology of an airplane concept for stationary high-altitude relay platform (SHARP)". Présentation à la Trente-deuxième assemblée générale annuelle de l'Institut aéronautique et spatial du Canada, Montréal, 27 mai 1985.
10. A.H. Reynaud et J.F. Martin, "Airplane concept for stationary high altitude relay platform (SHARP)". Présentation à la Trente-deuxième assemblée annuelle de l'Institut aéronautique et spatial du Canada, Montréal, 27 mai 1985.
11. W.C. Brown, "The history of power transmission by radio waves", IEEE Trans. on Microwave Theory and Techniques, volume MTT-32, no. 9, pages 1230-1242, septembre 1984.

7. CONCLUSION

Pour conclure, retournons à la question soulevée au début du présent rapport: "**Le concept SHARP est-il techniquement faisable?**" Les études du MDC menées à ce jour permettent de répondre "**OUI**", mais sous de sérieuses réserves. Il n'existe pas de barrières techniques qui empêchent de propulser un avion par un système d'alimentation à micro-ondes d'ici les quelques prochaines années. La construction de l'avion plate-forme et de la station terrienne nécessaire à la transmission de la puissance ne présente pas de problèmes insurmontables. Néanmoins, le concept est encore au stade embryonnaire de son développement. Des questions d'ordre technique et fonctionnel doivent être résolues avant qu'il soit démontré que le concept de plate-forme relais permet d'effectuer les diverses missions envisagées. Les caractéristiques de perturbation électromagnétique de l'antenne redresseuse doivent être améliorées. De plus, il demeure des incertitudes quant aux vols à une altitude d'exploitation de 21 kilomètres. D'autres zones grises concernant le comportement des matériaux de structure et des moteurs sur des périodes de vol prolongées en altitude appellent des éclaircissements. Il est toutefois possible de prédire, avec une certaine confiance, que toutes ces incertitudes seront levées au cours des quelques prochaines années.

Il sera aussi nécessaire d'évaluer les répercussions de l'utilisation à grande échelle de la transmission de puissance par micro-ondes sur l'utilisation du spectre des radiofréquences. Il faudra enfin résoudre les préoccupations légitimes nourries à l'égard de l'environnement.

8. REMERCIEMENTS

L'auteur remercie les nombreux collègues du MDC qui ont contribué à la rédaction de ce rapport. Les principaux collaborateurs ont été nommés dans diverses références, figures et tableaux, et tout particulièrement, dans le tableau 5. La contribution de monsieur E.J.Hayes de la Direction générale de la technologie spatiale et des applications, qui a dirigé l'équipe de projet chargée d'évaluer la faisabilité du concept en 1984-1985 doit être spécialement soulignée. Les discussions tenues au cours des dernières années avec Monsieur W.C. Brown de Raytheon, Waltham, Massachusetts, ont permis de faire progresser les recherches sur la transmission de puissance au MDC. La contribution du personnel de l'**UTIAS** (Toronto), de **SED Systems** (Saskatoon), de **Miller Communications** (Ottawa) et de **CAL** (Ottawa) doit être aussi mentionnée.

TABLEAU 5- Remerciements

ÉTUDES—	ÉTAPE PRÉLIMINAIRE À LA	
	PHASE A - FAISABILITÉ	— E.J. HAYES (CHEF DE GROUPE)
	CHARGES UTILES	— J. PALMER ET CONFRÈRES
	COURANT CONTINU	— H. REYNAUD ET CONFRÈRES
RECHERCHES—	ALIMENTATION	— R. MILNE ET CONFRÈRES
	ANTENNES REDRESSEUSES	— R. BONNYCASTLE ET CONFRÈRES
	ESSAI A BASSE ALTITUDE	— J. SCHLESACK ET CONFRÈRES
	ANTENNES REDRESSEUSES	— A. ALDEN ET CONFRÈRES
	TRANSMISSION DE PUISSANCE	— R. TURNER ET CONFRÈRES
	SYSTÈMES	— A. LILLEMARCK ET CONFRÈRES

9. RÉFÉRENCES

1. J.P. Hirl, "Tethered telecommunications, broadcast and monitoring Systems". Comptes rendus du Symposium de l'AIAA, pages 173-180, 1979.
2. Article intitulé "Marshall centre considers study of CO² from high-altitude platform", Aviation Week and Space Technology, 12 novembre 1984.
3. R.M. Dickinson, "Reception-conversion subsystem (RXCV) transmission system", rapport final de Raytheon. Transmission de puissance par micro-ondes, marché ER75-4386JPL, 953968, marché de la NASA NAS7-100, septembre 1975.
4. Final Proc. Solar Power Satellite Program. Rev. DOE/NASA Satellite Power System Concept Development Evaluation Program, Conf. -800491, juillet 1980.
5. N.J. Mayer and H.C. Needleman, "NASA studies of a high altitude powered platform (HAPP)". Comptes rendus du dixième symposium scientifique sur les aérostats de l'AFGL, Laboratoire de géophysique de l'Armée de l'air des États-Unis, août 1978.
6. W.C. Brown, "Design definition of a microwave power reception and conversion system for use on a high altitude powered platform", NASA Contractor Rep. CR-15866, Contract NAS6-3006, Wallops Flight Facility et "Design study for a ground microwave power transmission system for use with a high-altitude powered platform", NASA Contractor Rep. 16844, juin 1983 Raytheon Rep. PT-6052, Contract NAS6-3200, mai 1982.
7. John Stansell, article intitulé "Planes that fly by the Sun", New Scientist, pages 824-827, 25 juin 1981.
8. C.E.K. Morris junior, "Microwave-powered unmanned high-altitude airplanes", Journal of Aircraft, volume 21, no 12, pages 966-970, décembre 1984.
9. J. DeLaurier, B. Gagnon, J. Wong, R. Williams et C. Hayball, "Research on the technology of an airplane concept for stationary high-altitude relay platform (SHARP)". Présentation à la Trente-deuxième assemblée générale annuelle de l'Institut aéronautique et spatial du Canada, Montréal, 27 mai 1985.
10. A.H. Reynaud et J.F. Martin, "Airplane concept for stationary high altitude relay platform (SHARP)". Présentation à la Trente-deuxième assemblée annuelle de l'Institut aéronautique et spatial du Canada, Montréal, 27 mai 1985.
11. W.C. Brown, "The history of power transmission by radio waves", IEEE Trans. on Microwave Theory and Techniques, volume MTT-32, no. 9, pages 1230-1242, septembre 1944.

