

INPE-270-RI/59

1º Rascunho do Relatório do Grupo de
Trabalho de Planejamento de
Satélites Domésticos

10 de Janeiro de 1973

- Anexo I - "A technique for modeling communications satellites", pp.73-101, COMSAT Technical Review Volume 2 Number 1, Spring 1972".
- Anexo II - "Brazilian Domestic Satellite - Example Statement of Work and Example Program Development Plans".
- Anexo III - "Composants pour satellites de télécommunications, pp.224-232, Journal des Télécommunications Volume 39.IV/1972"



PRESIDÊNCIA DA REPÚBLICA
CONSELHO NACIONAL DE PESQUISAS
INSTITUTO DE PESQUISAS ESPACIAIS
São José dos Campos - Estado de S. Paulo - Brasil

Este relatório interno foi preparado para a reunião de 11 de janeiro de 1973, do Grupo de Trabalho de Planejamento de Satélites Domésticos de Telecomunicações criada pelo Senhor Ministro das Comunicações, pela Portaria 421 de 8/9/1972.

Ele e seus anexos destinam-se a oferecer subsídios e gerar debates preparatórios para as reuniões com os fabricantes de satélites que virão apresentar suas idéias ao GT.

Foi redigido obedecendo aos itens estipulados pelo Dr. Hervé Pedrosa para o relatório final, com vistas a facilitar a respectiva redação.

Fde Mendonça
Fernando de Mendonça
Diretor Geral

1. INTRODUÇÃO

O Governo Brasileiro, através do Ministério das Comunicações, vem estudando já há algum tempo a viabilidade do uso de satélites como meio de transmissão dos diversos serviços de telecomunicações (telefonia, rádio-difusão sonora e TV, teleducação, comunicações de segurança nacional), dentro do território nacional. A saber, um Sistema de Satélite Doméstico Brasileiro que venha a complementar os sistemas de telecomunicações atualmente instalados, em instalação ou em planejamento pelo Governo (através da EMBRATEL, Cias. telefônicas, etc.) e assim venha a formar parte integral dos sistemas totais que o Brasil terá que instalar para satisfazer suas necessidades futuras no ramo das comunicações domésticas.

Entre os passos tomados até agora pelo Ministério das Comunicações, foi formado o Grupo de Trabalho encarregado de estudar os diferentes aspectos do problema para a formulação, pelo Ministério, de recomendações a serem apresentadas à COBAE. A composição do Grupo de Trabalho que aqui apresenta seu informe final é a seguinte:

- a) Ministério das Comunicações
- b) Ministério da Educação e Cultura - PRONTEL
- c) EMBRATEL
- d) Estado-Maior das Forças Armadas (EMFA)
- e) Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE)

2. DESCRIÇÃO DO PROBLEMA

2.1 Antecedentes

Em 1966 surgiu a idéia de um satélite domestico de comunicações que pudesse também ser usado para teleducação; foi apresentada formalmente pelo INPE (então CNAE) ao Conselho Nacional de Pesquisas, com o ofício 48/67, de 26 de setembro de 1967. Em 1968 foi publicado o primeiro relatório de estudos com o nome de "Projeto SACI" (Satélite Avançado de Comunicações Interdisciplinares).

Por convite do Ministério das Relações Exteriores, um grupo de peritos das Nações Unidas veio conhecer os esforços brasileiros em TV educativa, tendo visitado a Fundação Padre Anchieta (na época em estruturação) e, por causa dos estudos sobre satélites, o mesmo grupo esteve na CNAE, em São José dos Campos, em julho de 1968.

Em fevereiro de 1969 o governo brasileiro enviou, à sede das Nações Unidas, delegados para participarem no Grupo de Trabalho da ONU sobre Transmissão Direta por Satélites. Em uma das reuniões do Grupo, o delegado brasileiro oriundo da CNAE obteve, no plenário, da delegação dos Estados Unidos, a resposta que bastaria acordo bi-lateral para aquela nação lançar satélite de comunicações para um país que não tivesse facilidades de lançamento. Essa posição foi confirmada em pronunciamento oficial do presidente americano Richard Nixon, em 9 de outubro de 1972.

Também houve presença brasileira na reunião de julho de 1969 que o mesmo grupo realizou em Genebra.

Na troca de notas diplomáticas entre o Brasil e a França sobre a estação de rastreamento de Fortaleza, foi incluída pelo Ministério das Relações Exteriores, por sugestão da CNAE (hoje INPE), uma cláusula que permite lançar satélites brasileiros das instalações de Kourou, Guiana Francesa.

Por esforço, principalmente, do Dr. Helio Beltrão, na época Ministro do Planejamento, foi assinado o decreto 65239, de setembro de 1969, criando uma Comissão Interministerial de Sistemas Avançados de Tecnologias Educacionais destinada a estudar a implantação de tecnologias educacionais avançadas no sistema educacional brasileiro inclusive o estudo de viabilidade do uso de satélites.

O referido estudo foi incluído nas "Metas e Bases para a Ação de Governo", publicadas em 1970, sob a égide da Presidência da República.

Em fevereiro de 1970, novamente a presença brasileira no estrangeiro, agora em Nova Delhi, na Índia, com o apoio do Ministério das Relações Exteriores, na XII Reunião Plenária do Comitê Consultivo Internacional de Radio-comunicações (CCIR) da União Internacional de Telecomunicações (UIT) para acompanhar os trabalhos no que se referissem a satélites de comunicações.

No mes de outubro do mesmo ano, o Ministro das Comunicações criou, na própria Secretaria-Geral, um grupo técnico destinado a estudar a posição do Brasil tanto para a Reunião Conjunta Especial do CCIR, marcada para fevereiro de 1971, como para a de julho, a Conferência Administrativa Mundial de Rádio-comunicações - Telecomunicações Espaciais (cuja sigla "WARC-ST" foi formada com as iniciais de sua designação em inglês).

A reunião de fevereiro de 1971 preparou os documentos técnicos destinados à apreciação na conferência de julho do mesmo ano da qual resultaram modificações no Regulamento de Rádio-comunicações da UIT, publicadas depois da aprovação pelos delegados dos países membros, entre os quais os do Brasil.

Na WARC-ST foi aprovado, na faixa de frequências 2500-2690 MHz, o uso de TV educativa na Região 2 da UIT (na qual está o Brasil) embora compartilhado com outros serviços. Foi um resultado importante, para o qual concorreu a delegação brasileira, pois os delegados dos países europeus lutaram contra a aprovação devido a estarem congestionadas na Europa as frequências abaixo de 10 GHz, ie, de 10.000 MHz.

No plano interno foi criada pelo Decreto 63.099, de 1971, a Comissão Brasileira de Atividades Espaciais (COBAE) para assessorar diretamente o Presidente da República nestas atividades e, pelo Decreto 68532/71, foi transformada a CNAE em INPE - Instituto de Pesquisas Espaciais - como principal órgão de execução para o desenvolvimento dessas pesquisas no âmbito civil.

A COBAE inclui, entre outros, representantes do Ministério das Comunicações e do Ministério da Educação e Cultura por causa das implicações promissoras para o Brasil, das atividades e tecnologias espaciais nas telecomunicações e na teleducação.

Durante todos esses anos a CNAE (hoje INPE) prosseguiu nos estudos de viabilidade de um satélite avançado de comunicações interdisciplinares e prestou colaboração aos Ministérios e órgãos interessados, ou por solicitação ou mediante convênios.

Ainda mais, em 4 de dezembro de 1971, pela Lei nº 5727, foi aprovado o 1º Plano Nacional de Desenvolvimento (PND), 1972/74, que menciona a maior dimensão da pesquisa espacial, decorrente do funcionamento da COBAE, e confirma as missões do INPE nesse campo, mencionando que o referido Instituto deverá conduzir, no triênio, os estudos de viabilidade de implantação de sistema educacional via satélite.

No princípio de 1972 foi adotada como política do Governo o estudo da viabilidade de um sistema de satélite doméstico de comunicações, tendo sido criado pelo Ministro das Comunicações - por solicitação da COBAE - o presente Grupo de Trabalho de Planejamento de Satélite Doméstico, com a missão precípua de gerar este documento, que servirá de base para decisão superior. Dentro da sua missão preocupa-se o Grupo em integrar os esforços até agora desenvolvidos no país neste campo.

2.2 Adequação ao Brasil

Antes dos satélites artificiais, as telecomunicações para as fronteiras, o interior longínquo e as ilhas oceânicas só eram possíveis por ondas curtas.

A EMBRATEL interligou Brasília e as capitais próximas da costa com microondas de grande capacidade, em uma tarefa gigantesca. Entretanto as distâncias e obstáculos naturais obrigaram ao uso da tropodifusão na região norte, no Mato Grosso, Acre e alguns territórios.

A integração nacional via telecomunicação de alta capacidade e confiabilidade ainda não foi conseguida.

Sua consecução exige um meio que vá a qualquer ponto sem precisar de rotas terrestres.

O satélite de comunicações realiza esse desideratum. Primeiro, porque "via satélite" qualquer lugar do Brasil sempre dista de outro cerca de 73000 km de espaço livre. Segundo, porque uma vez colocado o satélite em órbita, o segmento terrestre poderá ir sendo instalado de maneira julgada melhor pelas autoridades - não faz a mínima diferença que a estação número 1 seja em Cucuí ou em Fernando de Noronha, por desnecessidade de enlace intermediário.

A inexistência de boas comunicações torna difícil qualquer estimativa de tráfego, tanto assim que os troncos implantados pela EMBRATEL estão saturados porque o bom serviço prestado por eles gerou uma demanda muito superior às estimativas baseadas no tráfego que havia quando o serviço era deficiente.

Um sistema de satélite minimiza os riscos de erros de estimativa por causa da flexibilidade oferecida pelos sistemas de acesso múltiplo comandado pela demanda e - em caso extremo - pelo lançamento de satélites adicionais, como está previsto no sistema doméstico de outro país.

2.3 Complementação das redes existentes

O sistema de satélite brasileiro complementarã as redes existentes desde que seja especificada no contrato a exigência de integração do sistema existente com o sistema satélite.

Essa complementação pode ser em tráfego mútuo (p.ex. Cucuí para São Paulo via Tanguã) ou em substituição, como circuito de alternativa no caso de falha em um tronco de microondas ou ainda, como disponibilidade de canais de comunicações nas rotas saturadas.

No caso da TV e da educação a complementação é especialmente válida visto como a atual rede de superfície coloca esse tráfego no seu canal de reserva da telefonia.

2.4 Soluções possíveis

Consideraremos aqui a solução "satélite doméstico" sem por isso desaconselhar o possível uso do INTELSAT como solução intermediária e de curto prazo. Por outro lado uma decisão sobre esta possibilidade é da alçada exclusiva do Ministério das Comunicações por sua participação no consórcio internacional.

a) A solução que passamos a recomendar seria a de encomenda imediata de três satélites:

1 operacional

1 reserva (em órbita ou no solo)

1 reserva (no solo)

Uma vez decidida a configuração do sistema integrado que, evidentemente, será fruto da nossa seleção de fornecedor, o início da construção dos satélites seria autorizado.

Os satélites teriam transceptores em 2,5 GHz, 4-6 e 12 GHz.

Dessa maneira haveria capacidade para os serviços integrados (4 e 6 GHz), para os estudos de teleeducação previstos no PND, lei 5727/71 (2,5 GHz) e para as comunicações experimentais em 12 GHz, especialmente na Amazônia.

b) As experiências em 12 GHz e os estudos de teleeducação em 2,5 GHz permitirão a evolução segura para o sistema de segunda geração.

A crescente utilização do espectro eletromagnético indica tendência irreversível para o uso das frequências cada vez mais altas e por isso devemos, nós brasileiros, conhecer bem os problemas de propagação e atenuação das comunicações espaciais nas faixas superiores a 11 GHz.

Para aumentar (ou, pelo menos manter) seu ritmo de desenvolvimento, o país terá de superar os obstáculos devidos à sua grandeza territorial e à sua esparsa população no interior longínquo. Se admitirmos que não existe hoje capacidade para levar educação a esses patricios, é nossa obrigação usar a oportunidade oferecida pelo sistema doméstico de satélite para estudos, experiências e planos pilotos que nos levem à necessária capacidade. Daí a especificação de um canal de 2,5 GHz no sentido satélite-Terra, que será usado dentro do espírito da lei 5727/71.

c) Com a entrada em funcionamento do seu sistema doméstico e em que pesem alguns aspectos experimentais, o Brasil estará real e pioneiramente na fase definitiva do uso integrado satélite-sistemas terrestres. A continuação verá o aparecimento de satélites de maior potência, fontes de energia de maior rendimento, etc.

A técnica de fabricação de satélites pode - e deve - ser aprendida por nós brasileiros de modo que os satélites de substituição possam ser de fabricação nacional.

Esta possibilidade se tornará tanto mais forte quanto maiores forem a atenção e os recursos que dedicarmos à pesquisa, formação de pessoal de alto nível e orientação da indústria, o que depende apenas de decisão política pois núcleos como o INPE já existem para a execução.

3. USUÁRIOS POTENCIAIS

Neste tópicó certamente pecaremos por falta pois os serviços que o sistema doméstico de satélites prestará serão de tal ordem que os usuários aparecerão em quantidades hoje difíceis de imaginar.

Os usuários comerciais surgirão em cada ponto onde for colocada uma estação terrena.

Aos serviços usuais de telefonia, teletipo e fac-símile logo estará acrescentado o de transmissão de dados em alta velocidade, interligação de centros de computação, transmissão simultânea para todo o país de eventos importantes, etc.

Tudo isso será possível por causa da qualidade do serviço e por causa das tarifas que até podem ser uniformes para todo o Brasil.

Os usuários particulares aparecerão atraídos pela qualidade do serviço e, nos lugares remotos, pelo fato da própria existência dele.

As forças armadas certamente se utilizarão do novo meio e, com o uso, terão condições para decidir sobre suas reais necessidades que serão adequadamente atendidas com a evolução do sistema.

A utilização regular do canal de 2,5 GHz virá fatalmente. A conveniência de preparar programas em uns poucos pontos centrais, sem ter que lutar com a logística de enviar e receber fitas, se tornará por demais evidente para ser desprezada. A possibilidade de criar postos de recepção em qualquer lugar resolverá problemas até hoje insolúveis.

A formulação propositalmente vaga deste tópico é devida a não ser ele passível de precisão a priori pois as possibilidades de um bom serviço de comunicações no Brasil longínquo são simplesmente desconhecidas.

A política comercial a ser seguida, bem como o cálculo das tarifas são assuntos familiares aos especialistas do Ministério das Comunicações e suas organizações e empresas, porisso esta parte não representa problema.

4. ESTRUTURAS TÉCNICAS VIÁVEIS

4.1 Satélite

Sua massa será de cerca de 300 Kg pois é dessa ordem a capacidade do foguete Thor-Delta 2914.

Nas figuras 1, 2, 4, 5 e 12 do anexo I, W_s é a massa total, W_p é a massa da carga útil (i.é., a soma das massas dos vários conjuntos de comunicações - 2,5 GHz, 4-6 GHz, e 12 GHz, por exemplo, e $u = \frac{W_p}{W_s}$ é o fator de utilização.

Elas mostram as porcentagens da massa total, W_s , correspondentes ao equipamento de orientação e posicionamento, ao combustível para manutenção de posição, à estrutura da espaçonave, ao fator de utilização e à faixa de custos referentes a alguns satélites conhecidos.

Tais elementos e as demais informações constantes do anexo, - que é reprodução de artigo da COMSAT Technical Review, vol. 2, nº 1, de 1972 - foram incorporados a este relatório pois refletem a tecnologia atual vista por engenheiros de firma usuária de satélites.

O conjunto de repetidores sugerido aos fabricantes convidados para as apresentações iniciais foi o seguinte:

Comunicações em 4-6 GHz, o maior número possível de repetidores;

TV para experiências educacionais em 2,5 GHz, um repetidor de alta potência;

Comunicações experimentais em 12 GHz, um repetidor.

A cobertura territorial da antena será a do território nacional e deve ser levada em conta a possibilidade de re-utilização das frequências.

4.2 Segmento Terrestre

No convite aos fabricantes foi sugerido que dessem uma descrição adequada dos diferentes níveis de estações terrenas do sistema de satélites (só recepção de TV em áreas remotas, telefonia em locais de pouco tráfego, etc.).

Além disso, o Grupo de Trabalho atentarã para que a integração do sistema doméstico de satélites, com o sistema terrestre existente, fique bem explícita nas apresentações das firmas convidadas.

Outro ponto interessante a observar nas ditas apresentações é que o acesso aos canais do satélite deve ser por demanda de qualquer das estações terrenas - multiple access demand assignment".

Nos casos de rotas com pequena densidade de tráfego a obtenção de canais do satélite quando há chamada é de 2 a 6 vezes mais eficiente do que a reserva permanente de canais para determinadas estações - i.e. reserva prévia de canais ou "preassigned capacity".

Um dos sistemas desse tipo, já obtível comercialmente é chamado SPADE.

A construção do equipamento de terra no Brasil é um objetivo fundamental do governo e porisso o Grupo apresenta, no item 8 deste relatório, um esquema viável para os primeiros passos no envolvimento da indústria.

4.3 Intelsat

A reserva permanente de um canal do INTELSAT IV para experiências e para treinamento operacional antes da entrada em serviço dos satélites brasileiros revelou-se relativamente dispendiosa. Além da despesa referente ao aluguel do canal, haverá o desembolso correspondente ao aumento do investimento brasileiro no consórcio.

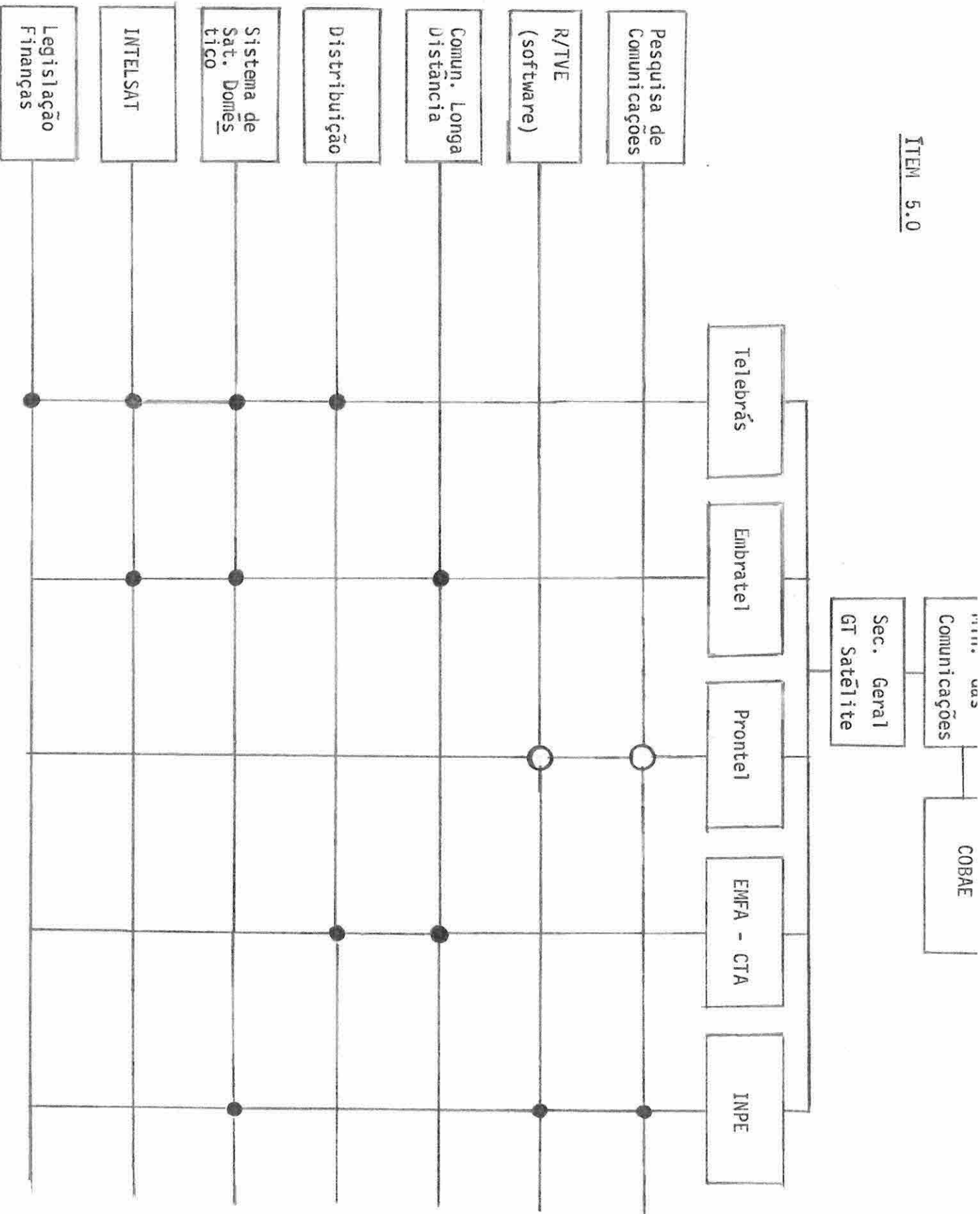
O assunto merece pois estudos mais detalhados principalmente, uma comparação "custo-benefício" com outras possibilidades de treinamento visto como agora o uso de satélites domésticos está começando a se intensificar.

5. ORGANIZAÇÃO OPERACIONAL

A matriz abaixo mostra a viabilidade de uma organização operacional da qual participariam as mesmas entidades que compõem este Grupo de Trabalho e as áreas de atuação de cada uma estão indicadas por círculos negros cheios.

Os círculos em branco na coluna do PRONTEL indicam que a atuação desse órgão poderá ser iniciada com um mínimo de formalidades pois está prevista desde agora.

ITEM 5.0



6. ESTUDOS DE CUSTOS E RECURSOS

O montante dos custos sã poderão ser avaliado depois das apresentações dos fabricantes.

Os recursos poderão provir dos orçamentos das entidades interessadas no uso do sistema doméstico; as estações terrenas, por exemplo, poderão ser pagas em parte pelas administrações dos locais onde forem instaladas.

A matriz do ítem 5. pode servir de ponto de partida para estudo do compartilhamento dos desembolsos.

O investimento inicial em dólares poderá ser obtido mediante empréstimo internacional, dado o sólido crédito que goza o país.

7. IMPLANTAÇÃO

- Forma
- Cronograma

Embora estes dois aspectos sã possam ser definidos depois das apresentações dos fabricantes, o anexo II é um modelo bem aproximado do que será o contrato de trabalho com o fabricante escolhido e o respectivo plano de implementação. Já está em inglês por motivos óbvios.

- Órgãos ou Entidades Participantes

O fabricante selecionado evidentemente participará da implantação dos equipamentos a seu cargo, a Telebrás e o INPE também deverão participar, devendo acompanhar o trabalho desde o início até o fim da implantação.

As atividades se desenvolverão dentro de diretivas do Secretário-Geral do Ministério que, inclusive, nomeará pessoa com autoridade para dirigir o trabalho.

8. INDÚSTRIA

Todos os esforços serão envidados para que a indústria participe do fornecimento de equipamentos para o sistema doméstico de satélites. Mesmo que a participação seja pequena no começo, deve ser planejado desde já que ela aumente constantemente.

O anexo III é reprodução de artigo publicado do "Journal des Telecommunications" - vol. 39 - IV/1972 e descreve a ação tomada na França pelo Centro Nacional de Estudos Espaciais (CNES) para interessar os fabricantes daquele país no fornecimento de componentes eletrônicos de alta confiabilidade para satélites.

Depois de descrever sucintamente os subsistemas de comunicações dos satélites da presente e da próxima geração bem como as exigências de confiabilidade, o autor descreve o programa "Concerto", ligado diretamente à criação do projeto do satélite "Symphonie" preconizando o uso de componentes fabricados na Europa.

Em resumo, o anexo III é apresentado como útil subsídio inicial para o mecanismo de envolvimento da indústria eletrônica brasileira no sistema doméstico de satélites.

9. PESSOAL

Temos duas fases a considerar neste item:

- a) até a implantação, inclusive ensaios de aceitação
- b) após a implantação (operação do sistema)

a) até a implantação será necessário (enumeração em termos gerais): preparar desenhos e especificações do sistema doméstico de satélites; obter e julgar as propostas dos fabricantes; adjudicar os contratos e providenciar os financiamentos em moeda estrangeira; obter recursos para dar andamento às obras civis e às compras em moeda nacional; fiscalizar a marcha da fabricação e das obras; treinar o pessoal para o núcleo inicial de operações; instalar as primeiras estações terrenas, especialmente as de rastreamento, telemetria e controle dos satélites; acompanhar o lançamento ou lançamentos dos satélites; realizar os ensaios finais de aceitação.

Do preparo dos desenhos até o julgamento das propostas podem ser consideradas três alternativas de ação:

- i) todo o trabalho feito por brasileiros, cerca de 70 especialistas no assunto, possivelmente trabalhando 6 a 12 meses na elaboração dos documentos necessários para obter as propostas dos fabricantes. O mesmo grupo avaliaria as propostas recebidas.

ii) o trabalho referido em (i) teria brasileiros nos postos-chaves, mas seria contratado com dois ou mais fabricantes de satélites, o que representaria um imediato desenvolvimento do trabalho. Em termos do custo final do sistema, esta alternativa absorveria de imediato uma certa porcentagem, pequena, do respectivo total.

O contrato proveria:

- garantia de especificações técnicas completas e compatibilidade dos diversos sub-sistemas, minimizando o risco de tardias e onerosas alterações para corrigir incompatibilidades.
- treinamento e formação do pessoal brasileiro do projeto
 - da ordem de 30 pessoas, para prover "massa crítica" para a assimilação do maior "know-how" por nós.

A contratação de mais de um fabricante para esta fase é para haver possibilidade de comparação entre as recomendações e evitar ficar na mão de um só. Por razões de ordem prática poderia ser considerada a contratação de no mínimo 2 e, no máximo, 4 fabricantes.

As alternativas (i) e (ii) comportam variações de detalhe e devemos estar prontos a debater com os fabricantes as sugestões que eles

apresentarem.

Em termos realistas, parece pouco provável, nas circunstâncias atuais, optarmos pela alternativa (i) pura e simples.

Alternativas do tipo (ii) tem sido adotadas, em alguns casos, pela NASA e pelo DOD.

Qualquer que seja o curso de ação escolhido, o INPE está pronto a colaborar.

b) após a implantação, a operação do sistema vai ser muito próxima da operação de telecomunicações em geral e os efetivos vão depender do número de estações terrenas que forem sendo instaladas.

Nesta fase, certamente, poucas novidades teremos pela frente.

10. RESUMO

- Conclusões
- Recomendações

Somente depois das apresentações dos fabricantes haverá elementos para redigir este item.

Index: communication satellites, computerized simulation, mathematical models, parametric equations, systems engineering

A technique for modeling communications satellites

J. D. KIESLING, B. R. ELBERT, W. B. GARNER, AND W. L. MORGAN

The modeling technique presented in this paper has proved useful for planning future high-performance and cost-effective communications satellites. Dividing the satellite into subsystems makes it possible to formulate parametric relationships among satellite power, mass, and cost. These relationships reflect various classes of existing designs and reasonable extrapolations. The communications parameters permit selection of traffic capacity, earth station G/T, and types of multiple access, frequency plan, modulation, and multiplex, while the spacecraft parameters permit selection of propulsion, stabilization, and power generation methods. The parametric relationships can be programmed as computer sub-routines in a complete system model to compare design alternatives and test sensitivity of results to assumptions.

INTRODUCTION

For planning communications satellite systems, a method of efficiently examining technological alternatives is highly desirable. System characteristics such as traffic capacity, earth station G/T, type of multiple access, frequency plan, modulation, and multiplex should be related to the performance and cost of the system. In this paper, a model of the space segment of a representative communications satellite system is presented.

Because of the high cost of launch vehicles, spacecraft require elaborate

(facts a facts or information)

quality control and testing, expensive piece parts, and large design margins. These requirements result in a corresponding increase in spacecraft cost. Since satellite mass becomes a critical factor, the projected satellite mass, determined from the input requirements of capacity and traffic flow and the constraints on system design and operating variables, is one output measure in the present study. It is also helpful to relate mass to cost; while this may appear to be an oversimplification, this approach has proved useful for system and technology planning and should continue to prove useful in the future. Major technology breakthroughs (such as greatly reduced launch costs) will obviously necessitate revision of the model.

This paper is limited to space-segment modeling. Consequently, the relative costs of the space and earth segments, overall reliability, and flexibility are not provided. Corresponding models for the earth segment would be necessary to complete a system model [1], [2]. Only satellite configurations and subsystems applicable to commercial services are considered here [3].

The satellite is divided into two major parts: the spacecraft bus and the communications payload. Hence, if the total satellite mass* is W_s , then

$$W_s = W_b + W_p \quad (1)$$

where W_b = mass of the bus

W_p = mass of the payload.

The bus contains the mechanical structure; positioning and orientation (P&O); thermal control; and tracking, telemetry, and command (TT&C) elements. The payload, devoted to the commercial communications mission, is composed of the transponder, antenna, and power subsystems.

The ratio of the payload mass to the total satellite mass, called the *utilization factor*, is

$$u = \frac{W_p}{W_s} \quad (2)$$

Typically, u is in the range of 0.35 to 0.6. For a multipurpose satellite, W_p is apportioned among the various subpayloads; for example, one

* This is the total satellite mass (including burned out apogee motor if used) at beginning of life in the geostationary orbit.

satellite may contain separate payloads, each optimized for a particular class of earth station user, i.e., for the 4-6-GHz and 11-14-GHz bands. If (W_{pi}) is the mass of one such payload, then

$$W_s = \frac{1}{n} \sum_i (W_{pi}). \quad (3)$$

There are two basic satellite stabilization methods: spin stabilization and body stabilization. In spin stabilization, a major portion of the spacecraft mass rotates about an axis which is parallel to the earth's spin axis. In body stabilization, the spacecraft body is not spun; instead, devices such as an internal "momentum" wheel are used to maintain stability. These two types of stabilization lead to different tradeoff characteristics.

SPACECRAFT BUS

Positioning and Orientation

The positioning and orientation element may be divided into two parts. The first, called the dry mass, consists of sensors, tanks, plumbing, thrusters, control system, and a stabilizing device. The dry mass is compared for spin- and body-stabilized satellites in Figure 1 [4], [5], [6], [7]. The second part is the fuel for station acquisition, station changing, and stationkeeping. Traditional propellants for communications satellites are hydrogen peroxide and catalytic hydrazine. Recent advances make ion propulsion an attractive alternative [8]. In Figure 2, the mass of these three fuels is compared for various missions. It should be noted that experimental and aeronautical satellites and some communications satellites require only east-west (longitudinal) stationkeeping, while most operational communications satellites require east-west and north-south (inclinal) stationkeeping.

Structure

The mass allocated for structure is influenced by two factors: the presence or absence of an apogee motor and ancillary support, and the stabilization technique. The percentage of the total satellite mass devoted to the empty apogee motor case is given as a function of the total satellite mass in Figure 3. The relative mass of devices required for balancing and integrating is usually greater for spin-stabilized spacecraft than for body-

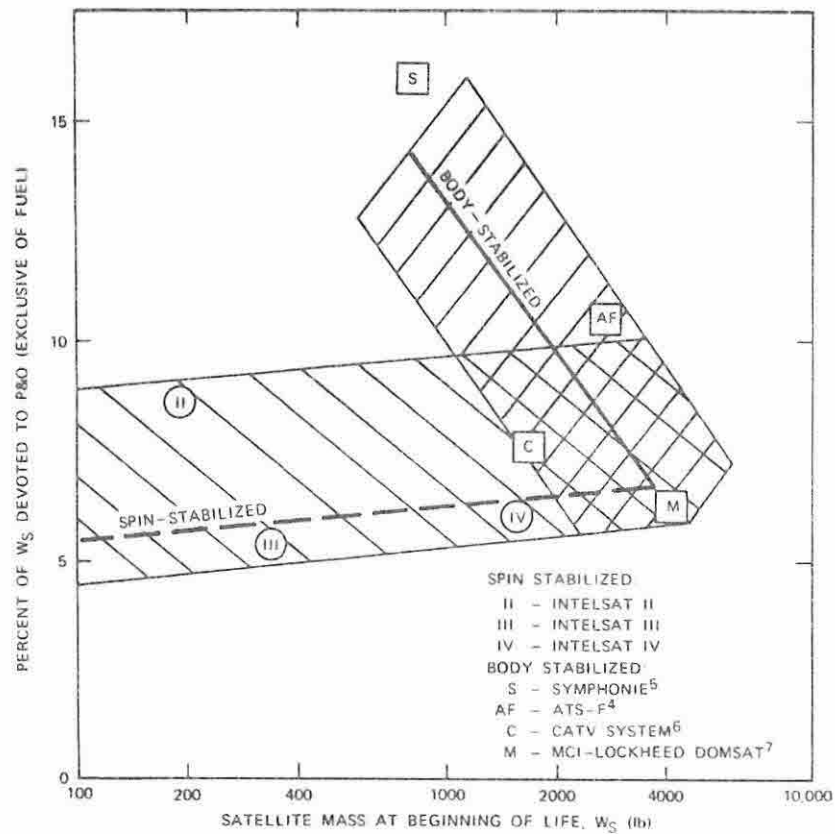


Figure 1. Percentage of the Satellite Mass at Beginning of Life Devoted to Dry Positioning and Orientation Element (equipped for full 7 years of north/south and east/west stationkeeping)

stabilized spacecraft. The structural element characteristics are compared in Figure 4.

Tracking, Telemetry, and Command

The tracking, telemetry, and command element is not considered to be part of the communications payload because its primary function is house-

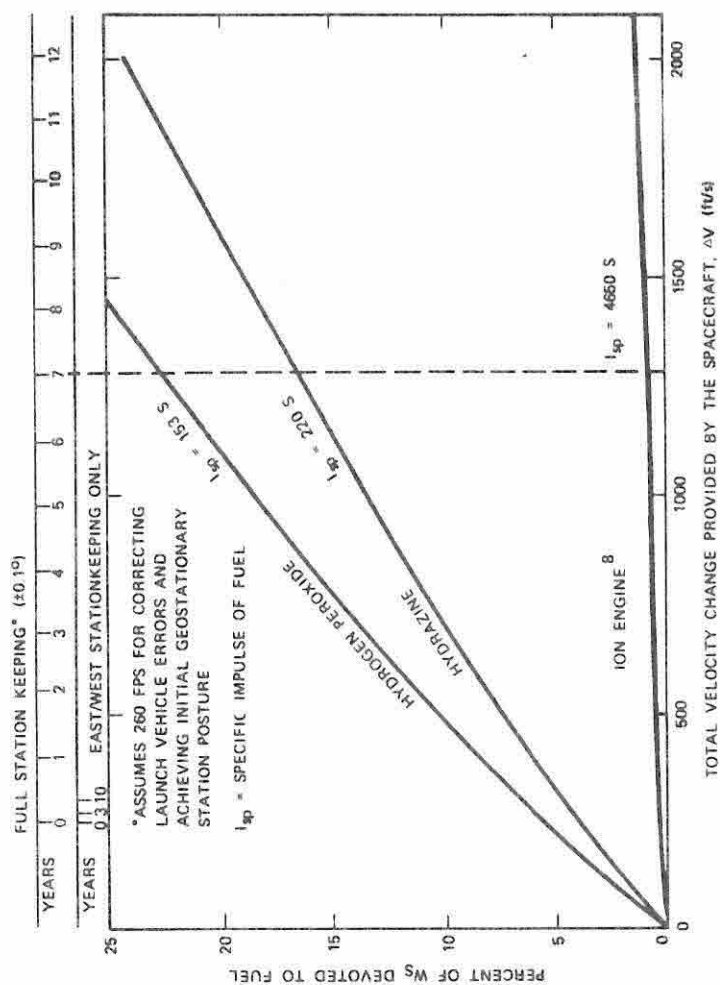


Figure 2. Fuel Mass Requirements for Various Missions

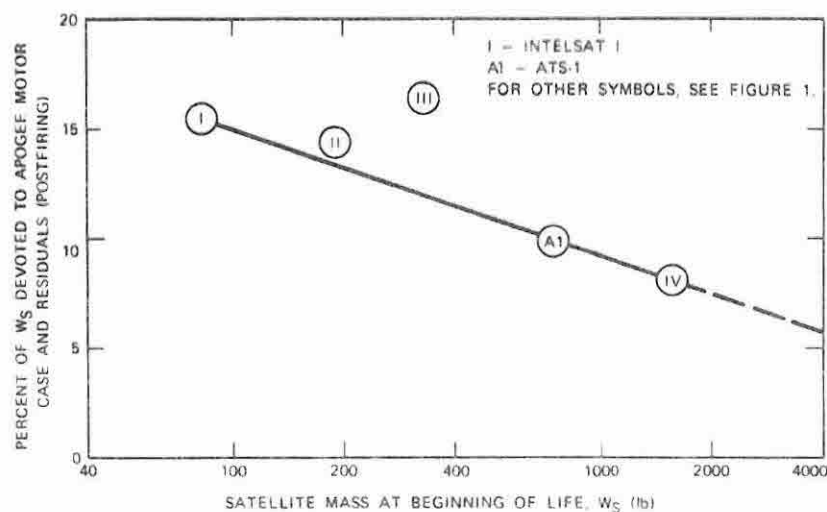


Figure 3. Percentage of the Satellite Mass at Beginning of Life Devoted to Burned Out Apogee Motor

keeping. Although the number of telemetry and command channels tends to increase with satellite mass, items with fixed weights (beacon, receiver, antenna, and digital coding and decoding) predominate. TT&C mass is typically about two to five percent of the total satellite mass.

Combined Spacecraft Bus Performance

Values for μ are given in Figure 5 for a typical communications satellite with seven years of north-south stationkeeping capability. An efficient spacecraft bus is one in which the utilization factor is maximized to provide the maximum mass for the communications payload. Ideally, power is limited only by mass,* and the mechanical system is flexible enough to accommodate a wide range of missions by modifying only the communications payload.

* Present-day spin-stabilized satellites are limited in power capability by the dimensions of the launcher fairing.

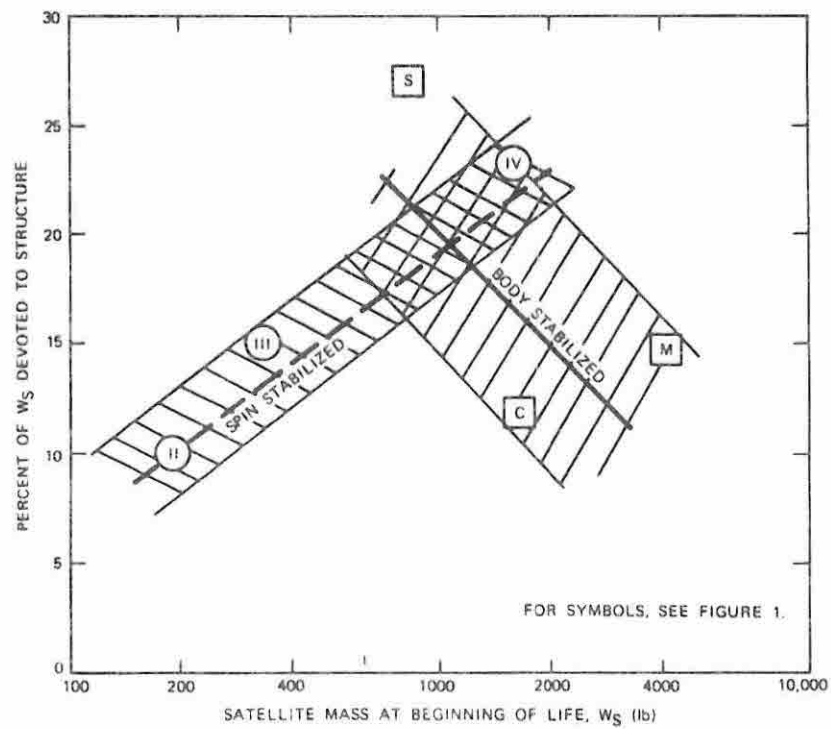


Figure 4. Percentage of the Satellite Mass at Beginning of Life Devoted to Structure

COMMUNICATIONS PAYLOAD

Figure 6 is a block diagram of the communications payload. The particular configuration and the relative distribution of mass among the subsystems are functions of the following items:

- traffic capacity and distribution,
- multiple-access method,
- frequency plan,
- modulation method,
- multiplexing technique, and
- earth station G. T.

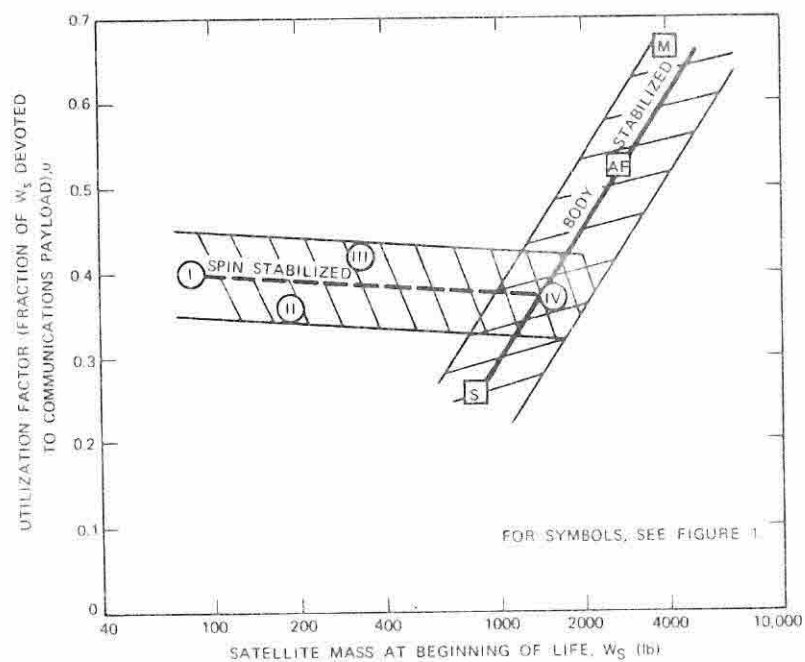


Figure 5. Utilization Factor for Geostationary Satellites

Power Subsystem

The power subsystem performs two major functions: power generation and energy storage. Figure 7 presents solar-array performance data based upon actual and proposed satellites. For oriented solar arrays, the specific power also includes the mass of the deployment and orientation mechanisms. Because of its geometry, an oriented solar panel theoretically has π times the power output of a drum; in practice, however, the improvement factor is less than π .

During eclipse, subsystems must be supplied by an energy storage device. For nickel-cadmium (Ni-Cd) batteries, the specific energy is of the order of 6 Whr/lb at rated depth of discharge. Fuel cells presently under development may achieve 20 Whr/lb.

Figure 8 shows a typical power subsystem with control and regulating electronics. The load which must be provided by the storage element

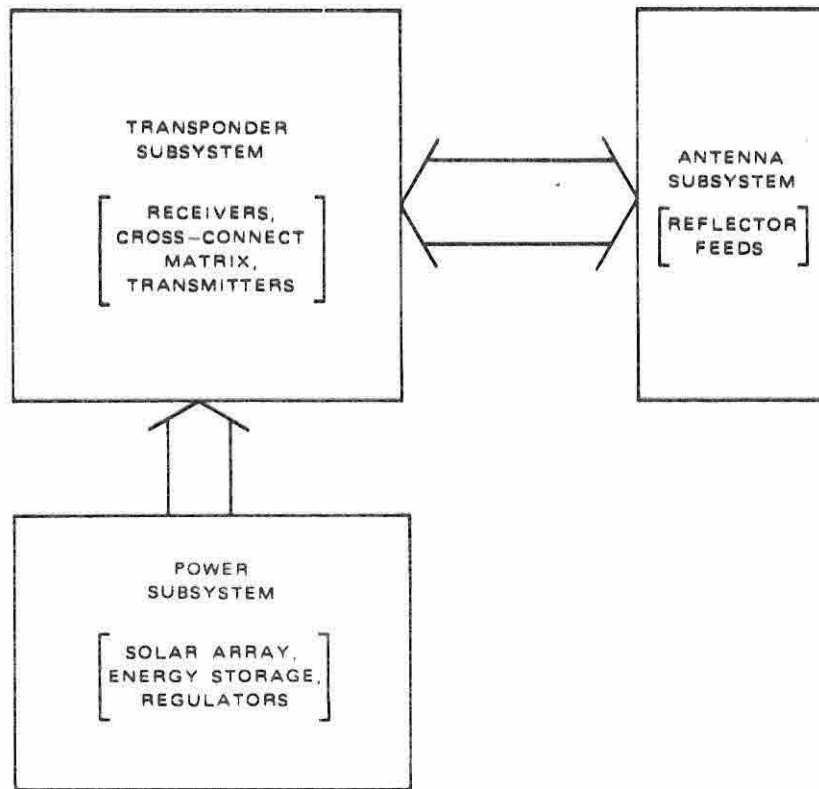


Figure 6. Communications Payload

during eclipse is

$$P_E = \frac{KP_T + P_B}{\eta_b \eta_r} \quad (4)$$

where K = eclipse factor, which is less than or equal to one, for partial or full loads during eclipse, respectively
 P_T = transponder subsystem power load (noneclipse)
 P_B = spacecraft bus power load (housekeeping)
 η_b = boost regulator efficiency
 η_r = storage regulator efficiency.

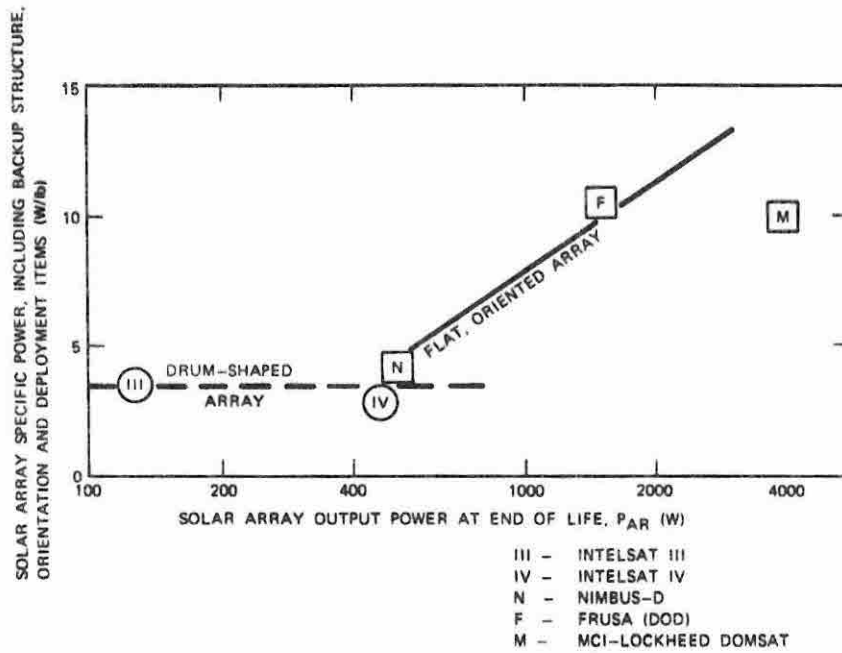


Figure 7. Solar Array Specific Power vs. Total DC Power Output (end of life)

Because P_R is a small percentage, it can be neglected. The storage element must be recharged by the solar array. For a maximum eclipse duration of approximately 1.2 hours, the storage element charging load (over a 20-hour period) is

$$P_{ES} = \frac{P_E}{20\eta_c\eta_e} \quad (5)$$

where η_c = charging efficiency
 η_e = charge controller efficiency.

Combining equations (4) and (5) results in the total DC array power load,

$$P_{AR} = \frac{1}{\eta_m} \left[P_T + \frac{KP_T}{20\eta_b\eta_c\eta_e} \right] \quad (6)$$

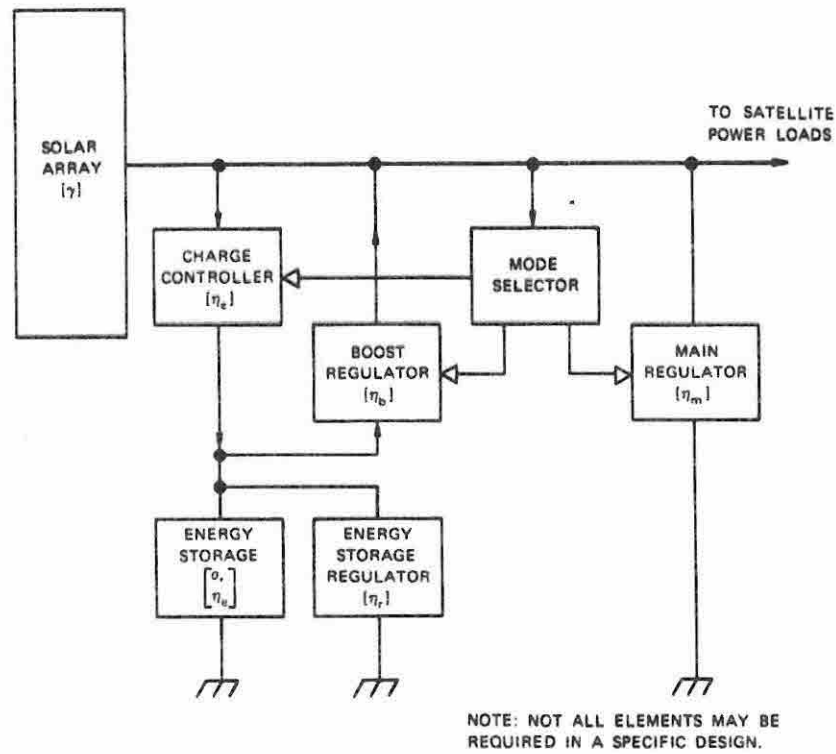


Figure 8. Power Subsystem Block Diagram

where η_m is the main regulator efficiency. The mass of the array is

$$W_{AR} = \frac{P_{AR}}{\gamma} \quad (7)$$

and the mass of the energy storage element is

$$W_{ES} = \frac{1.2 P_E}{\sigma} \quad (8)$$

where γ = solar array specific power (Figure 7)
 σ = storage element specific energy.

Transponder Subsystem

The transponder subsystem block diagram (Figure 9) assumes that frequency reuse at the satellite is provided through multiple independent spot beams and or orthogonal polarizations [9]. Inputs to operate receivers from X different "beams" are shown. Since the full allocated bandwidth is available to each beam, the total satellite bandwidth can be very large. Links among the beams are efficiently established by a cross-connect matrix. Note that the transmitters may outnumber the receivers.

The receiver performs the functions of amplification and frequency translation over a relatively wide bandwidth. Figure 10a is a typical block diagram.

Unlike the receiver, the transmitter is highly performance-dependent; i.e., the RF output power is a direct function of the down-link require-

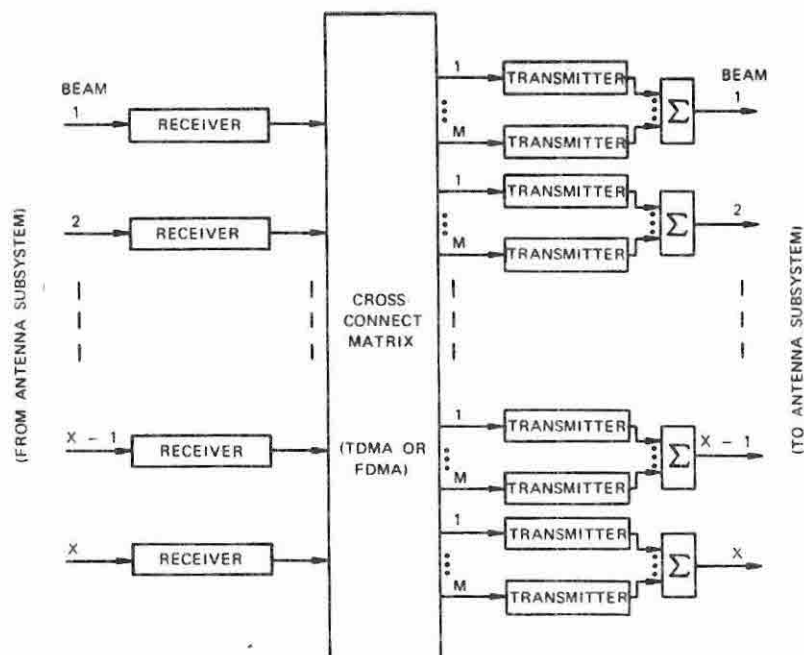


Figure 9. Transponder Subsystem Block Diagram for a Payload with X Spot Beams and M Transmitters per Beam

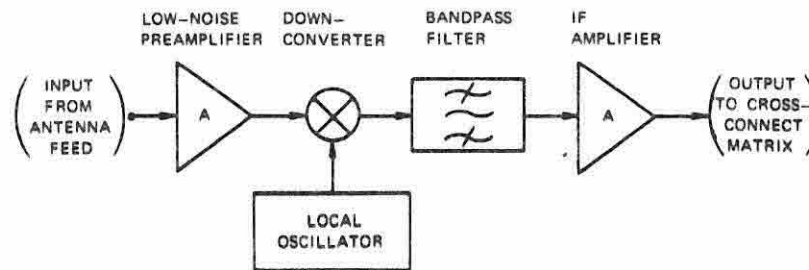


Figure 10a. Typical Receiver Block Diagram using Low-Noise Preamplifier

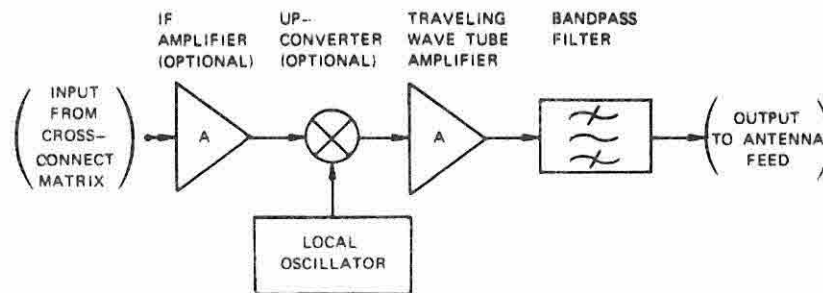


Figure 10b. Typical Transmitter Block Diagram Using Traveling Wave Tube Amplifier

ments. Because of their power, gain, and wideband characteristics, traveling wave tube output amplifiers (TWTAs), as shown in Figure 10b, are employed.

Since the TWT has a nonlinear amplification characteristic, the requirement for low intermodulation distortion makes it necessary for the operating point to be "backed off" from saturation, significantly reducing the DC-to-RF power efficiency [10]. This can occur when the TWT amplifies two or more carriers simultaneously. The following linear rela-

tionship can be used to obtain an approximation of the total DC input power from the RF output power:

$$P_t = P_{to} + \beta_p P_o \quad (9)$$

Similarly, the total TWTA mass can be expressed as

$$W_t = W_{to} + \beta_w P_o \quad (10)$$

where P_{to} , β_p , W_{to} , and β_w are constants and P_o is the TWTA RF output power at saturation.

The cross-connect matrix (Figure 9) can be implemented in the time domain using time-division multiple access (TDMA) or in the frequency domain using frequency-division multiple access (FDMA). If any earth station can communicate with all other earth stations, then complete connectivity is achieved and there must be a total of X^2 paths. This configuration is simplified to model significant features; however, it can still represent the two general classes of multiple-access systems.

For FDMA, each earth station must transmit an individual carrier for each beam destination. The cross-connect matrix then contains an array of X^2 filters for separating the individual carriers and another array of X^2 filters (or power combiners) for combining the carriers at the appropriate beams. Connections among the appropriate channel filters are also required. The traffic pattern can be rearranged by making the connections with a cross-bar switch. Additional frequency converters are needed if the switching is done at a common frequency.

For TDMA, discrete time slots within a reference time frame are assigned for each beam destination [11]. The cross-connect matrix contains a matrix of X^2 switch elements which connect the appropriate receivers to the appropriate transmitters for the required time interval. The matrix may be controlled by a lightweight onboard computer so that the time intervals can be rearranged to match the instantaneous traffic demands.

The total transponder subsystem mass is

$$W_T = XW_r(1 + s) + \phi_w X^2 W_m + XM \cdot (W_{to} + \beta_w P_o)(1 + s) \quad (11)$$

where X = number of beams
 W_r = receiver mass

$$s = \text{spares ratio} = \frac{\text{number of spare elements}}{\text{number of active elements}}$$

$$\phi_w = 1 \text{ for TDMA}$$

$$= 2 \text{ for FDMA}$$

$$W_m = \text{cross-connect matrix element mass}$$

$$M = \text{number of TWAs per beam.}$$

The mass of ancillary components, such as regulators, connecting cables, and switches, is added to that of the appropriate transponder element. The total transponder power is

$$P_T = XP_r + XM(P_{to} + \beta_p P_o) + \phi_p XP_m \quad (12)$$

where P_r = receiver DC input power
 $\phi_p = 1$ for TDMA
 $= 0$ for FDMA
 P_m = cross-connect matrix element power.

Antenna Subsystem

The antenna illustrated in Figure 11 is composed of a spherical reflector with a feed array capable of generating multiple spot beams [12]. From the geometry of a synchronous orbit satellite with global scanning capability,

$$L \simeq 1.4 D \quad (13)$$

where L = physical diameter of the reflector
 D = effective diameter of the reflector.

For a focal length-to-diameter ratio (F/D) of 0.7, the physical surface area of the reflector is

$$A = 0.837 L^2 \simeq 1.64 D^2. \quad (14)$$

The mass of the reflector can be obtained by multiplying A by ρ , the mass density of the reflector material.

When each beam is formed by one feed, the total antenna subsystem mass is

$$W_A \simeq 1.64 \rho D^2 + X \cdot W_f \quad (15)$$

where W_f is the feed mass. The antenna gain is

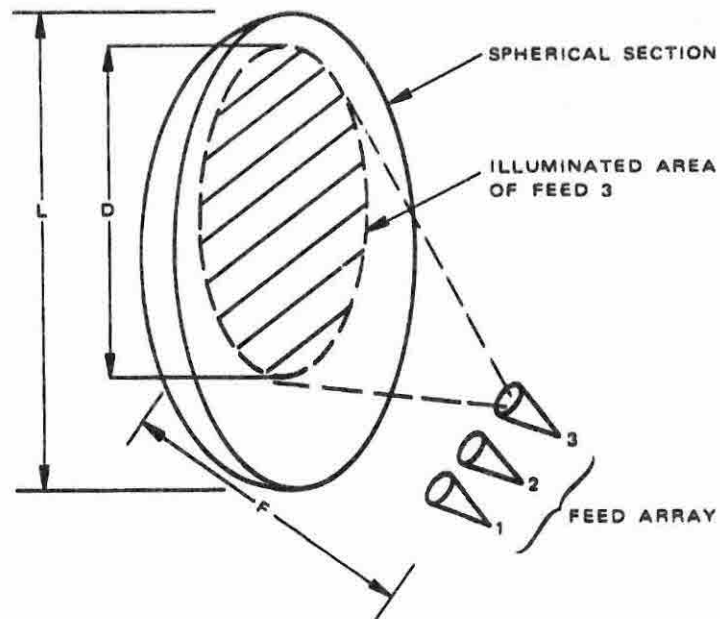


Figure 11. Multibeam Spherical Reflector Antenna

$$G_t = \frac{\eta_a \pi^2 D^2}{\lambda^2} \sim 10 \eta_a f^2 D^2 \quad (16)$$

where η_a = antenna efficiency
 λ = wavelength, in same units as D
 f = frequency, in GHz if D is in feet

and the 3-dB beamwidth (in degrees) is

$$\theta_{3dB} \simeq \frac{69}{fD} \quad (17)$$

Combined Payload Performance

Combining the analyses of the three preceding subsystems makes it possible to relate the total mass of the payload to its performance. In

the following calculations, the satellite effective isotropic radiated power (e.i.r.p.) is assumed to be predetermined, reflecting a particular choice of modulation method, frequency plan, carrier bandwidth, and earth station G/T. Assume that the nominal e.i.r.p. per TWTA is P_w (in watts at beam center); then

$$P_o = \frac{P_w}{G_t a_t} \quad (18)$$

where a_t , which is less than or equal to one, is the transmission factor calculated from the line loss between the TWTA output and the antenna feed.

The previous derivations can be used to model the total communications payload mass (for a single service) for FDMA or TDMA. Combining equations (7), (8), (11), (12), (15), (16), and (18) results in

$$W_p = A_1 + A_2 X + A_3 X M + A_4 X^2 + A_5 X M P_w \quad (19)$$

where W_p = communications payload mass

$$A_1 = W_a = 1.64 \rho D^2$$

$$A_2 = W_r(1 + s) + W_f + C_1(P_r + \phi_p P_m)$$

$$A_3 = C_1 P_{to} + W_{to}(1 + s)$$

$$A_4 = \phi_w W_m$$

$$A_5 = C_2[\beta_p C_1 + \beta_w(1 + s)]$$

and

$$C_1 = \frac{1.2K}{\sigma \eta_b \eta_r} + \frac{1}{\gamma \eta_m} \left(1 + \frac{K}{20 \eta_b \eta_c \eta_e \eta_r} \right)$$

$$C_2 = \frac{1}{10 \eta_a f^2 D^2 a_t}$$

For multiple-carrier TWTA operation, equation (19) must be modified to include the effect of backoff. The e.i.r.p. at saturation becomes

$$P_w = P_a N_a B_o \quad (20)$$

where P_a = e.i.r.p. per carrier

N_a = number of carriers per TWTA

B_o = backoff factor, which is greater than one.

SYSTEM ASPECTS AND COST

Since performance versus mass relationships have been established in previous sections, cost can be related to mass. The satellite total mass is a critical parameter in terms of launch vehicle capability, payload complexity, and overall program scope. Although cost increases with W_s , experience has shown that it is not proportional to mass, but varies at a slower rate.

Figure 12 is a plot of satellite nonrecurring and recurring first costs as a function of W_s . The data points on the graph are for previous government and INTELSAT programs. It should be noted that certain assumptions were needed to generate this figure, since many programs do not segregate nonrecurring and recurring costs. Hence, these costs were apportioned on a best-fit basis. The straight lines are reasonable approximations for use in a cost model.

The nonrecurring cost can be written as

$$K_1 W_s^{n_1}$$

and the recurring cost can be written as

$$K_2 W_s^{n_1}.$$

From the data in Figure 12, $K_1 = 0.9$, $K_2 = 0.22$, and $n_1 = 1/2$. This figure is believed to be adequate for illustrating trends and comparing satellites which employ similar technology.

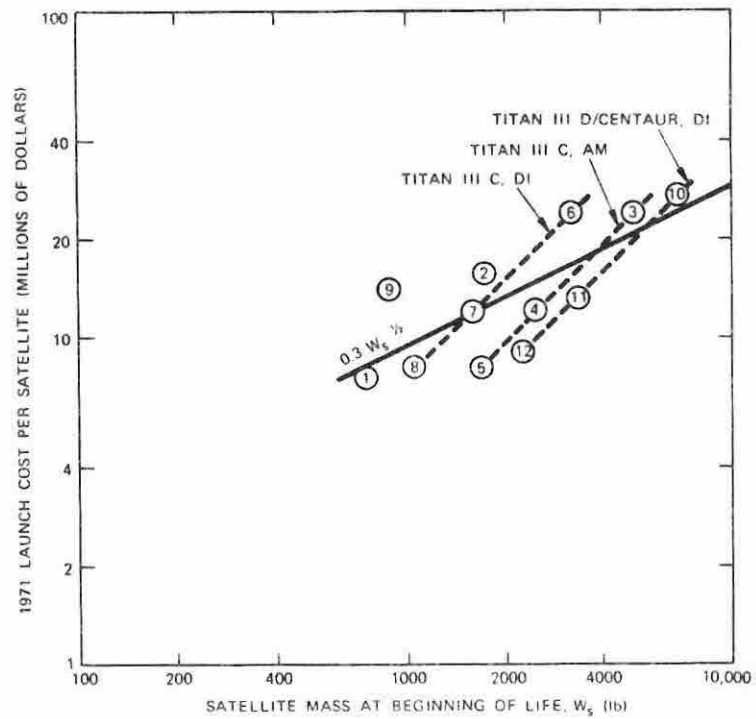
Figure 13 summarizes the more active launch vehicle combinations applicable to communications satellites. The Titan family is considered for simultaneously launching several satellites. A straight line of the form

$$K_3 W_s^{n_2}$$

where $K_3 = 0.3$ and $n_2 = 1/2$ is plotted to indicate that the cost per pound of a satellite launch decreases slowly with increasing satellite mass.

It is essential to keep the following points in mind when employing a cost model such as the one just described:

- a. Cost models are no substitute for detailed cost estimates. Once the technology is sufficiently defined, the cost assumptions should be checked.
- b. Communications satellite programs may have different overall objectives which must be taken into account. For example, commercial



LAUNCH VEHICLE		NO OF SATELLITES		STATUS
1	THOR-DELTA	AM	1	OP
2	ATLAS-CENTAUR	AM	1	OP
3	TITAN III-C	AM	1	OP
4	TITAN III-C	AM	2	OP
5	TITAN III-C	AM	3	OP
6	TITAN III-C	DI	1	OP
7	TITAN III-C	DI	2	OP
8	TITAN III-C	DI	3	OP
9	ATLAS-AGENA	DI	1	OP
10	TITAN III D/CENTAUR	DI	1	PL
11	TITAN III-D/CENTAUR	DI	2	PL
12	TITAN III-D/CENTAUR	DI	3	PL

AM - APOGEE MOTOR DI - DIRECT INJECTION
OP - OPERATIONAL PL - PLANNED

Figure 13. Launch Cost vs. Satellite Mass

communications satellites must be capable of reliable operation and long life with little or no unproven technology, whereas NASA Advanced Technology Satellites (ATS) emphasize new, advanced technology with in-orbit experimentation and demonstration.

c. Cost models do not anticipate technological breakthroughs. In the cost model presented in this paper, it is important to note that the functions of competition and the overall U.S. economic situation have not been taken into consideration.

The total space-segment cost, including the cost of R&D and all satellites and launches, is

$$C_s = R + (K_1 + ZK_2) W_s^{n_2} + ZK_3 W_s^{n_2} \quad (21)$$

where R = R&D cost

Z = total number of satellites launched.

To calculate Z , assume that the satellite mean lifetime, Y , can be calculated from an exponential failure model. Then, the average number of satellites required to maintain S satellites simultaneously in orbit during the system lifetime, Λ , is $S[1 + (\Lambda/Y)]$. If the probability of success of a single launch is P_l , then

$$Z \simeq \frac{S}{P_l} \left(1 + \frac{\Lambda}{Y} \right). \quad (22)$$

EXAMPLES

One suggested modeling approach is first to evaluate and optimize the communications payload(s) for the desired service(s). For a multipurpose satellite, the payload masses are summed. Then the total satellite mass is found by dividing the payload mass by the value of the utilization factor found in Figure 5 for the particular spacecraft configuration. Some iteration is necessary, since u is also sensitive to W_s . Finally, space-segment costs are calculated by using the cost model in the previous section.

Optimum Spacecraft Antenna Size

Differentiating equation (19) with respect to P_o establishes a minimum payload mass. At this optimum, the predetermined value of P_w is met by

the combination of P_o and D which minimizes total mass. Thus,

$$W_p \Big|_{\text{min mass}} = A_2 X + A_3 XM + A_4 X^2 + 2C_3(XMP_w)^{1/2} \quad (23)$$

where $C_3 = \{0.16\rho \cdot [\beta_p C_1 + \beta_w(1+s)]a_t^{-1}\eta_u^{-1}f^{-2}\}^{1/2}$.

The mass of the optimum antenna reflector equals the partial mass of the power subsystem which supplies power to the TWTAs only. Note that this optimum reflector size establishes a beamwidth which may not provide usable coverage of the earth station network; however, it is important to the system designer to know how far a given design is from this optimum design. If there is a large disparity between the two designs, a different arrangement of antenna beams may be indicated. Fortunately W_p varies quite slowly around the optimum value for the assumptions used in Figure 14, where W_p is plotted as a function of beamwidth.

Comparison of Multiple-Access Methods

The combined payload mass relationships for the general and optimized cases [equations (19) and (23), respectively] can be used to examine different modulation and multiple-access schemes. The effects of imposing limitations on some aspect of the design, such as transponder bandwidth or bit rate per carrier, can be determined. Figure 15 shows the results of a comparison of TDMA and FDMA, both using digital four-phase coherent PSK (CPSK) modulation. It is assumed that there are eight 4° spot beams required and that the maximum capacity per beam is limited by bandwidth. For FDMA, the number of carriers per TWTA is varied and the effect of TWTA backoff included.

From Figure 15 it can be concluded that for FDMA there are circumstances in which multicarrier TWTA operation is preferable to single-carrier operation despite the need to operate with backoff. If minimum mass is the efficiency criterion, it can also be concluded that TDMA is more efficient than any of the FDMA arrangements.

Example of Satellite Systems Study

Satellite systems based on advanced and extended technologies were examined by using an assumed international communications network

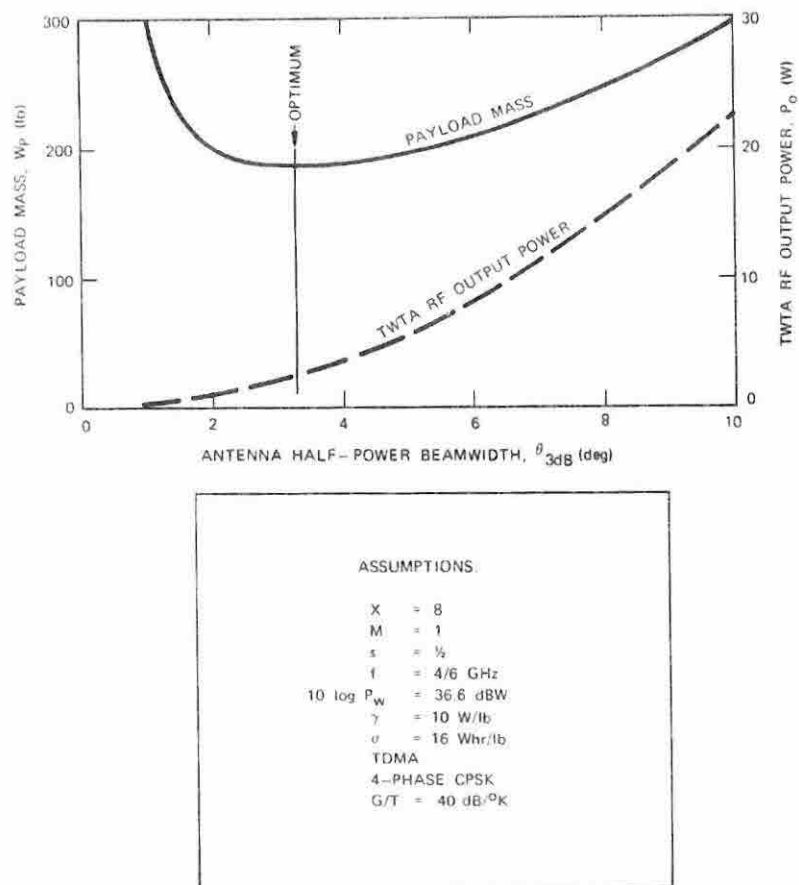


Figure 14. Example of Communications Payload Optimization

[13]. Table I lists assumed values of the principal parameters, and Figure 16 summarizes satellite mass and relative cost versus capacity, showing the advantages of advanced technology. To compare absolute costs, the coefficients K_1 and K_2 of equation (21) must be determined for each generic type. Additional data would be needed to compare costs of satellites based on dissimilar technological assumptions.

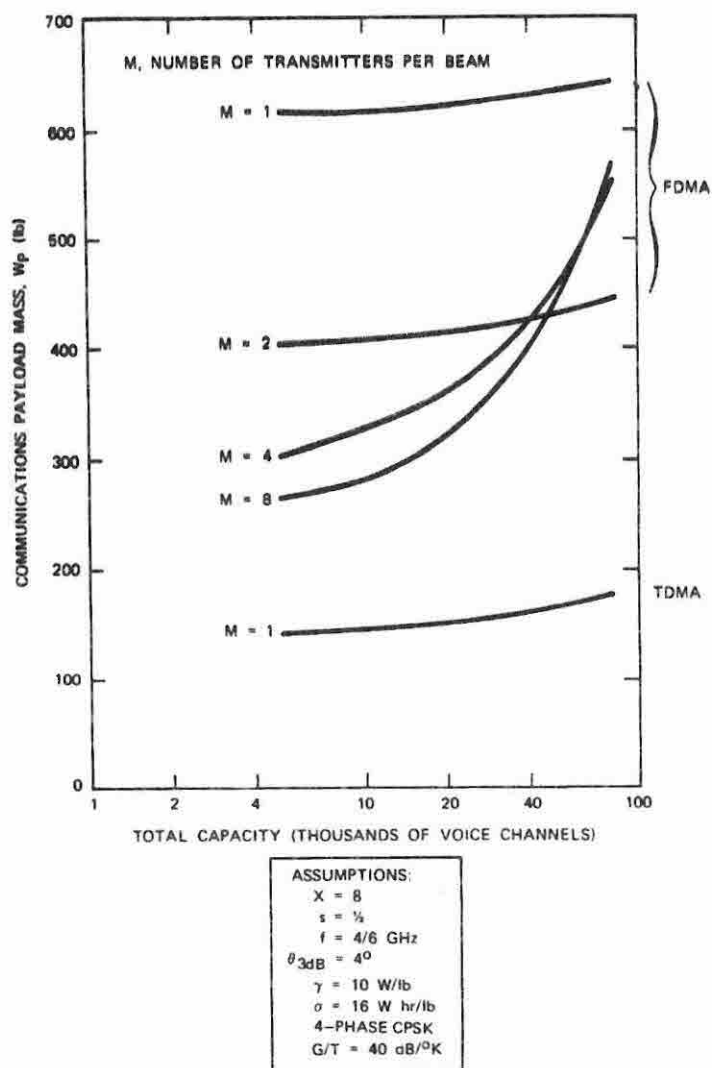


Figure 15. Multiple-Access Comparison

COMMUNICATIONS SATELLITE MODELING TECHNIQUE

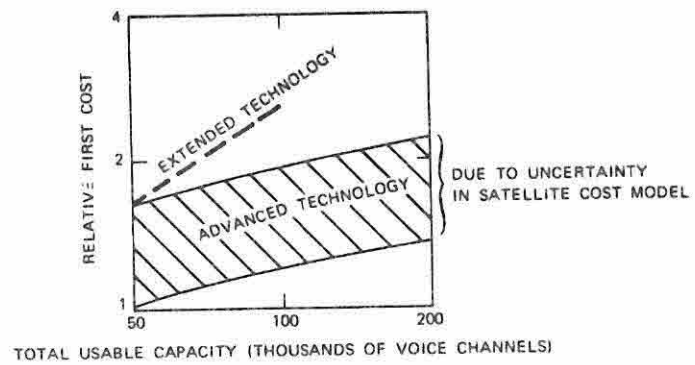
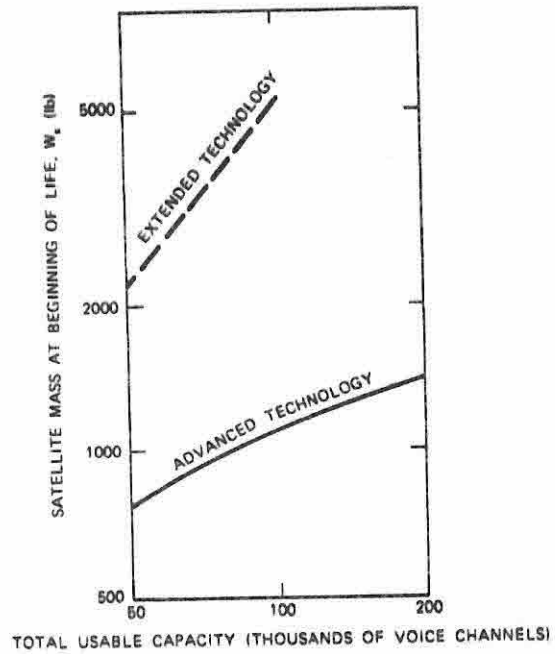


Figure 16. Satellite Mass and Relative First Cost vs. Capacity for Advanced and Extended Technology

TABLE 1. TECHNOLOGY AND PARAMETERS FOR SATELLITE SYSTEMS STUDY

Item	Advanced Technology	Extended Technology
Multiple Access	TDMA	FDMA
Modulation	Four-Phase CPSK	Four-Phase CPSK
Multiplex	TDM	TDM
Frequency Plan	4/6, 11/14, and 20/30 GHz	4/6 and 11/14 GHz
Earth Station G/T	40 dB/K	40 dB/K
Satellite Antenna Configuration	Multiple Beam	Multiple Beam
Stabilization Method	Body Stabilized	Body Stabilized
Solar Array	Flexible, Oriented Array $\gamma = 10$ W/lb	Rigid, Oriented Array $\gamma = 6$ W/lb
Energy Storage	Fuel Cells $\sigma = 16$ Whr/lb	Ni-Cd Batteries $\sigma = 6$ Whr/lb
Propulsion for North/South Stationkeeping	Ion Engine	Monopropellant Hydrazine

CONCLUSION

The satellite model developed in this paper is a valuable tool for the study of communications satellite systems since spacecraft, communications, and system characteristics are related to overall performance and cost. Important performance and cost factors have been introduced so that the parameter values can be altered to suit the user. By computerizing the model and maintaining an up-to-date catalog of parameters and sub-routines, the user can accurately and rapidly make comparisons and measure the sensitivity of the results to the various assumptions.

LIST OF SYMBOLS

A	Reflector physical surface area
a_t	Transmission factor
B_o	Backoff factor
C_s	Total cost of satellites and launches
D	Reflector effective diameter
f	Frequency
F/D	Focal length-to-diameter ratio
G_t	Satellite antenna gain
G/T	Earth station figure of merit
K	Eclipse factor
K_1	Nonrecurring cost coefficient
K_2	Recurring cost coefficient
K_3	Launch cost coefficient
L	Reflector physical diameter
M	Number of transmitters per beam
N	Number of channels per carrier
N_a	Number of carriers per transmitter
n_1	Satellite cost exponent
n_2	Launch cost exponent
P_a	e.i.r.p. per carrier
P_{AR}	Maximum solar array DC output power
P_B	Spacecraft bus power load
P_E	Eclipse power load
P_{ES}	Energy storage subsystem charging load
P_l	Probability of launch success
P_m	Cross-connect matrix element power
P_o	TWTA RF output power
P_r	Receiver DC input power
P_T	Transponder subsystem power load
P_t	TWTA DC input power
P_{to}	Y intercept of TWTA power characteristic
P_{ic}	e.i.r.p. per transmitter at saturation
R	R&D cost
S	Number of operational satellites
s	Spares ratio
u	Utilization factor
W_A	Antenna subsystem mass
W_a	Reflector mass

- quencies Above 10 GHz," *Communication Satellites for the 70's: Systems (AIAA Progress in Aeronautics & Astronautics, Vol. 26)*, edited by N. E. Feldman and C. M. Kelly, Cambridge, Mass: M.I.T. Press, 1971, pp. 171-190.
- [4] *The ATS-F and -G Data Book*, Goddard Space Flight Center, Greenbelt, Maryland, October 1971, p. II-9.
- [5] B. R. K. Pfeiffer and P. Viellard, "The Franco-German Telecommunication Satellite SYMPHONIE," *Communication Satellites for the 70's: Systems (AIAA Progress in Aeronautics & Astronautics, Vol. 26)*, edited by N. E. Feldman and C. M. Kelly, Cambridge, Mass: M.I.T. Press, 1971, pp. 23-36.
- [6] Q. B. McClannan and G. P. Heckert, "A Satellite System for CATV," *Proceedings of the IEEE (U.S.A.)*, Vol. 58, No. 7, July 1970, pp. 987-1001.
- [7] MCI Lockheed Satellite Corp., FCC Docket No. 16495, *Application for a Domestic Communications Satellite System*, Vol. I: Systems Application, February 1971.
- [8] E. A. Richley and W. R. Kerslake, "Bombardment Thruster Investigations at the Lewis Research Center," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 6, No. 3, March 1969, pp. 289-295.
- [9] P. L. Bargellini, "Satellite Communications: Future Satellites," *Telephone Engineer and Management*, Vol. 75, No. 24, December 15, 1971, pp. 44-49.
- [10] A. L. Berman and C. E. Mahle, "Nonlinear Phase Shift in Traveling-Wave Tubes as Applied to Multiple-Access Communications Satellites," *IEEE Transactions on Communications Technology*, COM-18, No. 1, February 1970, pp. 37-48.
- [11] J. G. Puente, W. G. Schmidt, and A. M. Werth, "Multiple-Access Techniques for Commercial Satellites," *Proceedings of the IEEE (U.S.A.)*, Vol. 59, No. 2, February 1971, pp. 218-229.
- [12] T. S. Chu, "A Multibeam Spherical Reflector Antenna," *1969 IEEE International Antennas and Propagation Symposium*, Austin, December 1969, *Program and Digest*, pp. 94-101.
- [13] B. R. Elbert, "System Engineering Trade-offs for Advanced Communications Satellites," *AIAA Space Systems Meeting*, Denver, July 1971, AIAA Paper No. 71-843.

ACKNOWLEDGMENTS

The authors wish to express their gratitude to Mr. Emeric Podraczky for his guidance and contributions to this work.

composants pour satellites de télécommunications

par

H. ARCISZEWSKI

Centre national d'études spatiales (CNES)
Centre spatial de Toulouse
France



1. Introduction

Les composants électroniques micro-ondes sont maintenant très nombreux. Ils sont pour la plupart réalisés à partir de matériaux semi-conducteurs et, fait singulier, trouvent par leurs niveaux de puissance et leur rendement une application remarquable dans les télécommunications spatiales. Ces composants « état solide » peuvent générer, amplifier, détecter, commuter, moduler, limiter et démoduler les microondes.

Le but de cet exposé est de les présenter dans le cadre des satellites de télécommunications de la génération actuelle, et de la génération future. Enfin, la préoccupation essentielle reste la fiabilité tant au niveau des éléments actifs qu'à celui des circuits. Celle-ci a entraîné, en France, une action générale auprès des fabricants intéressant tous les composants électroniques (car les satellites de télécommunications font appel à tous les composants: transistors, diodes, circuits intégrés, résistances, condensateurs, etc.). Cette action sera présentée rapidement dans son ensemble.

2. Les composants des satellites de télécommunications de la génération actuelle

2.1 Synthétique d'un répéteur

Les informations sont véhiculées par une « porteuse » très haute fréquence (bande de fréquences 5,9 à 6,4 GHz) reçue par le satellite. Après un changement de fréquence facilitant l'amplification, elles sont réémises par le satellite dans une bande de fréquences comprise entre 3,7 et 4,2 GHz à un niveau de puissance relativement élevé (10 à 20 W). Le répéteur est quasiment linéaire. Le principe d'un tel répéteur est représenté par le schéma synoptique de la figure 1.

2.2 Composants spéciaux d'un répéteur

2.2.1 Amplificateur à diode tunnel

La diode à effet tunnel est ici utilisée en amplificatrice. La caractéristique directe présente une résistance négative. Les matériaux les plus adaptés sont le GaSb (antimoniure de gallium), le germanium, et le GaAs (arséniure de gallium). Le germanium est le seul utilisé pour des raisons de tenue en puissance, de technologie et de fiabilité.

La diode tunnel en elle-même est fiable quoique de structure fragile, mais elle est particulièrement instable et nécessite un circuit adaptateur très soigné, généralement associé à un circulateur (cf. paragraphe 2.2.6).

2.2.2 Mélangeur de réception (bas niveau)

Pour cette fonction, une diode de type Schottky est utilisée. C'est une diode de structure métal semi-conducteur caractérisée par une injection unique de porteurs majoritaires. Ceci a pour effet de supprimer le temps de recouvrement classique à la diode p-n. Mais la principale propriété utilisée dans les étages mélangeurs est la non-linéarité de la résistance directe. D'autre part, la puissance de bruit d'une diode Schottky est égale approximativement à la moitié de celle de la résistance équivalente.

Sur le plan technologique, la diode est de structure très simple. Elle est réalisée en technique plane et passive. La fiabilité est donc excellente. (Rappelons que cette diode porte encore le nom de diode à porteurs chauds — *hot carrier diode*).

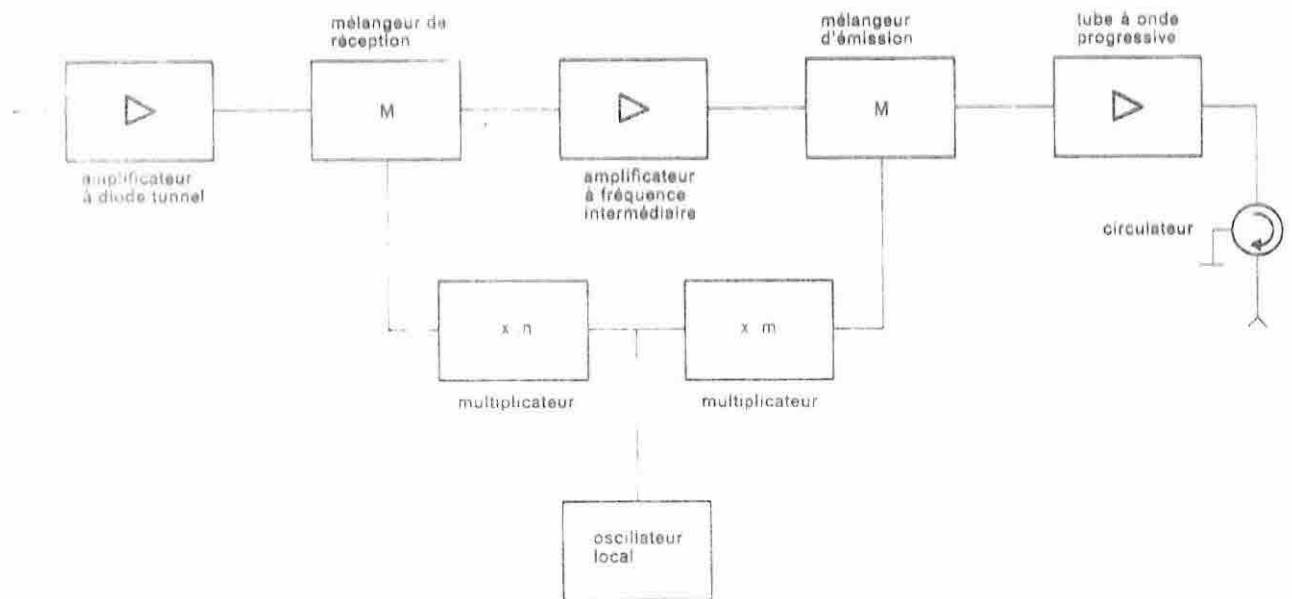


Figure 1

2.2.3 Amplificateur à fréquence intermédiaire

Les bandes de fréquences se situent dans la gamme des quelques centaines de megahertz avec une largeur de 90 MHz. (Exemples du satellite *Symphonie*: A 645-735 MHz; B 520-610 MHz; C 390 MHz; D 265-355 MHz). La largeur de bande est en fait légèrement inférieure à 100 MHz si on inclut la fréquence de télécommande.

Les transistors, de type interdigité, pour ces fréquences existent déjà depuis quelques années, et il ne se pose pas de problème particulier quant à leur fiabilité.

2.2.4 Mélangeur d'émission à haut niveau

Le rendement est plus important à ce niveau que le facteur de bruit. La capacité non linéaire des diodes varactors est ici utilisée pour réaliser la fonction. Les varactors ont d'autres applications comme on le verra au paragraphe 2.2.5, et leur technologie diffère peu des diodes à temps de recouvrement (diode *step recovery*). Leur fiabilité pose les mêmes problèmes. Les circuits associés sont très délicats à réaliser pour concilier à la fois les possibilités d'un ajustage précis et d'une tenue mécanique de longue durée.

2.2.5 Les sources microondes locales

On ne sait pas encore réaliser d'oscillateurs microondes dont la stabilité est bonne à très long terme. Aussi, le quartz et son système oscillant sont le seul générateur dont la stabilité est très sûre. Il oscille à des fréquences de l'ordre de 60 MHz. La synoptique (figure 2) donne le principe des sources locales du satellite *Symphonie*.

On y trouve quatre diodes multiplicatrices. Trois sont des diodes varactors à effet paramétrique. L'autre est du type « *step recovery* », c'est-à-dire que le temps de recouvrement d'une jonction p-n est utilisé pour générer des harmoniques à rang très élevé. Ces diodes sont réalisées en technique plane jusqu'à des capacités de l'ordre de 2 pF ($V_R = 6$ V). En-dessous, elles sont du type mesa passivé par apport d'un diélectrique. Leur fiabilité a été démontrée. Les autres composants, quartz, varicap, thermistances sont éprouvés de longue date.

2.2.6 Circulateurs

De nombreux circulateurs sont utilisés (sources, mélangeur). Ce sont des éléments non réciproques à plusieurs entrées où l'énergie qui pénètre dans une voie n'est

dirigée que dans la voie $(n+1)$ à l'exclusion de toutes les autres. Utilisant des ferrites adaptées à la bande de fréquences adéquate, les circulateurs sont des composants stables dans une plage de température limitée.

2.2.7 Amplificateur de sortie — Tube à onde progressive

Le tube à onde progressive est encore pour longtemps le seul élément de puissance utilisable dans les satellites de télécommunications. Le principe est bien connu. Il repose sur l'échange d'énergie entre un faisceau d'électrons et l'onde électromagnétique. La sujétion de ce système est la cathode émissive dont le vieillissement est préjudiciable au bon fonctionnement. Une technologie très étudiée, une fabrication très contrôlée autorisent un taux de confiance très élevé.

2.2.8 Autres composants

Le satellite de télécommunications comporte d'autres systèmes semblables à ceux des satellites classiques: télémessure — restitution d'attitude — source d'énergie, etc. On retrouvera donc:

- des senseurs optiques

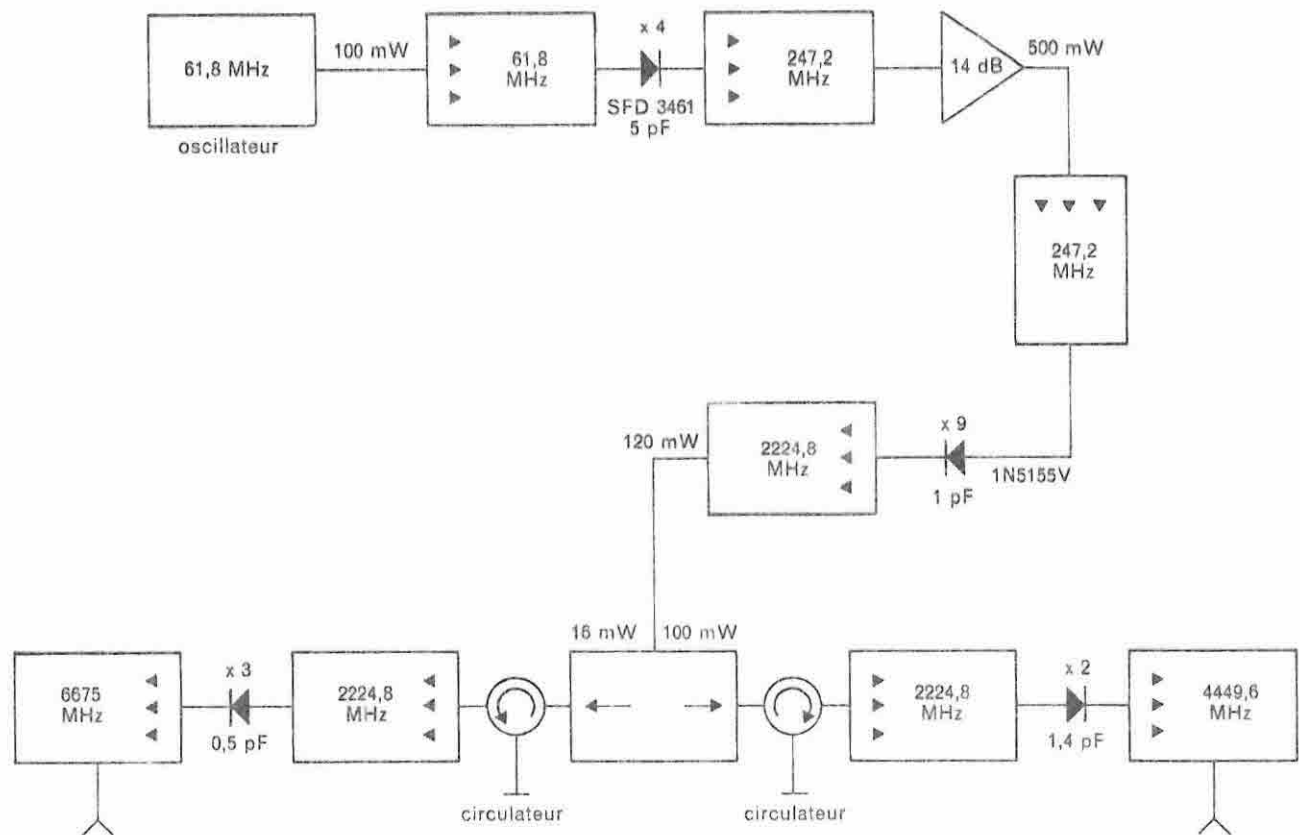


Figure 2

- des systèmes de télémessure et de télécommande
- des asservissements
- des sources d'énergie: panneaux de cellules solaires et batteries — composants pour très haute tension.

3. Les satellites de télécommunications de la prochaine génération

3.1 Ils se différencient des précédents principalement par deux particularités

- les fréquences utilisées (12 à 18 GHz) pour une largeur de bande de 500 MHz
- le système multiplex au lieu du système à accès multiple.

Ce système est justifié par le fait que l'amplificateur final est un tube à onde progressive, et que la linéarité est très difficile à conserver dès que l'on cherche à

obtenir de la puissance. Le système multiplex, reposant sur la division temporelle, n'exige plus un répéteur linéaire. En effet, il n'y a, à un instant donné, qu'un seul et unique signal présent dans le répéteur. L'intermodulation entre voies n'est plus à craindre et le tube à onde progressive peut travailler à saturation avec un rendement maximal (figure 3).

3.2 Les composants spéciaux

La synoptique du système reste semblable dans son principe et nous adapterons le même plan d'analyse.

3.2.1 Amplificateur d'entrée

L'amplificateur de type paramétrique est généralement retenu, la propriété capacitive des diodes varactors est encore utilisée (diode en arsénure de gallium ou en silicium). La source d'excitation peut éventuellement être un oscillateur à diode à avalanche ou un générateur à effet Gunn.

La diode à avalanche, ou diode Read, est une structure double où un régime d'avalanche est atteint dans une jonction normale. Les charges ainsi créées transitent alors dans une deuxième zone de champ électrique élevé donnant un effet de conductance négative (*impact avalanche and transit time* — IMPATT). Ces diodes ont, dès maintenant, une technologie bien définie et leur qualification est en cours. Le générateur à effet Gunn est basé sur la modulation de la mobilité des porteurs dans un champ électrique élevé donnant une instabilité de la conductance pouvant aller jusqu'à un régime d'oscillation propre.

Réalisée en arsénure de gallium, la diode Gunn (le mot diode est utilisé car l'élément comporte une diode d'injection, mais l'effet est lié au matériau) est aisément accordable, mais sa puissance reste limitée.

Toutefois, il est toujours possible, avec un rendement encore équivalent, de générer les microondes à partir d'un oscillateur

local haute fréquence à quartz avec quelques étages de multiplicateurs à rang élevé. Dans ce cas, la diode à temps de recouvrement (diode « step recovery ») est encore utilisée. En tout état de cause, cette source reste, de très loin, la moins bruyante et sera utilisée pour le mélangeur de réception.

3.2.2 Mélangeur de réception

La transposition se fait de 14 à 1,4 GHz à l'aide de diodes Schottky déjà décrites.

3.2.3 Amplificateur à fréquence intermédiaire

La bande passante requise (500 MHz) nécessite un élément actif capable d'amplifier sur une bande aussi large. Il existe maintenant des transistors faible bruit de 1,4 à 2 GHz, parfaitement fiables, ainsi que des transistors à la même fréquence, de puissance moyenne.

3.2.4 Mélangeur d'émission

Ces mélangeurs utilisent toujours les mêmes propriétés de non-linéarités. On retrouvera les mêmes types de composants adaptés à la fréquence d'utilisation (varacteurs).

3.2.5 Amplificateur d'émission — Tube à onde progressive

Le principe reste le même, mais les spécifications fonctionnelles sont différentes. Travaillant plus près de la saturation, le problème de la durée de vie de la cathode émissive d'électrons devient encore plus

ardu. Des études nouvelles sont en cours sur des sources d'électrons à haute densité à l'état solide. Des raisons technologiques font que plusieurs tubes sont utilisés.

3.2.6 Alimentation du tube à onde progressive

Le tube à onde progressive nécessite des alimentations haute tension de puissance (de 1 à 3 kV). Les convertisseurs exigent des transistors haute tension (300 à 400 V) de puissance dont la réalisation est dès maintenant acquise. D'autre part, les composants passifs, résistances et condensateurs, devront être conçus pour tenir des tensions de quelques kilovolts dans une ambiance spatiale.

3.2.7 Modulateur

Le système multiplex, par définition, exige une commutation rapide (découpage de l'onde suivant le nombre de voies). La puissance à commuter sera comprise entre quelques milliwatts et quelques watts. Le principe de la commutation série ou parallèle est très simple, court-circuit dans un temps, circuit ouvert dans l'autre. Le composant capable de répondre à cette fonction est la diode PIN, ainsi appelée parce qu'elle comporte une zone de résistivité élevée (intrinsèque) comprise entre deux zones p et n. En direct, elle présente une résistance de faible valeur, en inverse, au contraire, elle est réduite à une capacité de très faible valeur. Son temps de commutation intrinsèque répondrait au problème (temps nécessaire 10^{-9} s) s'il

n'était entaché de différentes constantes introduites par les éléments parasites. C'est sur ce point que les efforts porteront (intégration directe).

4. Exigences de la fiabilité

Les garanties de la fiabilité que l'on exigera dépendront tout d'abord des répercussions amenées par un mauvais fonctionnement de l'équipement.

Dans le cas d'applications professionnelles courantes, pour les composants électroniques, un taux de défaillances $\lambda = 10^{-7}/h$ à $10^{-8}/h$ est exigé. Rappelons que l'évaluation du $\lambda = 10^{-7}/h$ avec un niveau de confiance de 60% et un critère d'acceptation de 5 exige une durée d'essais de 6000 h et 10 500 composants. Le coût de cette opération est d'environ 500 000 francs français auquel s'ajoute le prix des 10 500 dispositifs. Pour des applications spatiales, répéteurs sous-marins, etc., pour lesquels $\lambda = 10^{-8}/h$ à $10^{-9}/h$ est exigé, pour évaluer le λ il faudrait effectuer les essais de vieillissement sur 1000 pièces pendant 113 ans et ne trouver qu'une seule pièce défectueuse.

Il découle de ce qui précède que l'évaluation du λ présente de grandes difficultés et des conséquences financières considérables. En outre, il convient de souligner que souvent les conditions d'environnement et de fonctionnement pour les évaluations du λ ne correspondent pas aux conditions d'utilisation ultime réelles.

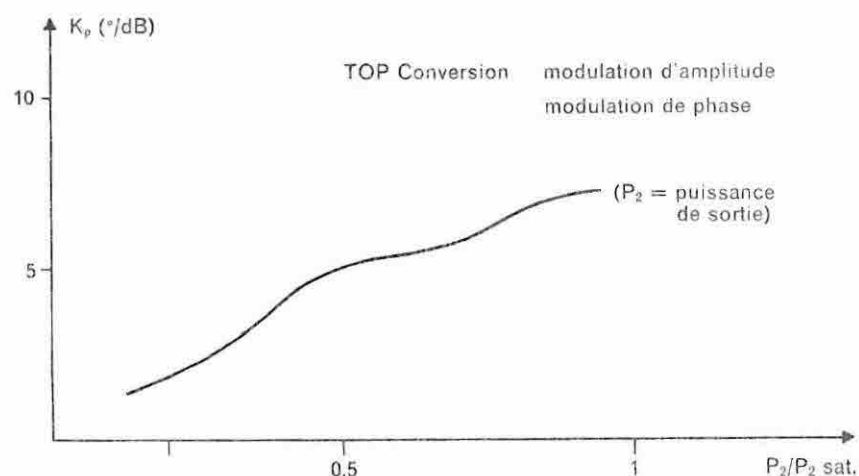


Figure 3

5. Solution française pour obtenir les composants haute fiabilité — Le programme « Concerto »

5.1 Appellation « Concerto »

La définition et le démarrage de ce programme ont été directement liés à la création du projet du satellite Symphonie préconisant l'utilisation des composants fabriqués en Europe. C'est pourquoi, afin de répondre aux besoins du Centre national

d'études spatiales (CNES) et à ceux des industries de pointe, le CNES a été amené, dans le cadre national, à rechercher les méthodes et moyens à mettre en œuvre pour promouvoir en France la fabrication des composants haute fiabilité, d'où l'origine du programme *Concerto*.

5.2 Programme Concerto — Industriels composants, matériaux, actions 1968-1970

Le tableau I montre que l'effort initial porte sur une trentaine de chaînes de fabri-

cation chez plus d'une quinzaine d'industriels qui ont proposé, chacun, des solutions aux problèmes qu'ils estimaient être de leur compétence.

5.3 Les quatre phases essentielles du programme Concerto

5.3.1 Ordre de déroulement des actions essentielles

Pour faciliter l'illustration, les cas concrets présentés à titre d'exemple sont surtout

Tableau I
Programme « Concerto »
Composants haute fiabilité fabriqués en France

industriels produits	R.T.C.	Sesosem	Silec	I.E.P.*	C.G.E.*	Seavom*	Thomson-C.S.F.	LCC-CICE	INAG*	Sferme	Sovcor Electron.	Jobin Yvon*	Filotex	Radiall	S.A.T.*	S.A.F.T.*	Souriau	L.T.T.*	A.M.D.*	Pyrolac*
Composants actifs																				
— transistors	x																			
— diodes																				
• avalanche																				
• Gunn																				
• redressement																				
• Zener																				
• « step recovery »																				
• Schottky																				
— varactors																				
— circuits intégrés																				
• Bipolaire																				
• MOS																				
— tube à onde progressive (20 W, 12 GHz)																				
Composants passifs																				
— résistances																				
— condensateurs																				
Composants divers																				
— câbles et fils																				
— circuits imprimés																				
— connecteurs BF																				
— connecteurs HF																				
— circulateurs 4 GHz, 6 GHz																				
— cellules solaires (Si)																				
— convertisseur analogique																				
— accumulateurs (Ni-Cd)																				
— pyrotechniques																				
— composants optiques																				
— peinture spatiale																				

* Certains travaux d'étude et de qualification sont en cours (« Concerto » futur envisagé).

applicables aux semi-conducteurs (transistors) qui nécessitent une adaptation plus importante des principes du programme Concerto (tableau II).

5.3.2 Phase I

La phase I constituait l'élément primordial et indispensable pour la réussite du programme Concerto: « fabrication de la fiabilité, c'est-à-dire fiabilisation de chacune des opérations de fabrication et définition de leur enchaînement en un processus complet et parfaitement contrôlé ».

Pour cette phase et pour chaque produit, un ingénieur du CNES du Département fiabilité technologique (FT), assisté dans certains cas des spécialistes des diverses techniques, a été nommé responsable du marché. En collaboration avec les techniciens de chaque industriel, le travail a été de rechercher, définir et mettre en œuvre tous les éléments indispensables d'assurance qualité-fiabilité pour répondre aux buts fixés, à savoir:

- Etude de la technologie de base mieux adaptée pour atteindre le but poursuivi
- Révision d'équipement
- Reprise du processus de fabrication
- Reprise des méthodes de contrôle
- Exploitation des résultats et actions correctives
- Formation du personnel
- Fabrication de un ou plusieurs lots de pièces
- Essais électriques et d'environnement pour évaluation du procédé.

La durée de réalisation de cette phase I aura été en moyenne de 18 mois. Pour les techniciens du CNES, cela a représenté, outre une documentation personnelle, une assistance étroite au déroulement de tous les travaux, des dizaines de visites, des discussions techniques, etc. Chaque stade en fabrication a été revu dans ses moindres détails, du niveau développement

au niveau application industrielle. Le climat de confiance et la volonté d'aboutir ont conduit l'ensemble des techniciens de chaque industrie à réaliser un travail remarquable aboutissant à des résultats importants et encourageants dans tous les domaines cités précédemment.

A titre d'exemple, quelques résultats d'analyse de défaillance obtenus à l'aide d'un microscope électronique à balayage sont donnés à la figure 4. Le complément d'information se trouvera dans le rapport concernant le microscope à balayage électronique (voir bibliographie).

5.3.3 Documents de synthèse issus de la phase I

Les documents de synthèse issus de la phase technique I ont pour but:

- de garantir à tout client la conformité des fabrications avec les résultats acquis, c'est-à-dire le maintien constant

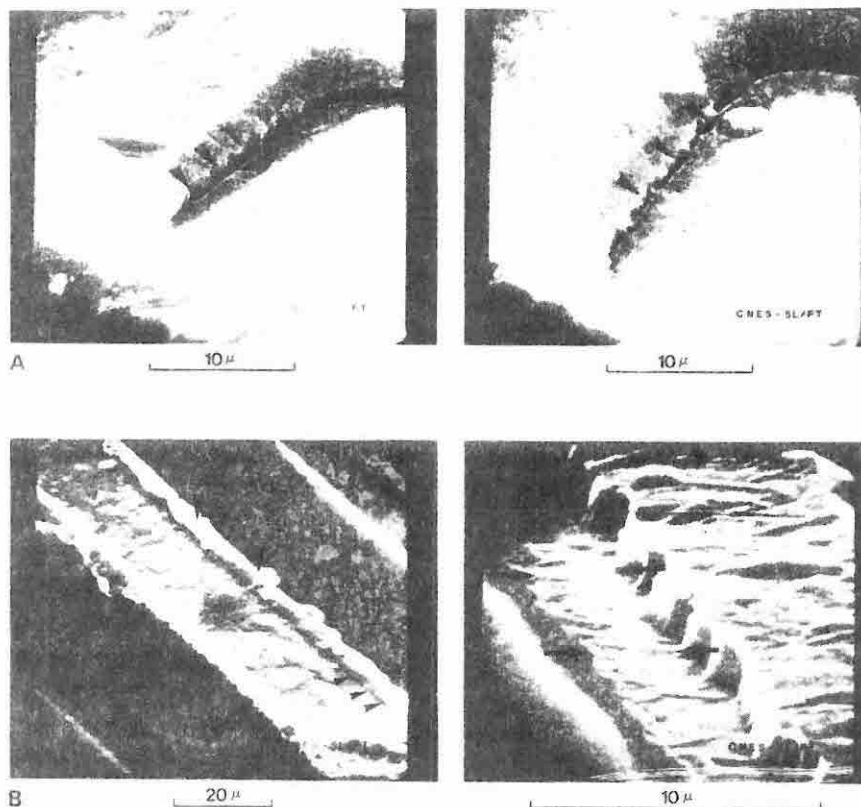


Figure 4

Défauts sur l'interconnexion d'un transistor:
a) fissures au niveau des marches d'oxyde
b) mauvaise découpe

Tableau II

<i>Phase I:</i> études et développement		
1968-1970	• recherche et amélioration des technologies • étude physico-chimique, étude des assemblages • fabrication des composants, assurance de qualité • réalisation des essais électriques et d'environnement	<i>participation</i> — fabricants de composants — CNES TE/FT
<i>Phase II:</i>		
1971-1972	• établissement des documents techniques et contractuels de synthèse de la phase I: — Document 1: technologie de fabrication — Document 2: spécification générale de production et essais. Définition des niveaux de fiabilité — Document 3: spécifications particulières à chaque produit • label CNES Concerto * • homologation par: — fabrication conforme au document n° 1 — essais groupe A, B, C avec degré de sévérité approprié à chaque niveau	<i>participation</i> — fabricants de composants — CNES TE/FT — CNES TE/FT — CNES TE/FT — CNES — SNQ ** — fabricant de composants — LCIE ou fabricants de composants avec SNQ
<i>Phase III:</i> évaluation de la fiabilité		
1971-1972	• essais de longue durée • essais en contraintes échelonnées	<i>participation</i> — CNET — LCIE
<i>Phase IV:</i> approvisionnement (composants à fiabilité contrôlée)		garantie client
1972	• fabrication du produit technologie Concerto selon le tableau III	— inspections par CNES — SNQ — certificats de conformité avec documents 2, 3 — CNES — SNQ

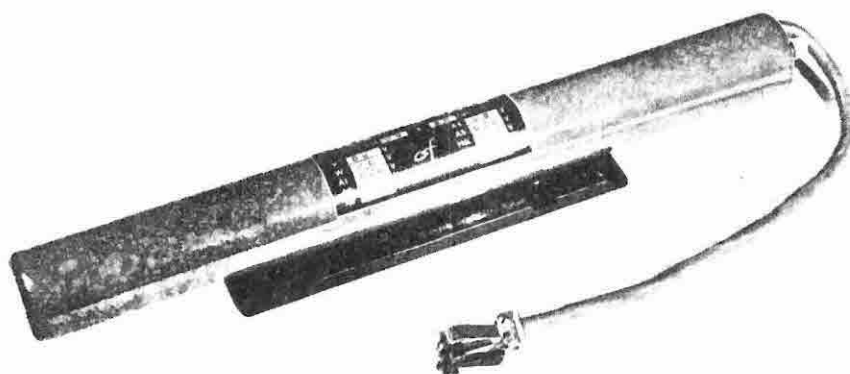
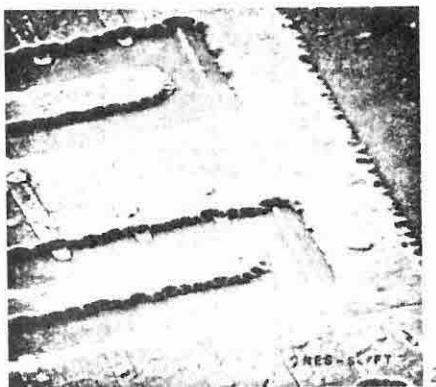
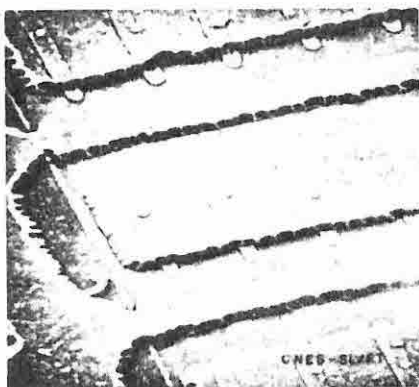
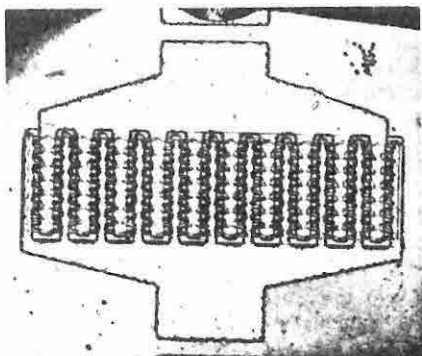
TE = techniques électroniques

FT = fiabilité technologique

* Label CNES est la garantie de conformité de la technologie avec les trois documents définitifs

** SNQ = Service national de qualité, avec la participation de:

- CNES, en 1971
- CNES, Centre national d'études des télécommunications (CNET), Commission d'énergie atomique (CEA), Laboratoire central de industries électriques (LCIE), à partir de 1972



1.
Structure d'un transistor microonde de puissance moyenne ($\times 400$)
2.
Structure d'un transistor microonde de puissance (base et émetteur) (les émetteurs ont des résistances incorporées) ($\times 1000$)
3.
Diode microondes (varactor — Schottky — step recovery) ($\times 7$)
4.
Transistor faible bruit 2 GHz ($\times 7$)
5.
Tube à onde progressive

de toutes les améliorations de processus et contrôles définis conformément aux exigences fixées tout au long de la phase I:

- de présenter l'essentiel des informations acquises sous forme d'un document clair et précis à caractère technique et contractuel, base des commandes futures;
- de donner à tout utilisateur les renseignements clairs sur les conséquences actuelles de l'action engagée; sur les chaînes de fabrication, les spécifications des composants suivant différents niveaux possibles de fiabilité;
- d'harmoniser, à l'échelon national, la présentation des textes et, par une diffusion précise des types de composants, de rendre compétitifs les fabricants français de ces produits sur le marché européen.

L'achèvement de la phase I est donc conditionné par la rédaction actuelle de trois documents distincts:

Document 1

(Confidentiel CNES-Industriel). Résumé des travaux CNES-Industriel d'environ deux ans; concrétisation des efforts accomplis par des documents définitifs de production, des contrôles et d'assurance de qualité-fiabilité.

Document 2

Brochure technico-commerciale avec une description succincte de tous les stades essentiels de la production, déverminage et sélection unitaire.

Document 3

Feuille particulière du produit avec clauses contractuelles.

Lorsqu'un relevé de traçabilité des différentes opérations est requis, la feuille particulière précise les paramètres de chaque opération industrielle qui doivent être enregistrés.

Les détails des épreuves des groupes B et C et du processus de sélection unitaire seront présentés dans un tableau précisant le déroulement de toutes les interventions essentielles. Chaque phase du processus sera visée par le responsable d'exécution.

5.3.4 Homologation label CNES — Concerto

La procédure suivante est alors d'homologuer et de présenter sur le marché

français et européen une liste complète, famille par famille, type par type, de tous les composants développés dans ce programme Concerto. Ces composants devront être réalisés conformément aux technologies Concerto (document 1) et devront subir avec succès l'ensemble des programmes d'essais (documents 2 et 3). Il est fondamental que les exigences soient certifiées et prouvées.

Il s'agit donc ici:

- 1) de fabriquer les composants sur les chaînes, conformément au document 1;
- 2) d'effectuer la qualification suivant les programmes d'essais électriques et d'environnement, conformément au document 2;
- 3) de réaliser l'ensemble des essais classiques de groupe A, B et C avec le degré de sévérité approprié à chaque niveau (avec des renouvellements périodiques, dans certains cas).

Toutes les fabrications seront sous la surveillance directe des responsables techniques CNES qui, sous forme d'un procès-verbal de constat, établiront la conformité des réalisations avec le document 1: homologation de la fabrication garantissant sa conformité avec les technologies Concerto.

6. Perspectives d'avenir du programme Concerto

Le CNES, en tant qu'organisme national, a pour mission spécifique de promouvoir l'utilisation des techniques spatiales de haute fiabilité en vue de ses applications dans tous les domaines où son apport présente un progrès.

Vu le contexte international où se situe l'utilisation de l'espace, la définition des objectifs doit être faite en tenant compte des missions et des objectifs des organismes nationaux et internationaux concernés par les mêmes technologies.

Depuis 1962, dans les domaines

- composants électroniques
- composants électromécaniques
- composants mécaniques
- matériaux spéciaux

la participation du CNES au développement et aux qualifications des produits haute fiabilité est maintenant reconnue, tant sur le plan national qu'en Europe, dans le cadre du *Space Components Co-ordination Committee* (SCCC) où dix pays d'Europe participent.

Pour des actions déjà engagées et à poursuivre dans le cadre du VI^e Plan, nous proposons d'agir selon les axes principaux suivants:

- Etude du marché France — Europe
- Harmonisation des programmes de la recherche, développement, homologation France — Europe
- Normalisation: harmonisation des spécifications et des procédures France — Europe
- Homologations CNES: concrétiser, officialiser les travaux afin que chacun puisse en bénéficier France — Europe
- Promotion du marché information, concertation, coordination France — Europe

7. Remerciements

Je souhaite remercier tout particulièrement MM. J. Cacheux et G. Thomas (Centre spatial de Toulouse — Techniques électroniques); M. J. Susplugas (Direction des programmes et du Plan — Etudes et développements techniques) pour l'aide très efficace apportée dans la rédaction de cet article.

(Langue originale: français)

Bibliographie

- J. Girard: « Programme Concerto — Industrialisation des composants » — *Les industries françaises d'équipement*, n° 34, décembre 1970
- F. Jamin-Changeard, M. Gave, J. Cacheux: « Le microscope électronique à balayage et la fiabilité des composants » — Colloque international « L'Espace et la Communication » — Paris, 1971
- H. Arciszewski: « L'assurance de qualité-fiabilité dans le cadre du programme Concerto — Colloque international « L'Espace et la Communication » — Paris, 1971
- H. Arciszewski: « Le programme Concerto, la poursuite des actions » — *L'onde électrique*, avril 1971
- H. Arciszewski: « Promotion et Normalisation européenne des Composants haute fiabilité » — Journées nationales de la qualité — Paris, novembre 1971
- H. Arciszewski: « Concerto Programme » — France-Japan Symposium on High Reliability Electronic Components, — Tokyo, septembre 1971