

## Anexo A

### PERFIL DA MISSÃO DO VLS-1

#### VEÍCULOS LANÇADORES DE SATÉLITES – VLS

No instante inicial do lançamento os quatro motores do primeiro estágio são acionados simultaneamente, de maneira a permitir a decolagem do veículo.

O passo seguinte é a ignição do segundo estágio, antes do fim de queima do primeiro estágio, de maneira a propiciar o efetivo controle do veículo na fase entre o final de queima dos quatro motores do primeiro estágio e a separação destes.

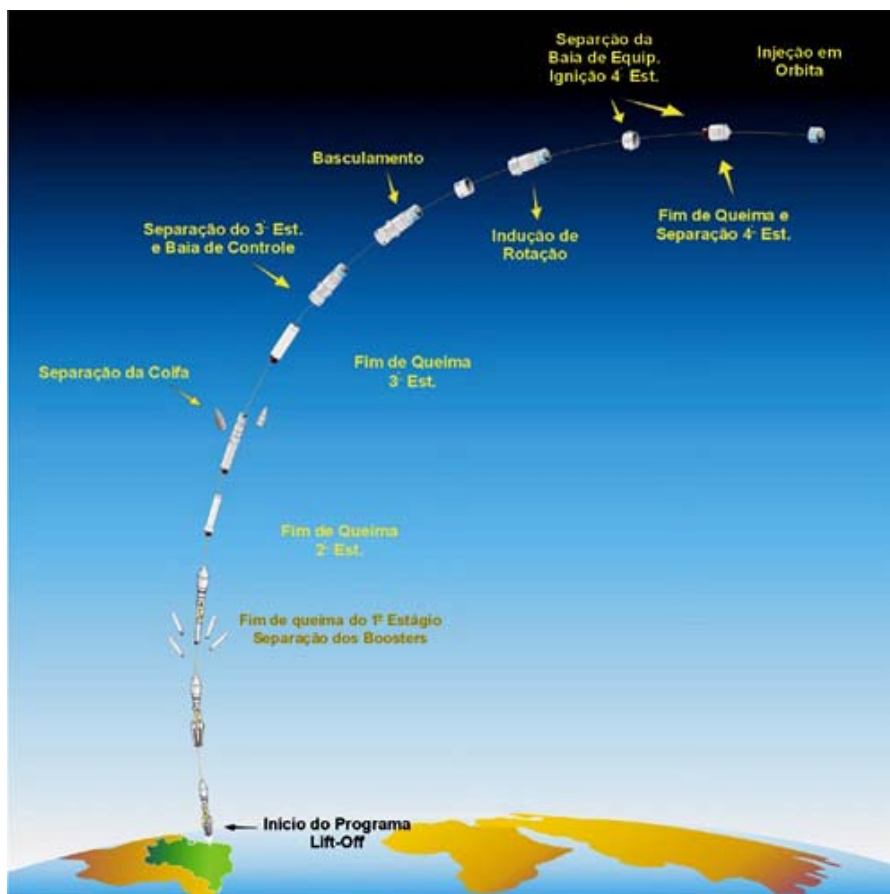
O terceiro estágio é acionado instantes após o fim de queima do segundo estágio e da separação deste. No início do voo do terceiro estágio ocorre a separação da coifa de proteção do satélite.

Após o fim de queima do terceiro estágio, o motor vazio do terceiro estágio e a baía de controle de rolamento são separados do veículo. O computador de bordo começa a realizar os cálculos para determinar a orientação e o instante de ignição do quarto estágio.

Segue-se uma manobra que visa posicionar o conjunto quarto estágio/satélite na atitude desejada. A essa manobra dá-se o nome de basculamento.

Após a orientação do veículo, este é colocado em rotação pelo sistema impulsor de rolamento e em seguida é feita a separação da baía de controle, liberando o quarto estágio para seu acendimento.

Ao fim de sua queima dá-se a separação do satélite do quarto estágio e a conseqüente injeção do satélite em órbita.



#### PERFIL DA MISSÃO DO VLS-1

## Anexo B

### Informações Técnicas do Veículo Lançador de Satélites VLS 1

	Estágio 1	Estágio 2	Estágio 3	Estágio 4
Designação do motor	S-43	S-43TM	S-40TM	S-44
Número de motores	4	1	1	1
Empuxo vácuo (Kgf)	30900 (cada)	32700	21250	---
Empuxo ao nível do mar	27740 (cada)	20069	15764	3390
Impulso Específico (s)	260	277	275	282
Massa inicial (Kg)	8550 (cada)	8720	5664	1025
Massa fim de queima (Kg)	1328 (cada)	1536	1212	190
Pressão câmara de combustão (Bar)	56,2	55,3	57,2	39,5
Tempo de queima (s)	59	58	56	68
Diâmetro (m)	1,0	1,0	1,0	1,0
Comprimento (m)	9,0	8,1	5,8	1,8

Massa total no lançamento: 49609 Kg

Empuxo no lançamento: 106961 Kgf

#### Especificação Técnica dos motores VLS1.

Copyright © 2002 AEB. Todos os direitos reservados.  
[ccs@aebr.gov.br](mailto:ccs@aebr.gov.br)

## Anexo C

### Glossário de Termos Técnicos Sobre Atividade espacial

**Apogeu** - posição mais afastada da Terra atingida por um corpo celeste ou veículo espacial.

**Carga Útil** - conjunto de equipamentos de medição ou satélite, transportado por um veículo espacial para cumprir determinada missão.

**Coifa** - parte frontal de um foguete, onde se acomoda a carga útil.

**Eletrojato equatorial** - corrente elétrica que se desloca paralelamente ao plano do Equador, em camadas ionizadas da atmosfera superior, causando perturbações físicas e químicas na ionosfera e interferindo nas telecomunicações.

**Espectro** - faixa em que se decompõe a luz, onde se pode detectar a distribuição de intensidade de uma fonte de radiação eletromagnética em função do comprimento de onda ou da frequência.

**Estágio** - componente de um foguete que possui seu próprio mecanismo de propulsão.

**Estratosfera** - região atmosférica situada entre 10 e 100km de altitude, onde não mais ocorrem as perturbações características da troposfera, a camada situada imediatamente abaixo.

**Foguete** - veículo destinado a levar ao espaço cargas úteis e/ou tripulantes.

**Foguete de Sondagem** - veículo destinado à pesquisa na alta atmosfera. No Brasil, é representado pelos foguetes Sonda ( I, II, III e IV) e VS-30 e VS-40.

**Ionosfera** - zona atmosférica que se caracteriza pela presença de partícula carregadas (elétrons e íons), que se estende da altitude de 50km até algumas centenas de quilômetros.

**Janela de Lançamento** - melhor período para a realização do lançamento de um veículo espacial.

**Lixo Espacial** - detritos provenientes de objetos lançados no espaço, permanecendo por algum tempo em órbita da Terra. A maior concentração do lixo espacial situa-se entre 250 e 1000km de altura e compreende estágios de foguetes, satélites desativados, tanques de combustível e fragmentos de equipamentos.

**Motor de Apogeu** - propulsor associado a um satélite para ajustá-lo em sua órbita final.

**Órbita** - trajetória descrita no espaço por um corpo celeste ou nave espacial.

**Painel Solar** - conjunto de células solares destinado a produzir energia elétrica a bordo de um engenho espacial.

**Propelente** - composto sólido ou líquido que, através de uma reação química, permite a propulsão de um foguete.

**Rastreo** - determinação à distância, instantânea e contínua, de uma ou mais variáveis características de um veículo ou sistema espacial, em geral associadas ao seu movimento.

**Resolução Espacial** - capacidade de um sistema óptico de distinguir detalhes das imagens.

**Satélite Artificial** - equipamento colocado no espaço, em órbita da Terra ou de outros corpos celestes. O primeiro satélite artificial da Terra foi o Sputnik 1, lançado pela União Soviética, em 4 de outubro de 1957.

**Satélite de Coleta de Dados** - satélite que objetiva a redistribuição de dados ambientais coletados por plataformas terrestres. Os satélites SCD-1, SCD-2 e CBERS-1, atualmente em órbita, executam esta função.

**Satélite de Comunicação** - satélite artificial projetado para receber e retransmitir as ondas de rádio e televisão entre vários pontos da Terra ou entre uma nave espacial e uma estação terrestre.

**Satélite de Sensoriamento Remoto** - satélite destinado ao monitoramento dos recursos naturais da Terra, como, por exemplo, o acompanhamento de queimadas, desmatamentos e ocupações rurais e urbanas. Para tanto, possui sistemas de detecção das ondas eletromagnéticas emitidas ou refletidas pela superfície.

**Satélite Geoestacionário** - satélite posicionado em órbita circular equatorial a 36 mil quilômetros de altitude, girando ao redor da Terra com a mesma velocidade com que esta realiza uma rotação completa, de modo a ficar sempre apontado para o mesmo local. Usualmente, são os satélites de comunicação.

**Satélite Meteorológico** - satélite cujo objetivo é monitorar a atmosfera e a superfície terrestre, fornecendo dados para a elaboração das previsões do tempo.

**Suborbital** - trajetória de vôo que não percorre uma órbita completa.

**Telemedidas** - informações transmitidas via rádio pela carga útil.

**Trajatória** - percurso descrito por um veículo espacial.

**Troposfera** - primeira camada atmosférica, caracterizada pelos fenômenos meteorológicos. É a mais próxima da superfície terrestre.

## Anexo D

### Osciladores de Subportadoras FM – IRIG 106

CANAIS DE SUBPORTADORA FM DE BANDA CONSTANTE (CANAIS "A")		CANAIS DE SUBPORTADORA FM DE BANDA PROPORCIONAL $\pm 7,5\%$					
Canal	Frequência Central (kHz)	Canais	Frequência Central (Hz)	Limite Inferior (Hz)	Limite Superior (Hz)	Resposta de Frequência Nominal (Hz)	
1A	16	1	400	370	430	6	
2A	24	2	560	518	602	8	
3A	32	3	730	675	785	11	
4A	40	4	960	888	1,032	14	
5A	48	5	1,300	1,202	1,398	20	
6A	56	6	1,700	1,575	1,828	25	
7A	64	7	2,300	2,127	2,473	35	
8A	72	8	3,000	2,775	3,225	45	
9A	80	9	3,900	3,607	4,193	59	
10A	88	10	5,400	4,995	5,805	81	
11A	96	11	7,300	6,799	7,901	110	
12A	104	12	10,500	9,712	11,288	160	
13A	112	13	14,500	13,412	15,588	220	
14A	120	14	22,000	20,350	23,650	330	
15A	128	15	30,000	27,750	32,250	450	
16A	136	16	40,000	37,500	43,000	600	
17A	144	17	52,500	48,562	56,438	790	
18A	152	18	70,000	64,750	75,250	1,050	
19A	160	19	93,000	86,025	99,975	1,395	
20A	168	20	124,000	114,700	133,300	1,860	
21A	176	21	165,000	152,624	177,375	2,475	
		22	225,000	208,125	241,875	3,375	
<b>Limite de Desvio :</b>		<b><math>\pm 2</math> kHz</b>	23	300,000	277,500	322,500	4,500
<b>Resposta de Frequência Nominal:</b>		<b>400 Hz</b>	24	400,000	370,000	430,000	6,000
<b>Resposta de Frequência Máxima:</b>		<b>2 kHz</b>	25	560,000	518,000	602,000	8,400

OSC - Oscilador de Sub-Portadora de Banda Constante.

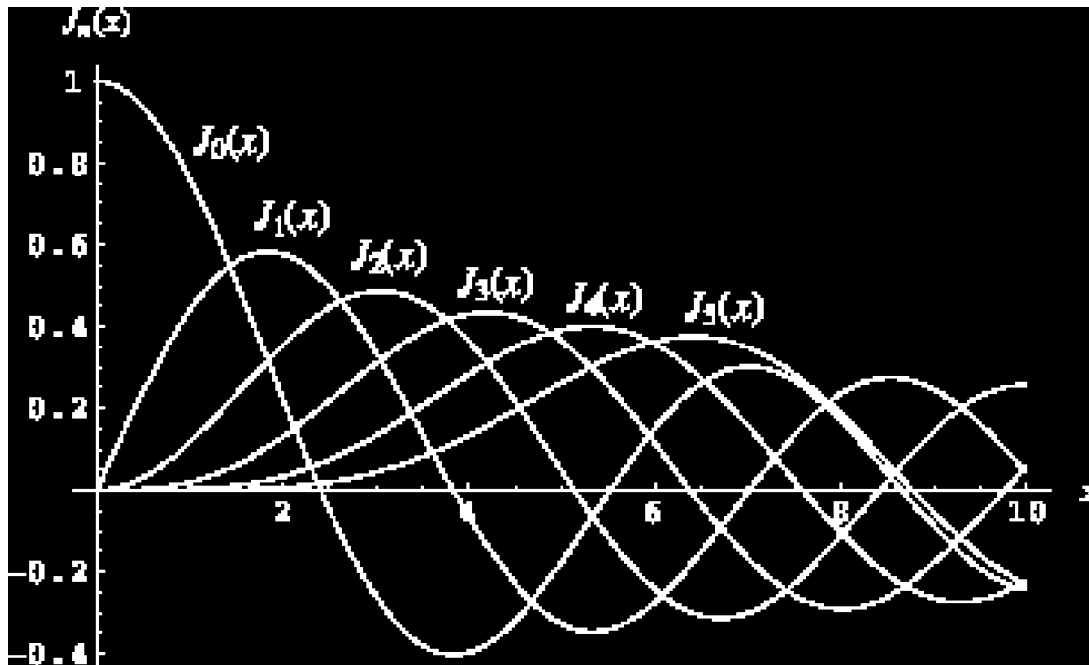
OSP - Oscilador de Sub-Portadora de Banda Proporcional.

Telemeter – IRIG STANDARD 106-86

Telemetry Group Range Commanders Council – July 1990. Vol. 19

## Anexo E

### FUNÇÕES DE BESSEL



Funções de Bessel de Primeira Espécie e ordem  $n$

## Anexo F

### PCM BIT STREAM

Code Designation	Code Waveforms	Code Definitions
NRZ-L		<u>Non Return to Zero - Level</u> ① "ONE" is represented by one level ② "ZERO" is represented by the other level
NRZ-M		<u>Non Return to Zero - Mark</u> ① "ONE" is represented by a change in level ② "ZERO" is represented by <u>NO</u> change in level
NRZ-S		<u>Non Return to Zero - Space</u> ① "ONE" is represented by <u>NO</u> change in level ② "ZERO" is represented by a change in level
Biφ-L		<u>Bi-Phase - Level<sup>(1)</sup></u> ① "ONE" is represented by a "ONE" level with transition to the "ZERO" level ② "ZERO" is represented by a "ZERO" level with transition to the "ONE" level
Biφ-M <sup>(2)</sup>		<u>Bi-Phase - Mark<sup>(1)</sup></u> ① "ONE" is represented by <u>NO</u> level change at the beginning of the bit period ② "ZERO" is represented by a level change at the beginning of the bit period
Biφ-S <sup>(2)</sup>		<u>Bi-Phase - Space<sup>(1)</sup></u> ① "ONE" is represented by a level change at the beginning of the bit period ② "ZERO" is represented by a <u>NO</u> level change at the beginning of the bit period

#### Representação Binária dos Códigos PCM

1) The Bi-φ codes may be derived from the corresponding NRZ codes by inverting the level for the last half of each bit interval.

2) The definitions of the mark and space versions of the bi-phase code have been reversed in various editions of the IRIG Telemetry Standards. The Telemetry Group included both definitions in the 1986 and 1993 versions of the Telemetry Standards. In 106-96, the Telemetry Group replaced the 106-93 Bi-φ -M and Bi-φ -S definitions with the 106-93 DBi-φ -S and DBi-φ -M definitions. The 106-93 Bi-φ -M and DBi-φ -S definitions were identical except for a possible inversion and a time delay of one-half bit period. The Bi-φ -S and DBi-φ -M codes were identical with the same exceptions. The inversions do not change the data content, because the information is in the level changes (transitions) not the levels. The differential terminology and code designation have been dropped.

## Anexo G

### Telemetria - Equipamentos de Solo

Em sistemas de telemetria digitais, as informações em banda básica são codificadas em uma seqüência de bits para então serem moduladas e transmitidas. O sinal recebido pela cadeia de recepção normalmente possui uma baixa relação de sinal ruído, e não pode ser facilmente identificado no domínio do tempo devido à presença de ruído branco Gaussiano somado ao mesmo.

O receptor de telemetria faz a demodulação deste sinal, para em seguida, um equipamento denominado sincronizador de bit, gerar um sinal de “*clock*” em sincronismo com os símbolos reconstituídos e que contém as informações dos dados. Estes dois sinais são utilizados por um outro equipamento denominado de decomutador *PCM* que sincroniza o quadro de canais e a partir deste, gera todos os sinais de controle necessários para decomutar as informações em um processo denominado de redução de dados.

Neste capítulo são discutidas as instrumentações embarcadas implementadas para os ensaios e os respectivos equipamentos de pós-processamento das informações. Também foram montados e configurados os codificadores *PCM* comerciais utilizados em vôos anteriores visando a comparação e validação dos resultados obtidos com o *PCM* desenvolvido no Sistema Micro-Controlado Multifuncional.

### Instrumentação de Solo

O laboratório de Aquisição e Processamento de Dados de Telemetria (*APDT*) em operação no *IAE* possui receptores de telemetria (banda *S* e *P*), discriminadores analógicos (*FM*), sincronizadores de bit e decomutadores *PCM*, gravadores magnéticos, um sistema de redução de dados e outro para concatenação e transferência de dados para o Banco de Controle. Os Centros de Lançamentos possuem além dos equipamentos do *IAE*, sistemas de recepção e amplificação do sinal de *RF* e controle das antenas (banda *S* e *P*).

Os dados seriais assíncronos provenientes de até dois codificadores *PCM* podem ser adquiridos simultaneamente, decomutados e convertidos em arquivos *ASCII* associados a uma referência de tempo. Esta referência é obtida através de um gerador de código de tempo universal (*TU*), segundo o padrão *IRIG-B*, e apresentada na forma de: dias do ano,



horas, minutos, segundos. Esta referência de tempo é inserida em uma das 14 pistas de gravação, e registrada simultaneamente com os dados dos sinais *PCM* e *FM* durante o processo de registro magnético. Desta forma, durante o pós-processamento dos dados, todos os eventos ocorridos durante o vôo podem ser identificados segundo uma mesma referência de tempo.

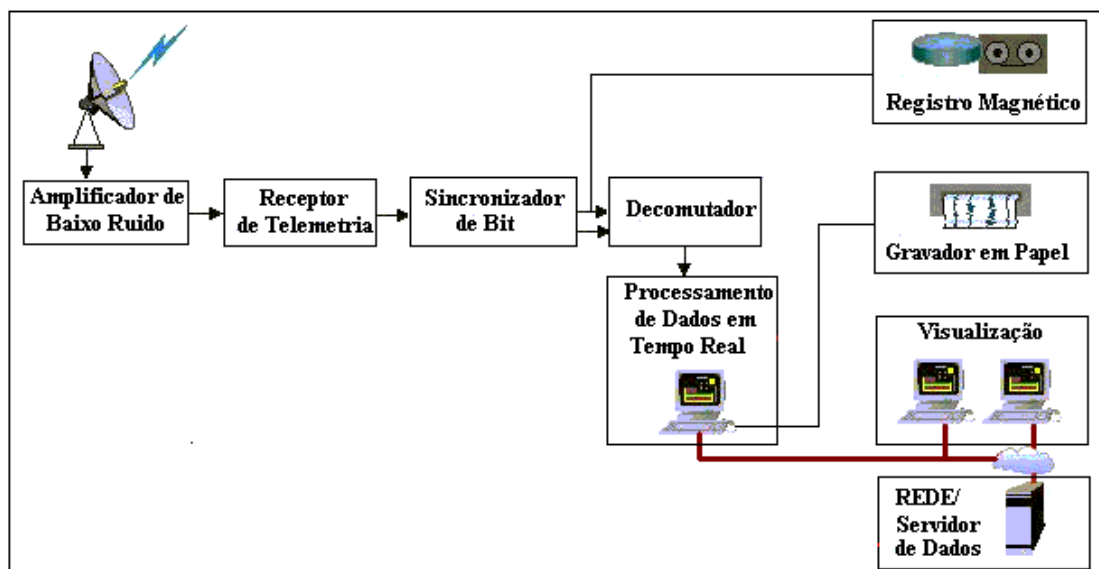


Figura A7: Aquisição e Processamento de Dados para sistemas TDM

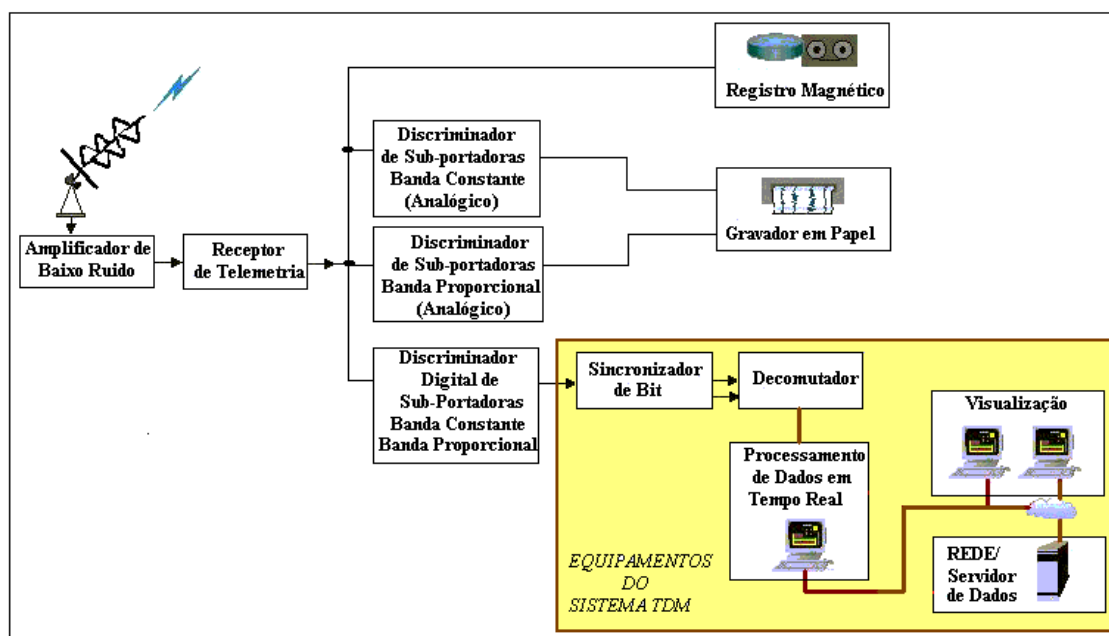


Figura A8: Aquisição e Processamento de Dados para sistemas FDM

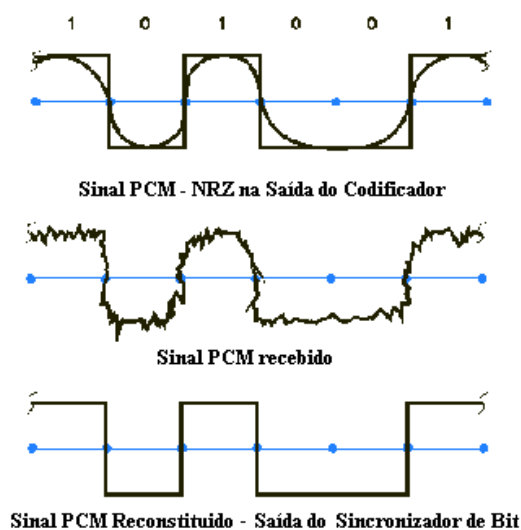
O computador de aquisição e processamento de dados em tempo real (“*Master*”) é responsável pela redução e redistribuição dos dados recebidos para outros computadores denominados de clientes (Visualização). Os clientes podem

realizar todo o processo de redução de dados acessando e manipulando as informações de telemetria adquiridas do “*Master*”, mas não são equipados com o sistema de aquisição, sincronização e decomutação de dados.

As estações de solo localizadas nos Centros de Lançamentos estão equipadas com sistemas de aquisição e processamento de dados *TDM* e *FDM* de acordo com o diagrama ilustrado na figura A7 e figura A8.

## Sincronizador de Bit

A sincronização de bit pode ser obtida de duas formas distintas: enviando uma sub-portadora de sincronismo junto à informação transmitida ou extraindo o sinal de sincronismo a partir da própria informação transmitida. Quando o sinal de sincronismo é enviado simultaneamente com a informação, o processo de sincronização é muito eficiente, pois normalmente o desvio de fase entre o sinal do relógio e da informação é muito pequeno.

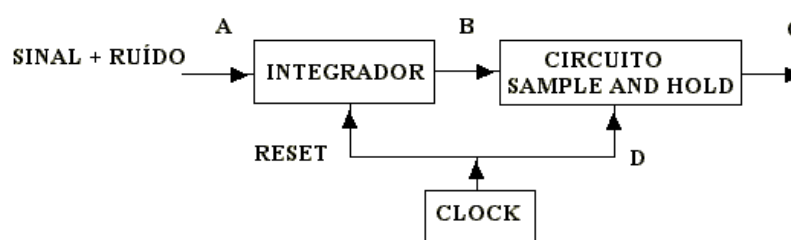


*Figura A9: Sinal PCM reconstituído por um Sincronizador de Bit.*

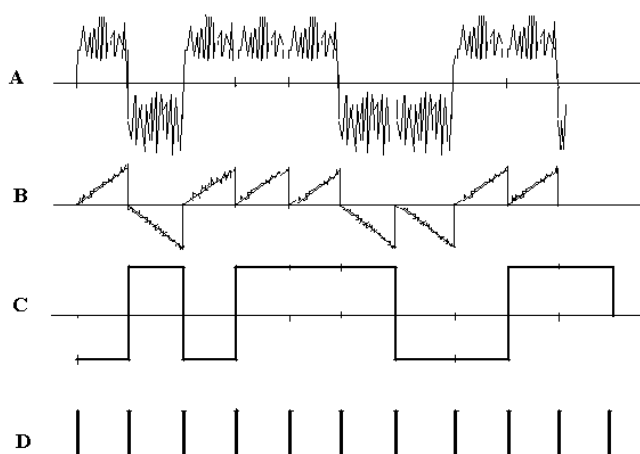
Os sistemas em que o sinal de sincronismo é extraído do próprio sinal de informação recebido, apresentam duas grandes vantagens em relação ao sistema anterior que são relevantes em se tratando de aplicações espaciais: a primeira é que para a geração do sinal de sincronismo não é necessária uma energia adicional da bateria embarcada, a segunda é que o espectro de frequência é menor sem a sub-portadora de sincronismo, resultando numa otimização do espectro de potência do sinal transmitido.

O sinal *PCM* gerado em bordo é livre de ruído, como mostrado na figura A9, mas é corrompido pelo ruído branco Gaussiano na transmissão e deve ser recuperado pelo sincronizador de bit que consiste basicamente em um circuito de reconstituição do sinal *PCM* transmitido e em um outro que gera o sinal de relógio a partir deste mesmo sinal serial.

A reconstituição da informação do sinal *PCM* é obtida através de um filtro linear utilizado para minimizar o efeito do ruído enquanto maximiza o do sinal, e um filtro casado geralmente é utilizado para esta função, conforme a figura A10.



**Figura A10: Reconstituição do Sinal *PCM***



**Figura A11: Temporização para Reconstituição do Sinal *PCM***

O filtro casado no sincronizador de bit integra o sinal (e o ruído) num período de bit completo, conforme forma de onda *B* (figura A11) correspondente à saída do integrador (ponto *B*) na figura A10. A máxima relação entre a potência do sinal e a potência do ruído ocorre no final do período do bit, quando a saída do filtro casado é amostrada e submetida a um nível de decisão binária, forma de onda *C* (figura A11) correspondente à saída do “*sample and hold*” (ponto *C*) na figura A10. O sinal *PCM* pode ser reconstituído através desta decisão de bit realizada em cada tempo de

amostragem, proveniente do relógio local que está em fase com o sinal de entrada, forma de onda  $D$  (figura A11) correspondente à saída do “clock” (ponto  $D$ ) na figura A10.

Cada bit é reconstituído através de um circuito eletrônico que toma uma decisão convencional entre os bits (0 ou 1) com a resolução definida por uma curva teórica baseada na relação que fornece a taxa de erro de bit  $BER$  (*Bit Error Ratio*) em função da relação sinal/ruído  $S/N$  (*Signal/Noise dB*). A relação  $S/N$  para uma banda básica  $PCM$ , é a relação da Energia do Sinal por Bit/Densidade Espectral de Potência do Ruído  $E_b/N_o$  (*Signal Energy per Bit/Noise Power Spectral Density*), conforme figura A12 (Range Commanders Council 1999; L3, sem datação).

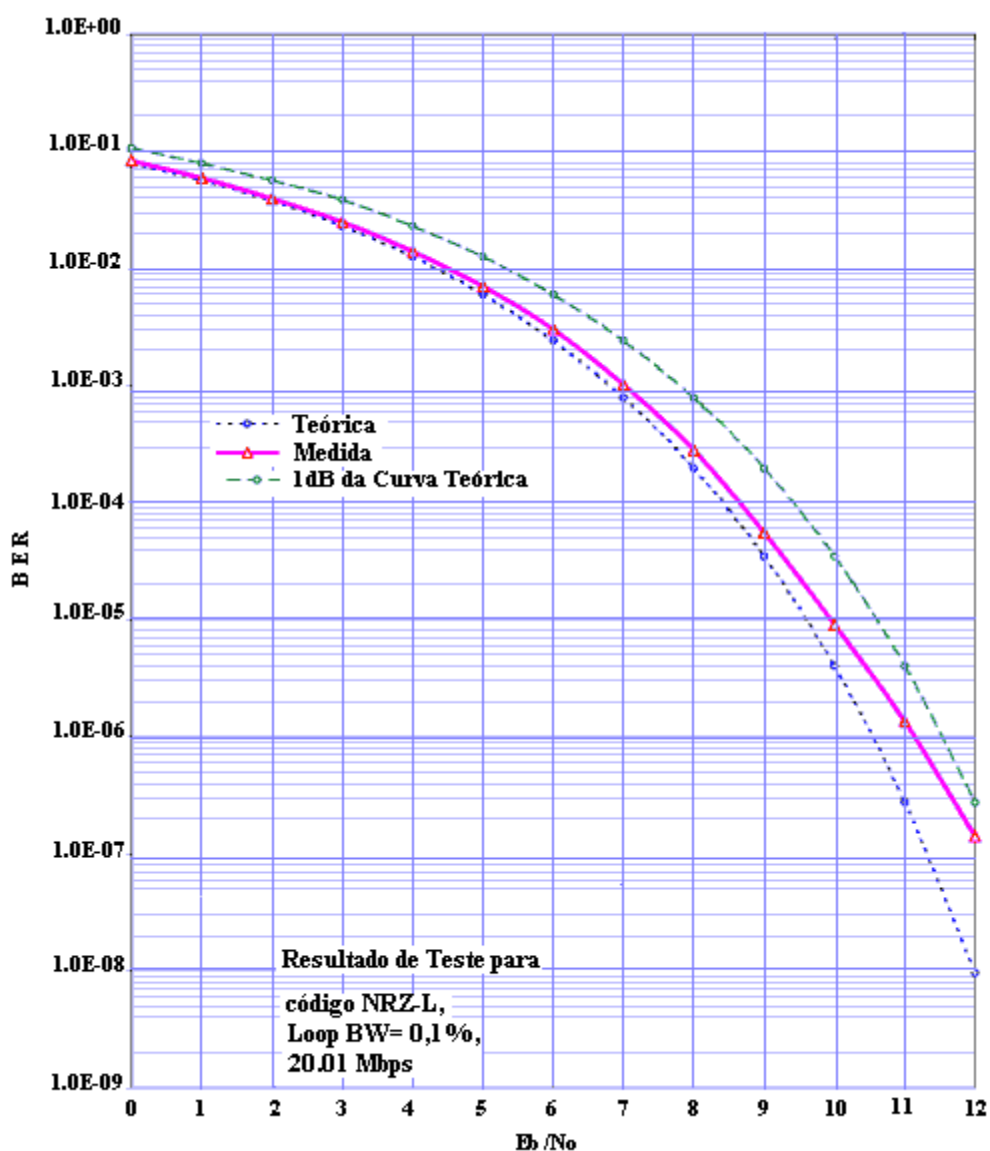


Figura A12: Curva  $BER$  versus  $E_b/N_o$

O desempenho de um sincronizador de bit é freqüentemente medido em função desta relação. O sincronizador de bit deve reconstituir dados dentro do limite de 1 *dB* da curva teórica de probabilidade de erro para toda a faixa de operação (L3, sem datação).

A recuperação do relógio pode ser obtida através de um circuito *PLL* (*Phase Locked Loop*) conforme indica a figura A13. A saída do detector de fase é filtrada e gera um nível *DC* para manter o *VCO* sob “*lock*” a partir da diferença de fase entre o sinal recebido e o sinal de referência na estação de recepção. O sinal de referência é geralmente derivado de um oscilador a cristal. A tensão de erro correspondente à diferença de fase entre o sinal recebido e o sinal de referência na entrada do detector de fase do sistema de solo está sendo constantemente corrigida. A largura de faixa do “*loop*” ou faixa de “*lock*” determina o resultado dinâmico do *PLL*, ou seja, se a freqüência da entrada variar dentro da faixa dinâmica do *PLL*, o sinal de relógio e a informação poderão ser sincronizados.

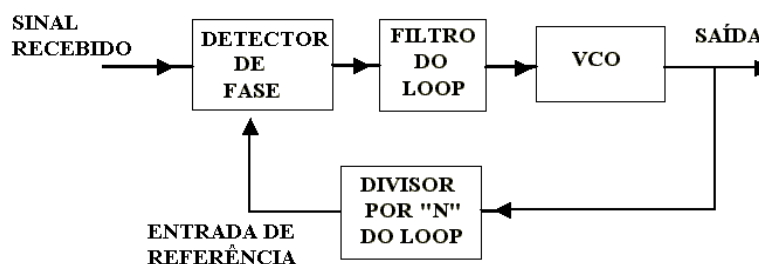


Figura A13: Recuperação do Sinal do relógio

Uma vez reconstituído o sinal *PCM* em fase com o relógio recuperado, a função do decomutador é obter a sincronização de quadro com os dados seriais de entrada. Estes dois sinais gerados a partir de um único “*stream PCM*” estão perfeitamente sincronizados entre si. Um “*stream PCM*” recuperado ou reconstituído significa um sinal com níveis digitais bem definidos.

Os sincronizadores de bits aceitam os códigos *PCM* padronizados em *NRZ-L/M/S*, *RZ*, *BIΦ-L/M/S*, *DM-M/S*, *Dbi-M/S*, *MDM-M/S*. Normalmente, se o sinal recebido não é do tipo *NRZ-L*, o mesmo é convertido para este padrão visando a sua adequação ao decomutador *PCM* e ao sistema de redução de dados. O código *NRZ-L* é utilizado porque o bit “zero” é representado por um nível e o bit “um” é representado por um outro nível diferente, facilitando a manipulação dos dados.

## Decomutação *PCM*

O decomutador *PCM* é o equipamento que realiza o processo inverso do codificador, ou seja, é a unidade que reverte o processo da comutação dos dados em um único “*stream*”, separando (demultiplexando) as informações codificadas em vários canais de informações independentes. Para que o decomutador recupere o quadro de canais *PCM*, uma seqüência de sincronização *SY* (palavra padrão ou palavra de sincronismo) deve ser adicionada no início ou no final de cada subquadro, conforme a tabela A4 (L3, sem datação).

O sincronizador de quadros é constituído de um “*hardware*” que dependendo da programação, reconhece um sinal que indica o início/fim do quadro de canais. Um sincronizador típico procura pela palavra padrão (modo “*Search*”), verifica a recorrência da palavra padrão na mesma posição por vários períodos de quadros (modo “*Verify*”) e então captura a palavra (modo “*Lock*”). Portanto, a sincronização de quadros baseia-se em três estratégias distintas de sincronização: modo de procura, modo de verificação e modo de captura (L3; sem datação).

Tabela A4: Padrões de Palavras de Sincronismo

Comprimento da Palavra	Palavra Padrão										
16	111	010	111	001	000	0					
17	111	100	110	101	000	00					
18	111	100	110	101	000	000					
19	111	110	011	001	010	000	0				
20	111	011	011	110	001	000	00				
21	111	011	101	001	011	000	000				
22	111	100	110	110	101	000	000	0			
23	111	101	011	100	110	100	000	00			
24	111	110	101	111	001	100	100	000			
25	111	110	010	110	111	000	100	000	0		
26	111	110	100	110	101	100	110	000	00		
27	111	110	101	101	001	100	110	000	000		
28	111	101	011	110	010	110	011	000	000	0	
29	111	101	011	110	011	001	101	000	000	00	
30	111	110	101	111	001	100	110	100	000	000	
31	111	111	100	110	111	110	101	000	010	000	0
32	111	111	100	110	101	100	101	000	010	000	00
33	111	110	111	010	011	101	001	010	010	011	000

No modo de procura (*Search*), o sincronizador procura por uma possível seqüência de sincronismo. No modo de verificação (*Verify*), são realizadas tentativas para identificar a seqüência de sincronização. Uma janela de tempo é estabelecida para que haja uma re-ocorrência da seqüência de sincronismo e a mesma é verificada para vários sub-quadros. Se a seqüência reaparece para um número de quadros pré-estabelecidos anteriormente, o sincronizador avança para o modo de captura (*Lock*).

No modo de captura, o sincronizador continua a procurar a seqüência de sincronismo na janela de sincronização, retornando ao modo anterior (verificação) se a seqüência de sincronismo deixa de ocorrer na janela para um dado número de quadros.

Uma vez que a sincronização de quadro for estabelecida, os canais comutados e supercomutados podem ser identificados e decomutados, desde que a posição dos valores dos dados seja conhecida em relação à seqüência de sincronismo do quadro. Esta seqüência está representada na figura A14 (Janke, T.,1993).

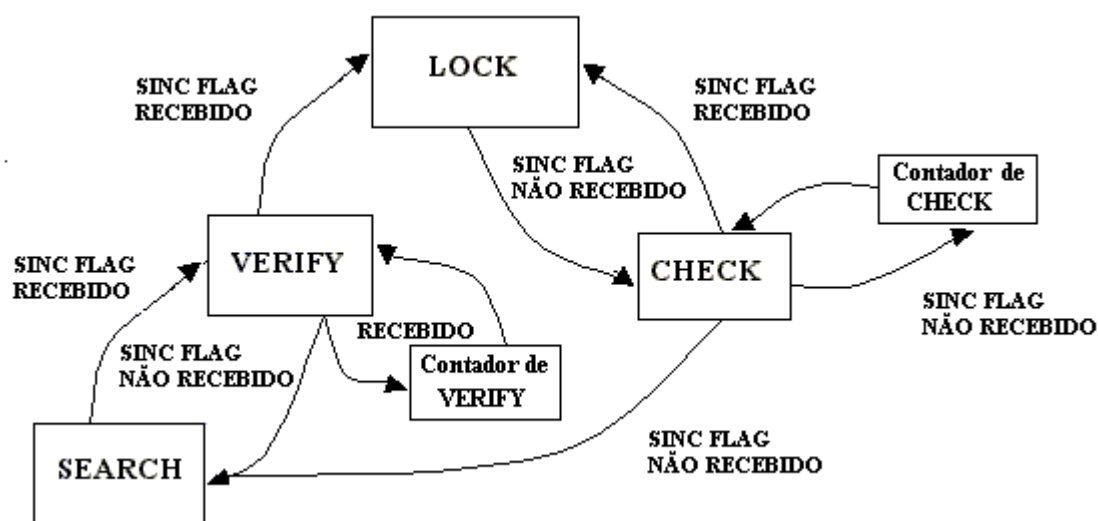


Figura A14: Seqüência de Sincronismo de Sub-Quadro

Se uma seqüência de sincronismo esperada no modo “*lock*” não for detectada, a estratégia de sincronização de quadro retroage para o modo “*check*” ou até mesmo para o modo “*search*”. Por exemplo, quando um número consecutivo de sincronismo de quadros inválidos igual a 3 for programado, o decomutador saíra do modo “*lock*” para o modo “*search*” após detectar o terceiro padrão de sincronismo inválido.

A migração entre os modos operacionais segue determinadas condições, quando for detectado o primeiro padrão de sincronismo inválido a estratégia de sincronismo retroage do modo “*lock*” para o “*check*” e permanece neste modo, caso for detectado um segundo padrão de sincronismo inválido. Se for detectado um terceiro padrão inválido, a estratégia de sincronização retroage ao modo “*search*”, caso contrário, retornará ao modo “*lock*”, figura A14.

Quando o sinal *NRZ-L* e o seu correspondente “*clock*” forem conectados ao decomutador, o sistema aguarda a primeira ocorrência da seqüência de sincronismo válida no modo “*search*”. Após a identificação do padrão de sincronismo o sistema comuta para o modo “*verify*”. Neste modo é verificado se a palavra de sincronismo está correta, pois pode haver uma coincidência e existir uma seqüência de bits idêntica ao padrão de sincronismo, mas não correta. Quando for detectado o padrão de sincronismo, este deverá estar presente após (Janke, T.,1993):

$$t_{SUB} = \frac{1}{BR} \cdot BW \cdot WF \quad A.1$$

Onde

- $t_{SUB}$  : taxa de sub-quadro
- BR** : taxa de bit (Bit Rate bit/s)
- BW* : bits por palavra
- WF* : palavras por sub-quadro

Se esta verificação falhar, imediatamente o sistema retorna ao modo “*search*”. Se um número consecutivo de padrões de sincronismo de quadros válidos for detectado, o decomutador avança do modo “*search*” para o modo “*lock*”. Por exemplo, se um número consecutivo de sincronismo de quadros válidos igual a 3 for programado, o decomutador não avançará para o modo “*lock*” até detectar 3 padrões de sincronismo. Quando for detectado o primeiro padrão, a seqüência de sincronismo será deslocada do modo “*search*” para o modo “*Verify*” e permanece neste modo, até detectar o segundo padrão de sincronismo. Se o terceiro padrão for válido, será deslocado deste modo para o modo “*lock*”, caso contrário, retornará ao modo “*search*”.

Em uma transmissão de dados de telemetria, uma seqüência de bits pode ser alterada devido as interferências externas. O padrão de sincronismo transmitido na origem pode ser recebido com erros e o decomutador poderá não reconhecer este



padrão, impedindo que as estratégias de sincronismos evoluam para o modo “*lock*” e seja possível a realização do processo de decomutação das informações. Tomando como exemplo o padrão de sincronismo de 32 bits, é admissível até 4 bits errados, e o decomutador pode ser programado para comparar apenas 28 bits corretos do padrão recebido (L3, sem datação) isto permitirá que a seqüência de sincronismo continue normalmente até atingir o modo “*lock*”. Finalmente, no modo “*lock*” é realizada a sincronização do quadro de canais do codificador *PCM* com seus múltiplos sub-quadros.

Após a sincronização do quadro, informações individuais são identificadas e separadas de acordo com a sua localização no quadro de canais. Estas informações são convertidas, processadas, ou seus bits são manipulados e re-arranjados em um novo quadro mais apropriado para manipulação de dados, por exemplo, todos os dados adquiridos de uma dada informação são organizados seqüencialmente em uma coluna.

O processo que transforma os sinais recebidos e gravados em arquivos que podem ser manipulados para a análise é conhecido como redução de dados de telemetria. A redução de dados é realizada após a análise qualitativa resultante da observação e da interpretação dos resultados de algumas informações relevantes tais como pressão na câmara dos motores, aceleração, separações e ignições de estágios, vibrações adquiridos em tempo real. Simultaneamente, os sinais originais obtidos através das cadeias de recepção, sincronização e decomutação, são registrados em uma fita magnética para posterior reprodução em um gravador de instrumentação (*instrumentation tape recorder*). Os dados gravados são sincronizados e decomutados, e podem novamente ser visualizados, processados, arquivados em disco, impressos e disponibilizados em uma rede de computadores para análise.

Este processo, onde os dados são gravados, pode ser continuamente repetido para análise por inspeção. A análise dos dados dos sistemas de telemedidas requer a correlação dos dados com a informação de tempo para análise de um vôo. O formato do código de tempo definido no padrão *IRIG* é utilizado como um meio eficientemente de datação para o sistema.