

**PROJETO SAFO BBIV**

**PLANO DE VÔO**

**RELATÓRIO LAFE-66**

**Janeiro de 1968**

**Conselho Nacional de Pesquisas**

**Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE)**

**Laboratório de Física Espacial**

**São José dos Campos**

**São Paulo**



PRESIDÊNCIA DA REPÚBLICA  
CONSELHO NACIONAL DE PESQUISAS  
COMISSÃO NACIONAL DE ATIVIDADES ESPACIAIS  
S. José dos Campos - São Paulo - Brasil

## INTRODUÇÃO

O presente relatório contém os elementos do "Plano de Vôo" para os lançamentos de foguete de sondagem do tipo Black Brant IV no Projeto SAFO/BBIV.

O projeto começará com o treinamento do pessoal brasileiro a ser iniciado em 12 de fevereiro de 1968, em Natal com instrutores canadenses e norte-americanos. Esta fase inicial terminará com o primeiro lançamento do projeto na noite de 15 de março próximo.

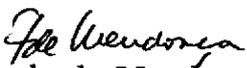
O objetivo principal do projeto é a determinação em curto prazo, das doses de radiação e suas variações em altitudes orbitais na região da anomalia geomagnética brasileira. Este programa servirá de apóio ao Projeto Apollo da NASA.

Na fase pròpriamente operacional do projeto haverão lançamentos em situações de semi-alerta e de alerta, isto é, lançamento dentro de 24 horas a partir do aviso em qualquer época e lançamento dentro de 90 minutos a partir de aviso durante os períodos previstos para as Missões Apollo.

A coordenação e execução do projeto é regida pelo Memorando de Entendimentos celebrado entre a National Aeronautical and Space Administration (NASA) dos Estados Unidos e a Comissão Nacional de Atividades Espaciais (CNAE) do Conselho Nacional de Pesquisas (CNPq.) do Brasil.

A parte do Projeto relacionada com a operação de lançamento dos foguetes está a cargo do Ministério da Aeronáutica, através dos tērmos do Convênio firmado em 23 de outubro de 1964.

Sob todos os aspectos este programa é de natureza não sigilosa.

  
Fernando de Mendonça  
Diretor Científico

## ÍNDICE

- 1.0 - Informações sobre programas e dados característicos
  - 1.1 - Pessoal
  - 1.2 - Descrição do sistema
  - 1.3 - Descrição física e de performance do veículo
  - 1.4 - Equipamento dos usuários da base de lançamento
  - 1.5 - Informação do programa de Teste
  - 1.6 - Falhas da operação/generalidades
- 2.0 - Medidas e informações necessárias
  - 2.1 - Requisitos para medida da trajetória
  - 2.2 - Requisitos para a telemetria - apóio da Estação de Terra
- 3.0 - Apóio técnico
  - 3.1 - Serviços Meteorológicos
  - 3.2 - Apóio de instrumentação
  - 3.3 - Comunicações
  - 3.4 - Serviços de Apóio
- 4.0 - Apóio do campo de lançamento
  - 4.1 - Serviços, generalidades
  - 4.2 - Transporte terrestre e aéreo
  - 4.3 - Equipamentos de terra para manobrar o veículo
  - 4.4 - Propelentes, bases e produtos químicos
  - 4.5 - Documentação fotográfica
  - 4.6 - Outros serviços de apóio do campo de lançamento
- 5.0 - Processamento de dados
  - 5.1 - Dados para inspeção imediata
  - 5.2 - Dados para o relatório final
  - 5.3 - Distribuição dos relatórios de dados

## 1.0 - INFORMAÇÕES SÔBRE O PROGRAMA E DADOS CARACTERÍSTICOS

### 1.1 - Pessoal

O pessoal relacionado abaixo estará na base de Barreira do Inferno, em Natal, Brasil, todo ou em parte durante o período coberto por esta operação de lançamento que começa em 12 de fevereiro de 1968.

Os grupos da NASA, BAL e CNAE serão os seguintes:

<u>NASA</u>	<u>Função</u>
G. W. Brandon .....	Cientista do Projeto
W. D. Womack .....	Eng. de Instrumentação
F. J. Axley .....	Contrôle de Qualidade
J. E. McCoy .....	Cientista
H. L. Galloway .....	Gerente do Projeto
J. H. Lane .....	Assistente do Gerente
J. S. O'Brien .....	Eng. Sistemas Mecânicos

#### BAL

W. R. Bullock .....	Controlador Usuário
C. C. G. Edgar .....	Gerência Veículo/Cont. Missão
W. R. Jackson .....	Eng. da Carga Útil
J. D. Carter .....	Tec. do Veículo
T. Morgan .....	Tec. da Carga Útil
E. Hoplock .....	Tec. da Carga Útil

#### CNAE

F. de Mendonça .....	Cientista do Projeto
M. Cammarota .....	Gerente do Projeto
F. M. Padilha .....	Eng. da Carga Útil
Demétrio Bastos .....	Gerente do Veículo
C. Citvaras .....	Eng. Telemetria
R. R. Costa .....	Eng. Instrumentação

Espera-se que um grupo adicional da NASA/MSD e NASA/GSFC estejam presentes por ocasião do lançamento inicial. Seus nomes serão fornecidos em tempo.

## 1.2 - Descrição do Sistema

### 1.2.1 - Capacidades do Sistema

A missão de sondagem da Anomalia do Atlântico Sul é provêr uma possibilidade de resposta rápida para mudanças de doses de radiação e taxa de radiação em altitudes orbitais na região da Anomalia do Atlântico Sul ou anomalia geomagnética brasileira.

Durante a contagem de tempo ou vôo de uma missão Apolo, êste sistema deve ser capaz de um lançamento dentro de uma hora e meia após ser recebida a notificação da NASA.

Em outras condições êste sistema deve ser capaz de realizar um lançamento dentro de 24 horas após ter havido notificação da NASA.

Êste projeto, denominado SAFO/BBIV, destina-se principalmente a provêr dados de emergência em tempo real concernente às radiações na Anomalia do Atlântico Sul. Êsses deverão estar disponíveis pouco tempo após um aviso de forma a fornecer apôio necessário aos vôos tripulados. Ê também da maior importância que o projeto e a integração sejam conduzidas de tal forma a assegurar a operação de lançamento com um mínimo de preparativos de pré-vôo.

### 1.2.2 - Descrição do funcionamento do sistema

A carga consistirá dos seguintes experimentos:

#### Experimento I : ESPECTRÔMETRO GEIGER

Um espectrômetro Geiger desenhado e fabricado pela Lockheed Electronics será incluído em cada carga.

O espectrômetro contém 5 circuitos de detecção e medidas de gradientes e provê todos os dados necessários para determinação de energia dos elétrons e suas distribuições de densidades.

Cada um dos 5 detetores é coberto por uma blindagem de espessura específica, sendo cada um diferente para cada tubo.

As espessuras são escolhidas de tal forma que a densidade eletrônica total (eletrons/cm<sup>2</sup>/segundo/steroradiano) em energias

maiores que  $0,35^\circ$ ,  $1^\circ$ ,  $2^\circ$ ,  $3^\circ$ ,  $5^\circ$ ,  $6^\circ$  Mev possam ser determinadas. A geometria do detetor é estabelecida de forma a provêr informação suficiente dos fluxos eletrônicos totais desde  $10^5$  até  $10^9$  elétrons/cm<sup>2</sup>/sec.

#### Experimentos II, III, IV: CÂMARA DE ÍONS

Três câmaras de íons fabricadas pela Lockheed Electronics serão transportadas em cada carga útil, medindo-se diretamente as doses de radiação. Essas unidades operam por corrente, a qual é proporcional à taxa de ionização na câmara. Depois da calibração a corrente medida pode ser diretamente relacionada à dose de radiação. Cada uma das câmaras de ionização tem espessuras semelhantes a da parede do traje espacial, a do módulo lunar da cápsula Apollo, e a do módulo de comando da cápsula Apollo. Estas características permitem a previsão imediata das doses de radiação através das várias blindagens de que se dispõe no vôo tripulado do Projeto Apollo.

#### Experimento V: DETETOR DE ÍONS-PESADOS

A primeira carga útil do projeto SAFO/BBIV levará um detetor de íons pesados e um sistema destinado a verificar a presença de íons de pequena energia em baixas altitudes orbitais. Várias combinações de campos eletrônicos e magnéticos na entrada da abertura da unidade permitem a medida das cargas e velocidades. Essa unidade é fabricada pela Lockheed. Usa um detetor de canal de elétrons desenvolvido pela Universidade de Rice.

#### Experimento VI: INSTRUMENTAÇÃO DE DIAGNÓSTICO

##### A. Magnetômetros

Cada carga útil incluirá uma medida da magnetude e direção do campo geomagnético em pontos ao longo da trajetória do foguete. Três magnetômetros de um canal, montados ortogonalmente, fornecerão os dados necessários. Estas unidades serão supridas e entregues pela BAL.

##### B. Aspecto Lunar

Um sistema de medida do aspecto lunar será incluído na primeira carga útil para verificar a resolução e precisão das medidas do magnetômetro. O sensor lunar também está sendo fornecido pela BAL.

### C. Diversos

Além dos instrumentos referidos anteriormente, estão incluídos na carga útil 3 acelerômetros, medidores de temperatura de superfície e 4 medidores de temperatura da carga útil e um dispositivo que mede o ângulo de ataque (vide o Apêndice 1 para informação sobre este dispositivo de ângulo de ataque).

#### 1.3 - Dados Físicos e de Desempenho do Veículo

##### 1.3.1 - Descrição Física do Veículo

##### 1.3.1.1 - Foguete

Black Brant IV é um foguete aerodinamicamente estilizado, de dois estágios, não teleguiado, para sondagens e emprega motores de propelente sólido.

##### a) Primeiro Estágio

O primeiro estágio é impulsionado por um motor de 17" 15KS25000 Black Brant V-A. O BBV-A é disparado por um ignitor e queima em 18,1 seg desenvolvendo um impulso médio de 11300 kg (25.100 lbs). O peso na partida do 19,01 NE será de 1430 kg (3160 lbs). As três aletas estão inclinadas de forma a dar ao primeiro estágio uma rotação de  $3 \pm 1$  rps ao fim do primeiro estágio.

Em  $T \pm 20,0$  seg: um ignitor síncrono abre a trave de conexão dos flapes de arrasto do impulsor efetuando a separação dos dois estágios.

##### b) Segundo Estágio

A potência para o segundo estágio é fornecida por um motor de 10" 9KS11000 BBIII. A ignição do segundo estágio é dada por um timer em  $T + 21,6$  seg., este queima em 11,0 segundos desenvolvendo um impulso médio de 320 kg (709 lbs). O estabilizador cônico é uma estrutura de titânio semi-monocoque reforçada circunferencial e longitudinalmente e coberta com uma camada de material ablativo.

### 1.3.1.2 - Desempenho

Tomando-se por base uma carga de 55 kg (122 lbs) , um ângulo efetivo de azimuth de lançamento de  $135^{\circ}$  e uma elevação efetiva de  $85^{\circ}$ , espera-se o seguinte desempenho:

altitude de extinção do segundo estágio	44.2 km
velocidade na extinção do segundo estágio	3.600 m/seg
pico de altitude (apogeu)	765 km
pico de tempo (apogeu)	473 seg
distância de impacto	450 km
tempo de impacto	918 seg

### 1.3.1.3 - Recuperação

A recuperação ~~na~~ é necessária.

### 1.3.1.4 Pêso e dimensões

Carga útil total	55.4 kg
Carga útil <u>2º estágio</u>	
pêso na extinção do 2º estágio	117.5 kg
pêso de combustível	204.0 kg
pêso na ignição do 2º estágio	321.2 kg
<u>1º estágio</u>	
pêso na extinção do 1º estágio	320.0 kg

pêso do combustível 810.0 kg

pêso na ignição do 1º estágio 1.110.0 kg

Configuração do lançamento

pêso bruto na partida 1.450.0 kg

Dimensões

	<u>Comp.</u> cm	<u>Diâmetro</u> mm
Carga incluindo o cone do nariz e tubo de extinção	162.	259.
2º estágio	546.	259.
1º estágio	633.	436.
comprimento total	1 165.	

1.3.1.5 - Modificações

O cone do nariz padronizado será substituído por um que pode ser aberto. O cone será ejetado em T + 50 segundos para expôr o experimento.

1.3.1.6 - Instalações

A acomodação da carga é feita em um cilindro de 25 cm (9.88") de comprimento e um cone de nariz de 8.4º da Bristol Aerospace Limited. Este cone será ejetado em T + 50 segundos para expôr os aparatos da experiência.

Os equipamentos abaixo serão expostos na parte não pressurizada da carga.

Científicos

- (1) 1 espectômetro de energia de elétrons consistindo de 5 contadores Geiger
- (2) 3 dosímetros de câmara de ionização
- (3) 1 detetor de íons pesados

Diagnósticos

- (4) 3 magnetômetros axiais
- (5) 1 sensor do aspecto lunar
- (6) 3 acelerômetros axiais
- (7) medidor de temperatura da carga e do cone
- (8) 1 indicador do ângulo de ataque

Rastreio

- (9) Radar Beacon de Banda S-Vega 206-S

Telemetria

- (10) PAM/FM/FM

Sistema de Telemetria

- a) Transmissor
- b) Antenas quadraloop padrão
- c) Calibradores
- d) Osciladores de sub-portadora
- e) Dois comutadores
- f) Pacote de baterias
- g) Dispositivo de tempo (timers)
- h) Chaves de altitude
- i) Conector umbilical de 37 pinos

1.3.1.7 - Instalações pirotécnicas

A pirotécnica do veículo consiste de:

- a) Espolêta (separação)
- b) Espolêta (ignição do 2º estágio)

Os diagramas de ligação pirotécnica da carga são mostrados no Apêndice 2.

A pirotécnica da carga consiste de:

a) Ejeção do cone

O diagrama de ligação pirotécnica da carga é mostrado no Apêndice 3.

1.3.2 - Desenhos do veículo

O desenho do perfil do veículo Black Brant IV e suas dimensões básicas são mostrados no Apêndice 4.

1.3.3 - Desempenho no tempo

A tabela que se segue fornece o desempenho do veículo no tempo.

<u>Evento</u>	<u>Tempo</u> (seg)	<u>Altitude</u> (m)	<u>Alcance</u> (m)	<u>Velocidade</u> (m/seg)
Ignição do segundo estágio	0	0	0	0
Extinção do primeiro estágio	18.1	13 100	1 620	1 291
Separação do primeiro estágio	20	16 100	1 950	1 246
Ignição do segundo estágio	21.6	17 610	2 210	1 210
Extinção do segundo estágio	32.6	43 900	5 850	3 563
Ejeção do cone	50	104 000	14 600	3 399
Altitude máxima	473	757 013	226 000	
Impacto	918	0	432 000	

1.4 - Equipamentos usados:

1.4.1 - Transpondedor e Radio-Faról

Um transpondedor para radar na Banda-S, modelo Vega 206-S, será levado no segundo estágio. Será usado um código de pulsos simples numa taxa de repetição máxima de 2 KHz. A frequência de recepção do faról (Beacon) será 2750 MHz e a frequência de transmissão 2850 MHz. Um par de antenas quadraloop irradiarão numa potência de pico nominal de 50 Watts com polarização linear.

1.4.3 - Sistema de Telemetria

É empregado um sistema transmissor padrão de telemetria PAM/FM/FM com as características abaixo:

(1) Frequência de transmissão	240.2 MHz
(2) Banda de Passagem de transmissão	300 KHz
(3) Potência transmitida	4 Watts
(4) Tipo de Modulação	FM
(5) Sistema de Antena	quadraloop padrão
(6) Polarização da transmissão	linear
(7) Descrição do elo de Telemetria	PAM/FM/FM (PCM on IRIG 18)
(8) Número de sub-portadora	5 (IRIG 18-14)
(9) Número de canais de eventos	0
(10) Número de comutadores	2
(11) Tipo de comutação usada	PAM (2.5x30) PAM (5x30)

Sub-portadora da Telemetria e Canais do Evento

Número de canais 5

Desvio usado  $\pm$  125 KHz no transmissor

Banda IRIG	Frequência Central	Banda de passagem máxima	Filtro de saída requerido	Amplitude da saída	Função do canal
18	70 KHz	2 KHz PCM taxa de Bit NRZ ver nota 1	10 KHz Gaussiano	ver nota 2	Acelerômetro longitudinal Exp. 5 ( * )
17	52.5 KHz	300 Hz	790 Hz Gaussiano	ver nota 2	Comutador 5 x 30
16	40 KHz	600 Hz	600 Hz Gaussiano	ver nota 2	Acelerômetro Lateral Aspecto Lunar ( * )
15	30 KHz	150 Hz	450 Hz Gaussiano	ver nota 2	Acelerômetro Lateral Comutador 2.5 x 30 ( * )
14	22 KHz	3 Hz	330 Hz Gaussiano	ver nota 2	Ângulo de ataque Exp. 4 ( * )

( \* ) A troca ocorre em aproximadamente 100 km de altitude.

Nota (1): Formato PCM na Banda IRIG 18 é "não retorna para zero".

Nota (2): Notas de operação no SCO

- 1) O terminal de amplitude ( $A_L$ ) é disposto de modo que:

$$A_f \propto F^{3/2}$$

Excessões: Todos os SCO's são dispostos de modo que, com o decréscimo do sinal de RF, a queda do canal ocorre simultaneamente em todos os canais.

- 2) Os desvios SCO são ajustados em  $\pm 7\frac{1}{2}\%$  para permitir 0% de banda de guarda.
- 3) As bandas IRIG 14, 15, 16 e 18 são relacionadas ao tempo, sendo comutada a uma entrada diferente a aproximadamente 64 milhas de altitude.
- 4) A calibração de vôo primário é feita em T-90 segs., depois que o gravador de fita e os registradores de papel estão em funcionamento.

COMUTADOR	CANAIS	DISTRIBUIÇÃO
Tipo:	PAM BAL MODEL 600-76	
Taxa de comutação:	5/S	
Nº de canais:	30	
Banda IRIG:	17	
Frequência central:	52.5 KHz	

<u>Nº Canal</u>	<u>Função do Canal</u>
1	Indicadores da inclinação do ângulo de ataque
2	Magnetômetro eixo y
3	Magnetômetro eixo z
4	Calibração do zero da escala
5	Calibração da escala completa
6	Indicadores da inclinação do ângulo de ataque
7	Magnetômetro eixo y
8	Magnetômetro eixo z
9	Calibração de meia escala
10	Temperatura da carcaça# 1 inclinação
11	Indicador do ângulo de ataque
12	Magnetômetro eixo y
13	Magnetômetro eixo z
14	Temperatura da carcaça# 2
15	Temperatura da carcaça# 3
16	Indicador da inclinação do ângulo de ataque
17	Magnetômetro eixo y
18	Magnetômetro eixo z
19	Temperatura da carga# 1
20	Magnetômetro eixo x
21	Indicador da inclinação do ângulo de ataque
22	Magnetômetro eixo y
23	Magnetômetro eixo z
24	Monitor da ejeção da carcaça# 1
25	Monitor da ejeção da carcaça# 2
26	Indicador da inclinação do ângulo de ataque
27	Magnetômetro eixo y
28	Magnetômetro eixo z
29	Sincronismo do quadro
30	Sincronismo do quadro

Comutador nº 2

Tipo: PAM BAL Modelo 600-76  
Taxa de comutação: 2.5/S  
Número de canais : 30  
Banda IRIG: 15  
Frequência central: 30.0 KHz

<u>Nº Canal</u>	<u>Função do Canal</u>
1	Calibração do zero da escala
2	Calibração da escala completa
3	Calibração do meio da escala
4	Experimento 1, canal "A"
5	Experimento 1, canal "B"
6	Experimento 1, canal "C"
7	Experimento 1, canal "D"
8	Experimento 1, canal "E"
9	Experimento 2
10	Experimento 3
11	Experimento 4
12	Experimento 5, Housekeeping 1
13	Experimento 5, Housekeeping 2
14	Experimento 5, Housekeeping 3
15	Monitor da Bateria de 15 VDC
16	Monitor da Bateria de 15 VDC
17	Experimento 5, Housekeeping 4
18	Monitor de temperatura da carga 2
19	Experimento 5, Housekeeping 5
20	Experimento 5, Housekeeping 6
21	Monitor de temperatura da carga
22	Monitor de ejeção da carcaça 1
23	Monitor da bateria de Telemetria 1
24	Monitor da bateria de Telemetria 2
25	Monitor do Farol 1
26	Monitor do Farol 2
27	Monitor de Temperatura da carga 4
28	Monitor de Temperatura da carga 1
29	Sincronismo do quadro
30	Sincronismo do quadro

1.4.4 - Outras faixas utilizadas do equipamento:

Inspeção do suporte de terra e painéis de controle para operação da carga será feito pela NASA/MSC. As linhas umbilicais da carga serão fornecidas pelo Gerente do Projeto da NASA/GSFC e serão blindadas de forma a minimizar efeito de interferência de radio frequência. Todos os equipamentos de teste da carga serão fornecidos pela NASA/MSC.

Uma fonte radioativa será usada pelo pessoal do experimento para propósito de calibração. Uma descrição desta fonte é dada na Seção 1.6.

1.5 - Informações do programa teste

1.5.1 - Primário

O objetivo primário do sistema de teste é provêr uma capacidade de resposta rápida para medir dose de radiação e taxa de dose em altitudes orbitais na região da Anomalia do Atlântico Sul, em apóio ao Projeto Apolo.

1.5.2 - Secundário

O objetivo secundário será investigar o sistema do foguete Black Brant IV.

1.5.3 - Restrições do Programa Teste

1.5.3.1 - Lançamento do Black Brant IV não é recomendado pelo fabricante se as condições existentes na hora do lançamento forem:

- a) Ventos superficiais em excesso de 25 nós;
- b) Ventos cortantes maiores que o limite especificado no texto 5;
- c) Velocidade do vento maior que o limite especificado no texto 5.

1.5.3.2 - Requer-se que a célula de aspecto lunar possa ver a lua cuja fase  $\Psi$  é  $(X \leq \Psi \leq Y)$  dias

1.5.3.3 - O lançamento depois das 5 horas após o pôr do sol e antes das R horas antes do nascer do sol.

1.5.3.4 - O céu deve estar claro para cobertura fotográfica até o fim da combustão do 1º estágio à cerca de 12 km (40.000 pés) de altura. Esta cobertura fotográfica noturna é necessária na determinação das características de vôo previstas.

#### 1.5.4 - Plano de Operação do Programa Teste

O dia previsto para o lançamento do primeiro Black Brant IV (19,01 NE) é 15 de março de 1968 (-6h) às T horas Z.

#### PLANO DE OPERAÇÕES

- 16 Jan 68 - O equipamento será embarcado no avião da NASA na Bristol Aerospace Limited.
- 17 Jan 68 - O equipamento será embarcado no avião da NASA no GSFC.
- 20 Jan 68 - Enviados para Natal todos os equipamentos e componentes físicos do sistema de engenharia (ferragem).
- 11 Fev 68 - Instrutores da Bristol em Natal com o grupo brasileiro.
- 12 Fev 68 - Início do programa de treinamento.
- 2 Mar 68 - Todo o pessoal da NASA e da Bristol na área de operação com o grupo brasileiro.
- 3 Mar 68 - Operações pré-vôo.
- 9 Mar 68 - Início da janela de lançamento.
- 15 Mar 68 - Dia do lançamento.
- 21 Mar 68 - 15 o dia adequado.

Nota: Nenhuma decisão definitiva do plano de operação do segundo foguete Black Brant IV (19,02 NE) será determinada até que sejam revistos os resultados do primeiro lançamento.

1.6 - Generalidades sôbre falhas de operação

1.6.2 - Falha de explosivo

V. Seção 1.3.1.7 para Instalações Pirotécnicas

1.6.3 - Falhas de operação (Radiação)

1.6.3.1 - Descrição da fonte Césio-137

Cada válvula espectrométrica Geiger, P/N SEB 39101344-201, conterà um valôr nominal de 20 microcuries de CS 137, sendo 4 microcuries ligados a cada um dos cinco detetores para fornecer uma certa polarização para o sistema de saída para revisões operacionais. Um total de 60 microcures estarão contidos nos três instrumentos fornecidos pela NASA Manned Spacecraft Center.

**Isotopo:** Césio 137

**Forma química:** cloreto de césio

**Atividades:** 4 microcuries/fonte  
20 microcuries/fonte  
60 microcuries/total

**Fabricante:** Hastings Radiochemical Works  
Houston, Texas

**Número do modelo:** Custom

**Encapsulamento:** As fontes individuais estão tèrmicamente ligadas entre duas camadas de vinil tendo cada uma delas, espessura aproximadamente 0,010 polegada. As fontes estão contidas no recipiente da válvula Espectrométrica Geigèr que está hermèticamente fechada.

**Requisitos de manipulação:** nenhum

**Razão de dose na superfície externa do instrumento:** menos que 0,25 mr/hora

Requisitos para  
armazenamento:           nenhum

1.6.3.2 - Descrição da Fonte de cobalto 60

Será usada uma pequena fonte de calibração de Co-60 para revisões operacionais das câmaras de Íons P/N SEB 101343-201 durante a revisão funcional da carga e qualificação de ambiente. A fonte será colocada periodicamente numa posição fixa e repetível e as tensões de saída da câmara de íons serão registradas.

Isotopo Cobalto 60

Forma química:           fio de cobalto

Atividade:               3,5 milicuries no máximo

Fabricante:              Trocerlabe Inc.  
Houston, Texas

Número do modelo:       R-31-5

Encapsulamento:        A atividade é hermêticamente selada numa cápsula de aço inoxidável com solda Heliarc.

Manipulação:            A fonte é manipulada com um bastão de 12 polegadas de comprimento que é roscado num alojamento atrás da cápsula da fonte .

Armazenamento:         A fonte quando fora de uso é guardada em um recipiente de chumbo. A radiação na superfície exterior do recipiente é cerca de aproximadamente 40 mr/hora.

1.6.3.3 - O experimentador do MSC será responsável pelo fornecimento da lista com Procedimentos de Contrôles Radiológicos aplicáveis a essas duas fontes.

Tôdas as coordenadas devem referir-se ao ponto de lançamento.

Seis cópias de tôda trajetória-reduzida e tabelada são destinadas ao GSFC, Code 721.2 para distribuição.

#### 2.3.2.3 - Dados de vôo

Os seguintes dados de vôo deverão ser fornecidos ao cientista e ao gerente do projeto tão rápido quanto possível:

- a) tempo absoluto da partida como indicado por um interruptor de partida;
- b) tempos, velocidades e altitudes de finais de combustão (1º e 2º estágios);
- c) tempo e altitude do apogeu;
- d) tempo de impacto, alcance e azimute do segundo estágio;
- e) tempo total do recebimento de dados.

#### 2.4 - Requisitos de Telemetria - Apóio de Estação de Terra

##### 2.4.1 - Generalidades

A estação de terra NASA-GSFC, denominada "H" em Natal, apoiará esta carga útil em arranjo com o Gerente do Projeto, durante os testes antes do vôo e disparo do vôo.

##### 2.4.2 - Requisitos de dados

Os seguintes dados de vôo registrados deverão ser for necidos pela estação GSFC "H":

Fita magnética de 1/2 polegada de largura em carretéis de 14 polegadas a serem registradas a 60 IPS.

Os assuntos gravados nas diversas faixas são como se seguem:

<u>Faixa</u>	<u>Dados</u>
1	Voz da contagem de tempo
2	17 KHz Servo Acompanhador de Velocidade
3	Receptor de Video 1D. Combines
4	Receptor de Video 20. Combines
5	Estação Multiplex
6	Referência de 100 KHz
7	Código de tempo de 36 Bit e pulso de partida

A Estação Multiplex deve conter

Níveis AGG  
Código de Tempo de 36 Bit  
Deslocador DC de partida  
Voz

A partida deve ser mostrada por uma troca de amplitude nos sinais de contagem da forma 28 e 36 Bit da NASA.

#### REGISTRADOR EM PAPEL

É necessário que a gravação das saídas do discriminador durante os testes antes do lançamento seja feita pelo Processo de Registro DATARITE (DATARITE PROCESS RECORDING)

Durante o vôo os processos de gravação permanente devem ser feitos numa velocidade de 4IPS. Os seguintes canais deverão ser gravados:

#### FORMA DE TEMPO REAL

<u>Galvanometer</u>	<u>Localção</u>	<u>Deslocamento Total</u>
1	Código de tempo de 36 Bit	0,25 pol.
2	Traço estático	Linha

<u>Galvanometer</u>	<u>Locação</u>	<u>Deslocamento Total</u>
3	Banda IRIG 18 (70 KHz)	2,0 pol.
4	Banda IRIG 17 (52,5 KHz)	2,0 pol.
5	Banda IRIG 16 (40 KHz)	2,0 pol.
6	Banda IRIG 15 (30 KHz)	2,0 pol.
7	Banda IRIG 14 (22 KHz)	2,0 pol.
8	Traço estático Linha	Linha
9	Código de tempo de 36 Bit	0,25 pol.

### 3.0 - Requisitos de Apóio Técnico

#### 3.1 - Serviços Meteorológicos

##### 3.1.1 - Previsões

Os dados do tempo antes do vôo devem ser entregues ao Cientista do Projeto e ao Gerente do Projeto às T-24 horas., T-12 horas, T-6 horas, incluindo

- a) Situação Sinótica
- b) Cobertura de Nuvens
- c) Visibilidade
- d) Precipitação
- e) Ventos de Superfície
- f) Ventos de camadas superiores

O monitoramento contínuo do tempo manter-se-á por T + 2 horas. Notícias serão dadas imediatamente aos cientistas do projeto e ao gerente do projeto quanto às condições do tempo que proibiriam o lançamento, devido à segurança do percurso ou a lista de restrições em 1.5.3.1.

##### 3.1.2 - Observações

A medida da velocidade e direção dos ventos de superfície e ventos até no mínimo 24 km são necessárias para a determinação do

cálculo do vento pelo pessoal de Natal, a fim de se obter um lançamento correto em elevação e azimute para um ponto de impacto correto do foguete.

- a) Tomar medidas do vento com teodolito duplo.
- b) Os dados do vento são necessários em T-5 minutos e logo a pós o lançamento .
- c) São necessários dados balísticos do vento.

#### 3.1.2.1 - Dados necessários

Solicita-se que tres (3) cópias de todos os dados da seção 3.1.2 sejam entregues ao Eng. Cammarota da CNAE o qual enviará duas cópias a Mr. Howard L. Galloway, Jr., Code 721.2 GSFC, Greenbelt Maryland 20771, USA.

#### 3.1.3 - Estação Terrestre de Ionosonda

Solicita-se que a estação ionosférica do Instituto de Pesquisas da Marinha em Natal obtenha ionogramas em intervalos de 1/2 hora desde T-2 dias até T-2 horas. Ionogramas de T-2 horas até T + 2 horas de verão ser feitos de 5 em 5 minutos, durante o vôo.

#### 3.2 - Instrumentação de apôio

##### 3.2.1 - Contrôlo de Comando

Fios umbilicais de Terra; o umbilical usado no lançamento dos foguetes Javelins NASA 8.49 IE e 8.50 IE, e guardados no Campo de Lançamento devem ser usados para o lançamento do 19.01 NE.

A Bristol Aerospace Limited fornecerá os trinta e cinco pés do cabo umbilical e as conexões necessárias, para fazer a ligação de a caixa de junção até a carga do Black Brant IV.

##### 3.2.2 - Contagem de Tempo

Todos os dados serão em tempo real.

A contagem para o registro nas fitas magnéticas de- vem ser:

Código de tempo de 36 Bit

Código de tempo de 28 Bit

O primeiro movimento do foguete deverá ser indicado pelo aumento na amplitude dos pulsos de contagem.

Pede-se que o equipamento de contagem esteja disponível no início dos testes horizontais da instrumentação da carga útil.

Pede-se que seja usado o formato de contagem em Código de tempo de 36 Bit em todos os papéis de registro na velocidade de 4 páginas por segundo.

### 3.3 - Comunicação

#### 3.3.2 - Intercomunicadores de teste

A rede de intercomunicadores deverá ser usada regularmente.

#### 3.3.4 - Rede de telefones

Será necessário o uso da rede telefônica para comunicações normais, principalmente entre a plataforma de lançamento e a sala da carga útil para os testes de pré-lançamento.

#### 3.3.5 - Outros intercomunicadores

Deverá haver uma linha de Teletipo entre Natal e Manned Spacecraft Center, U. S. A. Os detalhes serão fixados por entendimento entre o Gerente de lançamento e o Cientista do projeto.

### 3.4 - Serviços de apoio

#### 3.4.2 - Frequência de controle e análise

Pede-se uma vigilância em R. F. normal da área controlada. Durante os testes verticais e lançamento do foguete, uma faixa de frequência em torno das portadoras da Telemetria e as frequências diretoras deverão ser examinadas quanto à interferências. O teste da carga será feito via Telemetria.

Deteção de qualquer transmissão em 240-2 MHz a não ser a de teste da carga deverá ser imediatamente notificada ao Gerente do Projeito.

As seguintes frequências serão usadas durante a operação:

- 2850 MHz - frequência diretora transmitida
- 2750 MHz - frequência diretora recebida
- 240.2 MHz - Telemetria

#### 4.0 - Base de apoio

##### 4.1 - Serviços Gerais

A - Instrumentação de acompanhamento

B - Apoio meteorológico (ver seção 3.1)

C - Preparação do foguete

Será necessário pessoal de acompanhamento para a montagem do foguete ; alinhamento de aletas, instalação dos ignitores e sistema de fogo. Pesagem dos estágios individuais, locação do C.G. e comprimento para os dois estágios e carga útil. Solicita-se que peso, posição do C.G. e comprimento sejam determinados para o veículo e que além disso os tempos de :

- (1) disparo do primeiro estágio
- (2) apagamento do primeiro estágio
- (3) disparo do segundo estágio
- (4) apagamento do segundo estágio

sejam fornecidos ao Gerente do Projeto.

D - Espaço do Laboratório

Aproximadamente  $6 \times 6 \text{ m}^2$  com banco de potência monofásico, 120 V, 60Hz em 5 Kw para o preparo e teste da carga. Essa área deverá ter temperatura e umidade controladas.

E - Espaço na Casamata

Necessita-se uma área de  $3 \times 3 \text{ m}^2$  para o consolo do controle da carga, estágio de ignição e painel de controle associado com os cabos.

Esta área deverá ter uma fonte 120 V, 60 Hz, 5 Kw e deverá estar a 8 m do circuito umbilical da carga útil.

F - Apóio R. F.

Pede-se fazer um teste durante o teste horizontal da carga útil a fim de verificar se o radar e a frequência diretora irão interferir com as funções normais da carga útil. O Gerente do Projeto fará uma programação da operação.

G - Proteção da carga útil

Uma cobertura portátil, que pode ser removida, colocada por cima do último estágio e da carga útil quando na posição horizontal é necessária para evitar o excesso de aquecimento pelo sol.

H - Números do motor

Os números dos motores do Black Brant IV, 1º e 2º estágio para cada vôo deverão ser enviados ao Gerente do Projeto.

I - Alojamento e alimentação

Solicita-se alojamento e alimentação para cerca de 20 pessoas NASA-BAL-CNAE, durante as fases de preparação e lançamento.

4.2 - Transporte aéreo e de superfície

4.2.1 - Transporte de pessoal

Solicita-se o transporte de pessoal entre o aeroporto e o Campo de Lançamento.

4.2.2 - Transporte de carga

Será necessário o transporte Aeroporto-Barreira do Inferno para o foguete, carga útil e todos os equipamentos associados.

4.3 - Veículos e equipamento de manuseio de carga

Serão necessárias talhas e carros guindastes para a preparação, manuseio, montagem e alinhamento na plataforma.

#### 4.4 - Propelentes, gases, química

Serão necessários dois botijões de nitrogênio limpo e sêco para a purga do foguete e das caixas de armazenamento da carga.

#### 4.8 - Fotografia documentária

Pede-se fotografias da montagem da carga, armação do veículo, instalações de terra, etc.

Deseja-se em documentário filmado (preto e branco, e a côres) do vôo (mesmo se fôr um lançamento noturno).

Pede-se uma cobertura em alta velocidade de cada lançamento.

#### 4.9 - Outros serviços de apôio

##### 4.9.1 - Recepção FM

O equipamento de recepção de FM consiste da estação de Telemetria, que será operada pelo pessoal brasileiro sob a direção do Gerente do Projeto. A saída deve ser registrada com uma frequência de referência de 100 Hz, código de tempo, amplitude do sinal e voz dos intercomunicadores.

#### 6.0 - Processamento dos dados

##### 6.2 - Requisitos de consulta rápida

6.2.1 - Dados de vôo, como em 2.3.2.3.

6.2.2 - Processo de registro permanente do tempo real.

Processo do registro permanente do tempo real da estação "H"-GSFC como solicitado na seção 2.0 deverá ser fornecido ao Gerente do Projeto tão cedo quanto possível.

##### 6.2.3 - Dados de Telemetria

Registro em fita magnética dos dados de telemetria como em 2.4, de tôdas as estações.

6.2.4 - Ionogramas

Cópias de todos os ionogramas como pedido em 3.1.3.

6.4 - Requisitos do relatório final dos dados

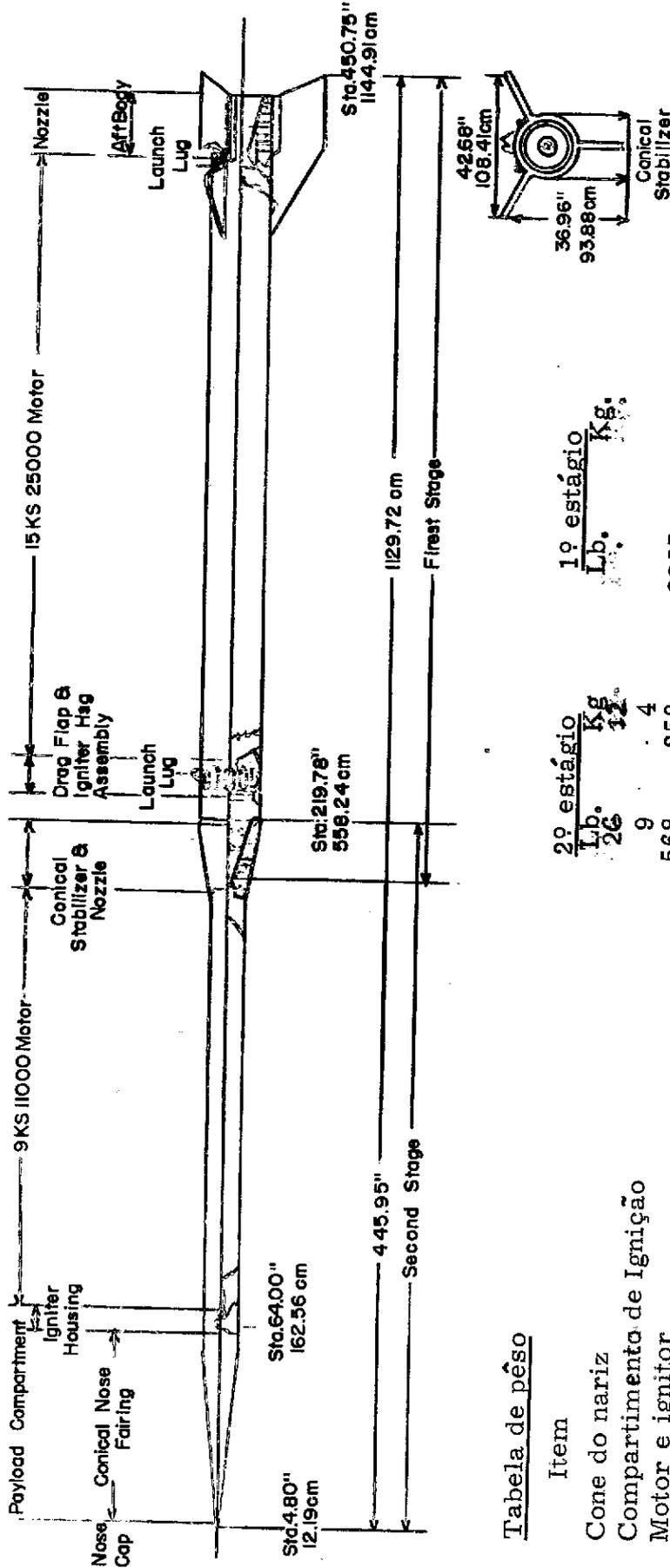
Referência à seção 6.6.

6.6 - Distribuição do relatório dos dados

O Eng. Cammarota da CNAE providenciará que:

- (1) Todos os dados de telemetria sejam distribuídos por Mr. Robert Conrad, Code 721.3, GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA.
- (2) Dados pedidos na seção 6.2.1 e 6.2.4 sejam enviados para Mr. George Bandon, TG, 121, MSC, Houston, Texas 77058, USA.
- (3) Os dados pedidos na seção 3.1.2 sejam enviados para Mr. Howard L. Galloway, Jr., Code 721.2, GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA.
- (4) Dez cópias dos gráficos do radar e dez cópias dos dados tabulados e reduzidos da trajetória sejam enviados a Mr. Howard L. Galloway, Jr., Code 721.2, GSFC, Greenbelt, Maryland 20771, USA.
- (5) Fotografias sejam enviadas para Mr. Howard L. Galloway, Jr., Code 721.2, GSFC, Greenbelt, Maryland 20771. Distribuições posteriores serão feitas desse escritório.
- (6) As fitas magnéticas originais sejam enviadas também para Mr. Robert Conrad, Code 721.3, GSFC, Greenbelt Maryland, 20771, USA, para retenção permanente.
- (7) Cópias de todo esse material sejam trazidas a CNAE em São José dos Campos.

# BLACK BRANT IV (10" Rocket & 17" Booster)



## Tabela de peso

Item	2º estágio		1º estágio	
	Lb.	Kg.	Lb.	Kg.
Cone do nariz	9	4		
Compartmento de Ignição	568	258	2257	1024
Motor e ignitor	18	8		
Estabilizador Cônico			49	22
Dispositivo de separação			53	24
Dispositivo do Flap de Arrastro			95	43
Dispositivo da cauda			2454	1113
* Pêso do veículo no lançamento	621	282	1780	807
* Pêso descarregável	450	204	674	306
* Pêso do veículo na extensão de queima	171	78	3075	1395
* Pêso da combinação dos veículos no lançamento			1293	586
* Pêso da combinação dos veículos com queima no booster				

Dados aproximados do BBIV/SAAP-19.01 NE

\*Sem carga útil