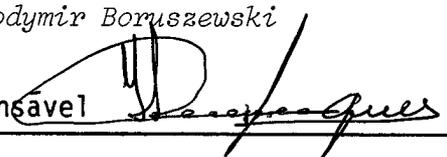


| | | | |
|---|--------------------------|---|--|
| 1. Publicação nº <i>INPE-3524-PRE/745</i> | 2. Versão | 3. Data <i>Maio, 1985</i> | 5. Distribuição <input type="checkbox"/> Interna <input checked="" type="checkbox"/> Externa <input type="checkbox"/> Restrita |
| 4. Origem <i>DMC/DEC</i> | Programa <i>ESTER</i> | | |
| 6. Palavras chaves - selecionadas pelo(s) autor(es) <i>ANÁLISE ESTRUTURAL PROJETO ESTRUTURAL</i> <i>SATÉLITE COLETA DE DADOS ESTRUTURA</i> | | | |
| 7. C.D.U.: <i>629.7.023:629.783(81)</i> | | | |
| 8. Título <i>INPE-3524-PRE/745</i> <i>"ANÁLISE E PROJETO ESTRUTURAL DO PRIMEIRO SATÉLITE BRASILEIRO"</i> | | 10. Páginas: <i>4</i> | 11. Última página: <i>3</i> |
| 9. Autoria <i>Antônio Manoel Dias Henriques</i> <i>Celso Figueiredo Nogueira</i> <i>Eduardo Francisco Rocha de Araújo</i> <i>Hely Ricardo Costa Sávio</i> <i>José Sérgio Rodrigues Alves Filho</i> <i>Marcelo Ramon Ferrone</i> <i>Wolodymir Boruszewski</i> | | 12. Revisada por <i>Wolodymir Boruszewski</i> <i>Wolodymir Boruszewski</i> | |
| Assinatura responsável  | | 13. Autorizada por  <i>Marco Antônio Raupp</i> <i>Diretor Geral</i> | |
| 14. Resumo/Notas <i>Esta obra trata do projeto e análise estrutural do primeiro satélite brasileiro. Descrevem-se as cargas estáticas, dinâmicas e térmicas consideradas e os critérios de projeto estabelecidos. Apresentam-se a geometria, os arranjos estrutural e de inércia e a utilização do alumínio na forma de painéis do tipo sanduíche. A análise estrutural estática é descrita nas suas diversas fases. Apresentam-se os resultados obtidos de forma comparativa. Descrevem-se o ciclo de fabricação e montagem do primeiro protótipo, bem como os dispositivos e procedimentos de testes estáticos a serem realizados.</i> | | | |
| 15. Observações <i>Trabalho a ser apresentado no VIIIº Congresso Brasileiro de Engenharia Mecânica, São José dos Campos, 10 - 13 de Dezembro de 1985. (ITA/CTA)</i> | | | |

SUMÁRIO

Esta obra trata do projeto e análise estrutural do primeiro satélite brasileiro. Descrevem-se as cargas estáticas, dinâmicas, e térmicas consideradas e os critérios de projeto estabelecidos. Apresentam-se a geometria, os arranjos estrutural e de inércia e a utilização do alumínio na forma de painéis do tipo sanduiche. A análise estrutural estática é descrita nas suas diversas fases. Apresentam-se os resultados obtidos de forma comparativa. Descrevem-se o ciclo de fabricação e montagem do primeiro protótipo, bem como os dispositivos e procedimentos de testes estáticos a serem realizados.

INTRODUÇÃO

A MISSÃO ESPACIAL COMPLETA BRASILEIRA (MECB), iniciada em 1979, visa desenvolver tecnologia para construção e lançamento de satélites, a qual envolve foguetes lançadores, centros de controle e recepção de dados, e base de lançamentos, capacitando o país no campo espacial. Com isso a MECB objetiva promover o desenvolvimento de diversas áreas, entre as quais Meteorologia, Telecomunicações, Agricultura e Eletrônica. O primeiro satélite previsto na missão destina-se à Coleta de Dados, sendo de inteira responsabilidade do Instituto de Pesquisas Espaciais (INPE) o seu projeto, fabricação e qualificação.

Este trabalho apresenta o projeto e análise estrutural deste primeiro satélite, estando dividido em quatro partes básicas: concepção, onde se discutem a geometria, os critérios de projeto, materiais e carregamentos; análise, onde se apresenta o procedimento utilizado; fabricação e montagem, onde se apresentam processos empregados; e ensaios, onde se descreve sucintamente o procedimento a ser utilizado.

ESPECIFICAÇÃO E CONCEPÇÃO ESTRUTURAL

A estrutura mecânica do satélite tem a finalidade básica de prover um suporte rígido a todos os outros subsistemas, seja durante o lançamento, seja ao longo de sua vida útil em órbita. Entre os fatores condicionantes do projeto da estrutura podem-se mencionar as cargas externas, o espaço ocupado pelos equipamentos internos, o volume disponível no veículo lançador e o peso.

As cargas externas com efeitos estruturais importantes originam-se de:

- acelerações, impostas pelo veículo lançador;
- vibração aleatória, advinda das características estruturais do conjunto motor-lançador-satélite;
- ciclos térmicos, resultantes da alternância sombra/insolação durante a órbita.

O formato básico da estrutura, prisma octogonal reto, advém da especificação de área externa para geração de energia fotoelétrica, bem como de requisitos de simplicidade de fabricação, montagem e posterior acesso ao interior do satélite.

A estrutura do satélite é composta de um cilindro central, dois painéis porta-equipamentos (um central, e outro geocêntrico), um painel antigocêntrico, oito painéis laterais (dos quais quatro são fixos e quatro são removíveis), e um suporte porta-equipamentos interno ao cilindro. A Figura 1 apresenta o arranjo estrutural do satélite.

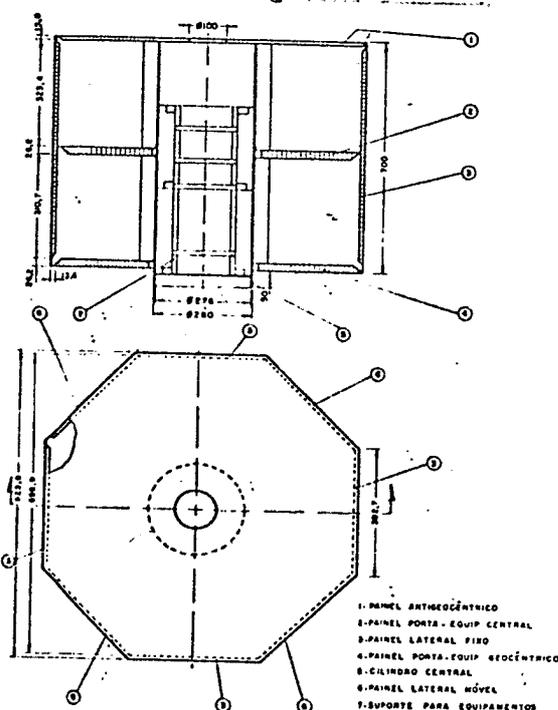


Figura 1. Arranjo Estrutural do Satélite

Os critérios adotados para posicionamento dos equipamentos no interior do satélite basearam-se na otimização da distribuição de temperaturas, no balanceamento de massa e inércia, e na interferência eletromagnética.

O material escolhido para a fabricação do primeiro satélite é uma liga de alumínio leve (2024T3) de comportamento estrutural conhecido. Esta liga será utilizada em forma de chapas no cilindro e no suporte porta-equipamentos. Todos os painéis são do tipo sanduiche, com chapas de face e colmeia de alumínio, visando uma melhor relação peso/rigidez.

O critério de projeto adotado estabelece que a estrutura deverá resistir a cargas 30% maiores do que as cargas de projeto, sem apresentar deformações permanentes detrimenais.

ANÁLISE

O trabalho de análise das tensões e deformações na estrutura do satélite foi dividido em três etapas, correspondentes ao tipo de carregamento considerado: estática, dinâmica e térmica. A primeira etapa, com carregamento inercial considerado instantâneo, foi desenvolvida

da junto com o projeto estrutural, de forma gradual em termos da complexidade do modelo analisado, a fim de propiciar uma interação projeto-análise que tornasse o processo de desenvolvimento mais eficiente, a qual culminasse na construção de um primeiro protótipo da estrutura. A segunda etapa, a análise dinâmica (em curso), determinará os modos e frequências naturais da estrutura, além do comportamento, em resposta forçada, do satélite quando este é submetido ao histórico de acelerações imposto pelo veículo lançador. A terceira etapa estimará o comportamento da estrutura do satélite quando em órbita, submetida a cargas térmicas estácionárias (radiação solar e terrestre, dissipação interna de energia nos equipamentos), observando-se os ciclos térmicos dia/noite.

Descreve-se neste trabalho apenas o procedimento realizado na análise estática que, por sua vez, pode ser dividido em três fases.

O carregamento inercial considerado nestas três fases foi aquele devido à aceleração longitudinal de 20g devida ao acionamento do estágio de apogeu, e a aceleração radial de 18g a 500mm do eixo longitudinal do satélite devida à rotação de 180 rpm no momento da injeção em órbita.

1) Modelo analítico [1], [2]: nesta primeira fase, através de modelos simplificados, analisou-se cada elemento da estrutura do satélite separadamente, usando um ferramental analítico clássico. Os resultados obtidos permitiram uma realimentação do projeto em sua fase inicial, principalmente no tocante à escolha e dimensionamento dos painéis sanduíches.

2) Modelos parciais [3], [4], [5]: utilizando um método de elementos finitos, analisaram-se separadamente um modelo do cilindro central, um modelo dos painéis laterais e um modelo dos painéis porta-equipamentos. Consideraram-se nestes modelos geometria e condições de contorno mais próximos às da estrutura real e utilizou-se um elemento de casca isoparamétrico de 8 nós, 5 graus de liberdade por nó, o qual considera a deformação devida ao cisalhamento transversal [6]. A fim de compatibilizar as características mecânicas do painel sanduíche com aquelas do elemento isotrópico do modelo, utilizaram-se as expressões abaixo, que fornecem a espessura e o módulo de elasticidade equivalentes considerados na análise:

$$E = \sqrt{4 \cdot G_c \cdot t_c \cdot (1+\nu)^3 / 3 \cdot E_f \cdot t_f}$$

$$t = 2 \cdot G_c \cdot t_c \cdot (1+\nu) / E$$

onde:

G_c é o módulo mínimo de cisalhamento da colmeia;

t_c é a espessura da colmeia;

ν é o coeficiente de Poisson;

E_f é o módulo de elasticidade da face;

t_f é a espessura da face.

Os resultados obtidos nesta fase demonstraram o caráter conservador dos modelos utilizados na primeira fase, qualificaram o cilindro central e forneceram dados para o projeto e análise das junções entre painéis.

3) Modelo completo [7]: nesta última fase analisou-se um modelo completo da estrutura do satélite, utilizando um método de elementos finitos e um carregamento uniformemente distribuído pelos painéis, o que permitiu a consideração de apenas 1/4 da estrutura no modelo. Este último compreende 213 elementos (o mesmo utilizado nos modelos parciais) e 1010 nós; considerando também, de forma simplificada, as junções entre os painéis. Os resultados obtidos permitem que se obtenha uma visão bastante realista do comportamento global da estrutura. Pode-se também, analisando estes resultados, estabelecer mais claramente uma sequência de fábricas para a estrutura. As regiões dos painéis porta-equipamentos próximas ao cilindro central apresentam

a falha crítica da estrutura (cisalhamento da colmeia) seguidos do painel antigeocêntrico e do cilindro central. As Figuras 2 e 3 apresentam, comparativamente, a distribuição de momentos radiais e circunferenciais, no painel geocêntrico, encontrados nas três fases de análise.

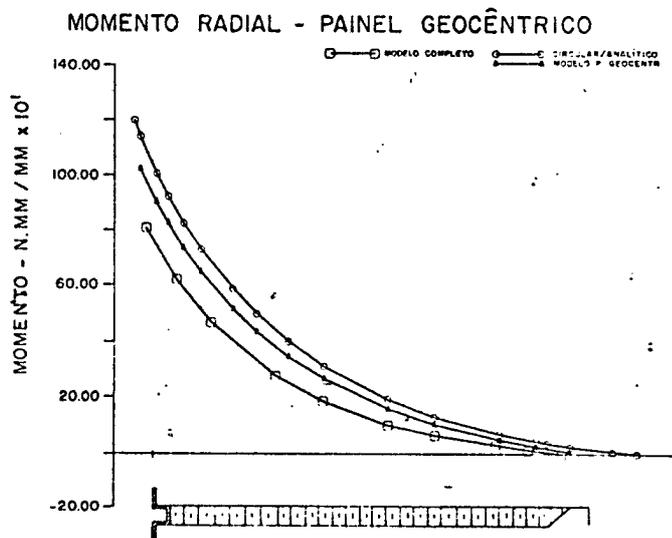


Figura 2. Distribuição de momento radial no painel geocêntrico.

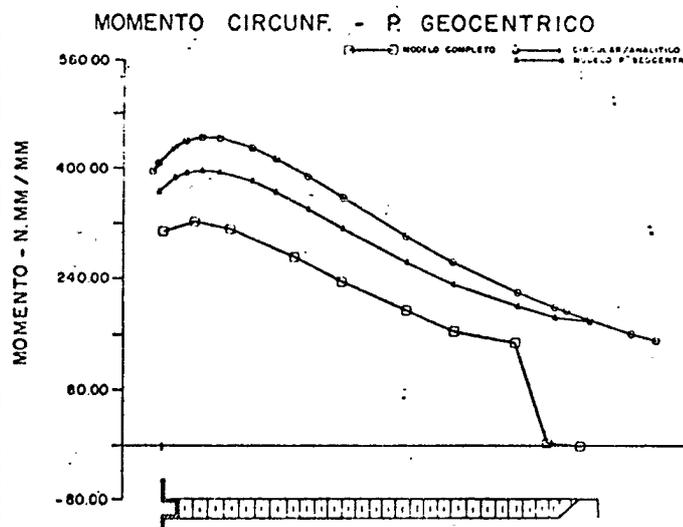


Figura 3. Distribuição de momento circunferencial no painel geocêntrico.

FABRICAÇÃO

Para a fabricação da estrutura do satélite, especificamente dos painéis do tipo sanduíche (honeycomb), utilizou-se a tecnologia adquirida pela indústria aeronáutica brasileira.

A fabricação inicia-se com a confecção do ferramental (gabaritos de montagem, pinos guias, etc), utilização de colmeia, insertos e junções, e conformação de chapas que serão utilizadas no momento da colagem dos painéis. O objetivo dos gabaritos de montagem é garantir o posicionamento correto dos componentes dos painéis e assegurar que as dimensões externas dos painéis estejam dentro das tolerâncias estabelecidas durante a fase de projeto. Concluída esta etapa, as peças

ças a serem coladas são desengraxadas, sofrem um tratamento químico (eliminar os resíduos existentes) e, finalmente, recebem um "primer" protetor.

A união entre as peças é feita utilizando um filme adesivo de base "epoxy" próprio para este fim. Pré-ajustados os componentes no gabarito, o conjunto é revestido com um plástico perfeitamente vedado, do qual se extrai o ar utilizando uma bomba de vácuo. Em seguida, o painel é introduzido em auto-clave, onde se procede à cura do filme adesivo, a uma temperatura máxima de 120°C, durante 4 horas, sob uma pressão de 3 atmosferas. Retirado o painel, são eliminadas as rebarbas e é feita inspeção por ultra-som, a fim de detectar possíveis regiões de colagem imperfeita. Corrigidas as eventuais falhas de colagem, é aplicado nas regiões de união de chapas um selante que evita a infiltração de umidade. Finalmente é feita uma análise dimensional do painel e aplicada uma pintura protetora.

MONTAGEM DO PROTÓTIPO

Com a finalidade de montar a estrutura do satélite, projetou-se um dispositivo que garante, entre outras coisas, alinhamento do cilindro central, concentricidade dos painéis horizontais e uma boa rigidez durante a fase de montagem. Paralelamente, confeccionou-se um manual [8] que descreve com detalhes as etapas e cuidados a serem seguidos por ocasião da montagem do protótipo.

DISPOSITIVOS E PROCEDIMENTOS PARA OS TESTES ESTÁTICOS

Como a estrutura do satélite não pode ser testada nas condições reais de lançamento e injeção em órbita, os testes de qualificação deverão ser realizados em laboratório sob condições simuladas.

As forças de inércia que atuam no satélite durante a fase de lançamento somente podem ser reproduzidas com precisão em laboratório por meios sofisticados (utilizando, por exemplo, grandes centrifugadoras). Uma alternativa de baixo custo são os testes com carga estática. Neste tipo de ensaio as forças de inércia são representadas por forças discretas e estas são aplicadas no protótipo de modo que o campo de tensões presente na estrutura seja o mais próximo do real.

As forças externas são aplicadas em pontos correspondentes aos centros de gravidade dos equipamentos suportados pela estrutura do satélite. Desta forma, o teste de qualificação se reduz a submeter a estrutura a um determinado número de forças externas aplicadas a barras, que, por sua vez, as transmitem aos simulacros dos equipamentos através de cabos de aço. Este dispositivo é usualmente denominado árvore de carregamento.

A aplicação de cargas será feita utilizando um dispositivo chamado sarrilho, basicamente um eixo com rosca sem fim acionado, manualmente, sendo o monitoramento da carga feito através de dinamômetros.

A carga será aplicada progressivamente nas seguintes proporções: 20, 40, 60, 80 e 100% daquela de projeto. Para cada etapa de carregamento serão colhidos valores de deformação e deslocamento de diversos pontos da estrutura. Para medir deslocamentos, antes e depois da aplicação dos esforços, será necessário construir uma estrutura de referência mecanicamente isolada em torno do protótipo.

Visando simular a interface com o lançador, o protótipo, na fase de testes, terá seu tubo central fixado à estrutura de sustentação do dispositivo de ensaio por meio de um anel com flange aparafusada.

Os seguintes dados poderão ser obtidos a partir do ensaio estático:

- forças aplicadas, utilizando dinamômetros ou células de carga;
- deformações resultantes, utilizando extensômetros elétricos colados em pontos selecionados da estrutura;
- deslocamentos resultantes, utilizando relógios comparadores;
- movimentos angulares, medidos opticamente ponto por ponto pelo método de auto-colimação.

CONCLUSÕES

Dos resultados obtidos da análise estrutural obteve-se que a menor margem de segurança aplicável a falha mais crítica é da ordem de 30%.

Os dados obtidos nos ensaios estáticos serão comparados com os resultados das análises numéricas, validando-se dessa forma o ferramental e os modelos escolhidos.

Finalmente, deve-se mencionar que a confecção, montagem e ensaio do primeiro protótipo do satélite de coleta de dados demonstram que o País possui pessoal qualificado para a execução de projetos de vanguarda desde que sejam fornecidas as condições técnicas e administrativas adequadas.

REFERÊNCIAS

- [1] Nogueira, C.F.; Nakagawa, N.M., Dimensionamento preliminar para estimativa de peso e estudo do arranjo físico do satélite de coleta de dados da MECB. INPE-RPI/094. São Jose dos Campos (1984).
- [2] Henriques, A.M.D. et alii Análise estática dos painéis da estrutura do satélite de coleta de dados da MECB, um refinamento. INPE-RPI/109. São Jose dos Campos (1984).
- [3] Alves Filho, J.S.R., Análise estrutural do cilindro central do satélite de coleta de dados de MECB por um método de elementos finitos. INPE. São Jose dos Campos (1985) (No prelo).
- [4] Henriques, A.M.D., Análise por um método dos elementos finitos dos painéis laterais do satélite de coleta de dados da MECB. INPE-RPI/112. São Jose dos Campos (1984).
- [5] Alves Filho, J.S.R., Análise estrutural dos painéis porta-equipamentos do satélite de coleta de dados da MECB, por um método dos elementos finitos. INPE. São Jose dos Campos (1985). (No prelo).
- [6] Ahmad, S. et alii Analysis of thick and thin shell structures by curved finite element. *IJNME*. Vol. 2, N.3, (1970), pp.419-451.
- [7] Alves Filho, J.S.R., Análise do modelo completo, do satélite de coleta de dados da MECB. INPE. São Jose dos Campos (1985). (No prelo).
- [8] Araújo, E.F.R., Manual de procedimentos para montagem do protótipo estrutural do satélite de coleta de dados da MECB. INPE. São Jose dos Campos (1985). (No prelo).

SUMMARY

The objective of this work is to present the design and structural analysis of the first Brazilian satellite. It describes the static, dynamic and thermal loadings considered, as well as the established design criteria. It shows the geometry, the structure layout, the mass distribution and discusses the use of aluminium honeycomb sandwich panels. The static structural analysis is described in its several phases and comparisons are shown. It briefly presents the manufacturing and assembly cycles of the first prototype, as well as the devices and procedures of the static tests to be performed.