

UNESP
Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá

Guaratinguetá
1995



1110000286



***"Estudo de Comportamento
Dinâmico de um Trem de
Aterrissagem sob Cargas
Verticais"***

CELSO GARCIA NEGRÃO

47

UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ
FACULDADE DE ENGENHARIA

ESTUDO DO
COMPORTAMENTO DINÂMICO DE
UM TREM DE ATERRISSAGEM
SOB CARGAS VERTICAIS

CELSO GARCIA NEGRÃO

Trabalho apresentado ao Conselho de Curso da Área de Concentração em Projetos e Materiais do Curso de Pós-Graduação da Faculdade de Engenharia, Câmpus de Guaratinguetá, para a obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Guaratinguetá, agosto de 1995



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ
FACULDADE DE ENGENHARIA

ESTUDO DO
COMPORTAMENTO DINÂMICO DE
UM TREM DE ATERRISSAGEM
SOB CARGAS VERTICAIS

CELSO GARCIA NEGRÃO

CARO LEITOR NÃO
RISQUE O LIVRO

000286

286

Trabalho apresentado ao Conselho de Curso da Área de Concentração em Projetos e Materiais do Curso de Pós-Graduação da Faculdade de Engenharia, Câmpus de Guaratinguetá, para a obtenção do Título de Mestre em Engenharia Mecânica.

Guaratinguetá, agosto de 1995

FACULDADE DE ENGENHARIA
DE GUARATINGUETÁ
BIBLIOTECA

T534.1(043)

N385w



UNIVERSIDADE ESTADUAL PAULISTA
CAMPUS DE GUARATINGUETÁ
FACULDADE DE ENGENHARIA

ESTUDO DO COMPORTAMENTO DINÂMICO DE UM TREM DE
ATERRISSAGEM SOB CARGAS VERTICAIS

CELSO GARCIA NEGRÃO

DEDICATÓRIA

*Minha Gratidão, ao Deus Verdadeiro,
Criador da Terra, pela Vida, Esperança e
estímulo para concluir este trabalho*

BANCA EXAMINADORA :

Prof.Dr. NAZEM NASCIMENTO
Orientador

Prof. Dr. VIKTOR A. PASTOUKHOV
Membro

Prof.Dr. LUIZ CARLOS SANDOVAL GÓES
Membro

*Minha querida esposa
Anelise E. de Las Mercedes,*

*Meus queridos filhos
Felipe e Anelise Jullie*

Guaratinguetá, agosto de 1995



AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr. Nazem Navimemar pela valiosa orientação, supervisão e estímulo para a execução desse trabalho, por ter acreditado e ter feito deste projeto uma realidade.

Ao Prof.Dr. Viktor A. Pastoukhov pelo seu especial empenho no trabalho.

Ao Prof. Dr. Luiz Carlos S. Góes - ITA/CTA, Prof.Dr.Elder M.Hemerly - ITA/CTA, Prof.Dr.Hassan Sidaoui - INPG - Instituto Nacional Politécnico de Grenoble (Convitado USP) e Prof. Dr. Otávio Maizze Neto - USP

A Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP através dos professores e funcionários dos Departamentos de Mecânica, Materiais e Produção.

Ao Prof.Dr.Roberto Artur Cornetti Silva - UNESP/FEG, pela sua amizade e ao Prof.Dr.Araldo Lima da Silva - UNESP/FEG, pela sua participação na primeira fase do projeto.

Aos Brigadeiros do Ar Celestino e Irmãos do Parque de Material Aeronáutico de São Paulo, pelo empréstimo do Trem de Aterrissagem.

Ao Major Eng. Geraldo A.D. Brandão, Chefe do Centro Técnico Aeroespacial, e seus colaboradores, especialmente Enah, Afonso M.Neto,IVALDO A. Almeida, Ailton, E. Barbosa, Milton, L. Tabaldi e sua equipe, Adenir, Amiradab, Carlos, Edson, João Amaro, José Donizetti, José Jorge, Luiz G. Silva, Marcos, Milton F.G.Mello, Osvaldo Donizetti, Romero Santana, Tomco Hoty e Vanderlei O. Gonçalves.

DEDICATÓRIA

***Minha Gratidão, ao Deus Verdadeiro;
Criador da Terra, pela Vida,Esperança e
estímulo para concluir este trabalho***

***Minha querida esposa
Amenay E. de Las Mercedes,***

***Meus queridos filhos
Celso Felipe e Amenay Julie***

AGRADECIMENTOS

Ao Prof. Dr.Nazem Nascimento pela valiosa orientação, empenho e estímulo para a execução desse trabalho, por ter acreditado e ter feito deste projeto uma realidade.

Ao Prof.Dr.Viktor A.Pastoukhov pelo seu especial empenho no trabalho .

Ao Prof. Dr. Luiz Carlos S.Góes - ITA/CTA, Prof.Dr.Elder M.Hemerly - ITA/CTA, Prof.Dr.Hassan Sidaoui - INPG - Instituto Nacional Politécnico de Grenoble (Convidado USP) e Prof. Dr. Otávio Maizza Neto - USP.

À Faculdade de Engenharia de Guaratinguetá - UNESP através dos professores e funcionários dos Departamentos de Mecânica, Materiais e Produção.

Ao Prof.Dr.Roberto Artur Cornetti Silva - UNESP/FEG, pela sua amizade e ao Prof.Dr.Araildo Lima da Silva - UNESP/FEG, pela sua participação na primeira fase do projeto.

Aos Brigadeiros do Ar Celestino e De Faria, Comandantes do Parque de Material Aeronáutico de São Paulo, pelo empréstimo do Trem de Aterrissagem.

Ao Major Eng. Geraldo A.D.Branco, da Divisão de Sistemas Aeronáuticos, do Centro Técnico Aeroespacial, e seus assessores diretos Wilton P.Monteiro, Farah, Afonso M.Netto, Nivaldo A.Almeida, Antonio Stefaniszen, Ivanil E.Barbosa, Milton L.Tebaldi e sua equipe: Ademir, Aminadab, Ananias, Antonio Oliveira, José Amaro, José Donizetti, José Jorge, Luiz G.Silva, Marcos R.Rosa, Maria Cristina, Milton F.G.Mello, Onadir Donizetti, Romero Santana, Tomeo Hoty e Vanderlei O.Gonçalves.



Ao Major Aviador Olenski, da Divisão de Ensaio em Vôo, pelo fornecimento de gás nitrogênio e fluido hidráulico e pelos Sargentos Helder, Ribeiro e Suboficial Batista.

Ao Cap.Eng.Kasemodel - IAE, chefe dos Laboratórios de Ensaios Especiais e sua equipe: Edson, José Renato, Cezarini, Eduardo, Milton, Edilson, André, Luiz, pelo empréstimo do equipamento de aquisição de dados.

À participação do : Eng.Wilians A.T.Coelho - INPE, Eng.Oswaldo de Oliveira - IFI/CTA, Cap. Eng.Peres - CTA, Cap. Jesse e Sgto.Senio IPV/CTA.

Ao Geraldo e Zélia pela digitação deste trabalho e à Srta.Lúcia H. de Paula, pelos desenhos, à Srta.Katty I. Varas Tapia pela arte-final.

Aos meus pais Nelson Garcia Negrão, Ires Matins Ferreira Negrão e

Oscar Armando Varas Maturana, Amenay Rosa E.Tapia Lobos.

E finalmente a todos os que colaboraram cordialmente para a execução deste trabalho de pesquisa.



RESUMO

In this work is presented the results of dynamic tests of a landing gear. It was carrying out loading program, changing the total retracting load applied in the absorber shock of the landing gear. The tests result are presented by graphics, which for each

Neste trabalho apresentam-se os resultados do ensaio dinâmico de um trem de aterrissagem. Foram realizados carregamentos, variando-se a carga total de retração aplicada no tubo pistão do trem de aterrissagem. Os resultados do ensaio são apresentados através de gráficos, nos quais constam para cada carregamento a evolução de carga aplicada, do deslocamento do tubo pistão e das pressões nas câmaras de gás nitrogênio e de fluido hidráulico. Finalmente são apresentados comentários e conclusões do trabalho.



ABSTRACT

In this work is presented the results of dynamic tests of a landing gear. It was carrying out loading program, changing the total retracting load applied in the absorber shock of the landing gear. The tests result are presented by graphics, which for each loading consist the real-time evolution of applied load, displacement of the absorber shock and the pressures in the chamber of gas nitrogen and the fluid hydraulic. Finally it is presented comments and conclusion for this work.



ÍNDICE

CAPÍTULO 1 - INTRODUÇÃO	001
--------------------------------	-----

CAPÍTULO 2 - ESTADO DA ARTE

2.1. História do Desenvolvimento do Trem de Aterrissagem	004
2.2. Requisitos de Projeto e Compatibilidade dos Amortecedores de Choque	011

CAPÍTULO 3 - TENDÊNCIAS DOS PRINCIPAIS PARÂMETROS DE PROJETO DO TREM DE ATERRISSAGEM

3.1. Requisitos de Vida Útil	022
3.2. Massa do Avião	024
3.3. Massa do Trem de Aterrissagem	025
3.4. Velocidades de Decolagem e Aterrissagem	028
3.5. Pressão de Pneu	030

CAPÍTULO 4 - REQUISITOS GERAIS E ESPECÍFICOS DO TREM DE ATERRISSAGEM

4.1. Introdução	032
4.2. Amortecedores de Choque	034
4.3. Sistemas de Atuação	037
4.4. Sistemas de Direção	038
4.5. Sistemas de Freio	039
4.6. Rodas e Pneus	041
4.7. Pousos e Decolagens Operacionais	044
4.8. Geometria do Trem de Aterrissagem	045

CAPÍTULO 5 - PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

5.1. Instrumentação do Ensaio	047
5.2. Montagem do Ensaio	058
5.3. Parâmetros de Calibração	064
5.4. Equipamentos Utilizados	065



CAPÍTULO 6 - PARÂMETROS DE CARREGAMENTO	071
CAPÍTULO 7 - ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS	090
CAPÍTULO 8 - COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES	121
BIBLIOGRAFIA	124
APÊNDICE A - EQUIPAMENTOS UTILIZADOS	128
APÊNDICE B - PROCEDIMENTOS DO CÓDIGO FEDERAL DE REGULAMENTAÇÃO DA FAA (FEDERAL AVIATIONS ADMINISTRATIONS)	138



LISTA DE FIGURAS

FIGURA	NOME	PÁGINA
2.1	Comparação Típica das Molas de Gás-Óleo-Pneumáticas com a Mola Mecânica em Espiral.....	17
2.2	Óleo não Separado com Medição Variável do Orifício.....	20
2.3	Separador Duplo de Óleo com Dois Estágios.....	21
3.1	Tendências da Vida Útil da Aeronave.....	22
3.2	Tendências da Massa do Avião.....	24
3.3	Tendências da Massa do Trem de Aterrissagem.....	27
3.4	Velocidade de Decolagem.....	29
3.5	Tendências nas Pressões do Pneu.....	31
4.1	Freio de "Circuito Fechado".....	40
5.1	Instrumentação do Ensaio.....	48
5.2	Instrumentação do Laboratório da Divisão de Sistemas Aeronáuticos /CTA e Ensaios Especiais do IAE.....	49
5.3	Sala de Controle do Ensaio.....	50
5.4	Instrumentação da MTS (Material Test System).....	51
5.5	Conexão do Equipamento MTS ao Trem de Aterrissagem.....	52
5.6	Estrutura Rígida, Célula de Carga, Equipamento MTS Conectado ao Trem de Aterrissagem.....	53
5.7	Instrumentação dos Transdutores.....	54
5.8	Dispositivo de Conexão do Transdutor de Pressão de Baixa ao Trem de Aterrissagem.....	55
5.9	Fixação do Transdutor de Deslocamento ao Trem de Aterrissagem.....	56
5.10	Fixação do Transdutor de Pressão de Alta ao Trem de Aterrissagem.....	57
5.11	Montagem do Ensaio.....	59
5.12	Diagrama Esquemático do Sistema Experimental.....	60
5.13	Dispositivo de Fixação do Trem de Aterrissagem à Estrutura Rígida.....	61
5.14	Montagem do Ensaio à Estrutura Rígida.....	62
5.15	Vista Geral da Montagem do Ensaio.....	63
5.16	Desenho do Trem de Aterrissagem Corpo-de-Prova.....	65



LISTA DE FIGURAS

FIGURA	NOME	PÁGINA
7.1	Correlação da função residual do deslocamento - do ensaio 01 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	109
7.2	Correlação residual da pressão (câmara de baixa) - do ensaio 01 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	110
7.3	Correlação da função residual da pressão (câmara de alta) - do ensaio 01 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	111
7.4	Correlação da função residual do deslocamento - do ensaio 07 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	112
7.5	Correlação da função residual da pressão (câmara de baixa) do ensaio 07 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	113
7.6	Correlação da função residual da pressão (câmara de alta) do ensaio 07 com intervalo de confiança de 95 por cento.....	114
7.7	Curva estimada do modelo Polinomial de 4a. ordem com coeficiente na Tabela 7.6, e experimental - ensaio 01.....	115
7.8	Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.6, e experimental - ensaio 01.....	116
7.9	Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.6, e experimental da pressão de alta - ensaio 01.....	117
7.10	Curva estimada do modelo Polinomial de 4a. ordem com coeficiente na Tabela 7.7, e experimental do deslocamento - ensaio 07.....	118
7.11	Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.7, e experimental da pressão de baixa - ensaio 07.....	119
7.12	Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.7, e experimental da pressão de alta - ensaio 07.....	120



LISTA DE TABELAS

TABELA	NOME	PÁGINA
1.1	Desenvolvimentos Significativos do Trem de Aterrissagem.....	04
7.1	Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento.....	94
7.2	Taxa de Carga x Taxa de Pressão - Câmara de Alta.....	95
7.3	Taxa de Carga x Taxa de Pressão - Câmara de Baixa.....	96
7.4	Carga Máxima x Deslocamento e Carga x Deslocamento Máximo	97
7.5	Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento da Sobrecarga.....	98
7.6	Coeficientes das Funções Transferências Estimadas de Deslocamento.....	104
7.7	Coeficientes das Funções Transferências Estimadas de Deslocamento, Pressão de Baixa e Pressão de Alta.....	105
7.8	Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento.....	98
7.9	Carga Inicial x Taxa de Deslocamento.....	99
7.10	Câmar de Alta - Taxa Pressão x Taxa de Carga.....	99
7.11	Sobre Carga - Carga Inicial x Taxa de Deslocamento.....	99
7.12	Câmar de Alta - Carga Inicial x Taxa Pressão.....	100
7.13	Câmar de Baixa - Taxa Pressão x Taxa de Carga.....	100
7.14	Sobre Carga - Taxa Deslocamento x Taxa de Carga.....	100
7.15	Deslocamento x Carga Máxima.....	101
7.16	Deslocamento Máximo x Carga.....	101
7.17	Câmara de Baixa - Carga Inicial x Taxa Pressão.....	102

INTRODUÇÃO

Apresentamos neste trabalho os principais parâmetros do projeto de trens de aterrissagem.

Estão aqui citadas as tendências dos prováveis requisitos para o futuro e identificadas as diferenças entre os trens de aterrissagens civis e militares.

Para atendimentos às aeronaves são exigidos os seguintes itens :

- a) requisitos rigorosos de área de giro exigidos pelos operadores de aeronaves,
- b) controle computadorizado da atuação, direção da roda do nariz e sistemas de controle de freio da roda e,
- c) avançados sistemas de suspensão, para operações militares STOVL¹ e de reparo de pistas.

Os caminhos a serem seguidos pelo fabricante são inevitavelmente um trem de aterrissagem de menor massa, maior vida útil e menores custos de manutenção do produto, este último agora de crescente importância; importância esta que nos levou a aprofundar-nos na pesquisa.

O método para obter os menores custos de manutenção, conhecidos como apoio logístico integrado, é resumido neste trabalho, esclarecendo a relevância do desenho do trem de aterrissagem dentro deste prisma prático. destacamos a importância da pesquisa "ESTUDO DO COMPORTAMENTO DINÂMICO DE UM TREM DE ATERRISSAGEM SOB CARGAS VERTICAIS". O trem de aterrissagem foi fixado num dispositivo rígido e travado lateralmente através de um falso "Contrafixa".

¹ STOVL - Decolagem curta e aterrissagem vertical.



Na extremidade do tubo pistão foi fixado o atuador hidráulico para aplicação de cargas verticais. O ensaio foi realizado em etapas distintas onde o valor da carga aplicada era mudado baseado no comportamento dinâmico do corpo de prova durante o ensaio, ou seja, em função da variação do tubo pistão e das pressões nas câmaras de gás de nitrogênio e do fluido hidráulico.

Os ensaios foram realizados no Centro Técnico Aeroespacial (CTA) e Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) na Divisão de Sistemas Aeronáuticos e Subdivisão de Ensaio Estruturais.

O modelo foi submetido à cargas dinâmicas através do equipamento MTS Aero 90 e utilizado o computador VAX Station 3100 M76 SPX da Digital.

Foram feitos os controles pelos equipamentos computadorizados (Automatic Acquisitions/Control System - marca HP - Modelo 3054A com Computador 9838 HP, sistemas de aquisição de dados pelo computador do IAE).

Os três equipamentos computadorizados foram ligados em paralelo, sendo uma entrada e três respostas, a saber:

- 1). Cargas verticais (entrada);
- 2). 1a. resposta - pressão interna da câmara de alta;
- 3). 2a. resposta - pressão interna da câmara de baixa; e
- 4). 3a. resposta - deslocamento do Cilindro.

E com parâmetros de carregamento obtidos foi possível fazer a análise da evolução do deslocamento e pressão do trem de aterrissagem, simulando as condições reais de carregamento.

As leituras das respostas foram obtidas através dos seguintes instrumentos: Transdutor de deslocamento, fabricação CELESCO Transducer Products, Inc. e fundo de escala de 30" e fundo de escala real 30.5".



Transdutor de Pressão de Baixa: fabricação SODMEX Ind.Com., tipo HM-200 série No. 1220 - Pressão Nominal de 50 Bar. Transdutor de Pressão de alta, fabricação SODMEX Ind.Com., tipo HM-200 No. série 1300 Pressão Nominal 100 Bar.

Procuramos utilizar neste trabalho uma linguagem direta e coloquial, formulando os conceitos de maneira rigorosa, ilustrativa e criteriosa do trem de aterrissagem. Este estudo é o resultado da experiência aeronáutica por nós acumulada no correr dos anos, e esperamos que este projeto acrescente algo aos já existentes.



ESTADO DA ARTE

2.1- História do desenvolvimento do trem de aterrissagem

O desenho dos trens de aterrissagem acompanhou o desenvolvimento da aeronave e seus requisitos operacionais. O desenvolvimento do projeto é um processo contínuo resultante tanto do número de soluções, quanto dos diferentes tipos de aeronaves existentes. Os pesos das aeronaves passaram aproximadamente de 225 kg na virada do século para 340.000 kg hoje.

A tabela 1.1 identifica o desenvolvimento do trem de aterrissagem, da sua estrutura, materiais e dos equipamentos rotativos.

TABELA 1.1 - Desenvolvimentos significativos do trem de aterrissagem



ANO	ESTRUTURA E MATERIAIS	EQUIPAMENTOS ROTATIVOS
1900	- Vôo dos irmãos Wright. - Amortecedor de choque com amortecimento a óleo.	
1910	- Amortecedor de choque a óleo; - Trem de aterrissagem escamoteável ³ .	- Rodas e pneus "especiais"; - Primeiras rodas com freios; - Primeiros pneus com arames.
1920	- Rodas internamente empenhadas.	- Freios de roda em uso geral.
1930	- Produção de aeronaves com trem de aterrissagem escamoteável; - Estrutura de portais para trens principais; - Desenvolvimento de molas líquidas.	- Freios diferenciais demonstradas em sistemas de freios hidráulicos.
1940	- Trens de aterrissagem bogui; - Solda de pressão nas partes de aço; - Adoção de Layout da trem do nariz; - Ligas de alumínio de alta resistência.	- Primeiras rodas duplas no trem de aterrissagem principal e do nariz na Aeronave (B29); - Freio a disco.
1950	- Aços de alta tração usadas para trens de aterrissagem.	- Pneus de alta pressão; - Sistemas antiderrapante de roda (Unidade Maxaret) ⁴ .
1960	- Ligas de alumínio de alta resistência a tração e resistente à corrosão.	- Pneus sem tubo; - Sistemas antiderrapante eletrônico.
1970	- Controle de direção eletrônica - Mola líquida complementada com nitrogênio.	- Freio de disco a carbono.
1980	- Amortecedores de choque com dispositivos passivos para pistas de terra; - Amortecedores de choque com dispositivos adaptáveis para pista de terra.	

³ Quando é recolhido e fica completamente escondida por meio de portas ou carenagens que fecham completamente o alojamento.

⁴ Sistemas de freios de certas instalações que permite o esforço máximo de freagem a ser aplicado sob quaisquer condições, sem perigo de arrastamento das rodas.



Para o avião monomotor, a fragilidade da estrutura da asa significava que, o trem de aterrissagem era fixado diretamente à fuselagem na região das estruturas de montagem do motor. Para aviões multimotores era necessária uma conexão direta para as massas principais, que teria uma disposição de alavanca nas laterais conectada à fuselagem e à estrutura de montagem do motor.

O trem de aterrissagem tipo "V", foi a solução usada pelos combatentes da I Guerra Mundial; às vezes tinha um eixo de uma só peça empenado pelo cabo de borracha enrolado em torno do eixo e vértice do "V", embora algumas aeronaves ainda usassem molas com ou sem amortecimento. Esta desvantagem era compensada por seu arrasto relativamente baixo. O eixo bipartido introduzido pelo avião Sopwith ajudou a melhorar a estabilidade, fornecendo local positivo e este projeto continuou nos anos 30. A insuficiente resistência lateral do trem de aterrissagem tipo "V" tendia a ser considerada como uma característica de pouso forçado que protegia a estrutura do avião.

As velocidades verticais de descida de até 4,5 m/s por aeronave deste período não eram incomuns. Os fatores de reação eram similares aos fatores de vôo para projetos de estruturas de avião, e variavam de 4 a 8 m/s, dependendo do tipo de aeronave.

Durante este período, foi avaliado que a baixa eficiência do amortecedor de choque devido à ausência de amortização provocou altas reações à estrutura do avião e características indesejáveis de recuo.

Alguns aviadores, contudo, queixavam-se de que os óleos não eram tão bons para "arrancada" porque eles não apresentavam nenhum "solavanco" e era necessário aplicar velocidade total de vôo antes que o avião pudesse erguer-se do solo.



Período entre a 1ª e 2ª Guerra Mundial

As crescentes velocidades de cruzeiro tornaram o arrasto do trem de aterrissagem de muita importância. Foram empreendidos esforços para reduzir o arrasto usando-se escoras aerodinâmicas com carenagens para cobrir o vão entre o pneu e o cubo da roda. O desenho do limpador aerodinâmico e o aumento das velocidades de aterrissagem significavam que, no final dos anos 20, os freios de roda eram um requisito positivo, e concluiu-se que os trens de aterrissagem convencionais, do tipo "V" podiam não reagir a torques do freio, e que o novo projeto com membros adicionais poderia reagir ao torque. Estes fatores levaram à introdução da roda internamente empenada, que permitia uma estrutura "rígida" de baixo peso, a qual poderia reagir imediatamente às cargas de aterrissagem e ao arrasto do freio. Este desenvolvimento, resultante de um pedido da Kawasaki do Japão a George Dowty, da fundação do Grupo Dowty. A principal desvantagem desta disposição era a necessidade de utilizar pneus de grande diâmetro e baixa pressão, a fim de permitir percurso adequado, mas foram obtidas reduções significativas do arrasto e do peso total. A instalação na aeronave Gloster Gladiator é uma aplicação típica que ilustra bem a limpeza aerodinâmica.



De 1914 Os trens de aterrissagem escamoteáveis foram considerados desde os primeiros estágios da aviação. Provavelmente a primeira aplicação foi a de Martin Company nos Estados Unidos, que propôs um projeto durante a 1ª. Guerra Mundial que implicava reduzir o arrasto da aeronave em 10% e aumentar sua velocidade em 6%. Foi a Bristol Company que produziu um dos primeiros trens de aterrissagem para o Racer tipo 72, entre 1922 e 1923. Este trem de aterrissagem acompanha o perfil da fuselagem quando escamoteado, podendo ser visto nos aviões Fan Trainer de hoje.

O movimento para o trem de aterrissagem escamoteável foi de considerável importância, mas os biplanos não se prestavam para sua introdução geral, e muitos projetistas consideravam que as velocidades não aumentariam o suficiente para justificar as penalidades do peso.

De fato, não foi antes de 1936 que o monoplano Avro Anson foi o primeiro avião com trens de aterrissagem escamoteáveis a ser colocado em serviço, embora notáveis esforços tenham sido feitos por Messier e Lucien, na França, junto ao avião "Laboratório" de Messier.

Em meados dos anos 30, as unidades telescópicas escamoteáveis foram projetadas para adaptar-se às plataformas de avião bombardeiro e às asas dos combatentes. O trem de aterrissagem de estrutura portal com amortecedor duplo de choque tornou-se o padrão dos bombardeiros pesados e médios, que mostra uma instalação na aeronave Lancaster. Os combatentes aviões monomotores usavam telescópicos simples, adotados pelos fabricantes quase universalmente.



De 1940 até os dias atuais

O advento do motor a jato trouxe novas indagações para os projetistas de aviões e de trens de aterrissagem. A redução da altura do avião em relação ao solo, resultante da ausência de hélices, levou a uma nova gama de soluções de aterrissagem para superar os novos problemas.

A suspensão de aterrissagem principal por alavanca com encurtamento mecânico, para a aeronave Meteor projetada para auto-acondicionamento na asa entre o motor e a fuselagem, foi precursora das geometrias usadas nas aeronaves subseqüentes. Gnat, Buccaneer Harrier.

A roda de pouso do nariz do Meteor, usou um amortecedor de choques de tensões para permitir um trem de aterrissagem com suspensão de alavanca, com volume escamoteado relativamente pequeno, devido ao pequeno trilho mecânico da roda.

Antes da 2a. Guerra Mundial, as pressões do pneu foram restringidas a aproximadamente 0.24 MPa com cargas de rodas, em geral não superiores a 7.000 kg devido à necessidade de operar a partir de pistas de relva.

O rápido aumento no peso da aeronave durante a 2a. Guerra Mundial provocou cargas de rodas simples acima de 14.000 kg e tornou necessários os diâmetros do pneu de até 1600 mm a fim de manter as pressões do pneu abaixo de 0.31 MPa; aumento este que levou ao uso de pistas de concreto ou asfalto.



Ao mesmo tempo, foram elaborados planos para aviões de maior porte: tanto o Bristol Brabazon, no Reino Unido, como o B36, nos Estados Unidos, tinham peso total (incluindo tripulação e passageiros) até 140.000 kg, e tornava-se evidente que mesmo os trens de aterrissagem de rodas duplas não eram viáveis, devido às limitações de resistência dos pavimentos, e o tamanho impraticável das rodas, exigia pernas de cargas de até 70.000 kg. Estes aviões foram os primeiros de grande porte, com trens de aterrissagem principais de multi-rodas, que permitiram que os diâmetros do pneu fossem reduzidos para menos de 1.170 mm, com cargas máximas em rodas simples de 22.500 kg, o que também ajudou a ampliar a vida do pneu e reduzir consideravelmente o peso do equipamento rotativo.

Depois da Segunda Guerra Mundial, houve um crescente aumento do desenvolvimento de diferentes tipos de aeronaves, com vasta gama de requisitos e geometrias para trens de aterrissagem. Muitas destas aeronaves não foram colocadas em serviço. Da experiência adquirida no projeto, o desenvolvimento e fabricação de trens de aterrissagem para estas aeronaves, juntamente com a retroalimentação, surgiram serviços de manutenção e projetos de trens de aterrissagem.

A instalação dos principais trens de aterrissagem em asas finas significaram que um número de aviões combatentes, como a Lightning e F4, tiveram pressões de pneus muito altas - até 2.75 MPa, o que era viável nas boas pistas. Estas mesmas limitações de espaço também significavam que geometrias inovadoras tinham que ser desenvolvidas.

Aviões altos acionados por hélices nas asas exigiam a instalação do trem de aterrissagem principal nas plataformas do motor, com uma perna de longo comprimento; e diversas geometrias engenhosas foram desenvolvidas para acondicionar as unidades de rodas duplas com o mínimo impacto sobre o volume da plataforma.



Mais recentemente, a configuração do avião de combate com asa alta, às vezes com geometria variável da superfície sob a asa e da fuselagem sem obstrução, tem conduzido à adoção dos trens de aterrissagem principais montados na fuselagem. Para cada tipo de aeronave existe um tipo específico de trem de aterrissagem, apresentando condições operacionais e geométricas, construído "sob medida", afim de fornecer uma solução otimizada. [01]

2.2 - Requisitos de Projeto e Compatibilidade dos Amortecedores de Choques

Os requisitos dos trens de aterrissagem estão incluídos na Norma de Defesa 00-970 do Ministério da Defesa Britânica, para os aviões militares britânicos e os requisitos de Aeronavegabilidade Civil Britânica (British Civil Airworthiness Requirements), Autoridade da Aviação Civil, para os aviões civis; existindo uma reciprocidade com os requisitos da Europa e dos Estados Unidos. Os requisitos dos Estados Unidos são Especificações Militares e da Autoridade Federal da Aviação, para aviões civis. A especificação para a aeronave também irá conter requisitos especiais para o projeto de aeronave individual. Os requisitos do projeto estão amplamente divididos em duas categorias, os casos de aterrissagem e os de manobras em terra, no Brasil os requisitos são homologados pelo Comitê Brasileiro de Aeronáutica da ABNT.



Os maiores requisitos de energia para o amortecedor de choques são determinados pelo caso de impactos de pousos ("touch-down"), e neste projeto de amortecedor de choque, em geral, é avaliado o seu desempenho. As unidades do trem de aterrissagem que atuam juntas (as unidades principais) devem ser capazes de absorver o máximo de energia na velocidade vertical presumida, sem exceder a reação prevista na estrutura do avião, e sem deformação (conhecido como condição de prova). O avião deve ser preparado de modo a pousar verticalmente reduzindo a velocidade de descida a zero, dentro do curso do amortecedor de choque.

Os atuais requisitos para a velocidade de descida vertical de prova estão na faixa de:

3,05 m/s para aeronaves civis, asa fixa e rotativa;

3,66 m/s para bombardeiros militares e alguns helicópteros;

4,0 m/s para aviões de treinamento e,

6,0 a 8,0 m/s para o avião de pouso de convés.

Estas são condições severas que os trens de aterrissagem enfrentam satisfatoriamente por muitos anos de experiência operacional e segurança. Contudo, sabemos que os pilotos obtêm boas aterrissagens em velocidades de descida muito mais baixas do que as exigidas, e isto pode ser experimentado numa aterrissagem em más condições.

Atualmente, o tipo de amortecedor de choque mais amplamente usado é o princípio óleo-pneumático, uma mola de gás com amortecimento a óleo. Este foi desenvolvido a partir de amortecedores de recuperação de óleo de canhões durante a Primeira Guerra Mundial, com a combinação de gás comprimido como uma mola. O projetista deve examinar a previsão dos cálculos iniciais pelo computador, o desempenho do amortecedor de choques em relação aos requisitos do trem de aterrissagem, para condições estáticas; depois, fazer as correções no projeto para otimizar o desempenho, e obter a maior eficiência.



O amortecedor de choque óleo-pneumático tem uma alta eficiência sob condições dinâmicas, tanto em termos de dissipação de energia como em retorno às condições estáticas normais. Pode-se obter em termos de eficiências dissipadas de energia de 75 a 80 por cento como um simples amortecedor de choque e até 90 por cento usando pinos de medição por orifícios ou dispositivo de controle de orifício para melhorar ainda mais o desempenho operacional.

Para fornecer uma ilustração prática da eficiência de um amortecedor de choque óleo-pneumático, vamos considerar um avião médio civil de carreira, com peso total de 45.000 kg. A medição de aproximadamente 9 litros de óleo transforma a energia de impacto de pouso ("touch-down") em uma aterrissagem suave, e cerca de 740 cm³ de gás comprimido suporta a aeronave durante as operações de tardamento.

Portanto, em termos de absorção de energia e dissipação sobre o impacto de pouso ("touch-down") durante a fase de aterrissagem, o amortecedor de choque óleo-pneumático é totalmente compatível com os atuais requisitos para aterrissagens normais. Isto também incluirá como requisito uma capacidade de energia de reserva para a velocidade de descida a reação do piso como condição definitiva, quando a deformação do trem de aterrissagem é aceitável.

Com o advento dos computadores permitiu maior análise em profundidade do desempenho do amortecedor de choques com uma maior variedade de combinações de carga vertical, cargas de arrasto e carga lateral, juntamente com as tolerâncias de serviço. Isto levou ao uso de casos multivariantes que são combinações realistas dessas cargas.

Houve também um aumento de atividade no campo da simulação e modelagem computadorizadas dos desempenhos de aterrissagem da aeronave completa. Este trabalho usualmente é feito pelos construtores de aviões. [5]



Pode-se especificar para um determinado projeto com severas condições de operação, e em apoio à sobrevivência da fuselagem numa aterrissagem pesada ou semi forçada, devem ser satisfeitas velocidades de descida mais altas, com reações de solo aceitáveis. O trem de aterrissagem pode deformar-se e danificar-se de uma forma controlada com algum desalinhamento ao plano vertical.

Inicialmente é aconselhável investigar, por modelamento computadorizado, a capacidade de energia de trem de aterrissagem na estrutura do avião, incluindo o coeficiente de deformação controlada. O trem de aterrissagem pode aumentar o curso do absorvedor de choque e manter uma reação de solo aceitável, ou introduzindo um dispositivo de energia de reserva. Isto pode ser feito em série com o curso já existente do amortecedor de choque.

Os dispositivos de energia de reserva são funções de operações individuais, que podem consistir de um tubo comprimível ou de extração de diversos materiais diferentes, a partir de compostos de plásticos para a liga de alumínio, ou um dispositivo de amortecimento por líquido com uma válvula de descarga. Eles permitem a escora do trem de aterrissagem em uma carga pré-determinada, para deslocar-se através do movimento extra, absorvendo a energia em excesso pelo trabalho feito.



Os principais casos de resistência e rigidez, que podem usualmente ser aceitos pelo amortecedor de choques, em relação à mola no trem de engrenagem principal.

Se a carga estática do trem de pouso do nariz for muito baixa, a força de direção ou do rodizio será limitada, particularmente em condições severas de pistas molhadas ou condições de gelo. Além disto, uma baixa carga estática do trem de pouso do nariz, em uma parte mais plana da curva de gás e o amortecimento insuficiente a óleo, combinados com a arfagem e o peso, podem provocar movimento desagradável e contato com as partes mecânicas. De modo similar, uma carga estática maior do nariz, aumenta a transferência de carga durante a aplicação do freio, deixando um percurso muito pequeno do amortecedor de choque, para lidar com um solavanco, afetando também a força de elevação para decolagem. Cerca de 8 a 15 por cento do peso da aeronave no trem de pouso do nariz é considerado aceitável, para cobrir a faixa do centro de gravidade da maior parte da aeronave.

Isto nos leva ao assunto de qualidade da pista durante o taxiamento. No passado, com pistas pavimentadas e distâncias de taxiamento relativamente curtas, os amortecedores de choque simples, com amortecimento a óleo projetado para condições de aterrissagem, forneciam molas com pouco amortecimento, mas a qualidade da pista era aceitável.

Ocasionalmente houveram alguns problemas de interação dinâmica entre o nariz e os trens de aterrissagem principais, a serem solucionados, mas sugere-se que o crescente uso de modelagem computadorizada de toda a aeronave irá, no futuro, revelar estes problemas na fase de projeto.



Contudo, os aeroportos para operações de aviões Civis estão aumentando em termos de tamanho, com um conseqüente aumento nas distâncias de taxiamento. Os aviões estão permanecendo em serviço por muito mais tempo e os construtores de aviões estão procurando maior duração, que é de aproximadamente 90.000 aterrissagens, evitando a fadiga. Estima-se em [1] que um avião de carreira possa taxiar 500.000 km. durante sua vida útil, e certamente o teor das cargas de fadiga é agora maior.

O bom desempenho do taxiamento está se tornando portanto mais importante em relação ao conforto do passageiro e duração da fadiga, tanto do trem de aterrissagem como da estrutura do avião. As funções operacionais estão se desenvolvendo tanto para os aviões civis como militares, para operar a partir de campos de aviação grosseiros e isto requer um desempenho ainda melhor da suspensão.

Para condições gerais de taxiamento, o ideal é que a estrutura do avião permaneça em nível sob todas as condições sem peso, solavancos ou arrancos repentinos. Portanto, a frequência natural da mola do amortecedor de choque e dos pneus é importante. Os pneus representam uma parte importante no desempenho global do trem de aterrissagem, e também durante as operações de taxiamento, uma vez que as irregularidades menores do perfil da pista são absorvidas pelos pneus. [2], [3], [4].

O tipo de suspensão óleo-pneumática satisfaz às condições de aterrissagem que é a suspensão mais usadas para aeronaves. Portanto, vamos compará-lo com a suspensão usada em veículos rodoviários, que é uma mola espiral com amortecedores a óleo (figura 2.1).



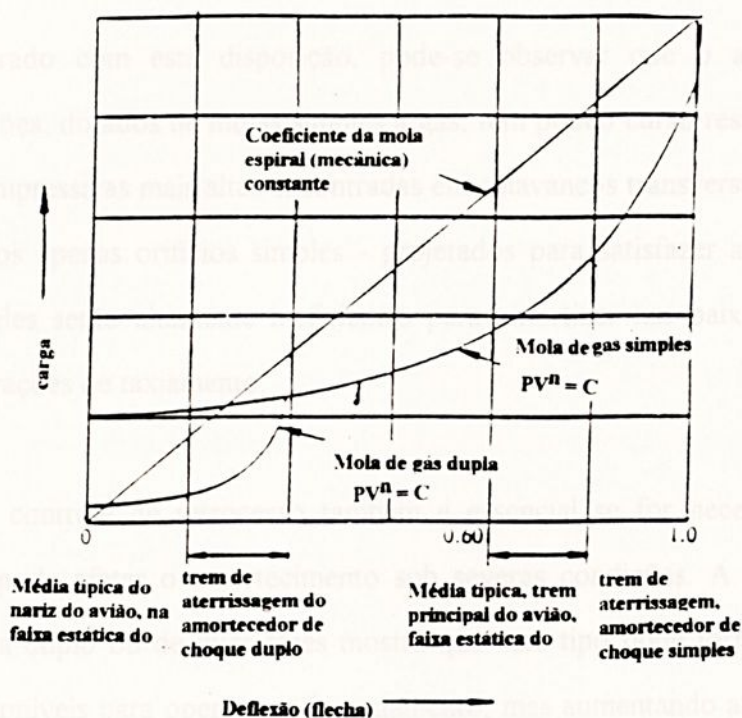


Figura 2.1 - Comparação típica das molas de gás óleo-pneumáticas com a mola mecânica em espiral.

O projetista da suspensão de veículos rodoviários pode posicionar a carga estática para adequar-se à distribuição de peso do veículo, e fornecer uma velocidade de mola constante com o curso, embora atualmente sejam usadas molas de catraca variável. Além disto, sem o requisito de aterrissagem os amortecedores associados podem ser projetados para serem efetivos nas velocidades presentes quando atravessarem perfis da pista.

Comparado com esta disposição, pode-se observar que o amortecedor de choques de aviões, dotados de molas simples a gás, tem pouco curso restante, para lidar com cargas compressivas mais altas encontradas em solavancos transversais. Além disso, se forem usados apenas orifícios simples - projetados para satisfazer as condições de aterrissagem, eles serão altamente ineficientes para amortizar nas baixas velocidades, durante as operações de taxiamento.

O bom controle de retrocesso também é essencial se for necessário evitar a cavitação que pode afetar o amortecimento sob severas condições. A curva da mola óleo-pneumática duplo ou de duas fases mostra que este tipo pode fornecer aumentos nos cursos disponíveis para operações de taxiamento, mas aumentando as complicações e o peso. O ponto de equilíbrio entre a primeira e a segunda câmaras de gás pode ser ajustado e otimizado para adequar-se aos requisitos particulares.

Os projetistas do trem de aterrissagem tiveram consciência desses problemas por algum tempo e diversas soluções foram implementadas conforme necessário. O pino de medição, válvula de descarga e controles do orifício de vários tipos foram usados para atender requisitos particulares.



Pode-se observar que um amortecedor simples de choque que é satisfatório para condições de aterrissagem tem alguns aspectos incompatíveis para operação de taxiamento e manuseio de solo. O aparecimento, na corrida do Grande Prêmio de Fórmula 1, de carros da Lotus e Williams durante algumas corridas de 1987 e 1988, utilizando suspensão ativa, reviveu memórias das investigações que foram efetuadas sobre o uso desse tipo de suspensão para amortecedores de aviões há aproximadamente dez anos atrás. Parecia atraente usar a força hidráulica que estava disponível depois da aterrissagem do avião, para fornecer uma plataforma de nível sob todas as condições usando suspensão ativa no amortecedor. Contudo, as conclusões eram de que podíamos proceder quase tão bem usando dispositivos em um amortecedor de choques adaptável proporcional à velocidade, e que a colocação da força hidráulica externa no amortecedor de choque destruía a sua confiabilidade inerente e reduzia a confiabilidade do sistema do avião. O potencial da modelagem de suspensões por computador a bordo está disponível para desenvolvimento no futuro.

Em conclusão relativa ao aspecto do amortecedor de choques, as figuras 2.2 e 2.3 ilustram os tipos de amortecedor; a figura 2.3 é com pino de medição e muito utilizada nos Estados Unidos, e a figura 2.4 mostrando câmaras duplas de gás e separadores.

Figura 2.3 - Óleo não separado com medição variável do perfil.

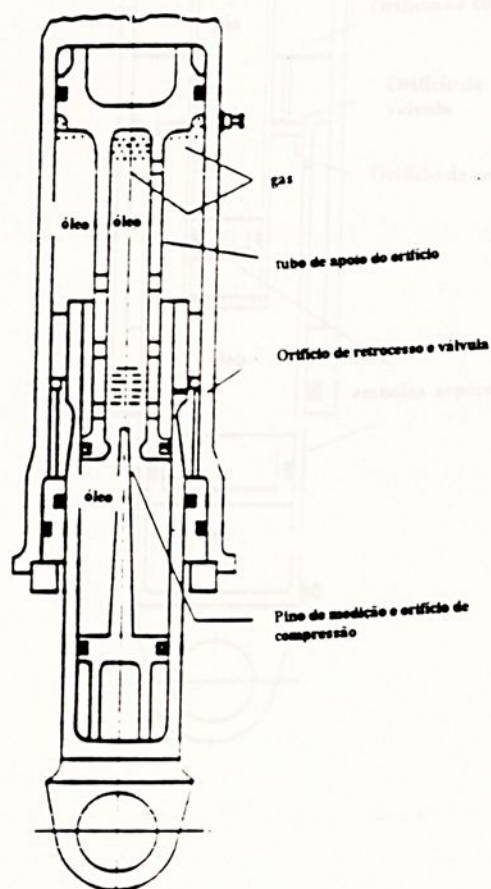


Figura 2.2 - Óleo não separado com medição variável do orifício.

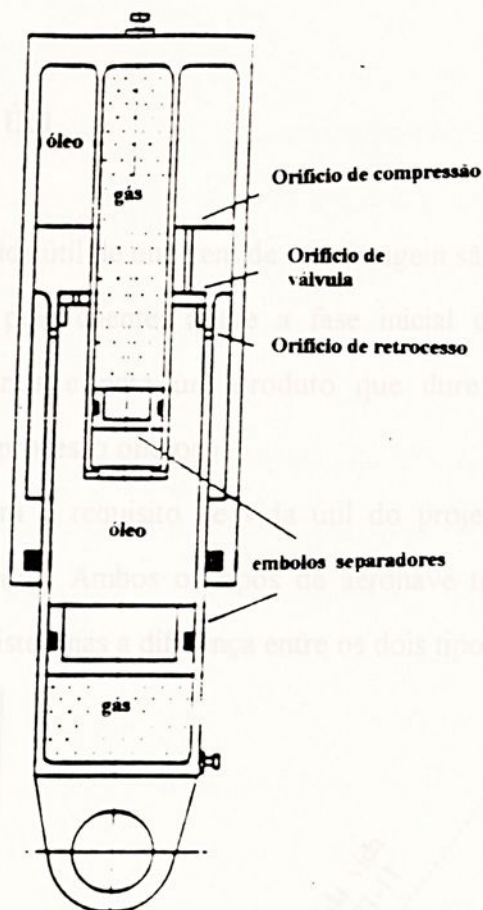
TENDÊNCIAS DOS PRINCIPAIS PARÂMETROS DE PROJETO
DO TREM DE ATERRISSAGEM

Figura 2.3 - Separador duplo de óleo com dois estágios.

TENDÊNCIAS DOS PRINCIPAIS PARÂMETROS DE PROJETO DO TREM DE ATERRISSAGEM

3.1 - Requisitos de Vida Útil

Os requisitos de vida útil de um trem de aterrissagem são requisitos fundamentais de projeto estabelecido pelo cliente, desde a fase inicial de projeto da aeronave. Inevitavelmente, a demanda é para um produto que dure mais, uma vez que a substituição é sempre um processo oneroso.

A figura 3.1 mostra o requisito de vida útil do projeto de aeronaves civis e militares em termos de vôos. Ambos os tipos de aeronave têm uma tendência geral ascendente conforme previsto, mas a diferença entre os dois tipos é muito grande.

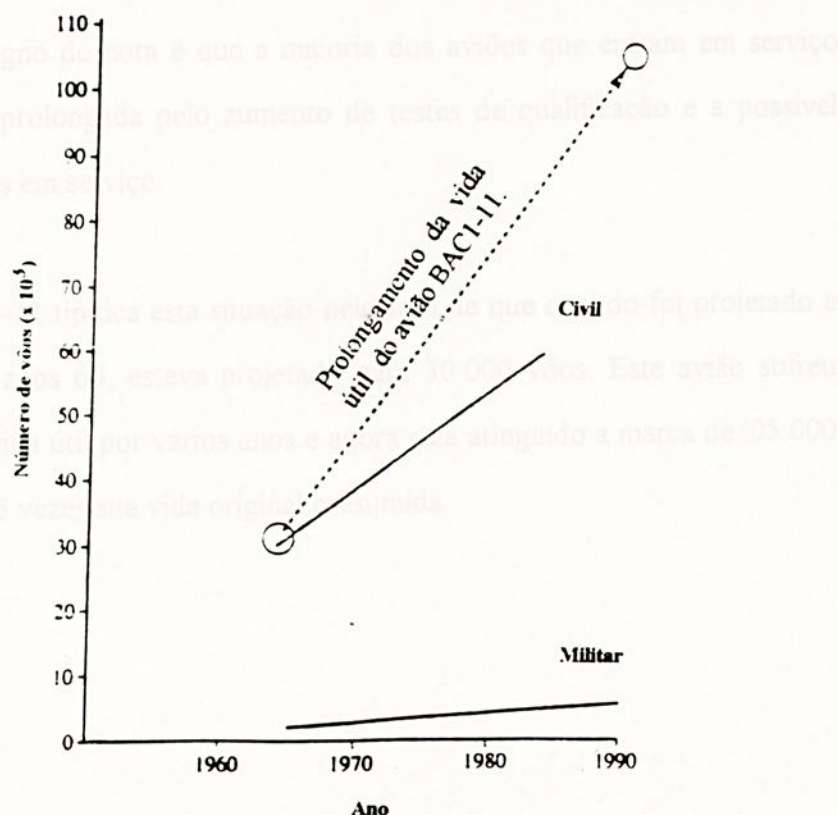


Figura 3.1 - Tendências da vida útil da aeronave.

O avião militar dos dias modernos está sendo projetado para 6.000 vôos, o que equivale a 6.000 horas de vôos, embora o avião civil dos dias atuais esteja sendo projetado para 60.000 vôos ou mais, e com um número significativamente maior de horas de vôo.

É efetivamente o número de vôos e, conseqüentemente, as aterrissagens que impõem maior influência sobre os requisitos de vida útil dos componentes do trem de aterrissagem. Em aviões militares, o número de aterrissagens usualmente é aumentado devido à aterrissagem tipo "pousa-decola" exigidas pelas forças aéreas.

A tendência de aumento na expectativa de vida não tem previsão para diminuir num futuro previsível. A próxima geração de aeronaves precisará durar mais do que as que estão sendo projetadas e construídas no presente momento.

Outro ponto digno de nota é que a maioria dos aviões que entram em serviço também têm sua vida prolongada pelo aumento de testes de qualificação e a possível introdução de inspeções em serviço.

O avião BAC 1-11 tipifica esta situação pelo fato de que quando foi projetado e posto em serviço nos anos 60, estava projetado para 30.000 vôos. Este avião sofreu diversas extensões de vida útil por vários anos e agora está atingindo a marca de 105.000 vôos, representando 3,5 vezes sua vida original presumida.



3.2 - Massa do Avião

As massas dos aviões militares tendem a variar dependendo do papel que a aeronave é designada a preencher. Os aviões treinadores serão mais leves do que os aviões bombardeiros. As massas dos aviões civis são e continuarão sendo diversificadas. Isto é ilustrado pelos modelos de aeronave básicos que estão sendo desenvolvidos em novas variantes, cada uma das quais geralmente aumentando a massa de decolagem. A tendência da massa das aeronaves é ilustrada na figura 3.2, onde é mostrada a relação de massa de decolagem máxima e a massa de aterrissagem máxima. Tanto os aviões civis como os militares mostram uma significativa tendência para trens de aterrissagem com uma relação mais alta.

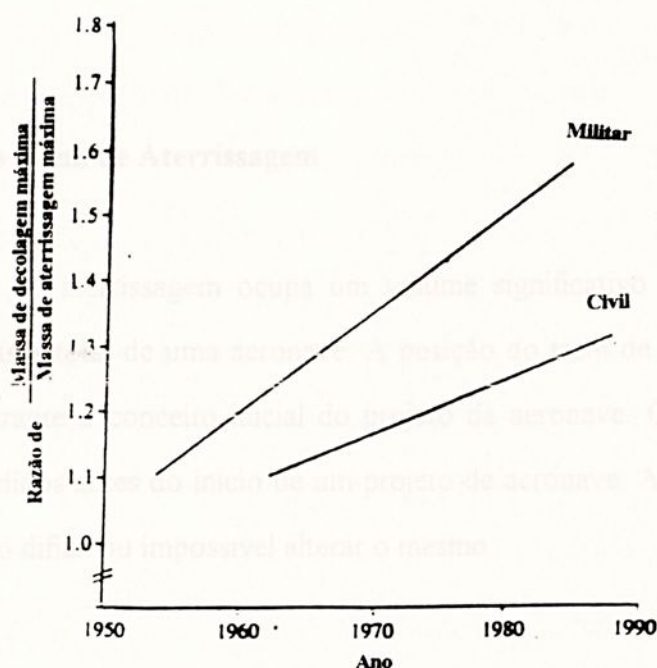


Figura 3.2 - Tendências da massa do avião.

O amortecedor, que geral é tipicamente projetado para absorver a energia de aterrissagem. O tardamento e a decolagem segura na massa total máxima comumente são possíveis usando-se um amortecedor de choques projetado para o caso de aterrissagem. Os altos e crescentes coeficientes dos trens de aterrissagem militares, aliados a um requisito para operar a partir de pistas semipreparadas e/ou danificadas por bombas, podem resultar em casos de taxiamento/decolagem orientando o projeto do amortecedor de choque.

- Cargas estáticas e dinâmicas.

As aeronaves civis de maior porte podem agora introduzir trens de aterrissagem extras simplesmente para finalidades de resistência do solo de decolagem. Um exemplo é o trem de aterrissagem da linha de centro da aeronave airbus A340, que contribui para uma maior área de pega do pneu para decolagem e normalmente não traz qualquer contribuição para a aterrissagem ou frenagem.

3.3 - Massa do Trem de Aterrissagem

O trem de aterrissagem ocupa um volume significativo e é responsável pelo aumento da massa total de uma aeronave. A posição do trem de aterrissagem deve ser considerada durante o conceito inicial do projeto da aeronave. Os aspectos essenciais devem ser decididos antes do início de um projeto de aeronave. Após a fase de projeto, às vezes é muito difícil ou impossível alterar o mesmo.



Existem diversas configurações de trem de aterrissagem para obter o melhor projeto, tanto para o trem de aterrissagem como para inúmeros tipos de aeronaves. Alguns dos principais pontos incluem:

- Geometria do trem de aterrissagem;
- Posição acondicionada do trem de aterrissagem;
- Tamanhos do pneu/roda e freio;
- Cargas estáticas e dinâmicas;
- Cursos dos amortecedores de choque;
- Dimensões em geral do sistema.

Apesar do número de variações nas configurações do trem de aterrissagem e das tendências dos projetos, pode-se demonstrar uma redução geral na massa do trem de aterrissagem como um percentual da massa do avião. A figura 3.3 mostra que os trens de aterrissagem militares atualmente só representam menos de 3% da massa total do avião e os trens de aterrissagem civis só representam 4%.

Haverá um contínuo esforço para reduzir a massa, mas as principais reduções podem ser difíceis de se realizarem. Os freios de carbono deram uma importante contribuição, mas uma economia significativa na estrutura do trem de aterrissagem pela aplicação de materiais compostos é complicada devido à necessidade de juntas e pivôs.

Os avanços na tecnologia de materiais continuarão a economizar massa de componentes em todas as áreas do trem de aterrissagem. A aplicação de rodas de alta resistência, ligas de alumínio-lítio, plásticos, compostos etc., provavelmente serão considerados no futuro mais imediato.



3.4 - Velocidades de Decolagem e Aterrissagem

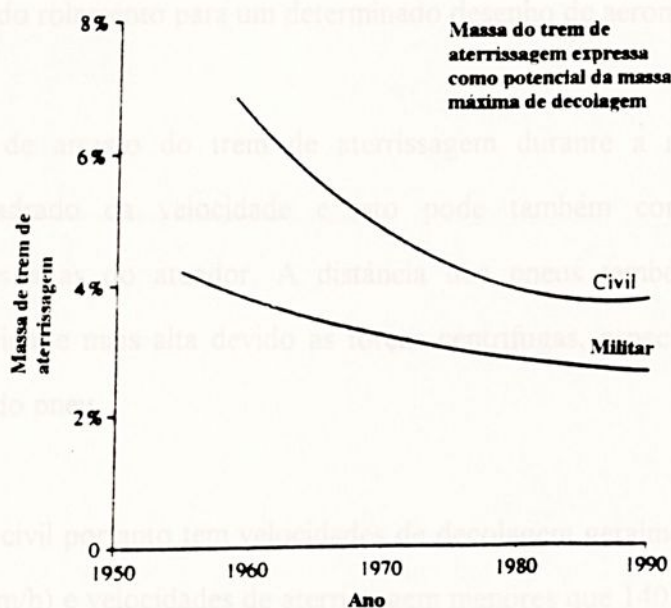


Figura 3.3 - Tendências da massa do trem de aterrissagem.

A economia em termos de massa também pode ser obtida através de avançadas técnicas de projeto e fabricação. O uso de métodos computacionais, na análise da resistência ou fadiga, permite a otimização da massa.

3.4 - Velocidades de Decolagem e Aterrisagem

As velocidades de decolagem e aterrisagem são naturalmente limitadas pelo efeito da velocidade sobre muitos dos parâmetros de projeto para o desenho do trem de aterrisagem. Se a velocidade de decolagem ou aterrisagem for alta, são necessárias maiores distâncias do rolamento para um determinado desenho de aeronave.

As cargas de arrasto do trem de aterrisagem durante a retração também aumentam ao quadrado da velocidade e isto pode também conduzir a cargas significativamente mais altas do atuador. A distância dos pneus também se torna um problema em velocidade mais alta devido às forças centrífugas, especialmente sobre a banda de rodagem do pneu.

A aeronave civil portanto tem velocidades de decolagem geralmente menores do que 160 nós (296 km/h) e velocidades de aterrisagem menores que 140 nós (260 km/h), com uma considerável exceção feita ao Concorde, com velocidades de decolagem e aterrisagem de 206 e 160 nós (381 e 296 km/h), respectivamente. Estas velocidades mais altas são toleradas devido ao compromisso total do desenho da aeronave para atender sua meta global de projeto.

A aeronave militar mostrou um aumento geral na velocidade de decolagem durante a década de 60, conforme mostrado na figura 3.4.



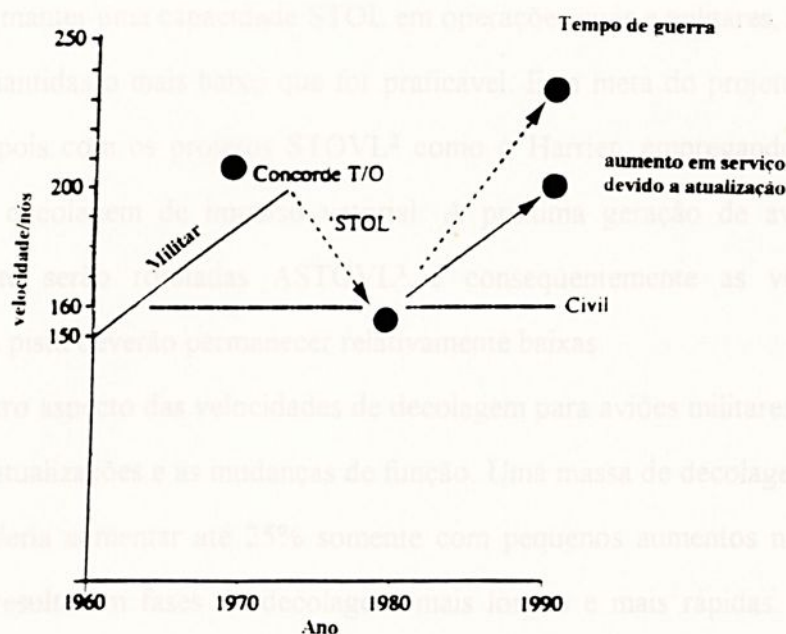


Figura 3.4 - Velocidades de decolagem.

Uma vez que as velocidades de decolagem superam 200 nós (370 km/h), a distância de decolagem, cargas de retração, energias dos freios tornam-se comprometedores para as operações diárias.

A partir dos anos 70, a tendência para o STOL¹ resultou na redução das velocidades de aviões militares para a norma de 160 nós. Aviões como o Tornado tinham altas configurações da asa de sustentação pela incorporação da complexa borda de ataque e superfícies de controle da borda de reboque para criar sustentação em baixas velocidades, e ainda reter uma boa forma aerodinâmica para alta velocidade.

¹ Decolagens e aterrissagens curtas

Para manter uma capacidade STOL em operações civis e militares, as velocidades devem ser mantidas o mais baixo que for praticável. Esta meta do projeto é tirada uma operação depois com os projetos STOVL² como o Harrier, empregando aterrissagem vertical e a decolagem de impulso vetorial. A próxima geração de aviões militares provavelmente serão rotuladas ASTOVL³ e conseqüentemente as velocidades de rolamento da pista deverão permanecer relativamente baixas.

O outro aspecto das velocidades de decolagem para aviões militares de um modo geral são as atualizações e as mudanças de função. Uma massa de decolagem máxima da aeronave poderia aumentar até 25% somente com pequenos aumentos no impulso do motor. Isto resulta em fases de decolagens mais longas e mais rápidas. Um desenho típico de avião militar para 160 nós atualmente é pode decolar com velocidades de aproximadamente 200 nós.

3.5 - Pressões do Pneu

Os aviões civis via de regra têm pressões de pneus abaixo de 200 lbf/pol (1,38 MPa) (figura 3.5) devido às restrições de flutuação do solo (ACN⁴/PCN⁵) nos aeroportos. Se o espaço do avião for a um valor superior ao nominal e o número de pneus for limitado, a pressão do pneu deve aumentar para executar a mesma carga. Isto pode, às vezes, implicar cargas de solo restritivas, resultando em menor atração da aeronave para os operadores.

² Decolagem curta e aterrissagem vertical

³ Decolagem curta e aterrissagem vertical avançada

⁴ Número de classificação da aeronave

⁵ Número de classificação do pavimento da pista

Em aviões militares o problema do espaço tem conduzido a um aumento geral nas pressões do pneu à custa dos requisitos de resistência da pista. O espaço é mais do que um problema devido ao tamanho da aeronave e pelo fato de que o trem de aterrissagem, freqüentemente, afeta o projeto de entrada de ar.

Tanto nos aviões civis como nos militares, o desenho de operar a partir de faixas semi-preparadas manterão o requisito para operar em baixas pressões. O projetista do avião pode ter que escolher entre pneus de maior porte ou pelo curso dos pneus em altas deflexões onde a geração de calor ocorrerá mais prontamente.

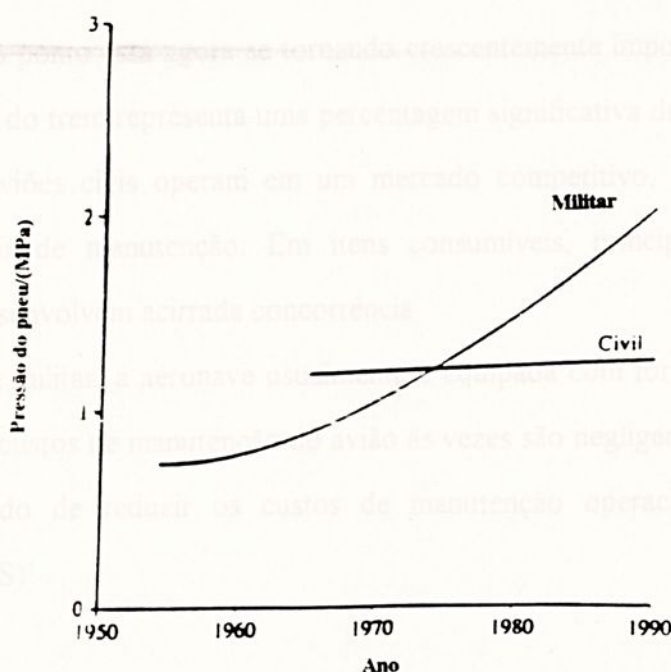


Figura 3.5 - Tendências nas pressões do pneu.

REQUISITOS GERAIS E ESPECÍFICOS DO TREM DE ATERRISSAGEM

4.1 - Introdução

Os requisitos gerais podem portanto ser resumidos da seguinte forma:

- (a) vida mais longa;
- (b) menor massa/volume;
- (c) menores custos de manutenção.

O último ponto está agora se tornando crescentemente importante, uma vez que os atuais custos do trem representa uma percentagem significativa do custo total de uma aeronave. Os aviões civis operam em um mercado competitivo, o que naturalmente reduz os custos de manutenção. Em itens consumíveis, principalmente pneus, os fornecedores desenvolvem acirrada concorrência

Da parte militar, a aeronave usualmente é equipada com fornecedores de fontes individuais e os custos de manutenção do avião às vezes são negligenciados. Isto levou a um novo método de reduzir os custos de manutenção operacional de um avião denominado (ILS)¹.

¹ Apoio Logístico Integrado



Num complexo avião dos nossos dias o trem de aterrissagem é responsável por até 85 defeitos para cada 1000 horas de voo. O trem de aterrissagem frequentemente é o pior sistema no avião neste aspecto. Em outras palavras, o avião apresentará um defeito no trem de aterrissagem em média a cada 12 horas de voo. Na maioria das vezes (mais de 90 por cento), o defeito resultará na remoção do equipamento do avião. Estes problemas fazem com que o avião fique retido, com altos custos de manutenção em termos de força de trabalho e recursos para reposição e/ou reparo.

A consideração acima é apenas um exemplo de como os custos do ciclo vital de um avião são onerados. Outros incluem a intercambiabilidade, publicações técnicas, peças sobressalentes e manutenção. De fato, os custos do ciclo vital de aviões militares aceleraram seu passo com seus avanços em tecnologia e complexidade.

Para manter e aumentar a divisão de mercado estes custos devem ser reduzidos. O atendimento a estes objetivos será voltado para a implementação do apoio logístico integrado sobre todos os projetos e sistemas no futuro. O sistema ILS objetivará obter o seguinte:

- (a) obtenção de níveis de confiabilidade;
- (b) redução dos requisitos especiais de teste;
- (c) desenvolvimento do BITE²;
- (d) aprimoramento da intercambiabilidade.

Para atingir estes objetivos, os seguintes pontos são enfatizados:

1 - Os projetistas devem esforçar-se em termos de confiabilidade, manutenção e intercambiabilidade, como parte integral do processo de desenho.

2 - O apoio agora recebe o mesmo status que o custo, desempenho e massa. A solução otimizada deve ser um equilíbrio dessas considerações.

A ferramenta analítica usada para atingir os objetivos da ILS é a (LSA)³.

² Equipamento de Teste Incorporado

³ Análise do apoio Logístico



O ILS é muito relevante para o trem de aterrissagem uma vez que o sistema é uma grande parte da aeronave. A posição e natureza desta tarefa o torna muito vulnerável a problemas de confiabilidade e atividades de manutenção. As mudanças apresentam um desafio específico, uma vez que todo o processo toma muito tempo e requer ferramentas e equipamentos especiais. O processo completo da remoção do pneu/roda para o vão do pneu requer cuidadosa análise para obter a solução otimizada em termos de desempenho e manutenção. [06]

4.2 - Amortecedores de Choques

As cargas do trem de aterrissagem e os projetos dos amortecedores de choques, foram baseados tradicional e amplamente na massa de aterrissagem e taxa de descida. Não está prevista qualquer mudança nos projetos futuros, uma vez que os trens de aterrissagem foram projetados com sucesso para a completa faixa de taxa de descida de até 6 ou 7 m/s para aeronave de transporte.

Esta tendência sobre o avião militar ASTOVL pode, contudo, ocorrer de maneira inversa. Numa aeronave que exige controle ativo do empuxo do motor para manter o voo estável, a norma pode ser aterrissagens com taxas de descidas muito mais baixas do que as aeronaves convencionais com base terrestre. Contudo, estas mesmas aeronaves podem precisar de executar decolagens curtas sobre faixas danificadas por batalhas com massas muito mais altas.

Com o aumento da razão da massa de decolagem, juntamente com uma menor velocidade de descida controlada, as cargas do trem de aterrissagem e o amortecedor de choque puramente projetado para aterrissagem, não terá sucesso nos casos de decolagem.



Surgem duas opções: 1ª - projetar o trem de aterrissagem para o caso de decolagem usando projetos convencionais ou, 2ª - introduzir sistemas avançados de suspensão. Os projetos convencionais são puramente passivos; eles têm estabelecido características de mola e amortecimento quer sejam molas de dois estágios ou válvulas de amortecimento de fechamento-recuo. Os projetos avançados começam em amortecedores simples de dupla estabilidade ou amortecedores posicionais que são atualmente empregados em alguns projetos.

O avião do futuro, contudo, precisará utilizar sistemas mais sofisticados como:

- amortecedores progressivos,
- amortecedores semi-ativos,
- amortecedores de choques totalmente ativos.

A necessidade de simplicidade e integridade inerentes significa que a complexidade só deve ser acrescentada se for essencial e não se for apenas desejável. Os modos falhos precisam ser cuidadosamente considerados.

Uma outra forma é projetar a resistência do trem de aterrissagem para os casos de aterrissagem básica: aos projetos avançados não irão melhorar o amortecedor de choque óleo-pneumático a uma grande extensão para o caso de aterrissagem. Esta resistência básica é inevitável. A complexidade deve então ser estudada para atender os casos de decolagens. Para os atuais aviões ASTOVL o uso de amortecedores progressivos parece ser a solução exigida.



Em determinados conceitos de ASTOVL, durante a decolagem vertical o empuxo do motor gera um efeito de almofada de ar que mantém o avião baixo. Um método de superar este problema é alongar o trem de aterrissagem para interromper este efeito. Isto iria requerer longos cursos do amortecedor de choque. Estes longos amortecedores de choque exigiriam posteriormente o encurtamento antes da retração para minimizar o volume de acondicionamento.

Contudo, nos anos futuros, o amortecedor de choque semi-ativo eletronicamente controlado pode ser exigido para atender as demandas mais crescentes. As molas a gás totalmente ativadas ou molas ativas podem provar sua validade embora possa ser necessário o alongamento ou autonivelamento dos trens de aterrissagem.

Para aplicações civis, os benefícios em termos de redução da carga presumida não são tão notórios. A suspensão avançada pode ser utilizada para aumentar o conforto do passageiro, especialmente aviões que operam em superfícies não pavimentadas. A principal atração pode ser a redução na fadiga de aviões de grande porte, onde em sua vida eles acumulam dezenas de milhares de aterrissagens e acima de meio milhão de quilômetros de taxiamento.

Um desenvolvimento a longo prazo em amortecedores de choque pode ser o uso de fluidos eletroreológicos. Estes fluidos, conhecidos também como fluidos eletroviscosos, têm a habilidade de variar a viscosidade quando um potencial elétrico é colocado entre eles. O desenvolvimento destes fluidos está em seu início, mas eles oferecem potencial tanto nos amortecedores de choque como em outras aplicações, onde for usado o fluido hidráulico convencional.



4.3 - Sistemas de Atuação

Os sistemas de atuação no presente são os atuadores hidráulicos devido a sua alta relação força-peso. Nenhuma alternativa sensível é cogitada num futuro previsível, embora a força hidráulica já esteja disponível do sistema de controle de voo. As pressões nos aviões civis geralmente têm picos em torno de 20 MPa (3000 lbf/pol²) embora diversos aviões militares tenham sistemas em torno de 28 MPa (4000 lbf/pol²) ou mais. A pressão do sistema hidráulico será acionada pelo sistema de controle de voo, mas a opção existe para acionar o trem de aterrissagem e outros sistemas de utilidades em pressões mais altas ou mais baixas via unidade de transferência de potência. O único motivo para pressões mais altas é minimizar a massa e o espaço, mas os efeitos sobre a confiabilidade deve ser cuidadosamente considerados juntamente com os riscos técnicos.

Muitos sistemas de atuação do trem de aterrissagem têm pelo menos um sistema sobressalente. Isto pode ser feito por meio de suprimento hidráulicos duplo, gás de alta pressão, queda manual ou por gravidade. Devem ser considerados novos métodos de abaixamento de emergência, especialmente militar, utilizando outras energias armazenadas, como a pré-carga de gás de acumuladores hidráulicos.

O controle da atuação hidráulica desenvolveu-se de sistemas hidromecânicos para sistemas eletro-hidráulicos. Foi obtida considerável economia de massa, mas a confiabilidade-segurança demonstram que os sensores redundantes às vezes são necessários.

As micro chaves estão sendo substituídas por chaves de proximidade e eventualmente as fibras ópticas podem ser uma opção atraente. A redução nas fiações em qualquer trem de aterrissagem é vantajosa e as fibras ópticas devem fornecer substanciais reduções neste aspecto. Um objetivo presumido de qualquer trem de aterrissagem deve ser uma aparência "limpa", minimizando os tubos e condutores.

O controle computadorizado do sistema evoluiu usando chaves de proximidade e isto pode permitir que um detalhado BIT⁴ seja desenvolvido. Tal tecnologia também permite que as funções de monitoração do estado e manutenção sejam informadas à tripulação e equipe de terra. O uso destes sistemas para emergência ou sistemas sobressalentes pode eventualmente ser utilizado, mas é freqüente usar iniciação e controle mecânico ou por hardware de alta integridade.

4.5 - Sistemas de Freios

4.4 - Sistemas de Direção

Os sistemas de direção da roda agora são comuns em aviões civis de maior porte e em muitos aviões militares. A confiança nos freios diferenciais para afetar o controle de direção às vezes resulta na geração de temperaturas inaceitáveis nos freios. A direção por meio de fios foi implementada agora com sucesso por muitos anos.



Estes sistemas utilizaram unidades de controle reservado e também limitaram os insumos de direção de autoridade via computadores para velocidade de guinada para compensar a guinada do avião. Mais recentemente os sistemas de direção também foram integrados aos computadores de controle de voo da aeronave (FCC)⁵. Isto permite a direção a ser totalmente integrado com o computador do leme e guinada com sensibilidade não linear dependendo da velocidade do avião.

Outros desenvolvimentos neste tema poderiam ser a integração do controle de freio para fornecer efeitos de freio neutro.

Os requisitos de direção para os aviões militares do futuro provavelmente deverão incluir o requisito para manobra em situações não ortodoxas. Estas situações teriam surgido do cenário disperso de operação da aeronave, de estradas e pistas de moto.

4.5 - Sistemas de Freios

Os freios da roda são e continuarão sendo dispositivos altamente eficientes para sobrevir quantidades relativamente maciças de energia. O carbono foi introduzido como um material dissipador de calor que resultou em grande economia de massa e vida significativamente aumentada.

Usualmente, os freios são acionados hidráulicamente devido à disponibilidade da força hidráulica e a alta relação entre força e peso. Alguns aviões utilizam êmbolos duplos de freios para freios normais e de emergência, mas a confiabilidade e integridade aumentada das válvulas de fechamento torna esta prática duvidosa.



Os freios de atuação elétrica foram tentados em aviões experimentais, e foram feitas reivindicações de maior eficiência do freio e segurança. Tal sistema seria altamente desejável se um avião "todo elétrico" se tornasse uma realidade. Uma vantagem óbvia para um avião seria a remoção das partes hidráulicas do pacote térmico, eliminando assim as possibilidades de incêndios nos freios hidráulicos. As vantagens dos freios elétricos em termos de maior eficiência de freios ou maior eficiência antiderrapante podem ser pequenas uma vez que os sistemas eletrônicos/hidráulicos podem atingir eficiências acima de 90%; isto é, o campo de ação para aprimoramento é limitado.

Mais recentemente as maiores mudanças foram associadas aos sistemas de controle de freio. O freio por fio substituiu os sistemas hidromecânicos, economizando massa e melhorando a confiabilidade, capacidade de testes, BIT etc. O moderno computador digital para o trem de aterrissagem controla agora o trem de aterrissagem e o sistema de freio. Estes sistemas permitem que os "auto" freios reduzam a carga de trabalho do piloto, onde diversos níveis de freio podem ser pré-selecionados. Também o freio de "circuito fechado" (figura 4.1) pode ser implementado retroalimentando-se a pressão do freio de modo que a esta pode exatamente combinar com as características exigidas de acordo com a posição do pedal.

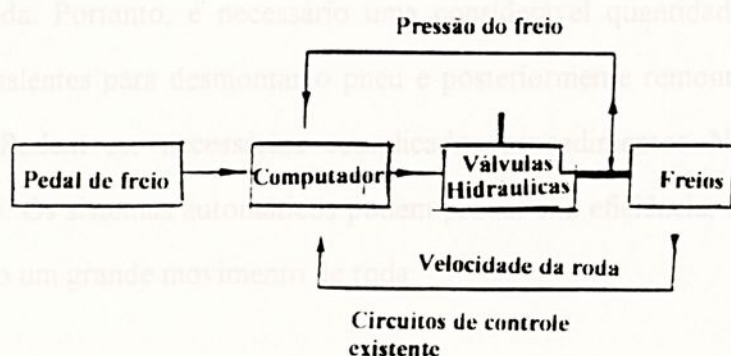


Figura 4.1 - Freio de "circuito fechado".

O controle de computador permite a flexibilidade de projeto, mas na implementação desta tecnologia a segurança e a integridade do sistema devem ser mantidas. O sistema deve, portanto, incluir teste BIT, tanto continuamente como durante as atividades específicas, como durante um teste de freio de pré-aterissagem.

O freio da roda de pouso do nariz foi implementado em um projeto. Para justificar essas complexidades que estão sendo acrescentadas ao trem de pouso do nariz, o desempenho da parada do avião teria de ser muito rigoroso, isto é, uma distância de aterissagem definida em superfícies críticas, como neve ou gelo.

4.6 - Rodas e Pneus

O único avanço previsto para as rodas é menor massa e facilidade de manutenção. Menor massa pode ocorrer como resultado de técnicas de projeto avançado para análise da fadiga e da resistência, ou materiais avançados ou compostos. Este último pode aplicar-se a qualquer parte do trem de aterissagem ou de fato no avião, pelo fato de que uma vez que todos os materiais novos são desenvolvidos, sua aplicação aos componentes deve ser avaliada.

A tendência para a manutenção é óbvia e já foi abordada anteriormente. A duração do pneu em alguns aviões militares tem sido registrada com menos de dez aterissagens. Isto significa que numa frequência de duas semanas a roda precisa ser removida. Portanto, é necessário uma considerável quantidade de tempo e de peças sobressalentes para desmontar o pneu e posteriormente remontar a roda com um novo pneu. Podem ser necessários complicados procedimentos NDT⁶ para verificar as fissuras. Os sistemas automáticos podem provar sua eficiência, mesmo em locais onde é previsto um grande movimento de roda.

⁶ Teste não destrutivo



O pneu radial lentamente está sendo especificado em mais aviões, tanto civis como militares. As vantagens deste pneu foram apontadas como a duração e a massa, ambas sendo importantes para o avião. As massas dos pneus e rodas são especialmente importantes como elementos de massa do amortecedor de choques.

Todavia, existem vantagens de massa e duração a serem realizadas em muitos tamanhos de pneus e todos os principais fabricantes de pneus estão desenvolvendo o conceito de pneu radial. O pneu radial agora está sendo especificado para a maioria dos novos aviões, embora em uma ou duas aplicações as vantagens, se houver, pareçam pequenas.

O pneu radial apresentou aos fabricantes de roda a uma nova série de cargas de batimento do assento a serem consideradas. A montagem das rodas já existentes pode resultar em problemas, mas todos os novos aviões agora serão especificados para montar o pneu radial.

Outra vantagem do pneu radial é a geração de menor calor devido à flexão da parede lateral. Em diversos aviões, os pneus limitaram as distâncias de taxiamento ou os tempos de pouso e decolagem. Os pneus radiais geram menos calor e tendem a esfriar mais rapidamente, o que deve melhorar a capacidade operacional do avião.

O conjunto pneu e roda dá margem a funções regulares de manutenção no avião devido à perda de pressão. Os transdutores de pressão do pneu agora são disponíveis para transmitir informações para a equipe de terra e a cabine para reduzir o tempo de manutenção, mas este sistema ainda não foi implementado nos aviões militares.



A perda de pressão pode ser resultado de um vazamento na roda ou vazamento do pneu. Se a roda for montada corretamente, todos os caminhos de vazamento são usualmente selados por gaxetas, que devem ser à prova de vazamento. As perdas da pressão de até 5 por cento por dia podem ser aceitas devido ao vazamento nos aviões de carreira, isto é, devido à permeabilidade da borracha. Um objetivo do desenho para os pneus é portanto pneus à prova de vazamento. Contudo, o compromisso sobre a espessura (massa aumentada) do revestimento ou a capacidade de baixa temperatura (mudança para composto de borracha) pode ser muito limitada.

Dispositivos de rotações da roda provavelmente são o assunto mais considerado, estes dispositivos não são novos e a aplicação para poupar o uso do pneu nunca foi garantida devido à pequena quantidade de desgaste do pneu que ocorre durante a rotação.

Estes dispositivos foram considerados redutores das cargas de rotação em grandes trens de aterrissagem no plano espacial como o HOTOL⁷. Neste tipo avião os trens de aterrissagem eram extremamente longos para ocupar a grande entrada. As cargas de rotações e as deflexões do trem de aterrissagem eram altas e inaceitáveis. As rodas deviam ser rotacionadas por aletas montadas na roda. O arrasto na decolagem não era um problema como em um avião convencional, uma vez que o trem de aterrissagem só era utilizado para aterrissagem, pois o avião era rebocado.

O avião militar ASTOVL pode representar um grande desafio para o projetista de roda e de pneu. O avião pode precisar de taxiamento a longas distâncias por qualquer terreno e ainda poder executar uma decolagem horizontal em altas massas do avião. Uma boa flutuação de solo será necessária, mas as rodas grandes ou duplas não seriam favorecidas. A possibilidade de esvaziar, reduzir os pneus para ganhar flutuação extra como possível reinflação automática para a decolagem, representaria um difícil desafio de projeto.

⁷ Plano Espacial de Decolagem e Aterrissagem Horizontal



Além deste requisito, os pneus do ASTOVL podem precisar suportar temperaturas quentes do motor, especialmente durante as aterrissagens verticais. Foi necessário desenvolver revestimentos especiais para suportar esses requisitos.

4.7 - Pousos e Decolagens Operacionais

As decolagens e pousos são requisitos tanto para os aviões militares como civis. O desejo por decolagens e pousos torna o ciclo ativo severo para os freios e pneus. As temperaturas do pneu e do freio podem ser limitadas. Os pneus em geral não devem operar acima de 130 °C e os freios devem ter capacidade suficiente para absorver a parada de uma decolagem rejeitada.

Aletas de esfriamento do freio são vantajosas nestas situações, uma vez que elas não somente esfriam o freio, mas também isolam o pneu do calor do freio. Um pneu pode sofrer danos do calor auto-gerado ou calor transferido de um freio quente. As aletas de resfriamento como parte integrante do equipamento de solo da aeronave (AGE)⁸ evita que a aeronave tenha de conduzir a massa extra, mas o AGE em serviços de primeira classe não é desejável, uma vez que requer a colocação na posição e suprimentos de força.

A monitoração ativa das temperaturas do freio foi implementada e provou ser útil, mas não é tudo o que é exigido para decolagens e pousos. A temperatura do freio pode ser usada para determinar, antes da decolagem, se existe uma capacidade suficiente de absorver uma decolagem rejeitada ou retrain com segurança a roda. A leitura das temperaturas do freio é por dispositivos de par termoeletrico podem ser instalados próximo ao estator de freio e ligado diretamente à perna.

⁸ Equipamento Aeroespacial ou de Aeronave



Para obter todos os dados para decolagens e pousos, é necessário conhecer as temperaturas do pneu. Para medir as temperaturas do pneu, é necessário que um sinal seja transferido do pneu de flexão montado numa roda giratória, que é mais difícil do que o freio. A aeronave de desenvolvimento tem voado com pneus dotados de pares termoeletrônicos, sendo o sinal transmitido do cubo da roda para o avião. Foram tentados sistemas passivos, nos quais a temperatura do pneu é medida por frequências de leituras emitidas. Se os pneus operam até o limite extremo, será necessário um sistema ativo de controle confiável para suplementar os sensores do raio e da pressão do pneu.

Embora os pneus radiais gerem menos calor e possam oferecer melhoramentos nas operações, os recentes desenvolvimentos dos pneus permitiram um aumento da distância operacional. Um pneu pode normalmente operar de forma contínua em temperaturas de até 130 °C. Estes pneus podem então ser recauchutados diversas vezes, em aeronaves civis, até dez vezes. Permutando-se a capacidade de recauchutagem e temperatura do pneu pode ser aumentada.

4.8 - Geometria do Trem de Aterrissagem

A geometria do trem de aterrissagem depende efetivamente dos seguintes fatores:

- (a) posição das rodas quando abaixadas;
- (b) posição do acondicionamento na estrutura do avião;
- (c) pontos de fixação à estrutura do avião.



A posição das rodas com o trem de aterrissagem abaixado é regida por fatores como estabilidade do solo, distribuição da carga, ângulos dos vãos etc.

A posição de acondicionamento pode permitir que o trem de aterrissagem seja simplesmente retraído no vão em um simples movimento de pivô. Contudo, em muitos aviões o trem de aterrissagem deve agora ser pivotado em torno de um eixo inclinado, com as rodas tendo de ser rotacionadas para acondicionamento otimizado no vão.

Os mecanismos de encurtamento do trem de aterrissagem também são atraentes pelas complexidades para o projetista da estrutura do avião para minimizar o volume retraído. Em aeronaves militares o percurso de retração às vezes é complicado pela necessidade de evitar armazenamentos externos.

O grande avanço neste campo são as ferramentas projetadas para obter soluções otimizadas. Desenhos com o auxílio do computador e técnicas de modelagem tridimensionais ajudam o processo de desenho. Estas técnicas permitem a flexibilidade no processo de desenho e pequenos ajustes na geometria a ser explorada rápida e eficientemente.

Uma vez projetada a geometria do trem de aterrissagem, é surpreendente a quantidade de elementos hidráulicos que devem ser usados. Um trem de aterrissagem típico pode compreender:

- (a) retração;
- (b) trava inferior;
- (c) trava superior;
- (d) sistema de fechamento da porta;
- (e) trava(s) da porta.



PROCEDIMENTOS EXPERIMENTAIS

5.1 Instrumentação do Ensaio

É mostrado em forma de Diagrama de Bloco a Instrumentação do Ensaio na Figura 5.1 a Instrumentação do Laboratório da Divisão de sistemas Aeronáuticos/CTA e Ensaio Especial do IAE na Figura 5.2 e Instrumentação da MTS (Material Test System) na Figura 5.4 , Instrumentação dos transdutores Figura 5.7 para uma visualização detalhada são mostradas as fotografias :

- 1) Sala do Controle do Ensaio Figura 5.3;
- 2) Conexão do Equipamento MTS ao Trem de Aterrissagem Figura 5.5 ;
- 3) Estrutura rígida, Célula de Carga, Equipamentos MTS conectado ao Trem de Aterrissagem (Figura 5.6) ;
- 4) Dispositivo de Conexão do transdutor de Pressão de Baixa ao Trem de Aterrissagem (Figura 5.8);
- 5) Fixação do Transdutor de deslocamento ao Trem de Aterrissagem (Figura 5.9);
- 6) Fixação do transdutor de pressão de seta ao Trem de Aterrissagem (Figura 5.10).



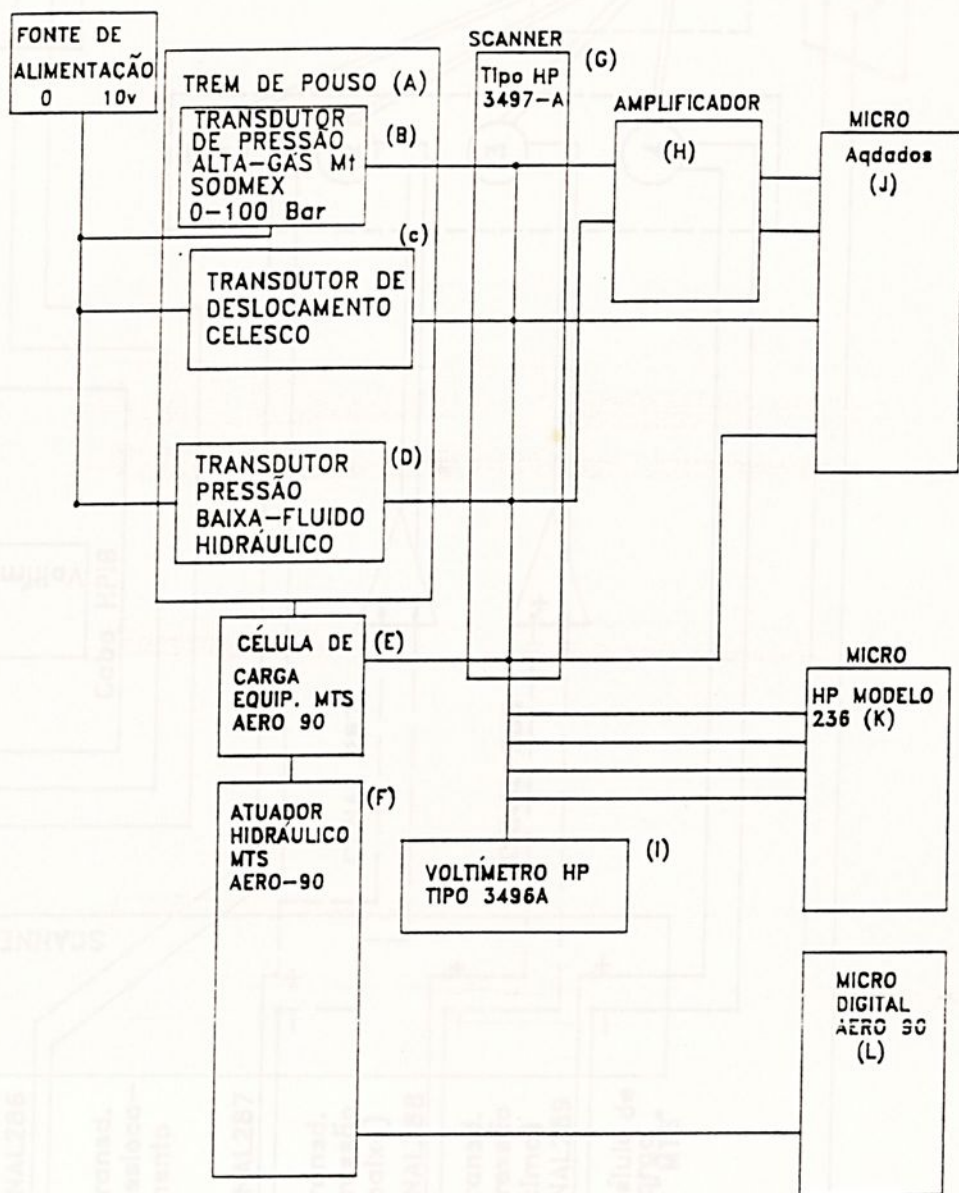


Figura 5.1 - Instrumentação do Ensaio

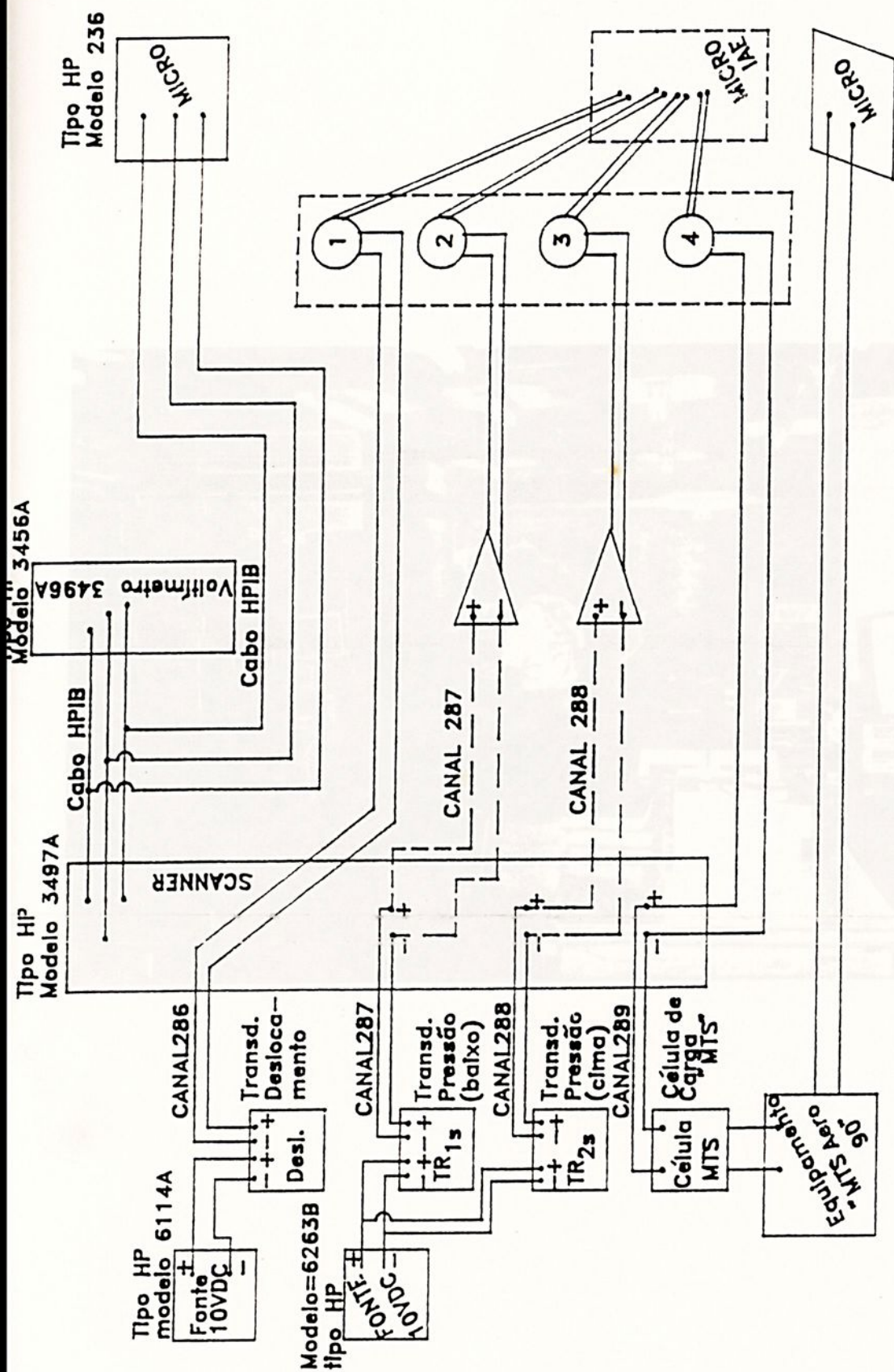


Figura 5.2 - Instrumentação do Laboratório da Divisão de Sistemas Aeronáuticos/CTA e ensaios especiais do IAE

MTS
Alimentação



Figura 5.3 - Sala de Controle do Ensaio (System)

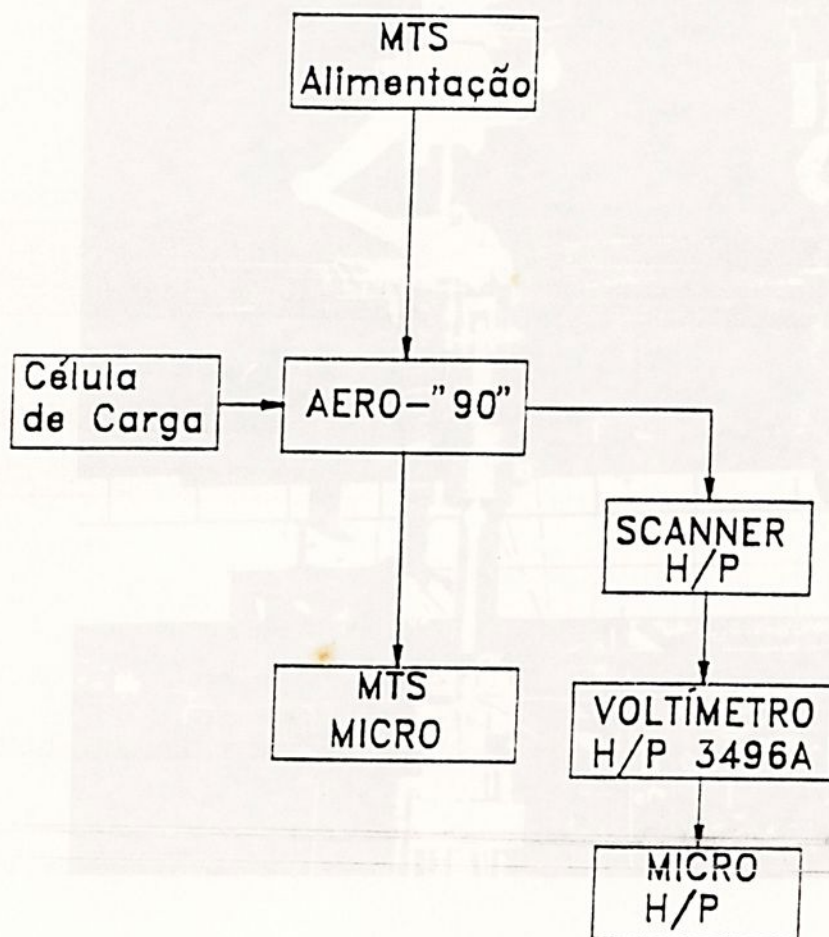


Figura 5.4 - Instrumentação da MTS (Material/Test System)

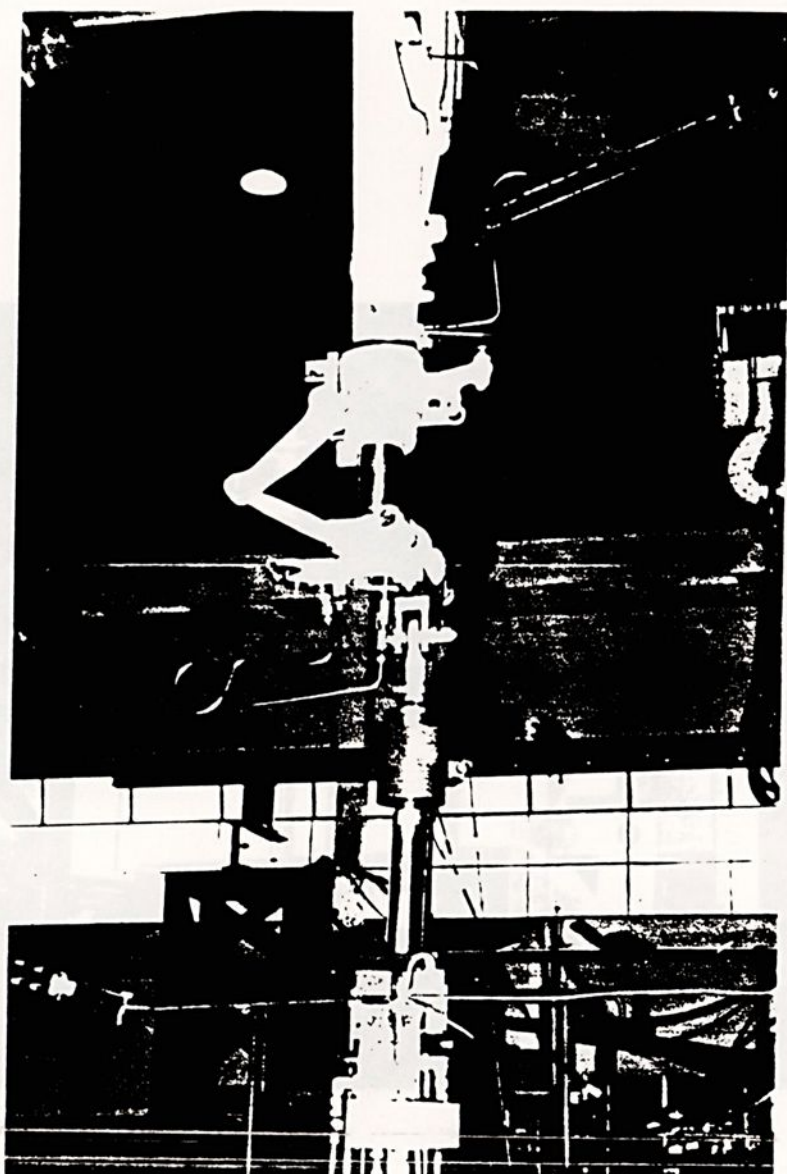


Figura 5.6 - Estrutura rígida, relula de carga, equipamento MTS conectado ao trem de aterrissagem

Figura 5.5 - Conexão do Equipamento MTS ao trem de aterrissagem



Figura 5.6 - Estrutura rígida, célula de carga, equipamento MTS conectado ao trem de aterrissagem

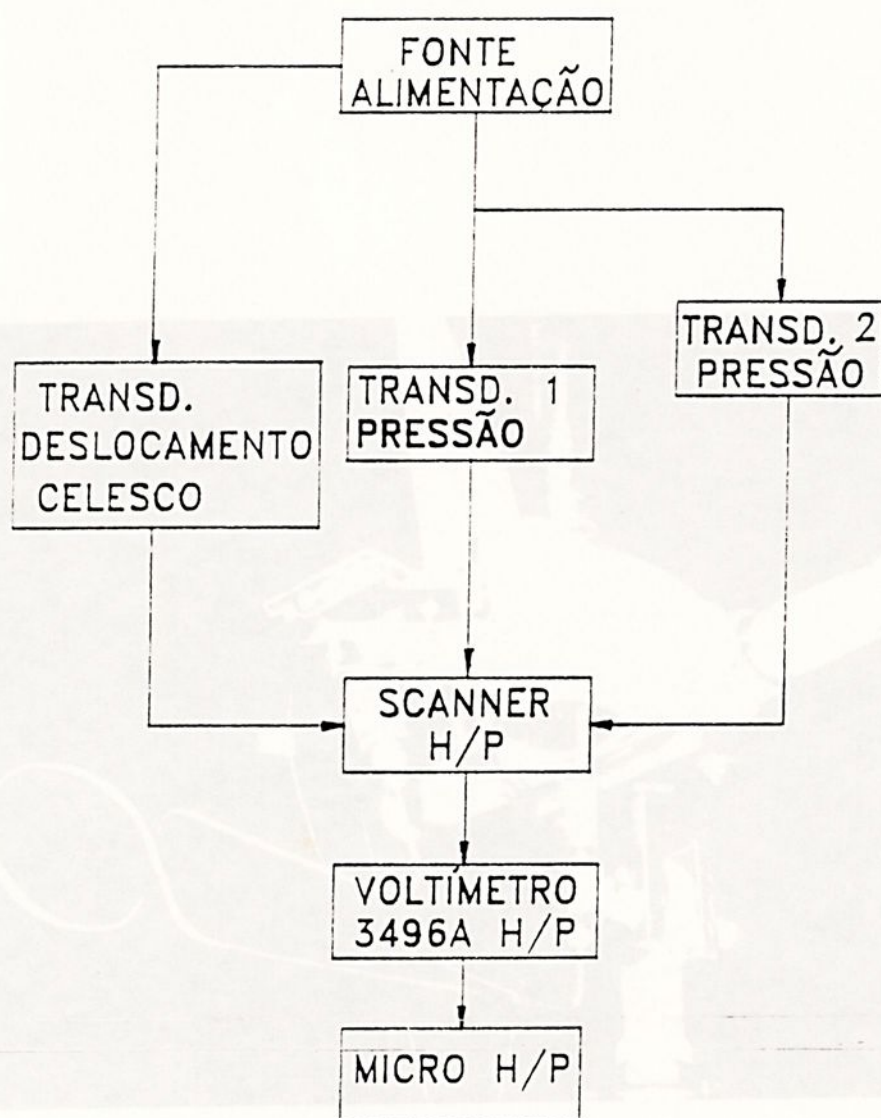


Figura 5.7 - Instrumentação dos Transdutores

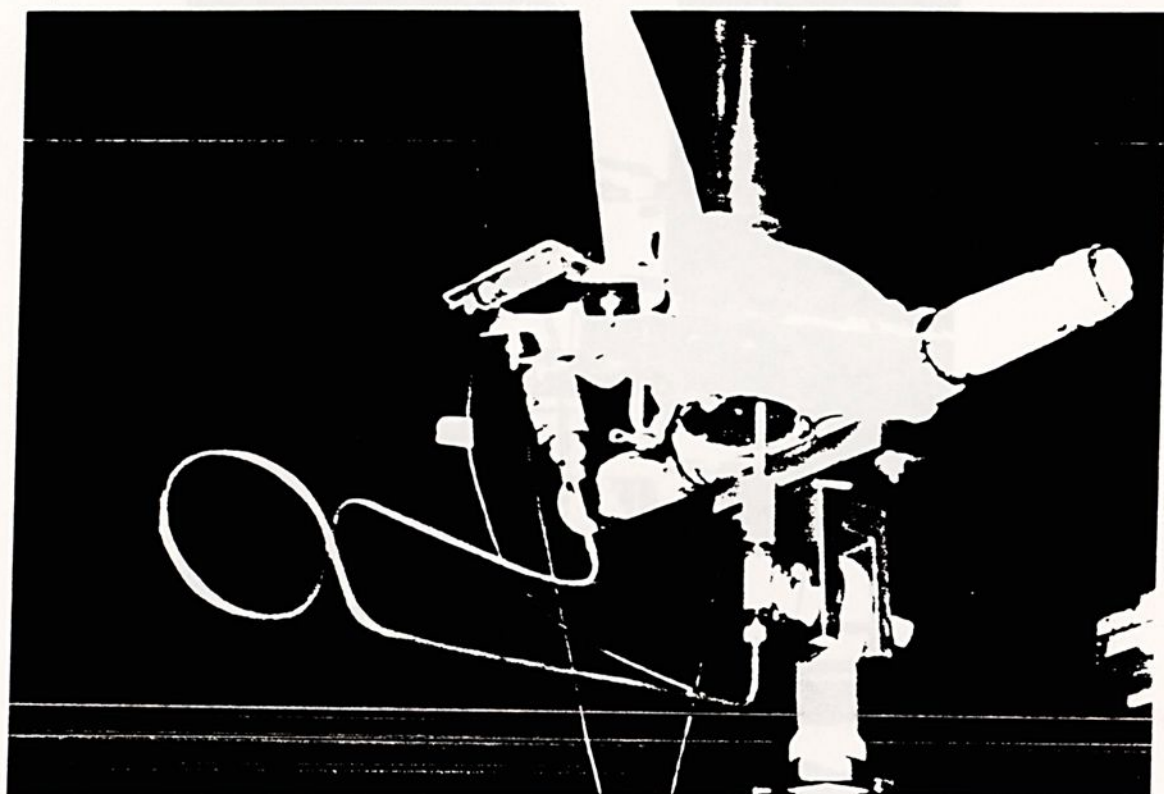


Figura 5.8 - Dispositivo de conexão do transdutor de pressão de baixa ao trem de aterrissagem

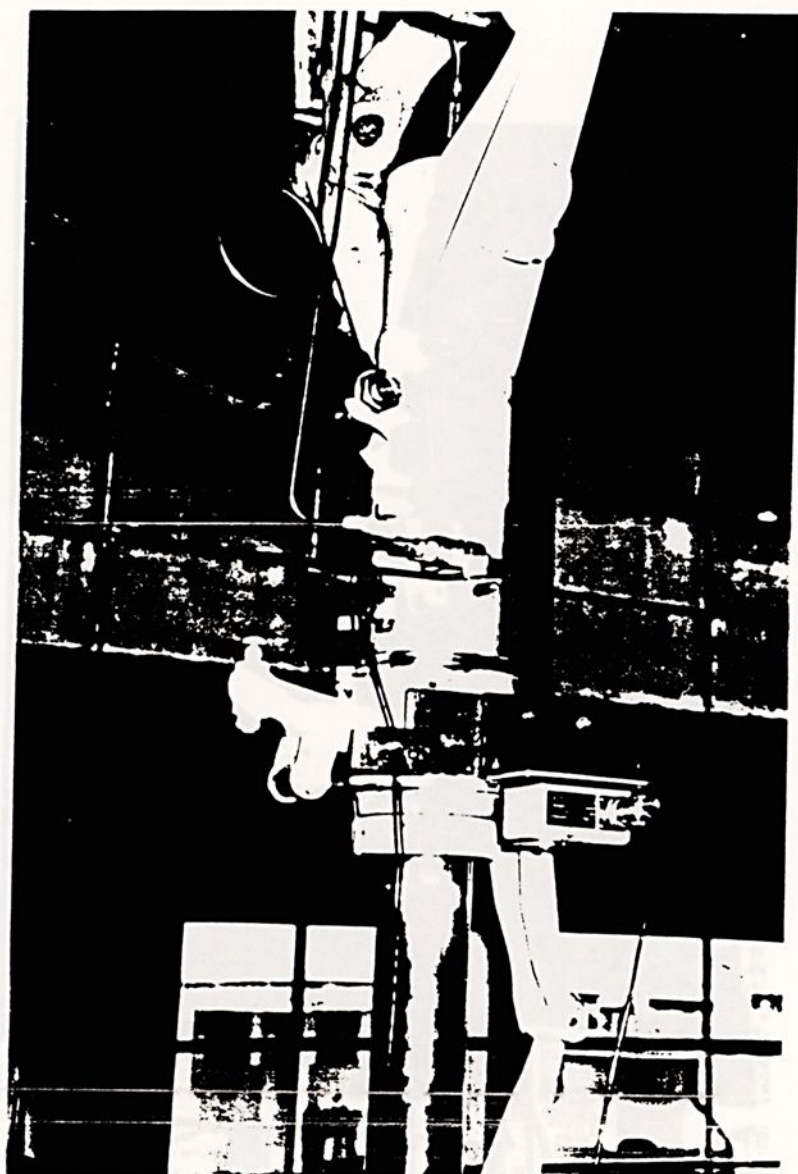


Figura 5.9 - Fixação do transdutor de deslocamento ao trem de aterrissagem



Figura 5.10 - Fixação do transdutor de pressão de alta ao trem de aterrissagem

5.2 - Montagem do Ensaio

O Trem de Aterrissagem foi fixado na vertical em um dispositivo rígido e travado lateralmente através de um falso "contafixa". Na extremidade do tubo pistão foi fixado o atuador hidráulico para aplicação de cargas verticais, conforme mostra a montagem do ensaio Figura 5.11 e o diagrama esquemático do sistema experimental, Figura 5.12, conforme mostra a fotografia 5.13 e 5.15.

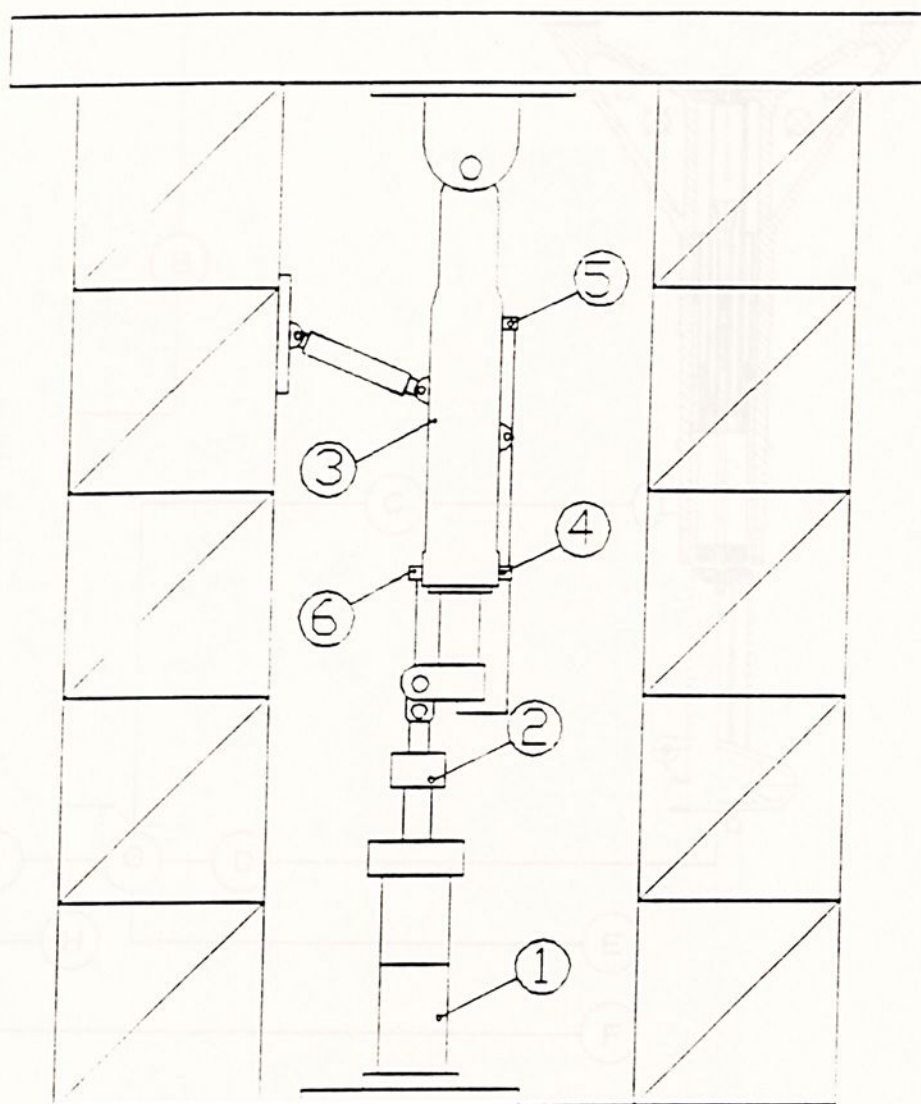
O comportamento dinâmico do corpo de ensaio foi baseado nos valores contidos na Ordem Técnica NAVAIR da Bendix Corporation e nos parâmetros extraídos dos regulamentos da Federal Aviation Administration (FAA-USA).

Para os transdutores de pressão foram utilizados como base de cálculos as referências [20] e [21].

As formulações das hipóteses preliminares para o planejamento do experimento e observações práticas para definir as variáveis a serem medidas, foram baseadas na referência [22].

A confecção dos dispositivos e preparativos do corpo de prova foram seguidas as especificações das normas militares tais como nas referências [23], [24] e [25].

Figura 5.11 - Montagem do Ensaio



1- Atuador MTS

2- Célula de carga

3- Trem de pouso da aeronave P.16

4- Transd. de pressão para câmara de fluido hidráulico

5- Transd. de pressão para câmara de nitrogênio

6- Transd. de deslocamento telesco

Figura 5.12 - Diagrama Esquemático do Sistema Experimental

Figura 5.11 - Montagem do Ensaio



Figura 5.13 - Dispositivo de fixação do Trem de Aterrissagem à estrutura rígida

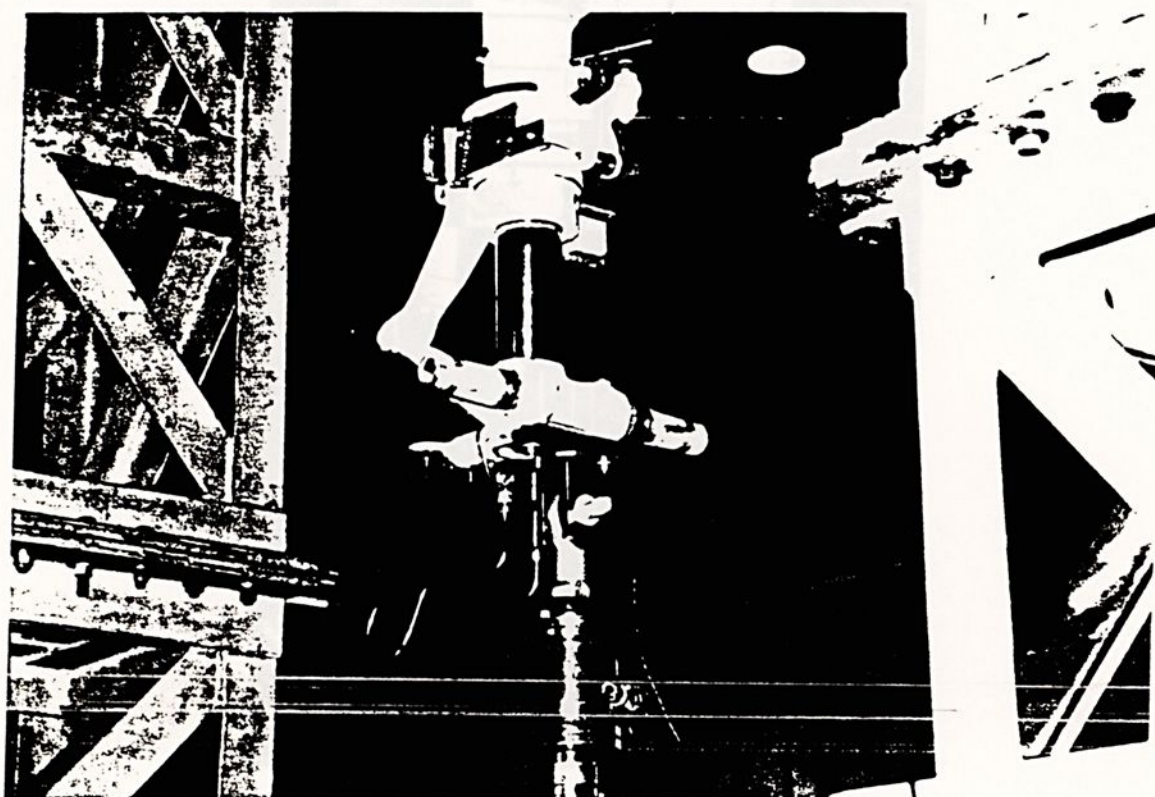
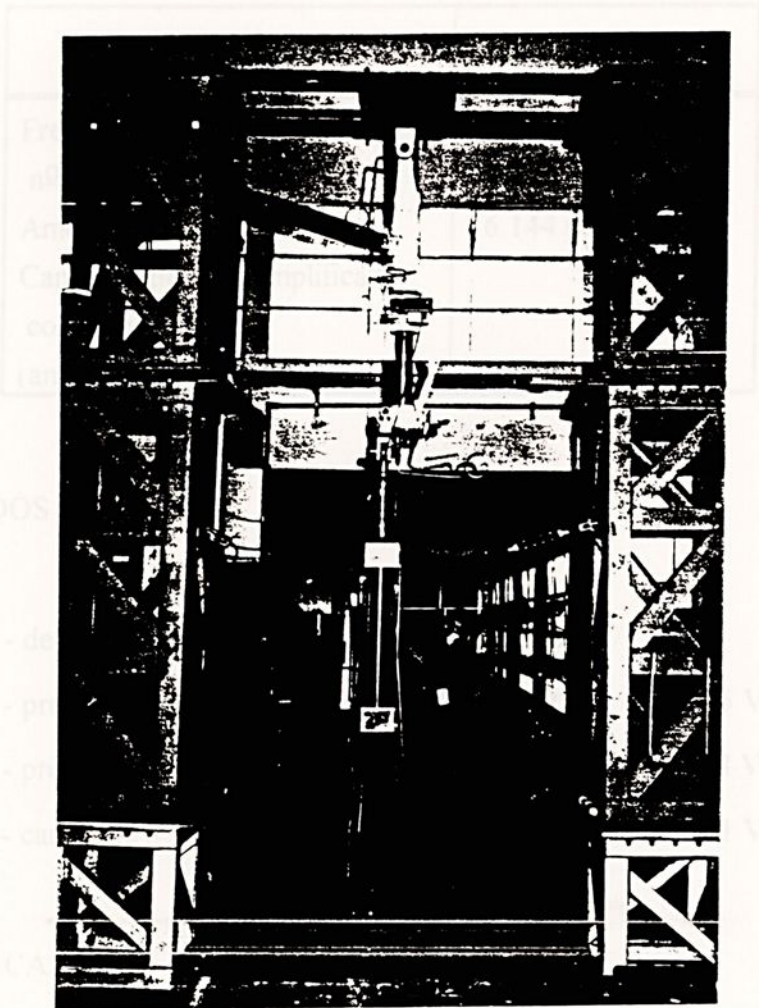


Figura 5.14 - Montagem do ensaio à estrutura rígida

5.3 Parâmetros de Calibração

PARÂMETRO DE ENSAIO



ALIBRAÇÃO DOS

Canal 1 - de

Canal 2 - po

Canal 3 - pi

Canal 4 - co

- 307 mm

V - 0.0 PSI

V - 0.0 PSI

V - 0.0 kg

IGAÇÕES DOS CA

- Sinal do transdutor de deslocamento (286) em paralelo - canal 1 do micro IAE
- Sinal do transdutor de pressão de baixa (237) em paralelo com amplificador de ganho 100 - canal 2
- Sinal transdutor de pressão de alta (288) em paralelo com amplificador de ganho 100 - canal 3
- Sinal célula de carga (289) em paralelo - canal 4 do micro

Figura 5.15 - Vista geral da montagem do ensaio

5.3 Parâmetros de Calibração

PARÂMETRO DE ENSAIO

Parâmetro de ensaio	Especificação
Frequência de Amostragem	100 Hz
nº canais	4
Amostragem	6.144 pontos/canal
Canais de pressão amplificado com ganho de 100 (amplificador Yokogawa 3132)	

CALIBRAÇÃO DOS CANAIS

Canal 1 - deslocamento	3,878 V - 0,0 mm / 0.V - 307 mm
Canal 2 - pressão fluido (baixa)	0,169 V - 12,6 PSI / 0,005 V - 0.PSI
Canal 3 - pressão gas (alto)	0,346 V - 126,7 PSP / 0,008 V - 0,0 PSI
Canal 4 - carga (kg)	0,502 V - 500 kg / 0,001 V - 0.0 kg

LIGAÇÕES DOS CANAIS

- Sinal do transdutor de deslocamento (286) em paralelo - canal do micro IAE
- Sinal do transdutor de pressão de baixa (287) em paralelo com amplificador de ganho 100 canal 2.
- Sinal transdutor de pressão de alta (288) em paralelo com amplificador de ganho 100 canal 3.
- Sinal célula de carga (289) em paralelo - canal 4 do micro.

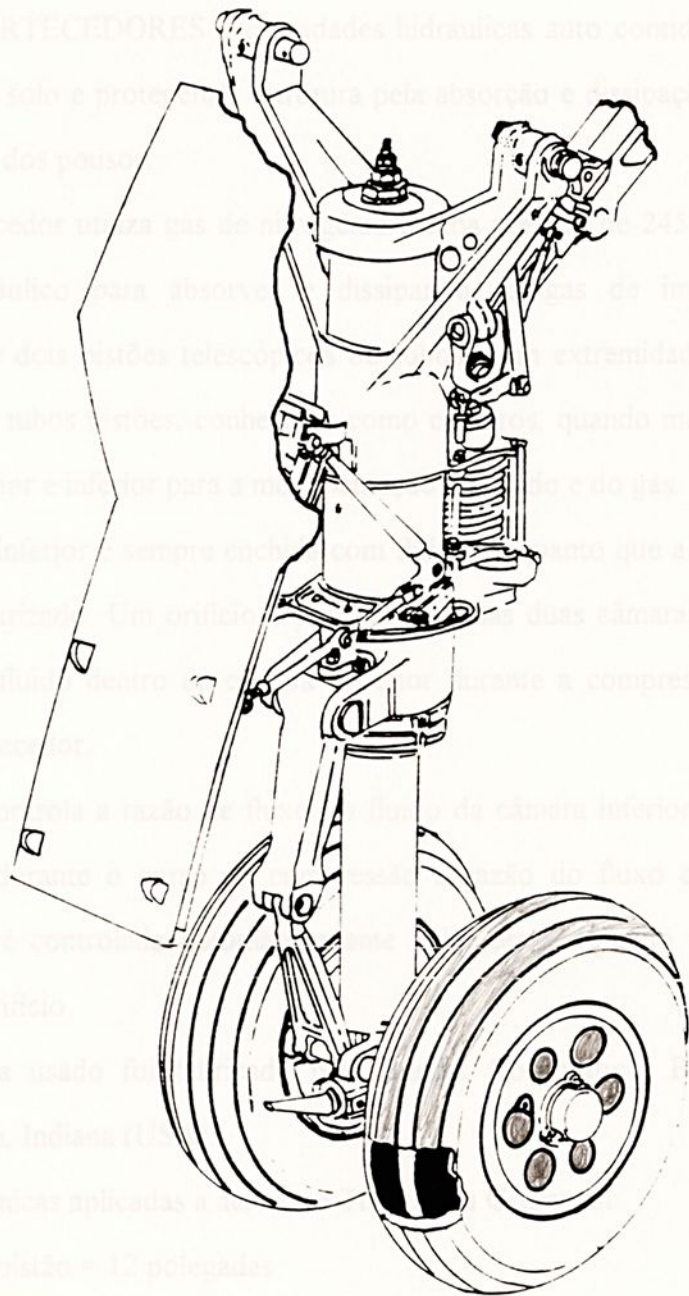
Figura 5.16 - Desenho do Trecho de Aterrisagem - Corpo de Prova



5.4 - Equipamentos Utilizados

Trem de Pouso (A)

Trem de Pouso (A)



Desenho sem escala

Figura 5.16 - Desenho do Trem de Aterrissagem - Corpo de Prova

Trem de Pouso (A)

A função do trem de aterrissagem é basicamente Amortecedor.

OS AMORTECEDORES são unidades hidráulicas auto contidas que suportam uma aeronave no solo e protegem a estrutura pela absorção e dissipação das tremendas cargas de choque dos pousos.

O amortecedor utiliza gás de nitrogênio a uma pressão de 245 PSI, combinado com fluido hidráulico para absorver e dissipar as cargas de impactos. É feito essencialmente de dois pistões telescópicos ou tubos, com extremidades externamente fechadas. Os dois tubos pistões, conhecidos como cilindros, quando montados, formam uma câmara superior e inferior para a movimentação do fluido e do gás.

A câmara inferior é sempre enchida com fluido, enquanto que a câmara superior contém gás pressurizado. Um orifício é posicionado nas duas câmaras e fornece uma passagem para o fluido dentro da câmara superior durante a compressão e retorna a extensão do amortecedor.

O pino medidor controla a razão de fluxo do fluido da câmara inferior para dentro da câmara superior, durante o curso da compressão a razão do fluxo do fluido não é constante, porém é controlada automaticamente pela forma do pino medido quando passa através do orifício.

O corpo de prova usado foi fabricado pela Bendix Corporation, Bendix Products Aerospace Division, Indiana (USA).

Características Técnicas aplicadas à aeronave Tracker da Grumman:

Curso útil do tubo pistão = 12 polegadas

Pressão do gás completamente estendido o curso = 235 PSI

Especificação Hidráulica MIL-H- 5606



Transdutor de Pressão de Alta (Gás/Nitrogênio) (B)

TRANSDUTOR DE PRESSÃO

TIPO : HM-200 No.SÉRIE : 1220

CARACTERÍSTICAS BÁSICAS

- Escala Nominal : 50 bar

Transdutor de Deslocamento (C)

TRANSDUTOR DE DESLOCAMENTO - Celesco - Tranducer Products, Inc.

Razão de Fundo de Escala: 30" Fundo de Escala Real: 30.5"

Obs.: Características técnicas no apêndice A

TRANSDUTOR DE PRESSÃO DE BAIXA (FLUÍDO HIDRÁULICO) (D)

TRANSDUTOR DE PRESSÃO

TIPO: HM-200 N^o SÉRIE: 1300

CARACTERÍSTICAS BÁSICAS

- Escala Nominal: 100 bar

- Linearidade: 0,1 % EN

- Repetibilidade: 0,03 % EN

Obs.: Características técnicas no apêndice A



CÉLULA DE CARGA (E)

EQUIPAMENTO MTS (Material/Test System) AERO-90.

- Computador VAX station 3100 M76 SPX . Digital.
- Expansão de memória "Storage Expansion" Digital
- Terminal Colorido modelo VR320 Digital.
- Módulo de controle AERO90-894.10 LTC (Laboratory Test Control)
- Módulo de controle dos condicionadores de células de carga (Load Cell) - AERO-90-894.20 DSSC console A.
- Software utilizado para controle e a aplicação de carga "AERO 90TM Test Control Application Software".

Obs.: Características técnicas no apêndice A

ATUADOR HIDRÁULICO (F)

1 EQUIPAMENTO MTS

Equipamento com vinte canais independentes, capaz de simular carregamentos simultâneos estáticos ou dinâmicos para vários pontos de uma estrutura. A carga gerada por cada canal é obtida por meio de um sistema de correção automática "close-loop" e o sistema inteiro é controlado por um microcomputador Digital PDP 11/05 de AX Station 3100 M76-SPX.

Obs.: Características técnicas no apêndice A



SCANNER - TIPO 3497 - A (G)

SCANNER 3497A 3498A EXTENDER:

Obs.: Características técnicas no apêndice A

AMPLIFICADOR (H)

Fabricação YOKOGAWA

Tipo 3132

Obs.: Características técnicas no apêndice A

VOLTIMETRO HP - TIPO 3456 - A (I)

VOLTIMETRO 3456A:

- CAPACIDADE MÁXIMA DE LEITURA: 350 LEITURAS POR SEGUNDO

Obs.: Características técnicas no apêndice A

MICROCOMPUTADOR AQDADOS/LAE (J)

Microcomputador XT - 2000

Faixa de entrada: ± 5 V, 0 a 5 V e resolução: 10 bits.

Características Técnicas:

As especificações técnicas do cartão CAD10/26

Obs.: Características técnicas no apêndice A



MICROCOMPUTADOR HP - MOD. 9836 - A (K)

**AUTOMATIC DATA ACQUISITION/CONTROL SYSTEM - Marca: HP -
HEWELLET PACKARD MODELO 3054A**

- MICROCOMPUTADOR 9836A:
- MEMÓRIA INSTALADA: 2Mbyte CADA
- LINGUAGEM: BASIC 3.0 - PODENDO AINDA OPERAR COM LINGUAGEM HPL.
- SISTEMA VOLTADO A AQUISIÇÃO E REDUÇÃO DE DADOS DOS ENSAIOS ESTRUTURAIS.

Obs.: Características técnicas no apêndice A

MICROCOMPUTADOR DIGITAL AERO - 90 (L)

EQUIPAMENTO MTS (Material/Test System) AERO-90.

- Computador VAX station 3100 M76 SPX . Digital.
- Expansão de memória "Storage Expansion" Digital
- Terminal Colorido modelo VR320 Digital.

Obs.: Características técnicas no apêndice A



CAPÍTULO 6

PARÂMETROS DE CARREGAMENTO

O ensaio foi realizado em etapas distintas onde o valor de carga era mudado conforme o comportamento dinâmico do corpo de prova durante o ensaio, ou seja, em função da variação do deslocamento do tubo pistão e das pressões nas câmaras de gás nitrogênio e do fluido hidráulico.

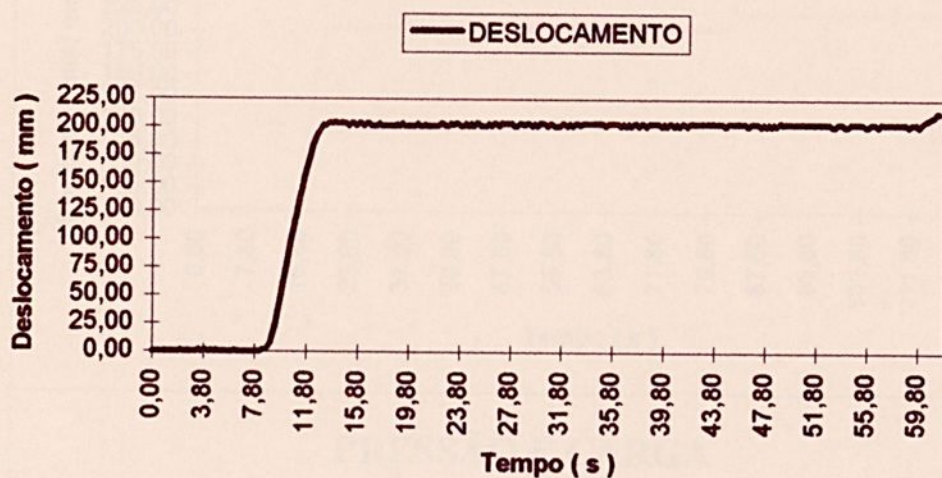
Fizemos 18 ensaios, que são enumerados de 01 até 18 ensaios do Trem de Pouso.

Cada quadro foi dividido em duas partes, inferior e superior, parte superior que mostra o deslocamento em função do tempo e a parte inferior mostra a curva de pressão e carga em função do tempo, e também são descritas as variações dos carregamentos em função do tempo para cada ensaio.

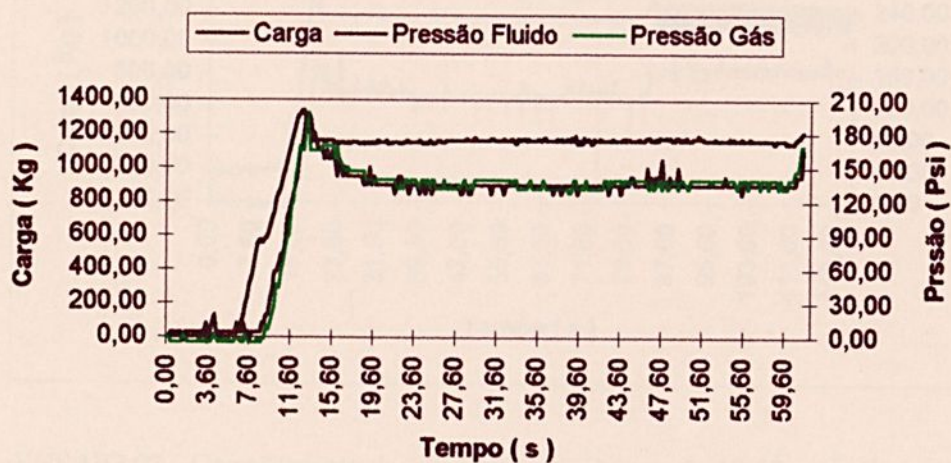


ENSAIO 01 - TREM DE POUSO

DESLOCAMENTO



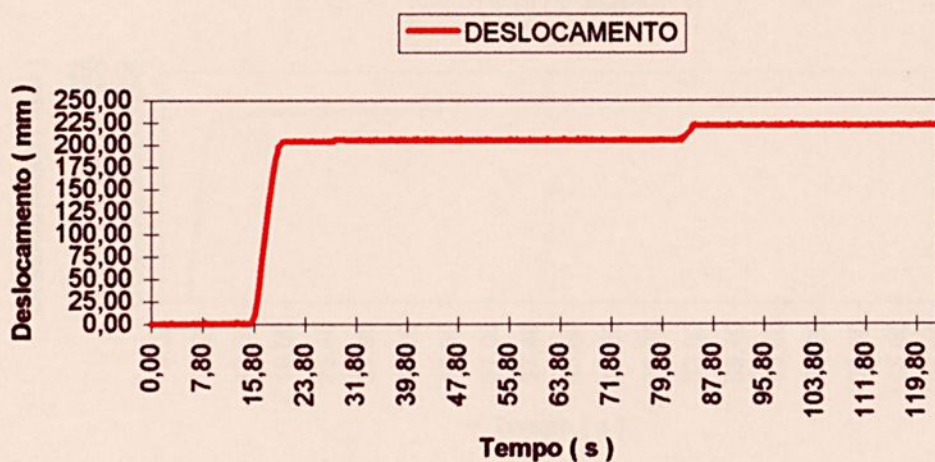
CURVA DE PRESSÃO E CARGA



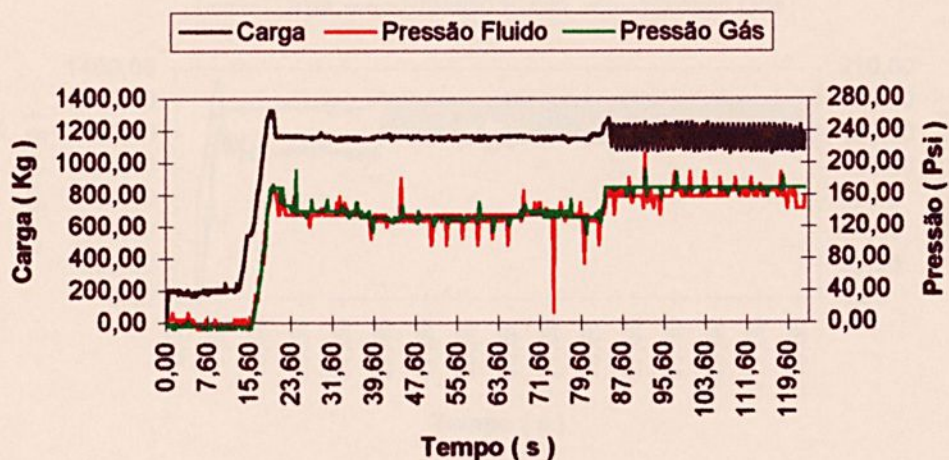
ENSAIO 01 - Carregamento de 1334,20 kgf até o tempo de 12,80 segundos, descarregando ao patamar em torno de 1180,00 kgf até o tempo de 59,60 segundos.



DESLOCAMENTO



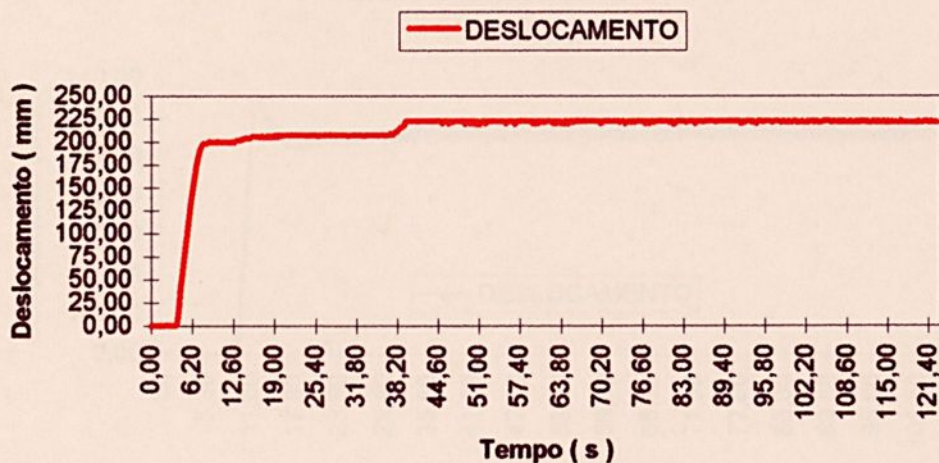
PRESSÃO E CARGA



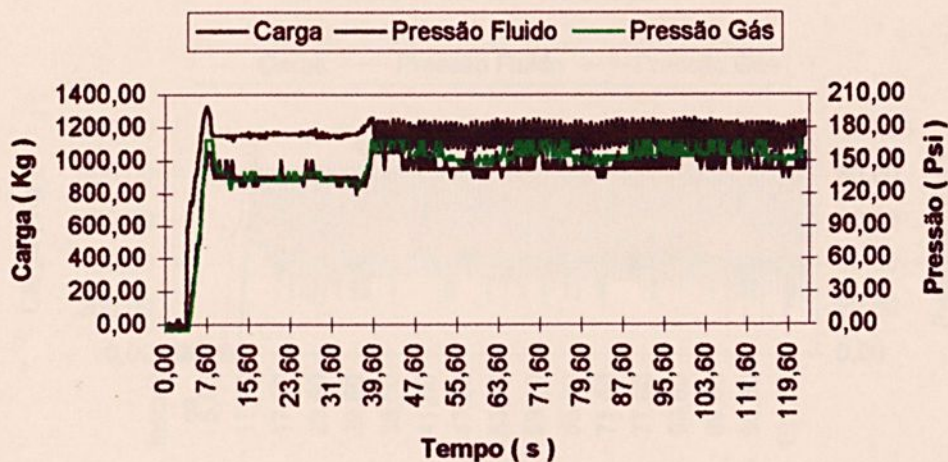
ENSAIO 02 - Carregamento de 1324,40 kgf no tempo de 19,60 segundos, descarregando ao patamar em torno de 118,00 kgf, no intervalo de 85,00 a 119,00 segundos quando é submetido a uma amplitude de 75,00 kgf.



DESLOCAMENTO



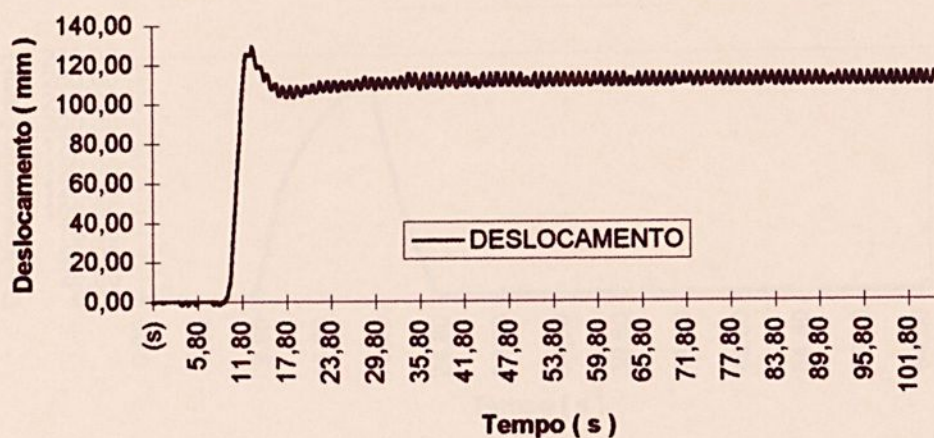
PRESSÃO E CARGA



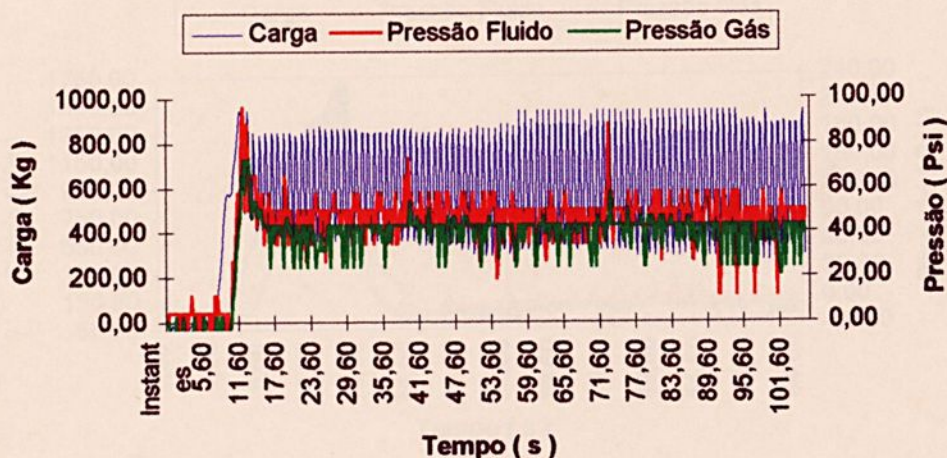
ENSAIO 03 - Carregamento de 1324,40 kgf no tempo de 7,60 segundos, descarregando ao patamar de 118,00 kgf até o tempo de 39,60 segundos, quando submetido a uma amplitude 75 kgf no intervalo 39,60 a 119,60 segundos.



DESLOCAMENTO



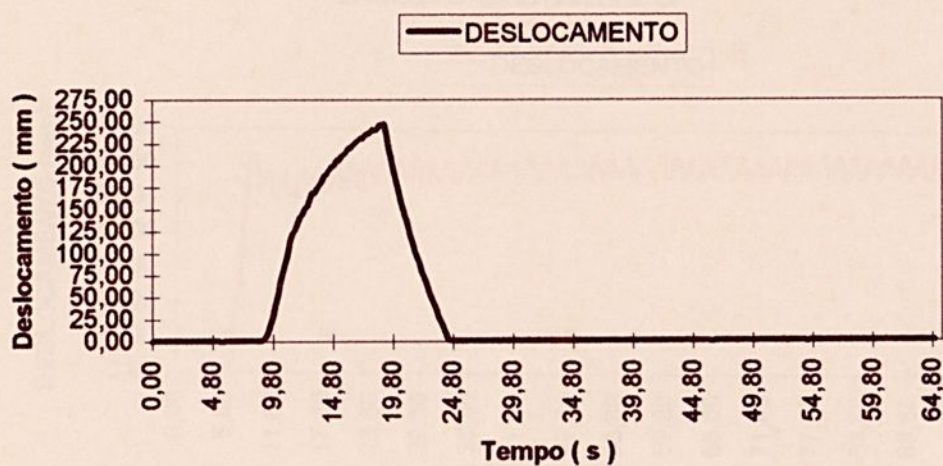
PRESSÃO E CARGA



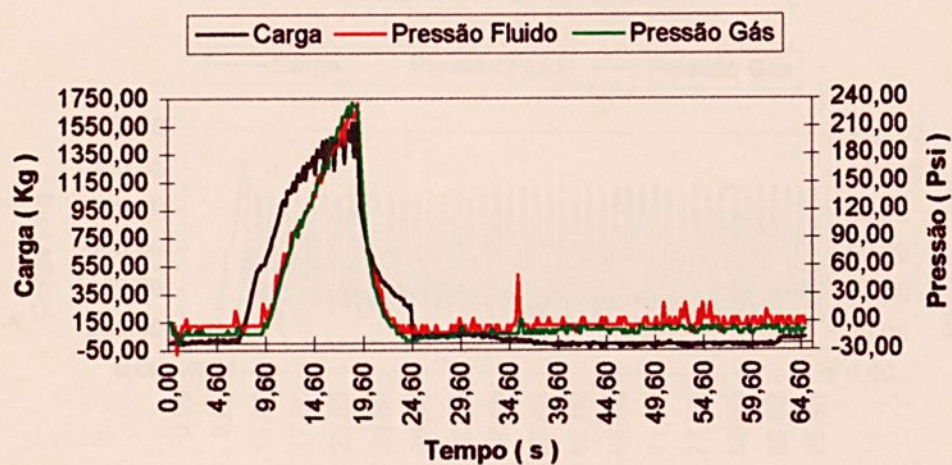
ENSAIO 04 - Carregamento de 944,36 kgf de 11,60 segundos submetido a uma amplitude em torno de 200,00 kgf até o tempo de 101,60 segundos.



DESLOCAMENTO

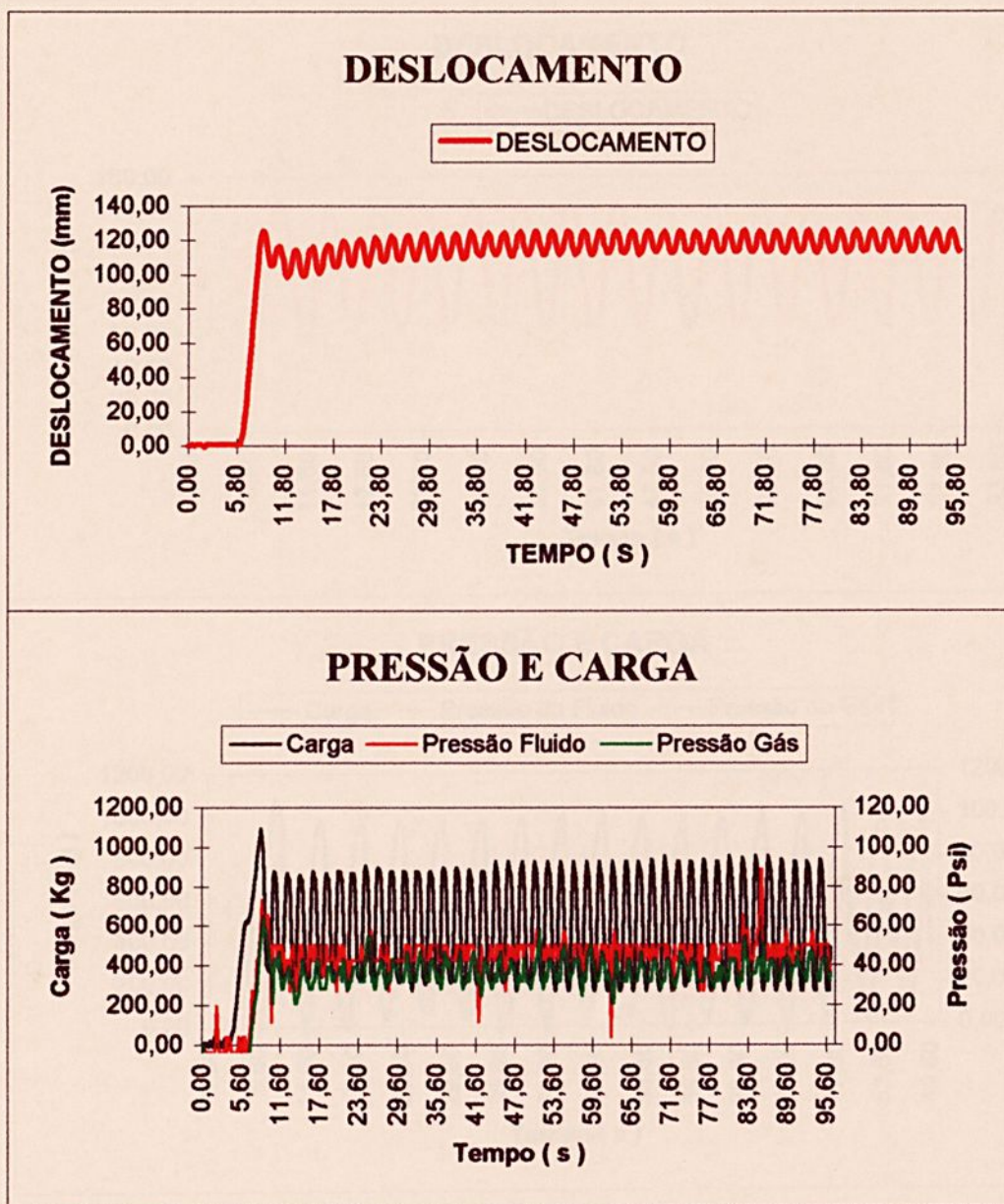


PRESSÃO E CARGA



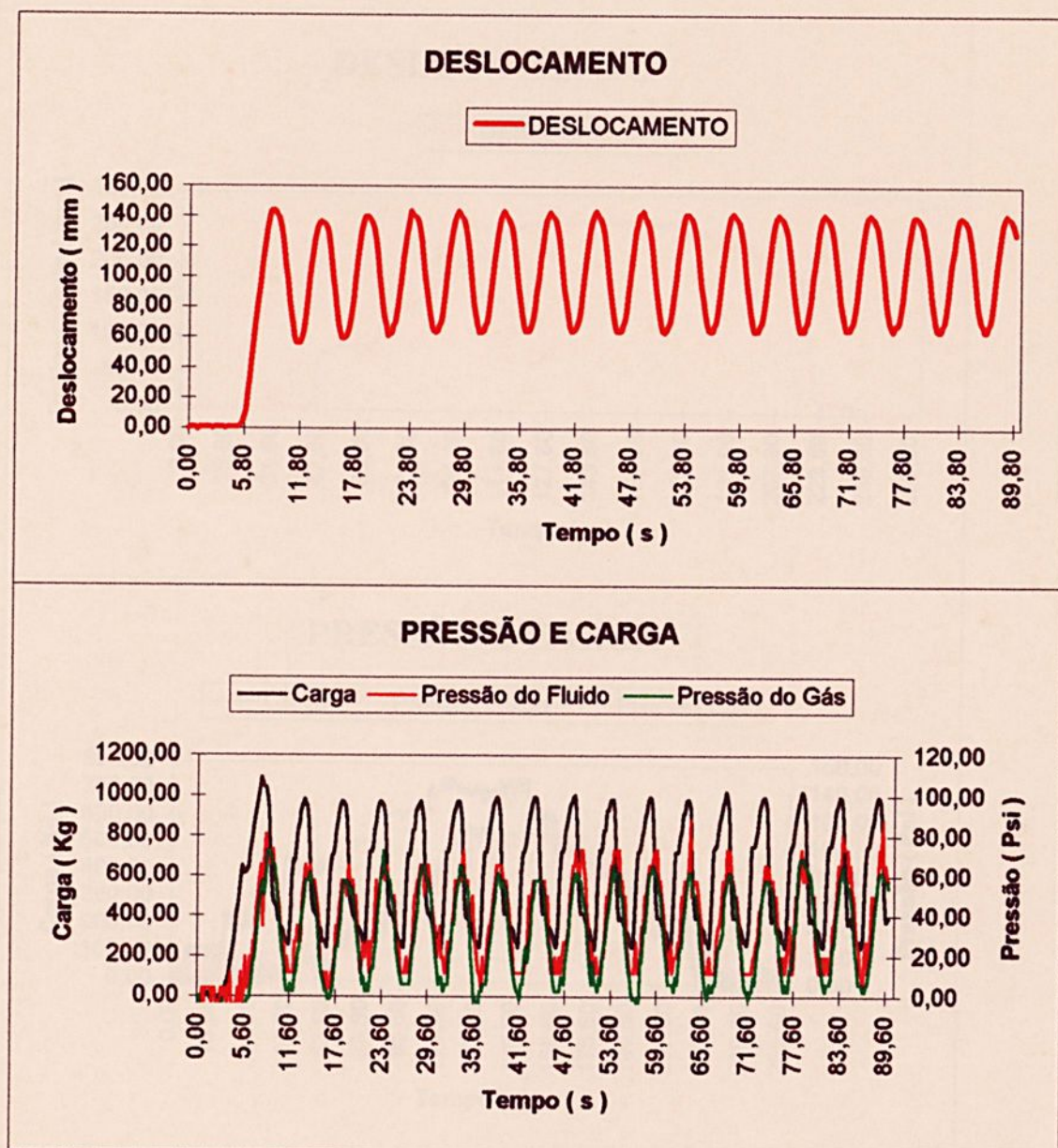
ENSAIO 05 - Carregamento de 1577,80 kgf no tempo de 18,80 segundos e descarregando a zero até o tempo de 24,60 segundos e permanecendo até o tempo de 64,60 segundos.





ENSAIO 06 - Carregamento de 1090,80 kgf no tempo de 8,60 segundos, sendo submetido a uma amplitude em torno de 220,00 kgf até o tempo de 95,60 segundos.

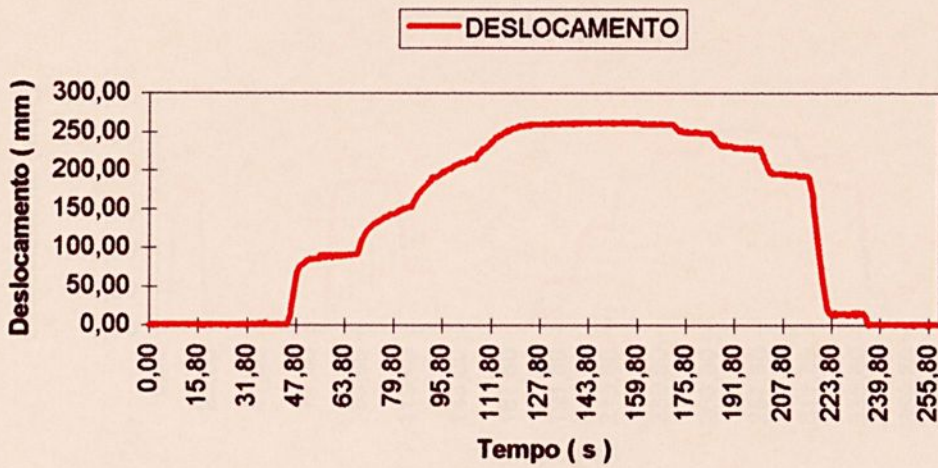




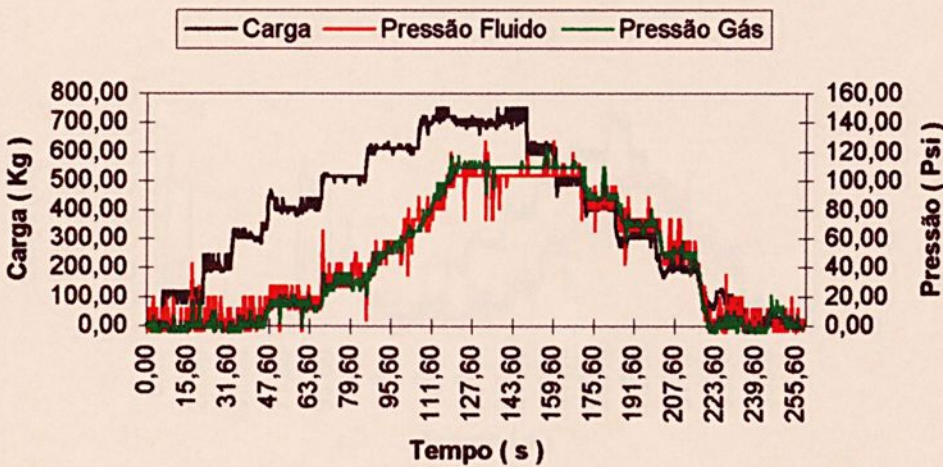
ENSAIO 07 - Carregamento de 1090,50 kgf no tempo de 7,80 segundos, sendo submetido a uma carga senoidal variando de 250,00 a 1000,00 kgf no tempo entre 11,60 a 89,60 segundos.



DESLOCAMENTO



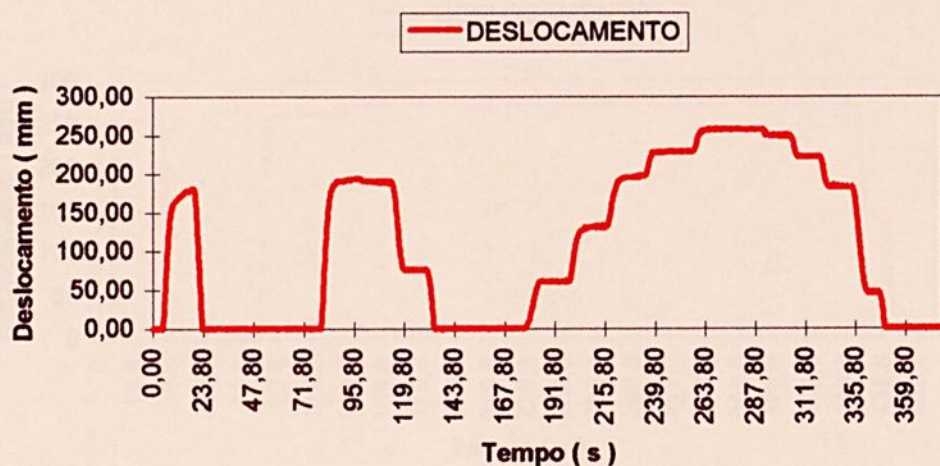
PRESSÃO E CARGA



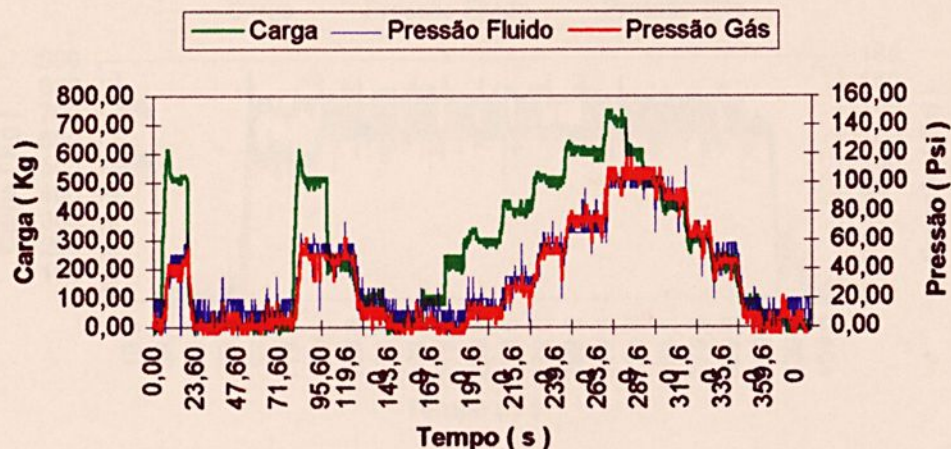
ENSAIO 08 - Carregamento de 749,44 kgf no tempo de 113,60 segundos, permanecendo no patamar de 700,00 kgf no tempo de 112,00 até 140,00 segundos, descarregando a zero no tempo de 255,60 segundos.



DESLOCAMENTO



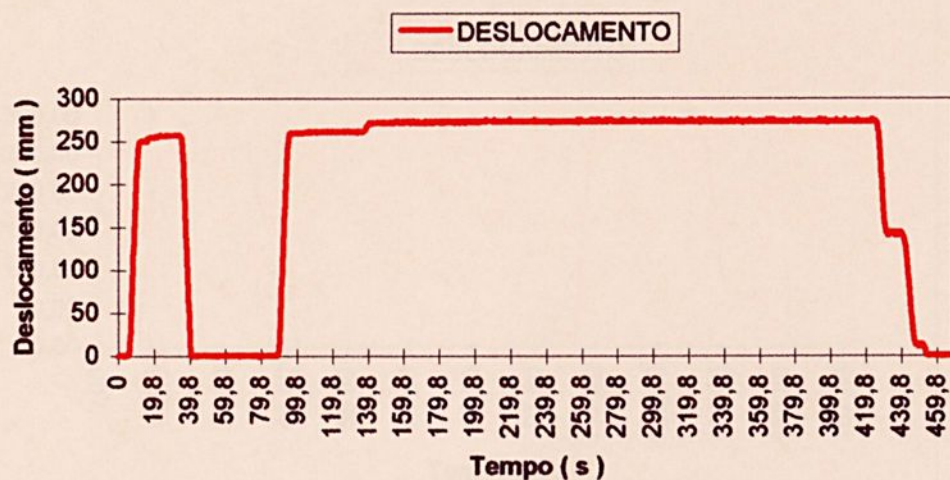
CURVA DE PRESSÃO E CARGA



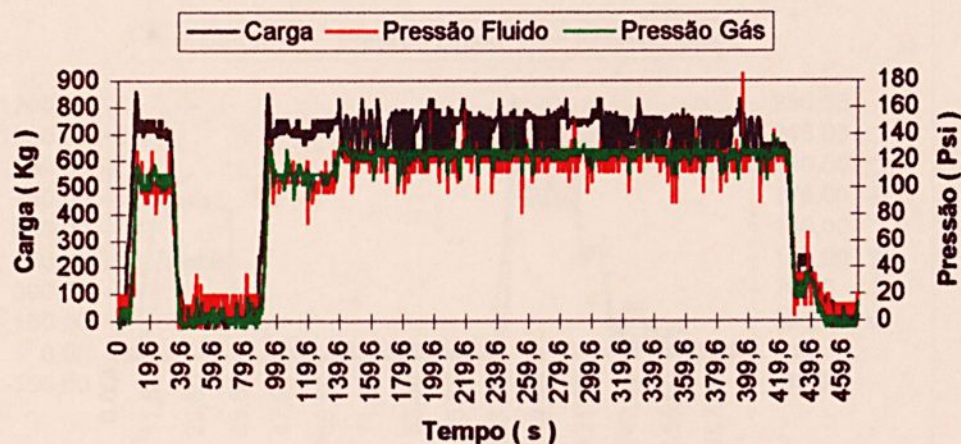
ENSAIO 09 - Foram realizados três carregamentos : o primeiro de 613,00 kgf no tempo 7,40 segundos, o segundo carregamento de 613,00 kgf no tempo de 83,20 segundos e o terceiro carregamento de 750,00 kgf no tempo de 263,60 segundos, descarregando a zero de 359,60 segundos.



DESLOCAMENTO



CURVA DE DESLOCAMENTO E CARGA

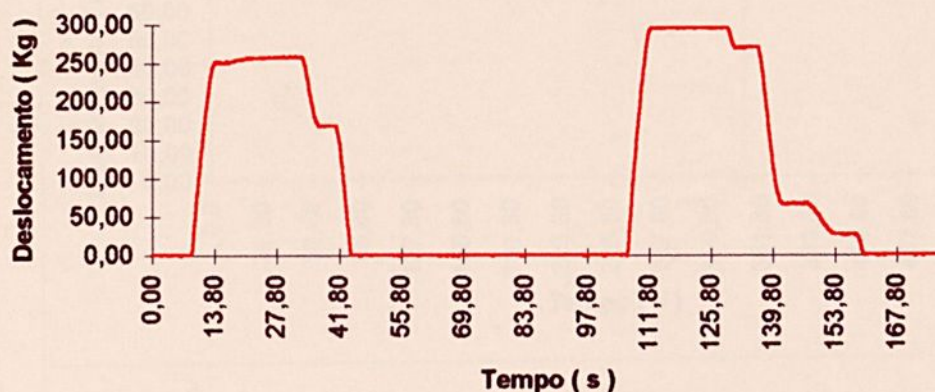


ENSAIO 10 - Foram realizados dois carregamentos, sendo o primeiro de 856,64 kgf no tempo de 11,00 segundos descendo ao patamar de 720,00 kgf até o tempo de 27,60 segundos, quando faz o descarregamento a zero e o segundo carregamento de 846,90 kgf no tempo de 94,40 segundos, descarregando ao patamar em torno de 720 kgf e sendo a amplitude de 75 kgf, até o tempo de 400,00 segundos, descarregando a zero no tempo de 447,60 segundos.



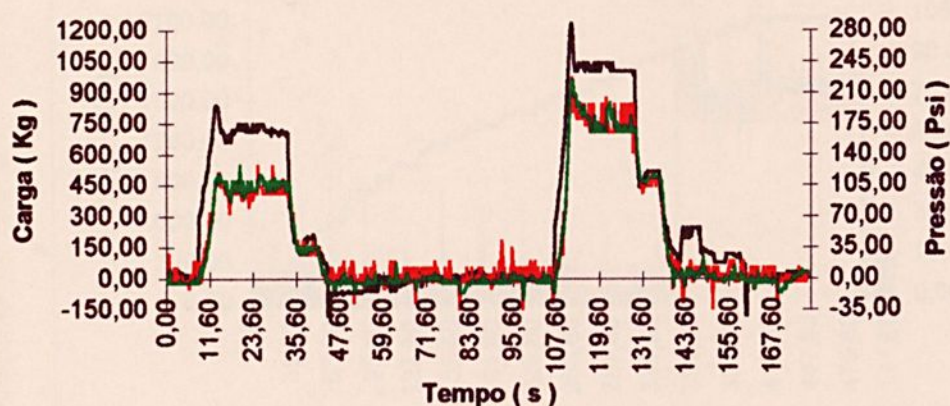
DESLOCAMENTO

— DESLOCAMENTO



CURVA DE PRESSÃO E CARGA

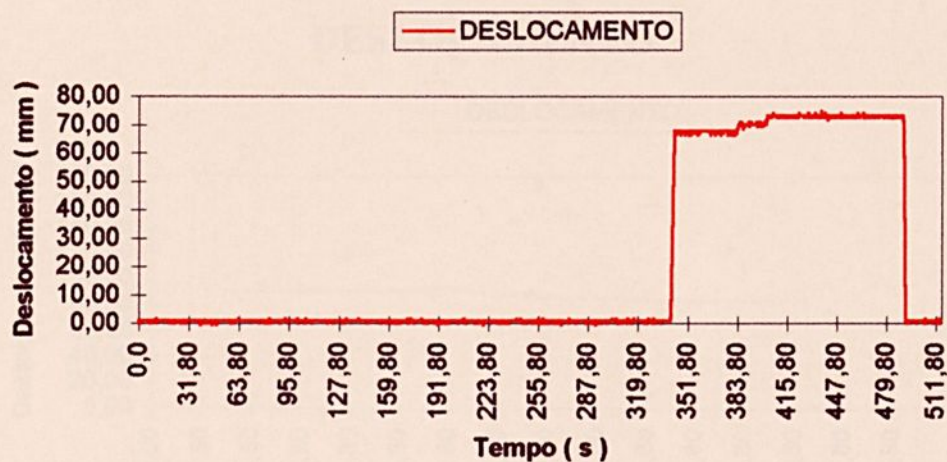
● Carga — Pressão Fluido — Pressão Gás



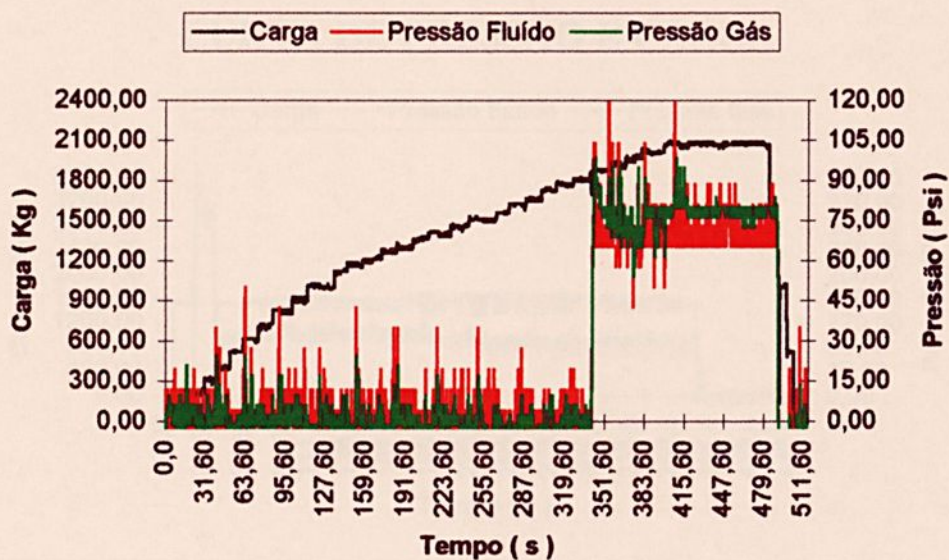
ENSAIO 11 - Foram submetidos a dois carregamento, sendo o primeiro de 837,15 kgf no tempo de 13,20 segundos, descarregando ao patamar em torno de 700,00 kgf, até o tempo de 34,00 segundos, descarregando para zero. O segundo carregamento de 1236,70 kgf no tempo de 111,60 segundos, descarregando ao patamar de 1000,00 kgf no tempo de 130,00 segundos, quando descarrega em patamares no 167,60 segundos.



DESLOCAMENTO

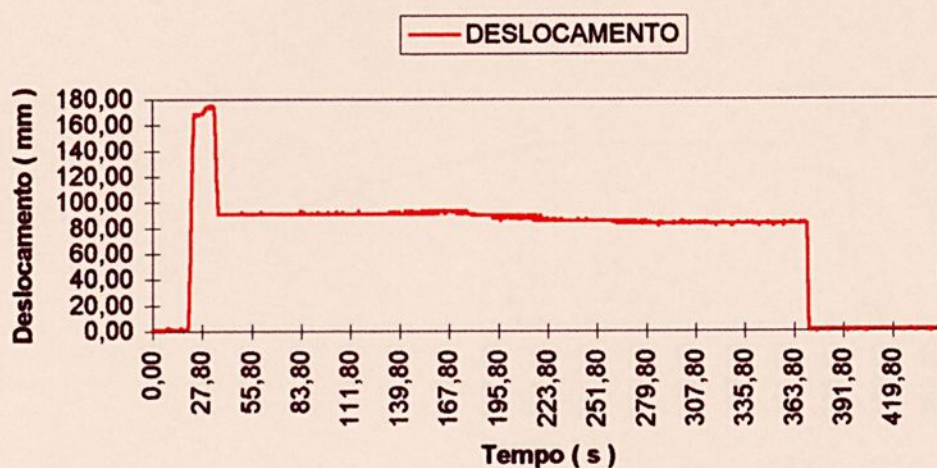


CURVA DE PRESSÃO E CARGA

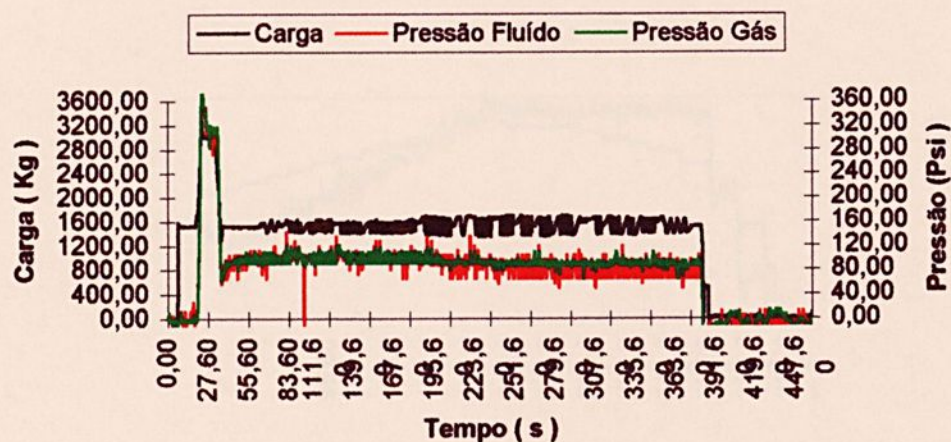


ENSAIO 12 - Carregamento em pequenos patamares até 2035,90 kgf no tempo de 343,00 segundos, permanecendo no patamar de carga de 2100,00 kgf no tempo de 479,60 segundos, descarregando a zero no tempo de 511,60 segundos.

DESLOCAMENTO



CURVA DE PRESSÃO E CARGA

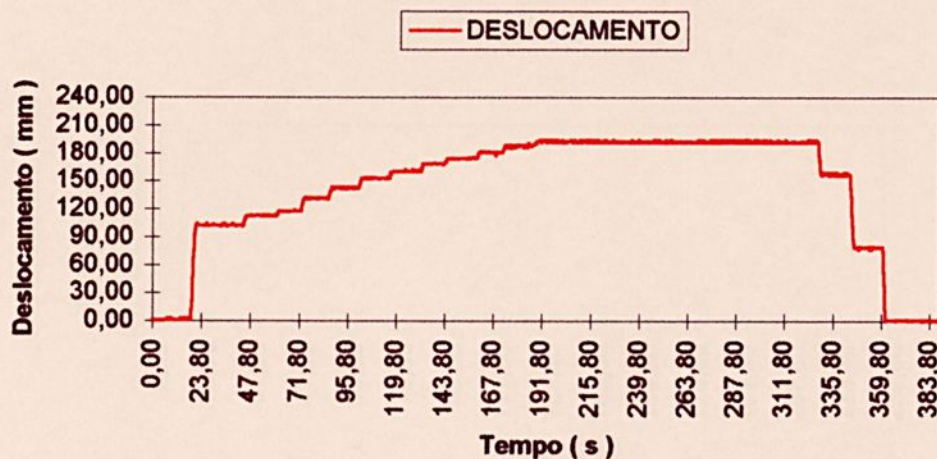


ENSAIO 13 - Carregamento de 3273,60 kgf no tempo de 23,20 segundos descendo ao patamar em torno de 1500,00 kgf e sofrendo amplitudes de 75,00 e 150,00 kgf no intervalo de tempo de 30,00 a 363,60 segundos, descarregando a zero no tempo de 447,60 segundos.

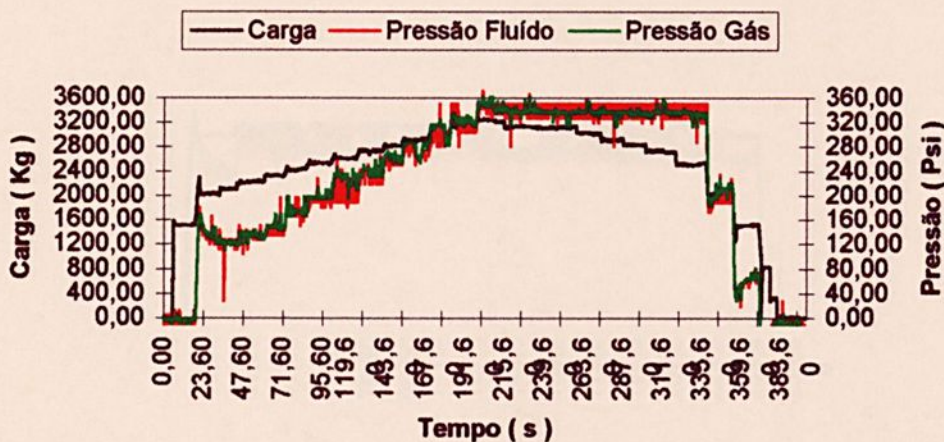


ENSAIO 14 - TREM DE POUSO

DESLOCAMENTO



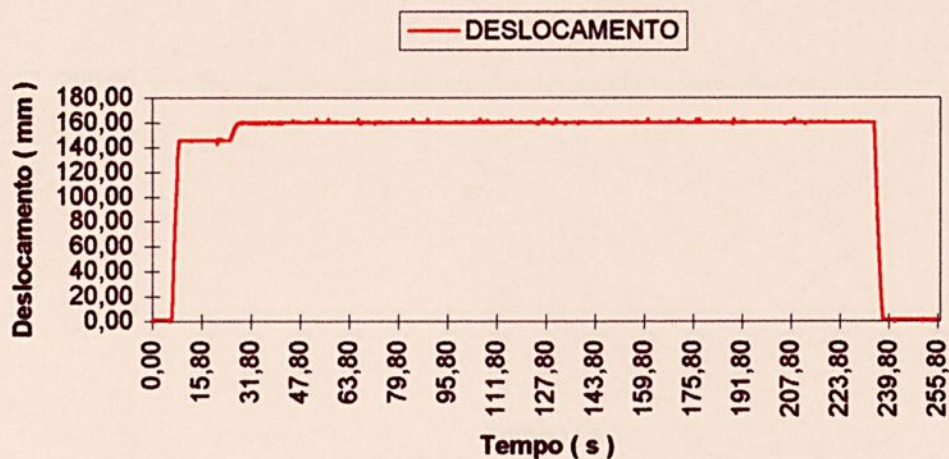
CURVA DE PRESSÃO E CARGA



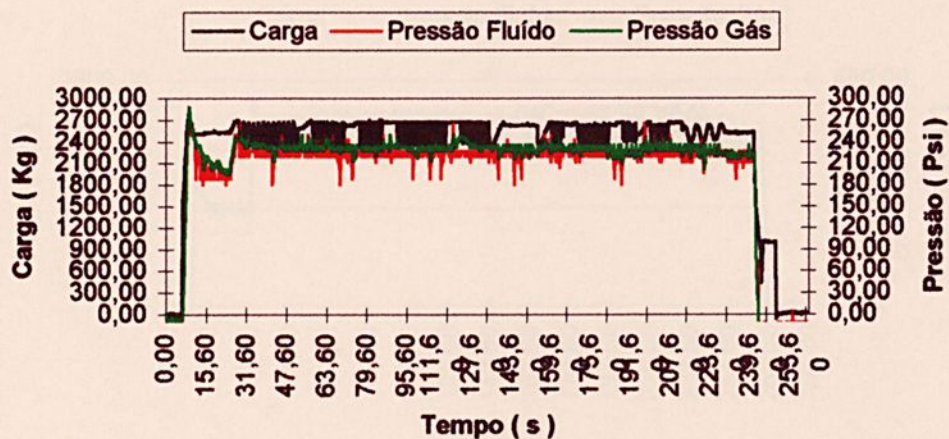
ENSAIO 14 - Carregamento em diversos patamares até 3273,60 kgf no intervalo tempo de zero a 189,20 segundos e descarregando em diversos patamares no intervalo de 190,00 a 383,60 segundos.



DESLOCAMENTO



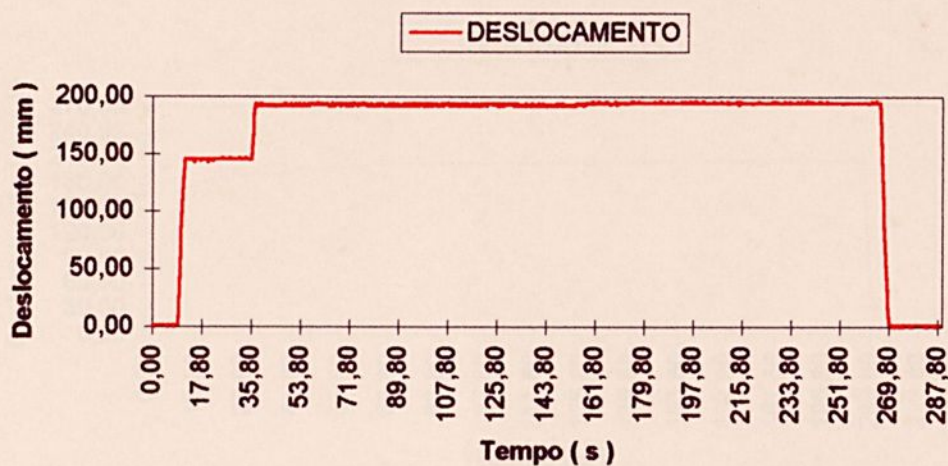
CURVA DE PRESSÃO E CARGA



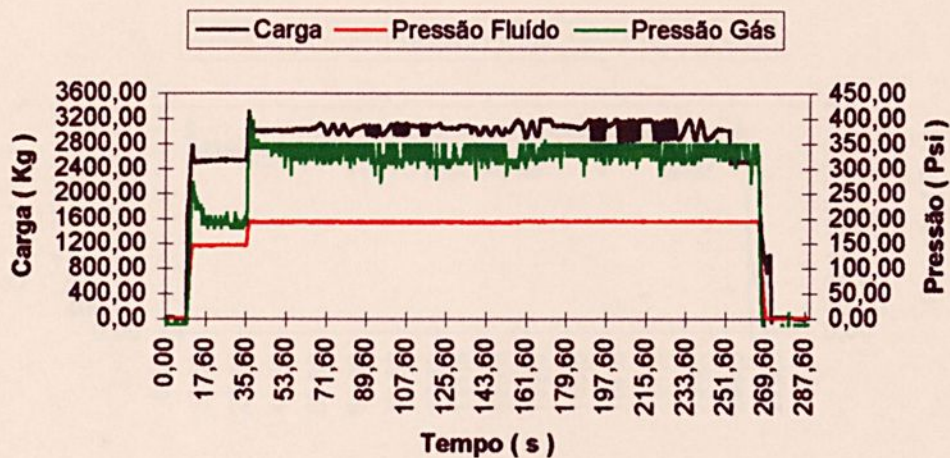
ENSAIO 15 - Carregamento de 2786,30 kgf no tempo de 8,60 segundos, descendo a um patamar em torno de 2500,00 kgf e sendo submetido a amplitudes de 150,00 e 75,00 kgf no intervalo 15,60 a 235,00 segundos descarregando a zero no tempo 255,60 segundos.



DESLOCAMENTO



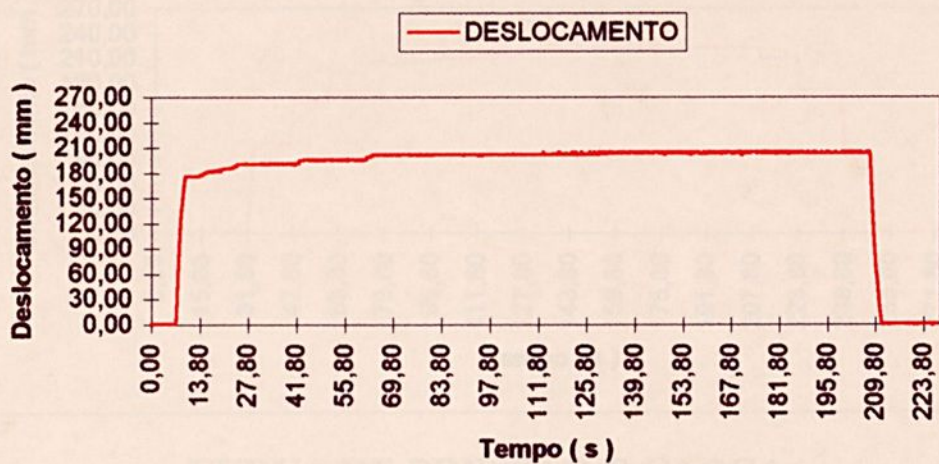
CURVA DE PRESSÃO E CARGA



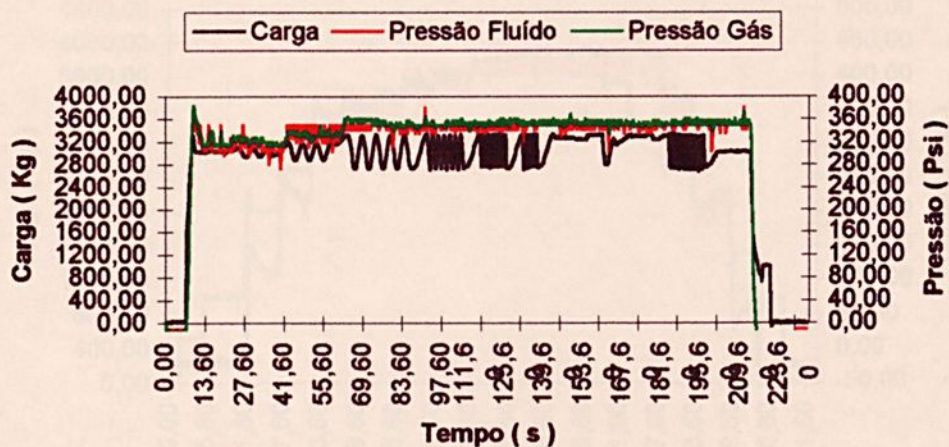
ENSAIO 16 - Carregamento em dois patamares sendo o primeiro de 2776,50 kgf no tempo de 11,60 segundos e o segundo de 3312,60 kgf no tempo de 37,00 segundos, carregando ao patamar em torno de 3050,00 kgf submetendo-se a amplitudes de 75,00 a 150,00 kgf no intervalo de 56,00 a 250,00 segundos, descarregando ao patamar em torno de 2500,00 kgf no tempo de 260,00 segundos e descarregando a zero no tempo de 287,60 segundos.



DESLOCAMENTO

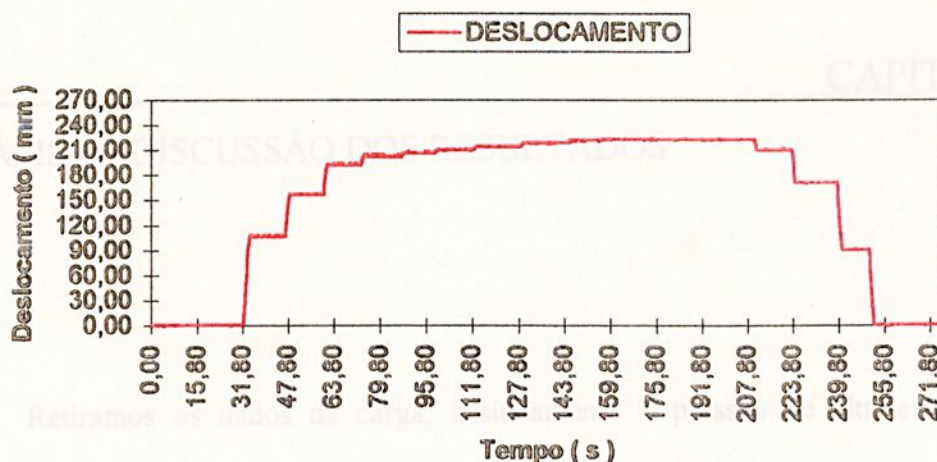


CURVA DE PRESSÃO E CARGA

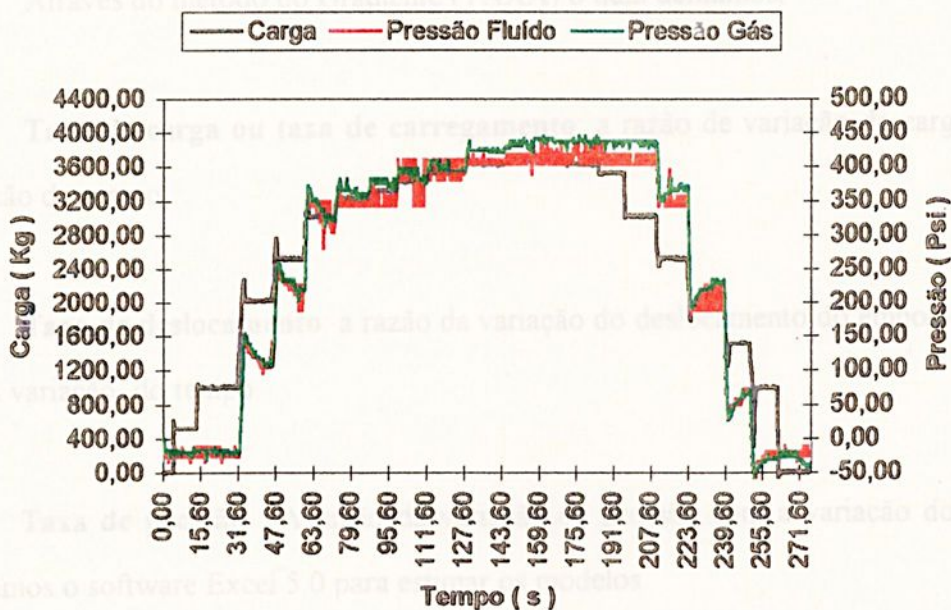


ENSAIO 17 - Carregamento de 3312,60 kgf no tempo de 9,40 segundos, descendo a um patamar em torno de 3000,00 kgf, submetido a diversas amplitudes de 75,00, 150,00 e 300,00 kgf no intervalo de 13,60 a 195,00 segundos, descarregando a zero no tempo de 223,60 segundos.

DESLOCAMENTO



CURVA DE PRESSÃO E CARGA



ENSAIO 18 - Carregamento com diversos patamares até 3751,10 kgf no tempo de 166,40 segundos, descarregando em diversos patamares até o tempo final de 271,60 segundos.

CAPÍTULO 7

ANÁLISE E DISCUSSÃO DOS RESULTADOS

Retiramos os dados da carga, deslocamento e pressão de alta e baixa, dos resultados obtidos no Capítulo 06 (Parâmetros de Carregamento).

Através do método do Gradiente (TAXA) o qual definimos,

Taxa de carga ou taxa de carregamento: a razão de variação da carga com a variação do tempo.

Taxa de deslocamento: a razão da variação do deslocamento do embolo (pistão) com a variação do tempo.

Taxa de pressão : A razão da variação da pressão com a variação do tempo. Adotamos o software Excel 5.0 para estimar os modelos.



Construímos as tabelas abaixo :

Tabela	7.1	Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento
Tabela	7.2	Taxa de Carga x Taxa de Pressão da Câmara de Alta
Tabela	7.3	Taxa de Carga x Taxa de Pressão da Câmara de Baixa
Tabela	7.4	Carga Máxima x Deslocamento e Carga x Deslocamento de Sobrecarga
Tabela	7.5	Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento da Sobrecarga

E utilizando o software Excell 5.0 , encontramos a melhor correlação linear entre as variáveis definidas na

Tabela 7.8 - Taxa de Carga x Taxa Deslocamento

Tabela 7.9 - Carga Inicial x Taxa de Deslocamento

Tabela 7.10 - Câmara de Alta - Taxa de Pressão x Taxa de Carga.

Tabela 7.11 - Sobrecarga - Carga Inicial x Taxa de Deslocamento

Tabela 7.12 - Câmara de Alta - Carga Inicial x Taxa de Pressão

Tabela 7.13 - Câmara de Baixa - Taxa de Pressão x Taxa de Carga

Tabela 7.14 - Sobrecarga - Taxa de Deslocamento x Taxa de Carga

Tabela 7.15 - Deslocamento x Máximo Carga

Tabela 7.16 - Deslocamento Máximo x Carga

Tabela 7.17 - Câmara de Baixa - Carga Inicial x Taxa de Pressão



Observamos que:

1. Taxa de carga x Taxa de deslocamento

Existe uma correlação linear baixa (Graf. 01, $R^2 = 0,4086$) entre a taxa de carga e a taxa de deslocamento, mas existe uma correlação polinomial forte nos graus de ordens:

4 (Graf. 04, $R^2 = 0,5833$), ordem 5 (Graf. 05, $R^2 = 0,5843$) e ordem 6 (Graf. 06, $R^2 = 0,5884$).

2. Taxa de pressão x Taxa de carga (câmara alta)

Existe uma correlação linear forte (Graf. 15, $R^2 = 0,8644$) entre a taxa de pressão e taxa de carga e também uma correlação polinomial mais forte nos graus de ordens:

3 (Graf. 16, $R^2 = 0,8965$), 4 (Graf. 18, $R^2 = 0,8984$), 5 (Graf. 19, $R^2 = 0,9027$), 6 (Graf. 20, $R^2 = 0,9198$).

3. Carga inicial x Taxa de pressão

Existe uma correlação linear forte (Graf. 22, $R^2 = 0,8045$) entre carga inicial e taxa de pressão e também uma correlação polinomial mais forte nos graus de ordens:

2 (Graf. 23, $R^2 = 0,8716$), 3 (Graf. 24, $R^2 = 0,8822$), 4 (Graf. 25, $R^2 = 0,8841$), 5 (Graf. 26, $R^2 = 0,8866$) e 6 (Graf. 27, $R^2 = 0,9255$).

4. Taxa de pressão x taxa de carga (Câmara de baixa)

Existe uma correlação linear forte (Graf. 29, $R^2 = 0,9039$) entre a taxa de pressão e taxa de carga e também uma correlação polinomial mais forte nos graus de ordens:

3 (Graf. 31, $R^2 = 0,9318$), 4 (Graf. 32, $R^2 = 0,9323$), 5 (Graf. 33, $R^2 = 0,9324$) e 6 (Graf. 34, $R^2 = 0,9327$).



5. Carga inicial x taxa de pressão (Câmara de baixa)

Existe uma correlação linear forte (Graf. 36, $R^2 = 0,8392$) entre carga inicial e taxa de pressão e também uma correlação polinomial mais forte nos graus de ordens:

2 (Graf. 37, $R^2 = 0,8621$), 3 (Graf. 38, $R^2 = 0,8739$), 4 (Graf. 39, $R^2 = 0,8741$), 5 (Graf. 40, $R^2 = 0,9156$) e 6 (Graf. 41, $R^2 = 0,9316$).

6. Carga inicial x taxa de deslocamento

Não existe correlação linear ou polinomial entre a carga inicial e a taxa de deslocamento.

7. Deslocamento x carga máxima

Não existe correlação linear ou polinomial entre o deslocamento e a carga máxima.

8. Deslocamento máximo x carga

Não existe uma correlação linear ou polinomial entre o deslocamento máximo e a carga.

9. Sobrecarga (Carga inicial x taxa deslocamento)

Existe uma correlação linear forte (Graf. 59, $R^2 = 0,9875$) entre a carga inicial e taxa de deslocamento e também uma correlação polinomial mais forte no grau de ordem 2 (Graf. 60, $R^2 = 1,0000$).

10. Sobrecarga (Taxa deslocamento x taxa de carga)

Existe uma correlação linear forte (Graf. 57, $R^2 = 0,9925$) entre a taxa de deslocamento e taxa de carga e também correlação polinomial fortíssima no grau de ordem 2 (Graf. 58, $R^2 = 1,0000$).



Tabela 7.1 - Taxa de carga x Taxa de Deslocamento

Ensaio	Carga Inicial kgf	Taxa de Carga	Taxa de Deslocamento
01	554.53	177.19	44.55
02	544.78	185.62	46.86
03	593.51	192.34	50.97
04	574.02	185.17	46.45
05	554.53	104.41	24.82
06	622.75	216.00	50.81
07	651.99	152.71	46.91
9a	291.40	123.69	45.42
9b	262.16	109.63	45.52
10a	281.65	114.99	47.08
10b	242.65	116.19	46.93
11a	301.14	119.54	53.14
11b	232.92	218.21	61.77
13	1.675.30	470.08	48.56
14	1.568.10	304.54	41.33
15	1.509.60	531.96	58.39
16	1.597.30	536.00	57.62
17	1.509.60	751.25	67.57



Tabela 7.2 - Taxa de carga x Taxa de Pressão - Câmara de Alta

Tabela 7.2 - Taxa de carga x Taxa de Pressão - Câmara de Alta

Ensaio	Carga Inicial kgf	Taxa de Carga	Taxa de Pressão
01	583.77	208.45	43.10
02	574.62	220.70	47.81
03	671.48	192.03	48.90
04	583.77	300.49	36.95
05	651.99	102.86	25.45
06	671.48	261.88	32.33
07	720.21	264.49	36.95
9a	291.40	123.69	11.37
9b	18.51	165.13	10.26
10a	330.38	125.30	25.51
10b	242.67	116.20	20.60
11a	301.14	121.82	23.51
11b	281.65	227.39	51.02
13	1.626.60	514.68	177.76
14	1.646.00	326.50	77.55
15	1.665.50	509.45	117.55
16	1.597.30	536.00	120.91
17	1.724.00	722.00	161.21



Tabela 7.3 - Taxa de carga x Taxa de Pressão - Câmara de Baixa

Ensaio	Carga Inicial kgf	Taxa de Carga	Taxa de Pressão
01	359.62	194.91	35.31
02	564.27	211.14	42.65
03	671.48	192.03	42.90
04	583.77	300.49	31.98
05	554.53	106.60	20.79
06	642.24	249.03	29.85
07	613.00	217.04	27.91
9a	515.55	97.45	23.04
9b	18.51	165.13	6.39
10a	28.26	115.05	11.73
10b	18.51	118.34	17.25
11a	349.87	121.82	24.95
11b	8.77	255.82	43.18
13	1.694.80	438.55	91.70
14	1.646.00	326.50	84.45
15	1.665.50	509.45	118.65
16	1.597.35	536.00	118.65
17	1.724.00	722.09	139.58



Tabela 7.4 - Carga Máxima x Deslocamento e Carga x Deslocamento Máximo

Carga Máxima	Deslocamento mm	Carga kgf	Deslocamento mm
1.334.20	194.55	1.168.50	204.00
1.324.40	195.49	1.158.80	204.00
1.324.40	195.34	1.149.00	200.07
944.36	94.56	827.41	129.21
1.577.80	241.79	1.392.70	247.30
1.090.50	115.82	963.85	125.27
1.090.50	115.03	1.012.60	143.38
613.00	126.06	525.29	181.17
613.00	150.46	515.55	194.55
856.64	240.22	710.46	257.54
846.90	246.52	700.71	262.26
837.15	242.58	720.21	259.11
1.236.70	289.82	1.149.00	291.12
3.273.60	168.57	3.100.00	174.87
2.299.00	102.44	2.035.90	104.01
2.786.30	145.74	2.757.10	145.74
2.776.50	143.38	3.283.30	175.66
3.312.65	174.08		



Tabela 7.5 - Taxa de Carga x Taxa de Deslocamento da Sobrecarga

Ensaio	Carga Inicial kgf	Taxa de Carga	Taxa de Deslocamento
02	1.178,30	32,46	6,03
03	1.168,50	39,86	3,93
10	749,44	29,98	2,72
15	2.532,90	68,20	6,30

Tabela 7.8 - taxa carga x taxa deslocamento

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
01	linear	0,4086
02	polinômio - 2	0,4124
03	polinômio - 3	0,4572
04	polinômio - 4	0,5833
05	polinômio - 5	0,5843
06	polinômio - 6	0,5884
07	exponencial	0,3127

Dados extraídos da Tabela 7.1



Tabela 7.9 - carga inicial x taxa deslocamento

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
08	exponencial	0.0421
09	linear	0.0831
10	polinômio - 2	0.127
11	polinômio - 3	0.1373
12	polinômio - 4	0.1869
13	polinômio - 5	0.4508
14	polinômio - 6	0.4845

Dados extraídos da Tabela 7.1

Tabela 7.10 - câmara de alta - taxa pressão x taxa carga

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
15	linear	0.8644
16	polinômio - 2	0.8644
17	polinômio - 3	0.8965
18	polinômio - 4	0.8984
19	polinômio - 5	0.9027
20	polinômio - 6	0.9198
21	exponencial	0.7615

Dados extraídos da Tabela 7.2

Tabela 7.11 - sobrecarga - carga inicial x taxa deslocamento

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
59	linear	0.9875
60	polinômio - 2	1.0000

Dados extraídos da Tabela 7.5



Tabela 7.12 - câmara de alta - carga inicial x taxa pressão

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
22	linear	0,8045
23	polinômio - 2	0,8716
24	polinômio - 3	0,8822
25	polinômio - 4	0,8841
26	polinômio - 5	0,8866
27	polinômio - 6	0,9255
28	exponencial	0,4816

Dados extraídos da tabela 7.2

Tabela 7.13 - câmara de baixa - taxa pressão x taxa de carga

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
29	linear	0,9039
30	polinômio - 2	0,9041
31	polinômio - 3	0,9318
32	polinômio - 4	0,9323
33	polinômio - 5	0,9324
34	polinômio - 6	0,9327
35	exponencial	0,7100

Dados extraídos da Tabela 7.3

Tabela 7.14 - sobrecarga - taxa deslocamento x taxa de carga

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
57	linear	0,9925
58	polinômio - 2	1,0000

Dados extraídos da Tabela 7.5

000286



Tabela 7.17 - câmara de baixa - carga inicial & taxa pressão

Tabela 7.15 - deslocamento x carga máxima

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
43	linear	0.0316
44	polinômio - 2	0.0377
45	polinômio - 3	0.1590
46	polinômio - 4	0.1590
47	polinômio - 5	0.1674
48	polinômio - 6	0.3458
49	logaritmica	0.0186

Dados extraídos da Tabela 7.4

Tabela 7.16 - deslocamento máximo x carga

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
50	linear	0.1000
51	polinômio - 2	0.1200
52	polinômio - 3	0.1800
53	polinômio - 4	0.1800
54	polinômio - 5	0.2200
55	polinômio - 6	0.2600
56	logaritmica	0.1089

Dados extraídos da Tabela 7.4



Tabela 7.17 - câmara de baixa - carga inicial x taxa pressão

Gráficos	Função	Resultado (R^2)
36	linear	0.8392
37	polinômio - 2	0.8621
38	polinômio - 3	0.8739
39	polinômio - 4	0.8741
40	polinômio - 5	0.9156
41	polinômio - 6	0.9316
42	exponencial	0.3911

Dados extraídos da Tabela 7.3

Utilizando o método : (MATLAB-ARX-SISO)

A opção de caixa de ferramenta (toolboxes) oferece ao MATLAB (Biblioteca Matemática) capacidade de aplicação específica adicional.

O sistema de identificação (Toolbox) é uma análise Modular que contém a ferramenta (tool) para construção de Modelo Matemático de sistemas dinâmicos, baseado em cima dos dados de entrada e saída característicos.

O sistema de identificação (Toolbox) é uma coleção de funções do MATLAB para todas as fases do processo do sistema de identificação:

- Estimções paramétricas
- Espectro e Análise de Correlação
- Simulação
- Covalidação do modelo
- Seleção da ordem do modelo
- Apresentação
- Conversão de modelos



A característica central do pacote são funções que implementa a mais útil técnica de identificação paramétricas e não paramétricas proposto por Dr. Lennart Ljung [26].

Adotamos o modelo ARX (Auto regressivo com variável exógena). Sequência invariável no tempo e classe SISO (uma entrada e uma saída).

(MATLAB-ARX-SISO)

Fizemos um fluxograma de dados usados pelo MATLAB que é mostrado na Tabela 7.6 (Coeficientes das funções transferências estimadas de deslocamentos; pressão de baixa e pressão de alta do ensaio 01 e Tabela 7.7 (Coeficientes das funções transferências estimadas dos deslocamentos, pressão de baixa e pressão de alta do ensaio 07, que foram estimados os melhores modelos para o ensaio 01 e ensaio 07.

E os valores de erros esperados (F.P.E.) para deslocamento, pressão de baixa e alta para os ensaios 01 e 07 com a variação porcentual e também a correlação de função residual entre a curva estimada e a experimental, pressão de alta e pressão de baixa que são mostradas nas Figuras (7.1, 7.2, 7.3, 7.4, 7.5 e 7.6).

São demonstrados pelo MATLAB os resultados experimentais e os teóricos através das seguintes figuras : 7.7, 7.8, 7.9, 7.10, 7.11 e 7.12 .

**Tabela 7.6 - Coeficientes das funções transferências estimadas de deslocamentos,
pressão de baixa e pressão alta - ensaio 01**

```

z01;
u=Z01(:,5);y=Z01(:,4);
Z=[y u];
NN=[5 4 1];
th=arx(Z,NN);
E=resid(Z,th);
%yh=compare(Z,th);
%modelo para deslocamento:
%den=[-0.9286 -0.4344 0.0839 0.3293]
%num=[0.0067 -0.0145 0.0165]
%modelo para pressão baixo:
%den=[-0.5872 -0.2744 -0.1936 -0.0405 -0.2071 0.0461 -0.0367]
%num=[0.0461 -0.0367 0.0215 -0.0177]
%modelo para pressão alta:
%den=[-0.7181 -0.2484 -0.1538 -0.0009 0.2059]
%num=[-0.0134 0.0542 -0.0201 -0.0104]

```


Tabela 7.7 - Coeficientes das funções transferências estimadas de deslocamentos, pressão de baixa e pressão alta - ensaio 07

```
z07;  
u=Z07(:,5);y=Z07(:,4);  
Z=[y u];  
NN=[5 4 1];  
th=arx(Z,NN);  
E=resid(Z,th);  
%yh=compare(Z,th);  
  
%modelo para deslocamento:  
%den=[-1.6938 0.4285 0.7843 -0.4560]  
%num=[0.041 -0.0009 0.0047 0 0]  
  
%modelo para pressão baixo:  
%den=[-0.3976 -0.2230 -0.0983 0.0969 0.0858]  
%num=[0.0122 -0.0218 0.0241 0.0158]  
  
%modelo para pressão alta:  
%den=[-0.7970 -0.2206 0.0359 0.0873 0.1437]  
%num=[0.0055 -0.0119 0.0000 0.0000]
```



A estimativa do modelo para a saída de deslocamento e entrada carga (ensaio

01).

Grau da função de transferência	Variância (v)	Erro esperado F.P.E.	Intervalo de confiança
5-4-1	2,38	2,57	95%
4-2-1	2,52	2,63	
4-3-1	2,46	2,58	

Adotamos a função transferência de grau (4) no denominador e grau (3) no numerador, com coeficientes da Tab. 7.6.

Estimativa do modelo para a saída de pressão e entrada carga (câmara de baixa) (ensaio

01)

Grau da função de transferência	Variância (v)	Erro esperado F.P.E.	Intervalo de confiança
4-3-1	26,4	27,63	95%
5-4-1	25,11	26,62	
6-5-1	24,87	26,71	

Adotamos a função transferência de grau (5) denominador e grau (4) numerador, com coeficientes da Tab. 7.6.



Estimativa do Modelo para a saída de pressão e entrada carga (câmara de alta)

(ensaio 01)

Grau da função de transferência	Variância (v)	Erro esperado F.P.E.	Intervalo de confiança
5-4-1	21.27	2.57	95%
6-5-1	19.90	2.63	
8-7-1	19.73	21.47	

Adotamos a função transferência de grau (5) denominador e grau (4) numerador, com coeficientes da Tab. 7.6.

Estimativa do modelo para o ensaio 07.

Tipos de respostas	Grau da função de transferência	Variância (v)	Erro esperado F.P.E.	Intervalo de confiança
Deslocamento	4-3-1	3.84	3.96	95%
Pressão baixa	5-4-1	55.87	58.14	
Pressão de alta	5-4-1	19.63	20.43	

Os coeficientes das funções transferências são apresentados na Tab. 7.7.

Valores de erros esperados (F.P.E.) para deslocamento, pressão baixa, pressão alta dos ensaios 01 e 07, com variação percentual

Tipos de respostas	Ensaio	Erro esperado F.P.E.	Variação percentual
Deslocamento	01	2,58	53,49
	07	3,96	
Pressão baixa	01	26,62	118,41
	07	58,14	
Pressão alta	01	22,50	-9,20
	07	20,43	

Correlação de função residual entre a curva de estimada e a experimental dos ensaios 01 e 07, para deslocamento, pressão de alta e pressão de baixa.

Ensaio	Função residual	Figura	Correlação	Intervalo de confiança
01	deslocamento	7.1	0,02	95%
	pressão baixa	7.2	0,10	
	pressão alta	7.3	0,10	
07	deslocamento	7.4	0,10	
	pressão baixa	7.5	0,10	
	pressão alta	7.6	0,10	



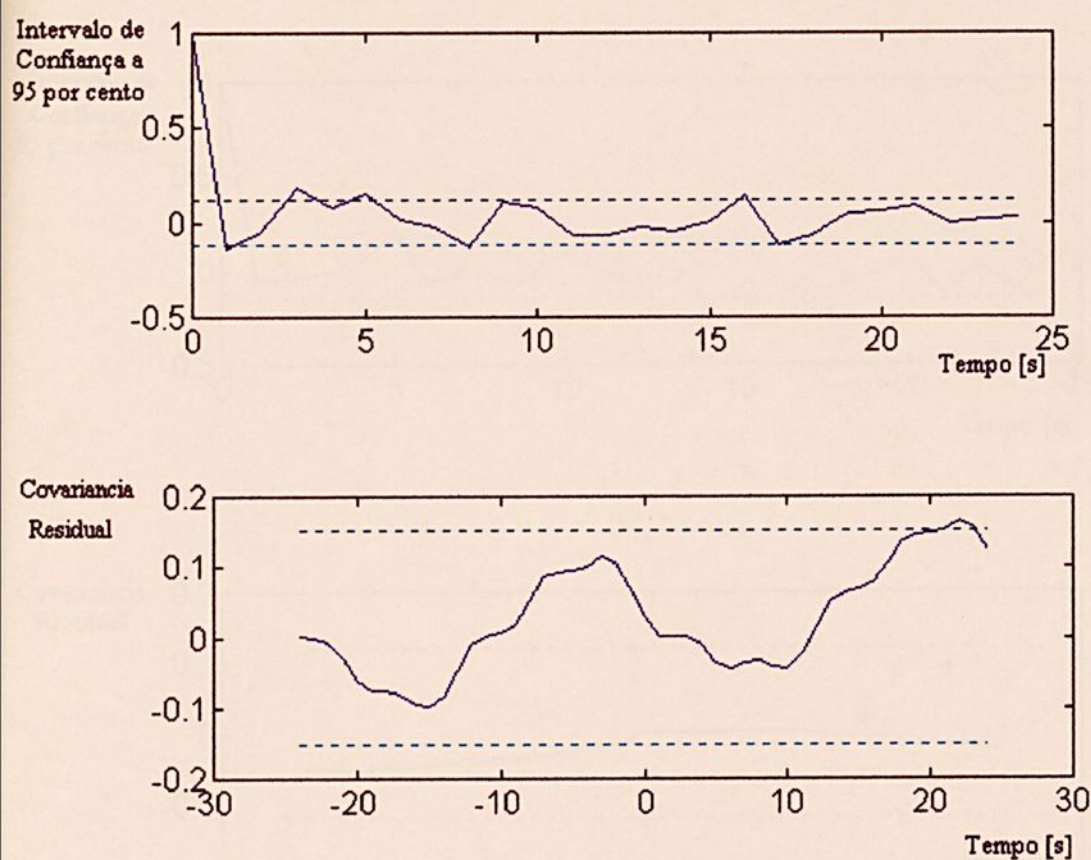


FIGURA 7.1

Correlação de função residual do deslocamento - ensaio 01
Intervalo de confiança 95 por cento.

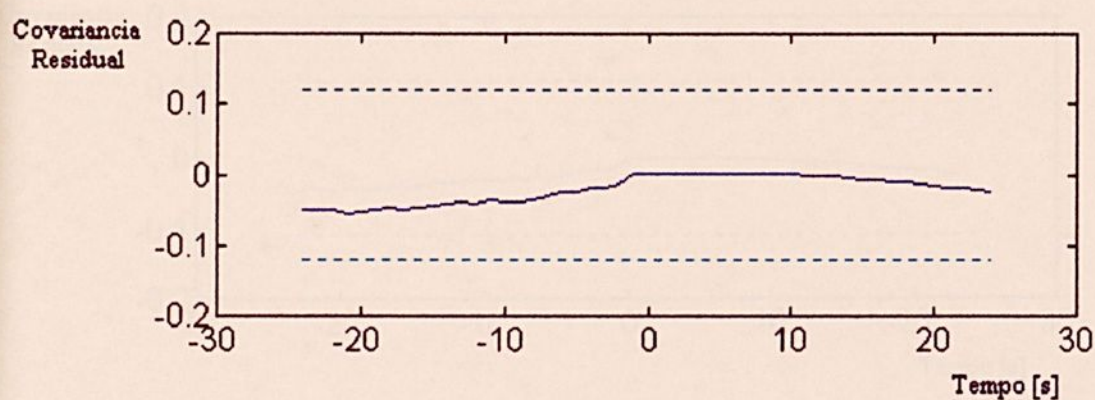
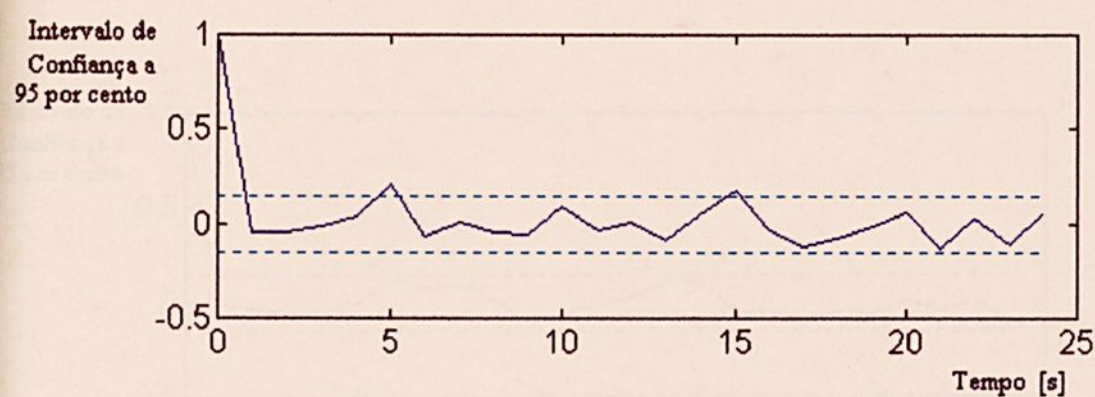


Figura 7.2

Correlação de função residual da pressão (câmara de baixa) - ensaio 01
Intervalo de confiança 95 por cento

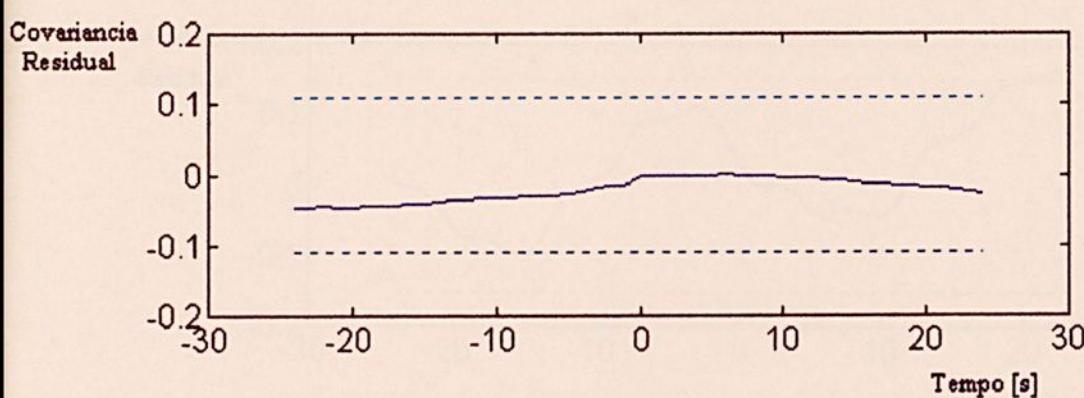
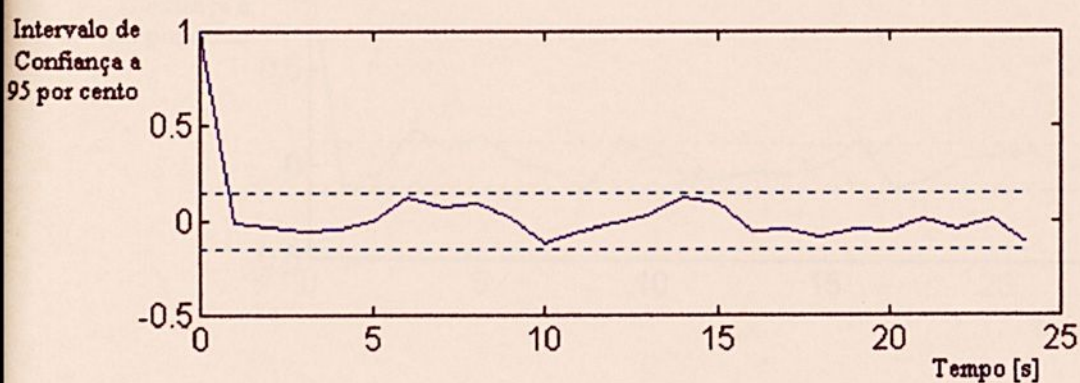


Figura 7.3

Correlação de função residual da pressão (câmara alta) - ensaio 01

Intervalo de confiança 95 por cento

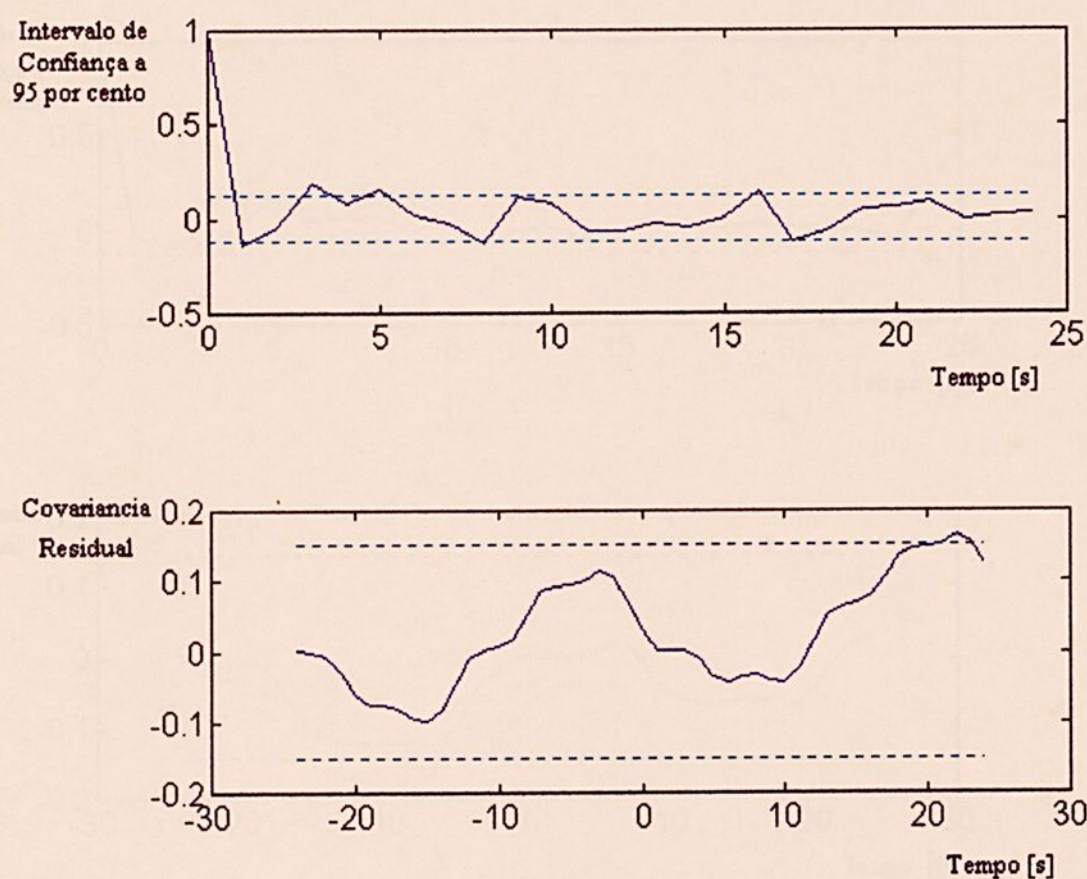


Figura 7.4

Correlação de função residual do deslocamento - ensaio 07
Intervalo de confiança 95 por cento

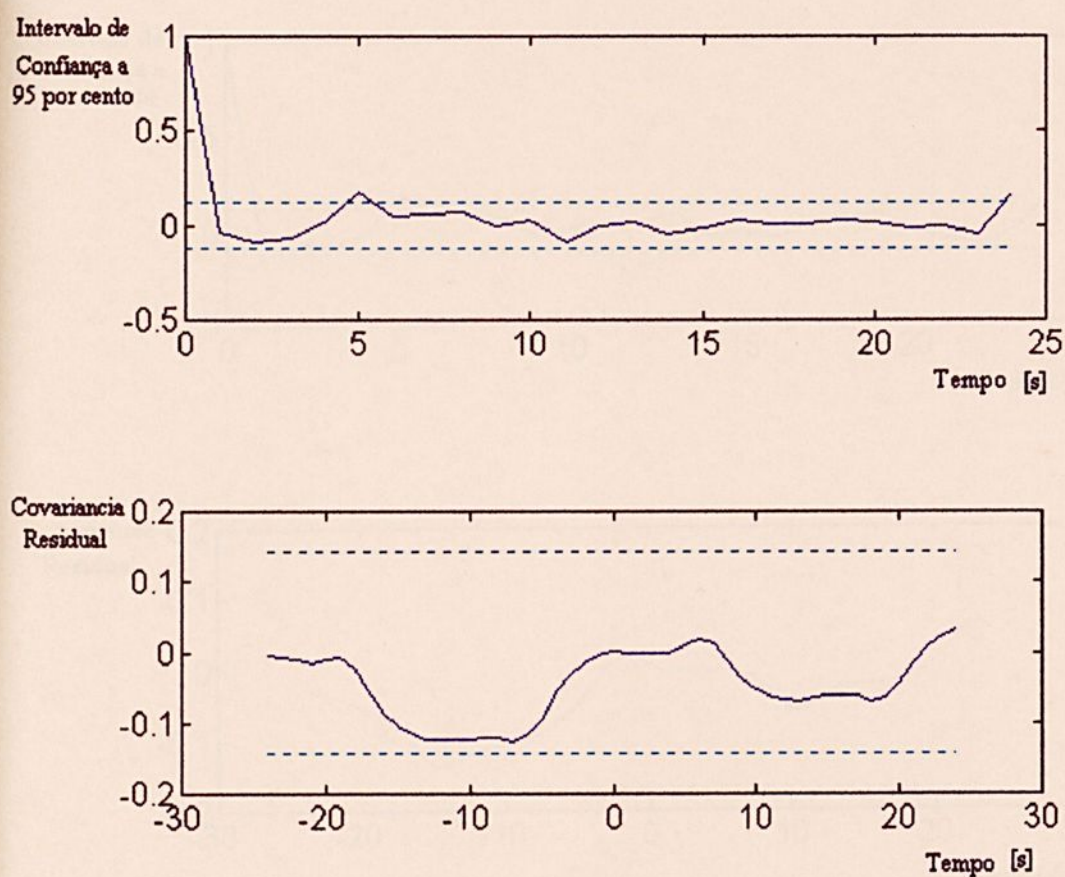


Figura 7.5

Correlação de função residual da pressão (câmara de baixa) - ensaio 07
Intervalo de confiança 95 por cento

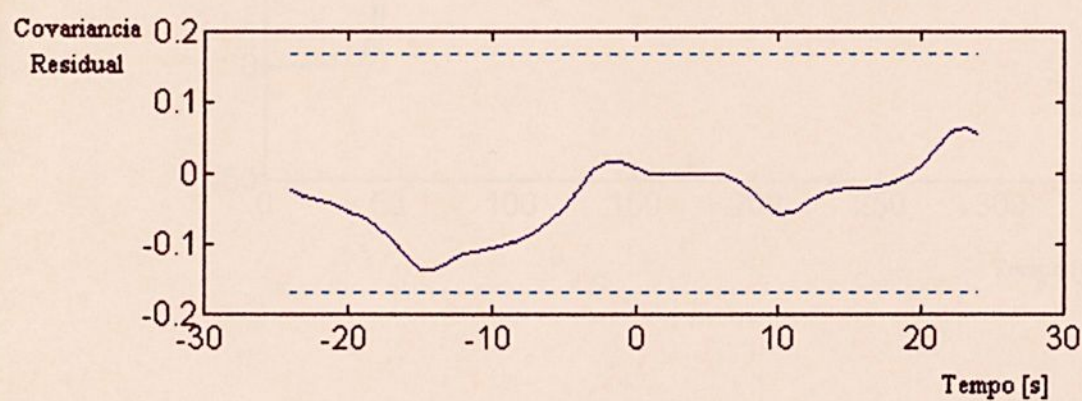
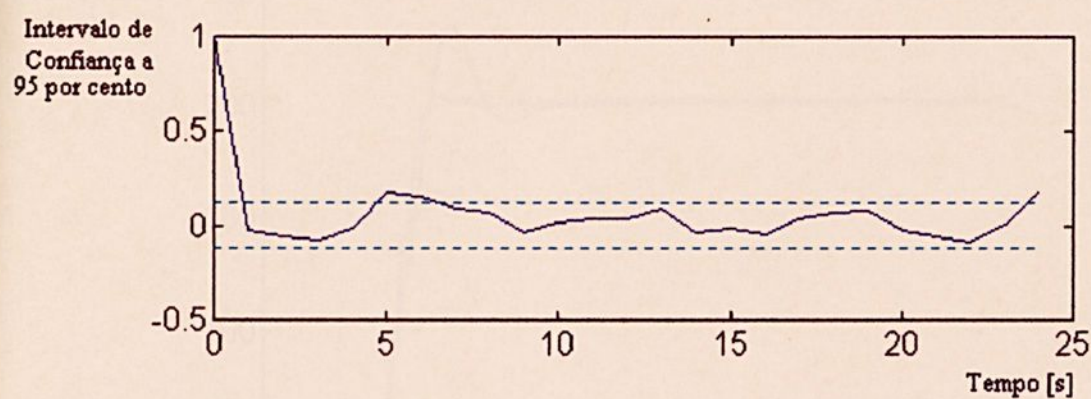


Figura 7.6

Correlação de função residual da pressão (câmara de alta) - ensaio 07
Intervalo de confiança 95 por cento

Ensaio 1

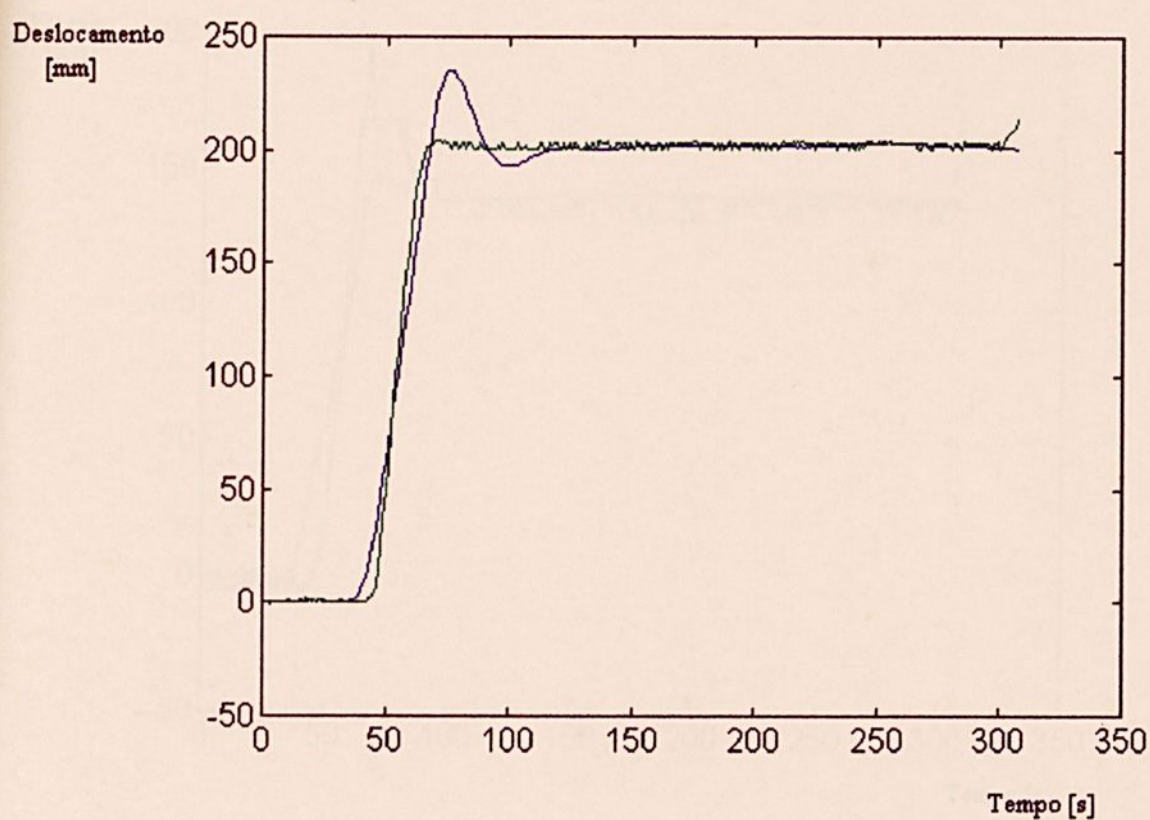


Figura 7.7

Curva estimada de modelo Polinomial de 4ª ordem com coeficiente na Tabela 7.6 e experimental do deslocamento - ensaio 01

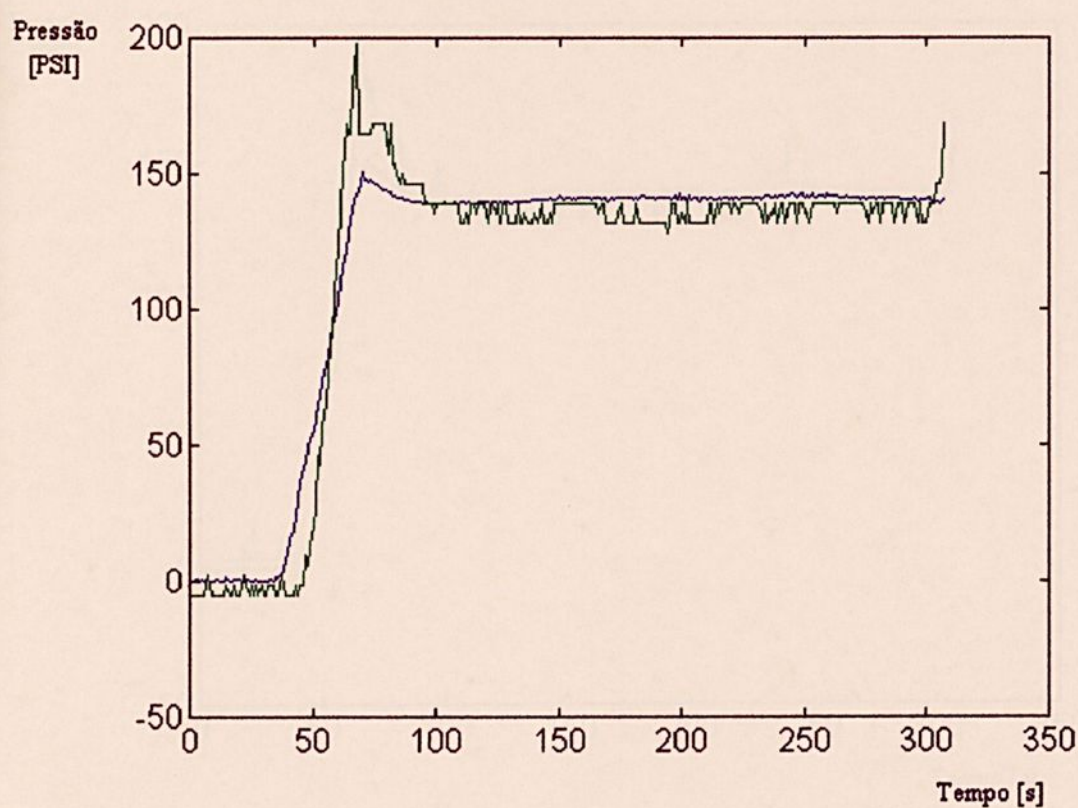


Figura 7.8

Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.6 e experimental da pressão de baixa - ensaio 01

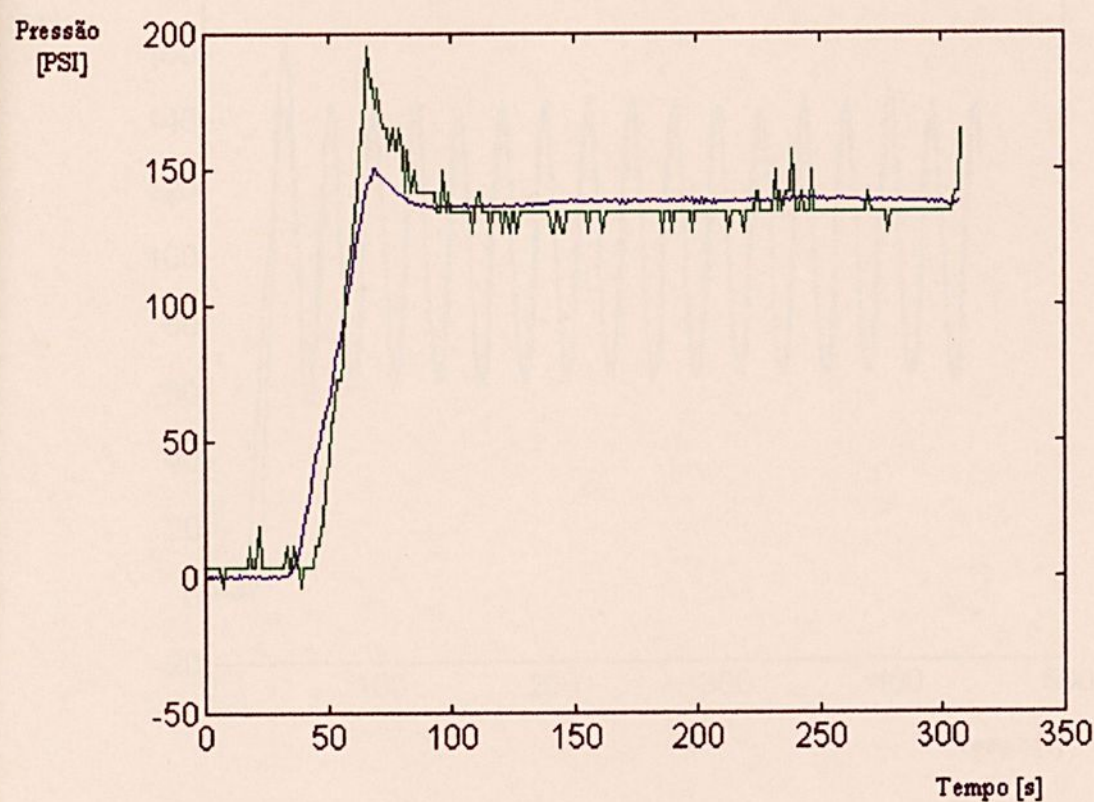


Figura 7.9

Curva estimada do modelo Polinomial de 5ª ordem, com coeficiente na Tabela 7.6, e experimental da pressão de alta - Ensaio 01.

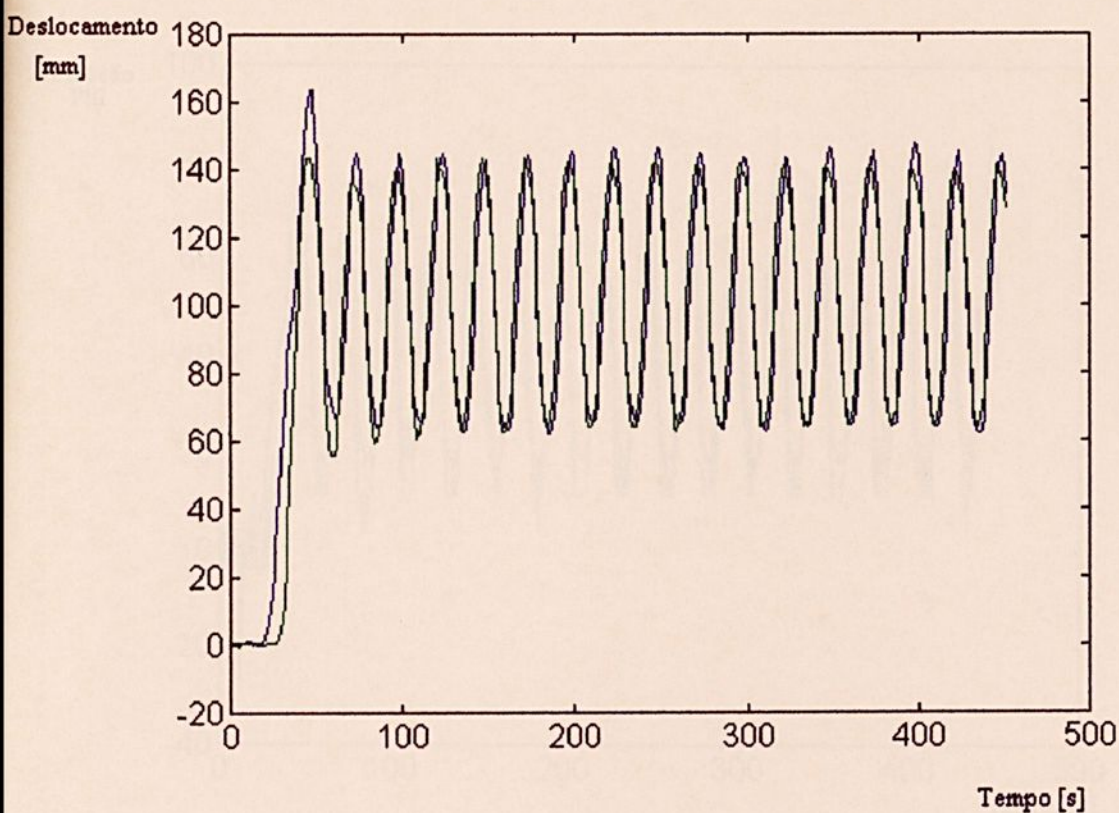


Figura 7.10

Curva estimada do modelo Polinomial de 4a. ordem com coeficiente na Tabela 7.7 e experimental do deslocamento - ensaio 07

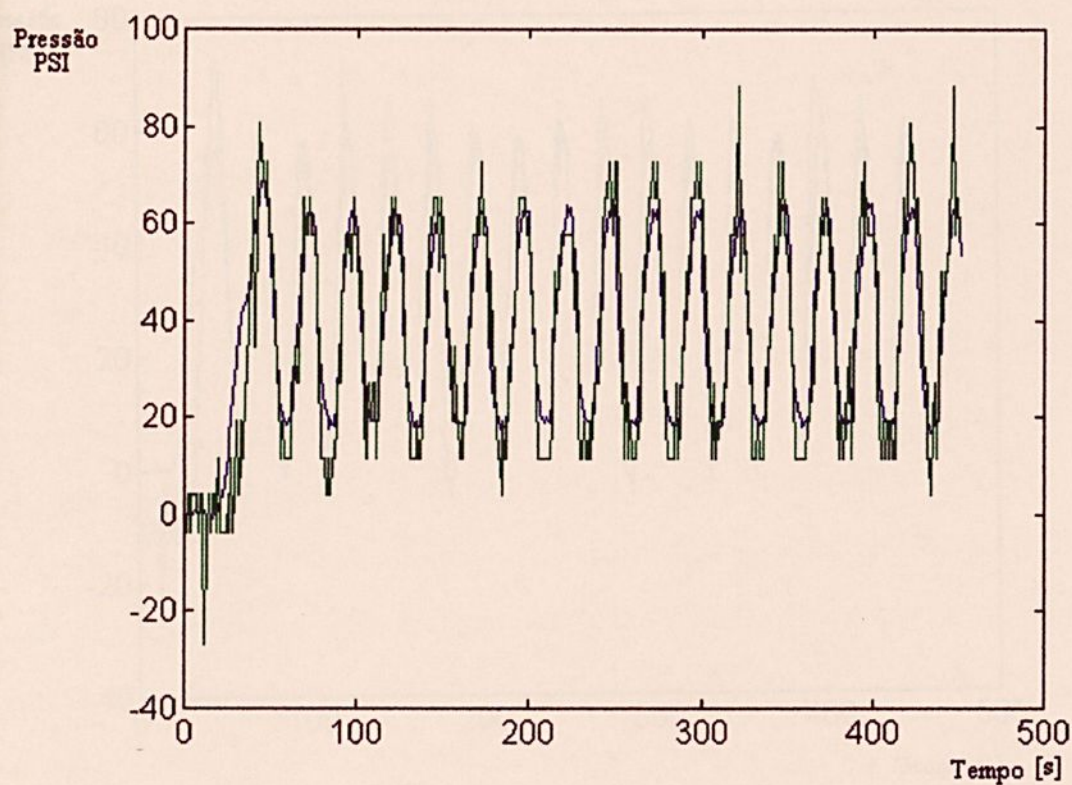


Figura 7.11

Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na
Tabela 7.7 e experimental da pressão de baixa - ensaio 07

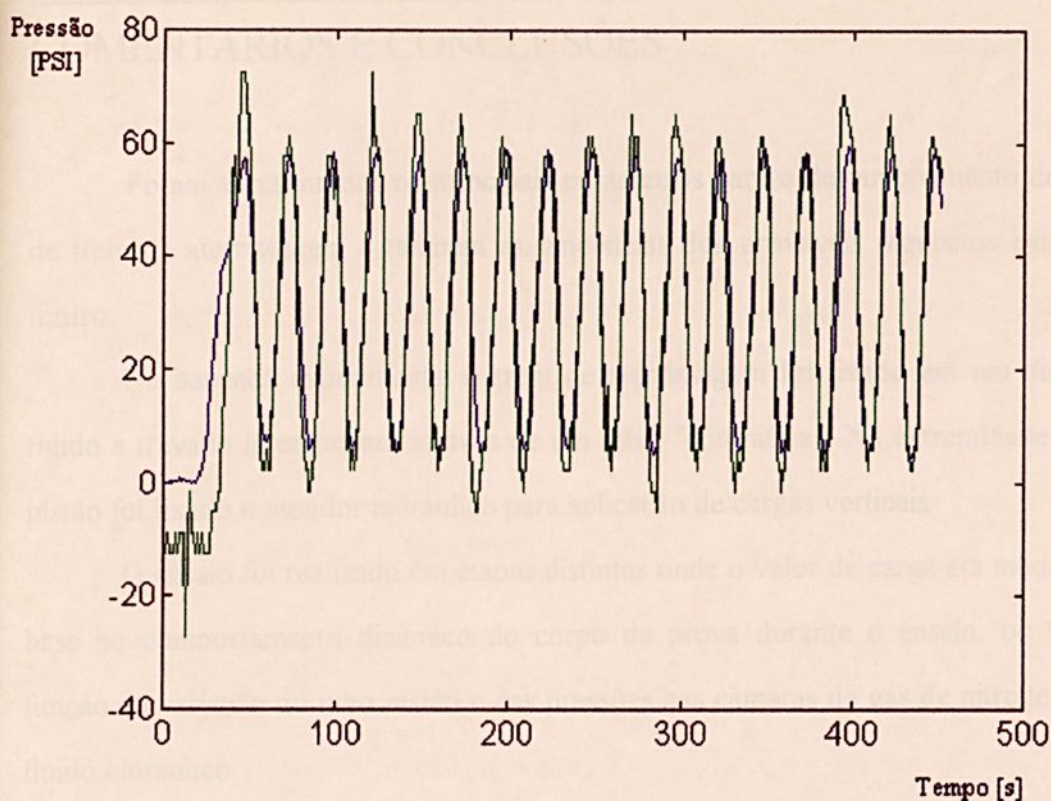


Figura 7.12

Curva estimada do modelo Polinomial de 5a. ordem com coeficiente na Tabela 7.7 e experimental da pressão de alta - ensaio 07

COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

Foram apresentados os principais parâmetros para o desenvolvimento do projeto de trem de aterrissagem e também as tendências dos prováveis requisitos exigidos no futuro.

Na bancada experimental o trem de aterrissagem foi fixado em um dispositivo rígido e travado lateralmente através de um falso "contrafixa". Na extremidade do tubo pistão foi fixado o atuador hidráulico para aplicação de cargas verticais.

O ensaio foi realizado em etapas distintas onde o valor de carga era mudado com base no comportamento dinâmico do corpo de prova durante o ensaio, ou seja, em função da variação do tubo pistão e das pressões nas câmaras de gás de nitrogênio e do fluido hidráulico.

Os resultados do ensaio dinâmico foram obtidos num total de 239 (duzentos e trinta e nove) carregamentos, variando a carga total de retração aplicada, do deslocamento do pistão e das pressões nas câmaras de gás nitrogênio e do fluido hidráulico.

Pela análise estática observa-se:

1. Existe uma correlação baixa (Graf. 01, $R^2 = 0,4086$) entre a taxa de carga e a taxa de deslocamento, mas existe uma correlação polinomial forte nos graus de ordens superiores para o grau 4, (Graf. 04, $R^2 = 0,5833$).



2. Existe uma correlação linear forte (Graf. 15, $R^2 = 0,8644$) entre a taxa de pressão e taxa de carga da câmara de alta e também uma correlação linear forte nos graus superiores para grau 5 (Graf. 19, $R^2 = 0,9027$).
3. Existe uma correlação linear forte (Graf. 22, $R^2 = 0,8045$) entre a carga inicial e a taxa de pressão (câmara de alta) e também uma correlação polinomial mais forte, no grau 5 (Graf. 26, $R^2 = 0,8866$).
4. Existe uma correlação linear forte (Graf. 29, $R^2 = 0,9039$) entre a taxa de pressão e taxa de carga (câmara de baixa) e também uma correlação polinomial mais forte nos graus superiores, no grau 5 (Graf. 33, $R^2 = 0,9324$).
5. Existe uma correlação linear forte (Graf. 36, $R^2 = 0,8392$) entre a carga inicial e a taxa de pressão de (câmara de baixa) e também uma correlação polinomial mais forte nos graus superiores, no grau 5 (Graf. 40, $R^2 = 0,9156$).
6. Não existe correlação linear ou polinomial entre a carga inicial e a taxa de deslocamento.
7. Não existe correlação linear ou polinomial entre o deslocamento e a carga máxima.
8. Não existe uma correlação linear ou polinomial entre o deslocamento máximo e a carga.



9. No caso de sobrecarga, existe uma correlação linear forte (Graf. 59, $R^2 = 0,9875$) entre a carga inicial e a taxa de deslocamento e também uma correlação polinomial fortíssima no grau de ordem 2 (Graf. 60, $R^2 = 1,00$).
10. No caso de sobrecarga, existe uma correlação linear forte (Graf. 57, $R^2 = 0,9925$) entre a taxa de deslocamento e a taxa de carga e também correlação polinomial fortíssima no grau de ordem 2 (Graf. 58, $R^2 = 1,00$).

Através do (MATLAB - modelo ARX - classe SISO), obtém-se: o modelo estimado para o deslocamento uma função de transferência de grau (4) no denominador e grau (3) no numerador, com coeficientes das tabelas 7.6 e 7.7.

Modelo estimado para a pressão da câmara de baixa e alta uma função de transferência de grau (5) no denominador e grau (4) no numerador, com coeficientes das tabelas 7.6 e 7.7.

Foram obtidas correlação da função residual da curva estimada e experimental o ensaio 01, a saída de deslocamento foi em torno de 0,02 e pressão de 0,1, o ensaio 07, a saída de deslocamento foi em torno de 0,1, e pressão de 0,1 no intervalo de confiança de 95 por cento.

Mostrando que o modelo estimado forneceu uma ótima descrição do sistema físico (experimento), e observamos que a diferença porcentual do erro esperado (F.P.E) entre o ensaio (01) e o ensaio (07), para o deslocamento (53,49%), pressão baixa (118,41%) e pressão alta (-9,20%), demonstrando que o sistema é não linear.

Para o futuro deverá ser desenvolvida uma expressão que descreva a Regressão Multi-variável, posicionando qual tem maior significância no comportamento dinâmico do sistema, somando a identificação de parâmetros e encontrar um modelo matemático adequado.



BIBLIOGRAFIA

- [01] YOUNG, D. W.. Aircraft Landing Gear the Past, Present and Future. Proc. Institution of Mechanical Engineers. Proc. Imech-E, v. 200, n. D2, p. 75-92, 1986.
- [02] CONWAY, H. G.. Landing Gear Design. Chapman Hall, London, p. 28-54, 1958
- [03] CURREY, Norman S., Landing Gear Design Handbook. First Edition January, Revised Lockheed - Georgia Company, jul. 1982.
- [04] HADEKEL, R.. The Mechanical Characteristics of Pneumatic Tyres. S and T Memo, oct. 1952.
- [05] JENKINS, S.F.N. "Landing Gear Design and Development.", Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, v. 203, Part. G Journal of Aerospace Engineering - Imech-E, 1989.
- [06] GREENBANK, S. J., Landing Gear the Aircraft Requirement. Imech-E, v. 205. Part G. Journal of Aerospace Engineering, Proceeding of the Institution of Mechanical Engineers, 1991
- [07] FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION, Department of Transportation, Code of Federal Regulations. Title-14 Aeronautics and Space. Parts 1 to 59, Revised as of jan., 1993.



- [08] HROVAT, D., An Approach Toward the Optimal Semi-Active Suspension. Transactions of the ASME, Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, v. 110, p. 288-296, sep. 1988
- [09] HUNDAL, M. S., Impact Absorber with Two-Stage, Variable Area Orifice Hydraulic Damper. Journal of Sound and Vibration, v. 50 n.2, p. 195-202, 1977.
- [10] HAC, A., Design of Disturbance Decoupled Observer for Bilinear Systems. Transactions of the ASME December, Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, n. 114, p. 556-562, 1992.
- [11] NAZAIR-BLANC, C., Calcul des Charges Appliquées a une Structure D'Avion. Deuxieme Partie. Charges Au Sol Trains D'Atterrissage. École Nationale D'Ingénieurs de Constructions Aeronautiques, 1974.
- [12] DARLING, J., Dorey, R.E. and Ross-Martin, T.J., A Low Cost Active Anti-Roll Suspension for Passenger Cars. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, n. 114, p. 599-605, dec. 1992.
- [13] KAMBERG, B.D., Dynamic Loads Application to Structural Design for Landing and Taxi Operations, ICAO, Programa das Nações Unidas Para o Desenvolvimento, Projeto BRA73/004, p. 6-47.
- [14] YADAV, D. and Kapadia, K.E., Non-Homogeneous Track-Induced Response of Vehicles with Non-Linear Suspension During Variable Velocity Runs. Journal of Sound and Vibration, v. 1, n. 143, p. 51-64, 1990.



- [15] JAYARAMI REDDY, P., Nagaraj, V.T. and Ramamurti, V., Analysis of a Semi-Levered Suspension Landing Gear with Some Parametric Study. Transactions of the ASME. Journal of Dynamic Systems, Measurement, and Control, n. 106, p. 218-223, sep, 1984.
- [16] KHULIEF, Y.A., and Shabana, A.A., Dynamic Analysis of Constrained System of Rigid and Flexible Bodies with Intermittent Motion, ASME Paper No. 84-DET-116, the ASME Journal of Mechanisms, Transmissions, and Automation in Design, v. 108, n. 1, p. 38-45, mar. 1986
- [17] CHANGIZI, K., Khulief, Y., and Shabana, A.A., Transient Analysis of Flexible Multi- Body Systems, Part II: Application to Aircraft Landing. Computer Methods in Applied Mechanics and Engineering, v. 54, p. 93-110, 1986
- [18] SHABANA, A.A., and Patel, R.D., Vibration Control of Flexible Multibody Aircraft During Touchdown Impacts. Transactions of the ASME, Journal of Vibration, Acoustics, Stress and Reliability in Design, v. 109, p. 271-276, jul., 1987.
- [19] MAYNE, R.W., The Effects of Fluid and Mechanical Compliance on the Performance of Hydraulic Shock Absorbers, Transaction of the ASME, Journal of Engineering for Industry, p. 101-106, feb. 1974
- [20] DOEBELIN, E.O., Measurement Systems Applications and Design, Mechanical Engineering. Fourth Edition, McGraw-Hill International, 1990.
- [21] FIGLIOLA, R.S. and Beasley, D.E., Theory and Design for Mechanical Measurements. John Wiley & Sons, 1991.



- [22] MONTGOMERY, D.C., Design and Analysis of Experiments. Second Edition.
John Wiley & Sons, 1984.
- [23] MIL-L-8552C - Military Specification. Landing Gear, Aircraft Shock Absorber
(Air- Oil Type). USA, 19 nov. 1965.
- [24] MIL-T-6053A (USAF) - Military Specification. Tests, Impact, Shock Absorber,
Landing Gear, Aircraft, 29 dec. 1953.
- [25] MIL-H-5606B - Military Specification, Hydraulic Fluid, Petroleum Base; Aircraft,
Missile, and Ordnance, USA, 26 jun. 1963.
- [26] LJUNG, L. - System Identification Theory for User. Prentice Hall, 1987



EQUIPAMENTOS UTILIZADOS

Transdutor de Pressão de Alta (Gás/Nitrogênio) (B)

TRANSDUTOR DE PRESSÃO

TIPO: HM-200

N^o SÉRIE: 1220

CARACTERÍSTICAS BÁSICAS

- Escala nominal: 50 bar
- Alimentação: 12V Máximo
- Temperatura de utilização:
- Temperatura de compensação:

SOBRECARGAS ESTÁTICAS MÁXIMA

- sem alteração das características
- 3,5 x EN
- sem destruição
- 3 x EN

CARACTERÍSTICAS METROLÓGICAS

- Condições de calibração:

- Linearidade: ,1 % EN
- Histerese: 0,05
- Repetibilidade: ,03 % EN

CARACTERÍSTICAS ELÉTRICAS

- Sensibilidade: 1,982 mV/V EN
- Resistência entrada: 350 Ω
- Desequilíbrio Inicial: < 17 EN
- Resistência saída: 350 Ω
- Ponto de Calibração:
- Isolamento: > 2000 M Ω sob 20V
- Variação da Sensibilidade na faixa de compensação: 1×10^{-4} EN
- Variação do zero na faixa de compensação: 5×10^{-4} EN



LIGAÇÕES EXTERNAS

DESIGNAÇÃO	COM CONECTOR
F1 - Alimentação	Pino 1
F2 - Alimentação	Pino 2
S1 - Sinal	Pino 3
S2 - Sinal	Pino 4

Transdutor de Deslocamento (C)

TRANSDUTOR DE DESLOCAMENTO - Celesco - Transducer Products, Inc.

Tipo: Transdutor de posição
Modelo número: PT 101-0030-111-11
Série número: 840314 Trabalho nº: 44-003766
Razão de fundo de escala: 30" Fundo de escala real: 30,5"

Circuito de Medidas de Posições

Conector: MS3102E-14S-SP
Pino de conexão: A: + Entrada D: Disponível
B: Neutro E: Disponível
C: +Saída F: Disponível

Resistência de entrada: 500 Ohms
Resistência de saída: 0-500 Ohms
Tensão de excitação: 5-25 Volts AC ou DC
Sensibilidade: 31/31 MV/V/IN
Erro de linearidade: 1% Fundo de escala



Transdutor de Pressão de Baixa (Fluído Hidráulico) (D)

TRANSDUTOR DE PRESSÃO

TIPO: HM-200

Nº SÉRIE: 1300

CARACTERÍSTICAS BÁSICAS

- Escala Nominal: 100 bar
- Alimentação: 12V Máximo
- Temperatura de Utilização:
- Temperatura de compensação: +20 + 70 °C

SOBRECARGAS ESTÁTICAS MÁXIMA

- sem alteração das características
- 3,5 x EN
- sem destruição
- 3 x EN

CARACTERÍSTICAS METROLÓGICAS

- Condições de calibração:
- Linearidade: 0,10 % EN
- Repetibilidade: 0,03 % EN
- Histerese: 0,05 EN

CARACTERÍSTICAS ELÉTRICAS

- Sensibilidade: 1,824 mV/V EN
- Desequilíbrio inicial: < 18 EN
- Ponto de calibração:
- Resistência entrada: 350 Ω
- Resistência saída: 350 Ω
- Isolamento: > 2000 M Ω sob

20V

- Variação da sensibilidade na faixa de compensação: 1×10^{-4} EN
- Variação do zero na faixa de compensação: 5×10^{-4} EN



DESIGNAÇÃO	COM CONECTOR
F1 - Alimentação	Pino 1
F2 - Alimentação	Pino 2

Ratío 1		Ratío 2	
Fondo de Escala:	10000,00	Fondo de Escala:	10000,00
Unidades:	kgf	Unidades:	kgf

- tation 3100 M76 SPX . Digital.
 ia "Storage Expansion" Digital
 modelo VR320 Digital.
 AERO90-894.10 LTC (Laboratory
 dos condicionadores de células de
 ra controle e a aplicação de carga ".
 e".



Condicionador: A

	Razão 1	Razão 2		Razão 1	Razão 2
Excitação:	10,000	10,000	Ponte de Balanc.:	0,000	0,000
Ganho:	419,816	500,000	Tensão Shunt	-7,516	0,000
Zero:	-0,019	0,000	Shunt EGU:	-7516,041	0,000
Variação K:	0,984	1,000	Shunt (K Ohms):	49,900	50.000.000

Descrição: Leitura do Condicionador

Razão 1		Razão 2	
Fundo de Escala:	10000,00	Fundo de Escala:	10000,00
Unidades:	kgf	Unidades:	kgf

Razão	Tensão	EGU
0,0	0,000	0,0
-2000,0	-2,016	-2016,1
-4000,0	-4,022	-4022,1
-6000,0	-6,015	-6015,2
-8000,0	-8,009	-8008,7
-10000,0	-10,002	-10001,8
0,0	-0,003	-3,1
2000,0	1,971	1971,2
4000,0	3,975	3975,5
6000,0	5,985	5984,6
8000,0	7,993	7993,4
10000,0	10,002	10002,1
0,0	-0,024	-23,7

Notas de Calibração:

CÉLULA DE CARGA S/N 1070

CÉLULA DE CARGA PADRÃO:

"SODMEX", S/N 2847, TIPO N-400



Atuador Hidráulico (F)

Amplificador (H)

1 EQUIPAMENTO MTS

Fabricação YOKOKAWA

Equipamento com vinte canais independentes, capaz de simular carregamentos simultâneos estáticos ou dinâmicos para vários pontos de uma estrutura. A carga gerada por cada canal é obtida por meio de um sistema de correção automática "close-loop" e o sistema inteiro é controlado por um microcomputador Digital PDP 11/05 de AX Station 3100 M76-SPX.

1.1. Capacidade dos atuadores hidráulicos do equipamento MTS da SAE-E.

- Fatores de Operação

- Atuadores modelo 204.63 com capacidade de 10000 kgf (tração e compressão), dotados de células de carga modelo 661.21A-03 de mesma capacidade.

OBSERVAÇÕES:

1. Roscas das células de cargas:

células modelos 661.21A-01, 661.21A-02 e 661.21A-03 = 1"UNF 14 fios.

Microcomputador XT - 286 com as seguintes configurações:

2. Classe de precisão das células de cargas segundo a norma ABNT:

classe 1 = 0,5%.

Scanner - Tipo 3497 - A (G)

- SCANNER 3497A - 3498A EXTENDER:

- 32 CANAIS DE ATUAÇÃO

- 300 CANAIS MULTIPLEXADOR



Amplificador (H)

Fabricação YOKOGAWA

Tipo 3132

Voltmetro HP - Tipo 3456 - A (I)

- VOLTÍMETRO 3456A:

- Capacidade Máxima de Leitura: 350 Leituras por Segundo

- Faixa de Operação:

1 VEL. A 1000 VEL.	PRECISÃO	,0006%
1 V. A 1000 AC RMS	PRECISÃO	,0006%
100 V. A 1 G	PRECISÃO	,0004%

Microcomputador Aqdados/IAE (J)

Microcomputador XT - 2000 com as seguintes configurações:

A conversão analógica-digital permite representar numericamente o sinal analógico. Tal representação será tanto mais próxima do original dependendo de vários fatores, entre os quais os mais importantes são:

- Faixa de entrada e resolução;
- Taxa de amostragem.

Faixa de entrada e resolução

A resolução indica qual a menor variação do sinal analógico que o conversor A/D pode detetar e é geralmente indicada em termos de número de bis. Assim, tem-se conversores com resolução de 6, 8, 10, 12, 14, 16, ... bis, sendo os mais comuns os de 8, 10 e 12 bis.

A faixa de entrada é um parâmetro associado à resolução e informa a faixa de tensões e/ou correntes que a placa consegue representar numericamente, ou se o sinal de entrada estiver fora desta faixa ele não poderá ser representado pelo conversor. Esta faixa pode ser de ± 5 V, 0 a 5 V, ± 10 V, 4 a 20 mA, etc.

Comparando-se dois conversores com mesma faixa de entrada, o de maior resolução permitirá detectar variações menores no sinal de entrada. Assim, um conversor com faixa de entrada de ± 5 V e resolução de 8 bis pode representar o sinal através de 256 (2^8) valores e detectará variações de 39,06 mV (isto é, $10 \text{ V}/256$) enquanto um conversor de 10 bis e faixa de ± 5 V pode representar o mesmo sinal através de 1024 (2^{10}) níveis e detectará variações de 9,76 mV (isto é, $10 \text{ V}/1024$).

Características Técnicas

As especificações técnicas do cartão CAD10/26 são dadas nas tabelas seguintes:

CONDIÇÕES DE OPERAÇÃO

Parâmetro	Limites
Temperatura ambiente (T_a)	0 °C a 50 °C
Alimentação (fornecida pelo computador)	
- Digital (V_{cc})	+4,7V a +5,25V
- Analógica (V_+)	+10,0V a +20,0V
(-V)	-12,0V a -16,5V

Temporizador/Contador

Parâmetro	Especificação
Número de contadores	3 (independentes)
Número máximo de contagem	65.536 (16 bits)
Frequência máxima de contagem	2 MHz
Modos de operação	6

Sample & Hold

Parâmetro	Especificação
Tempo de abertura	35 ns (entrada de 20 Vpp)
Tempo de aquisição	3 us (degrau de 10 V para 0,01%)

Conversor D/A

Parâmetro	Especificação
Número de saídas	2 (independentes)
Resolução	8 bits
Faixa de Variação da Saída	-5,00 V a +4,96 V
Precisão Relativa	± 1 BnS (máx)
Não Linearidade	± 1 BnS (máx)
Tempo de Conversão	1 us (máx)

Microcomputador HP - Mod. 9836 - A (K)

AUTOMATIC DATA ACQUISITION/CONTROL SYSTEM - Marca: HP - HEWELLET
PACKARD MODELO 3054A

- MICROCOMPUTADOR 9836A:
- MEMÓRIA INSTALADA: 2Mbyte CADA
- LINGUAGEM: BASIC 3,0 - PODENDO AINDA OPERAR COM LINGUAGEM HPL.
- SISTEMA VOLTADO A AQUISIÇÃO E REDUÇÃO DE DADOS DOS ENSAIOS ESTRUTURAIS.



Microcomputador Digital Aero - 90 (L)

EQUIPAMENTO MTS (Material/Test System) AERO-90.

- Computador VAX station 3100 M76 SPX . Digital.
- Expansão de memória "Storage Expansion" Digital
- Terminal Colorido modelo VR320 Digital.



Procedimentos do Código Federal de Regulamentação da FAA (Federal Aviations Administrations, DOT (§ 23)

Generalidades (§ 23.721)

Para aviões da categoria de comutador, isto é, que têm configuração de dez ou mais assentos de passageiros, excluindo os assentos dos pilotos, serão aplicados os seguintes requisitos gerais para o trem de aterrissagem:

(a) O sistema principal de trem de aterrissagem deve ser projetado de modo que, no caso de falha devido à sobrecarga durante a decolagem e pouso (supondo que as sobrecargas tenham atuado nas direções ascendentes e de popa), o modo de falha não seja propenso a provocar o derramamento de combustível de qualquer parte do sistema de modo a constituir-se um perigo de incêndio.

(b) Cada avião deve ser projetado de modo que, sob controle, possa aterrissar em uma pista pavimentada com uma ou mais pernas do trem de aterrissagem não estendida sem apresentar falha estrutural que possa provocar derramamento de combustível de modo a constituir-se um perigo de incêndio.

(c) A conformidade com as disposições desta seção deve ser mostrada pela análise, testes, ou ambos.



Testes de Absorção de Choques (§ 23.723)

(a) Deve ser mostrado que os fatores de limite da carga selecionados para o projeto de acordo com (§ 23.473) [07], os pesos de decolagem e aterrissagem, respectivamente, não serão excedidos. Isto deve ser mostrado pelos testes de absorção de energia, exceto pelo fato de que a análise baseada nos testes conduzidos sobre um sistema de trem de aterrissagem com as mesmas características de absorção de energia possa ser usada para aumentos nos pesos de decolagem e aterrissagem anteriormente aprovados.

(b) O trem de aterrissagem não pode falhar, mas pode produzir em um teste, demonstrando sua capacidade reservada de absorção de energia, simulando uma velocidade descendente de 1.2 vezes a velocidade descendente limite, supondo uma elevação de asa igual ao peso do avião.

Testes do Limite da Queda (§ 23.725)

(a) Se a conformidade com o parágrafo 23.723 (a) for mostrada por testes de queda livre, esses testes devem ser feitos em todo o avião ou em unidades que contenham roda, pneu e amortecedor de choques, em suas próprias relações, de alturas de queda livre, não inferiores às determinadas pela seguinte fórmula:

$$h \text{ (polegadas)} = 3.6 (W/S)^{1/2}$$

Contudo, a altura da queda livre não pode ser inferior a 9.2 polegadas e não precisa ser mais de 18.7 polegadas.



(b) Se o efeito da elevação da asa for fornecida para os testes de queda livre, o trem de aterrissagem deve cair com um peso efetivo igual a:

$$W_e = W \times \frac{h + (1 - L) \cdot d}{h + d}$$

onde:

W_e = peso efetivo a ser usado no teste de queda (lbs);

h = peso da queda livre especificada (polegadas);

d = deflexão sob o impacto do pneu (na pressão de inflação aprovada) mais o componente vertical do movimento do eixo em relação à massa de queda (polegadas);

W = W_m para as unidades da engrenagem principal (lbs) igual ao peso estático naquela unidade com o avião na atitude de nível (com a roda de proa livre no caso de aviões do tipo com rodas de proa);

W = W_r para unidades de cauda (lbs) iguais ao peso estático na unidade de cauda com o avião em atitude de cauda para baixo;

W = W_n para as unidades de roda de proa (lbs) igual ao componente vertical da reação estática que existiria na roda de proa, supondo que a massa do avião atua no centro de gravidade e exerce uma força descendente de 1,0 g e uma força ascendente de 0,25 g; e

L = relação de elevação presumida da asa para o peso do avião, mas não acima de 0,667.



(c) O fator de limite de carga de inércia deve ser determinado de forma racional ou conservativa, durante o teste de queda, usando uma atitude de unidade do trem de aterrissagem, e aplicada cargas de arrasto, que representa as condições de aterrissagem.

Testes de Queda da Reserva de Absorção de Energia

(d) O valor de d usado na computação de W no parágrafo (b) desta seção não pode exceder o valor realmente obtido no teste de queda.

(e) O fator limite de carga de inércia n deve ser determinado a partir do teste de queda livre no parágrafo (b) desta seção, de acordo com a seguinte fórmula:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

onde:

n_j = fator de carga desenvolvido no teste de queda (isto é, a aceleração dv/dt em g's registrado no teste de queda) mais 1,0; e

W_e , W e L são os mesmos da computação do teste de queda.

f) O fator de n determinado no parágrafo (e) desta seção não pode ser mais de que o fator limite da carga de inércia usado nas condições de aterrissagem no parágrafo 23.473.

Testes Dinâmicos de Carga do Solo (§ 23.726)

a) Se a conformidade com os requisitos de carga do solo dos parágrafos 23.479 a 23.483 for mostrada dinamicamente pelo teste de queda, deve ser feito um teste de queda que atenda ao parágrafo 23.725, exceto pelo fato de que a altura de queda deve ser:

- (1) 2,25 vezes a altura de queda prescrita no parágrafo 23.725(a) ou;
- (2) Suficiente para desenvolver 1,5 vezes o fator limite de carga.



b) A condição de aterrissagem crítica para cada uma das condições presumidas especificada nos parágrafos 23.479 e 23.483 deve ser usada para prova de resistência.

Testes de Queda da Reserva de Absorção de Energia

(a) Se a conformidade com a condição da reserva de absorção de energia especificada no parágrafo 23.723 (b) for mostrada pelos testes de queda livre, a altura da queda não pode ser menor que 1.44 vezes a especificada em 23.725.

(b) Se o efeito da elevação da asa for fornecido, as unidades devem cair como uma massa efetiva igual a $We = Wh / (h+d)$, quando os símbolos e outros detalhes forem os mesmos do parágrafo 23.725.

Extensão do Trem de Aterrissagem e Sistema Escamoteador (§ 23.729)

a) *Generalidades.* Para aviões com trem de aterrissagem retráteis, aplica-se o seguinte:

l) O mecanismo escamoteador do trem de aterrissagem, portas do poço das rodas e estrutura de apoio devem ser projetados para:

i) Cada mecanismo de escamoteação do trem de aterrissagem e sua estrutura de apoio deve ser designada por fatores máximos de voo com a engrenagem retraída e deve ser projetado para a combinação de atrito, inércia, torção de freios e cargas pneumáticas que ocorrem durante a retração em qualquer velocidade do ar até $1.6 V_{s1}$, com os "flapes" retraídos, e para qualquer fator de carga até os especificados no parágrafo 23.345 para a condição dos flaps estendidos.



ii) O trem de aterrissagem e o mecanismo escamoteador, incluindo as portas do poyo das rodas, devem ser projetados para suportar as cargas de vôo, incluindo cargas resultantes de todas as condições de guinada especificada no parágrafo 23.351, com o trem de aterrissagem estendido em qualquer velocidade até no mínimo $1.6 V_{s1}$ com os "flaps" retraídos.

b) *Trava do trem de aterrissagem.* Deve existir meios positivos (além do uso de pressão hidráulica) de manter o trem de aterrissagem estendido.

c) *Operação de emergência.* Para um avião terrestre com trem de aterrissagem que não pode ser estendido manualmente, deve existir um dispositivo para estender o trem de aterrissagem no caso de:

1) Qualquer falha provável no sistema normal de operação do trem de aterrissagem;

ou

2) Qualquer falha provável em uma fonte de suprimento que possa impedir a operação do sistema normal do trem de aterrissagem.

d) *Teste operacional.* O funcionamento adequado do mecanismo de retração deve ser mostrado por testes operacionais.



e) *Indicador de posição e dispositivo de alarme.* Se for usado um trem de aterrissagem retrátil, deve existir um indicador de posição do trem de aterrissagem (bem como chaves necessárias para acionar o indicador) ou outros dispositivos para informar ao piloto que a engrenagem está presa na posição estendida (ou retraída). Se forem usadas chaves, estas devem ser localizadas e acopladas aos sistemas mecânicos do trem de aterrissagem de forma a impedir uma indicação errônea de "abaixado e travado" se o trem de aterrissagem não estiver numa posição completamente estendida, ou de "elevado e travado" se o trem de aterrissagem não estiver na posição totalmente retraída. As chaves podem ser localizadas onde são operadas pelo engate ou dispositivo de travamento real do trem de aterrissagem.

f) *Alarme do trem de aterrissagem.* Para aviões terrestres, devem ser fornecidos os seguintes dispositivos de alarme audível do trem de aterrissagem ou outros dispositivos igualmente eficientes:

l) Um dispositivo que funcione continuamente quando um ou mais afogadores estão fechados se o trem de aterrissagem não estiver totalmente estendido e travado. Um batente do afogador não pode ser usado em lugar de um dispositivo audível. Se houver um fechamento manual para o dispositivo de aviso prescrito neste parágrafo, o sistema de alarme deve ser projetado de modo que, quando o alarme for suspenso depois que um ou dois afogadores estiverem fechado, o posterior retardo de qualquer afogador para ou além da posição para aproximação normal de aterrissagem ativará o dispositivo de alarme.



2) Um dispositivo que funcione continuamente quando os "flapes" da asa estiverem estendidos ou além da posição de aproximação do flape, usando um procedimento normal de aterrissagem, se o trem de aterrissagem não estiver totalmente estendido e travado, não poderá existir um fechamento manual para este dispositivo de alarme. A unidade sensorial de posição do "flape" pode ser instalada em qualquer local adequado. O sistema para este dispositivo pode usar qualquer parte do sistema incluindo o dispositivo de alarme audível para o dispositivo exigido no parágrafo (f) (1) desta seção.

Rodas (§ 23.731)

- a) Cada roda principal e de proa deve ser aprovada.
- b) A classificação da carga estática máxima de cada roda não pode ser menor que a reação estática do solo com:
 - 1) peso máximo presumido; e
 - 2) Centro crítico de gravidade.
- c) A classificação da carga limite máxima de cada roda deve ser igual ou maior que a carga limite radial máxima determinada sob os requisitos aplicáveis de carga do solo desta parte.

Pneus (§ 23.733)

- a) Cada roda do trem de aterrissagem deve ter um pneu cuja classificação (designada pela Tire and Rim Association ou pelo Administrador) não seja excedida:



1) Por uma carga em cada pneu da roda principal igual à reação estática do solo sob o peso estático do solo correspondente e centro crítico de gravidade; e

2) Por uma carga com pneus da roda de proa (a ser comparada com a classificação dinâmica estabelecida para tais pneus) igual à reação obtida na roda de proa, supondo que a massa do aeroplano a ser concentrada no centro mais crítico de gravidade e exercendo uma força de $1,0 W$ descendente e $0,31 W$ ascendente (onde W é o peso presumido máximo), com as reações distribuídas para as rodas principais de proa e pelos princípios da Estática, e com a reação de arrasto no solo aplicada apenas às rodas como freio.

b) Se forem usados pneus especialmente construídos, as rodas devem ser plena e visivelmente marcadas para aquele efeito. As marcações devem incluir a fabricação, tamanho, quantidade de lonas e marca de identificação do pneu adequado.

c) Cada pneu instalado em um sistema de trem de aterrissagem escamoteável deve, no tamanho máximo do tipo de pneu previsto em serviço, ter um vão livre para a estrutura adjacente e sistemas que seja adequado para prevenir contato não proposital entre o pneu e qualquer parte da estrutura ou sistemas.

Freios (§ 23.735)

a) Os freios devem ser fornecidos de modo que a classificação da capacidade da energia cinética de cada conjunto de freio da roda principal não seja inferior aos requisitos de absorção de energia cinética determinados sob cada um dos seguintes métodos:

1) Os requisitos de absorção de energia cinética do freio devem ser baseados em uma análise racional da sequência de casos previstos durante o pouso no peso máximo de aterrissagem.



2) Ao invés de uma análise racional, os requisitos de absorção da energia cinética para cada conjunto de freio da roda principal podem ser derivados da seguinte fórmula:

$$KE = 0.00443 \frac{WV^2}{N}$$

onde:

- KE = Energia cinética por roda (pé/lb);
- W = Peso presumido de aterrissagem (lb);
- V = Velocidade do aeroplano em nós. V não deve ser menor que V_{so}, a velocidade de perda de força do avião ao nível do mar, no peso presumido de aterrissagem, e na configuração de aterrissagem; e
- N = Quantidade de rodas principais com freio.

b) Os freios devem ter a capacidade de impedir que as rodas possam rolar numa pista pavimentada com a força da decolagem no motor crítico, mas não precisam impedir o movimento do avião com as rodas travadas.

c) Se forem instalados dispositivos antideslizantes, os dispositivos e sistemas associados devem ser projetados de tal forma que nenhum mau funcionamento individual ou falha resultará em perda perigosa da habilidade de frenagem ou controle direcional do avião.



Esquis (§ 23.737)

Cada esqui deve ser aprovado, a classificação da carga limite máxima de cada esqui deve ser igual ou maior que a carga limite máxima determinada pelos requisitos de carga terrestre aplicáveis desta parte.

5.3 - Procedimentos do Código Federal de Regulamentação da FAA (Federal Aviations Administrations, DOT (§ 25))

Generalidades (§ 25.721)

(a) O sistema principal do trem de aterrissagem deve ser projetado de modo que, no caso de falha devido à sobrecarga durante a decolagem e pouso (supondo que as sobrecargas tenham atuado nas direções ascendentes e de popa), o modo de falha não seja propenso a causar:

(1) Para aviões com nove ou mais assentos de passageiros, excluindo os assentos dos pilotos, o transbordamento de combustível de qualquer sistema de combustível na fuselagem de modo a constituir um perigo de incêndio; e

(2) Para aviões com dez ou mais assentos de passageiros, excluindo os assentos dos pilotos, o transbordamento de combustível de qualquer sistema de combustível na fuselagem de modo a constituir um perigo de incêndio; e

(b) Cada avião com dez ou mais assentos de passageiros, excluindo os assentos dos pilotos, deve ser projetado de modo que com o avião sob controle, possa aterrissar em uma pista pavimentada com uma ou mais pernas do trem de aterrissagem não estendida sem apresentar falha estrutural que possa provocar derramamento de combustível de modo a constituir-se um perigo de incêndio.

(c) De acordo com as provisões desta seção, pode ser mostrado por análise, teste, ou ambos. (Amdt. 25-32, 37 FR 3969, 24-02/1972). [07]

Testes de Absorção de Choques (§ 25.723)

(a) Deve-se mostrar que os fatores de limite da carga selecionados para o projeto de acordo com o (§ 25.473) para pesos de decolagem e pouso, respectivamente, não serão excedidos. Isto deve ser mostrado pelos testes de absorção de energia, exceto pelo fato de que as análises com base em testes anteriores conduzidos no mesmo sistema básico de trem de aterrissagem com características similares de absorção de energia podem ser usado para aumentos em pesos de decolagem e pouso previamente aprovados.

(b) O trem de aterrissagem não pode falhar em um teste, demonstrando sua capacidade reservada de absorção de energia, simulando uma velocidade descendente de 12 pés por segundo com um peso presumido de aterrissagem, supondo uma elevação do avião não maior que o peso do mesmo atuando durante o impacto da aterrissagem.

Testes do Limite da Queda (§ 25.725)

(a) Se a conformidade com o parágrafo 25.723 (a) for mostrada por testes de queda livre, esses testes devem ser feitos em todo o avião ou em unidades consistindo de roda, pneu e amortecedor de choques, em suas próprias funções, de alturas de queda livre não inferiores a:

(1) 18.7 polegadas para condições de peso presumido de aterrissagem; e

(2) 6.7 polegadas para condições de peso presumido de decolagem.



(b) Se a elevação do avião for simulada por cilindros pneumáticos ou por outro dispositivo mecânico, o peso usado para a queda deve ser igual a W . Se o efeito da elevação do avião for representado nos testes de queda livre por uma massa reduzida equivalente, o trem de aterrissagem deve cair com uma massa efetiva igual a

$$W_e = W \times \frac{h + (1 - L).d}{h + d}$$

onde:

- W_e = peso efetivo a ser usado no teste de queda (lbs);
- h = altura da queda livre especificada (polegadas);
- d = deflexão sob o impacto do pneu (na pressão de inflação aprovada) mais o componente vertical do movimento do eixo em relação à massa de queda (polegadas);
- W = W_M para as unidades da engrenagem principal (lbs) igual ao peso estático naquela unidade com o avião na atitude de nível (com a roda de proa livre) no caso de aviões do tipo com rodas de proa);
- W = W_T para unidades de cauda com o avião em atitude de cauda para baixo;
- W = W_n para as unidades de roda de proa (lbs) igual ao componente vertical da reação estática que existiria na roda de proa, supondo que a massa do avião atua no centro de gravidade e exerce uma força descendente de 1,0 g e uma força ascendente de 0,25 g; e
- L = relação de elevação presumida do avião ao peso do avião, mas não acima de 1,0.



(c) A atitude do teste de queda da unidade do trem de aterrissagem e a aplicação de cargas de arrasto apropriadas durante o teste devem simular as condições de aterrissagem do avião de modo consistente com o desenvolvimento de um valor racional ou conservativo do fator de limite da carga.

(d) O valor de d usado na computação de W no parágrafo (b) desta seção não pode exceder o valor realmente obtido no teste de queda;

(e) O fator limite de carga de inércia n deve ser determinado a partir do teste de queda livre no parágrafo (b) desta seção, de acordo com a seguinte fórmula:

$$n = n_j \frac{W_e}{W} + L$$

onde:

n_j = fator de carga desenvolvido no teste de queda (isto é, a aceleração dv/dt em g 's registrado no teste de queda) mais 1,0; e

W_e , W e L são os mesmos da computação do teste de queda.

t) O fator de n determinado no parágrafo (e) desta seção não pode ser mais do que o fator limite da carga de inércia usado nas condições de aterrissagem no parágrafo

Testes de Queda da Reserva de Absorção de Energia (§ 25.727)

a) Se a conformidade com a condição da reserva de absorção de energia especificada no parágrafo 25.723 (b) for mostrada pelos testes de queda livre, a altura da queda não pode ser menor que 27 polegadas;



b) Se a elevação do avião for simulada por cilindros pneumáticos ou outros dispositivos pneumáticos, o peso usado para a queda deve ser igual a W . Se o efeito da elevação do avião for representado nos testes de queda livre por uma massa equivalente reduzida, o trem de aterrissagem deve cair com uma massa efetiva:

$$W_e = \frac{Wh}{h + d}$$

onde os símbolos e outros detalhes são os mesmos da § 25.725(b).

Mecanismo Escamoteador (§ 25.729)

a) *Generalidades*. Para aviões com trem de aterrissagem retráteis, aplica-se o seguinte:

l) O mecanismo escamoteador do trem de aterrissagem, portas do poço das rodas e estrutura de apoio devem ser projetados para:

(i) As cargas que ocorrem nas condições de voo quando a engrenagem está na posição retraída:

(ii) A combinação das cargas de atrito, cargas de inércia, cargas de torção dos freios, cargas pneumáticas e cargas giroscópicas resultantes do giro das rodas a uma velocidade periférica igual a V_S , (com as "flapes" na posição de decolagem no peso presumido de decolagem), que correm durante a retração e extensão em qualquer velocidade do ar até $1,6 V_{S1}$ (com os "flapes" na posição de aproximação no peso presumido de aterrissagem), e



(iii) Qualquer fator de carga até os especificados no § 25.345 (a) para condição de "flapes" estendidos.

2) A menos que exista outro dispositivo para desacelerar o avião em vôo nesta velocidade, o trem de aterrissagem, mecanismo escamoteador (incluindo as portas do poço das rodas) devem ser projetados para suportar as cargas de vôo que ocorrem com o trem de aterrissagem na posição estendida em qualquer velocidade até $0,67 V_C$.

3) As portas do trem de aterrissagem, seu mecanismo operacional, e sua estrutura de apoio devem ser projetados para as manobras de guinadas prescritas para o avião, além das condições da velocidade do ar e fator de carga prescritos nos parágrafos (a) (1) e (2) desta seção.

b) *Trava do trem de aterrissagem.* Deve existir meios positivos de manter o trem de aterrissagem estendido, em vôo e em terra.

c) *Operação de emergência.* Deve existir um dispositivo de emergência para estender o trem de aterrissagem no caso de:

1) Qualquer falha provável no sistema normal de retração;

ou

2) Falha de qualquer fonte individual de suprimento de energia elétrica, hidráulica ou equivalente.

d) *Teste operacional.* O funcionamento adequado do mecanismo de retração deve ser mostrado por testes operacionais.



e) *Indicador de posição e dispositivo de alarme.* Se for usado um trem de aterrissagem retrátil, deve existir um indicador de posição do trem de aterrissagem (bem como chaves necessárias para acionar o indicador) ou outros dispositivos para informar ao piloto que a engrenagem está presa na posição estendida (ou retraída). Este dispositivo deve ser projetado da seguinte forma:

1) Se forem usadas chaves, estas devem ser localizadas e acopladas aos sistemas mecânicos do trem de aterrissagem de forma a impedir uma indicação errônea de "abaixado e travado" se o trem de aterrissagem não estiver numa posição totalmente retraída. As chaves podem ser localizadas onde são operadas pelo engate ou dispositivo de travamento real do trem de aterrissagem.

2) A tripulação deve receber um aviso audível continuamente, ou seja repetido, quando uma aterrissagem for tentada se o trem de aterrissagem não estiver travado.

3) O aviso deve ser dado em tempo suficiente para permitir que o trem de aterrissagem seja travado ou seja feito um vôo em círculos.

4) Não deve haver um dispositivo de fechamento manual ao alcance da tripulação, para o aviso exigido pelo parágrafo (e) (2) desta seção, de modo que pudesse ser operado instintivamente, inadvertidamente ou por ação reflexiva habitual.

5) O sistema usado para gerar o aviso audível deve ser designado para eliminar alarmes falsos ou inapropriados.

6) As falhas do sistema usado para inibir o aviso audível do trem de aterrissagem, que possam impedir a operação do sistema de alarme devem ser improváveis.



f) *Proteção do equipamento aos poços da roda.* O equipamento essencial para operação segura do avião e que esteja localizado nos poços da roda deve ser protegido contra efeitos de danificação de:

1) arrebentamento de pneu, a menos que seja mostrado que um pneu não pode arrebentar por sobreaquecimento; e

2) Uma banda de pneu solta, a menos que seja mostrado que uma banda solta de pneu não pode provocar danos.

Rodas (§ 25.731)

a) A roda principal e de proa ;

b) A classificação da carga estática máxima de cada roda não pode ser menor que a reação estática do solo com:

1) peso máximo presumido; e

2) Centro crítico de gravidade.

c) A classificação da carga limite máxima de cada roda deve ser igual ou maior que a carga limite radial máxima determinada sob os requisitos aplicáveis de carga do solo desta parte.



Pneus (§ 25.733)

a) Quando um eixo do trem de aterrissagem está ajustado com uma roda individual e conjunto de pneus, a roda deve ser ajustada com um pneu adequado de encaixe próprio, com uma classificação de velocidade e de carga aprovadas pelo Administrador, que não excedam as seguintes condições críticas:

1) As cargas no pneu da roda principal correspondente à combinação mais crítica do peso do avião (até o peso máximo) e posição do centro de gravidade, e

2) As cargas correspondentes às reações do solo no parágrafo (b) desta seção, no pneu da roda de proa, exceto conforme fornecido nos parágrafos (b) (2) e (b) (3) desta seção.

b) As reações do solo aplicáveis para os pneus da roda de proa são as seguintes:

1) A reação estática do solo para o pneu correspondente à combinação mais crítica do peso do avião (até um peso de rampa máxima) e posição do centro de gravidade com uma força de 1,0 g atuando de forma descendente no centro de gravidade. Esta carga não pode exceder a classificação de carga do pneu.



2) A reação do pneu no solo correspondente à combinação mais crítica do peso do avião (até um peso máximo de aterrissagem) e a posição do centro de gravidade combinada com as forças de 1,0 g descendentes e 0,31 g ascendentes atuando no centro de gravidade. As reações neste caso devem ser distribuídas para as rodas principais de proa e rodas pelos princípios de Estática com uma reação de arrasto igual a 0,31 vezes a carga vertical em cada roda como os freios capazes de produzir esta reação do solo. Esta carga do pneu de proa não pode exceder 1.5 vezes a classificação de carga do pneu.

3) A reação do pneu no solo correspondente à combinação mais crítica do peso do aeroplano (até o peso máximo da rampa) e a posição do centro de gravidade combinada com forças de 1,0 g descendentes e 0,20 g ascendentes atuando no centro de gravidade. As reações neste caso devem ser distribuídas para as rodas principais de proa e rodas pelos princípios da Estática com uma carga vertical em cada roda com os freios capazes de produzir esta reação do solo. Esta carga do pneu de proa não pode exceder 1,5 vezes a classificação de carga do pneu.

c) Quando um eixo do trem de aterrissagem está ajustado com mais de uma roda e conjunto de pneus, como um conjunto duplo ou em tandem¹, cada roda deve ser ajustada com um pneu adequado de encaixe próprio com uma classificação de velocidade e de carga aprovadas pelo administrador que não excedam nas seguintes condições críticas:

1) As cargas em cada pneu da roda principal correspondente à combinação mais crítica do peso do avião (até o peso máximo) e posição do centro de gravidade, quando multiplicada por um fator de 1,07; e

2) As cargas especificadas nos parágrafos (a) (2), (b) (1), (b) (2) e (b) (3) desta seção em cada pneu da roda de proa.

¹ Conjunto de unidades alinhadas uma atrás das outras



d) Cada pneu instalado em um sistema de trem de aterrissagem escamoteável deve, no tamanho máximo do tipo de pneu previsto em serviço, ter um vão livre para a estrutura adjacente e sistema que seja adequado para prevenir contato não proposital entre o pneu e qualquer parte da estrutura ou sistemas.

Freios (§ 25.735)

a) Cada freio deve ser aprovado.

b) O sistema de freio e sistemas associados devem ser projetados e construídos de modo que, se houver falha em qualquer elemento de conexão ou transmissão elétrica, pneumática, hidráulica ou mecânica (excluindo o pedal ou manípulo de cooperação, ou se qualquer fonte individual de suprimento hidráulico ou de energia operacional estiver perdida, seja possível trazer o avião para repousar sob condições especificadas no parágrafo 25.125, com uma desaceleração média durante o percurso de aterrissagem de pelo menos 50 por cento do obtido na determinação da distância de aterrissagem conforme prescrito naquela seção. Os subcomponentes dentro do conjunto de freios, como tambores de freio, sapatas e atuadores (ou seus equivalentes), devem ser considerados como elementos de conexão ou transmissão, a menos que seja mostrado que o vazamento de fluido hidráulico resultante de falha dos elementos de vedação, nesses subcomponentes dentro do conjunto de freio reduziria a eficiência de freio abaixo da especificada neste parágrafo.

c) Os controles dos freios não podem exigir força excessiva de controle em sua operação.



d) O avião deve ter um controle de estacionamento tal que, quando ajustado pelo piloto, irá, sem qualquer atenção adicional, impedir que o avião possa rolar em uma pista pavimentada de nível com força de decolagem no motor crítico.

e) Se forem instalados dispositivos antideslizantes, os dispositivos e os sistemas associados devem ser projetados de modo a não ocorrer nenhum mau funcionamento individual, provável em uma perda perigosa da capacidade de freio ou controle direcional do avião.

f) A classificação de capacidade da energia cinética de cada conjunto de freio da roda principal não pode ser inferior aos requisitos de absorção de energia cinética determinados sob cada um dos seguintes métodos:

1) Os requisitos de absorção de energia cinética do freio, devem ser baseados em uma análise racional da sequência de casos previstos durante as aterrissagens operacionais no peso máximo de aterrissagem. Esta análise deve incluir valores conservativos da velocidade do avião na qual os freios são aplicados, coeficiente de atrito do freio entre os pneus e a pista, arrasto aerodinâmico, arrasto da hélice ou empuxo ascendente da casa de força, e (se mais crítico) o mau funcionamento mais adverso do motor individual ou hélice.

2) Ao invés de uma análise racional, os requisitos de absorção da energia cinética para cada conjunto de freio da roda principal podem ser derivados da seguinte fórmula, que assume uma igual distribuição de freios entre as rodas principais:



$$KE = 0.00443 \frac{WV^2}{N}$$

onde:

KE = Energia cinética;

W = Peso presumido de aterrissagem (lb);

V = Velocidade do aeroplano em nós. V não odeve ser menor que V_{so} , a velocidade de perda de força do avião ao nível do mar, no peso presumido de aterrissagem, e na configuração de aterrissagem; e

N = Quantidade de rodas principais com freio.

A fórmula deve ser modificada em casos de distribuição não uniforme de frenagem.

g) A classificação da velocidade de perda mínima de cada conjunto de freios, (isto é, a velocidade inicial usada nos testes de dinamômetro) não pode ser mais do que a V usada na determinação da energia cinética de acordo com o parágrafo (f) desta seção, supondo que os procedimentos de teste para os conjuntos de freio da roda envolvem uma velocidade especificada de desaceleração, e, portanto, para a mesma quantidade de energia cinética, a velocidade de absorção de energia (habilidade de absorção de força do freio) varia inversamente com a velocidade inicial.

Esquis (§ 25.737)

Cada esqui deve ser aprovado, a classificação da carga limite máxima de cada esqui deve ser igual ou maior que a carga limite máxima determinada pelos requisitos de carga terrestre aplicáveis desta parte.



