

UNIVERSIDADE DE TAUBATÉ
Paulo Roberto Pereira Manzoli

**CARREGAMENTOS EM TRENS DE POUSO DE
AVIÕES**

Taubaté - SP

2016

Paulo Roberto Pereira Manzoli

CARREGAMENTOS EM TRENS DE POUSO DE AVIÕES

Monografia apresentada para obtenção do Título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Dr. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias

Taubaté - SP

2016

**Ficha Catalográfica elaborada pelo SIBi – Sistema Integrado
de Bibliotecas / UNITAU - Biblioteca das Engenharias**

M296c Manzoli, Paulo Roberto Pereira
 Carregamentos em trens de pouso de aviões. / Paulo Roberto
 Pereira Manzoli - 2016.

94f. : il; 30 cm.

Monografia (Especialização em Engenharia Aeronáutica) –
Universidade de Taubaté. Departamento de Engenharia Mecânica e
Elétrica, 2016

Orientador: Prof. Dr. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias,
Departamento de Engenharia Mecânica e Elétrica.

1. Carregamentos dinâmicos. 2. Carregamentos estáticos. 3.
Estruturas de aeronaves. 4. Trens de pouso. I. Título.

PAULO ROBERTO PEREIRA MANZOLI

CARREGAMENTOS EM TRENS DE POUSO DE AVIÕES

Monografia apresentada para obtenção do Título de Especialista em Engenharia Aeronáutica pelo Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade de Taubaté.

Orientador: Prof. Dr. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias

Data: _____

Resultado: _____

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias - Universidade de Taubaté

Assinatura

Prof. Dr. Giorgio Eugenio Oscare Giacaglia - Universidade de Taubaté

Assinatura

Aos meus filhos, Vítor e Vinícius.

Agradecimentos

Ao meu orientador Prof. Dr. Frederico Rodrigues Ferreira de Farias, pela orientação, pelas diretrizes seguras e permanente incentivo na elaboração deste trabalho.

À minha esposa Rose pela constante motivação.

Aos meus pais Mário e Teresa pela incondicional compreensão na prolongada ausência motivada por este curso e pelo total apoio e incentivo.

Aos colegas Carlos Eduardo Takikame, Gilson de Paula, Jonathan Francis de Amorim Silva e Thiago Carlos Nascimento de Almeida pelo companheirismo nas inúmeras viagens entre São Paulo e Taubaté.

“A persistência é o menor caminho do êxito”.

Charles Chaplin

Resumo

Dos muitos componentes internos que devem ser definidos no projeto de uma aeronave, os conjuntos de trens de pouso são os que exigem mais cuidados, sendo estes dotados de estruturas que suportam a aeronave no solo o que permite a mesma se movimentar nos pátios de estacionamento, pistas de decolagem e de táxi. O projeto e o posicionamento dos conjuntos de trem de pouso são determinados pelas características únicas associadas a cada aeronave, como geometria, peso e perfil de operação, devendo ser dispostos de forma correta para táxi, pouso e decolagem. Quando do tipo retrátil, estes devem ser recolhidos no interior da aeronave sem afetar a sua estrutura e demais componentes. As relações entre a estrutura da aeronave e o trem de pouso são muito significativas. A avaliação das cargas aplicáveis e o projeto estrutural dos trens de pouso são atividades interativas, gerando um *feedback* mútuo. As cargas aplicadas nos conjuntos de trem de pouso podem ser divididas em dinâmicas e estáticas, sendo que as primeiras ocorrem em condições de pouso e decolagem, enquanto as últimas ocorrem durante as demais operações de solo. As cargas de solo são discutidas em uma série de condições que envolvem diferentes manobras, como frenagem durante as operações de pouso e decolagem e condições especiais, como reboque, elevação por macacos e amarração. O estudo teórico das cargas aplicadas aos conjuntos de trem de pouso de grandes aviões embasam cálculos analíticos simples de cargas em diferentes condições operacionais previstas para a certificação de uma aeronave. O valor de um método de cálculo analítico é muito claro e determinante para as etapas iniciais do projeto de uma aeronave, onde as cargas e os envelopes operacionais devem ser preliminarmente considerados para também validarem simulações computacionais. A análise básica é apresentada de forma simplificada, mostrando os carregamentos inerentes às condições operacionais previstas nos regulamentos de certificação e suas ordens de grandeza.

Palavras-chave: Carregamentos dinâmicos, Carregamentos estáticos, Estruturas de aeronaves, Trens de pouso.

Abstract

Many of internal components that must be defined in an aircraft design, the landing gear assemblies are that require more attention, which are endowed with structures that support the aircraft on the ground, allowing it to move in parking lots, runways and taxi ways. The design and positioning of the landing gear assemblies are determined by the unique characteristics associated with each aircraft, such as geometry, weight and operating profile and should be disposed properly to taxi, takeoff and landing. When they are retractable type, they must be retracted inside aircraft without affecting their structure and other components. The relationship between the aircraft structure and its landing gear are very significant. The evaluation of the applicable loads and the landing gear structural design are interactive activities, generating a mutual feedback. The applied loads on the landing gear assemblies can be divided into dynamics and statics, being the first one in landing and takeoff conditions, while the latter occur during other ground operations. Ground loads are discussed in many conditions involving different maneuvers such as braking during landing and take-off and special operations conditions, such as towing, lifting and mooring by jacks. The theoretical study of the loads applied to the landing gear assemblies of large aircrafts justify simple loads analytical calculations on different operating conditions for an aircraft certification. The worth of an analytical calculation method is very clear and decisive in the early stages of the aircraft design where loads and operating envelopes should be preliminary considered to also validating computer simulations. The basic analysis is presented in a simplified form, showing loads relate to operating conditions required by certification regulations and their magnitude.

Keywords: Aircraft structures, Dynamic loads, Landing gears, Static loads.

Lista de Ilustrações

Figura 1 – Eixos fixos de referência de uma aeronave	9
Figura 2 – Parâmetros primários de um trem de pouso.....	12
Figura 3 – Trem de pouso principal e de nariz da aeronave Galaxy C-5)	15
Figura 4 – Componentes básicos de um trem de pouso.....	15
Figura 5 – Trem de pouso principal do tipo triangular	16
Figura 6 – Trem de pouso principal do tipo lâmina – Aeronave Cessna 172.....	16
Figura 7 – Arranjos mais comuns de trens de pouso.....	19
Figura 8 – Trem de pouso do tipo bicicleta	20
Figura 9 – Trem de pouso convencional	21
Figura 10 – Trem de pouso triciclo – disposição e geometria.....	22
Figura 11 – Trem de pouso triciclo – vista frontal.....	23
Figura 12 – Trem de pouso triciclo – vista superior.....	23
Figura 13 – Trem de pouso triciclo – vista lateral.....	24
Figura 14 – Tipos de alojamento para trens de pouso principais	25
Figura 15 – Sistemas de retração de trens de pouso.....	26
Figura 16 – Determinação do ponto de articulação	27
Figura 17 – Exemplo de trem de pouso principal e de nariz.....	28
Figura 18 – Típico sistema de recolhimento de um trem de pouso montado na asa (esquerda) e montado na fuselagem (direita).....	29
Figura 19 - Típica carta para dimensionamento do comprimento de caudas para balanceamento estático de aeronaves	29
Figura 20 – Tipos de amortecedores para trens de pouso	31
Figura 21 – Vista em corte de um amortecedor do tipo ar-óleo.....	33
Figura 22 – Deflexão de um trem principal em forma de lâmina	34
Figura 23 – Parâmetros geométricos para as condições de carregamento no solo	36
Figura 24 – Condição estática de uma aeronave.....	36
Figura 25 – Frenagem de três pontos	40
Figura 26 – Frenagem de dois pontos.....	41
Figura 27 – Condição de giro no solo	45
Figura 29 – Condição de reboque	50
Figura 30 - Aeronave Lockheed Hercules C-130 suportada por macacos.....	51
Figura 31 – Procedimento de amarre de um avião ao solo	52
Figura 32- Pouso com apenas um trem de pouso	55
Figura 33- Pouso de dois pontos (somente os trens principais)	57
Figura 34- Pouso de dois pontos com a cauda baixa.....	57
Figura 35- Pouso com carregamento lateral	58
Figura 36 – Condição de pouso de três pontos	59
Figura 37 – Localização das forças aplicadas em solo	60
Figura 38 – Pouso de aeronave com estrutura rígida: (a) trem de pouso linear; (b) trem de pouso não linear	62
Figura 39 – Modelo simplificado de trem de pouso / pneu.....	63
Figura 40 - Recolhimento dos trens de pouso de uma aeronave Airbus A320 após decolagem	65
Figura 41 – Eixos de referência em roda de trem de pouso	66
Figura 42 – Vista lateral Boeing 737-300 - dimensões.....	68
Figura 43 – Vista frontal Boeing 737-300 - dimensões	68
Figura 44 – Boeing 737-300 – dimensões preliminares para os cálculos	68
Figura 45 – Boeing 737-300 – Distâncias dos trens de pouso em relação ao centro de gravidade na sua posição mais a frente	70

Figura 46 – Cargas estáticas verticais nos trens de pouso principais – aeronave parada – MRW / MLW	75
Figura 47 – Cargas estáticas verticais no trem de pouso de nariz – aeronave parada – MRW / MLW	76
Figura 48 – Cargas verticais estáticas nos trens principais	76
Figura 49 – Cargas verticais estáticas no trem de pouso de nariz	76
Figura 50 – Cargas verticais dos trens de pouso principais – condições dinâmicas	77
Figura 51 – Cargas verticais do trem de pouso de nariz – condições dinâmicas	77
Figura 52 – Cargas de arrasto em condições de frenagem	77
Figura 53 – Carga lateral na condição de guinada do trem de nariz	78

Lista de Tabelas

Tabela 1 – Avanços significativos na área de trens de pouso	14
Tabela 2: Eficiência dos absorvedores de choque.....	32
Tabela 3: Fatores de carga para trens de pouso	33
Tabela 4: Condições básicas para carregamento de trens de pouso	35
Tabela 5: Fator de carga vertical em função da configuração do trem de pouso	38
Tabela 6: Especificações para as condições de reboque	50
Tabela 7: Especificações para as condições de levantamento por macacos	51
Tabela 8 – Dados complementares da aeronave modelo Boeing 737-300	69

Lista de Abreviaturas e Siglas

ANAC	<i>Agência Nacional de Aviação Civil</i>
EASA	<i>European Aviation Safety Agency (Agência de Aviação Civil da União Europeia)</i>
FAA	<i>Federal Aviation Administration (Agência Federal de Aviação Civil dos EUA)</i>
MLW	<i>Maximum landing weight (peso máximo de pouso)</i>
MRW	<i>Maximum ramp weight (peso máximo de rampa)</i>
MTOW	<i>Maximum takeoff weight (peso máximo de colagem)</i>
TAS	<i>True airspeed (Velocidade verdadeira)</i>

Lista de Símbolos

a	Aceleração / desaceleração
a_x	Desaceleração durante frenagem
A	Distância do trem de nariz até o centro de gravidade da aeronave (projetado no eixo longitudinal da aeronave)
b	Expoente para cálculo do fator de resposta dinâmica f
B	Distância do trem principal até o centro de gravidade da aeronave (projetado no eixo longitudinal da aeronave)
BL_{cg}	Coordenada lateral da fuselagem em relação ao centro de gravidade
c	Fator de distribuição do peso da aeronave
C	Distância entre o trem principal e o trem de nariz (projetado no eixo longitudinal da aeronave)
CG	Centro de gravidade
C_{Lrto}	Coeficiente de sustentação no momento de aplicação dos freios, incluindo os efeitos dos <i>flaps</i> e dos <i>spoilers</i> numa decolagem abortada
C_{Ls}	Coeficiente de sustentação na condição de estol
C_M	Amortecimento do trem de pouso
d	Distância entre eixos num mesmo trem de pouso
D	Força de fricção ou arrasto
D_{MG}	Força de fricção ou arrasto em um trem de pouso principal
D_{MGL}	Força de fricção ou arrasto no trem de pouso principal esquerdo
D_{MGR}	Força de fricção ou arrasto no trem de pouso principal direito
D_{NG}	Força de fricção ou arrasto no trem de pouso de nariz
E	Distância vertical do centro de gravidade da aeronave até o solo
E_{ax}	Distância vertical do centro de gravidade da aeronave até o eixo da roda do trem principal
E_{MGa}	Distância vertical do centro de gravidade da aeronave até o eixo da roda do trem de pouso principal, considerando o raio de rolagem da(s) roda(s)
E_{NGa}	Distância vertical do centro de gravidade da aeronave até o eixo da roda do trem de pouso de nariz, considerando o raio de rolagem da(s) roda(s)
E_T	Distância vertical do centro de gravidade da aeronave até a linha de empuxo do motor
e	Número de Euler
f	Fator de resposta dinâmica
F	Distância entre as rodas no mesmo eixo
F_M	Força resultante da massa da aeronave
F_{tow}	Força de reboque
F_X	Força horizontal
F_Z	Força vertical
g	Aceleração da gravidade
g_{NL}	Função da ação de mola a gás e do amortecimento do óleo que passa pelo orifício do amortecedor
hd	Condições de dia quente
H_0	Momento angular
i	Vetor unitário ao longo do eixo rotativo x
$I_{x,y,z}$	Momentos de inércia em relação ao eixo longitudinal, lateral e vertical, respectivamente
j	Vetor unitário ao longo do eixo rotativo y
k	Vetor unitário ao longo do eixo rotativo z

k_M	Rigidez do trem de pouso
k_T	Comportamento linear rígido do pneu
k_M^T	Rigidez conjunta do pneu e da estrutura da aeronave
K	Fator de carga da asa ou variável utilizada no cálculo de carga em trem de pouso em condições dinâmicas
K_{piv}	Fator de pivoteamento
L	Esquerdo
L	Sustentação
L_{piv}	Sustentação na condição de pivoteamento
m	Massa
M_{cg}	Momento no centro de gravidade
MLW	Peso máximo de aterrissagem
MTW	Peso máximo de rampa ou de táxi
M_0	Momento em relação ao polo 0
n_X	Fator de carga longitudinal
n_Y	Fator de carga lateral
n_Z	Fator de carga vertical
q	Vetor que define a deformação da aeronave
r	Raio da roda de rolagem
r_{MG}	Raio da roda do trem de pouso principal
r_{NG}	Raio da roda do trem de pouso de nariz
R	Direito
s	Sufixo de indicação de carregamento estático ou de condição de estol
sd	Condições de dia padrão
S	Comprimento total do curso de amortecimento do trem de pouso
S_{MGl}	Força de fricção lateral no trem de pouso principal esquerdo
S_{MGr}	Força de fricção lateral no trem de pouso principal direito
S_{NG}	Força de fricção lateral no trem de pouso de nariz
S_w	Área de referência da asa
t	Tempo
T	Bitola do trem principal ou temperatura
T_{eng}	Empuxo do(s) motor(es)
T_{hd}	Temperatura em dia quente
T_{piv}	Torque de pivoteamento
T_0	Temperatura de referência
V_e	Velocidade de decisão de decolagem = V_1
$V_{landing\ hd}$	Velocidade de pouso em condições de dia quente
$V_{landing\ sd}$	Velocidade de pouso em condições de dia padrão
VL_1	Velocidade de estol da aeronave ao nível do mar e dia padrão, com flaps na configuração de pouso
VL_2	Velocidade de estol da aeronave para um dia quente com 5 °C acima do padrão num aeroporto com máxima altitude permitida
V_{MG}	Força vertical em um trem de pouso principal
V_{MGl}	Força vertical estática no trem de pouso principal esquerdo
V_{MGr}	Força vertical estática no trem de pouso principal direito
V_{NG}	Força vertical no trem de pouso de nariz
V_{NGs}	Força vertical estática no trem de pouso de nariz
V_S	Velocidade de estol da aeronave ao nível do mar e dia padrão, com flaps na configuração de pouso

V_t	Velocidade vertical de pouso (quando tocando o solo)
V_{tw}	Velocidade de vento de cauda para aeronaves que estiverem certificadas com velocidade vento de cauda acima de 5,14 m/s.
V_z	Velocidade vertical de descida
V_1	Velocidade de decisão de decolagem = V_e
W	Peso
W_T	Peso máximo de decolagem (MTOW)
z_M	Altura do centro de massa da aeronave em relação ao solo com o trens de pouso não comprimidos
\dot{z}_M	Velocidade de deslocamento de compressão do amortecedor de choque
\ddot{z}_M	Aceleração no deslocamento de compressão do amortecedor de choque
z_{SA}	Compressão do amortecedor
\dot{z}_{SA}	Velocidade de compressão do amortecedor
z_T	Compressão do pneu

Letras Gregas

α	Ângulo de ataque no momento do toque no solo
Δn_z	Varição do fator de carga vertical
η	Fator de eficiência do trem de pouso
θ	Ângulo formado entre o elemento vertical do trem de pouso e o solo no momento da aterrissagem
$\ddot{\theta}$	Aceleração de arfagem
μ_{MG}	Coefficiente de fricção do trem de pouso principal
ξ_M	Razão de amortecimento para a aeronave oscilando sobre os seus trens de pouso principais
π	Pi
ρ	Densidade do ar
τ	Razão crítica efetiva de amortecimento no modo de arfagem para corpo rígido relacionado ao efetivo ponto de contato do trem de pouso principal no solo
ω	Vetor velocidade angular
ω_M	Frequência natural
Ω	Velocidade angular

Sumário

1	INTRODUÇÃO.....	8
1.1	<i>Apresentação.....</i>	8
1.2	<i>Eixos fixos de referência de aeronaves</i>	9
1.3	<i>Objetivo do trabalho.....</i>	10
1.4	<i>Organização do trabalho</i>	10
2	CONCEITOS FUNDAMENTAIS SOBRE TRENS DE POUSO DE AVIÕES	11
2.1	<i>Introdução</i>	11
2.2	<i>Configurações de trens de pouso.....</i>	11
2.3	<i>Projetos de trens de pouso</i>	13
2.4	<i>Parâmetros de projeto.....</i>	17
2.4.1	Requisitos de projeto e análises funcionais	18
2.4.2	Disposições de trens de pouso	18
2.4.3	Definições geométricas em relação aos ângulos de arfagem e rolagem	24
2.4.4	Considerações sobre o projeto da estrutura do trem de pouso	24
2.5	<i>Trem de pouso retrátil.....</i>	25
2.6	<i>Posicionamento dos conjuntos de trem de pouso na aeronave</i>	29
2.7	<i>Amortecedores de choque</i>	30
2.7.1	Tipos de amortecedores.....	30
2.7.2	Determinação da deflexão	32
3	CARREGAMENTOS EM TRENS DE POUSO DE AVIÕES	35
3.1	<i>Tipos de carregamentos em trens de pouso.....</i>	35
3.2	<i>Análise de cargas no solo</i>	35
3.3	<i>Condições de carregamento estático</i>	36
3.4	<i>Condições de táxi, decolagem e rolagem</i>	37
3.4.1	Fatores de carga e cargas de trem de pouso em condições de táxi.....	37
3.5	<i>Condições de frenagem</i>	39
3.5.1	Frenagem de três pontos	39
3.5.2	Frenagem de dois pontos.....	40
3.5.3	Carregamento no trem de pouso de nariz devido a frenagem brusca	41
3.5.4	Frenagem reversa.....	42
3.6	<i>Considerações sobre decolagem abortada.....</i>	43
3.6.1	Carregamentos nos trens principais e no de nariz	43
3.7	<i>Condições de giro.....</i>	44
3.7.1	Giro no solo	44
3.7.2	Guinada da roda de nariz e direcionamento.....	46

3.7.3	Frenagem assimétrica	46
3.7.4	Pivoteamento	48
3.8	Condições de reboque.....	49
3.9	Provisões para macacos	51
3.10	Provisões para pontos de amarre.....	52
3.11	Carregamentos de pouso.....	53
3.11.1	Condições e premissas de carregamentos durante o pouso	53
3.12	Cálculo de velocidade de pouso.....	53
3.12.1	Efeito de altas temperaturas nas velocidades de pouso	54
3.13	Absorção de cargas durante a aterrissagem.....	55
3.13.1	Pouso de um ponto.....	55
3.13.2	Pouso de dois pontos.....	55
3.13.3	Pouso com carregamento lateral.....	57
3.13.4	Pouso de três pontos	58
3.14	Condições dinâmicas de pouso	60
3.15	Absorção de energia pelo trem de pouso na aterrissagem	61
3.15.1	Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor linear sem pneu	61
3.15.2	Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor não linear sem pneu	62
3.15.3	Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor não linear com pneu.....	63
3.15.4	Pouso de aeronave com estrutura flexível	63
3.16	Análise de cargas nos trens de pouso durante a decolagem.....	64
4	ANÁLISE DE CARGAS DE UM TREM DE POUSO	67
4.1	Generalidades.....	67
4.2	Modelo adotado	67
4.3	Cálculos.....	70
4.3.1	Condições estáticas.....	70
4.3.2	Condições dinâmicas	72
5	RESULTADOS.....	75
5.1	Introdução	75
5.2	Resultados encontrados	75
6	COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES.....	79
6.1	Considerações gerais	79
6.2	Conclusões.....	79
7	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	80

1 INTRODUÇÃO

1.1 Apresentação

Atualmente, os únicos componentes estruturais de uma aeronave que são classificados como de vida segura são os trens de pouso (WIGNOT, 1979), uma vez que a estrutura é projetada para não ter falhas (sem a possibilidade de suportar cargas já possuindo algum dano). Portanto, o trem de pouso em sua totalidade é projetado para ter uma vida segura e possui uma estrutura com vida útil limitada. Em oposição às trincas previstas em projetos de estruturas tolerantes a danos, as estruturas dos trens de pouso não permitem trincas. Durante os testes de fadiga, os requisitos de vida segura consideram um fator de dispersão 5 (cinco) como adequado (LADDA; STRUCK, 1990).

Normalmente os conjuntos de trem de pouso devem ser substituídos antes da aeronave atingir o limite da vida econômica para reparo. Devido às imperfeições das pistas e manobras (operações de solo, decolagens e pousos) cargas repetidas nos eixos longitudinal, lateral e vertical da aeronave e de torção agem simultaneamente nos conjuntos de trem de pouso.

Desta forma, os conjuntos de trem de pouso representam componentes estruturais altamente carregados. Esta é a razão pela qual é necessário o uso de aços de ultra alta resistência na construção dos eixos das rodas e nos componentes estruturais dos trens de pouso (LADDA; STRUCK, 1990).

A necessidade de satisfazer os cada vez mais exigentes requisitos de desempenho das aeronaves, em todas as condições operacionais, torna a integração de todas as fases de projeto uma obrigação para os projetistas. O trem de pouso, como qualquer outro sistema de aeronave, não pode ser concebido apenas para coincidir com a fuselagem, mas juntamente com esta alcançar a solução ideal.

A avaliação das cargas de solo e o projeto estrutural dos trens de pouso são atividades interativas, gerando um *feedback* mútuo. As interações entre a estrutura da aeronave e o trem de pouso também são muito significativos, e as cargas aplicadas pelos conjuntos de trens de pouso são muito influenciados pela elasticidade da aeronave e pela configuração dos conjuntos de trens de pouso (GHIRINGHELLI; BOSCHETTO, 1990).

Neste trabalho, as cargas de solo aplicadas em conjuntos de trens de pouso são apresentadas em condições que envolvem diferentes manobras e situações estáticas. O estudo teórico das cargas aplicadas aos conjuntos de trem de pouso embasam cálculos analíticos simples de cargas nas condições operacionais previstas para a certificação de uma aeronave de grande porte conforme o RBAC 25 (ANAC, 2014).

1.2 Eixos fixos de referência de aeronaves

Para a compreensão das notações utilizadas neste trabalho, se faz necessário estabelecer os eixos utilizados para referenciar as direções das cargas aplicadas nos corpos das aeronaves. Os eixos fixos dos corpos das aeronaves (x , y e z) tem origem geralmente no centro de gravidade (CG), e é um sistema de mão direita como mostrado na Figura 1. Os momentos de inércia da aeronave permanecem constantes em relação a estes eixos durante os movimentos tridimensionais. De forma simplificada, o eixo x está alinhado horizontalmente com a fuselagem, o eixo y é definido como o eixo lateral e o eixo z é definido como sendo o eixo vertical. A Figura 1 mostra a posição dos eixos acima descritos.

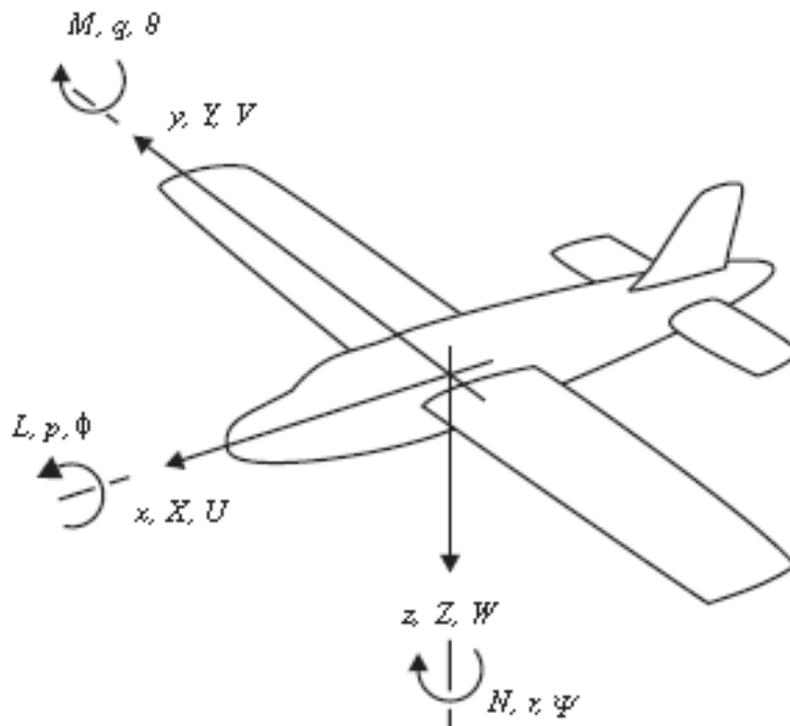


Figura 1 – Eixos fixos de referência de uma aeronave (WRIGHT; COOPER, 2007)

1.3 Objetivo do trabalho

O objetivo deste trabalho é mostrar os diferentes cenários dos carregamentos previstos para os conjuntos de trens de pouso de aviões de operação terrestre, juntamente com as respectivas equações matemáticas para o cálculo desses carregamentos.

Um típico trem de pouso de avião é analisado quanto aos carregamentos previstos para certificação, utilizando os dados reais de um modelo de aeronave para o cálculo dessas cargas.

1.4 Organização do trabalho

Este trabalho está estruturado da seguinte forma: no Capítulo 2 são apresentados os conceitos fundamentais de trem de pouso e as diferentes configurações construtivas. No capítulo 3 são apresentados os diversos cenários de carregamentos analisados nos conjuntos de trens de pouso de aviões. No Capítulo 4 são efetuados os cálculos das cargas em um trem de pouso. No Capítulo 5 apresentam-se os resultados. No Capítulo 6 apresentam-se os comentários e as conclusões gerais.

2 CONCEITOS FUNDAMENTAIS SOBRE TRENS DE POUSO DE AVIÕES

2.1 Introdução

Dos muitos componentes internos que devem ser definidos no projeto de uma aeronave, os conjuntos de trens de pouso são os que exigem os maiores cuidados. O trem de pouso é um componente cuja estrutura suporta a aeronave no solo permitindo que a mesma se movimente nos pátios de estacionamento, pistas de decolagem e de táxi. Os trens de pouso devem ser colocados na posição correta para pouso, táxi e decolagem, e, quando do tipo retrátil, devem ser recolhidos no interior da aeronave sem afetar a estrutura e demais componentes. Este capítulo mostra as características dos trens de pouso de aviões de operação terrestre.

As principais funções de um trem de pouso são:

- a) Manter a aeronave estável no solo durante o processo de embarque e desembarque de passageiros e/ou carga e no taxiamento;
- b) Permitir que a aeronave se movimente durante o taxiamento;
- c) Proporcionar uma distância segura dos componentes da aeronave em relação ao solo;
- d) Absorver os choques durante a operação de pouso;
- e) Facilitar a decolagem, permitindo a aceleração e a rotação da aeronave com o menor atrito possível;

2.2 Configurações de trens de pouso

O projeto do trem de pouso possui várias interações com o projeto estrutural da aeronave. Os principais parâmetros para o projeto são:

1. Tipo;
2. Fixo, retrátil e parcialmente retrátil;
3. Altura;

4. Distância entre eixos;
5. Bitola;
6. Distância entre o trem principal e o centro de gravidade da aeronave;
7. Dimensão do montante;
8. Dimensionamento dos pneus;
9. Alojamento do trem de pouso (se do tipo retrátil);
10. Carregamento em cada montante.

A Figura 2 mostra alguns parâmetros primários de um trem de pouso. O projeto e o posicionamento do trem de pouso são determinados pelas características únicas associadas a cada aeronave, ou seja, requisitos de geometria, peso e perfil de operação. Dado o peso e o passeio do centro de gravidade da aeronave, as configurações adequadas são identificadas e revisadas para determinar o quanto elas correspondem à estrutura da fuselagem, ao contato com o solo e aos requisitos operacionais. As características essenciais, como o número e o tamanho das rodas e pneus, freios e mecanismo de absorção de choque, são selecionados em cumprimento às normas aeronáuticas.

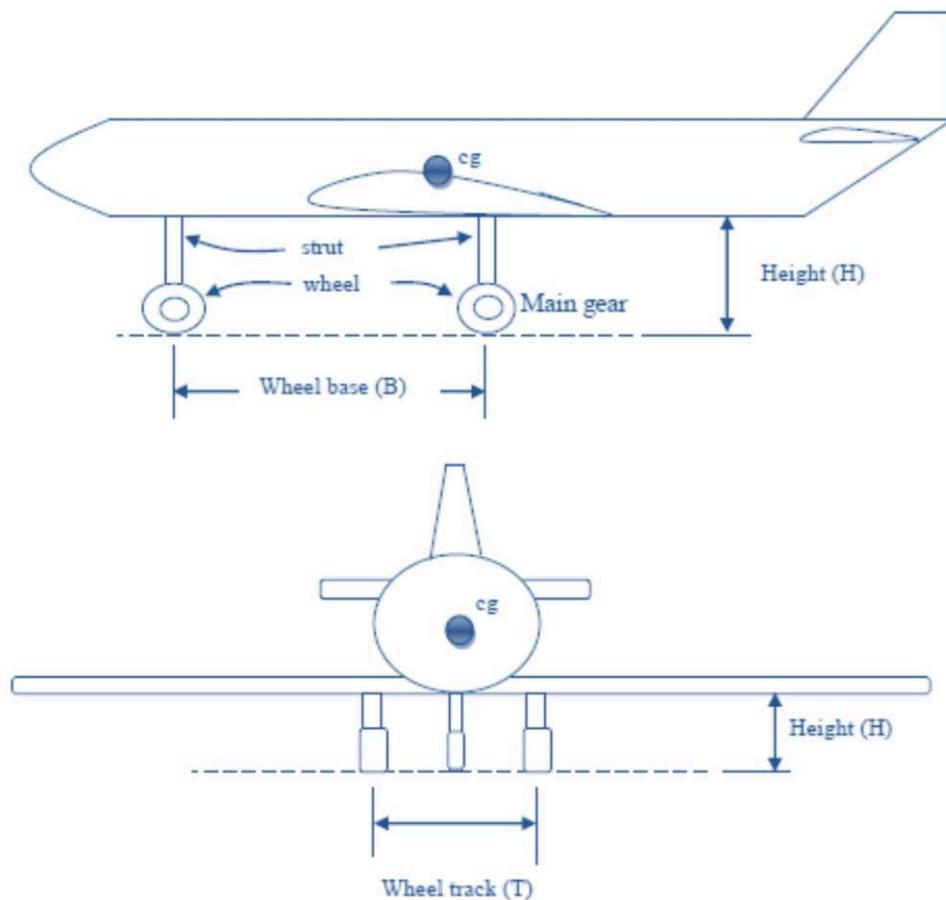


Figura 2 – Parâmetros primários de um trem de pouso (SADRAEY, 2002)

Com base nas considerações de projeto, são estabelecidos limites de restrição de uso no posicionamento do trem de pouso, bem como é determinado se as características violam os requisitos especificados.

As considerações incluem a estabilidade na decolagem e no pouso e durante a rolagem, frenagem e qualidades de direção, altura em relação ao solo e manobras terrestres.

O primeiro passo de um projetista no processo de desenvolvimento do trem de pouso é selecionar a configuração. As funções de um trem de pouso podem ser realizadas através da aplicação de várias configurações. Os requisitos de projeto são partes dos requisitos gerais, incluindo custo, desempenho, estabilidade, controle, manutenção e considerações operacionais. De acordo com Sadraey (2002), existem dez configurações para um trem de pouso:

1. Único;
2. Biciclo;
3. Instalado na cauda (bequilha);
4. Triciclo ou com trem de nariz;
5. Quadriciclo;
6. Múltiplo;
7. Lançado por trilhos;
8. Patim;
9. Dispositivo para pouso na água;
10. Perna humana.

2.3 Projetos de trens de pouso

Os projetos de trens de pouso cresceram em complexidade desde a introdução de patins nos primeiros biplanos. Durante a Primeira Guerra Mundial, os aviões utilizavam absorvedores de choque, sendo que esses trens de pouso usavam anéis de borracha em torno dos eixos onde eles eram ligados aos suportes de apoio. Os primeiros sistemas de absorção óleo-pneumáticos começaram a ser usados em 1918. O nome óleo-pneumático refere-se ao uso do óleo hidráulico em combinação com o ar. Desde aquela época, os trens de pouso tornaram-se cada vez mais complexos, principalmente por causa do aumento das exigências que lhes foram impostas. A Tabela 1 mostra os avanços mais significativos nos trens de pouso ao longo das décadas do século 20.

Tabela 1 – Avanços significativos na área de trens de pouso (HEEREN, 2005)

Década	Estrutura	Rodas e freios
1900	Voo das primeiras aeronaves na América e na Europa	
1910	Amortecedores a óleo Amortecedores óleo-pneumáticos	Pneus e rodas especiais Pneus com estrutura interna Primeiros freios nas rodas
1920	Trens de pouso retráteis	Freios nas rodas popularizam-se Rodas com molas internas
1930		Freios diferenciais são demonstrados Sistemas hidráulicos de freios
1940	Molas a líquido são desenvolvidas Trens de pouso com múltiplas rodas Solda a pressão nas partes de aço Trem de pouso instalado na dianteira Ligas de alumínio de alta resistência	Primeira aeronave com dupla roda nos trens de pouso principais e de nariz (B-29) Freios a disco Sistemas antitravamento das rodas
1950	Aços de resistência muito alta usados em trens de pouso	Pneus de alta pressão Pneus sem câmara
1960	Ligas de alumínio de alta durabilidade e resistência à corrosão e fadiga	Sistemas eletrônicos de antitravamento das rodas
1970	Controle eletrônico de direção do trem dianteiro Molas a nitrogênio líquido	Freios a disco de carbono-carbono
1980	Amortecedores passivos para correr em solo Amortecedores adaptativos para correr em solo (suspensão ativa)	
1990		

Além disso, os requisitos de arrasto impedem grandes perfis de trem de pouso, sendo necessário que complexos mecanismos de retração fossem desenvolvidos para poder acomodar grandes conjuntos de trem de pouso em um envelope de baixo arrasto. Obviamente, o peso de um conjunto de trem de pouso combinado com a sua integridade estrutural representa um grande desafio de projeto.

A Figura 3 mostra um típico trem de pouso, que consiste em amortecedores, rodas, pneus, freios, articulações, sistemas de direção, e as provisões para macacos e reboque.

Em grandes aviões, os conjuntos de trem de pouso possuem uma configuração *cantilever*, que opera em ação telescópica em um componente do tipo pistão-eixo dentro de um cilindro e/ou alojamento. Esse tipo de estrutura não é uma verdadeira estrutura *cantilever*, pois a estrutura principal é apoiada para absorver a reação do carregamento transversal do conjunto roda/pneu. O elemento de reforço pode ser separado ou parte integral do alojamento. As Figuras 3 e 4 mostram ilustrações de trens de pouso do tipo *cantilever*.

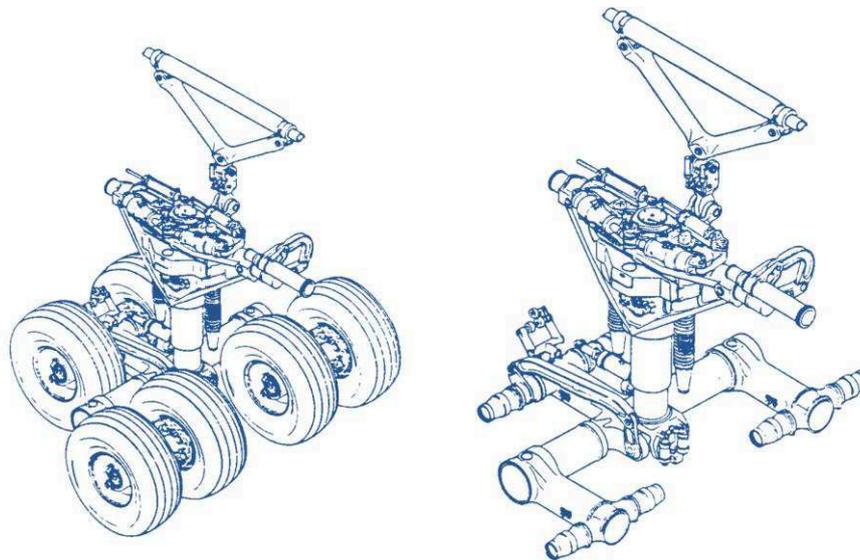


Figura 3 – Trem de pouso principal e de nariz da aeronave Galaxy C-5 (NIU, 1999)

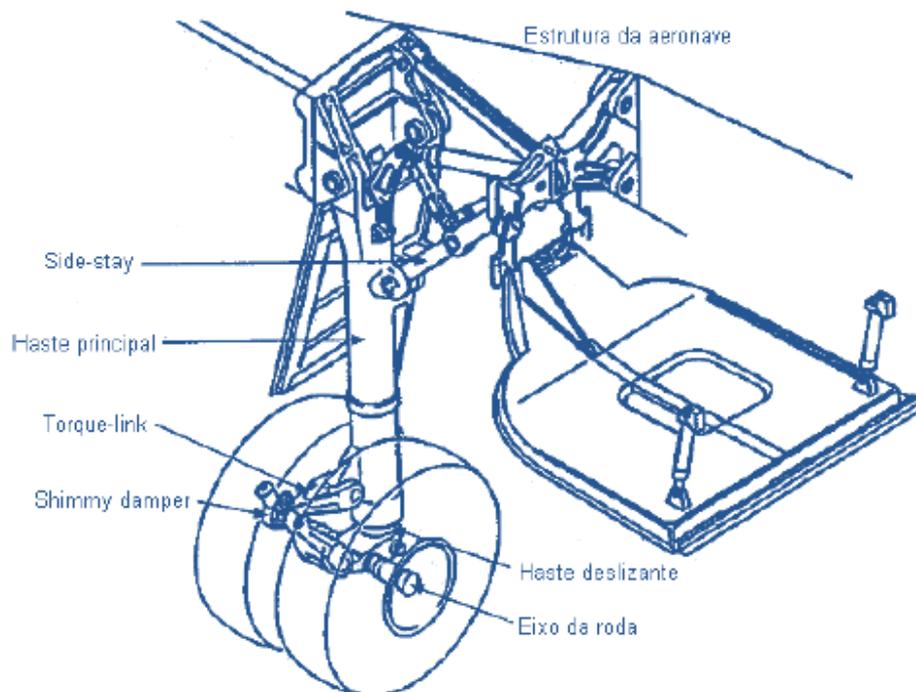


Figura 4 – Componentes básicos de um trem de pouso (HEEREN, 2005)

Antigos pequenos aviões e alguns grandes aviões também antigos utilizam uma configuração de trem de pouso do tipo triangular, que possui três membros que convergem aproximadamente na interseção central do eixo da roda, proporcionando uma boa estabilidade para todas as direções de carga do pneu. Um membro do trem triangular é projetado para absorver os choques. Um problema desse tipo de trem de pouso é que o movimento lateral angular dos braços provoca o desgaste lateral do pneu. A Figura 5 mostra um trem de pouso do tipo triangular.



Figura 5 – Trem de pouso principal do tipo triangular (EUA, 2015)

Para aviões de pequeno porte, o tipo de trem de pouso principal mais comum é o de lâmina, sendo constituído por uma simples peça em formato laminar ou tubular que é conectada ao eixo da roda. Embora esse sistema seja eficaz e de baixo custo, o que é adequado para o uso em pequenas aeronaves, ele oferece um desempenho de baixa absorção de impacto, o que faz o avião saltar da mesma forma que um carro quando está com problemas em seus amortecedores. Além disso, o movimento lateral angular da lâmina também provoca o desgaste lateral do pneu. A Figura 6 mostra um trem de pouso do tipo mola (SADRAEY, 2002).



Figura 6 – Trem de pouso principal do tipo lâmina – Aeronave Cessna 172

Devido à complexidade da estrutura do trem de pouso e a importância fundamental da sua confiabilidade e integridade estrutural, o processo de decisão de concepção é geralmente difícil. Entre os fatores que regem a concepção de um trem de pouso estão os caminhos das cargas, o grau de indeterminação da estrutura, bem como a seleção de materiais. Os caminhos das cargas de um trem de pouso geralmente são funções de dois fatores:

1. Relativa rigidez dos componentes estruturais, isto é, o componente mais resistente reage proporcionalmente a cargas maiores do que o componente de menor rigidez.
2. A ação deslizante entre os diferentes componentes, tais como o movimento do êmbolo no interior do cilindro, que desliza no interior do alojamento.

Outro fator importante no projeto de um trem de pouso é o número de casos de carregamento, em torno de 20, que devem ser examinados. A análise de muitos casos de carregamento, mesmo para um projeto simples, pode ser um processo muito demorado (ELSAIE; SANTILLAN JR., 1987).

2.4 Parâmetros de projeto

Em termos de procedimento de projeto, o trem de pouso é o último grande componente de aeronave a ser projetado. Assim, todos os componentes principais, tais como asas, cauda, fuselagem e sistema de propulsão devem ser concebidos antes do trem de pouso. Além disso, a localização do centro de gravidade deve ser previamente conhecida para o projeto do trem de pouso (SADRAEY, 2002).

Os conjuntos de trem de pouso podem ser projetados adotando os conceitos de parâmetros de hierarquia delineados por Schmit e Mallet (1964):

1. Tipo de estrutura;
2. Disposição geral;
3. Material;
4. Geometria da estrutura;
5. Tamanho dos elementos.

Com esses dados, a otimização estrutural pode ser desenvolvida através da análise de todos os parâmetros acima como variáveis de projeto.

2.4.1 Requisitos de projeto e análises funcionais

A fim de permitir o funcionamento eficaz de um trem de pouso, os seguintes requisitos de projeto devem ser estabelecidos (SADRAEY, 2002):

1. Espaço livre no solo;
2. Comando de direcionamento;
3. Rotação para decolagem;
4. Prevenção contra inclinações excessivas das extremidades da aeronave;
5. Prevenção contra giros excessivos;
6. Toque no solo durante o pouso;
7. Aterrissagem
8. Cargas estáticas e dinâmicas;
9. Integridade estrutural da aeronave;
10. Estabilidade lateral no solo;
11. Baixo custo;
12. Baixo peso;
13. Manutenção;
14. Fabricação.

2.4.2 Disposições de trens de pouso

As opções mais comuns para arranjos de trens de pouso são mostradas na Figura 7. Um único trem principal é utilizado em muitos planadores devido à sua simplicidade, podendo a roda ser instalada à frente do centro de gravidade. Também pode ser instalada atrás do centro de gravidade juntamente com um patim (*skid*) na parte traseira da fuselagem. O tipo bicicleta possui duas rodas principais, uma à frente e outra atrás do centro de gravidade, em conjunto com pequenas rodas nas asas para impedir que a aeronave se incline lateralmente.

O trem de pouso do tipo bicicleta tem a roda traseira distante do centro de gravidade, de modo que a decolagem e o pouso da aeronave devem ser em uma atitude nivelada, o que limita a utilização desse tipo de arranjo. O trem de pouso do tipo bicicleta é usado principalmente em aviões com fuselagem estreita e de grande envergadura.

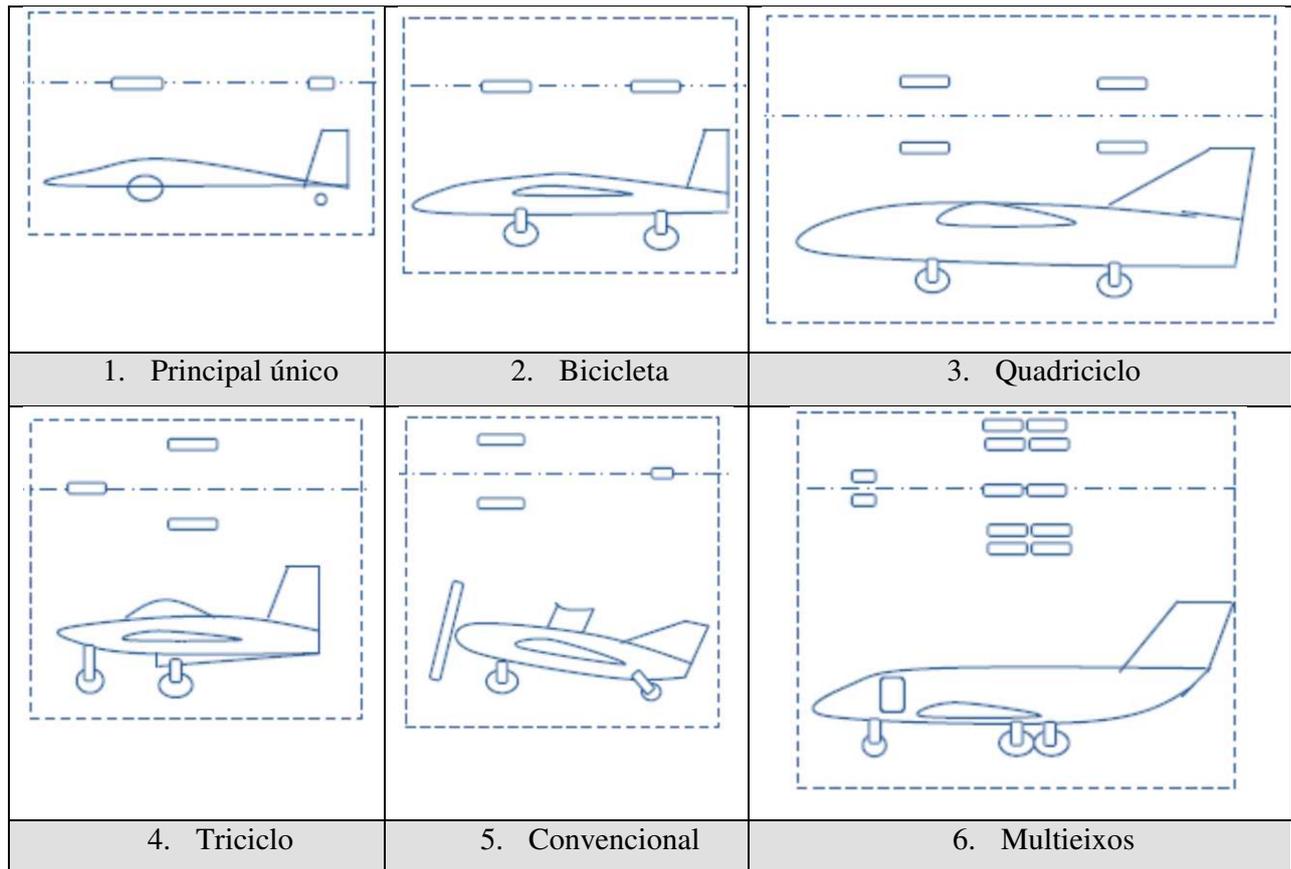


Figura 7 – Arranjos mais comuns de trens de pouso (SADRAEY, 2002)

O trem de pouso do tipo convencional possui duas rodas principais à frente do centro de gravidade e uma roda auxiliar na cauda. Esse tipo de trem de pouso provê uma boa folga para a(s) hélice(s) e tem menor resistência e peso. Comparativamente, também permite que as asas gerem mais sustentação em operações em pistas não pavimentadas do que o trem de pouso triciclo. Porém, o trem de pouso do tipo convencional é inerentemente instável. Se a aeronave tender a não manter a direção em solo, a localização do centro de gravidade atrás do trem de pouso principal facilita a pilonagem. O controle da direção no solo também requer habilidade do piloto, pois ele deve manter a aeronave bem alinhada com a pista.

O arranjo mais comum usado atualmente é o do tipo triciclo, com duas rodas principais atrás do centro de gravidade e uma roda auxiliar a frente do mesmo. Com um trem de pouso triciclo, o centro de gravidade está à frente das rodas principais, tornando a aeronave estável no solo. Também permite que a aeronave pouse com um ângulo de ataque mais elevado. Além disso, o trem de pouso do tipo triciclo melhora a visibilidade à frente e permite uma cabine com piso plano para o embarque e desembarque de passageiros e de carga.

O trem de pouso do tipo quadriciclo se assemelha ao trem de pouso do tipo bicicleta, mas com um par de rodas em cada eixo. Este tipo de trem de pouso também requer decolagens e

pousos em atitude nivelada. Ele é usado nos aviões B-52, por exemplo, e em vários cargueiros, tendo como vantagem um baixo piso de carga.

Os arranjos anteriormente descritos também são vistos com duas, quatro ou mais rodas, em vez das rodas individuais mostradas na Figura 2. Em razão dos grandes pesos das aeronaves, faz-se necessário a utilização de várias rodas para compartilhar a carga.

Além disso, é muito comum o uso de rodas duplas no trem de nariz para manter algum controle em caso de um pneu furado. Da mesma forma, várias rodas principais são desejáveis para a segurança. Quando várias rodas são usadas em conjunto, elas são instaladas em um elemento estrutural com vários eixos, que está ligado à extremidade do montante de suporte do amortecedor.

Normalmente uma aeronave com peso inferior a 50.000 *lbs* utiliza uma única roda em cada trem de pouso principal, embora para a segurança em caso de um pneu furado, é sempre melhor usar duas rodas por montante. Entre 50.000 e 150.000 *lbs* é típica a utilização de duas rodas por perna de trem de pouso. Duas rodas por montante são utilizadas em aeronaves com peso de até 250.000 *lbs*.

Aeronaves com peso entre 200.000 e 400.000 *lbs* utilizam normalmente quatro rodas por montante. Aeronaves com peso superior a 400.000 *lbs* utilizam quatro montantes principais, tendo cada um quatro ou seis rodas. Esse tipo de arranjo distribui a carga total da aeronave ao longo do pavimento da pista.

Aeronaves que operam em porta-aviões devem usar rodas duplas no trem de nariz com pelo menos 19 polegadas de diâmetro para poder se acoplar no mecanismo de lançamento da catapulta. O cargueiro C-5 Galaxy, por exemplo, emprega quatro rodas no trem de nariz para distribuir a carga do pneu, permitindo operação em pisos relativamente macios (SADRAEY, 2002).

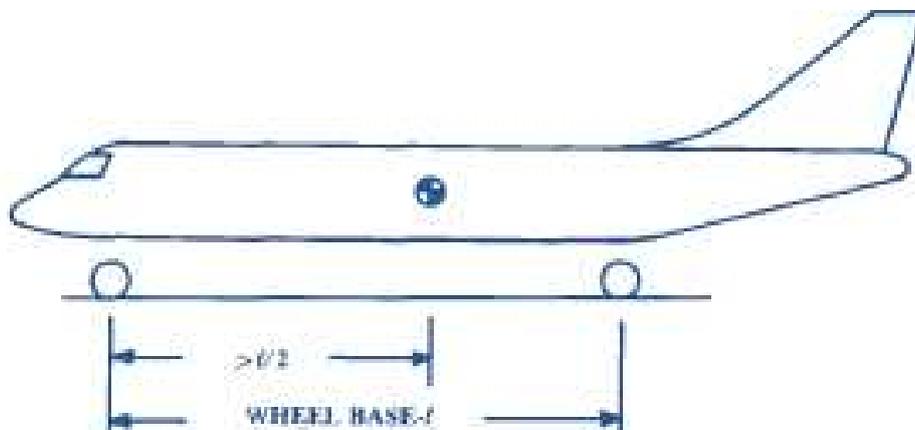


Figura 8 – Trem de pouso do tipo bicicleta (RAYMER, 1992)

Orientações para a disposição de um trem de aterrissagem do tipo bicicleta são mostradas na Figura 8. O centro de gravidade deve estar atrás do ponto médio entre os dois eixos. O centro de gravidade deve estar entre 16 e 25 graus atrás da posição vertical medida a partir da localização da roda principal (RAYMER, 1992).

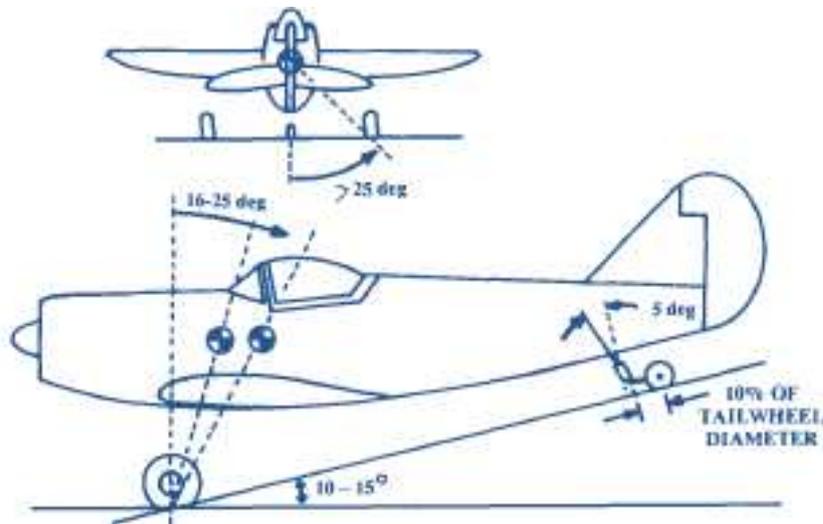


Figura 9 – Trem de pouso convencional (RAYMER, 1992)

Para evitar que a aeronave se incline lateralmente, as rodas principais devem ter uma distância entre eixos com um ângulo de 25° deslocado do centro de gravidade, tal como medido na parte traseira para evitar que a aeronave se incline para trás e a cauda toque o solo - Figura 9 (RAYMER, 1992).

A disposição do trem de pouso triciclo, como mostrado nas Figuras 10, 11 e 12, requer mais cuidados. O comprimento do trem de pouso deve ser definido de modo que a cauda não toque o solo no desembarque de passageiros ou na remoção de carga. Isso é medido a partir da roda na posição estática, assumindo um ângulo de ataque para aeronave que forneça 90% da sustentação máxima. Este ângulo varia entre 10° e 15° para a maioria das aeronaves.

O maior ângulo de ataque possível em solo é o máximo que o nariz da aeronave pode se levantar fazendo a cauda tocar no solo, estando com o montante do trem de pouso principal totalmente estendido. Para evitar que a aeronave se incline para trás, o ângulo da posição vertical do trem principal em relação ao centro de gravidade deve ser maior do que da extremidade traseira ou 15° , o que for maior (RAYMER, 1992).

Para aeronaves que operam em porta-aviões esse ângulo frequentemente excede 25° , o que implica que o centro de gravidade dessas aeronaves esteja bem à frente das rodas principais. Isso garante que durante o rolamento na pista a aeronave não vá se inclinar para trás. No entanto,

isso também faz com que seja difícil levantar o nariz da aeronave na decolagem. Se a roda do trem de nariz está suportando mais de 20% do peso da aeronave, o trem principal provavelmente estará muito atrás em relação ao centro de gravidade. Por outro lado, se a roda de nariz estiver suportando menos que 5% do peso total da aeronave, não haverá aderência suficiente nessa roda para direcionar a aeronave no solo. A gama ótima de peso da aeronave que é suportado pela roda de nariz está entre 8 e 15% (RAYMER, 1992).

O ângulo de giro é uma medida de tendência da aeronave em mudar de direção quando taxiando em torno de uma curva fechada. Essa medida é tomada pelo ângulo formado entre o centro de gravidade e a roda principal, visto pela parte traseira em um local onde a roda principal está alinhada com a roda de nariz. Para a maioria das aeronaves este ângulo não deve ser maior do que 63° (54° para aeronaves que operam em porta-aviões).

A Figura 10 também mostra o ângulo de curso do amortecedor do montante, sendo desejado que este esteja em torno de 7° . Esse ângulo ideal permite que o pneu se mova para cima e para trás quando passar por alguma irregularidade do terreno, tendendo assim a suavização da rolagem. No entanto, qualquer ângulo de curso do montante em torno de 10° atrás da posição vertical é aceitável. A geometria do montante onde o pneu avance para frente quando se mover para cima é indesejável (RAYMER, 1992).

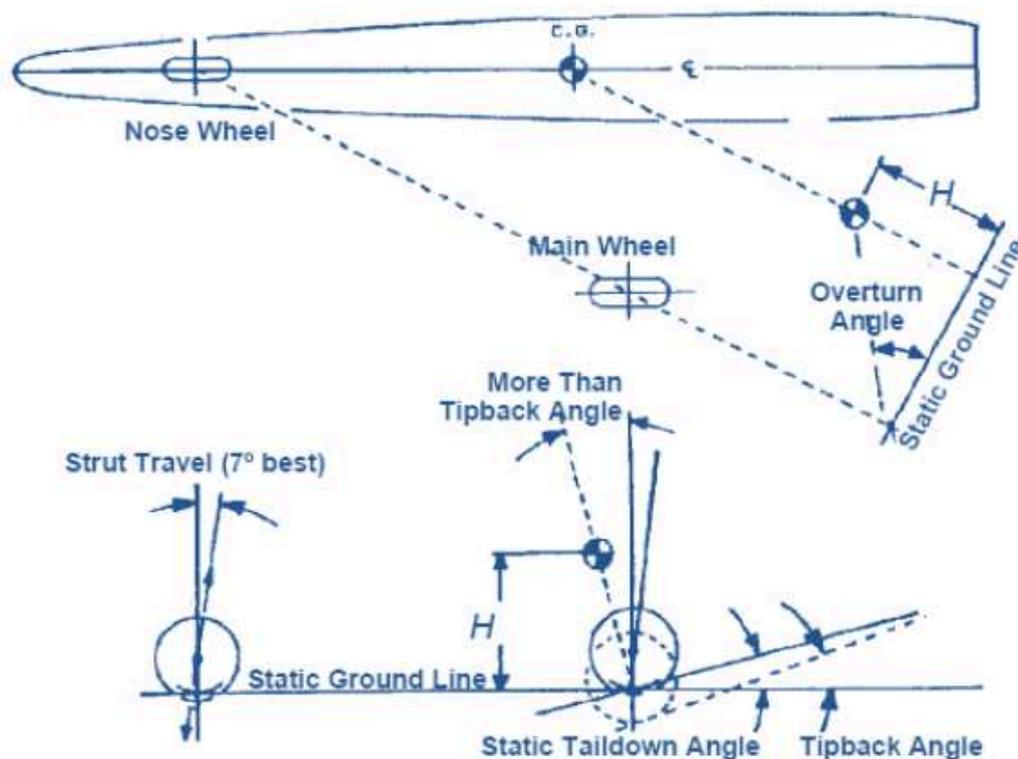


Figura 10 – Trem de pouso triciclo – disposição e geometria (RAYMER, 1992)

O ângulo de arfagem disponível na decolagem e na aterrissagem deve ser igual, ou, de preferência exceder as exigências impostas pelas características de desempenho ou de voo. Uma limitação geométrica para o ângulo de arfagem é prejudicial para a velocidade de decolagem, e, por consequência necessita de pistas mais longas. Da mesma forma, uma limitação geométrica para o ângulo de rotação pode resultar num limite operacional indesejável em condição de pouso com vento cruzado. O ângulo de rotação de decolagem é previsto no projeto preliminar, como na vista lateral de uma aeronave mostrada na Figura 13. Os valores finais dos ângulos de ataque e de rotação são encontrados com o detalhamento das características de desempenho da aeronave (RAYMER, 1992).

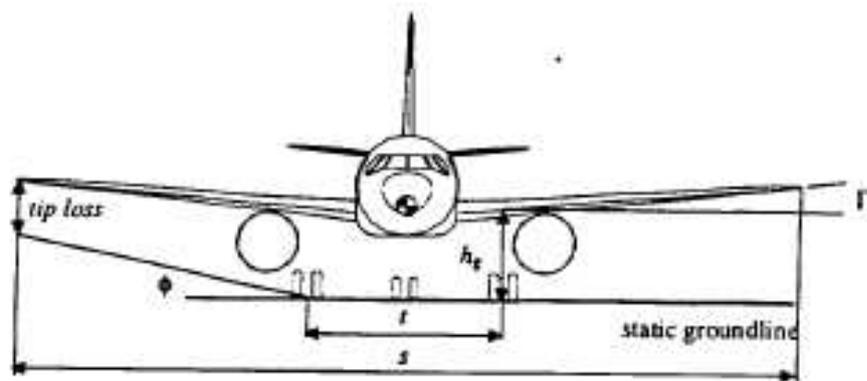


Figura 11 – Trem de pouso triciclo – vista frontal (RAYMER, 1992)

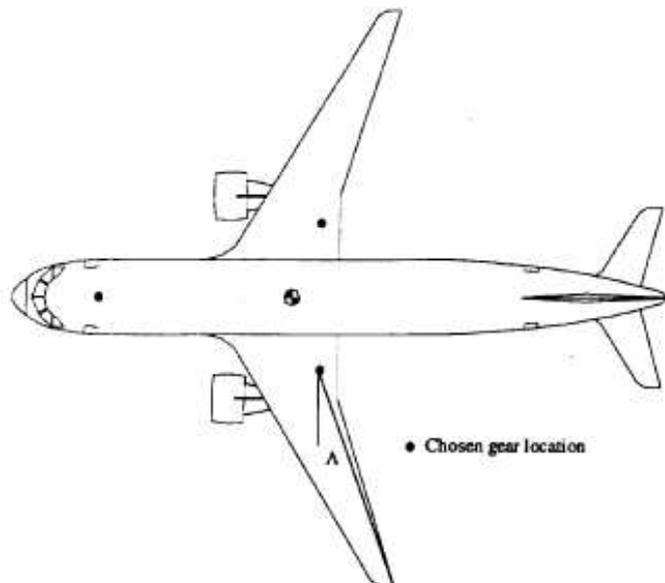


Figura 12 – Trem de pouso triciclo – vista superior (RAYMER, 1992)

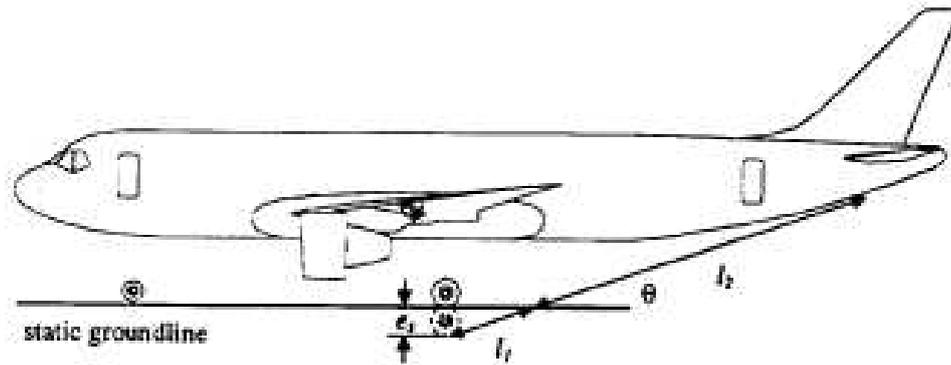


Figura 13 – Trem de pouso triciclo – vista lateral (RAYMER, 1992)

2.4.3 Definições geométricas em relação aos ângulos de arfagem e rolagem

Os dados aerodinâmicos detalhados necessários nem sempre estão disponíveis na fase do projeto conceitual. A maioria dos aviões com trens de pouso do tipo triciclo ou convencional é projetada de tal forma que não possam rodar com um ângulo superior ao especificado.

Tipicamente, o valor situa-se entre 12 e 15°. Além do problema de provocar danos na cauda, o centro de gravidade da aeronave não pode girar sobre ou atrás da posição do trem principal, sendo este fenômeno conhecido como inflexão da cauda e é fundamental durante o pouso - Figura 13.

Com os flaps totalmente estendidos, o ângulo de ataque crítico da asa durante a aterrissagem é menor do que na decolagem. Conseqüentemente, o ângulo de inclinação (arfagem) durante a aterrissagem é geralmente menor do que durante a decolagem. O ângulo de arfagem durante os pousos e decolagens é da ordem de 5 a 8° em grandes aviões de transporte – Figura 13 (CHAI; MASON, 1996).

2.4.4 Considerações sobre o projeto da estrutura do trem de pouso

No projeto de engenharia de uma estrutura, há sempre duas condições que devem ser preenchidas:

- a) A estrutura deve executar uma determinada função;
- b) O custo total deve ser mínimo.

Tradicionalmente, o desempenho é considerado satisfatório quando a estrutura suporta as cargas impostas de forma segura e geralmente se comporta de uma maneira aceitável em todas

as condições esperadas. O comportamento estrutural é geralmente determinado utilizando métodos de elementos finitos.

Em certos tipos de estruturas, como fuselagens e trens de pouso, o peso é um fator muito importante no projeto, podendo afetar o custo e o desempenho total de maneira muito significativa. Os conjuntos de trem de pouso e as suas estruturas de suporte pesam de 3 a 8% do peso total da aeronave. Portanto em um típico avião de transporte, um aumento de 20% no peso do trem de pouso pode elevar de 1400 a 1800 kg o peso da aeronave, o que é equivalente a 20 passageiros (RAYMER, 1992).

2.5 Trem de pouso retrátil

Praticamente todos os jatos civis de transporte recolhem o trem de pouso principal na junção asa-fuselagem. A maioria dos aviões de caça de asa baixa recolhe o trem de pouso principal na junção asa-fuselagem ou na asa, enquanto os caças médios e de asa alta recolhem o trem de pouso principal na fuselagem (RAYMER, 1992).

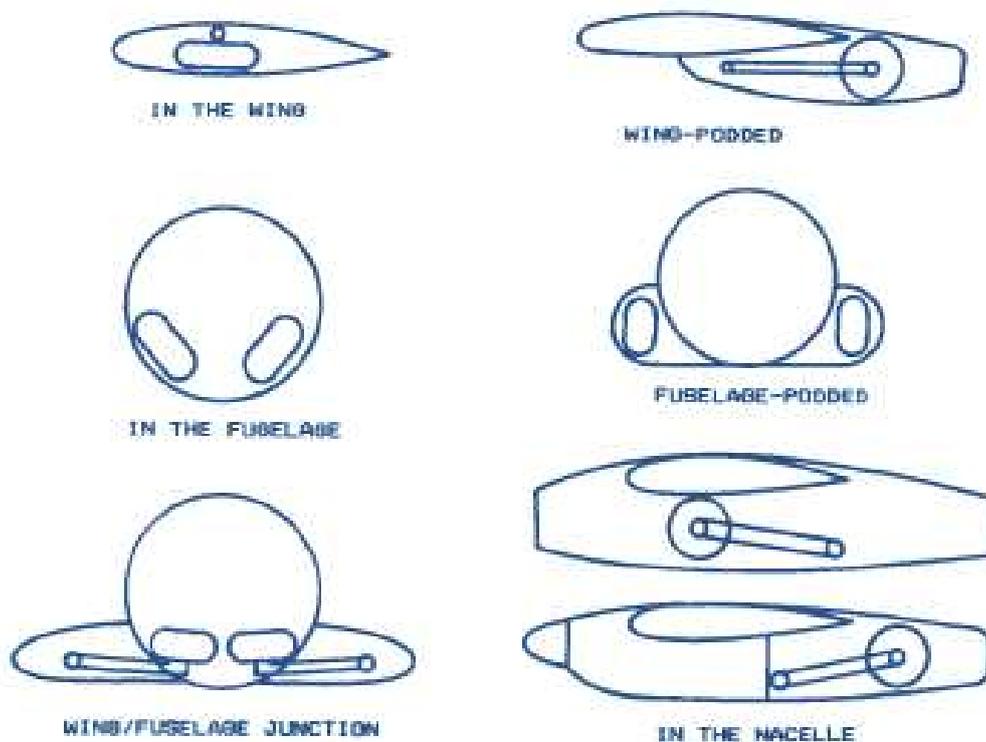


Figura 14 – Tipos de alojamento para trens de pouso principais (RAYMER, 1992)

A Figura 14 mostra as opções de retração e alojamento para trens de pouso principais. O posicionamento do trem de pouso principal na lateral da fuselagem, ou na junção asa-fuselagem proporciona melhores resultados aerodinâmicos, mas requer uma estrutura mais robusta e pode interferir nas longarinas. A instalação do trem de pouso principal nas asas aumenta o tamanho da caixa de asa, o que aumenta o peso e pode reduzir o volume de combustível. No entanto, os benefícios aerodinâmicos deste último arranjo superam as desvantagens para as aeronaves de maior velocidade.

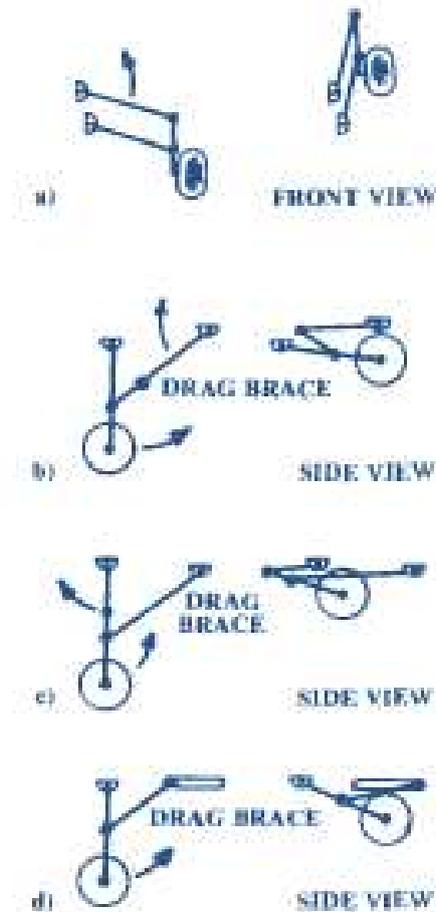


Figura 15 – Sistemas de retração de trens de pouso (RAYMER, 1992)

Enquanto algumas aeronaves mais lentas recolhem o trem de pouso principal na asa, na fuselagem, ou na junção asa-fuselagem, muitas aeronaves recolhem o trem de pouso principal em naceles. Isso reduz significativamente o peso, pois a estrutura da asa e da fuselagem é ininterrupta (RAYMER, 1992).

A maioria dos mecanismos de retração de trens de pouso é baseada em mecanismos de quatro barras. Esse mecanismo utiliza três membros (a quarta barra é a estrutura da aeronave) ligados por pivôs. O arranjo de quatro barras fornece um trem de pouso simples e leve, pois as

cargas passam por elementos rígidos e pivôs simples. Diversas variações de mecanismos de quatro barras de trens de pouso são mostradas na Figura 15. A mais antiga forma de mecanismo de quatro barras para trens de pouso retração é mostrada na Figura 15.a, onde a roda está na parte inferior de um membro vertical do trem de pouso e está ligada a braços paralelos, que por sua vez se conectam à fuselagem. O trem de pouso se retrai girando os braços para cima e para dentro.

A Figura 15.b mostra a disposição típica para retração de um trem de nariz. O braço diagonal é assim chamado porque ele resiste às cargas aerodinâmicas (bem como às cargas de frenagem) e se articula no meio para a retração. O braço de arrasto pode estar atrás da roda com o mecanismo de retração do trem posicionado para trás ou pode estar à frente da roda com o mecanismo de retração do trem de pouso instalado a frente. O último é preferível, pois as cargas do fluxo de ar de impacto irão empurrar o trem de pouso para baixo no caso de uma falha do sistema de retração.

Na Figura 15.c os elementos verticais do mecanismo de retração do trem de pouso são articulados em substituição ao braço de arrasto, o que tem a vantagem de reduzir o comprimento do conjunto recolhido, porém, esse sistema normalmente é mais pesado.

A Figura 15.d mostra o uso de uma articulação deslizante em vez de uma ligação de quatro barras. O movimento deslizante é frequentemente fornecido por um mecanismo do tipo parafuso sem-fim para recolher o trem. Esse sistema é normalmente mais pesado do que um mecanismo de quatro barras, pois o conjunto deve ser resistente o suficiente para suportar as cargas do trem de pouso. No entanto, esse sistema é muito simples e compacto.

Os conceitos de mecanismos de retração de trens de pouso mostrados na Figura 15 são aplicáveis ao trem de nariz ou aos principais que se retraem para trás. No entanto, os mesmos conceitos básicos podem ser usados em trens principais que se retraem para dentro ou para fora da fuselagem (RAYMER, 1992).

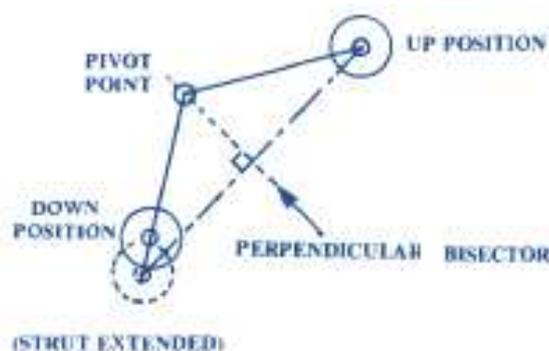
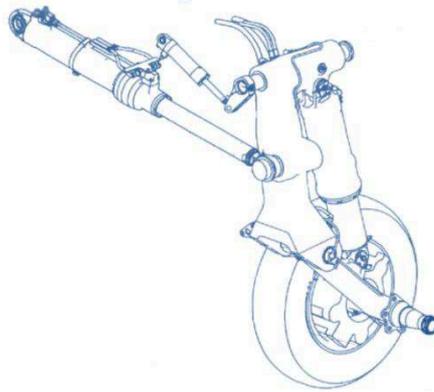


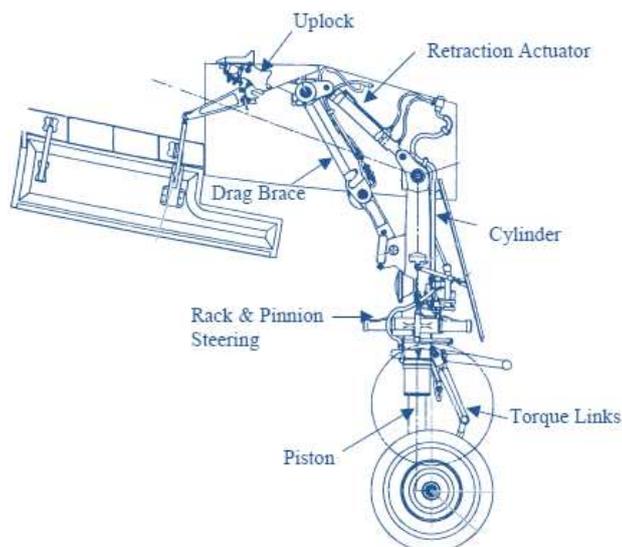
Figura 16 – Determinação do ponto de articulação (RAYMER, 1992)

A perna do trem de pouso é fixada à aeronave no ponto de articulação. Este é determinado como se mostra na Figura 16. O ponto de articulação pode estar em qualquer lugar ao longo da bissetriz perpendicular à linha que liga as posições em cima e em baixo do trem de pouso. Normalmente, o montante do trem de pouso pode se estender completamente antes do recolhimento, tal como mostrado na Figura 16, embora seja possível instalar um mecanismo de retração que faz com que o trem de pouso seja recolhido com o montante na posição comprimida. A Figura 17 mostra um exemplo de trem de pouso principal e de nariz retrátil e a Figura 18 mostra um típico sistema de recolhimento de um trem de principal.

É também possível proporcionar um mecanismo de giro que altere o ângulo entre a perna do trem de pouso e o eixo da roda, quando o trem de pouso é recolhido. Isso às vezes é necessário para permitir que a roda permaneça deitada dentro do alojamento quando o trem de pouso estiver recolhido (RAYMER, 1992).



a. Trem de pouso principal



b. Trem de pouso de nariz

Figura 17 – Exemplo de trem de pouso principal e de nariz (HEERENS, 2014)

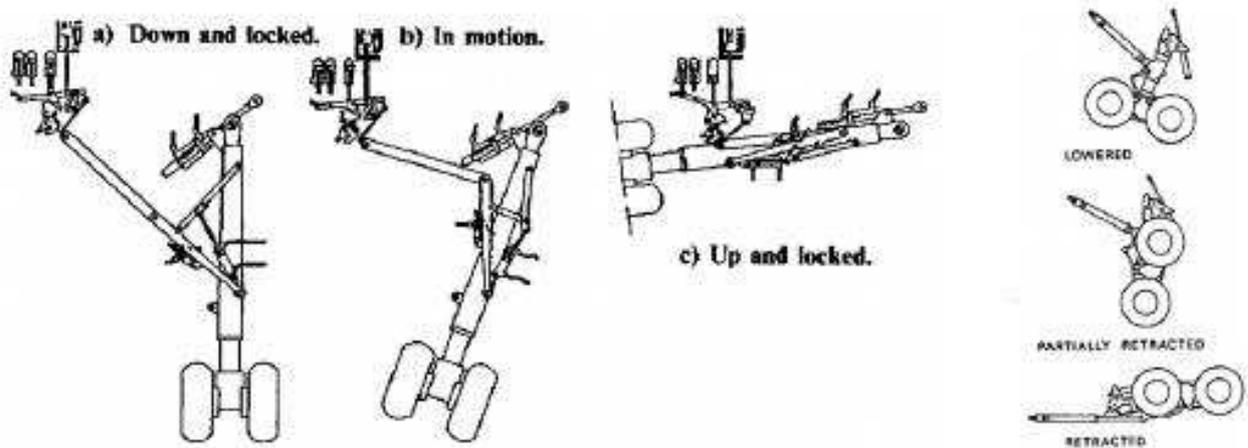


Figura 18 – Típico sistema de recolhimento de um trem de pouso montado na asa (esquerda) e montado na fuselagem (direita) (HEERENS, 2014)

2.6 Posicionamento dos conjuntos de trem de pouso na aeronave

A localização precisa do centro de gravidade da aeronave é essencial para o posicionamento dos conjuntos de trem de pouso. O posicionamento é necessário de tal forma que haja estabilidade no solo, forneça capacidade de manobra e que as folgas requeridas sejam atendidas. A Figura 19 mostra uma típica carta para dimensionamento, considerando o balanceamento estático da aeronave.

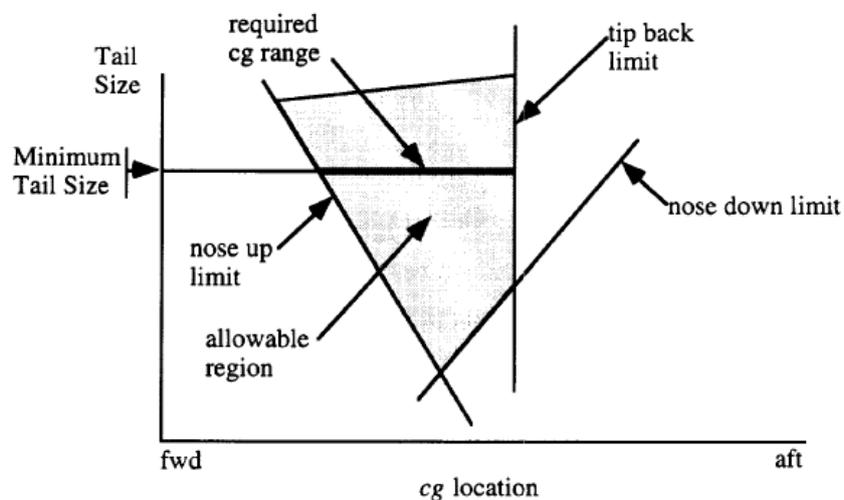


Figura 19 - Típica carta para dimensionamento do comprimento de caudas para balanceamento estático de aeronaves (CHAI; MASON, 1996)

É importante escolher a posição para o trem de pouso de modo que não precise ser modificado devido à relação com o comprimento do montante ao considerar opções de outras versões para a mesma aeronave. No caso de grandes aeronaves, deve ser considerado um possível aumento no comprimento da fuselagem, pois isso reduz o ângulo de rotação máxima para decolagem.

O resultado do posicionamento do trem de pouso é função resultante da altura mínima do trem principal. A altura do trem de nariz é determinada a partir da altura do trem principal e da atitude desejada para a fuselagem no solo (CHAI; MASON, 1996).

2.7 Amortecedores de choque

2.7.1 Tipos de amortecedores

O trem de pouso deve absorver o choque de uma aterrissagem brusca e suavizar a rolagem quando a aeronave estiver se movimentando no solo. As formas mais comuns de amortecedores são mostradas na Figura 20. Os próprios pneus fornecem alguma capacidade de absorção de choque. Planadores e algumas aeronaves de construção amadora são construídos com eixos rígidos, contando unicamente com os pneus para a absorção de choques. Muitas aeronaves antigas foram construídas usando um eixo rígido montado com algum movimento vertical. Neste caso o eixo é fixo à aeronave com fortes cordas de borracha que se esticam quando o eixo é movido para cima.

O trem de pouso do tipo lâmina é utilizado em aeronaves da aviação geral (como em aeronaves monomotoras da Cessna Aircraft). A lâmina é tão simples quanto possível, mas é ligeiramente mais pesada do que outros tipos de trens de pouso. Nota-se que o trem de pouso do tipo lâmina desvia-se com algum movimento lateral em vez de apenas movimentar-se para cima e para baixo. Este movimento lateral tende a forçar os pneus lateralmente contra a pista, desgastando-os. A lâmina não tem nenhum amortecimento adicional, o que faz a aeronave saltar.

Os amortecedores do tipo ar-óleo são os mais comuns utilizados atualmente em trens de pouso - Figura 21. O conceito foi patenteado em 1915 como um dispositivo de recuo para grandes canhões. O óleo faz o efeito mola enquanto o ar comprimido faz a função de amortecimento através de um êmbolo que força o óleo através de um pequeno orifício. Para máxima eficiência, muitos sistemas tem um mecanismo que varia o tamanho do orifício à medida que o óleo é comprimido.

Quando usado como um amortecedor, o sistema deve fornecer a quantidade necessária de óleo para a deflexão completa do conjunto, o que pode aumentar a altura total do trem de pouso. Além disso, o suporte deve ser forte o suficiente para suportar as cargas laterais e de frenagem das rodas. Para reparar ou substituir o amortecedor, o conjunto inteiro da roda deve ser removido, pois é acoplado na parte inferior do montante (CHAI; MASON, 1996).

O trem de pouso triangular é semelhante ao trem de pouso com amortecimento linear vertical. Quando a trem de pouso triangular é flexionado, um amortecedor do tipo ar-óleo é comprimido. Isso proporciona um efeito de alavancagem em que a quantidade de óleo usada é pequena em comparação ao curso requerido para a roda. Isso é especialmente útil para aeronaves que operam em porta-aviões, que requerem grandes amplitudes de curso da roda para absorver as cargas de impacto.

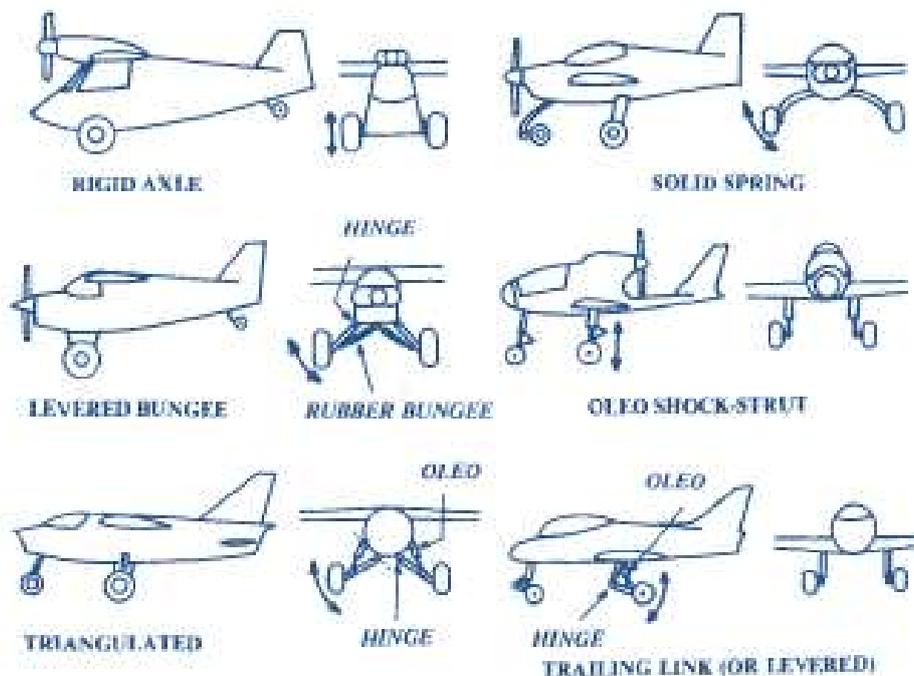


Figura 20 – Tipos de amortecedores para trens de pouso (RAYMER, 1992)

Em um trem de pouso triangular, o óleo pode ser substituído sem necessidade de remover o conjunto da roda. As cargas laterais da roda e de frenagem são suportadas pelas pernas do trem de pouso, o que reduz o peso do óleo. No entanto, o trem de pouso triangular completo é geralmente um pouco mais pesado do que o do tipo onde o amortecedor é montado na própria estrutura principal do conjunto, com amortecimento vertical linear. Além disso, existe um efeito de fricção de pneu que encurta a sua vida útil.

O trem de pouso do tipo triangular é visto em aeronaves menores usando blocos de borracha ou molas em compressão em vez de um amortecedor do tipo ar-óleo. Os blocos de borracha ou molas podem estar dentro da fuselagem, que reduzem a parte exposta do trem de pouso, mas exige que a perna do trem de pouso suporte o peso da aeronave em balanço, aumentando o peso do conjunto (RAYMER, 1992).

A Tabela 2 mostra a eficiência dos absorvedores de choque.

Tabela 2: Eficiência dos absorvedores de choque (RAYMER, 1992)

Tipo	Eficiência η
Lâmina de aço	0,50
Mola helicoidal de aço	0,62
Mola de ar	0,45
Bloco de borracha	0,60
Tiras de borracha elástica	0,58
Sistema óleo-pneumático de orifício fixo	0,65 – 0,80
Sistema óleo-pneumático de orifício variável	0,75 – 0,90
Pneu	0,47

2.7.2 Determinação da deflexão

A deflexão exigida pelo sistema de absorção de choque depende da velocidade vertical no impacto, do material de absorção do choque e da sustentação aerodinâmica fornecida pela asa após as rodas tocarem o solo. A deflexão do trem de pouso é aproximadamente igual à velocidade vertical na aterrissagem.

O fator de carga do trem de pouso determina a carga que o conjunto do trem de pouso transfere para a estrutura da aeronave, o que afeta o seu peso estrutural, bem como o conforto para a tripulação e para os passageiros durante a aterrissagem. A Tabela 3 fornece típicos fatores de carga para trens de pouso adotados para vários tipos de aeronaves.

A Figura 22 ilustra a geometria de deflexão de uma perna de trem de pouso em forma de lâmina. O curso total é a componente vertical da deflexão da perna do trem de pouso. A roda é montada na vertical, quando a perna do trem de pouso é flexionada sob a carga estática (RAYMER, 1992).

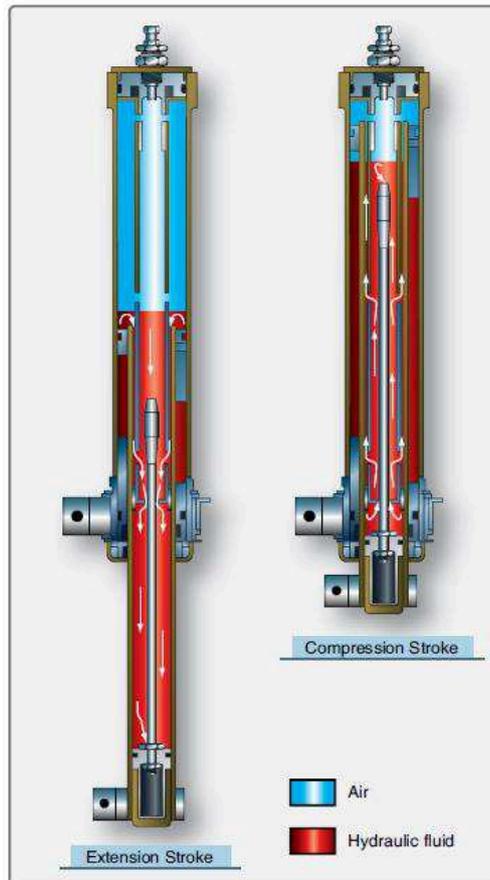


Figura 21 – Vista em corte de um amortecedor do tipo ar-óleo (CURREY, 1988)

Tabela 3: Fatores de carga para trens de pouso (RAYMER, 1992)

Tipo de aeronave	N_{gear}
Bombardeiro	2,0 – 3,0
Transporte comercial	2,7 – 3,0
Aviação geral	3,0
Caça de operação terrestre	3,0 – 4,0
Caça de operação naval	5,0 – 6,0

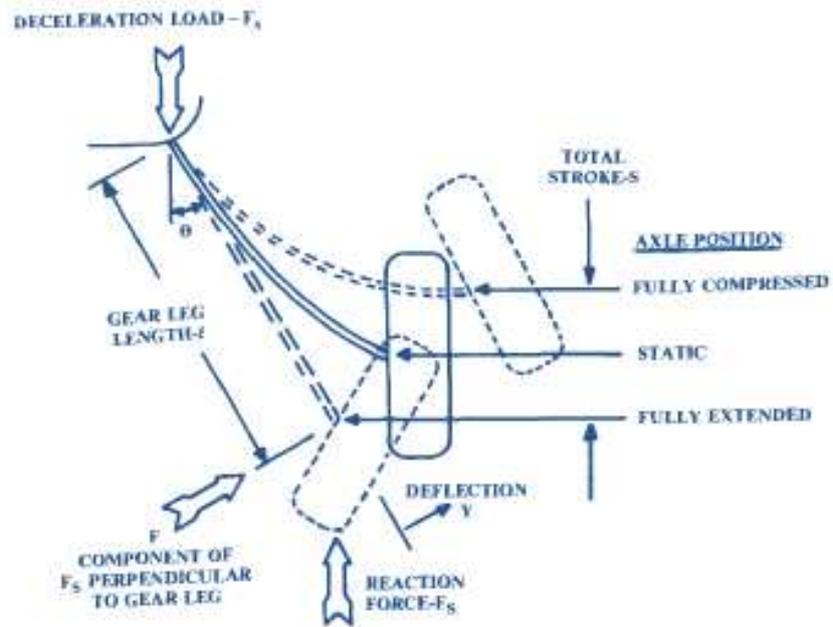


Figura 22 – Deflexão de um trem principal em forma de lâmina (RAYMER, 1992)

3 CARREGAMENTOS EM TRENS DE POUSO DE AVIÕES

3.1 Tipos de carregamentos em trens de pouso

As cargas aplicadas nos conjuntos de trem de pouso podem ser divididas em dinâmicas e estáticas, sendo que as primeiras ocorrem em condições de pouso e de decolagem, enquanto as últimas ocorrem durante as demais operações de solo. Adiante são mostradas na Tabela 4 as condições básicas de carregamento selecionadas para análise, conforme especificado no RBAC 25 (ANAC, 2014).

Tabela 4: Condições básicas para carregamento de trens de pouso (CHAI; MASON, 1996)

Dinâmicos	Estáticos
Pouso de três pontos	Giro
Pouso com apenas um trem de pouso	Pivoteamento
Pouso com os trens principais (com a cauda baixa)	
Pouso com derrapagem lateral	
Frenagem	

3.2 Análise de cargas no solo

As cargas de solo são discutidas neste capítulo em uma série de condições que envolvem manobras de solo, frenagem durante o pouso e decolagem e condições especiais, tais como reboque, elevação por macacos e amarração (LOMAX, 1996). Para as condições de análise estática, as cargas aerodinâmicas são consideradas nulas e apenas as cargas de inércia são consideradas (ANAC, 2014).

3.3 Condições de carregamento estático

A condição de carregamento estático é definida num fator de carga vertical $n_z = 1,0$, com o avião em uma atitude estática de três pontos (LOMAX, 1996). A Figura 23 mostra os parâmetros geométricos e a Figura 24 mostra a condição estática de uma aeronave.

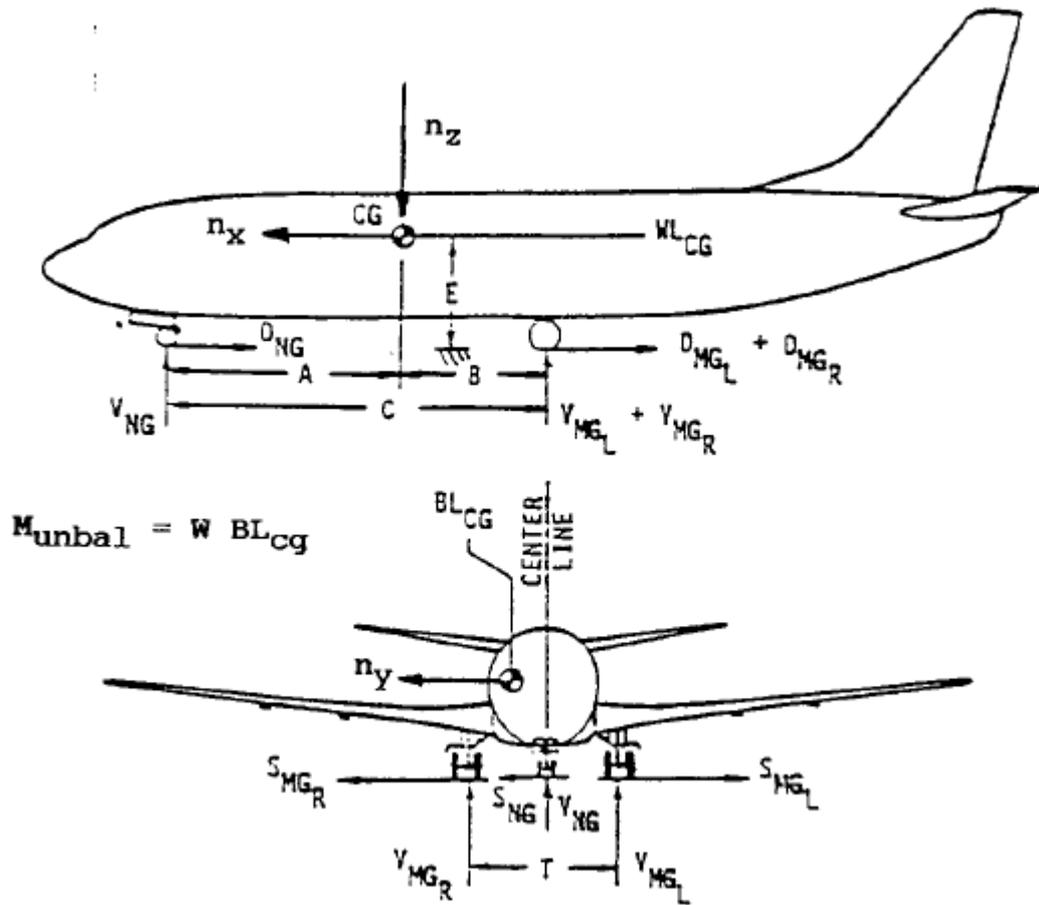


Figura 23 – Parâmetros geométricos para as condições de carregamento no solo (LOMAX, 1996)

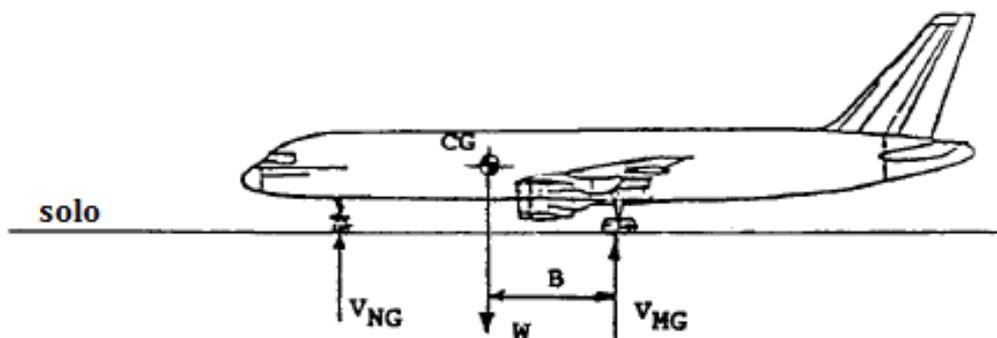


Figura 24 – Condição estática de uma aeronave (LOMAX, 1996)

As cargas dos trens de pouso principais são:

$$(V_{MGS})_R = W \left(\frac{A}{2C} + \frac{BL_{cg}}{T} \right) \quad (3.1)$$

$$(V_{MGS})_L = W \left(\frac{A}{2C} - \frac{BL_{cg}}{T} \right) \quad (3.2)$$

$$(D_{MGr})_s = (D_{MGl})_s = (S_{MGr})_s = (S_{MGl})_s = 0 \quad (3.3)$$

As cargas do trem de pouso de nariz são:

$$(V_{NG})_s = \frac{WB}{C} \quad (3.4)$$

$$(D_{NG})_s = (S_{NG})_s = 0 \quad (3.5)$$

Os subscritos s nas equações (3.1) à (3.5) referem-se à condição estática.

3.4 Condições de táxi, decolagem e rolagem

O RBAC 25.491 (ANAC, 2014) estabelece que dentro da gama de velocidades apropriadas e também pesos aprovados para pouso, as estruturas do avião e do trem de pouso devem ser previstas para serem submetidas a cargas não menores do que as obtidas quando a aeronave estiver operando sobre o piso mais irregular que pode ser esperado em operações normais.

3.4.1 Fatores de carga e cargas de trem de pouso em condições de táxi

Os fatores de carga de projeto utilizados para cálculos de carregamento em trens de pouso variam de acordo com a configuração do avião e tempo de vida estimado para a estrutura projetada. Os regulamentos não exigem especificamente um determinado fator de carga a ser utilizado no projeto, porém, o documento consultivo da FAA AC 25.491-1 (FAA, 2000) mostra os fatores de carga utilizados de acordo com a configuração do trem de pouso - Tabela 5. As ferramentas computacionais para análises dinâmicas se tornaram muito sofisticadas, o que

permite encontrar resultados de efeitos dinâmicos com cargas maiores do que aquelas previstas pelo critério estático. Tal estudo está fora do âmbito do presente trabalho. As reações do trem de pouso são o produto do adequado fator de carga de projeto pelas reações estáticas do solo em cada roda em função do peso máximo de rampa, assumindo que não há sustentação nas asas (FAA, 2000).

Tabela 5: Fator de carga vertical em função da configuração do trem de pouso (FAA, 2000)

n_z	Configuração do trem de pouso principal
2,0	Eixo único
1,7	Múltiplos eixos

As equações para calcular as cargas nos trens de pouso nas condições de táxi, decolagem e pouso, assumindo que a aeronave tenha um corpo rígido, são obtidas a partir das equações estáticas definidas (Equações 3.1 à 3.5), mas com o fator de carga de táxi escolhido para o projeto.

Cargas do trem de nariz:

$$V_{NG} = n_z V_{NGs} \quad (3.6)$$

$$D_{NG} = S_{NG} = 0 \quad (3.7)$$

Cargas dos trens principais:

$$V_{MGr} = n_z V_{MGr s} \quad (3.8)$$

$$V_{MGl} = n_z V_{MGl s} \quad (3.9)$$

$$D_{MGr} = S_{MGr} = 0 \quad (3.10)$$

$$D_{MGl} = S_{MGl} = 0 \quad (3.11)$$

Onde s representa as condições estáticas definidas nas Equações 3.1 à 3.5 e n_z o fator de carga escolhido.

3.5 Condições de frenagem

3.5.1 Frenagem de três pontos

Na condição de frenagem de três pontos é assumido que o avião está em uma atitude nivelada e que suas cargas estejam distribuídas entre os trens principais e o de nariz. De acordo com o RBAC 25.493(b)(1) (ANAC, 2014), é assumido que a aceleração de arfagem é nula e que não há sustentação nas asas.

As equações para a determinação das cargas nos trens de pouso na frenagem, nas circunstâncias citadas no parágrafo acima, podem ser derivadas das demais forças que atuam sobre o avião.

De acordo com Lomax (1996), as principais cargas de frenagem nos trens de pouso são:

$$V_{MGr} = n_z W \left(0,5 + \frac{BL_{cg}}{T} \right) - 0,5V_{NG} \quad (3.12)$$

$$V_{MGl} = n_z W - V_{NG} - V_{MGr} \quad (3.13)$$

$$D_{MGr} = \mu_{MG} V_{MGr} \quad (3.14)$$

$$D_{MGl} = \mu_{MG} V_{MGl} \quad (3.15)$$

$$S_{MGr} = -0,5S_{NG} \quad (3.16)$$

$$S_{MGl} = 0,5S_{NG} \quad (3.17)$$

Considerando que as cargas do trem de nariz são:

$$V_{NG} = \frac{n_z W (B + E \mu_{MG})}{C + E \mu_{MG}} \quad (3.18)$$

Não havendo freios na roda do trem de nariz,

$$D_{NG} = 0 \quad (3.19)$$

$$S_{NG} = \frac{[D_{MGl}(BL_{cg} + 0,5T) + D_{MGr}(BL_{cg} - 0,5T)]}{C} \quad (3.20)$$

O coeficiente de atrito é igual a 0,8 ou limitado pelo torque de frenagem (EASA, 2015). O fator de carga vertical varia de 1,0 para o peso máximo de rampa e 1,2 para o peso máximo de

pouso, de acordo com RBAC 25.493 (ANAC, 2014). A Figura 25 mostra a condição de frenagem de três pontos.

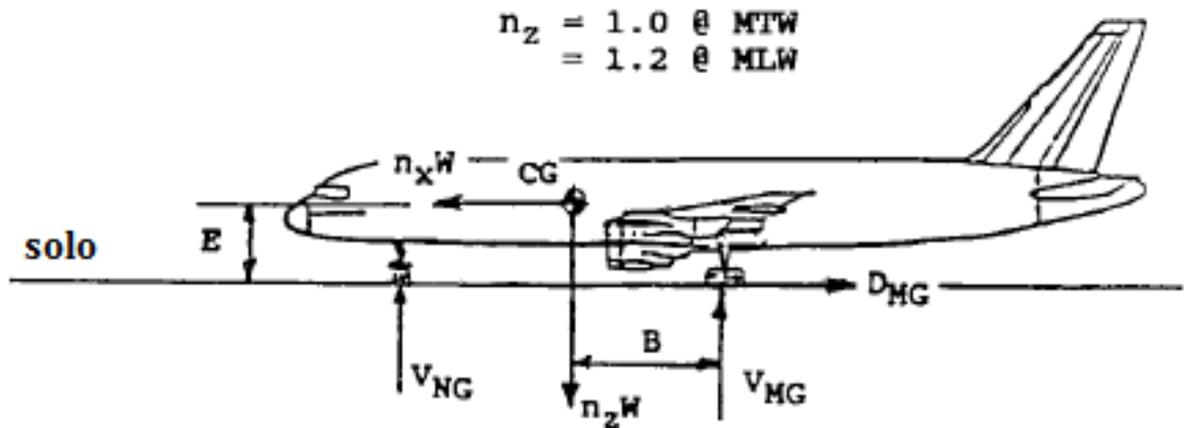


Figura 25 – Frenagem de três pontos (LOMAX, 1996)

3.5.2 Frenagem de dois pontos

De acordo com o RBAC 25.493(b)(2) (ANAC, 2014), na condição de frenagem de dois pontos é assumido que o avião está em uma atitude nivelada com o trem de nariz fora do solo com o momento de arfagem resultante da aceleração angular - Figura 26. É considerado que não haja sustentação nas asas (ANAC, 2014). As equações para determinar as cargas dos trens de pouso para as condições de frenagem na atitude de dois pontos podem ser derivadas a partir das forças que atuam sobre o avião (LOMAX, 1996).

Deste modo, as cargas no trem de pouso de nariz são:

$$V_{NG} = D_{NG} = S_{NG} = 0 \quad (3.21)$$

As cargas nos trens principais são:

$$V_{MGr} = n_z W \left(0,5 + \frac{BL_{cg}}{T} \right) \quad (3.22)$$

$$V_{MGl} = n_z W - V_{MGr} \quad (3.23)$$

$$S_{MGr} = S_{MGl} = 0 \quad (3.24)$$

$$D_{MGr} = \mu_{MG} V_{MGr} \quad (3.25)$$

$$D_{MGl} = \mu_{MG} V_{MGl} \quad (3.26)$$

O coeficiente de atrito é igual a 0,8 ou limitado pelo torque de frenagem (EASA, 2015). O fator de carga vertical varia de 1,0 para o de peso máximo de rampa e 1,2 para o peso máximo de pouso, de acordo com RBAC 25.493 (ANAC, 2014). A aceleração de arfagem é dada pela seguinte expressão (ALBUQUERQUE, 2011):

$$\ddot{\theta} = -\frac{[Bn_z + E(D_{MGr} + D_{MGl})]}{I_y} \quad (3.27)$$

$$n_z = 1,0 @ MRW$$

$$n_z = 1,2 @ MLW$$

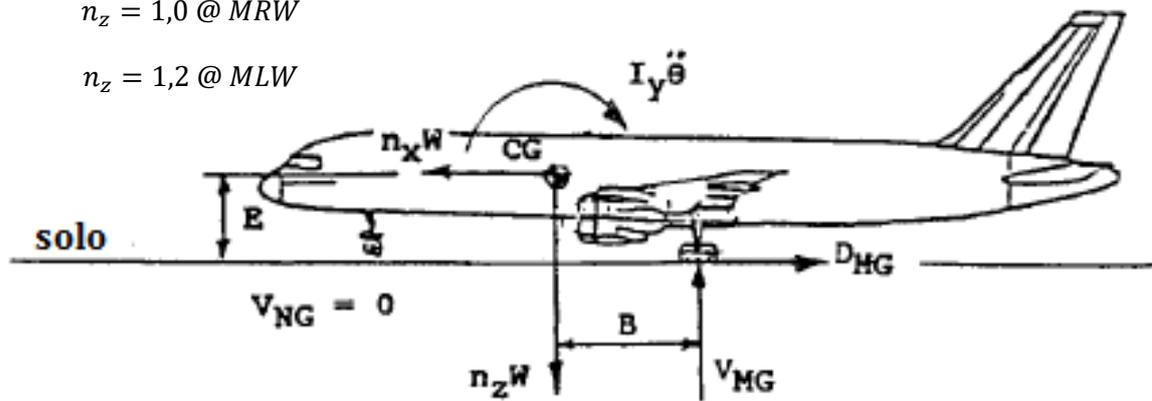


Figura 26 – Frenagem de dois pontos (LOMAX, 1996)

3.5.3 Carregamento no trem de pouso de nariz devido a frenagem brusca

Um avião equipado com um trem de nariz deve ser concebido para suportar as cargas que derivam do movimento dinâmico de arfagem devido à aplicação súbita da força de frenagem máxima. De acordo com o RBAC 25.493 (ANAC, 2014):

$$V_{NG} = n_z W_T \frac{\left(B + \frac{f \mu_{MG} A E}{C + \mu_{MG} E} \right)}{C} \quad (3.28)$$

Onde V_{NG} é a reação vertical do nariz, $n_z = 1,0$, W_T é o peso máximo de decolagem, A é a distância horizontal a partir do centro de gravidade do avião para a roda de nariz, B é a distância horizontal a partir do centro de gravidade do avião para a roda principal, E é a altura vertical do centro de gravidade do avião acima do solo, μ_{MG} é o coeficiente de fricção (0,8

conforme o RBAC 25.493 – ANAC (2014)) e f é o fator de resposta dinâmica (2,0 conforme o RBAC 25.493 – ANAC (2014)) ou calculado conforme a Equação 3.65.

$$f = 1 + e^b \quad (3.29)$$

$$b = \frac{(-\pi\tau)}{\sqrt{(1 - \tau^2)}} \quad (3.30)$$

Onde τ é a razão crítica efetiva de amortecimento no modo de arfagem para corpo rígido relacionado ao efetivo ponto de contato do trem de pouso principal no solo (LOMAX, 1996).

3.5.4 Frenagem reversa

Para avaliar a condição de frenagem reversa o avião deve estar em uma atitude estática de três pontos no solo e o fator de carregamento é $n_z = 1$. Para aviões com trem de pouso de nariz, o momento de arfagem é equilibrado pela inércia rotacional.

De acordo com o RBAC 25.507 (ANAC, 2014), as cargas dos trens de pouso decorrentes de frenagem reversa são calculadas considerando uma carga de arrasto aplicada na direção do deslocamento da aeronave igual a 0,55 da carga vertical em cada roda com freios. Esta carga de arrasto não precisa exceder a carga desenvolvida por 1,2 vezes o torque de frenagem estático máximo nominal (ALBUQUERQUE, 2011). Portanto, as cargas do trem de nariz são:

$$V_{NG} = n_z V_{NGs} \quad (3.31)$$

$$D_{NG} = S_{NG} = 0 \quad (3.32)$$

As cargas dos trens principais são (ALBUQUERQUE, 2011):

$$V_{MGr} = n_z V_{MGrS} \quad (3.33)$$

$$V_{MGl} = n_z V_{MGlS} \quad (3.34)$$

$$D_{MGr} = -\mu_{MG} V_{MGr} \quad (3.35)$$

$$D_{MGl} = -\mu_{MG} V_{MGl} \quad (3.36)$$

$$S_{MGr} = S_{MGl} = 0 \quad (3.37)$$

A aceleração da arfagem sobre o centro de gravidade do avião (ALBUQUERQUE, 2011) é dada por:

$$\ddot{\theta} = -\frac{E(D_{MGr} + D_{MGI})}{I_y} \quad (3.38)$$

3.6 Considerações sobre decolagem abortada

Como um complemento para os requisitos de frenagem do RBAC 25.493 (ANAC, 2014), as cargas desenvolvidas nos trens de pouso durante uma decolagem abortada devem ser analisadas.

O RBAC 25.489 (ANAC, 2014) estabelece que para as condições de carregamentos de solo nenhum efeito de sustentação das asas pode ser considerado. Para as condições de decolagem abortada a ativação de *spoilers* nas asas para aumentar a eficiência da frenagem pode provocar um aumento negativo da sustentação dependendo do ângulo de *flap* utilizado. O efeito sobre as cargas nos trens de pouso é como se o peso bruto do avião fosse aumentado.

Durante a decolagem, quando a aeronave se aproxima da velocidade V_1 , a velocidade de decisão de decolagem, a mesma pode ser abortada de maneira segura. Acima desta velocidade, o piloto pode fazer a aeronave decolar. Numa decolagem abortada, atingida a velocidade V_1 o empuxo dos motores é reduzido, os *spoilers* são estendidos (se disponível), e a força máxima de frenagem é aplicada.

3.6.1 Carregamentos nos trens principais e no de nariz

As equações para determinar as cargas nos trens de pouso durante a abortagem de uma decolagem são semelhantes às condições de frenagem de três pontos mostradas no parágrafo 3.5.1, exceto que a sustentação do avião está incluída. Os coeficientes de sustentação na atitude decolagem com os *spoilers* estendidos são negativos.

Definindo a sustentação no momento da aplicação dos freios durante uma decolagem abortada como (LOMAX, 1996):

$$L = \frac{C_{Lrto} V_e^2 S_w}{295} \quad (3.39)$$

onde C_{Lrto} é o coeficiente de sustentação no momento de aplicação dos freios, incluindo o efeito dos *flaps* na posição de decolagem e dos *spoilers*.

Modificando as Equações 3.12, 3.13 e 3.18 para incluir a sustentação, pode-se derivar as equações para a análise de cargas numa decolagem abortada (LOMAX, 1996):

$$V_{NG} = \frac{[(n_z W - L)B + E(D_{MGr} + D_{MGl})]}{C} \quad (3.40)$$

$$V_{MGr} = (n_z W - L) \left(0,5 - \frac{BL_{cg}}{T} \right) - 0,5V_{NG} \quad (3.41)$$

$$V_{MGl} = (n_z W - L) - V_{MGr} - V_{NG} \quad (3.42)$$

Na velocidade V_1 , as cargas de arrasto dos trens principais são normalmente limitadas pelo torque de frenagem (LOMAX, 1996).

3.7 Condições de giro

De acordo com Albuquerque (2011), as condições de manobras em solo, envolvendo situações de giro podem ser provenientes de:

- Um giro constante executado pelo sistema de direcionamento do nariz ou empuxo diferencial;
- Guinada da roda de nariz;
- Frenagem assimétrica;
- Direcionamento da roda do nariz;
- Pivoteamento em torno de um lado do avião.

3.7.1 Giro no solo

Sob esta condição, e de acordo com o RBAC 25.495 (ANAC, 2014), é assumido que o avião execute um movimento giratório contínuo direcionado pelo trem de pouso de nariz, ou pela aplicação de potência suficientemente diferencial, de modo que os fatores de carga limite aplicados verticalmente no centro de gravidade (n_z) seja 1,0 e 0,5 lateralmente (n_y). Além disso, a reação lateral deve ser de 0,5 da reação vertical.

As equações de carga estática para as cargas do trem de nariz são (ALBUQUERQUE, 2011):

$$V_{NG} = n_z(V_{NG})S \quad (3.43)$$

$$D_{NG} = 0 \quad (3.44)$$

3.7.2 Guinada da roda de nariz e direcionamento

A guinada da roda do nariz é causada por uma volta do solo de tal modo que as rodas do trem de nariz derrapem, produzindo, assim, cargas laterais. De acordo com o RBAC 25.499 (ANAC, 2014), são assumidos um fator de carga vertical (n_z) de 1,0 no centro de gravidade do avião, e um componente lateral na roda de nariz em contato com o solo igual a 80% da reação vertical do solo nesse ponto.

Com o avião no seu peso máximo de rampa, e seu trem de nariz em qualquer posição dirigível, o RBAC 25.499(e) exige que a aplicação combinada de torque total de direção e força vertical seja igual a 1,33 vezes a reação estática máxima no trem de nariz, o que deve ser considerado na concepção do trem de nariz e de sua estrutura de fixação, bem como também da estrutura dianteira da fuselagem (LOMAX, 1996).

$$V_{NG} = n_z(V_{NG})_s \quad (3.51)$$

$$D_{NG} = 0 \quad (3.52)$$

$$S_{NG} = \pm 0,8V_{NG} \quad (3.53)$$

Onde $(V_{NG})_s$ é a condição estática definida pela Equação 3.4 e $n_z = 1,0$.

3.7.3 Frenagem assimétrica

Conforme o RBAC 25.499(b) (ANAC, 2014), as cargas no conjunto do trem de nariz, na sua estrutura de fixação e na estrutura da fuselagem à frente do centro de gravidade, resultantes da utilização dos freios em apenas um lado dos trens principais devem adotar:

- Um fator de carga vertical (n_z) de 1,0 no centro de gravidade;
- Uma carga atuante para frente no centro de gravidade do avião de 80% da carga vertical agindo sobre um trem principal;
- Cargas laterais e verticais no trem de nariz que sejam necessárias para o equilíbrio estático;
- Um fator de carga lateral no centro de gravidade do avião igual a zero.

Conforme Albuquerque (2011), as cargas no trem de nariz são:

$$V_{NG} = \frac{n_z W \left[B + E \mu_{MG} \left(0,5 + \frac{BL_{cg}}{T} \right) \right]}{C + 0,5 E \mu_{MG}} \quad (3.54)$$

$$D_{NG} = 0 \quad (3.55)$$

$$S_{NG} = \frac{D_{MGr}(BL_{cg} - 0,5T)}{C} < 0,8V_{NG} \quad (3.56)$$

Conforme Albuquerque (2011), as cargas nos trens principais são:

$$V_{MGr} = n_z W \left(0,5 + \frac{BL_{cg}}{T} \right) - 0,5V_{NG} \quad (3.57)$$

$$V_{MGl} = n_z W - V_{NG} - V_{MGr} \quad (3.58)$$

$$D_{MGr} = \mu_{MG} V_{MGr} \quad (3.59)$$

$$D_{MGl} = 0 \quad (3.60)$$

$$S_{MGr} = -0,5S_{NG} \quad (3.61)$$

$$S_{MGl} = 0,5S_{NG} \quad (3.62)$$

Observa-se que essas equações foram derivadas mediante a frenagem sobre o trem de pouso direito. Os fatores de carga aplicados ao avião sob essas condições são especificadas no RBAC 25.499 (ANAC, 2014), como segue:

$$n_z = 1,0 \quad (3.63)$$

$$n_y = 0 \quad (3.64)$$

O fator de carga para frente pode ser calculado a partir da carga de arrasto (ALBUQUERQUE, 2011):

$$n_x = \frac{\mu_{MG} V_{MGr}}{W} \quad (3.65)$$

Na equação (3.65), o coeficiente de atrito dinâmico (μ_{MG}) é 0,80 para condições normais de pneus, exceto quando os freios tiverem um torque limitado, na qual pode ser utilizada uma força reduzida para frente agindo no centro de gravidade do avião. Cargas laterais e verticais no ponto de contato com o solo sobre o trem de nariz são necessárias para o equilíbrio. A relação da carga lateral do trem de nariz não precisa exceder 0,80.

3.7.4 Pivoteamento

Sob esta condição, é assumido que a aeronave gire em torno de um trem principal com os freios bloqueados nesse lado. De acordo com o RBAC 25.503 (ANAC, 2014), o fator de carga vertical limite é de 1,0 e o coeficiente de atrito é de 0,8. Além disso, é assumido que o avião esteja em equilíbrio estático, com as cargas aplicadas em pontos de contato com o solo. A Figura 28 mostra as cargas no pivoteamento.

As cargas no trem de nariz são (ALBUQUERQUE, 2011):

$$V_{NG} = n_z(V_{NG})_S \quad (3.66)$$

$$D_{NG} = S_{NG} = 0 \quad (3.67)$$

As cargas nos trens principais são (ALBUQUERQUE, 2011):

$$V_{MGl} = n_z(V_{MGl})_S \quad (3.68)$$

$$V_{MGr} = n_z(V_{MGr})_S \quad (3.69)$$

$$D_{MGl} = S_{MGl} = D_{MGr} - S_{MGr} = 0 \quad (3.70)$$

Como definido no RBAC 25 (ANAC, 2014), o torque sobre o trem principal bloqueado é definido como (ALBUQUERQUE, 2011):

$$T_{piv} = V_{MGr}\mu_{MG}K_{piv}L_{piv} \quad (3.71)$$

Onde:

$$\begin{aligned} \mu_{MG} &= 0,8 \\ \left\{ \begin{array}{l} L_{piv} = 0,5F \rightarrow 2 \text{ rodas no trem de pouso} \\ L_{piv} = 0,25(F^2 + d^2) \rightarrow 4 \text{ rodas no trem de pouso} \end{array} \right. \\ K_{piv} &= 1,33 \end{aligned} \quad (3.72)$$

F é a distância entre as rodas do mesmo eixo, e d é a distância entre os eixos do trem principal.

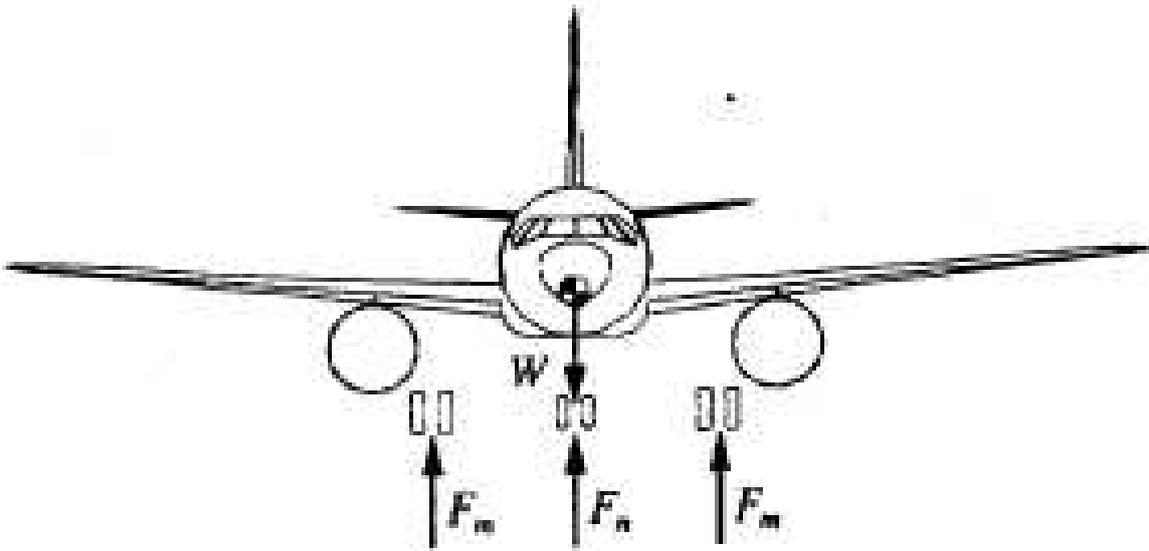


Figura 28 – Pivoteamento (CHAI; MASON, 1996)

3.8 Condições de reboque

As cargas de reboque são especificadas na regulamentação, sendo uma função do peso bruto do avião e da direção de reboque. Estas cargas são independentes da posição do centro de gravidade do avião. Normalmente, as cargas de reboque (F_{tow}) são aplicadas paralelamente ao solo nos encaixes para reboque localizados no trem de pouso de nariz. Os requisitos são estabelecidos pelo RBAC 25.509 (ANAC, 2014). De acordo com esse regulamento, os pontos de reboque que não estejam no trem de pouso de nariz, mas perto do plano de simetria do avião, devem ter componentes de arraste e de cargas laterais especificados para a aplicação da força de reboque. Quando esses pontos de reboque estão localizados fora do trem principal, o arraste do trem principal gera componentes da carga aplicada.

A força de reboque (F_{tow}) é uma função do peso máximo de decolagem (W_T), como segue (LOMAX, 1996):

$$F_{tow} = \begin{cases} 0,3W_T, W_T < 30.000 \text{ lb (13.608 kg)} \\ \frac{6W_T + 450.000}{70}, 30.000 \text{ lb} < W_T < 100.000 \text{ lb (45.359 kg)} \\ 0,15W_T, W_T > 100.000 \text{ lb} \end{cases} \quad (3.73)$$

As cargas de reboque prescritas são especificadas na Tabela 6, conforme o RBAC 25.509 (ANAC, 2014). A componente lateral da carga de reboque no trem principal deve ser

contraposta por uma força lateral na linha da roda a qual a carga é aplicada. A reação com um valor máximo igual à reação vertical deve ser aplicada na roda na qual se aplica a carga – Figura 29.

Tabela 6: Especificações para as condições de reboque (ANAC, 2014)

Carga				
Ponto de reboque	Posição	Intensidade	No.	Direção
Trem principal		$0,75F_{tow}$ por trem de pouso	1	Para frente, paralelo ao eixo de arraste
			2	Para frente, a 30° do eixo de arraste
			3	Para trás, paralelo ao eixo de arraste
			4	Para trás, a 30° do eixo de arraste
Trem auxiliar	Girado para frente	$1,0F_{tow}$	5	Para frente Para trás
	Girado para trás		7	Para frente Para trás
	Girado 45° em relação a frente	$0,5F_{tow}$	9	Para frente, no plano da roda Para trás, no plano da roda
	Girado 45° em relação a traseira		11	Para frente, no plano da roda Para trás, no plano da roda

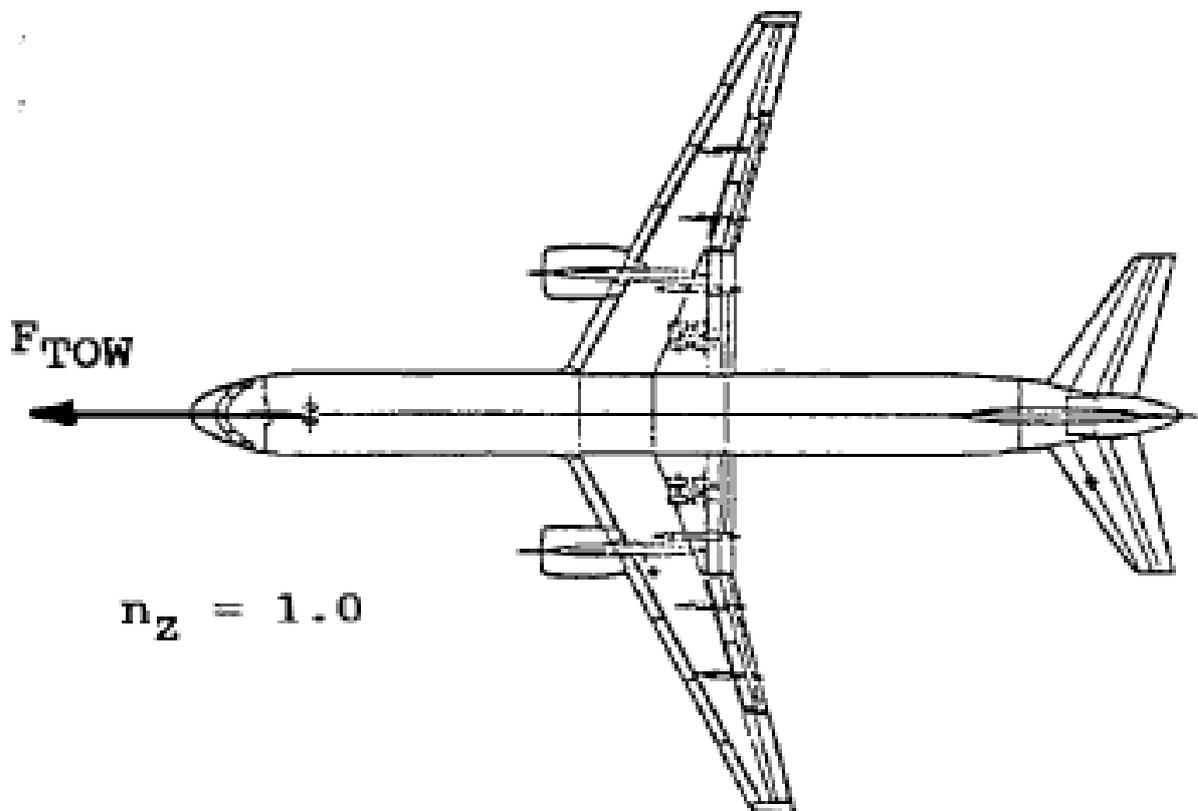


Figura 29 – Condição de reboque (LOMAX, 1996)

3.9 Provisões para macacos

As cargas de levantamento de aeronaves por macacos (Figura 30) referem-se à condição sob a qual a aeronave é sustentada em vários pontos - o que pode não coincidir com o posicionamento dos trens de pouso - geralmente quando ocorrem atividades de manutenção. A Tabela 7 mostra o quanto o avião deve suportar nas cargas limite mostradas, quando estiver apoiado por macacos, conforme o RBAC 25.519 (ANAC, 2014).

Tabela 7: Especificações para as condições de levantamento por macacos (ANAC, 2014)

$n_{horizontal}$	n_z	Condição	
0,33	1,33	Aeronave levantada pelo trem de pouso com o peso máximo de rampa	Estrutura da aeronave*
0,33	1,33	Aeronave levantada por outra estrutura que não o trem de pouso	Estrutura da aeronave*
0,33	2,0		Pontos de apoio de macaco e estrutura local

*O ponto de aplicação depende do modelo da aeronave



Figura 30 - Aeronave Lockheed Hercules C-130 suportada por macacos (ALBUQUERQUE, 2011)

3.10 Provisões para pontos de amarre

Enquanto a aeronave estiver estacionada fora de um hangar, a mesma está sujeita a severas condições de carga devido ao vento. A fim de assegurar que a aeronave está segura, cabos apropriados podem prender a fuselagem ou as asas ao solo.

O amarre ao solo (Figura 31) refere-se às cargas a que a estrutura da aeronave está sujeita devido ao vento. Vários nomes diferentes têm sido utilizados para se referir a este estado ao longo dos anos, como amarração, amarre e colocação de estacas.

De acordo com o RBAC 25.519 (ANAC, 2014), se forem fornecidos pontos de amarração, os principais pontos de amarre na estrutura devem suportar as cargas limite resultantes de uma rajada de 120 *km/h* de vento horizontal em qualquer direção. Embora elas possam ser consideradas como cargas de solo, essas cargas também podem ser incluídas no conjunto de cargas variadas. Dada a especificidade de cada um dessas duas análises, o procedimento para calcular essas cargas pode ser significativamente diferente de avião para avião (ALBUQUERQUE, 2011).



Figura 31 – Procedimento de amarre de um avião ao solo (ALBUQUERQUE, 2011)

3.11 Carregamentos de pouso

3.11.1 Condições e premissas de carregamentos durante o pouso

O RBAC 25.473(a) (ANAC, 2014) define as condições em que o avião deve entrar em contato com o solo na ocasião do pouso:

- 1) Nas atitudes definidas no RBAC 25.479 e 25.481;
- 2) Com uma velocidade limite de descida de $3,05 \text{ m/s}$ (10 pés/s) no peso máximo de aterrissagem (peso máximo para as condições de aterrissagem para a velocidade máxima de descida); e
- 3) Com uma velocidade limite de descida de $1,83 \text{ m/s}$ (6 pés/s) para o peso máximo de decolagem (o peso máximo para as condições de aterrissagem para uma velocidade de descida reduzida);
- 4) As velocidades de descida indicadas podem ser modificadas se for mostrado que o avião tem características de *design* que torna possível desenvolver essas velocidades.

De acordo com o RBAC 25 (ANAC, 2014), a fim de calcular as cargas de pouso que atuam sobre os trens de pouso, a sustentação do avião pode ser assumida como sendo nula.

Em cada trem de pouso, um sistema com um ou dois graus de liberdade pode modelar matematicamente o seu comportamento. Embora seja mais bem aproximado por um sistema com duas molas e dois amortecedores em cada trem de pouso, um sistema com um único grau de liberdade por trem de pouso é comumente estudado. No entanto, os resultados obtidos são extensíveis às análises de sistemas com dois graus de liberdade (ALBUQUERQUE, 2011).

3.12 Cálculo de velocidade de pouso

De acordo com o RBAC 25.473(a) (ANAC, 2014), as cargas de pouso devem ser calculadas para um limite de velocidade vertical de descida de $3,05 \text{ m/s}$ no peso máximo previsto para aterrissagem (*MLW*), bem como para uma velocidade limite de descida de $1,83 \text{ m/s}$ no peso máximo de decolagem (*MTOW*).

As velocidades de pouso requeridas pelo RBAC 25.479(a) são especificadas para limitar a possível operação aeronave, sendo:

$$V_{landing\ sd} = VL_1 = V_S (TAS) \quad (3.74)$$

onde V_S é a velocidade de estol do avião para uma operação em dia padrão ao nível do mar com os *flaps* na configuração apropriada para pouso.

$$V_{landing\ hd} = 1,25VL_2 + V_{tw} (TAS) \quad (3.75)$$

onde VL_2 é a velocidade de estol do avião para uma operação de dia quente com 5 °C acima do padrão na altitude máxima para o aeroporto no qual o avião estiver certificado, e onde $V_{tw} = 0$ quando a aeronave estiver certificada para ventos de cauda de até 10 *knots* (5,14 m/s), ou o V_{tw} é próprio vento de cauda quando o avião estiver certificado para ventos de cauda superiores a 10 *knots* (5,14 m/s) (LOMAX, 1996).

3.12.1 Efeito de altas temperaturas nas velocidades de pouso

Para avaliar a influência que um dia quente pode ter sobre as velocidades de pouso, partindo de um dia padrão e da equação que relaciona a sustentação com a densidade e a velocidade do ar (LOMAX, 1996):

$$W = 0,5C_{L_s}(\rho V_S^2)_{sd}S_w \quad (3.76)$$

Onde s indica condições de estol e sd indicada dia padrão. Para um dia quente (hd), pode-se chegar a uma equação similar relacionando as mesmas variáveis:

$$W = 0,5C_{L_s}(\rho V_S^2)_{hd}S_w \quad (3.77)$$

Assim:

$$(\rho V_S^2)_{sd} = (\rho V_S^2)_{hd} \Rightarrow V_{S_{hd}} = \sqrt{\left(\frac{\rho_{sd}}{\rho_{hd}}\right)} V_{S_{sd}} \quad (3.78)$$

A uma altitude constante, e a partir da equação de estado, a relação entre a densidade do ar e a temperatura pode ser definida como:

$$(\rho T)_{hd} = (\rho T)_{sd} \quad (3.79)$$

Desta forma, as velocidades de estol em condições de alta temperatura podem ser calculadas:

$$VL_2 = V_{sd} \sqrt{\left(\frac{T_{hd}}{T_0}\right)} \quad (3.80)$$

3.13 Absorção de cargas durante a aterrissagem

De acordo com o RBAC 25 (ANAC, 2014), as condições de aterrissagem a serem avaliadas são as de um e dois pontos, laterais e de três pontos.

3.13.1 Pouso de um ponto

Na condição de pouso de um ponto, é assumido que o avião está nivelado e entra em contato com o solo com apenas um trem de pouso principal (Figura 32), de acordo com RBAC 25.483 (ANAC, 2014). Nesta atitude, as reações de solo devem ser as mesmas que as obtidas por esse lado conforme o RBAC 25.479(d)(1) (ANAC, 2014), que estabelece que o trem de pouso e sua estrutura diretamente afetada devem ser concebidos para que a reação de solo vertical máxima combinada com um componente de atuação de arrasto não seja menor do que 25% desta reação de solo vertical máxima.

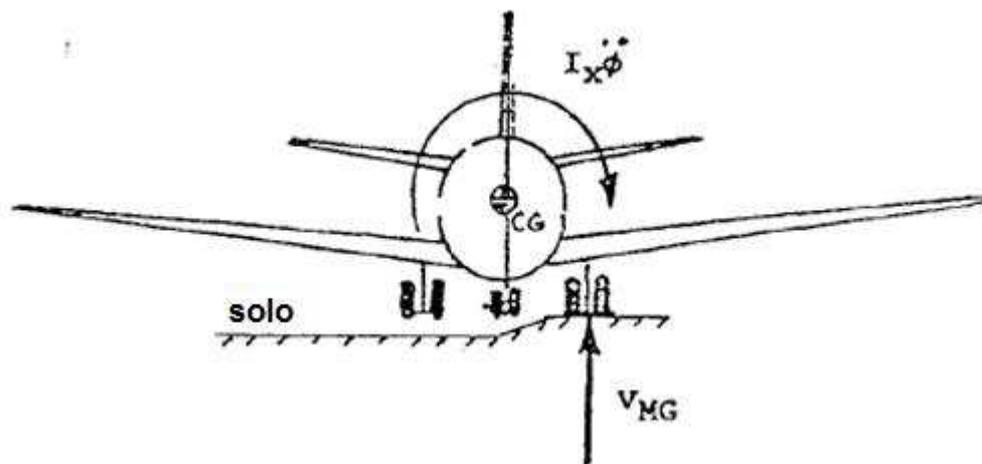


Figura 32- Pouso com apenas um trem de pouso (LOMAX, 1996)

3.13.2 Pouso de dois pontos

Um pouso de dois pontos é, por definição, um tipo de pouso realizado quando o nariz da aeronave somente entra em contato com o solo quando há a completa absorção da energia da descida apoiada somente pelos trens de pouso principais (LOMAX, 1996). A Figura 33 mostra o pouso de dois pontos com o avião nivelado. A Figura 34 mostra o pouso de dois pontos com a cauda baixa.

De acordo com o Lomax (1996), as cargas nos trens de pouso principais são críticas para as condições de pouso de dois pontos. Também conforme Lomax (1996), as forças e os

momentos que atuam no avião durante um pouso de dois pontos podem ser calculados como segue abaixo, assumindo que a sustentação é igual ao peso. Nas expressões apresentadas a seguir (F_Z) é a força vertical, (W) é o peso, (n_Z) é o fator de carga vertical e (V_{MG_r}) e (V_{MG_l}) são as forças verticais que agem sobre os trens de pouso principais direito e esquerdo, respectivamente.

$$\sum F_Z = 0 \Rightarrow V_{MG_r} + V_{MG_l} = n_Z W - L \quad (3.81)$$

$$\Leftrightarrow n_Z W - L = V_{MG_r} + V_{MG_l} \Leftrightarrow W(n_Z - 1) = V_{MG_r} + V_{MG_l} \quad (3.82)$$

$$\Leftrightarrow \Delta n_Z = \frac{V_{MG_r} + V_{MG_l}}{W} \quad (3.83)$$

Adotando uma abordagem similar para a força de equilíbrio na direção horizontal (F_X) e assumindo que o empuxo (T_{eng}) é igual ao arrasto total (D):

$$\sum F_X = 0 \Rightarrow D_{MG_r} + D_{MG_l} = n_X W - D + T_{eng} \quad (3.84)$$

$$\Leftrightarrow n_X = \frac{(D_{MG_r} + D_{MG_l} + D - T_{eng})}{W} \quad (3.85)$$

$$\Leftrightarrow n_X = \frac{D_{MG_r} + D_{MG_l}}{W} \quad (3.86)$$

Finalmente, para o momento de equilíbrio de arfagem, e introduzindo a distância vertical entre o centro de gravidade do avião (CG) e o plano do solo (E), a distância vertical do centro de gravidade do avião para a linha de empuxo do motor (E_T), o raio das rodas de rolagem (r) e a aceleração de arfagem ($\ddot{\theta}$), obtêm-se as seguintes equações de equilíbrio:

$$\sum M_{cg} = 0 \Rightarrow I_y \ddot{\theta} = B(V_{MG_r} + V_{MG_l}) + E_{ax}(D_{MG_r} + D_{MG_l}) - E_T T_{eng} \quad (3.87)$$

$$\Leftrightarrow \ddot{\theta} = \frac{[B(V_{MG_r} + V_{MG_l}) + E_{ax}(D_{MG_r} + D_{MG_l}) - E_T T_{eng}]}{I_y} \quad (3.88)$$

$$E_{ax} = E - r \quad (3.89)$$

Observa-se que se o empuxo do motor é negligenciado, a aceleração de arfagem resultante é conservadora.

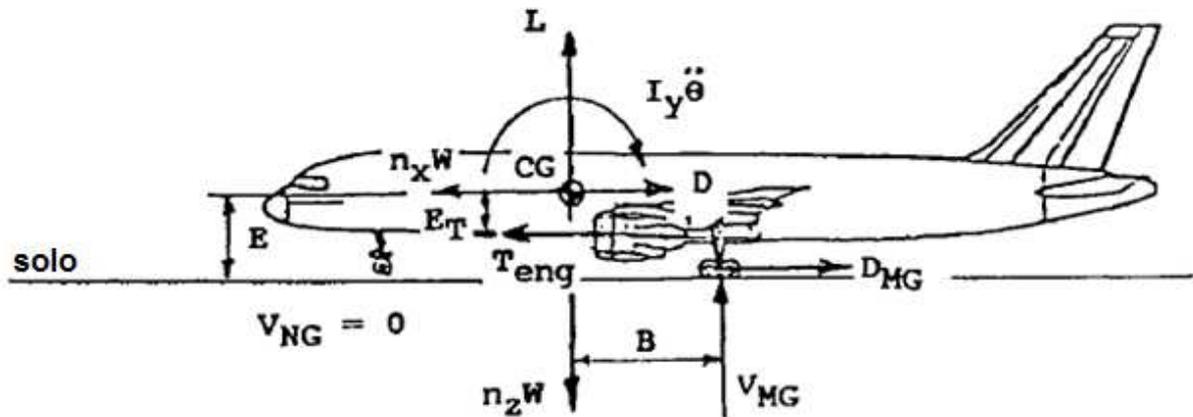


Figura 33- Pouso de dois pontos (somente os trens principais) (LOMAX, 1996)

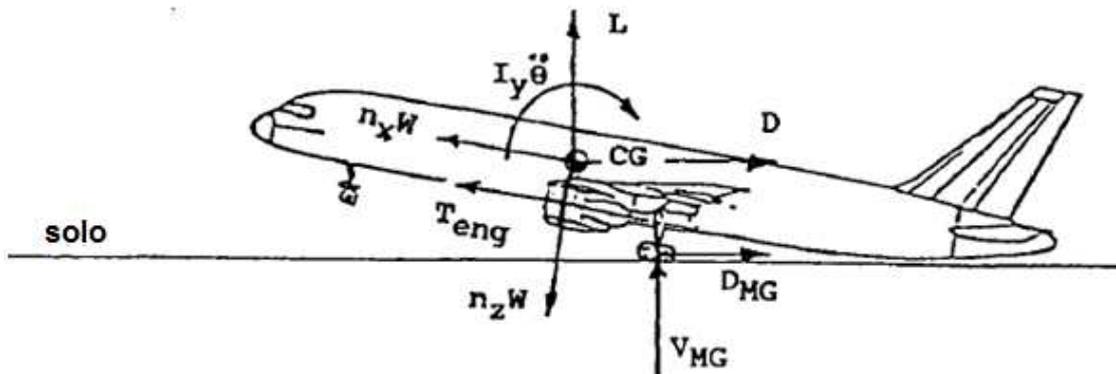


Figura 34- Pouso de dois pontos com a cauda baixa (LOMAX, 1996)

3.13.3 Pouso com carregamento lateral

Para a condição de pouso com carregamento lateral conforme o RBAC 25.485 (ANAC, 2014), é assumido que o avião está em uma atitude nivelada e somente os trens principais estão em contato com o solo (Figura 35). Cargas laterais de 80% da reação vertical (de um lado) que atuam em direção à fuselagem e 60% de reação vertical (do outro lado), que atuam em direção à asa subjacente, devem ser combinadas com a metade da rajada vertical máxima obtida nas condições de pouso. A reação do solo na roda de nariz é assumida como sendo nula. Estas cargas são assumidas para serem aplicadas no ponto de contato com o solo e serem suportadas pela inércia do avião. As cargas de arrasto podem ser negligenciadas (LOMAX, 1996).

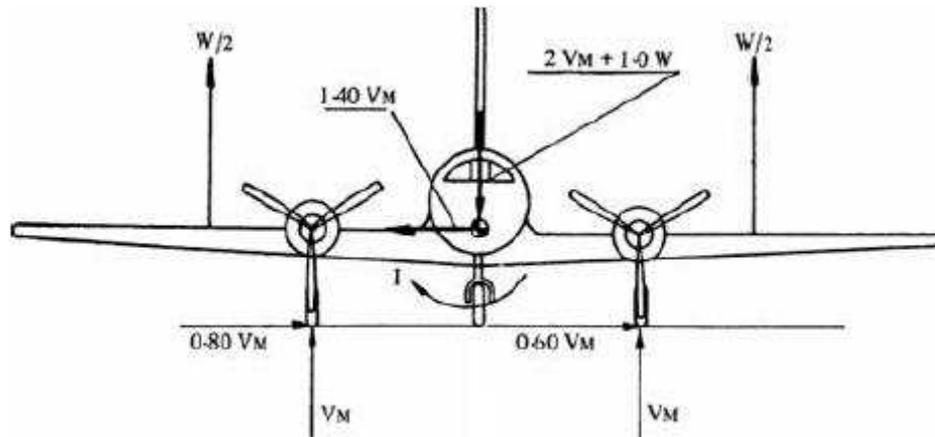


Figura 35- Pouso com carregamento lateral (ALBUQUERQUE, 2011)

3.13.4 Pouso de três pontos

Um pouso de três pontos é definido como uma aterrissagem onde o trem de nariz e os trens principais tocam o solo simultaneamente, como mostrado na Figura 36.

As condições de pouso de três pontos são geralmente críticas para o trem de nariz e sua estrutura de apoio. O RBAC 25.479(e)(2) (ANAC, 2014) estabelece as condições para o pouso de três pontos.

Dependendo da configuração do avião, algumas análises racionais podem não ser possíveis dentro das velocidades de pouso estabelecidas. Para essas análises podem ser necessários alguns ajustes para se determinar as cargas no trem de pouso de nariz durante a aterrissagem, tais como o uso de configurações de *flaps* ou velocidades conservadoras de pouso (LOMAX, 1996).

De acordo com o RBAC 25.479(e) (ANAC, 2014), é assumido que o avião entra em contato com o solo em atitude nivelada, com velocidade para frente:

$$V_{L_1} \leq V_{landing} \leq 1,25V_{L_2} \quad (3.90)$$

Onde V_{L_1} é igual a V_{S_0} (TAS) com o peso apropriado e em condições normais. V_{L_2} é igual a V_{S_0} (TAS) com o peso de pouso apropriado e altitudes num dia quente de temperatura de $22,8^{\circ}\text{C}$ acima do padrão. Os efeitos do aumento da velocidade de contato com o solo devem ser investigados se for requerida a aprovação de pouso com vento a favor superior a 19 km/h (LOMAX, 1996).

Segundo Albuquerque (2011), as equações de equilíbrio podem ser encontradas de um modo semelhante com a análise de pouso de dois pontos:

$$\sum F_Z = 0 \Rightarrow V_{MG_r} + V_{MG_l} + V_{NG} = n_Z W - L \quad (3.91)$$

$$\Leftrightarrow n_Z = \frac{1 + (V_{MG_r} + V_{MG_l} + V_{NG})}{W} \quad (3.92)$$

Adotando uma abordagem similar para a força de equilíbrio na direção horizontal e assumindo que o empuxo é igual ao arrasto total:

$$\sum F_X = 0 \Rightarrow D_{MG_r} + D_{MG_l} + D_{NG} = n_Z W - D + T_{eng} \quad (3.93)$$

$$\Leftrightarrow n_X = \frac{(D_{MG_r} + D_{MG_l} + D_{NG} + D - T_{eng})}{W} \quad (3.94)$$

Para o equilíbrio do momento de arfagem:

$$\sum M_{cg} = 0 \quad (3.95)$$

$$\Rightarrow V_{NG} C - D_{NG} E_{NG_a} = B(V_{MG_r} + V_{MG_l}) + E_{MG_a}(D_{MG_r} + D_{MG_l}) - E_T T_{eng} \quad (3.96)$$

Onde:

$$E_{NG_a} = E - r_{NG} \quad (3.97)$$

$$E_{MG_a} = E - r_{MG} \quad (3.98)$$

As variáveis (r_{MG}) e (r_{NG}) representam os raios das rodas dos trens principais e das rodas do trem de nariz, respectivamente.

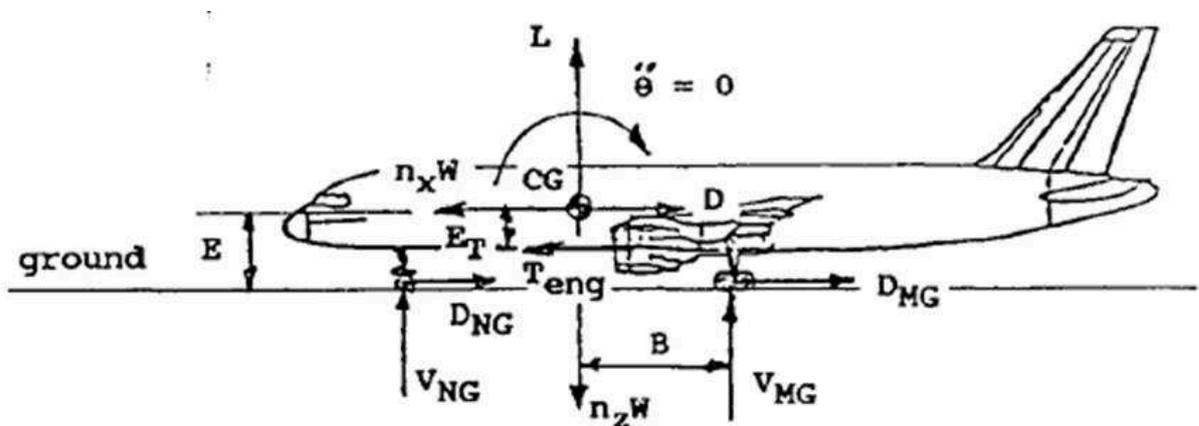


Figura 36 – Condição de pouso de três pontos (LOMAX, 1996)

3.14 Condições dinâmicas de pouso

Para as condições dinâmicas de pouso e tipos de carregamentos listados na Tabela 4, a reação vertical em cada trem de pouso pode ser obtida através da Equação 3.99 que fornece uma boa aproximação, embora haja a ausência de informações dos mecanismos de amortecimento. A Equação 3.99 pode ser aplicada para as condições de pouso de três pontos, pouso de dois pontos, pouso de dois pontos com a cauda baixa e derrapagem lateral (KRAUS, 1970):

$$V_{MG} = V_{MG} = \frac{\frac{W}{g}V_z^2 + KW(S\cos\theta)}{\eta(S\cos\theta)} \quad (3.99)$$

Onde:

W = carregamento estático de cada trem de pouso no peso máximo de aterrissagem.

g = aceleração da gravidade

V_z = velocidade vertical de pouso

$K = 1,0 - L/W$

S = comprimento total do curso de amortecimento

θ = Ângulo formado entre o elemento vertical do trem de pouso e o solo no momento da aterrissagem

η = fator de eficiência do trem de pouso

A estrutura do trem de pouso deve suportar uma força vertical resultante de uma velocidade vertical máxima de descida de 3,048 m/s (ANAC, 2014).

As cargas em solo são inicialmente aplicadas à interseção central do conjunto eixo-roda, exceto para as forças laterais. Como ilustrado na Figura 37, a força lateral é aplicada no ponto de contato do pneu com o solo e substituída por uma força lateral estaticamente equivalente na direção do eixo y cuja magnitude é a força vezes o raio de rolamento do pneu (CHAI; MASON, 1996).

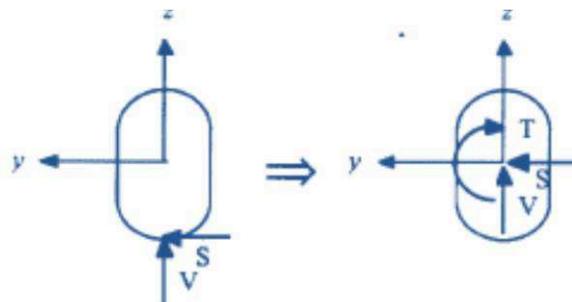


Figura 37 – Localização das forças aplicadas em solo (CHAI; MASON, 1996)

3.15 Absorção de energia pelo trem de pouso na aterrissagem

A força de amortecimento viscoso pode ser considerada proporcional à primeira potência da velocidade em todo o amortecimento – que sempre se opõe ao movimento – de modo que a força de amortecimento é uma função contínua linear da velocidade. A força da mola é proporcional ao deslocamento a partir da posição de equilíbrio (WRIGHT; COOPER, 2007).

3.15.1 Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor linear sem pneu

Considerando a aeronave de massa m (ignorando a massa do conjunto de trem de pouso) com os amortecedores dos trens principais representados por um modelo linear de amortecimento total C_M e rigidez K_M (mostrado na Figura 38). Assim, um modelo de grau de liberdade único é considerado, onde qualquer deslocamento para frente e para trás do trem principal em relação ao centro de gravidade da aeronave e o consequente movimento de arfagem são ignorados (WRIGHT; COOPER, 2007).

Assim, a equação de movimento da aeronave durante o pouso é:

$$m\ddot{z}_M + C_M\dot{z}_M + K_M z_M = L - mg = 0 \quad (3.100)$$

No momento em que o trem de pouso entra em contato com o solo, a aeronave se encontra a uma velocidade decrescente V_z (velocidade vertical de pouso). O movimento para frente da aeronave também produz uma dinâmica de retorno de mola da perna do trem de pouso, mas este efeito é ignorado quando se utiliza um modelo simplificado para mostrar a dissipação de energia na direção vertical. As condições iniciais no momento do impacto são, então, $z_M(0) = 0$, $\dot{z}_M(0) = V_z$, o que leva à oscilação da aeronave. Uma vez que o sistema tem um único grau de liberdade com uma velocidade inicial V_S , a solução da Equação 3.100 para a resposta da aeronave pode ser escrita como:

$$z_M(t) = \frac{V_S}{\omega_M} e^{-\xi_M \omega_M t} \text{sen} \left(\omega_M \sqrt{1 - \xi_M^2} t \right) \quad (3.101)$$

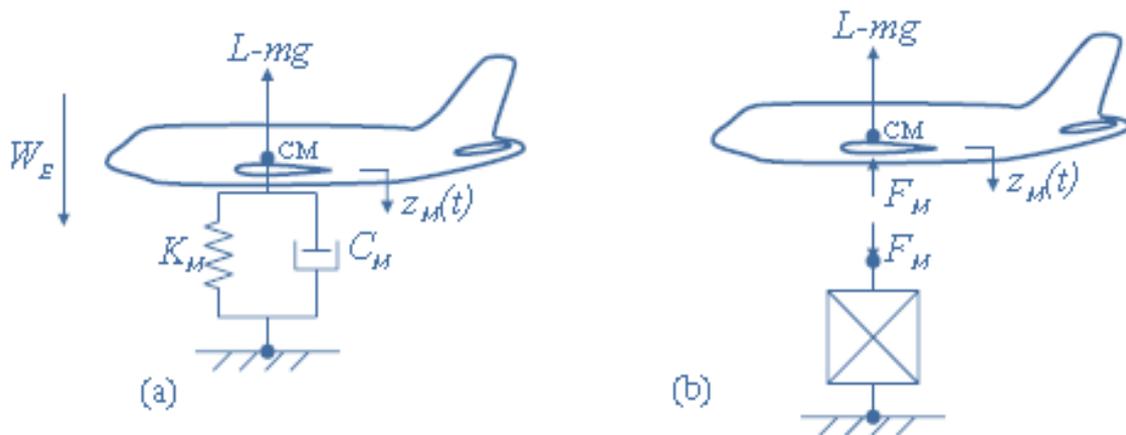


Figura 38 – Pouso de aeronave com estrutura rígida: (a) trem de pouso linear; (b) trem de pouso não linear (WRIGHT; COOPER, 2007).

onde $\omega_M = \sqrt{K_M/m}$ é a frequência natural e $\xi_M = C_M/(2m\omega_M)$ é a razão de amortecimento para a aeronave oscilando sobre os seus trens de pouso principais. Pode ser mostrado pela dupla diferenciação da Equação 3.101 que o amortecimento provoca uma desaceleração inicial instantânea no momento do impacto, dada por $2\xi\omega_M V_S$ (WRIGHT; COOPER, 2007).

3.15.2 Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor não linear sem pneu

Na realidade, o trem de pouso principal é altamente não linear e capaz de absorver o impacto de aterrissagem com mínimo retorno. As equações para uma aeronave rígida com um amortecedor de choque não linear, mas sem pneu, pode ser configurado substituindo o conjunto linear mola / amortecedor pelo modelo do amortecedor não linear:

$$m\ddot{z}_M + g_{NL}(\dot{z}_M, z_M) = L - mg = 0 \quad (3.102)$$

onde z_M agora é efetivamente a principal força de compressão do amortecedor (igual ao movimento da aeronave) e g_{NL} é uma função não linear que combina a ação de mola a gás e os efeitos de amortecimento do óleo passando pelo orifício do amortecedor. Assim, essa equação passa a ser resolvida com as funções não lineares adicionadas através de tabelas de consulta (WRIGHT; COOPER, 2007).

3.15.3 Pouso de uma aeronave com estrutura rígida – amortecedor não linear com pneu

Num modelo realista, uma massa livre é apoiada por um pneu linear rígido k_T . As pequenas forças de amortecimento do pneu são negligenciadas neste modelo. As equações de movimento para o modelo mostrado na Figura 39 são:

$$m\ddot{z}_M + g_{NL}(\dot{z}_{SA}, z_{SA}) = 0 \quad (3.103)$$

$$m_T\ddot{z}_T - g_{NL}(\dot{z}_{SA}, z_{SA}) + k_T z_T = 0 \quad (3.104)$$

onde $z_{SA} = z_M - z_T$ é a compressão do amortecedor. Note-se que a velocidade inicial para ambas as massas deve ser igual à velocidade de descida V_z . A carga de solo pode ser calculada a partir do movimento relativo do pneu no solo (WRIGHT; COOPER, 2007).

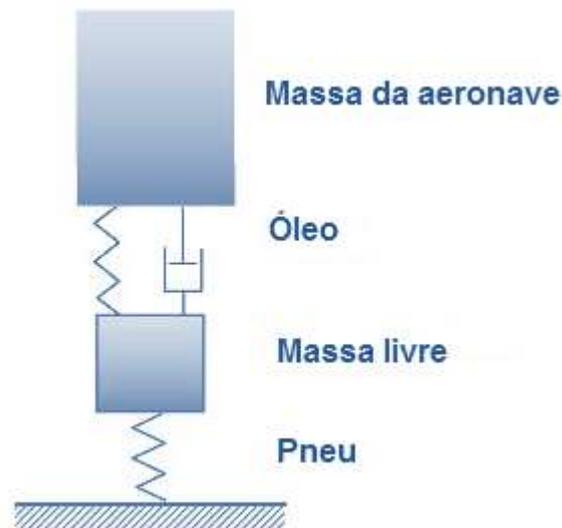


Figura 39 – Modelo simplificado de trem de pouso / pneu

3.15.4 Pouso de aeronave com estrutura flexível

Quando a estrutura da aeronave é flexível, a situação é mais complexa uma vez que no momento do impacto, a aeronave está numa condição ajustada e descendo a uma velocidade constante, onde deformações elásticas da aeronave vão existir devido às forças gravitacionais e aerodinâmicas estáveis que estão distribuídas de forma sobre a fuselagem. É sensato considerar a resposta da aeronave durante a aterrissagem como sendo relativa à deformação da estrutura no impacto com o solo, sendo esta resposta tendo uma forma progressiva. As cargas incrementais de aterrissagem seriam, então, adicionadas às cargas de voo estáveis em 1 g que estão presentes quando a aeronave está na aproximação para o pouso.

A equação para o pouso de uma aeronave com estrutura flexível em um trem de pouso principal linear ou não linear pode ser expressa através da Equação 3.106, apenas com o trem de pouso principal incluído na fase fundamental do pouso (WRIGHT; COOPER, 2007):

$$M_q \ddot{q} + K_q q = -\kappa_M F_M \quad (3.105)$$

$$F_M = g_{NL}(\dot{z}_M, z_M) \quad (3.106)$$

$$z_M = \kappa_M^T q \quad (3.107)$$

e onde o vetor q agora define a deformação da aeronave em relação ao estado antes do pouso. Os termos aerodinâmicos e gravitacionais estáveis foram cancelados neste cálculo incremental. As condições iniciais que precisam ser fixadas não são imediatamente óbvias. No momento do impacto, a aeronave não será deformada elasticamente em relação ao seu estado anterior, sendo a condição inicial $q(0) = 0$ (WRIGHT; COOPER, 2007).

3.16 Análise de cargas nos trens de pouso durante a decolagem

O RBAC 25.491 (ANAC, 2014) estabelece que dentro da gama de velocidades apropriadas e pesos aprovados para pouso, as estruturas do avião e do trem de pouso são previstas para serem submetidas a cargas não menores do que as obtidas quando a aeronave estiver operando sobre o piso mais irregular que pode ser razoavelmente esperado em operações normais.

De acordo com o Albuquerque (2011), uma das principais preocupações sobre carregamentos em trens de pouso surge quando estes estão recolhidos. Como é conhecido, a fim de minimizar a propagação de ruído e devido às forças aerodinâmicas, a maioria das atuais aeronaves retraem seus trens de pouso imediatamente após a decolagem - Figura 40. Embora os trens de pouso de nariz sejam normalmente recolhidos sem mudar a direção da roda, os trens principais são normalmente recolhidos para o interior da fuselagem, o que significa que haverá uma mudança na direção das rodas que pode gerar cargas significativas sobre o trem de pouso e a sua estrutura de fixação. Com efeito, se as rodas ainda estiverem girando em altas velocidades angulares isto pode ser uma condição crítica para essa estrutura.



Figura 40 - Recolhimento dos trens de pouso de uma aeronave Airbus A320 após decolagem (ALBUQUERQUE, 2011)

De modo a superar este problema, a maioria dos aviões atuais possuem freios nas rodas que atuam assim que os aviões saem do chão, de modo que não haja forças de inércia significativas atuando sobre a estrutura enquanto os trens de pouso são recolhidos. Isto significa que a ação dos momentos giroscópicos é importante.

Uma abordagem para calcular o momento giroscópico é apresentada a seguir.

Se a retração do trem de pouso é considerada um movimento de corpo rígido em torno de um eixo, a soma dos momentos sobre este ponto é dada por (BEER; JOHNSTON JR., 1991):

$$\sum M_0 = (\dot{H}_0)_{xyz} + \Omega \times H_0 \quad (3.108)$$

O momento angular é dado por (BEER; JOHNSTON JR., 1991):

$$\begin{cases} H_x = I_x \omega_x - I_{xy} \omega_y - I_{xz} \omega_z \\ H_y = I_{yx} \omega_x + I_y \omega_y - I_{yz} \omega_z \\ H_z = I_{zx} \omega_x - I_{zy} \omega_y + I_z \omega_z \end{cases} \quad (3.109)$$

A Figura 41 mostra a referência de eixos em uma roda de trem de pouso. Nota-se que o vetor da velocidade angular de retração está atuando no centro geométrico da roda. De fato,

apenas a mudança de direção da roda girante age efetivamente na estrutura de fixação do trem de pouso, o que significa que esta é uma hipótese plausível.

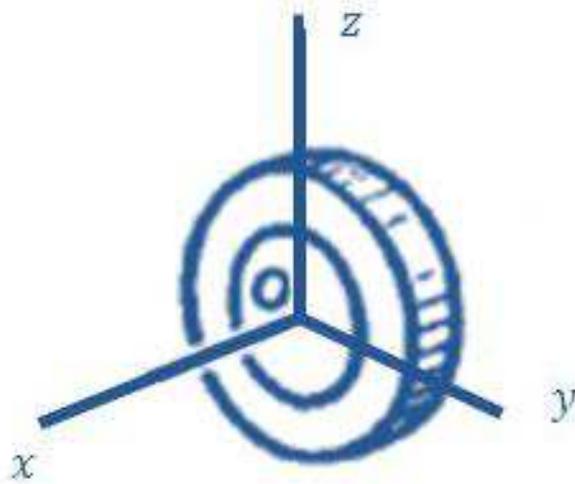


Figura 41 – Eixos de referência em roda de trem de pouso

Substituindo os resultados mostrados na Equação (3.109) na equação (3.108), reconhecendo que ($\Omega = \omega_y$), e recordando que os produtos transversais de inércia serão iguais a zero, devido à simetria, a expressão para calcular o momento tem a seguinte forma (ALBUQUERQUE, 2011):

$$\sum M_0 = 0 + \omega_y j \times (I_x \omega_x i + I_y \omega_y j) \quad (3.110)$$

$$\sum M_0 = -\omega_y l_x \omega_x k \quad (3.111)$$

4 ANÁLISE DE CARGAS DE UM TREM DE POUSO

4.1 Generalidades

Com a aeronave no solo, o peso do aparelho é a única força que está agindo sobre a mesma. O trem de pouso principal suporta a maior parte do peso, pois o centro de gravidade da aeronave está mais próximo a ele. O braço entre o centro de gravidade e o trem de pouso principal é menor do que o braço entre o centro de gravidade e o trem auxiliar. Como a soma dos momentos deve ser zero, as forças podem ser calculadas. A força aplicada no trem de pouso principal precisa ser maior para compensar o braço maior entre o trem auxiliar e o centro de gravidade. Essa é a razão que leva o trem de pouso principal ser construído de forma mais robusta e com mais rodas do que o trem auxiliar.

4.2 Modelo adotado

O Boeing 737-300 utiliza uma variante do trem de pouso triciclo. Ele possui duas rodas no trem de nariz e dois pares de rodas em cada trem principal. As figuras 42, 43 e 44 mostram as medidas da aeronave consideradas para os cálculos preliminares dos trens de pouso. A largura do trem principal é $5,2\text{ m}$ e o trem de nariz está centrado no eixo longitudinal da fuselagem (Figura 43). A posição do trem principal está ligeiramente atrás do centro de gravidade da aeronave ($3,1\text{ m}$), que está posicionada a $16,5\text{ m}$ a partir do nariz, enquanto que o centro de gravidade está posicionado a $13,4\text{ m}$ do nariz. O trem de nariz está posicionado a $9,4\text{ m}$ a frente do centro de gravidade e a $12,5\text{ m}$ do trem principal. A Figura 44 mostra as dimensões acima descritas.

As medidas do eixo longitudinal podem ser vistas na vista lateral (Figura 42). A finalidade de instalar o trem principal atrás do centro de gravidade é criar um momento negativo durante a aterrissagem. O momento negativo resulta num movimento que projeta o trem de nariz ao solo. O posicionamento do trem principal impede que a aeronave se incline para trás, apoiando a cauda no solo.

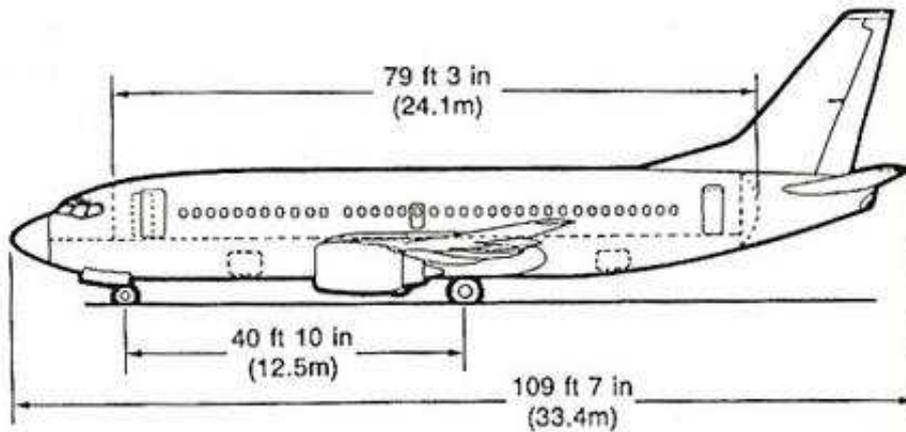


Figura 42 – Vista lateral Boeing 737-300 - dimensões (AZIZAHAMAD *et. al*, 2010)

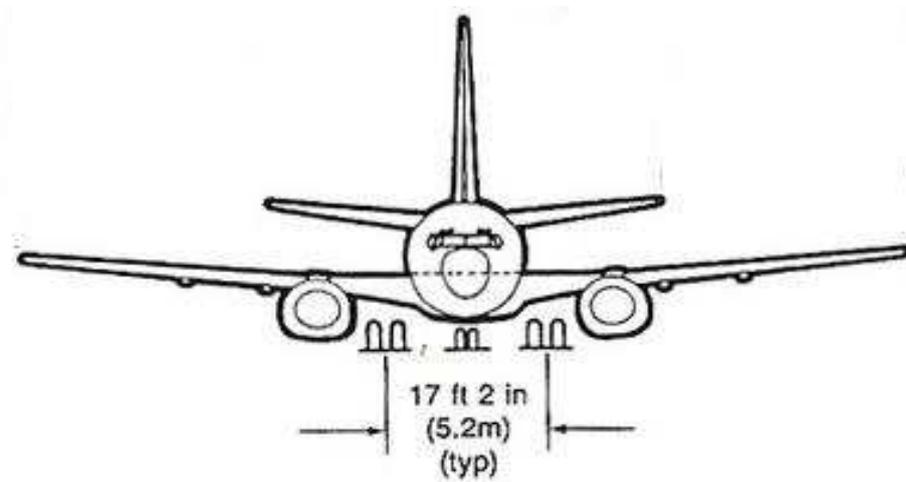


Figura 43 – Vista frontal Boeing 737-300 - dimensões (AZIZAHAMAD *et. al*, 2010)

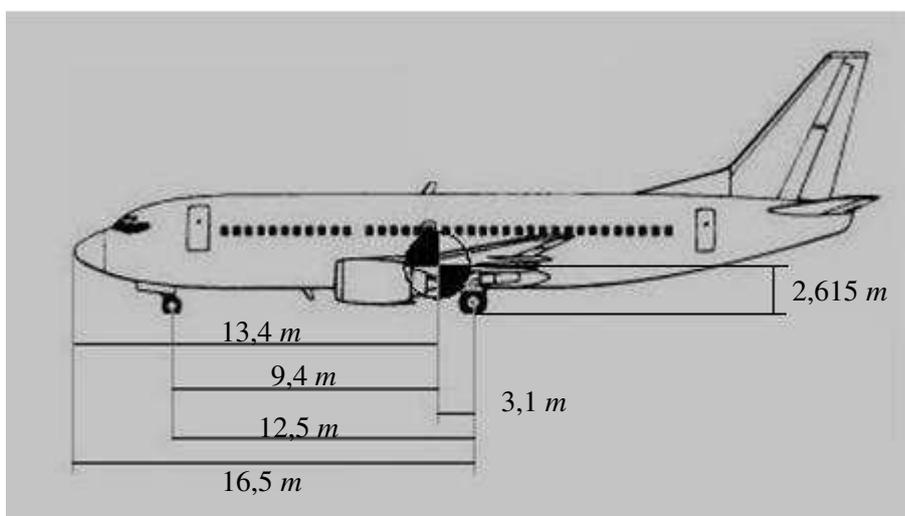


Figura 44 – Boeing 737-300 – dimensões preliminares para os cálculos (AZIZAHAMAD *et. al*, 2010)

O centro de gravidade é a posição geométrica da aeronave onde convergem todas as forças que atuam sobre a mesma. Durante o voo a posição do centro de gravidade se altera devido ao consumo de combustível e a movimentação de passageiros. Para calcular as forças de aterrissagem nos trens de pouso, o centro de gravidade foi determinado em sua posição mais avançada para se obter a maior força sobre o trem de pouso. Os limites do centro de gravidade são expressos numa taxa da corda média aerodinâmica (MAC). Conforme os cálculos de Azizahamad *et. al* (2010), com o centro de gravidade na sua posição mais avançada, a distância entre o centro de gravidade e o trem de pouso principal é de 3,47 m. Com o mesmo critério de cálculo, a distância do centro de gravidade até o trem de pouso de nariz é de 9,03 m - Figura 45.

Tabela 8 – Dados complementares da aeronave modelo Boeing 737-300 - Azizahamad *et. al* (2010); Boeing (2013); Jiang *et al.* (2014); Obert (2009)

Dado	Valor
$C_{Lrto} =$	0,2
$E_T =$	1,09 m
$F =$	0,86 m
$K_{piv} =$	1,33
$L_{piv} =$	0,5F
$L/W =$	0,7
MLW	515280,1 N
MRW	622964,4 N
$MTOW$	556619,4 N
$r_{MG} =$	0,508 m
$r_{NG} =$	0,34 m
$S_{MG} =$	0,356 m
$S_{NG} =$	0,3 m
$S_w =$	1098 ft ² = 102,0 m ²
$V_e =$	154,0 knots = 79,22 m/s
$V_0 =$	135 knots IAS = 69,449 m/s
$V_z =$	0,9144 m/s
$\theta =$	87°
$\mu_{MG} =$	0,8

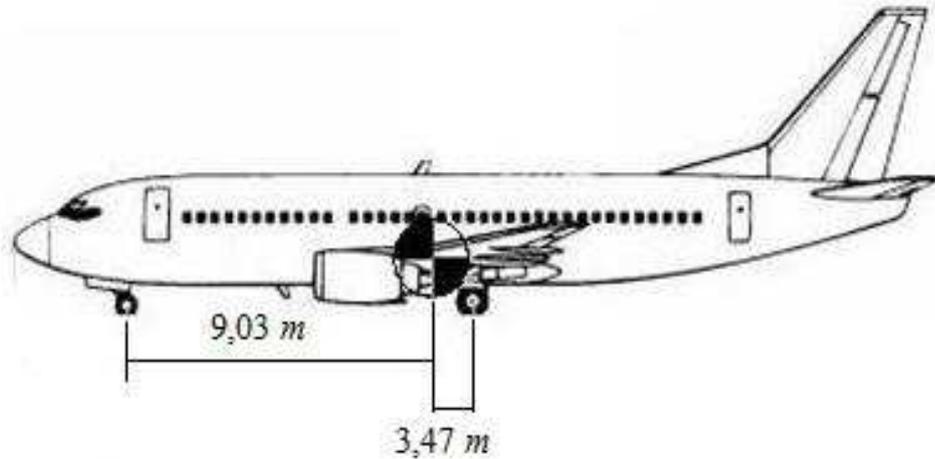


Figura 45 – Boeing 737-300 – Distâncias dos trens de pouso em relação ao centro de gravidade na sua posição mais a frente (AZIZAHAMAD *et. al*, 2010)

4.3 Cálculos

4.3.1 Condições estáticas

a) Cálculo do carregamento estático nos trens de pouso – aeronave com o seu peso máximo de rampa (MRW).

Utilizando as Equações 3.1, 3.2 e 3.4 com a aeronave nivelada, com o seu centro de gravidade na posição mostrada na Figura 40, motores desligados e com seu peso máximo de rampa (MRW):

$$(V_{MGr})_{s-ramp} = 622964,4 \times \left(\frac{9,4}{2 \times 12,5} + \frac{0}{0} \right) = 234234,6 \text{ N}$$

$$(V_{MGl})_{s-ramp} = 622964,4 \times \left(\frac{9,4}{2 \times 12,5} + \frac{0}{0} \right) = 234234,6 \text{ N}$$

$$(V_{NG})_{s-ramp} = \frac{622964,4 \times 3,1}{12,5} = 154495,2 \text{ N}$$

b) Cálculo do carregamento estático nos trens de pouso – aeronave com o seu peso máximo de pouso (MLW).

Utilizando as Equações 3.1 3.2 e 3.4 com a aeronave nivelada, motores desligados, o centro de gravidade na posição mais a frente (Figura 41) e com seu peso máximo de pouso:

$$(V_{MGr})_{s-landing} = 515280,1 \times \left(\frac{9,03}{2 \times 12,5} + \frac{0}{0} \right) = 186119,2 \text{ N}$$

$$(V_{MGl})_{s-landing} = 515280,1 \times \left(\frac{9,03}{2 \times 12,5} + \frac{0}{0} \right) = 186119,2 \text{ N}$$

$$(V_{NG})_{s-landing} = \frac{515280,1 \times 3,47}{12,5} = 143041,7 \text{ N}$$

c) Cálculo do carregamento estático nas condições de giro (apenas para o giro direito)

Aplicando as Equações 3.43 a 3.50 para o carregamento estático mais crítico (aeronave com o peso máximo de rampa - MRW):

$$V_{NG} = 1,0 \times 154495,2 = 154495,2 \text{ N}$$

$$D_{NG} = 0$$

$$S_{NG} = 1,0 \times 154495,2 = 154495,2 \text{ N}$$

$$V_{MGl} = -1,0 \times (234234,6) + \frac{1,0 \times 622964,4 \times 2,615}{5,2} = 79044,6 \text{ N}$$

$$D_{MGr} = D_{MGl} = 0$$

$$S_{MGl} = 0,5 \times 79044,6 = 39522,3 \text{ N}$$

d) Cálculo das cargas de pivoteamento. Na condição da aeronave com o peso máximo de pouso (MLW) e utilizando as Equações 3.66 a 3.71:

$$V_{NG} = 1,0 \times 143041,7 = 143041,7 \text{ N}$$

$$D_{NG} = S_{NG} = 0$$

$$V_{MGl} = 1,0 \times 186119,2 = 186119,2 \text{ N}$$

$$V_{MGr} = 1,0 \times 186119,2 = 186119,2 \text{ N}$$

$$D_{MGl} = S_{MGl} = D_{MGr} - S_{MGr} = 0$$

$$T_{piv} = 186119,2 \times 0,8 \times 1,33 \times (0,5 \times 0,86) = 85153,2 \text{ N}$$

4.3.2 Condições dinâmicas

a) Cálculo das cargas nos trens de pouso na condição de aterrissagem de três pontos.

Para a condição dinâmica, aplicando a Equação 3.99, onde:

$$(V_{MG_r})_{s-landing} = 186119,2 \text{ N}$$

$$(V_{MG_l})_{s-landing} = 186119,2 \text{ N}$$

$$(V_{NG})_{s-landing} = 143041,2 \text{ N}$$

$$\theta = 0$$

$$V_{MG_l} = V_{MG_r} = \frac{\frac{186119,2}{9,81} \times (3,048)^2 + 0,3 \times 186119,2 \times (0,356 \times \cos 0^\circ)}{0,8 \times (0,356 \times \cos 0^\circ)} = 688682,6 \text{ N}$$

$$V_{NG} = \frac{\frac{143041,7}{9,81} \times (3,048)^2 + 0,3 \times 143041,7 \times (0,356 \times \cos 0^\circ)}{0,8 \times (0,356 \times \cos 0^\circ)} = 529286,5 \text{ N}$$

b) Cálculo das cargas nos trens de pouso na condição de aterrissagem de dois pontos, com a cauda baixa. Para a condição estática, considerando $\Delta n_z = 1$ e $V_{MG_r} = V_{MG_l}$, tem-se:

$$V_{MG_l} = V_{MG_r} = \frac{MLW}{2} = \frac{515280,1}{2} = 257640,0 \text{ N}$$

Para a condição dinâmica, aplicando a Equação 3.99, tem-se:

$$V_{MG_l} = V_{MG_r} = \frac{\frac{257640,0}{9,81} \times (3,048)^2 + 0,3 \times 257640,0 \times (0,356 \times \cos 3^\circ)}{0,8 \times (0,356 \times \cos 3^\circ)} = 954501,6 \text{ N}$$

c) Cálculo das cargas num trem de pouso principal na condição de pouso de um ponto.

Aplicando a Equação 3.99, tem-se:

$$V_{MG} = \frac{\frac{515280,1}{9,81} \times (3,048)^2 + 0,3 \times 515280,1 \times (0,356 \times \cos 3^\circ)}{0,8 \times (0,356 \times \cos 3^\circ)} = 1909003,2 \text{ N}$$

d) Cálculo das cargas de guinada nas rodas do trem de pouso do nariz. Aplicando as Equações 3.51 a 3.53 para o carregamento estático mais crítico (aeronave com o peso máximo de rampa - MRW):

$$V_{NG} = 1,33 \times 154495,2 = 205478,6 \text{ N}$$

$$D_{NG} = 0$$

$$S_{NG} = 0,8 \times 154495,2 = 123596,2 \text{ N}$$

e) Cálculo das cargas na condição de frenagem de três pontos. Aplicando as Equações 3.12 a 3.20 e utilizando o peso máximo de pouso (MLW), obtêm-se:

$$V_{MGr} = 1,2 \times 515280,1 \times \left(0,5 + \frac{0,0}{5,2}\right) - 0,5 \times 143041,7 = 237647,2 \text{ N}$$

$$V_{MGl} = 1,2 \times 515280,1 - 143041,7 - 237647,2 = 237647,2 \text{ N}$$

$$D_{MGr} = 0,8 \times 237647,2 = 190117,8 \text{ N}$$

$$D_{MGl} = 0,8 \times 237647,2 = 190117,8 \text{ N}$$

$$V_{NG} = \frac{1,2 \times 515280,1 \times [3,47 + (2,615 \times 0,8)]}{12,5 + (2,615 \times 0,8)} = 235689,8 \text{ N}$$

O Boeing 737-300 não possui freio nas rodas do trem de pouso do nariz. Assim:

$$D_{NG} = 0$$

$$S_{NG} = \frac{[0 \times (0 + 0,5 \times 5,2) + 0(0 - 0,5 \times 5,2)]}{12,5} = 0$$

$$S_{MGr} = -0,5 \times 0 = 0$$

$$S_{MGl} = 0,5 \times 0 = 0$$

f) Cálculo das cargas em condição de frenagem de dois pontos. Aplicando as Equações 3.21 a 3.26 e utilizando o peso máximo de pouso (MLW), obtêm-se:

$$V_{NG} = D_{NG} = S_{NG} = 0$$

$$V_{MGr} = 1,2 \times 515280,0 \times \left(0,5 + \frac{0}{5,2}\right) = 309168,0 \text{ N}$$

$$V_{MGl} = 1,2 \times 515280,0 - 309168,0 = 309168,0 \text{ N}$$

$$S_{MGr} = S_{MGl} = 0$$

$$D_{MGr} = 0,8 \times 257640,0 = 206112,0 \text{ N}$$

$$D_{MGl} = \mu_{MG} \times V_{MGl} = 0,8 \times 257640,0 = 206112,0 \text{ N}$$

g) Cálculo da carga no trem de pouso de nariz devido à frenagem brusca. Com o peso máximo de decolagem (MTOW) e aplicando a Equação 2.28:

$$V_{NG} = 1,0 \times 556619,4 \times \frac{\left(3,47 + \frac{2,0 \times 0,8 \times 9,03 \times 2,615}{12,5 + 0,8 \times 2,615}\right)}{12,5} = 269813,2 \text{ N}$$

h) Cálculo das cargas nos trens de pouso em condições de frenagem reversa. Aplicando as Equações 3.31 a 3.37 e na condição de peso máximo de pouso (MLW):

$$V_{NG} = 1,0 \times 143041,7 = 143041,7 \text{ N}$$

$$D_{NG} = S_{NG} = 0$$

$$V_{MGr} = 1,0 \times 186119,2 = 186119,2 \text{ N}$$

$$V_{MGl} = 1,0 \times 186119,2 = 186119,2 \text{ N}$$

$$D_{MGr} = -0,8 \times 186119,2 = -148895,3 \text{ N}$$

$$D_{MGl} = -0,8 \times 186119,2 = -148895,3 \text{ N}$$

$$S_{MGr} = S_{MGl} = 0$$

i) Cálculo das cargas em condição de frenagem assimétrica. Aplicando as Equações 3.54 a 3.62 e utilizando o peso máximo de pouso (MLW):

$$V_{NG} = \frac{1,0 \times 515280,06 \times \left[3,47 + 2,615 \times 0,80 \times \left(0,5 + \frac{0}{5,2}\right)\right]}{12,5 + 0,5 \times 2,615 \times 0,80} = 39789,1 \text{ N}$$

$$D_{NG} = 0$$

$$S_{NG} = \frac{0 \times (0 - 0,5 \times 5,2)}{12,5} = 0 (< 0,8V_{NG})$$

$$V_{MGr} = 1,0 \times 525280,1 \left(0,5 + \frac{0}{5,2}\right) - 0,5 \times 39789,1 = 242745,5 \text{ N}$$

$$V_{MGl} = 1,0 \times 525280,1 - 39789,1 - 242745,5 = 242745,5 \text{ N}$$

$$D_{MGr} = 0,8 \times 242745,5 = 194196,4 \text{ N}$$

$$D_{MGl} = 0$$

$$S_{MGr} = -0,5 \times 0 = 0$$

$$S_{MGl} = 0,5 \times 0 = 0$$

5 RESULTADOS

5.1 Introdução

Foram calculadas as cargas verticais e horizontais mais comumente aplicadas nos conjuntos de trens de pouso, em condições estáticas e dinâmicas.

A análise básica é apresentada de uma forma geral, mostrando os carregamentos inerentes às condições operacionais previstas nos regulamentos de certificação.

Existem outros critérios de desempenho funcional dos conjuntos de trem de pouso que não foram tratados neste trabalho, especialmente as cargas originárias de rolagem no solo e das variações provocadas pelas forças aerodinâmicas. A necessidade de um método rápido analítico para se obter as cargas de projeto dos conjuntos de trem de pouso continuará a existir, mesmo considerando válidos os casos onde os projetos de aeronaves sejam elaborados com a aplicação de simulações computacionais.

5.2 Resultados encontrados

Os resultados obtidos estão apresentados graficamente nas condições estáticas e dinâmicas analisadas.

a) Para as condições estáticas foram encontrados:

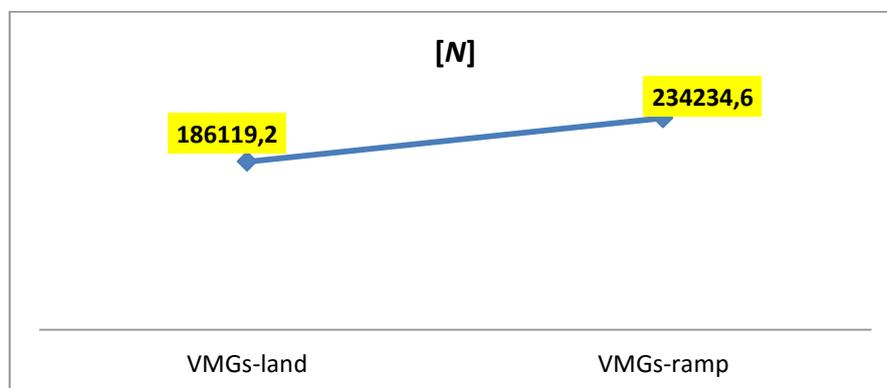


Figura 46 – Cargas estáticas verticais nos trens de pouso principais – aeronave parada – MRW / MLW

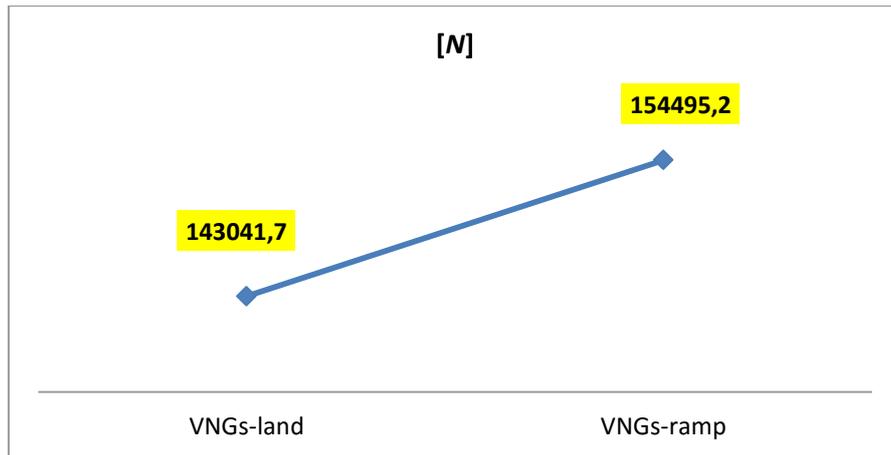


Figura 47 – Cargas estáticas verticais no trem de pouso de nariz – aeronave parada – MRW / MLW

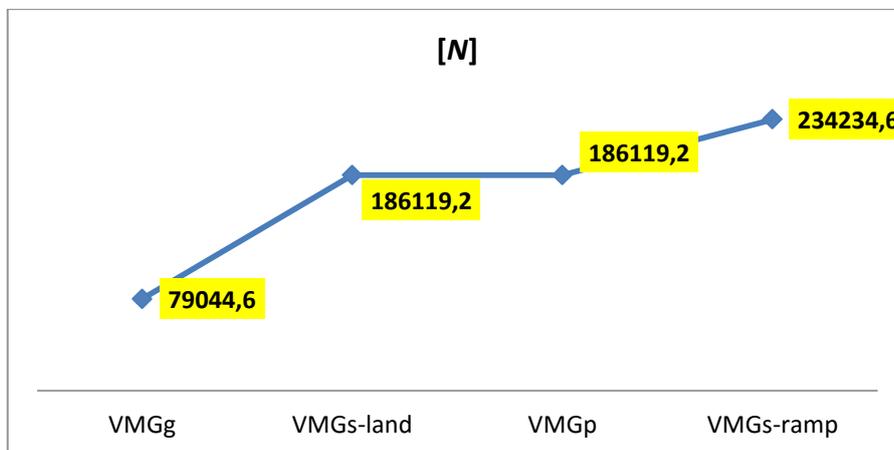


Figura 48 – Cargas verticais estáticas nos trens principais

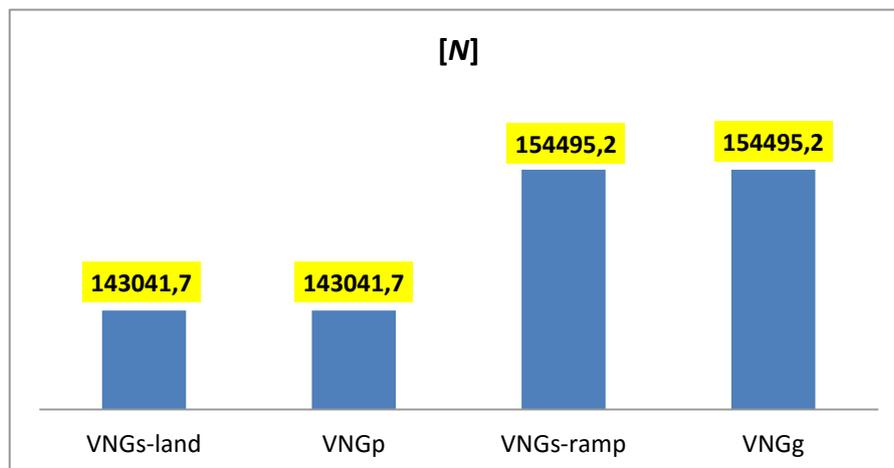


Figura 49 – Cargas verticais estáticas no trem de pouso de nariz

b) Para as condições dinâmicas foram encontrados:

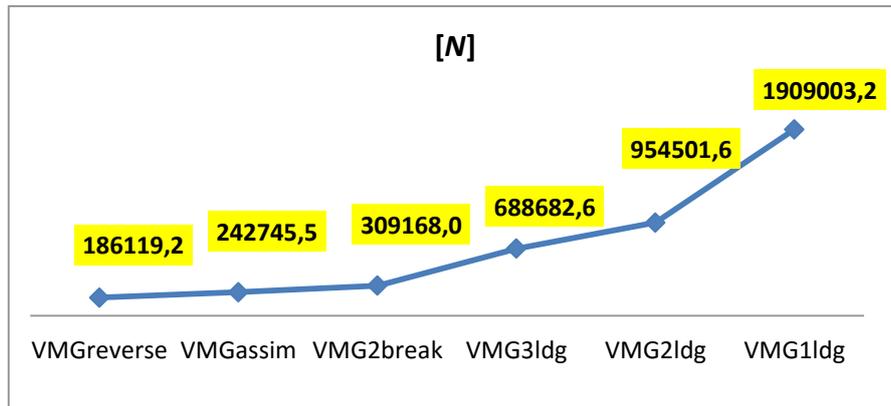


Figura 50 – Cargas verticais dos trens de pouso principais – condições dinâmicas

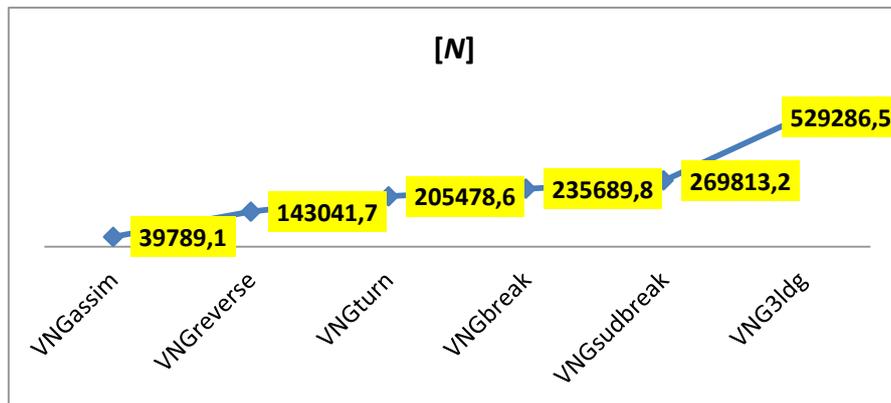


Figura 51 – Cargas verticais do trem de pouso de nariz – condições dinâmicas

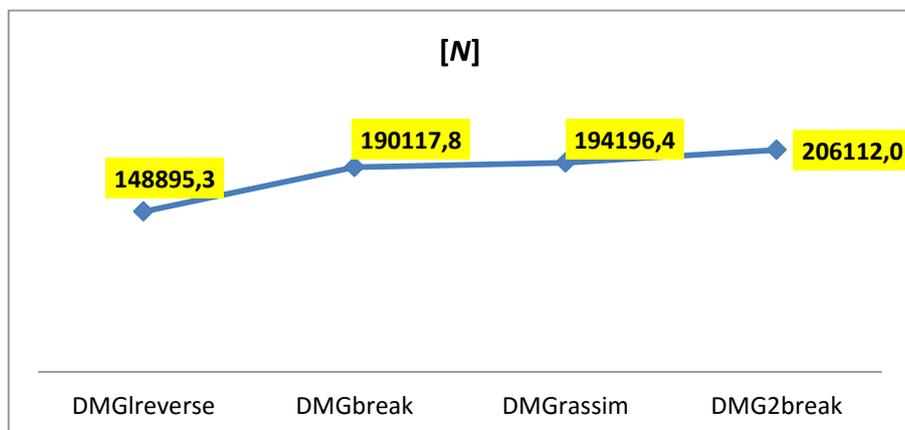


Figura 52 – Cargas de arrasto em condições de frenagem

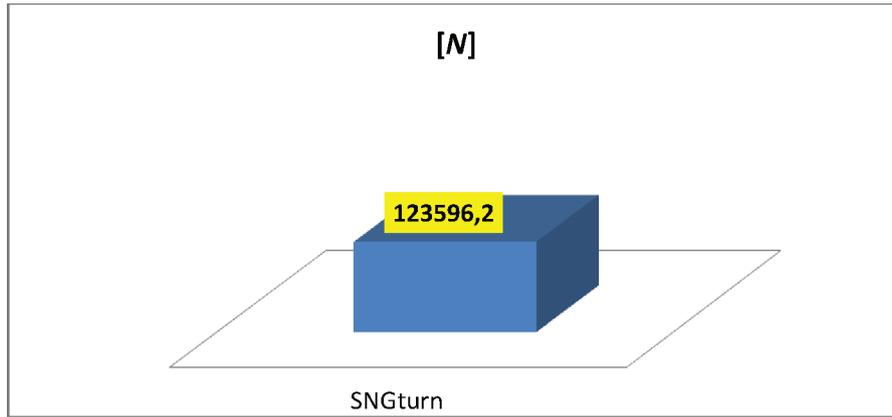


Figura 53 – Carga lateral na condição de guinada do trem de nariz

6 COMENTÁRIOS E CONCLUSÕES

6.1 Considerações gerais

Foram efetuados os cálculos de cargas nas diferentes condições normais previstas para a certificação de uma aeronave, utilizando métodos analíticos simples e cuja teoria foi explicada no Capítulo 3 deste trabalho.

Os resultados obtidos são relativos aos dados disponíveis em literatura do modelo da aeronave analisada e ilustram a ordem de grandeza das cargas a que os trens de pouso de uma aeronave são submetidos, sendo que estes devem se aproximar dos valores reais. Análises mais sofisticadas, como a utilização de simulação computacional e dados acurados do modelo analisado podem fornecer resultados mais apurados para as cargas aqui estudadas.

6.2 Conclusões

A análise de cargas estruturais é um procedimento diário para profissionais envolvidos na fabricação, modificação e operação de aeronaves. O valor de um método de cálculo analítico é muito claro e determinante para as etapas iniciais do projeto de construção ou modificação de uma aeronave, onde as cargas e os envelopes operacionais devem ser preliminarmente considerados.

Com estes métodos analíticos, os calculistas podem validar os dados computacionais de forma mais rápida, e ao mesmo tempo, validar todo o processo de análise de carga, o que em última instância pode levar a otimizações de processos.

Desta forma, valores obtidos pelos métodos analíticos tendem a ser mais confiáveis para verificação de ordem de grandeza.

7 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

ALBUQUERQUE, P. L. F.. **Structural loads handbook**. 2011. 122 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeroespacial, Instituto Superior Técnico – Universidade de Lisboa, Lisboa, Portugal, 2011.

ANAC. **RBAC 25 - Requisitos de aeronavegabilidade: aviões categoria transporte**. Brasília - DF: Agência Nacional de Aviação Civil, 2014. 300 p. Disponível em: <<http://www2.anac.gov.br/biblioteca/rbac/RBAC25EMD136.pdf>>. Acesso em: 02 fev. 2016.

AZIZAHAMAD, R *et. al.* **B737-300 Landing gear project report**. 2010. 75 f. TCC (Graduação) - Curso de Aviation, Department of Aviation Studies, Hogeschool van Amsterdam, Amsterdam, 2010.

BEER, F.P.; JOHNSTON JR., E.R.. **Mecânica vetorial para engenheiros**. 5. ed. São Paulo: Makron Books do Brasil Editora., 1991. 982 p.

BOEING, Commercial Airplanes. **Boeing Airport Compatibility**. 2014. Disponível em: <<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/faqs/lcglcn.pdf>>. Acesso em: 13 mar. 2016.

BOEING, Commercial Airplanes. **D6-58325-6: 737 Airplane Characteristics for Airport Planning**. 5 ed. Renton: The Boeing Company, 2013. 682 p. Disponível em: <<http://www.boeing.com/assets/pdf/commercial/airports/acaps/737.pdf>>. Acesso em: 16 abr. 2016.

CHAI, S. T.; MASON, W. H.. **Landing gear integration in aircraft conceptual design**. Blacksburg, VA, USA: Virginia Polytechnic Institute and State University, 1996. 174 p. http://www.dept.aoe.vt.edu/~mason/Mason_f/M96SC.html.

CUBCRAFTERS. **New STC for Piper Cub aircrafts**. 2011. Disponível em: <<http://www.cubcrafters.com/news/29-cubcrafters-awarded-new-stc-for-extended-landing-gear>>. Acesso em: 03 fev. 2016.

CURREY, N.S. **Aircraft landing gear design: principles and practices**. 4 ed. Washington, D.C., USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1988. 373 p.

EASA. **CS 25 – Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes**. Cologne: European Agency Safety Agency, 2015. 1023 f. Disponível em: <https://easa.europa.eu/system/files/dfu/CS-25%20%E2%80%94%20Amendment%2017_0.pdf>. Acesso em: 02 fev. 2016.

ELSAIE, A.M.; SANTILLAN JR, R.. **Structural optimization of landing gears using STARSTRUC**. Warrendale: SAE, 1987. 8 p.

EUA. FAA. (Ed.). **Aircraft landing gear systems**. Disponível em: <https://www.faa.gov/regulations_policies/handbooks_manuals/aircraft/amt_airframe_handbook/media/ama_Ch13.pdf>. Acesso em: 08 jun. 2015.

FAA. AC 25.491-1 - **Taxi, takeoff and landing roll design loads**. Renton - WA: Federal Aviation Administration, 2000. 13 p. Disponível em: <http://www.faa.gov/documentLibrary/media/Advisory_Circular/AC_25.491-1.pdf>. Acesso em: 07 fev. 2016.

GHIRINGHELLI, G.L.; BOSCHETTO, M.. **Design landing loads evaluation by dynamic simulation of flexible aircraft**. Proceedings of Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, No. 71, Povia de Varzim, Portugal, Oct. 1990, p. 16.1-16.12.

HEEREN, R.. **Análise de shimmy de trem-de-pouso principal de aeronaves incluindo efeito de flexibilidade estrutural**. 2005. 115 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Engenharia Aeronáutica e Mecânica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica, São José dos Campos, 2005.

HEERENS, N.. **Landing gear design in an automated design environment**. 2014. 123 f. Dissertação (Mestrado) - Curso de Aerospace Engineering, Delft University of Technology, Delft, The Netherlands, 2014.

JIANG, Chun-shui *et al.* Phenomena of foamed concrete under rolling of aircraft wheels. **Journal of Physics: Conference Series**. Beijing, p. 1-7. jan. 2014. Disponível em: <<http://iopscience.iop.org/issue/1742-6596/495/1>>. Acesso em: 16 abr. 2016.

KRAUS, Paul R.. An Analytical Approach to Landing Gear Weight Estimation. In: Annual Conference of Society of Allied Weight Engineers, Inc., 29., 1970, Washington. **Proceedings of 29th Annual Conference of Conference of Society of Allied Weight Engineers**. Los Angeles: SAWE, 1970. p. 1 - 25. Disponível em: <<https://www.sawe.org/papers/0829/buy>>. Acesso em: 16 abr. 2016.

LADDA, V.; STRUCK, H.. **Operational loads on landing gear**. Proceedings of Meeting of the AGARD Structures and Materials Panel, No. 71, Povia de Varzim, Portugal, Oct. 1990, p. 11.1-11.16.

LOMAX, T. L.. **Structural loads analysis for commercial transport aircraft: Theory and practice**. Reston, VA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1996. 280 p. (AIAA Education Series).

NIU, M. C.. **Airframe structural design**. 2. ed. Hong Kong: Hong Kong Conmilit Press Co., 1999. 612 p.

OBERT, Ed. **Aerodynamic Design of Transport Aircraft**. Amsterdam: IOS Press BV, 2009. 638 p. Disponível em: <http://rahauav.com/Library/Aerodynamic/Aerodynamic_design_of_transport_aircraft_www.rahauav.com.pdf>. Acesso em: 16 mar. 2016.

RAYMER, D. P. **Aircraft design: a conceptual approach**. 2. ed. Washington, D.C., USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992. 745 p.

SADRAEY, M.. **Aircraft design: A systems engineering approach**. Hoboken, NJ: John Wiley & Sons, 2002. 808 p. Disponível em: <http://faculty.dwc.edu/sadraey/Chapter_6_Tail_Design.pdf>. Acesso em: 27 fev. 2015.

SCHMIT, L.A.; MALLET, R.H.. **Structural Synthesis and Design Parameter Hierarchy.** Proceedings of ASCE, Vol. 89, No. ST4, Aug. 1963, p. 264-299.

WIGNOT, J. E.. **Structural Design of Transport Airplanes for Transient Environments.** Lockheed-California Company. Burbank, California. ASME-Paper-AMD36, 1979.

WRIGHT, J. R.; COOPER, J. E.. **Introduction to aircraft aeroelasticity and loads.** Chichester: John Wiley & Sons Ltd, 2007. 559 f.

Autorizo cópia total ou parcial desta obra, apenas para fins de estudo e pesquisa, sendo expressamente vedado qualquer tipo de reprodução para fins comerciais sem prévia autorização específica do autor.

Paulo Roberto Pereira Manzoli

Taubaté, junho de 2016.