

Design and Structural Analysis of a Landing Gear Assembly for a Transonic Light-attack Airplane

César Mattana de Oliveira

Bento Silva de Mattos

Instituto Tecnológico de Aeronáutica
São José dos Campos – São Paulo - Brazil

Abstract

This work is concerned with the design of the landing gear for a transonic light attack airplane. The aircraft was christened Venom and was designed by a team of the 11th Class belonging to the EMBRAER/ITA Engineering Specialization Program. In order to achieve a appropriate design of the landing gear, parameterized CAD models of the nose and main gears were created. The software employed for this purpose was CATIA[®] V5 R18. By using those models it was possible to analyze the assemblies with a finite element code that is part of the CATIA[®]'s Analysis & Simulation module. Stress and deformation of the parts and assemblies were then calculated. The related parts and assemblies were redesigned and new analyses were then performed. The results obtained with CATIA[®] were truly satisfactory and it was also possible to considerably improve the initial landing gear configuration from the analyses that were undertaken. Concerning the final landing gear configuration, the assembly parts presented considerably lower stresses than the yield stress of the material, with exception of the joints and a stress concentration in a given part of the nose landing gear under a certain loading.

Keywords: Landing gear design, structural analysis, aircraft design.

1. Introduction

1.1. Objective

The objective of this paper is to describe the preliminary design a light-attack airplane landing gear. The airplane under consideration, which was designated Venom, was specified to the PEE 11, a design team consisted of graduated students of the Embraer/ITA cooperation program. The Venom attack plane is illustrated in Figure 1.

The landing gear configuration was defined and afterwards submitted for a sequential structural analysis loop. The proper retraction of the landing gear and its accommodation in the airplane fuselage was considered in the present work as well. The CATIA[®] V5 R18 Assembly Design and Analysis & Simulation modules were employed in the landing gear design process. In order to evaluate its retraction and actuation the module DMU Kinematics was also used.

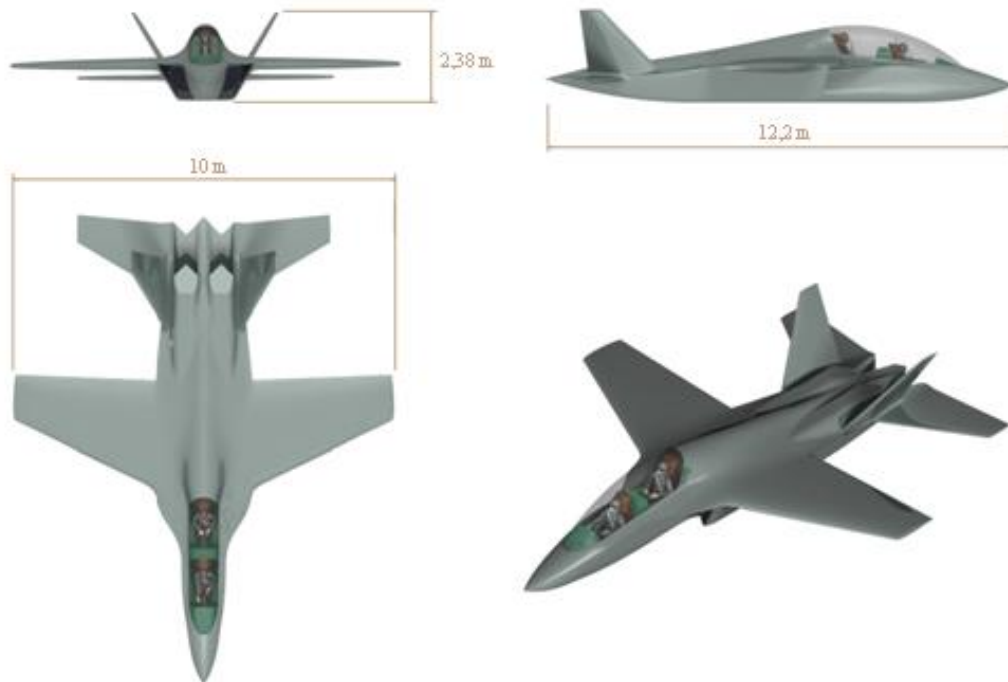


Figure 1. Three-view of the Venom light-attack airplane. Venom was designed by graduate students of Embraer/ITA cooperation program (PEE).

1.2. Describing the Venom airplane

Tables I and II contain the specification and the performance for the light-attack plane Venom, respectively. The aircraft is fitted with two Honeywell HTF7000 turbofan engine delivering 6500 lbf thrust @ sea level each.

Table I. General specification of the light-attack airplane Venom.

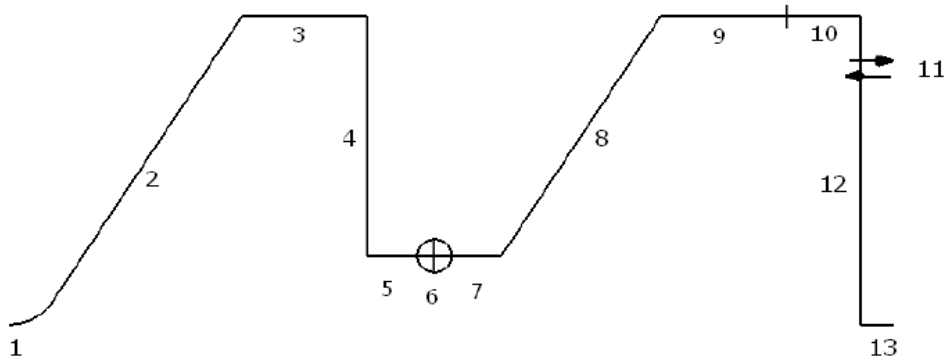
Mission	Light-attack and trainer
Powerplant	Honeywell HTF7000 – 6500 lbf thrust @ sea level
Operation remarks	Autonomous operation from unpaved airfields
Crew	Two in tandem
Certification	Part 23 acrobatic/ Part 36

Table II. Venom's performance figures.

Cruise speed	Number of Mach of 0.85 @ 7620 m
Takeoff distance	1,000 m
Landing distance	800 m
MTOW	7500 kg
Empty weight	3950 kg
Max. payload	2000 kg
Ferry flight range	2590 km (fuel for 185 km alternate + 45 min reserve)
Service ceiling	10668 m
Temperature envelope	ISA+35° C to -50° C
Load factors	+7.5 g / -3 g
Combat radius	550 km (with 4xMK82 + 2 MAA-1 and considering Hi-Lo-Hi mission profile)

The selection and sizing of Venom's landing gear assembly were based on the airplane specifications and analysis of similar planes. For design it is mandatory to consider the mission target to the airplane under consideration. Venom's mission profile is shown in Figure 2. Its main duties are the following: combat air patrol; interdiction; close air support; advanced trainer, long-range attack; and counter-insurgency.

Weight breakdown was carefully performed for the Venom attack plane. The figures for structural components and aircraft systems are displayed in Figure 3. Overall weight for the landing gear system is 288 kg, which is close to the value calculated for the fuselage, 306 kg.



- | | |
|--|--|
| 1. Start up, taxi, and takeoff | 7. Leaving ground proximity (<i>dash in</i>) |
| 2. Climb to Cruise altitude | 8. Cruise |
| 3. Cruise | 9. Reserves for a 185-km distant alternate airport |
| 4. Descent to altitudes close to ground | 10. Reserves for a 45 min loiter |
| 5. Low-altitude dive (<i>dash out</i>) | 11. Descent |
| 6. Attack | 12. Touchdown and taxi |

Figure 2. Venom's mission profile.

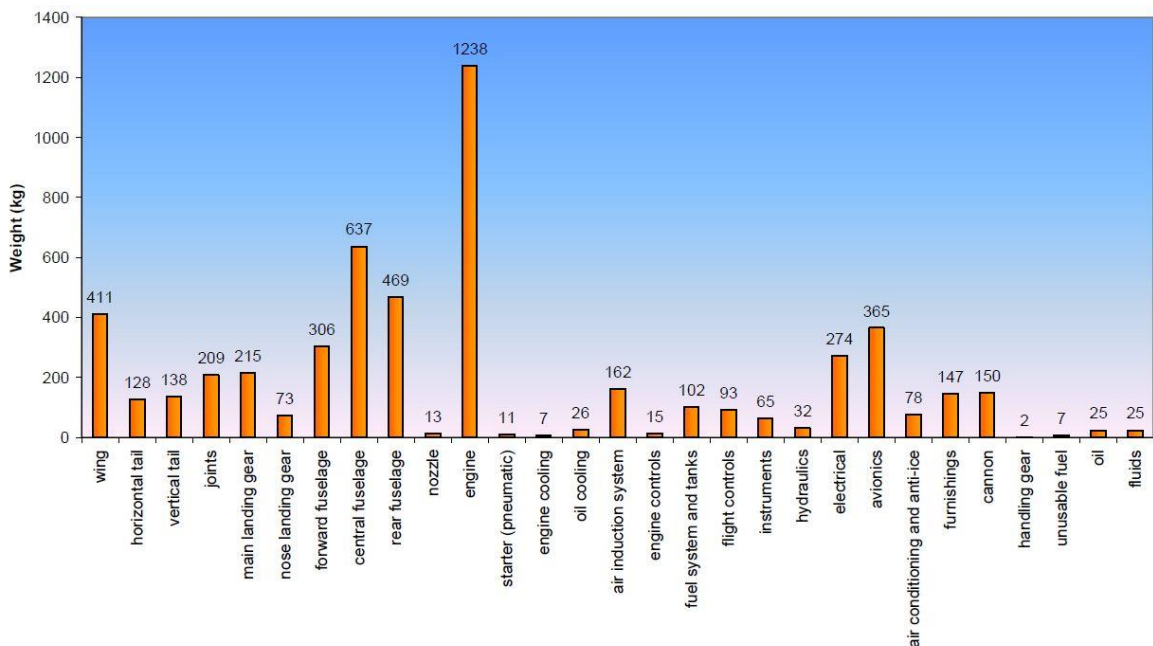


Figure 3. Weight breakdown for the Venom attack/trainer airplane. Overall weight for the landing gear system is 288 kg.

2. Methodology

2.1. Metodologia

The methodology employed for the landing gear design and analysis was structured in the following way

- Análise das especificações da aeronave proposta;
- Definição das características básicas do conjunto de trem de pouso;
- Pesquisa por aviões similares, para verificar se as escolhas anteriores estavam corretas;
- Location of the nose and main landing gears
- Accommodation of the retracted assembly and tires sizing.
- Anteprojeto, utilizando o software CATIA[®] V5 R18 (*Part Design e Assembly Design*), com o intuito de projetar as peças principais e posicioná-las na montagem através de fixações e juntas;
- Análise de tensões, utilizando-se CATIA[®] V5 R18 (*Analysis & Simulation*), e determinação da concentração de tensões nas peças pré-projetadas;
- Re-projeto das peças e fixações do trem de pouso, visando o alívio de tensões;
- Redesign for improved LG configuration.

2.2. Landing gear basic characteristics

O conjunto de trem de pouso foi desenvolvido visando a operação autônoma em pista não-pavimentada. Para esse tipo de terreno o trem de pouso mais apropriado é do tipo balancim e semi-balancim. Portanto, optou-se por utilizar os tipos, contração e arranjo de rodas conforme a Tabela 2.1.

Tabela 2.1 - Características básicas do conjunto de trem de pouso.

LANDING GEAR	TYPE	FIXED/RETRACTABLE	WHEELS ARRANGEMENT
Nose	Semi-balancim	Retractable	Single wheel
Main	Trailing arm	Retractable	Single wheel

Landing gear configurations of similar planes were studied in order to select that adopted for the Venom light-attack aircraft.

2.3. Landing gear bay

Quando o trem de pouso está recolhido ele fica em baías. A baía do trem de pouso auxiliar se localiza logo abaixo do posto de pilotagem e logo à frente do compartimento de bombas, já as baías do trem de pouso principal estão localizadas na parte central da aeronave,

ao lado do compartimento de bombas. As baías do conjunto de trem de pouso estão representados na Figura 2.2.

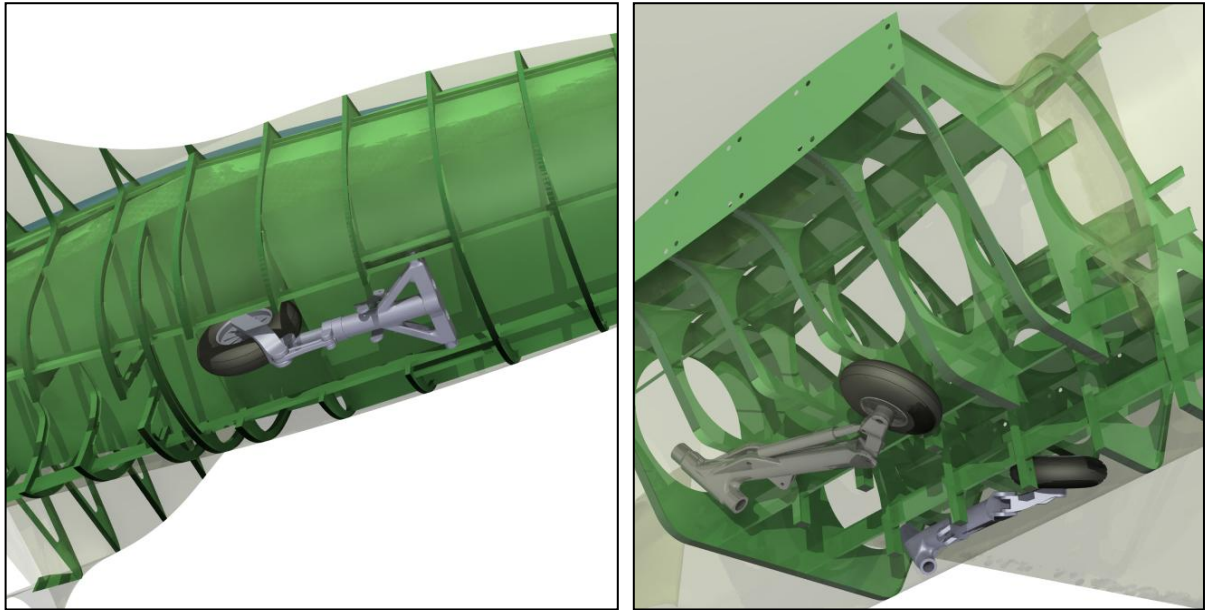


Figure 4. Overview of the nose and main landing gear bays.

2.4. Dimensions and tires

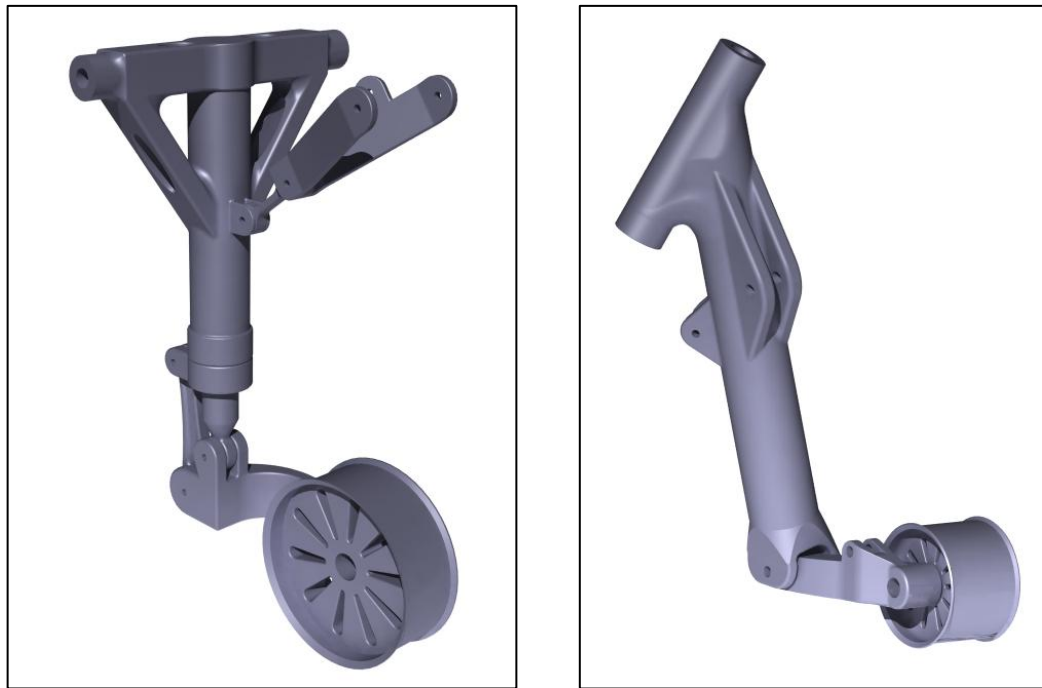
As dimensões dos pneus e respectivas pressões estão descritas na Tabela 2.2.

Tabela 2.2 - Dimensões e pressões dos pneus.

Trem de Pouso	Principal	Auxiliar
Diametro do Pneu	495,3 mm (19,5 in)	660,4 mm (26 in)
Altura do Pneu	171,4 mm (6,75 in)	254,0 mm (10 in)
Largura do Pneu	254 mm (10 in)	279,4 mm (11 in)
Pressão dos Pneus	92 psi	95 psi

2.5. Projeto e Análise do Trem de Pouso

O re-projeto e re-análise das peças se deram várias vezes, até as peças adquirirem a configuração final, como mostra a Figura 2.2 (a) e (b). As peças foram analisadas com o intuito de acrescentar material a lugares com concentração de tensões e retirar material de locais com tensão muito baixas. Elementos de conexão entre as peças e o sistema de direção, *Steering*, não foram analisados por estarem fora do escopo do trabalho.



(a)

(b)

Figura 2.2 - Configuração final do trem de pouso. (a) Auxiliar; (b) Principal.

2.6. Stress analysis

As peças re-projetadas foram re-analisadas, de forma a avaliar as modificações adotadas. O trem de pouso foi posicionado conforme a configuração de amortecedor encolhido.

A malha utilizada foi do tipo tetraédrico com interpolação quadrática. E foi refinada nas proximidades de furos e locais onde o raio de curvatura da peça encontrava-se acentuado.

O material utilizado foi o mesmo utilizado nas análises anteriores.

Foi adotada a mesma malha para os dois casos de carregamentos.

2.6.1. Nose landing gear

2.6.1.1. Mesh

A Figura 2.3 demonstra a malha adotada no trem de pouso auxiliar, foram utilizados elementos com os tamanhos e refino descritos na Tabela 2.3, a diferença proporcional adotada foi de 30% para toda a malha e foi utilizada interpolação quadrática. A malha apresentou 344.575 nós e 214.634 elementos.

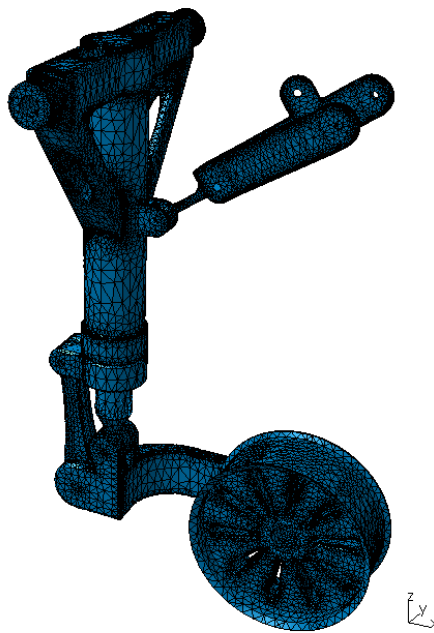


Figura 2.3 - Malha do trem de pouso auxiliar.

Tabela 2.3 - Tamanho da malha utilizada no trem de pouso auxiliar.

Peça	Tamanho da Malha [mm]	Refino Local [mm]
Roda	30	-
Peça 1	20	5
Peça 2	15	5
Peça 3	30	-
Peça 4	30	5
Peça 6	15	-
Peça 7	20	5
Peça 8	15	-

2.6.1.2. Juntas

As juntas foram aperfeiçoadas para melhor representar a interação entre as peças. A Figura 2.4 mostra quais as juntas utilizadas.

Para representar o amortecedor, foi feita malha no pistão, que foi conectada ao munhão.

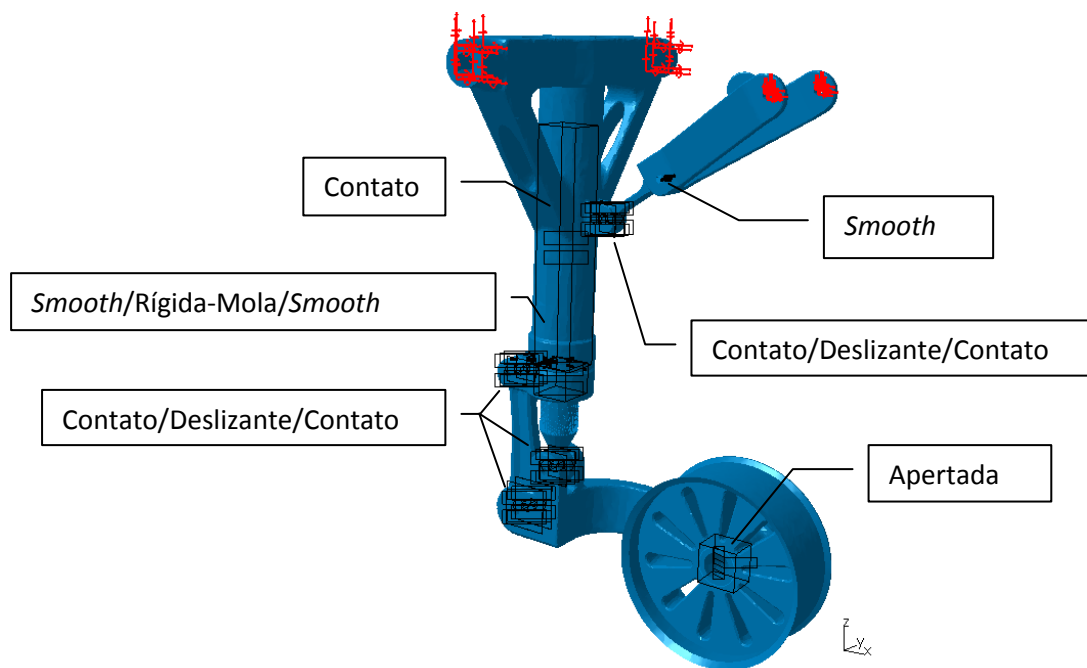


Figura 2.4 - Juntas utilizadas no trem de pouso auxiliar.

2.6.1.3. Fixações

Foram utilizadas fixações com apenas um grau de liberdade (M_y) nas fixações do munhão e da haste de travamento superior na aeronave.

2.6.1.4. Loading

O carregamento foi igualmente distribuído na superfície externa da roda, a qual estaria em contato com o pneu e o ar dentro dele. Foram realizadas duas análises, com carregamentos diferentes. Esses carregamentos estão descritos na Tabela 2.4. O primeiro carregamento levou em conta a carga estática que a aeronave recebe durante o pouso, somada com a carga de *Spin Up*. O segundo carregamento levou em conta a carga estática somada com a carga de *Spring Back*.

Efetou-se a soma dessas duas parcelas devido à dificuldade de se prever quais os carregamentos efetivamente estariam presentes em cada instante no pouso. Gerando um carregamento conservativo em relação ao real.

Tabela 2.4 - Carregamentos no trem de pouso auxiliar.

Carregamento	Eixo X *[N]	Eixo Y [N]	Eixo Z [N]
1	19834	0	24793
2	-15867	0	24793

* Eixo X apontando para trás da aeronave.

2.6.1.5. Results

Para as melhorias foram levados em conta os carregamentos mais críticos, conforme Tabela 2.4.

As Figuras 2.5 (a) e (b) mostram, respectivamente, as tensões de von Mises devidas aos carregamentos 1 e 2 no trem de pouso.

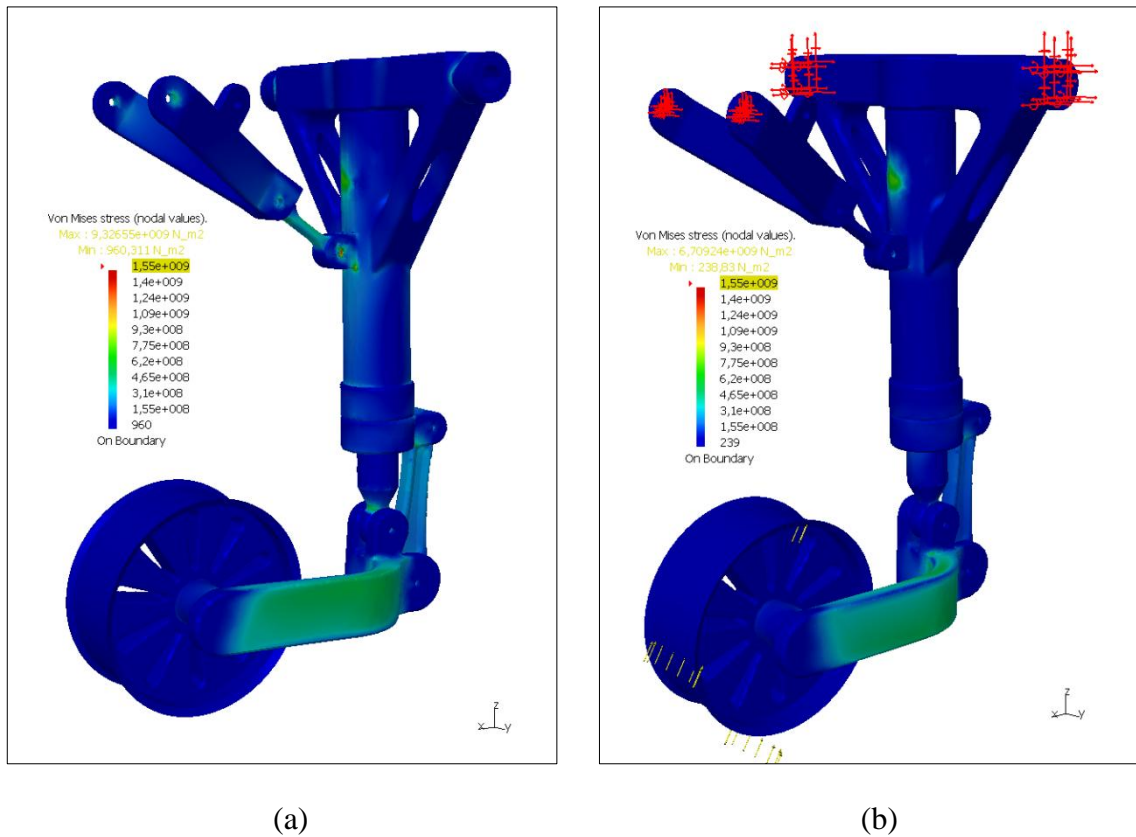


Figura 2.5 - von Mises Stresses: (a) Loading 1; (b) Loading 2.

A escala foi limitada à tensão de escoamento do material para a melhor visualização dos resultados.

As tensões mais altas presentes no trem de pouso apareceram nas juntas e furações. Para melhor analisar estes locais, sugere-se estudo posterior. Para esse estudo deve-se adotar elementos de fixação para distribuir melhor as tensões e um refino maior da malha, diminuindo assim o acúmulo de tensões nessas regiões.

2.6.2. Main landing gear

2.6.2.1. Mesh

Na Figura 2.6 está representada a malha do trem de pouso principal. Os tamanhos dos elementos e o refino da malha em raios acentuados e furos, os tamanhos locais da malha estão descritos na Tabela 2.5. Para todas as malhas adotou-se a diferença proporcional de 30% e interpolação quadrática.

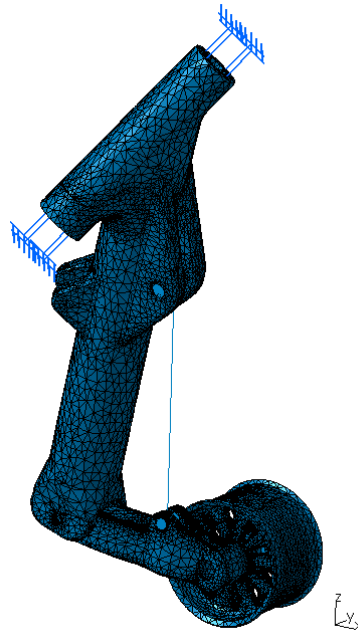


Figura 2.6 – Main landing gear mesh.

Tabela 2.5 - Tamanho das malhas utilizadas no trem de pouso principal.

Peça	Tamanho da Malha [mm]	Tamanho Local da Malha [mm]
Roda	15	-
Peça 1	15	5
Peça 4	20	5

A mesma malha foi utilizada para os dois casos de carregamentos. A malha resultante apresentou 232.588 nós e 142.972 elementos.

2.6.2.2. Juntas

As juntas foram aperfeiçoadas. A Figura 2.7 mostra quais as juntas utilizadas.

Para representar o amortecedor, foi colocada uma conexão *Smooth/Mola-Rígida/Smooth*, que liga o balancim à perna de força.

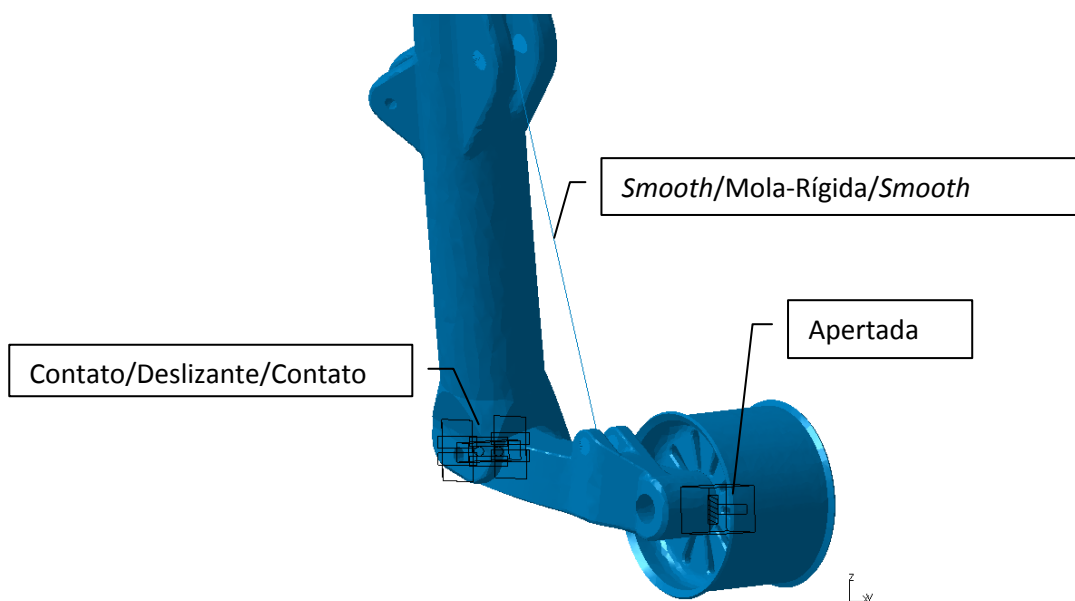


Figura 2.7 - Juntas utilizadas no trem de pouso principal.

2.6.2.3. Fixações

Foram utilizadas fixações do tipo engastadas para representar a fixação da perna de força na aeronave. Essa decisão foi tomada devido às hastes principais e o atuador de retração do trem de pouso principal não terem sido modelados.

2.6.2.4. Carregamentos

O carregamento foi igualmente distribuído na superfície externa da roda, a qual estaria em contato com o pneu e o ar dentro dele.

As análises foram realizadas da mesma maneira que para o trem de pouso auxiliar. Os carregamentos utilizados foram os da Tabela 2.6.

Tabela 2.6 - Carregamentos no trem de pouso principal.

Carregamento	Eixo X * [N]	Eixo Y [N]	Eixo Z [N]
1	119004	0	148755
2	-95203	0	148755

* Eixo X apontando para trás da aeronave.

2.6.2.5. Results

Os carregamentos mais críticos são iguais aos da primeira análise, conforme a Tabela 2.7. As Figura 2.8 (a) e (b) mostram, respectivamente, as tensões de von Mises devidas aos carregamentos 1 e 2 no trem de pouso.

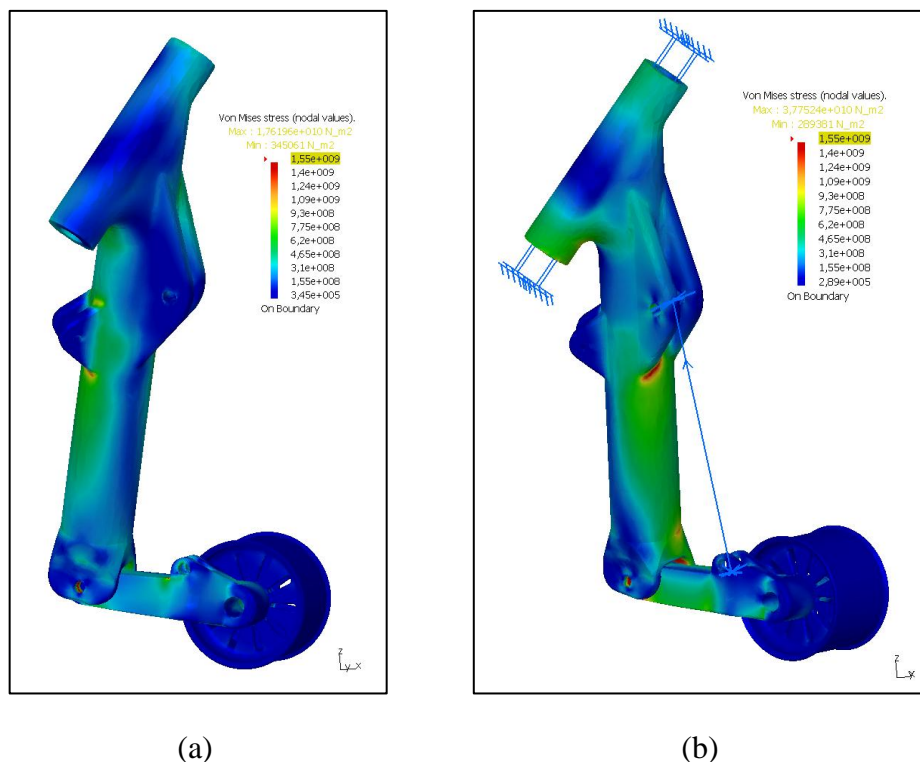


Figura 2.8 - von Mises Stresses: (a) Loading 1; (b) Loading 2.

3. Concluding Remarks

CATIA[®] V5 R18 was effective for the design of the landing gear assembly under consideration. Além disso, com sua parametrização, foi muito fácil re-projetar as peças que precisavam ser modificadas.

O módulo de projeto de montagem, *Assembly Design*, foi de grande utilidade para o projeto do recolhimento dotrem de pouso, bem como o acerto dos ângulos das peças.

O módulo de análise e simulação, *Analysis & Simulation*, integra facilmente o uso do Método dos Elementos Finitos com a geometria. Mesmo após as modificações dessa geometria, bastava rodar a análise para que o Catia[®] acertasse automaticamente a malha no sólido modificado. Entretanto, exigiu-se grande esforço computacional para a solução dos modelos, devido às conexões entre as peças e o grande número de elementos. Sendo assim, para resultados mais acurados, recomenda-se usar a análise da montagem apenas para avaliar as reações em cada peça, e, após isso, analisar separadamente cada peça com suas devidas reações.

Com relação ao trem de pouso, no geral as peças re-projetadas apresentaram tensões menores que a tensão de escoamento, com exceção das juntas e da concentração de tensões no cilindro em um dos casos analisados.

Sugere-se para trabalho posterior a análise mais detalhada das juntas, fazendo uso de elementos de fixação para melhor distribuírem essas tensões.

4. Bibliography

BATHE, K.-J. **Finite element procedures**. Upper Saddle River, NJ: Prentice-Hall, c1996. 2 partes. ISBN 0-13-301458-4.

CALLISTER JR., W.D. **Ciência e engenharia de materiais: uma introdução**. Tradução de S.M.S. Soares. 7. ed. Rio de Janeiro, RJ: Livros Técnicos e Científicos, 2008. Único. 705 p. ISBN 978-85-216-1595-8.

CISMASIU, C. **Método dos Elementos Finitos**. Apresentação. Universidade Nova de Lisboa. 2006.

CURREY, N.S. **Aircraft landing gear design: principles and practices**. Washington, DC: AIAA, 1988. Único. (AIAA education series). ISBN 0 930403 41 X.

FLETCHER, C.A.J. **Computational techniques for fluid dynamics**. 2. ed. Berlin: Springer-Verlag, 1991. 2v. (Springer Series in Computational Physics). ISBN 3-540-53058-4 (v.1); 3-540-53601-9 (v.2).

JANE'S All the World's Aircraft. L. Bridgman et al. Surrey: Jane's Information Group, 1909-. 52V, 2004-2005.

MASON, W.H.; CHAI, T. **Landing Gear Integration in Aircraft Conceptual Design**. NASA Ames Research Center. Virginia. 1996.

MATWEB Material Property Data. Disponível em: < <http://www.matweb.com/>>. Acesso em: 20 de setembro de 2009.

NIU, M.C.-Y. **Airframe structural design: practical design information and data no aircraft structures**. 2. ed. North Point: Hong Kong Conmilit Press, 2002. Único. 612 p. ISBN 962-7128-09-0.

NG, H.W.; NEO G. K.; XIE X.W.; CHU W. X. **F-16 Landing Gear Simulation for Structural and Reliability Analysis**. Article. Singapore. 2006.

PEE-11. **Venom: Preliminary Design Review**. Report. p. 384. São José dos Campos. 2008.

RAYMER, D.P.; AIAA (Org.). **Aircraft design: a conceptual approach**. 3. ed. Washington, DC: AIAA, c1999. Único. 923 p. (AIAA Education Series / J.S. Przemieniecki). ISBN 1-56347-281-0.

ROSKAM, J. **Airplane design**. Lawrence, Ks: DARcorporation, 1985-2004. 1-884885-53-5 (p.4 - 2000).

TAUCCI, V. **Desenvolvimento de Sistemas de Trens de Pouso**. Relatório. Módulos I, II, III e IV. Embraer/ITA PEE. São José dos Campos. 2006.