

DENNER SÁVIO SANTOS

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR
DE UM MODELO SIMPLIFICADO DE TREM DE POUSO DE
NARIZ**



UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

FACULDADE DE ENGENHARIA MECÂNICA

2019

DENNER SÁVIO SANTOS

Orientador

Prof. Dr. Odenir de Almeida

**ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR
DE UM MODELO SIMPLIFICADO DE TREM DE POUSO DE
NARIZ**

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao
Curso de Graduação em Engenharia Aeronáutica da
Universidade Federal de Uberlândia, como parte dos
requisitos para a obtenção do título de **BACHAREL em
ENGENHARIA AERONÁUTICA.**

UBERLÂNDIA - MG

2019

ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR DE UM MODELO SIMPLIFICADO DE TREM DE POUSO DE NARIZ

Projeto de conclusão de curso **APROVADO** pelo
Colegiado do Curso de Graduação em Engenharia
Aeronáutica da Faculdade de Engenharia Mecânica da
Universidade Federal de Uberlândia.

BANCA EXAMINADORA

Prof. Dr. Odenir de Almeida
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dra. Priscila Ferreira Barbosa de Sousa
Universidade Federal de Uberlândia

Prof. Dr. Roberto Mendes Finzi Neto
Universidade Federal de Uberlândia

UBERLÂNDIA - MG

2019

Para minha família.

AGRADECIMENTOS

Primeiramente, dedico este trabalho de conclusão de curso a minha mãe e a minha irmã que nestes anos de faculdade me apoiaram e desejaram meu sucesso acadêmico.

Aos meus amigos que me apoiaram e acompanharam minha trajetória em todos os anos na UFU, em especial a Lucas Michelazzo.

Aos professores e servidores da Faculdade de Engenharia Mecânica cuja disposição e dedicação durante o período de graduação foram essenciais no processo de formação de um profissional completo, que contempla conhecimento técnico e aspectos de responsabilidade social.

Finalmente, agradeço ao professor Odenir de Almeida que me orientou e me ajudou a concluir este Projeto Final de Conclusão de Curso em Engenharia Aeronáutica.

*“O sucesso é ir de fracasso em fracasso sem perder
entusiasmo.”*

Winston Churchill

Santos, D. S. **Experimental measurements on the flow over a simplified nose landing gear**. 2019. 110p. Projeto de Graduação, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil.

ABSTRACT

The main purpose of this work was to analyze the air flow around a nose landing gear, experimentally, to better understand and determine its aerodynamic characteristics. The typical configuration of an Airbus A320 aircraft was selected as a reference and a simplified nose landing gear model was used as a baseline. The nose landing gear was completely modeled using CATIAV5R19® and a 1/6 scale was applied due to the size of the wind tunnel. The model was built using a 3D printer and tested in the low-speed wind tunnel with Reynolds number around 5×10^5 , from the Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO), located at the Federal University of Uberlândia (UFU). The emphasis in this experiment was to visualize the pressure distribution on the landing gear wheel and to evaluate the drag coefficient. Experimental data were collected through anemometry, pressure transducer, aerodynamic balance and visualization techniques. The velocity profiles were acquired from these data, which can be used as reference for an initial validation of numerical analysis. Flow visualization made it possible to identify recirculation regions and the point of detachment of the boundary layer over the nose landing gear.

KEYWORDS: *aerodynamics, nose landing gear, wind tunnel, drag coefficient, experimental analysis.*

Santos, D. S. **ANÁLISE EXPERIMENTAL DO ESCOAMENTO AO REDOR DE UM MODELO SIMPLIFICADO DE TREM DE POUSO DE NARIZ**. 2019. 110p. Projeto de Graduação, Universidade Federal de Uberlândia, Uberlândia, Brasil.

RESUMO

Este trabalho teve como principal propósito analisar o escoamento de ar ao redor do trem de pouso de nariz, de forma experimental, para melhor compreender e determinar suas características aerodinâmicas. A configuração típica de uma aeronave Airbus A320 foi selecionada como referência e um modelo simplificado de trem de pouso de nariz foi usado como base. O trem de pouso de nariz foi completamente modelado usando o CATIAV5R19® aplicando-se uma escala 1/6 devido às dimensões do túnel de vento. O modelo foi construído utilizando uma impressora 3D e testado no túnel de vento de baixa velocidade com número de Reynolds em torno de 5×10^5 , do Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental (CPAERO), localizado na Universidade Federal de Uberlândia (UFU). A ênfase neste experimento foi visualizar a distribuição de pressão sobre a roda do trem de pouso, além de avaliar o coeficiente de arrasto. Os dados do experimento foram coletados através de anemometria, sensoramento de pressão, balança aerodinâmica e de técnicas de visualização. Os perfis de velocidade foram adquiridos a partir desses dados, que podem ser usados como referência para uma validação inicial de análise numérica. A visualização do escoamento permitiu identificar regiões de recirculação e o ponto de descolamento da camada limite sobre o trem de pouso.

PALAVRAS CHAVE: aerodinâmica, trem de pouso de nariz, túnel de vento, coeficiente de arrasto, análise experimental.

Lista de Figuras

Figura 1.1 – Desenho Pássaro Humano (Disponível em:< https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	14
Figura 1.2-Planadores e Ornitópteros (Disponível em:< https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	15
Figura 1.3– Planador (Disponível em:< https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	16
Figura 1.4– Primeiro Voo do 14-bis (Disponível em:< https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	17
Figura 1.5 – Primeiro voo dos irmãos Wright (Disponível em: < https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	18
Figura 1.6– Avião Segunda Guerra Mundial (Disponível em: < https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019)	19
Figura 1.7– Avião Airbus A-380 (Disponível em:< https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao >. Acesso em novembro 10,2019).....	19
Figura 1.8- Nose landing gear A320 (Airbus Comercial, 2018).....	22
Figura 2.1- Elementos de uma aeronave (Airframe, 2012)	27
Figura 3.1- Túnel de Vento TV60 (CPAERO, UFU)	36
Figura 3.2– Seção de teste do Túnel de Vento (CPAERO-UFU).....	36
Figura 3.3– Tubo de Pitot e manômetro (CPAERO- UFU).....	39
Figura 3.4– Balança Aerodinâmica (CPAERO-UFU).....	40
Figura 3.5– Balança Aerodinâmica (CPAERO-UFU).....	40
Figura 3.6– Sequência de medição do anemômetro (Dantec Dynamics A/S, 2004).....	41
Figura 3.7– Sistema Dantec de Anemômetro (CPAERO-UFU)	41
Figura 3.8 Autoria Própria – Sensor usado neste experimento.....	43

Figura 3.9– Sonda de camada limite e reta (Dantec Dynamics A/S, 2011).....	44
Figura 3.10- - Haste principal	47
Figura 3.11- Suporte do trem de pouso.....	47
Figura 3.12 - Peça da haste principal.....	48
Figura 3.13 - Roda esquerda	48
Figura 3.14- Roda direita	49
Figura 3.15- Torque link.....	49
Figura 3.16-Dimensões do modelo em escala real (mm)	50
Figura 3.17-Modelo final do trem de pouso de nariz.....	50
Figura 3.18 - Trem de pouso de Nariz. (a) Modelo Simplificado (b) Modelo Real (Aviation, 2015)	52
Figura 3.19- Sistema de calibração do anemômetro (Dantec Dynamics A/S, 2011)	53
Figura 3.20-Top menu	58
Figura 3.21- Menu Executar e acquire.....	58
Figura 3.22-Janela Adquirir dados no disco	59
Figura 3.23- Configuração padrão	59
Figura 3.24- Configuração do dispositivo A / D.....	60
Figura 3.25 - Gráfico da calibração do túnel de vento.....	63
Figura 3.26 - Gráfico da velocidade versus a diferença de pressão.....	64
Figura 3.27 - Camada limite (Segel,1965).....	65
Figura 3.28- Trem de pouso dentro da seção de teste do túnel do vento (autoria própria).....	71
Figura 4.1-Trem de pouso e sistema móvel de pressão	75
Figura 4.2-Cp versus ângulo de rotação da roda.....	76
Figura 4.3- Disposição dos planos no trem de pouso	78
Figura 4.4- Sistema de coordenadas do túnel de vento.....	78
Figura 4.5- Gráfico da velocidade pelo deslocamento.....	79
Figura 4.6- - Gráfico da velocidade versus a frequência	80
Figura 4.7- Força versus Velocidade.	81
Figura 4.8- Gráfico do C_d versus N^o de Reynolds.....	82
Figura 4.9 -Trem de pouso de nariz. (a) A320 (b) LAGOON – Denner (2019).....	83

Figura 4.10 - Visualização do escoamento sobre o modelo.....	84
Figura 4.11- Visualização do escoamento sobre a roda.....	85
Figura 4.12 - Visualização do escoamento na vista lateral.....	86
Figura 4.13- Visualização do escoamento na vista superior.....	86
Figura 4.14- Visualização do escoamento na vista posterior.....	87

Sumário

1	Introdução	14
1.1.1	Motivação para o presente trabalho	23
2	Revisão Bibliográfica.....	26
2.1	Trem de pouso	26
2.2	Análise Numérica	28
2.3	Análise experimental.....	31
3	Metodologia	35
3.1	Configuração Experimental.....	35
3.1.1	Túnel de vento.....	35
3.1.2	Tubo de Pitot e manômetro digital.....	37
3.1.3	Balança aerodinâmica	39
3.1.4	Anemômetro a fio quente.....	41
3.1.5	Visualização do Escoamento – Método China Clay.....	44
3.2	O modelo	45
3.2.1	Estudo Paramétrico	45
3.2.2	Descrição do modelo e construção	46
3.3	Procedimento experimental.....	52
3.3.1	Calibração do Sensor Anemométrico – Sonda 1D	52
3.3.2	Obtenção do Perfil de Velocidade	57
3.3.3	Procedimento para calibração do túnel de vento	62
3.4	Resultados da calibração do túnel de vento.....	62
3.5	Camada limite.....	65
3.6	Procedimento para obtenção do coeficiente de arrasto	67

3.7	Procedimento para obtenção da distribuição de pressão sobre a roda	69
3.8	Procedimento de visualização do Escoamento.....	72
4	Resultados.....	74
4.1	Coeficiente de pressão	74
4.2	Perfil de velocidade	77
4.3	Coeficiente de Arrasto.....	80
4.4	Visualização do Escoamento.....	83
5	Conclusão.....	89
	Referências.....	90
	Anexo I.....	100
	Apêndice I – Tabelas	97
	Anexo II	96
	Apêndice II – COB-2019-1226.....	97

1 Introdução

Os seres humanos sempre quiseram voar. Evidências antigas do desejo de voar foram encontradas nas primeiras lendas de heróis, cavalos voadores e tapetes mágicos. O homem por muitas vezes tentou realizar voos. Entretanto sempre malsucedidos. Após tentativas frustradas, acreditava-se inclusive, que voar era um feito impossível, e que somente os pássaros conseguiriam. Quando a idade do voo finalmente chegou, veio de uma direção inesperada, visto que não tinha nada a ver com asas. Foi a invenção do balão, a qual criou uma onda de emoção que varreu toda a Europa e América. Embora o balão tenha sido bem aproveitado pela ciência e pela área militar, o voo não era totalmente controlado, e muitas vezes os tripulantes ficavam a mercê do vento.

Entre os primeiros registros sobre a tentativa de o ser humano voar está uma de 400 a.C. Archytas, um estudioso da Grécia Antiga, construiu um pombo de madeira que podia voar em média 180 metros. Acredita-se que tal pombo usava um jato de ar para alçar voo. Este seria a primeira tentativa bem-sucedida de voo. Já em 300 a.C. os chineses inventaram a pipa. A insistência do homem em produzir algo que pudesse voar persistiu por muitos anos. Muitos deles acreditavam que se acoplassem "asas" em seus corpos, poderiam voar como os pássaros. O homem nunca desistiu do seu objetivo, e com o passar do tempo os projetos saíram do papel, e dos primeiros aviões de madeira, aos que conhecemos atualmente, com sofisticados equipamentos e computadores que podem controlar praticamente toda a aeronave. O desenho do pássaro humano, é mostrado na Figura 1.1.

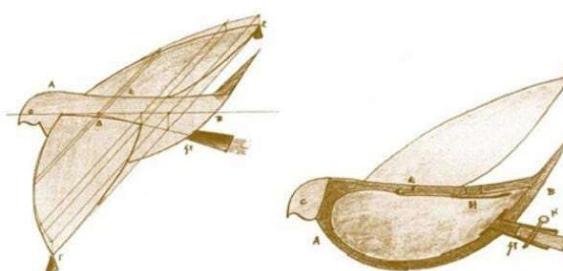


Figura 1.1 – Desenho Pássaro Humano (Disponível em: < <https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao> >. Acesso em novembro 10,2019)

O matemático e inventor grego Arquimedes, em torno de 200 a.C. descobriu como os objetos poderiam flutuar na água. A partir de então, vários estudiosos analisaram a descoberta e, em 1920, o inglês Roger Bacon chegou à conclusão de que usando as características adequadas o homem poderia construir uma máquina capaz de voar (Oficina da net, 2015).

O primeiro projeto considerado realmente viável foi do artista e inventor italiano Leonardo da Vinci. Os desenhos criados por ele, que nunca saíram do papel, eram planadores e ornitópteros, ou seja, máquinas que utilizavam o mesmo mecanismo usado por pássaros para voar. A Figura 1.2 ilustra planadores e ornitópteros.

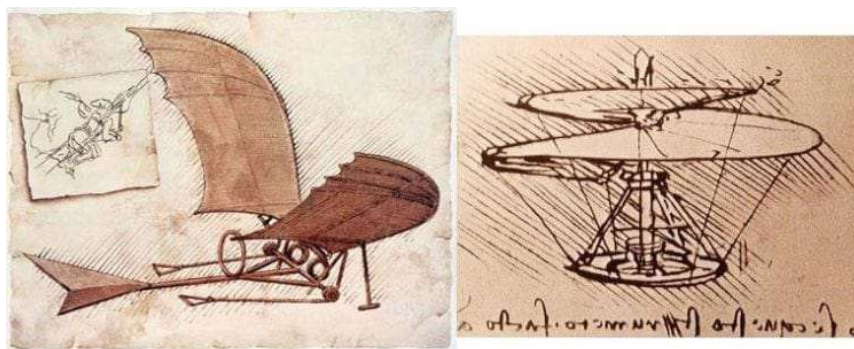


Figura 1.2-Planadores e Ornitópteros (Disponível em:< <https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao> >. Acesso em novembro 10,2019)

Entre 1700 e 1900, muitos inventores tentaram construir um objeto voador, nomes como Bartolomeu de Gusmão, que alçou voo em 1709 com um balão de ar quente, foi um dos que fez história. Em 1783, em Paris, o doutor Jean-François Pilâtre de Rozier e o nobre François Laurent d'Arlandes, voaram em voo livre por oito quilômetros em um balão de ar quente inventando pelos irmãos Montgolfier (Oficina da net, 2015).

Porém, foi somente no século XIX, em 1852, que o primeiro dirigível foi inventado. A máquina era mais leve que o ar e o seus cursores poderiam ser controlados através de lemes e motores. Após o surgimento dos balões e dos dirigíveis, a ideia era desenvolver uma máquina que fosse mais pesada que o ar e que pudesse voar através de seus próprios meios. Surgiram então os planadores. Alguns funcionaram, outros, porém, não tiveram o sucesso esperado (Oficina da net, 2015).

Na década de 1880, nomes como Otto Lilienthal, Percy Pilcher e Octave Chanute ganharam notoriedade com seus planadores. Lilienthal é considerado o primeiro homem a fazer um voo planado controlado, ou seja, que o próprio piloto controla a aeronave. O planador de Otto Lilienthal é mostrado na Figura 1.3.



Figura 1.3– Planador (Disponível em: < <https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao> >. Acesso em novembro 10,2019)

No século XIX foram realizadas várias tentativas para confeccionar um avião que pudesse decolar através de seus próprios meios. No entanto, a grande maioria não teve êxito.

O inglês Willian Henson, em 1843, foi o responsável pela primeira patente de uma aeronave equipada com motores, hélices e uma asa fixa, sendo assim, um avião. Porém, Henson acabou desistindo de seguir com o projeto (Oficina da net, 2015).

Samuel Pierpont Langley foi outro nome importante no mundo da aviação. O americano conseguiu realizar alguns voos não-tripulados bem-sucedidos. Porém, ao tentar o voo com um piloto, a sua aeronave não teve o desempenho esperado.

Ao pensar-se sobre o relato do primeiro voo tripulado com sucesso vem à mente em primeiro lugar o nome Alberto Santos Dumont, considerado pela grande maioria, e até estudado, como o pai da aviação. O primeiro voo que foi registrado publicamente foi realizado por Alberto

Santos Dumont, em Paris, com o seu 14-Bis – Figura 1.4. Santos Dumont tinha por costume realizar e demonstrar todos os seus experimentos publicamente, o que garantia um bom número de testemunhas (Oficina da net, 2015).



Figura 1.4– Primeiro Voo do 14-bis (Disponível em:< <https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao> >. Acesso em novembro 10,2019)

Os Irmãos Wright, Wilbur (Millville, 16 de abril de 1867; Dayton, 30 de maio de 1912) e Orville (Dayton, 19 de agosto de 1871; Dayton, 30 de janeiro de 1948), foram dois irmãos norte-americanos, inventores e pioneiros da aviação aos quais foi concedido o crédito pelo desenvolvimento da primeira máquina voadora mais pesada que o ar, que efetuou um voo controlado, em 17 de Dezembro de 1903. (Oficina da net, 2015). A Figura 1.5 mostra o primeiro voo dos irmãos Wright.

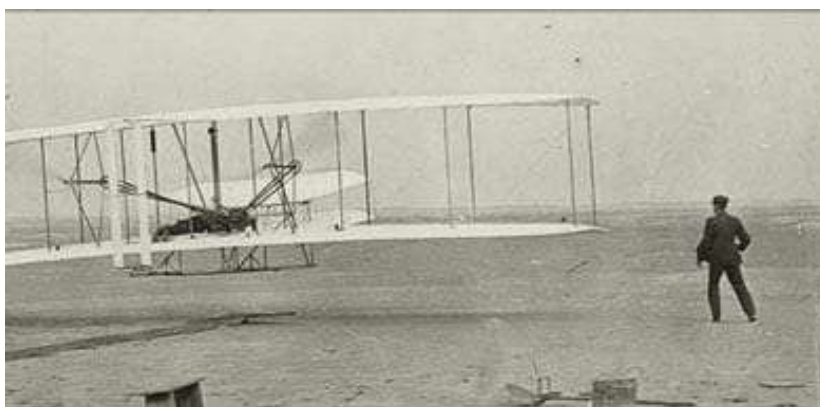


Figura 1.5 – Primeiro voo dos irmãos Wright (Disponível em: <<https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao>>. Acesso em novembro 10, 2019)

Após os primeiros aviões terem sido demonstrados, muitos outros surgiram ao longo dos anos. Porém, foi na Primeira Guerra Mundial que os aviões começaram a serem usados em larga escala. A Itália foi o primeiro país a usar aviões com finalidade militar. Durante tal período a tecnologia empregada nos aviões teve avanços significativos. Inicialmente, os aviões carregavam apenas o piloto, e após, mais um lugar foi incluso (Oficina da net, 2015).

Com a chegada da Segunda Guerra Mundial, a tecnologia avançou ainda mais, e os aviões começaram a ser usados em maior proporção e também com capacidade de transportar mais pessoas. Com o fim da Segunda Guerra, a aviação comercial começou a se desenvolver. E a partir de então, cresceu. Em 1952 foi introduzido o primeiro motor a jato nos aviões, o que impulsionou o transporte comercial (Oficina da net, 2015). A Figura 1.6 ilustra uma aeronave típica da segunda guerra mundial.



Figura 1.6– Avião Segunda Guerra Mundial (Disponível em: <<https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao>>. Acesso em novembro 10,2019)

No decorrer dos anos a aviação continuou evoluindo, modelos de aeronaves comportando um maior número de passageiros, mais aerodinâmicas, com motores mais potentes e eficientes foram dominado o transporte aéreo. No final do século XX, a Boeing e a Airbus passaram a controlar o mercado mundial de grandes jatos. Já em 2009, o maior avião comercial entrou em operação. O Airbus A-380, com capacidade para 500 passageiros (Globo, 2007).



Figura 1.7– Avião Airbus A-380 (Disponível em:< <https://www.oficinadanet.com.br/post/14654-a-historia-do-aviao>>. Acesso em novembro 10,2019)

No entanto, para a aviação ter evoluído a níveis de eficiência com a qual tem-se hoje, muito desafios surgiram ao longo do desenvolvimento de projetos. Devido à complexidade que é projetar um avião, engenheiros aeronáuticos estão em constante trabalho, buscando alcançar níveis de

eficiência cada vez maiores, com máquinas mais limpas e que gerem menos ruídos. De maneira geral, tentam pensar em uma maneira não convencional, modificando a configuração clássica existente da aeronave, a fim de obter desempenho gradativamente mais altas.

Desempenho, dirigibilidade, segurança e conforto em uma aeronave estão intimamente ligados às propriedades aerodinâmicas de um avião. Em uma aeronave, para que haja economia de combustível e redução nas emissões de gases poluentes é importante a redução da resistência causada pelo ar (Young, 1986). Existem aspectos na aerodinâmica dos aviões que também são importantes para a qualidade de uma aeronave, como: a estabilidade na direção, ruídos, resfriamento do motor, aquecimento, ventilação e ar condicionado. Todos esses aspectos variam de acordo com a passagem do ar ao redor e por dentro da aeronave (Dorothea, 1990).

A força de resistência do ar ao movimento de um corpo é chamada de força de arrasto aerodinâmico. Essa força é proporcional ao quadrado da velocidade da aeronave. A alteração no formato exterior de qualquer corpo, além de interferir no arrasto, tem influência em muitos outros aspectos (Young, 1986). Apesar dessa influência, a configuração externa do corpo normalmente é uma das primeiras características a serem definidas. Assim sendo, é importante, logo no início do desenvolvimento de uma nova aeronave, trabalhar as propriedades aerodinâmicas fazendo uso da experiência, de ferramentas computacionais e experimentais. O desenvolvimento aerodinâmico, predominantemente experimental, comumente é realizado em fases, mas auxiliados por estudos numéricos. Na primeira fase, cria-se o modelo a ser estudado em escala ou em tamanho real. A maior parte dos estudos produzidos na primeira fase são realizados em túneis de vento (Kennedy, 2015).

Outro ponto fundamental para ser estudado durante o projeto de aeronaves é a emissão de ruído. O aumento crescente de vôos nos aeroportos provocou um aumento significativo de ruído sobre as cidades ao redor do mundo. Uma nova legislação, mais rigorosa e com maior conscientização ambiental levou projetistas de aeronaves a iniciarem pesquisas com foco na redução de ruído produzido por aeronaves (Kennedy, 2015). Logo, diminuir a emissão de ruídos tornou-se um pré-requisito para o desenvolvimento de novas aeronaves. Os primeiros estudos começaram abordando o ruído do motor. Como resultado, o ruído do motor foi reduzido

drasticamente ao longo de décadas, aumentando assim a importância relativa do ruído da estrutura da aeronave para certificação de ruído (Jaeger, 2002).

Fundamental para o funcionamento da maioria das aeronaves, o trem de pouso é uma das partes mais importantes de um avião, é composto por rodas, pneus, freios e amortecedores, podendo pesar até 3 toneladas, o que em geral corresponde a 4% do peso total do avião (Boorsma, 2010). A quantidade de rodas no trem de pouso depende do tamanho da aeronave, sendo um mecanismo instalado na aeronave com o objetivo de suportar o peso das aeronaves enquanto elas estão no solo. Também permite que a aeronave faça manobras suaves, como pouso e decolagem, além de poder fornecer mobilidade para a aeronave no solo e na água (Smith, 2010). Durante a decolagem o trem de pouso é responsável por dar velocidade ao avião. Já durante o pouso o mecanismo deve reduzir a velocidade para que o avião faça uma aterrissagem segura e pare no lugar adequado (Rajesh, 2015). Tanto a decolagem, como o pouso, podem interferir na viagem do passageiro, pois podem causar desconfortos e até acidentes graves, caso o trem de pouso não funcione corretamente (Dorothea, 1990).

O trem de pouso também é projetado para conseguir suportar a maior carga local do avião, tendo como função controlar a taxa de compressão/extensão (Howell, 1986). As cargas podem ser dinâmicas ou estáticas. Em ambos os casos o trem de pouso deve estar preparado para suportar tais esforços, sem que seja danificado. Ele também deve ser resistente à corrosão, corrosão sob tensão, fragilização por hidrogênio e iniciação e propagação de fissuras (Vilela, 2016). Existem várias configurações de trem de pouso. Entre as configurações disponíveis o tipo mais comum de arranjo de trem de pouso é o arranjo de três ciclos. A cada trezentas horas de voo o mecanismo deve passar por uma manutenção, na qual é desmontado para a substituição de peças desgastadas e revisado para garantir sua eficiência em cada voo (Smith, 2010). Por essa razão, é importante que o trem de pouso seja revisado com a frequência adequada. O trem de pouso de nariz do AirbusA320 é mostrado na Figura 1.8.



Figura 1.8- Nose landing gear A320 (Airbus Comercial, 2018)

É importante ressaltar que durante o pouso o ruído do trem de pouso contribui com aproximadamente 70% do ruído total da aeronave. Nesse caso, o ruído total da estrutura da aeronave só pode ser reduzido significativamente se todos os componentes forem reduzidos em uma quantidade semelhante, o que torna essencial a redução do ruído do trem de pouso (Dobrzynski, 1997). Puramente projetados para desempenhar sua função principal, o trem de pouso é mecanicamente complexo. Para facilitar a inspeção e manutenção e restringir os requisitos de segurança, o design aerodinâmico não é refinado. Devido a essa geometria pouco aerodinâmica e a interação do escoamento de ar com saliências e cavidades, dá-se origem a fenômenos complexos de escoamento instável, forças flutuantes de sustentação e arrasto, o que gera vórtices (Jaeger, 2002). As características do descolamento podem ser afetadas pela interação mútua entre componentes sólidos e pela presença da camada de cisalhamento da cavidade do compartimento da roda, constituindo um poderoso mecanismo de geração de som. Embora em princípio deva ser uma tarefa fácil diminuir drasticamente o ruído do trem de pouso, se o envolver completamente em um compartimento - carenagem aerodinâmica sólida – no entanto, os requisitos primordiais de peso e segurança (incluindo acesso a inspeções antes do voo e critérios de queda e ruptura do pneu) e permitir o arrefecimento do freio, impedem que esta solução óbvia seja adotada (Jaeger, 2002). Apesar de todos os estudos, ainda falta um entendimento completo da física dos escoamentos e

dos mecanismos de geração de ruído dos escoamentos em trens de pouso. Tecnologias adicionais, como carenagens perfuradas e malhas estão sendo avaliadas como possíveis tecnologias de baixo ruído, o que resultará em ainda mais detalhes a serem modelados (Smith, 2010). Devido ao fato de o arrasto originado no trem de pouso ser um dos contribuintes significativos para o ruído da aeronave durante pousos e decolagens das aeronaves (Eleonora, 2017), fazer um bom estudo aerodinâmico é essencial para melhorar o desempenho de uma aeronave.

1.1.1 Motivação para o presente trabalho

A indústria aeronáutica está em um momento de expansão (Relatório Aerospace & Defense, PWC, 2016) e de altos investimentos, tanto na aviação civil, como militar. Tendo em vista a grande necessidade de aumento no transporte de cargas e de pessoas em longas distâncias, as aeronaves têm se mostrado o meio mais eficaz de transporte. Em um país como o Brasil, onde as ferrovias são quase inexistentes, que as rodovias são precárias e inseguras e que, além disso, não há estrutura hidroviária e portuária para suportar o transporte de pessoas, o transporte aéreo se mostra o mais seguro, rápido e eficaz meio de deslocamento de médias e longas distâncias. Isso se comprova com o aumento no número de voos no país.

No entanto, paralelo ao aumento da demanda por mais aeronaves está o aumento de seus níveis de eficiência. Os fabricantes realizam constantes estudos, que visam melhorar a performance de suas aeronaves. Para tal, é necessário que as características, os conjuntos e os sistemas das aeronaves sejam funcionais e seu dimensionamento tenda para o ótimo. Um dos conjuntos mais críticos da aeronave é, sem dúvida, o trem de pouso. O trem de pouso de uma aeronave de médio ou grande porte é um elemento estrutural importante, pois recebe toda a carga de impacto no momento do pouso. Ainda, esse dispositivo tem grande influência nas características aerodinâmicas do escoamento sobre a aeronave, impactando no seu desempenho e operações em diferentes aeroportos. Portanto, além da análise estrutural e de mecânica do voo, é extremamente importante conhecer o padrão do escoamento sobre tal dispositivo. Por ter um formato pouco aerodinâmico, o trem de pouso é uma das principais fontes de ruídos.

Normas mais rigorosas referente a requisitos de certificação de ruído aeronáutico, impõem severas restrições para o padrão de emissão sonora de aeronaves homologadas. As novas regras de ruído estabelecidas pela ICAO através do CAEP (Committee on Aviation Environmental Protection) impõem desafios para a redução do ruído da aeronave, incluindo elementos como dispositivos hiper-sustentadores e trem de pouso. Sabe-se, que a emissão de ruídos está inteiramente ligada à aerodinâmica. Para que a aeronave reduza os níveis de ruídos e esteja de acordo com as normas, faz-se necessário o estudo e o controle das variáveis que existem na aeronave. Como o trem de pouso é uma das principais fontes de ruídos, um estudo foi motivado para fazer a análise do escoamento de ar ao redor do trem de pouso de nariz, para compreender e determinar suas características aerodinâmicas, através de anemometria, sensoramento de pressão, balança aerodinâmica e de técnicas de visualização, visando confrontar os resultados experimentais com outros dados disponíveis na literatura.

A realização deste trabalho resultará em uma fonte de pesquisa que fornecerá resultados que podem ser úteis para aprimorar a capacidade de realizar experimentos com modelos de trem de pouso de nariz em túneis de vento de pequena escala, além de validar as técnicas de medição e gerar um conjunto completo de dados aerodinâmicos para análises numéricas. Esse estudo, também é importante, visto que poderá servir de ferramenta para auxiliar em como melhorar a dinâmica do escoamento, quando a aeronave estiver taxiando, decolando e aterrissando.

Atualmente, é comum encontrar uma série de estudos com análise numérica de trem de pouso nariz, como LAGOON (Manoha, 2009), que analisa experimentos aerodinâmicos e resultados aeroacústicos iniciais. No entanto, em relação à análise experimental, é muito raro encontrar estudos que a discutam. Na engenharia é de grande importância confrontar resultados numéricos e experimentais. Portanto, este trabalho também objetiva fornecer dados experimentais que possam ser confrontados com outros dados numéricos, gerando maior credibilidade ao estudo. Outro ponto que vale ressaltar são as dificuldades para gerar dados experimentais, como a construção física e digital de um modelo, acesso ao equipamento, como túnel de vento, balança aerodinâmica, sistemas de tomadas de pressão, entre outros acessórios de medição.

O trem de pouso de nariz usado neste experimento foi um modelo em escala 1:6, baseado na aeronave Airbus A320. O trem de pouso do nariz foi testado no Centro de Pesquisa em

Aerodinâmica Experimental (CPAERO) da Universidade Federal de Uberlândia. Detalhes adicionais da configuração experimental e dos resultados serão apresentados.

2 Revisão Bibliográfica

Neste referencial teórico são apresentadas informações relevantes para o desenvolvimento deste trabalho, características aerodinâmicas, conceitos do comportamento do fluido quando submetido a um modelo de trem de pouso e as principais forças atuantes nele.

Existem duas maneiras de realizar análises sobre esforços aerodinâmicos: análises fluidodinâmicas computacionais e as análises em túnel de vento.

2.1 Trem de pouso

O estudo experimental do escoamento sobre trens de pouso de nariz é realizado em baixa frequência, visto que o acesso a tuneis de vento, balança aerodinâmica, anemômetro, sistema de tomadas de pressão são de difícil acesso. Além disso, os estudos são feitos, principalmente, no contexto industrial. Portanto, há um pequeno número de artigos sobre o assunto na literatura aberta. No entanto, uma gama de artigos que descrevem ruídos gerados por trens de pouso, são encontrados. Salientado que os estudos sobre ruídos estão totalmente relacionados com estudos aerodinâmicos, esta revisão bibliográfica irá abordar ambos os casos.

De acordo com o Minidicionário Luft (2000), aeronaves são aparelhos de navegação aérea, assim como aviões e aeroplanos. Em um projeto aeronáutico existem diversas áreas de atuação, que, conforme Jenkinson (2003), são:

- a) Aerodinâmica, define o perfil aerodinâmico a ser adotado nas asas;
- b) Cargas e estruturas, onde a integridade estrutural é avaliada visando à otimização do peso da estrutura em interações com o ambiente;
- c) Estabilidade e controle, que delimita as partes móveis da aeronave a fim de estabelecer uma resposta segura ao comando;

d) Sistema propulsor, que define o conjunto motor e hélice a ser usado a fim de ter potência e velocidade adequadas aos requisitos da aeronave.

Na Figura 2.1, é possível visualizar cada elemento constituinte de uma aeronave.

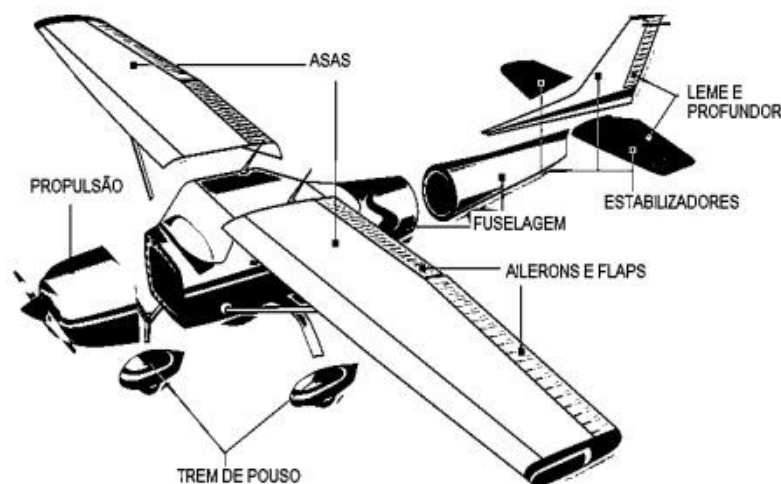


Figura 2.1- Elementos de uma aeronave (Airframe, 2012)

Dentre as áreas envolvidas na elaboração de uma aeronave, que Pazmany (1963) diz que podem ser divididas em cinco grandes áreas, este trabalho restringiu-se a estudar apenas o trem de pouso.

Para realizar suas funções adequadamente os trens de pouso contam com um acoplamento de vários elementos. O conjunto trem de pouso consiste basicamente em estrutura, rodas e freios, podendo o conjunto ser fixo, retrátil ou semi-retrátil. A maioria das aeronaves de pequeno porte possui trem de pouso fixo, o qual gera maior arrasto. Aeronaves maiores, mais velozes e mais complexas possuem trem de pouso retrátil. A vantagem deste é que melhora a aerodinâmica de voo, mas em contrapartida são mais pesados que os fixos, (NASA, 1999).

O conjunto trem de pouso tem sido referido como “a intermediação essencial entre a aterrissagem e a catástrofe”, CURREY (1984). Raymer (1989) diz que o conjunto trem de pouso é, na maioria das vezes, o sistema que causa mais dor de cabeça aos engenheiros em um projeto aeronáutico. Segundo Roskam (1958), o trem de pouso tem como principal função absorver a energia cinética durante o choque na aterrissagem e taxiamento. Parte desta energia é dissipada

pelo atrito das rodas ao solo e parte pelos amortecedores de choque ou deformação elástica na estrutura do trem de pouso.

A FAA, em sua publicação *Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe* (2012), diz que o trem de pouso precisa ser resistente o suficiente durante o pouso quando totalmente carregado, mas o maior objetivo durante projeto é fazê-lo o mais leve possível. O manual ainda menciona que, para isso, é utilizada uma vasta variedade de materiais como ligas aço, alumínio, magnésio, entre outros.

Cada configuração de trem de pouso fornece características diferentes ao desempenho da aeronave. A posição do trem de pouso é estratégica na qual se considera a estabilidade na decolagem, no pouso e durante o taxiamento da aeronave (CONWAY, 1958). O trem de pouso estudado neste trabalho é o trem de pouso de nariz.

Na sequência será feita uma revisão sobre trabalhos computacionais e experimentais a respeito da análise do escoamento ao redor de trem de pouso.

2.2 Análise Numérica

O interesse em melhorar a aerodinâmica dos trens de pouso é uma preocupação de longa data da indústria. Uma sequência de estudos abordando diferentes modos para melhorar a performance dos trens de pouso é apresentada.

O modelo de solução matemática por volumes finitos, empregado no CFD (Computational Fluid Dynamics ou Dinâmica dos Fluidos Computacional), segundo Patankar (1980), também responsável pela sua popularização, desenvolveu-se pela necessidade de análise de fenômenos envolvendo o escoamento dos fluidos, como a turbulência e pela praticidade na utilização da capacidade computacional em processar grande volume de informações, resultando no emprego de simulações numéricas nas mais diversas áreas da engenharia. Tratando-se do uso de computadores para projetos de engenharia, o surgimento de técnicas computacionais de simulação

numérica proporcionou testes e visualização de variáveis, tais como pressão, velocidade e tensões cisalhantes, de forma confiável e menos onerosa.

Na avaliação de perfis aerodinâmicos, segundo Fox e McDonald (2001), o procedimento de teste, experimental ou computacional, variando o número de Reynolds permite simplificar a obtenção das forças de arrasto e de sustentação por meio de coeficientes resultados da análise dimensional, usando o Teorema dos Pi de Buckingham, o que diminui o número de simulações necessárias para a avaliação do projeto.

Um estudo sistemático de refinamento de grade, por exemplo, é apresentado por Veer et al (2019), no qual são calculadas soluções instáveis para escoamento viscoso turbulento em uma configuração realista de trem de pouso nariz com uma abordagem híbrida RANS / LES. Um conjunto de grades foi gerado para criar uma família de grades refinadas uniformemente. A grade mais fina foi então modificada para aumentar o espaçamento normal da parede, para criar uma grade adequada para a implementação da função de parede no código FUN3D. Uma abordagem híbrida de modelagem de turbulência de Navier-Stokes / simulação de grande vórtice (RANS / LES) com média de Reynolds foi usada para essas simulações. Essas soluções CFD podem ser usadas como entrada para um código de propagação de ruído Ffowcs Williams-Hawkings (FW-H) para calcular os níveis de ruído de campo distante.

Segundo Çengel e Cimbala (2007) as equações de Navier-Stokes e da continuidade podem ser reduzidas para casos mais simples, como considerando o escoamento como incompressível, viscoso e isotérmico. Isto simplificaria o processo de realizar uma simulação para o trem de pouso de nariz, visto que as soluções numéricas para problemas de escoamentos de fluidos são excelentes alternativas para dar credibilidade a trabalhos, confrontando os dados numéricos com os experimentais.

Rodrigo et al (2008) apresentou uma comparação direta de simulações de fluxo turbulento e instáveis com medições realizadas usando um modelo de trem de pouso nariz. A análise experimental, realizada por pesquisadores do Centro de Pesquisa Langley da NASA, forneceu uma série de medições detalhadas e bem documentadas do túnel de vento para comparação e validação de metodologias de dinâmica de fluidos computacional (CFD) e aeroacústica em computadores

(CAA). Nas simulações o método usado foi o de elemento finito de Galerkin Geral (G2), no qual a malha computacional é refinada de forma adaptativa em relação a estimativas a posteriori do erro em uma quantidade de interesse, aqui o termo fonte na equação de Lighthill. A malha é totalmente desestruturada e a solução é resolvida no tempo, ingredientes fundamentais para resolver problemas de relevância industrial no campo dos aeroacústicos. Além disso, eles modelaram a camada de limite na geometria do trem de pouso com uma condição de escorregamento livre para a velocidade, devido a observarem que isso produz bons resultados para fluxos externos com altos números de Reynolds, e que reduz consideravelmente a quantidade de células necessárias na malha. A principal descoberta é que Rodrigo et al. foram capazes de simular um problema de fluxo complexo e instável usando uma metodologia desenvolvida para altos números de Reynolds, aerodinâmica externa e aplicações aeroacústicas.

François et al. (2019) mostraram avanços em direção à geração automática de grade para simulações de fluxo de trem de pouso da ZDES Navier-Stokes, para previsão de ruído. A simulação consistiu em duas abordagens, as quais combinou duas grades geradas de forma independente: uma que consistiu em uma grade de fundo feita de uma hierarquia de grades octree localmente refinadas, enquanto a outra é uma grade de camada limite prismática construída em torno da capa do trem de pouso. Os dois métodos foram aplicados ao LAGOON proposta pela AIRBUS e ONERA no workshop AIAA / NASA BANC (Benchmark on Airframe Noise Computations). Eles mostraram que a solução aerodinâmica estável e instável apresentou um efeito limitado dos refinamentos da grade. No que diz respeito ao campo distante acústico, uma concordância bastante satisfatória com experimentos e cálculos anteriores em grades não estruturadas totalmente diferentes foi mostrada. Eles também demonstram uma sensibilidade limitada aos diferentes esquemas de refinamento de octree testados. Por último, mostraram que simulações com as grades octree resultam em alguma forma de amortecimento de alta frequência ou frequência de corte reduzida. Esse efeito foi relacionado à escolha de combinar o tamanho da octree com a borda do tetraedro, o que, por construção, torna o tetraedro de tamanho menor.

Segundo Werner M. (2006), fazer uma geometria para trens de pouso mais aerodinâmicos, diminuirá o percentual de arrasto que a aeronave gerará, o que implica a diminuição de ruído. Eles ressaltam a dificuldade da teoria da mecânica dos fluidos em mensurar analiticamente ou

numericamente o arrasto, devido à necessidade de conhecer as dimensões do corpo. No entanto, para este trabalho conhecem-se as dimensões do corpo. Logo, uma análise numérica é conveniente.

O trabalho do Manoha et al. (2009), constituiu-se do programa LAGOON (banco de dados LAnding Gear NOise para validação CAA), o qual teve como objetivo geral, avaliar técnicas atualizadas de CFD/CAA para simulação de ruído na estrutura da aeronave, validadas com base em um extenso banco de dados aerodinâmico/acústico experimental. O primeiro ponto que foi abordado foi a identificação do escoamento entre as duas instalações, com base em medições aerodinâmicas. Essa identificação do escoamento foi apoiada por um estudo CFD dos fluxos 3D nos dois túneis de vento. Manoha et al. também mostraram que existem pequenas diferenças entre os dois fluxos. O segundo ponto que foi abordado foi a proporção "sinal/ruído", ou a proporção do ruído aerodinâmico irradiado pelo modelo, para o ruído de fundo medido no túnel de vento sem o modelo. Eles concluíram que essa proporção é globalmente satisfatória, especialmente porque esse modelo de trem de pouso com forma suave deve ser mais silencioso que um trem de pouso real.

2.3 Análise experimental

Neste trabalho fizeram-se análises experimentais com a força de arrasto, o coeficiente de pressão e o perfil de velocidade. De acordo com a mecânica dos fluidos, White (2013) aponta que o arrasto é uma perda de escoamento e que quando o corpo tiver que se mover, este deve ser superado. Çengel e Cimbala (2007) conceituam “Arrasto” como a força que um fluido em movimento exerce em um corpo na direção do escoamento. Segundo os autores, a força de arrasto é um efeito indesejável e se devem tomar decisões a ponto de minimizá-la. Esta ação deve ser tomada para reduzir o consumo de combustíveis nos automóveis, aviões, embarcações. Nas estruturas a redução do arrasto é procurada objetivando a melhor segurança e durabilidade, conseguindo também reduzir vibrações e ruídos. Segundo Ramos (2012), escoamentos em baixas velocidades em torno de corpos com geometrias semelhantes, orientação e rugosidades idênticas, terá coeficientes de arrasto em função do número de Reynolds.

Morelli (2000) afirma que o arrasto se subdivide a outros dois coeficientes, sendo um sobre arrasto viscoso e outro sobre o arrasto de pressão. Como o próprio nome supôs, o arrasto viscoso se deve pelas características do meio determinada pela viscosidade, cujo qual consiste em uma força de adesão sobre a camada limite formada próxima à superfície do objeto. De acordo com seus estudos, o arrasto de viscosidade é responsável de 5 a 10% do arrasto total de um corpo.

O uso de testes experimentais para reduzir o arrasto aerodinâmico e consequentemente o ruído é uma boa solução. Em um estudo mais recente de Eleonora et al (2018) foram apresentados resultados obtidos em testes de túneis de vento de um modelo de trem de pouso em grande escala altamente detalhado de uma aeronave regional. O compartimento completo da roda, as portas e uma parte significativa da fuselagem estão incluídas no modelo. A ênfase do trabalho estava no ruído da cavidade do compartimento da roda e sua potencial contribuição para o campo distante em condições de aproximação e em $M < 0,2$. Uma análise numérica permitiu que o campo de pressão no compartimento da roda fosse estudado, identificando qual ressonância de Helmholtz e que modo de duto de onda permanente em 3-D são excitados por instabilidades na camada de cisalhamento na abertura do compartimento. Os resultados experimentais concordaram com os previstos, com o compartimento da roda vazio irradiando tons de até 12dB na ressonância Helmholtz, em dois modos de duto e nos tons de interação entre eles. No entanto, notou-se que quando o trem de pouso completo e as portas são instalados no modelo de compartimento vazio, esses tons de compartimento não são mais irradiados para o campo distante. Logo, conclui-se que isso se deve o rompimento da camada de cisalhamento para a configuração específica do trem de pouso nariz, cujo eixo está localizado centralmente e cujo arrasto e laterais ocupam uma grande área da abertura do compartimento da roda.

Em outro trabalho, Boorsma et al (2009) analisaram como os trens de pouso de aeronaves comerciais contribuem para o ruído total da aeronave nos pousos e decolagens e a influência das carenagens. Mostram também como o uso de carenagens auxiliam na redução do ruído. Além disso, relatam que as perfurações nas carenagens ajudam a reduzir ainda mais a emissão de ruído, o que pode ser confirmado por testes de voo. Além deste estudo da aplicação de carenagens perfuradas, foi realizado também um estudo para investigar e otimizar os benefícios do ar que passa através das carenagens do trem de pouso. Por meio de testes em túneis de vento, foi realizado

um levantamento aerodinâmico e acústico em um trem de pouso principal simplificado para explorar a influência das carenagens (perfuradas) na parte inferior do trem de pouso. Os resultados mostraram que, para este caso específico, a aplicação de carenagens impermeáveis reduz o ruído na faixa de frequências média e alta, protegendo os componentes com arestas vivas do impacto de alta velocidade. No entanto, abaixo de 1 kHz o ruído aumenta significativamente. A aplicação das perfurações diminui esse aumento de baixa frequência, mantendo a redução na faixa de frequências média e alta. As medições aerodinâmicas e acústicas apontam na direção do fluxo separado das carenagens interagindo com os componentes da engrenagem a jusante responsáveis pelo aumento do ruído de baixa frequência. Portanto, a passagem do ar através das carenagens reduz a turbulência em larga escala na proximidade desses componentes e, portanto, diminui o aumento do ruído de baixa frequência.

Tratando do uso de simulações em aplicações como as de trens de pouso de escoamento subsônico, podem ser encontrados trabalhos como o de Viana (2014), que descreve o estudo de um trem de pouso de nariz. Foi aplicado no modelo de trem de pouso uma escala de 1/4, que foi testado no túnel de vento. Uma variedade de configurações de engrenagem foi testada. Várias modificações na inclinação do bogie, no espaçamento das rodas, nas carenagens do bogie, nas configurações das portas das pernas e nas carenagens dos freios foram testadas, chegando a uma combinação ideal de modificações de engrenagem, o que levou a uma redução adicional de ruído de até 8 dB (A), em termos de níveis gerais de ruído em relação à configuração original inicial.

Rajesh e Abhay (2015) analisam a variação da pressão sobre o trem de pouso e, de acordo com a literatura, confirma que o valor de C_p não excede 1. Segundo eles, em um ângulo de ataque -50 uma quantidade maior de arrasto é experimentada pelo trem de pouso. Com o aumento do ângulo de ataque de 0 a 150, o arrasto reduz gradualmente em relação ao aumento da velocidade.

Anthony Keating¹ (2014) analisa a distribuição de pressão estática na roda, faz uma comparação dos dados experimentais com os da simulação e demonstra que a grande área entre os dois recessos na parte traseira do trem é uma zona de baixa pressão, a qual é responsável pelo arrasto. Ao analisar o comportamento do escoamento atrás no modelo, Anthony observa que o escoamento se separa em um ângulo de cerca de 100° graus, que é um comportamento típico do

escoamento totalmente turbulento assumido na simulação em CFD. No experimento, por outro lado, o escoamento parece estar se separando mais cedo, mais consistente com a separação laminar.

Conforme Antoine (2018), o qual faz o perfil das velocidades sobre um modelo do trem de pouso-LAGOON, a velocidade do escoamento fora da turbulência é muito próxima da velocidade a montante do modelo. Também mostra que a zona de baixa velocidade (entre 0 e 5m/s) está sob a roda, perto do eixo do trem de pouso. Antoine faz uma outra análise a partir de uma visualização parietal, onde mostra o ponto do descolamento da camada limite na roda e as zonas de recirculação no torque link, embaixo do eixo central e na parte traseira da roda.

Por fim, vale ressaltar a importância do estudo do escoamento ao redor do trem de pouso, visto que o ruído da aeronave relacionado ao trem de pouso é um dos componentes dominantes do ruído da aeronave na aproximação. Portanto, esforços contínuos de pesquisa para reduzir o ruído do trem de pouso são essenciais para uma melhor performance das aeronaves, a fim de que se encaixem nas normas de emissão de ruídos.

Denner (2019), fez uma análise com o objetivo investigar o fluxo sobre um trem de pouso de nariz simplificado- LAGOON. Foi feita uma análise do arrasto do trem de pouso, o que foi algo novo para a literatura aberta, visto que para essa configuração nenhum outro dado foi identificado até o momento. A distribuição da pressão da roda foi consistente com o trabalho original de Manoha et al. (2009), onde a tendência da curva é mantida quase a mesma. Denner mostra que existem dois mínimos locais, em 80 e 260 graus, que indicam a presença de 2 descolamentos da camada limite nesses locais. Também conclui que os perfis de C_p ao redor da roda do NLG e ao redor de um único cilindro são muito semelhantes. No entanto, no caso do cilindro o gráfico é simétrico, o que não é o caso da roda: o segundo mínimo local é menor que o primeiro. Isso significa que o cilindro pode ser associado à roda, uma vez que a assimetria do C_p vem da assimetria do restante do modelo e, conseqüentemente, a turbulência gerada pelo eixo da roda de apoio e do eixo central, como esperado, apresentou valor de C_p que não excedeu 1, pois o valor máximo é atingido quando o orifício está voltado para o fluxo. Por último ele faz a visualização do fluxo, o que ajudou a confirmar o comportamento da distribuição da pressão sobre a roda.

3 Metodologia

Este capítulo é dedicado à apresentação dos arranjos experimentais, o modelo proposto e os procedimentos experimentais realizados neste estudo.

3.1 Configuração Experimental

A medição de velocidades e a avaliação da pressão em escoamentos são importantes tanto para o entendimento de processos físicos relacionados à dinâmica dos fluidos quanto para a determinação de quantidades necessárias em projetos e aplicações de engenharia. Com o atual avanço das técnicas computacionais de simulação criou-se uma demanda adicional por experimentos de validação e verificação de simulações, de modo que as técnicas de medição em escoamentos continuam sendo muito importantes para o estudo da aerodinâmica.

Esta seção é dedicada a apresentar as instalações do túnel de vento, o tubo de Pitot e o manômetro digital, a balança aerodinâmica, o anemômetro de fio quente e o método de visualização de escoamento escolhido para visualizar a passagem do ar sobre um modelo de trem de pouso de nariz.

3.1.1 Túnel de vento

A instalação é um túnel de vento subsônico de seção aberta que possui uma seção de teste de 60 x 60 x 100 cm. O túnel de vento TV60 é de propriedade do Centro de Pesquisa em Aerodinâmica Experimental (CPAERO), localizado no prédio 1BCG da Universidade Federal de Uberlândia, Campus Glória. As Figura 3.1 e Figura 3.2 mostram o túnel de vento e sua seção de teste.



Figura 3.1- Túnel de Vento TV60 (CPAERO, UFU)

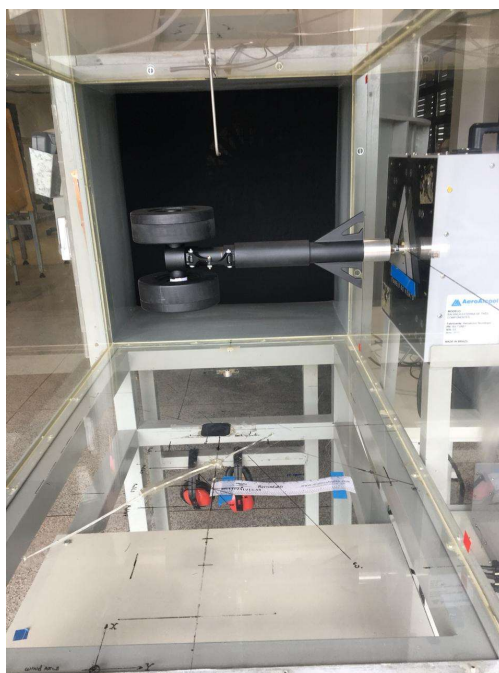


Figura 3.2– Seção de teste do Túnel de Vento (CPAERO-UFU)

O sistema de acionamento do túnel de vento compreende um rotor de 12 pás acionado por um motor elétrico de 25 HP, responsável pela criação do escoamento de ar no túnel. A velocidade do escoamento é acionada por um inversor elétrico cuja saída varia de 0 a 60 Hz, o que fornece

uma faixa de velocidade de escoamento de 0 a 28m/s. Este túnel de vento subsônico é instrumentado com tomadas de pressão e manômetros analógico e digital. Um tubo de Pitot e um manômetro digital são usados para calibrar o túnel de vento e para coletar dados medidos em experimentos.

3.1.2 Tubo de Pitot e manômetro digital.

Dentre as diversas técnicas existentes para a medição da velocidade do fluido pode-se encontrar dois principais grupos - Carmo (2004):

Medições localizadas (ou pontuais): Nos métodos para medição pontual destacam-se o tubo de Pitot, a anemometria térmica e a anemometria por efeito Doppler.

Medições de campo: Os casos de medição de campo envolvem as técnicas de velocimetria por imagem de partícula (PIV- do inglês Particle Image Velocimetry), rastreamento de partículas (PTV- do inglês Particle Tracking Velocimetry), dentre outras.

Neste experimento foi usado o tubo de Pitot, que pode ser utilizado em diversos fluidos e em diferentes faixas de velocidades, que variam desde baixo regime subsônico até velocidades supersônicas. Com o uso de correções apropriadas pode-se obter medidas de velocidade com alta precisão. O Princípio de funcionamento do tubo de Pitot se baseia na conversão da energia cinética do escoamento em energia potencial. Essa conversão é feita através das equações de conservação de quantidade de movimento.

A equação utilizada para o cálculo da velocidade é determinada pela aplicação da equação de Bernoulli entre dois pontos próximos de uma mesma linha de corrente. A equação de Bernoulli é demonstrada a seguir.

$$\frac{1}{2}\rho v_1^2 + p_1 + \rho g z_1 = \frac{1}{2}\rho v_2^2 + p_2 + \rho g z_2 \quad (1)$$

Com o tubo de Pitot é possível avaliar a pressão dinâmica e a velocidade do escoamento pode ser calculada a partir da formula simplificada da equação de Bernoulli. Essa fórmula da velocidade, com as devidas correções, é demonstrada a seguir.

$$V = K \sqrt{\frac{574,2\theta + 156842,77}{P_0}} \sqrt{\Delta P} \quad (2)$$

Onde: K é Coeficiente de correção do Tubo de Pitot, θ é a temperatura em °C, P_0 é a pressão barométrica e ΔP é a pressão dinâmica.

Nos experimentos realizados para o estudo deste projeto, utilizou-se um Tubo de Pitot e um manômetro digital. O princípio de funcionamento, se dá pelo transmissor do tipo piezorresistivo, que mede a pressão do processo através de um componente chamado diafragma, que fica em contato direto com o fluido. Conforme a pressão varia, o diafragma é pressionado com intensidade proporcional. Um pequeno sensor localizado na parte interna do diafragma converte a variação de pressão em uma variação de resistência elétrica equivalente. Um pequeno circuito eletrônico transforma essa informação em um sinal digital, e a indicação da medida é vista através de um display.

Com o suporte de tais equipamentos foi possível traçar o perfil do coeficiente de pressão e realizar a calibração do túnel de vento. Na Figura 3.3 pode ser visto o Tubo de Pitot instalado no túnel de vento e o manômetro pelo qual as leituras foram feitas.



Figura 3.3– Tubo de Pitot e manômetro (CPAERO- UFU)

3.1.3 Balança aerodinâmica

Balanças aerodinâmicas são empregadas para a determinação das cargas aerodinâmicas atuantes nos modelos ensaiados em túnel de vento, sendo seus resultados, devido à sua confiabilidade, em muitas situações utilizados como base de comparação frente aos de outros métodos como os da variação da quantidade de movimento e da integração do campo de pressão.

A balança utilizada no experimento para obtenção do coeficiente de arrasto foi a balança externa de três componentes, que pode ser usada para medição de três componentes aerodinâmicas: força normal (sustentação), axial (arrasto) e momento de arfagem. Para o caso deste experimento, somente a força de arrasto foi avaliada.

É instrumentada com *strain gauges* de alta sensibilidade que permitem a transmissão de valores e a interconexão com o sistema de aquisição de dados AA-DAS® para visualização e tratamento dos parâmetros em tempo real. O sistema completo tem o mínimo de elementos moveis,

o que diminui a interação entre componentes mecânicos, fato que poderia afetar a confiabilidade do experimento. O sistema da balança aerodinâmica utilizado no experimento é mostrado a seguir.



Figura 3.4– Balança Aerodinâmica (CPAERO-UFU)



Figura 3.5– Balança Aerodinâmica (CPAERO-UFU)

3.1.4 Anemômetro a fio quente

O anemômetro de fio quente é um instrumento projetado para medir a velocidade de um fluido, mais especificamente gases, que apresentam uma flutuação de alta frequência. O anemômetro consiste em um sensor, um fio aquecido eletricamente, e um sistema eletrônico, conforme mostrado esquematicamente na Figura 3.6 através do diagrama operacional. O sistema de anemômetro usado é o Dantec® e pode ser visto na Figura 3.7, com exceção da sonda, do suporte da sonda e do cabo da sonda.

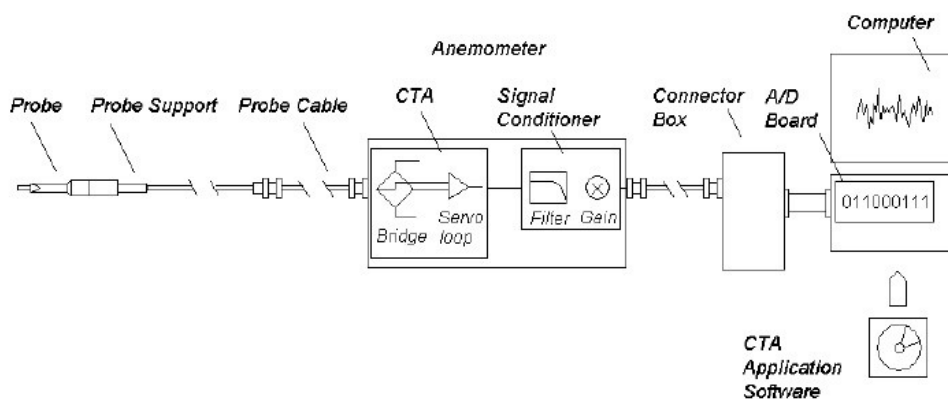


Figura 3.6– Sequência de medição do anemômetro (Dantec Dynamics A/S, 2004)

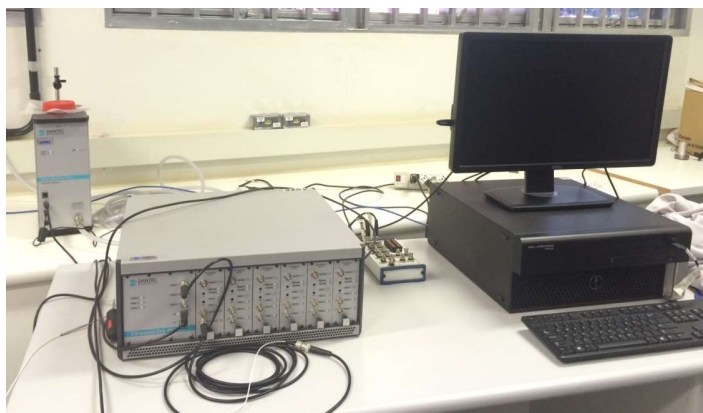


Figura 3.7– Sistema Dantec de Anemômetro (CPAERO-UFU)

O princípio de operação é baseado na transferência de calor por convecção de um sensor aquecido para o fluido circundante, e essa transferência de calor está diretamente relacionada à velocidade do escoamento. O método selecionado neste experimento foi a temperatura constante (CTA). Nesse método o sistema eletrônico fornece uma quantidade controlada de corrente elétrica ao fio, a fim de manter a temperatura do fio constante quando a quantidade de transferência de calor varia. Este sistema, sendo composto por sensores de fio muito finos e eletrônicos com técnica de servo-loop, permite medir flutuações de velocidade de escalas finas e altas frequências. Além disso, o sensor é muito pequeno, o que fornece uma medição quase pontual da velocidade.

Como o princípio de operação do anemômetro é baseado na transferência de calor do sensor de fio para o ambiente, esse processo é regido pela seguinte equação:

$$\frac{dE}{dt} = W - H \quad (3)$$

onde E é a energia térmica armazenada no fio, W é a energia gerada pelo aquecimento por Joule e H é a transferência de calor para o ambiente que pode ser por convecção ao fluido, condução para os suportes e/ou radiação ao ambiente.

Para resolver a equação supõe-se que o escoamento seja incompressível, as perdas de radiação e a condução nos suportes dos fios sejam pequenas, a temperatura do fio seja uniforme em relação ao comprimento do sensor, o fio seja normal ao escoamento, a velocidade do escoamento seja uniforme em todo o comprimento e também pequena em comparação com a velocidade sônica e a temperatura e a densidade do fluido constantes. Sabe-se que para condições de equilíbrio, o armazenamento do calor é zero, portanto $dE/dt = 0$ e a equação (3) se torna:

$$W = H \quad (4)$$

Portanto, após alguma manipulação a equação (4) pode ser escrita de uma maneira que defina a tensão como função da velocidade do escoamento.

$$I^2 R_w^2 = E^2 = (T_w - T_0)(A + BU^n) \quad (5)$$

Onde E é a tensão, T_w é a temperatura do fio, T_0 é a temperatura de referência, U é a velocidade do escoamento e A , B e n são constantes de calibração e são calculadas a partir de um ajuste padrão mínimo quadrado. Equação (5) também é conhecida como Lei do Rei.

Depois que os dados de velocidade são coletados, todos os pontos são salvos em um documento txt e o software do anemômetro aplica estatísticas básicas nos dados brutos. As equações abaixo mostram como a velocidade média e o desvio padrão da velocidade são calculados.

$$U_{media} = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N U_i \quad (6)$$

$$U_{rms} = \left(\frac{1}{N-1} \sum_{i=1}^N (U_i - U_{mean})^2 \right)^{0.5} \quad (7)$$

Onde U_{media} é a velocidade média, U_{rms} é o desvio padrão da velocidade e N é o número de pontos coletados em uma única série temporal.

O sensor anemômetro pode medir velocidades de até três direções perpendiculares, portanto, os sensores são classificados como 1D, 2D ou 3D. O sensor usado neste trabalho pode ser visto na Figura 3.8 e é uma sonda de sensor 1D designada com o código 55P11.



Figura 3.8 Autoria Própria – Sensor usado neste experimento

A sonda 55P11 usada para coletar dados é classificada como reta e com camada limite. Esse tipo de sonda de sensor possui a haste da sonda alinhada com o eixo x do sistema de coordenadas da sonda, enquanto o próprio sensor é paralelo ao eixo y, como mostra a Figura 3.9, ou ao eixo z. Isso significa que essa sonda pode medir apenas a velocidade do escoamento na direção x.

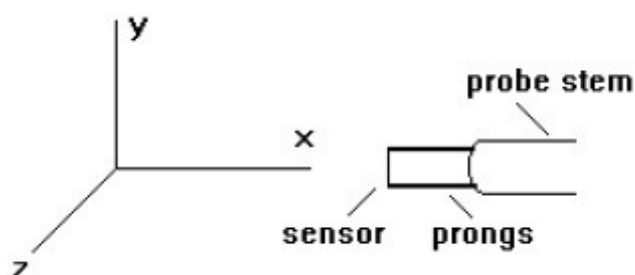


Figura 3.9– Sonda de camada limite e reta (Dantec Dynamics A/S, 2011)

3.1.5 Visualização do Escoamento – Método China Clay

O China Clay é um método de visualização de escoamento considerado muito simples de ser realizado. Consiste em uma mistura de querosene e pó de óxido de titânio aplicados diretamente na superfície do modelo antes de testá-lo no túnel de vento. Quando o modelo é colocado corretamente na seção de teste e o túnel de vento é ligado, o escoamento faz com que o querosene evapore, deixando manchas de pó marcando o comportamento do escoamento.

A principal vantagem desse método é que ele é considerado um dos métodos mais fáceis de se configurar e aplicar. Só é necessário um recipiente para misturar os ingredientes e um pincel para aplicar a mistura na superfície do modelo. O método fornece um comportamento do escoamento duradouro na superfície do modelo, de modo que também mostra a transição da região laminar, o descolamento do escoamento e as regiões de vórtices. É ideal para tirar fotos de alta qualidade quando o túnel de vento está desligado. Uma desvantagem do China Clay é que não é possível variar a posição do modelo durante o processo de visualização do escoamento, portanto,

é necessário executar um procedimento para cada ângulo analisado. Além disso, o modelo deve ser pintado em uma cor escura.

Neste trabalho, o teste de visualização de escoamento utilizando o método China Clay tem o objetivo de permitir a observação e análise do padrão do escoamento, separação e vórtice, a fim de melhor compreender o comportamento do escoamento sobre o trem de pouso.

3.2 O modelo

Esta seção é dedicada a expor o estudo paramétrico, considerações e simplificações, e o método selecionado para fabricar o modelo.

3.2.1 Estudo Paramétrico

O primeiro passo para idealizar o modelo foi pesquisar sobre trem de pouso de nariz de aviões. Na fase de pesquisa a primeira restrição enfrentada foi a dimensão que o modelo teria, devido à limitação do túnel de vento. O túnel de vento no laboratório atinge apenas velocidades subsônicas, sendo a velocidade máxima 28 m/s. Uma nova pesquisa foi feita, na qual buscaram-se apenas aeronaves subsônicas. Dentre as aeronaves pesquisadas o banco de dados do Airbus A320 foi o mais completo, visto que todas as dimensões para a construção do modelo foram encontradas. Uma análise mais detalhada sobre o A320 foi feita, a fim de confirmar se todos os requisitos desejados estavam sendo contemplados.

As dimensões do trem de pouso foram alteradas para se adequarem às dimensões do túnel de vento. As dimensões gerais do modelo foram escolhidas para serem as maiores possíveis, com a restrição de um coeficiente de bloqueio razoável na seção de teste fechada. Havia dois critérios a se respeitar: a área frontal do modelo não deve ocupar mais de 10% da seção de escoamento do túnel de vento e deve haver pelo menos 10 cm entre o modelo e as paredes laterais.

Para testar qualquer modelo no túnel de vento recomenda-se que sua área frontal em relação ao escoamento não ocupe mais de 10% da área frontal da seção de teste do túnel de vento. Dessa forma, adotou-se um fator β - chamado de coeficiente de bloqueio – o qual é a razão entre a área frontal do modelo e a área frontal da seção de teste do túnel de vento.

O túnel de vento usado para realizar o teste possui uma área frontal da seção de teste de 600 x 600 milímetros, ou seja, sua área frontal é de $3.6 \times 10^5 \text{ mm}^2$. Assim, de acordo com a razão de bloqueio adotada, a área frontal do modelo deve ser igual ou menor que 36000 mm^2 , para que não haja efeito de bloqueio do túnel de vento nos resultados.

A área frontal do modelo, calculada com o auxílio do CATIAV5R19®, é demonstrada seguir:

$$A = 23883,40 [\text{mm}^2]$$

A partir do valor da área determinou-se que o modelo teria um fator de escala de 1/6 em relação ao trem de pouso nariz da aeronave AirbusA320. Com o modelo fixado na seção de teste, verificou-se que as distâncias de 10 cm em relação às paredes estavam sendo respeitadas.

3.2.2 Descrição do modelo e construção

Portando o manual do trem de pouso do AirbusA320 foi possível consultar as dimensões de todas as peças do trem de pouso. Devido à complexidade, algumas peças não foram projetas neste trabalho. No entanto, a grande maioria das peças, sendo as que mais interferem no comportamento do escoamento quando submetidas a um escoamento, foram mantidas. Uma descrição mais detalha, a qual mostra as peças em 3D e em 2D com suas respectivas dimensões em [mm], é demonstrada a seguir.

A haste principal do trem de pouso pode ser vista na Figura 3.10. Observe que, para diminuir a quantidade de peças, projetaram-se várias partes do modelo em uma única peça.

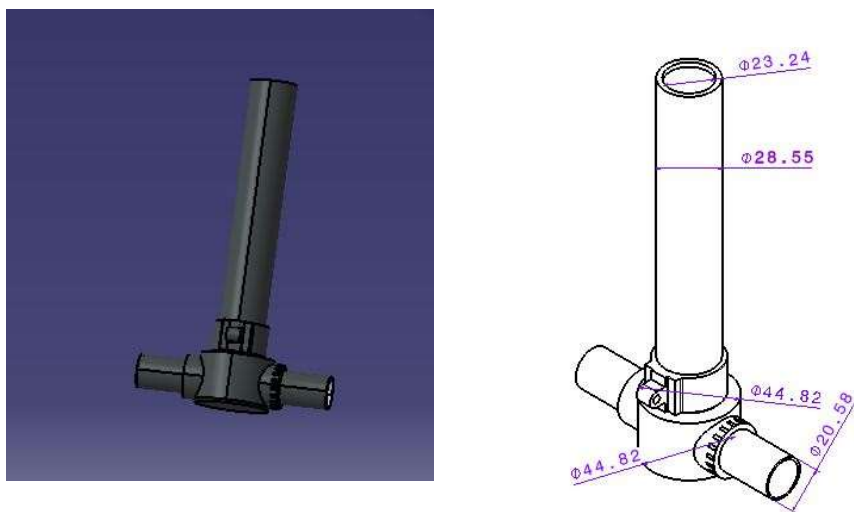


Figura 3.10- Haste principal

Na Figura 3.11 pode ser visto o suporte que auxilia na retração do trem de pouso durante os pousos e decolagens. As dimensões podem ser vistas na projeção em 2D; já do outro lado da imagem, tem-se a projeção em 3D. No entanto, vale ressaltar que apesar de ter projetado e construído esse suporte, ele não foi usado durante os experimentos no túnel de vento, devido ao fato que sua fixação não era rígida o suficiente para ele se manter na mesma posição. Logo, poderia variar de acordo com a intensidade do escoamento ou mudar de posição de um experimento para outro.

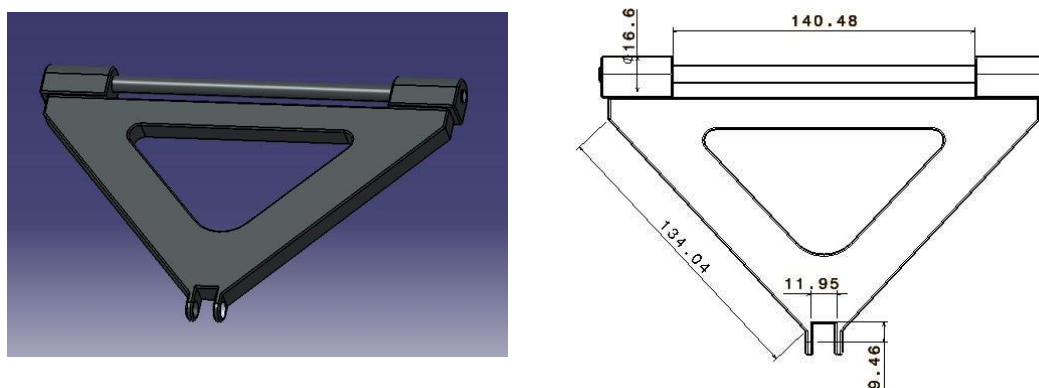


Figura 3.11- Suporte do trem de pouso

Na Figura 3.12 é possível visualizar a peça que encaixa na haste principal do trem de pouso cujas dimensões são demonstradas na projeção em 2D e uma outra projeção em 3D.

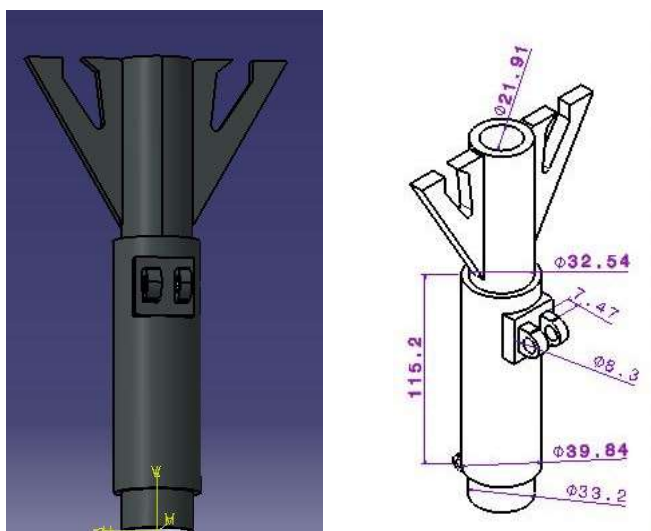


Figura 3.12 - Peça da haste principal

A roda esquerda é demonstrada na Figura 3.13. Nota-se que ela foi projetada oca, o que possibilitou que a mangueira de tomada de pressão passasse por dentro, assim impedindo que interferências no escoamento fossem causadas pela mangueira. Outro fato é que fazer a roda oca diminui a quantidade de material necessário para imprimir o modelo.

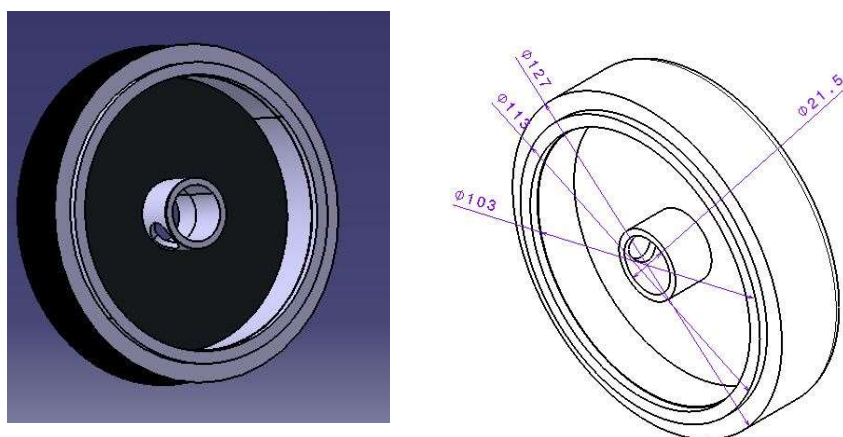


Figura 3.13 - Roda esquerda

A Figura 3.14 mostra a vista frontal da roda direita. Alguns detalhes da roda real, como os parafusos, foram mantidos para deixar o modelo com a configuração mais próxima da configuração real possível. Novamente as dimensões em 2D e a vista em 3D são apresentadas.

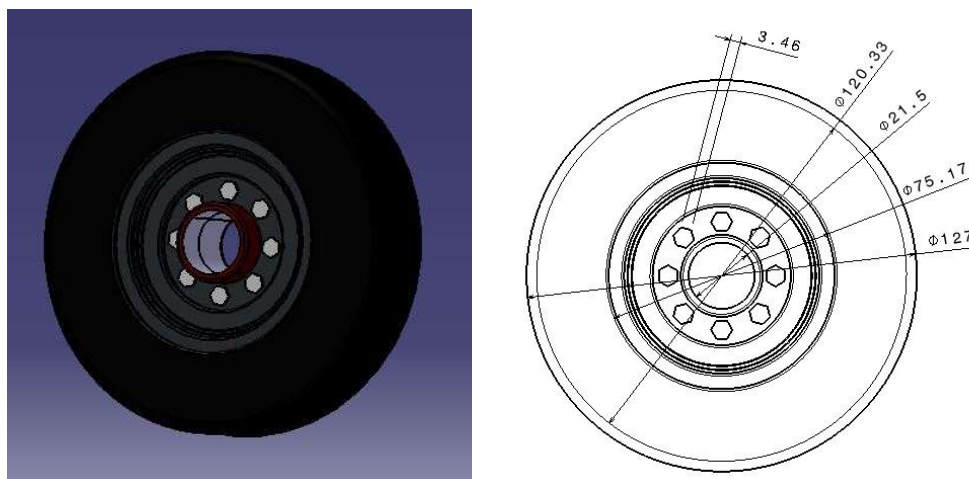


Figura 3.14- Roda direita

Finalmente, a última peça é demonstrada na Figura 3.15. O torque link foi projetado com todos os detalhes necessários para possibilitar analisar como o escoamento se comporta quando atravessa por ele.

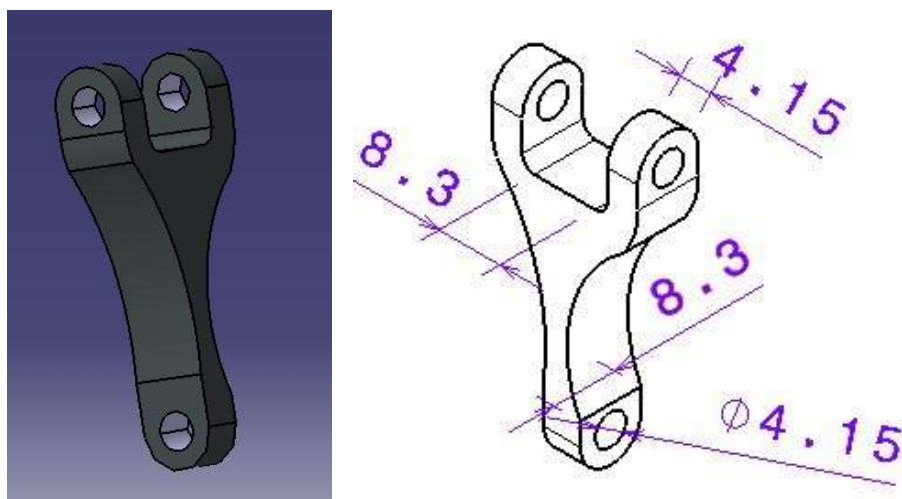


Figura 3.15- Torque link

Por fim, temos a montagem final do trem de pouso com todas as peças. Na Figura 3.16 é possível visualizar o modelo simplificado em 2D com suas dimensões expressas em milímetros. Já na Figura 3.17, pode ser visto o projeto do trem de pouso em três dimensões construído no CATIA V5 R19®

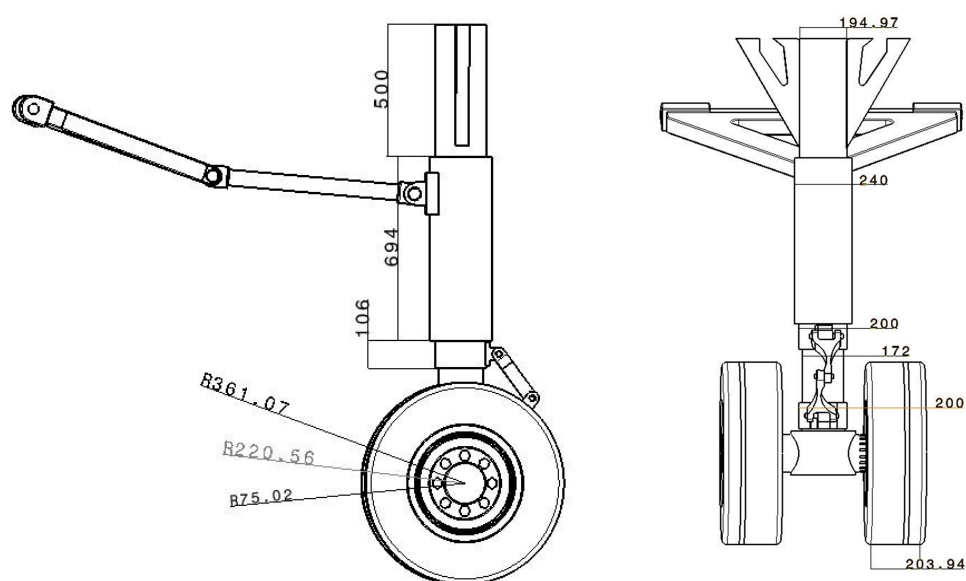


Figura 3.16-Dimensões do modelo em escala real (mm)



Figura 3.17-Modelo final do trem de pouso de nariz

O modelo foi fabricado com uma impressora 3D MakerBot® com um filamento PLA de 1,75 mm de diâmetro. Como a impressora 3D permite imprimir peças de no máximo 45[cm] de altura, todas as partes do modelo foram desenhadas no CATIAV5R19® e impressas separadamente. Visto que uma tomada de pressão seria instalada em uma das rodas do trem de pouso, foi necessário projetar todo trem de pouso com o interior oco, já que as mangueiras da tomada de pressão passariam por dentro do trem de pouso, uma vez que assim não interfeririam no comportamento do escoamento.

Após a impressão as peças foram cobertas com resina, cuja aplicação destina-se a selar quaisquer fissuras, o que possibilitou uma condição superficial ideal para o modelo. Por último, as peças foram pintadas e unidas para formar a montagem final.

Com o modelo fixado na seção de teste verificou-se que as distâncias de 10 cm em relação às paredes estavam sendo respeitadas. Logo, o modelo estava apto a ser usado nos experimentos.

O principal objetivo deste trabalho é analisar o comportamento do escoamento sobre apenas o trem de pouso de nariz. No entanto, vale ressaltar que a influência da fuselagem no escoamento foi negligenciada. Algumas simplificações foram adotadas para possibilitar a impressão do modelo. Ainda assim, o objetivo de ter um modelo que represente o trem de pouso real da aeronave foi atingido.

Na Figura 3.18 é possível visualizar o modelo simplificado usado no trabalho e o modelo real, respectivamente.



(a) modelo simplificado



(b) modelo real

Figura 3.18 - Trem de pouso de Nariz. (a) Modelo Simplificado (b) Modelo Real (Aviation, 2015)

3.3 Procedimento experimental

Esta seção é dedicada a explicar conceitos teóricos, todos os procedimentos experimentais para realizar o teste e os cuidados que devem ser tomados para evitar erros ou danos ao equipamento, em especial o anemômetro.

3.3.1 Calibração do Sensor Anemométrico – Sonda 1D

Análises do escoamento com modelos físicos em túnel de vento são fundamentais na compreensão de fenômenos de escoamento. A calibração do túnel do vento é extremamente importante para resultados com alta acurácia, devido principalmente, à caracterização do escoamento na câmara de ensaio e para a determinação experimental das perdas de carga ao longo

do túnel. Logo, para a realização dos experimentos é importante salientar a compreensão de dois conceitos básicos: flutuações de velocidade e uniformidade do perfil de velocidade.

É extremamente importante que todos os instrumentos estejam calibrados antes de iniciar a realização dos experimentos.

Para calibrar o instrumento de medição com o anemômetro de fio quente há várias etapas a serem seguidas. Como a sonda é muito frágil, existem precauções que devem ser tomadas durante o procedimento. Para fazer a calibração será necessária uma sonda de fio quente, uma sonda de temperatura, um suporte de sonda, um cabo de sonda, um cabo e uma caixa de conectores para a placa A / D, um PC com placa A / D instalada, um calibrador, um compressor de ar e uma unidade de filtragem de ar. O sistema do anemômetro e o calibrador podem ser vistos esquematicamente na Figura 3.19.

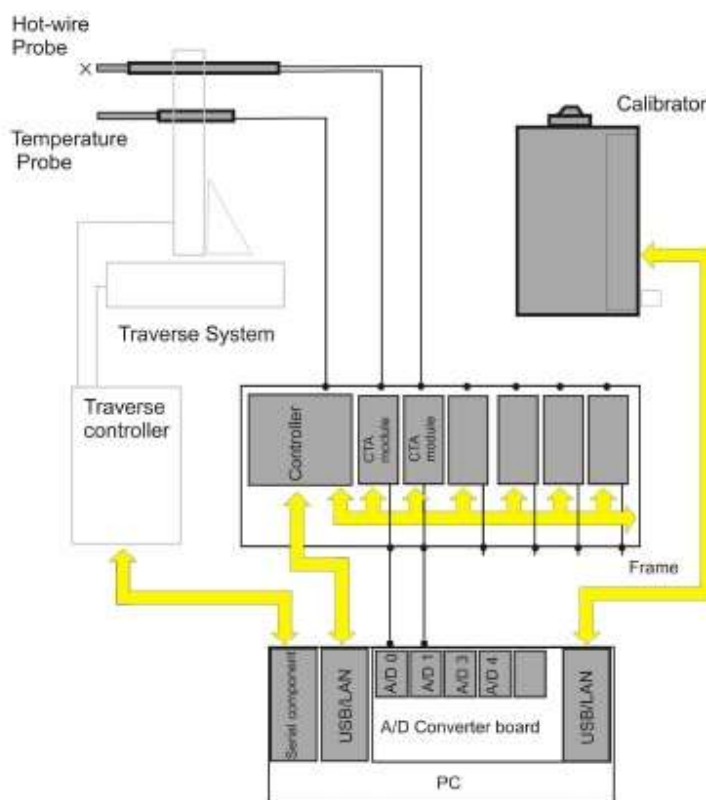


Figura 3.19- Sistema de calibração do anemômetro (Dantec Dynamics A/S, 2011)

Em relação à montagem do equipamento, as etapas a seguir estão descritas abaixo:

1. Conecte o suporte da sonda ao cabo da sonda para as duas sondas (fio quente e temperatura) e depois conecte os cabos da sonda na placa A / D.
 2. Conecte a sonda de temperatura e a sonda de fio quente no suporte da sonda.
 3. Prenda cuidadosamente o suporte da sonda de fio quente na haste acima do calibrador.
 4. Ligue a placa A / D. Durante a calibração e o experimento é importante observar que todas as luzes estão verdes. Se alguma luz ficar vermelha é necessário interromper o teste, pois há um problema no sistema de aquisição.
 5. Ligue o PC e inicialize o software Stream Ware Pro.
 6. Coloque o sensor no centro do calibrador. É importante observar a posição do sensor relacionada à corrente de ar.
 7. Ligue o calibrador.
 8. Ligue o compressor de ar (8 bar e 5 bar)
 9. Abra a unidade de filtragem do ar no calibrador.
- Depois que todo o equipamento foi posicionado e conectado corretamente e nenhum problema foi indicado é necessário configurar o software Stream Wire Pro antes de iniciar a calibração de velocidade. A seguir são descritas as etapas relacionadas à configuração do software.
10. Crie uma nova base de dados, nomeie-a com uma nomenclatura adequada e escolha criar.
 11. Crie um novo projeto, geralmente o nome dado ao projeto é o mesmo da pasta.
 12. Uma caixa pedindo para configurar será exibida, escolha sim.
 13. Escolha o quadro Stream Line Pro.

14. Coloque o sensor de temperatura no canal 0 e selecione o tipo de sonda de fio quente, suporte da sonda e cabo que estão sendo usados na calibração e serão usados posteriormente no experimento. Nesse caso foi utilizada a sonda de fio quente 5P11 1D e um cabo de sonda de quatro metros. A sonda, o suporte e o cabo foram adicionados ao mapa e, por padrão, são conectados à placa A / D. Escolha terminar. Escolha salvar.

15. Aparecerá uma caixa solicitando o uso de uma correção de temperatura, escolha sim.

16. Selecione a temperatura no canal 0.

17. Uma caixa solicitando a inicialização do hardware será exibida, escolha sim.

18. O software verificará o sistema.

19. Uma caixa relatando a configuração automática de hardware será exibida, escolha fechar.

20. Selecione o ajuste de superaquecimento. Escolha o equilíbrio automático. Aguarde o sistema aplicá-lo. Depois escolha fechar.

21. Salve os ajustes de hardware.

22. No canto esquerdo é necessário mudar de temperatura para sensor. Caso contrário o software exibirá a temperatura medida pela sonda de temperatura e não a velocidade do escoamento.

23. Vá para a opção calibrador da unidade e escolha conectar. Escolha fechar.

Após a configuração do software, as últimas etapas são sobre a configuração das opções de calibração de velocidade e a própria calibração.

24. Inicialize a calibração da velocidade.

25. A caixa de diálogo “faixa de velocidade” é aberta. Digite as velocidades mínima e máxima. É interessante deixar a velocidade de teste no meio dessa faixa. Digite o número de pontos

para calibração. Escolha a distribuição do log, pois fornece a melhor precisão de linearização em uma faixa de velocidade. Escolha OK

26. Inicie a calibração. É importante observar o erro em cada ponto coletado. O erro é aceitável se estiver abaixo de 2%.

27. Após a calibração observe a curva de calibração. Se houver um erro acima de 2% ou se os pontos estiverem claramente fora da curva, repita as etapas 24 a 26. Se você aceitar a qualidade da calibração, escolha OK. A calibração é salva neste projeto e será usada durante a execução dos testes.

Por fim, o equipamento precisa ser desconectado da calibração a ser colocada no túnel de vento.

28. Pressione a opção desativar tudo no software.

29. Desligue a placa A / D. É extremamente importante desconectar a sonda de fio quente do equipamento antes de desligar a placa A / D, caso contrário, a sonda será danificada permanentemente.

30. Desligue o calibrador.

31. Desconecte a sonda e guarde-a em seu recipiente. É recomendável conectar o probe no suporte apenas para executar os testes.

32. Coloque o equipamento no túnel de vento.

33. Cubra o bico do calibrador para evitar que poeira seja depositada nele.

O procedimento de calibração terminou e o equipamento está pronto para ser usado para executar o experimento. É importante observar que para cada dia em que se utiliza o anemômetro de fio quente é recomendável calibrar o sistema novamente. Também é indicado calibrar o sistema novamente se a temperatura variar mais de 5 graus Celsius da temperatura de calibração.

3.3.2 Obtenção do Perfil de Velocidade

O procedimento para obter o perfil da velocidade ocorre inteiramente no túnel de vento. Após a calibração do anemômetro é necessário organizar o modelo no túnel de vento, visto que sua posição é muito importante para que não ocorram erros indesejáveis. O modelo precisa ficar na mesma posição todo o experimento. As etapas para configurar o experimento são descritas abaixo.

1. Coloque na parede horizontal da seção de teste do túnel de vento, sua fixação é feita por rosqueamento.
2. Alinhe o modelo, garantindo que não haja ângulo de deslizamento lateral. Há uma marca no piso do túnel de vento, uma marca na haste vertical e o alinhamento dessas duas marcas garante o alinhamento do modelo.
3. Remova qualquer objeto da seção de teste que não faça parte do modelo, para evitar interferências indesejadas no escoamento.

Os próximos passos após a colocação do modelo na seção de teste estão relacionados à posição do anemômetro de fio quente.

4. Verifique se o sistema do anemômetro (placa PC e A / D) está próximo o suficiente da seção de teste para que o cabo não fique tensionado.
5. Desconecte o suporte da sonda do cabo e coloque-o no ponto de medição desejado. É importante garantir que a placa A / D esteja desligada durante esse processo.
6. Conecte o suporte da sonda ao cabo.
7. Posicione o sensor da sonda de fio quente no suporte da sonda.
8. No software, no menu da tela superior, pressione ativar tudo. A Figura 2.20 mostra o menu superior da tela inicial do software.

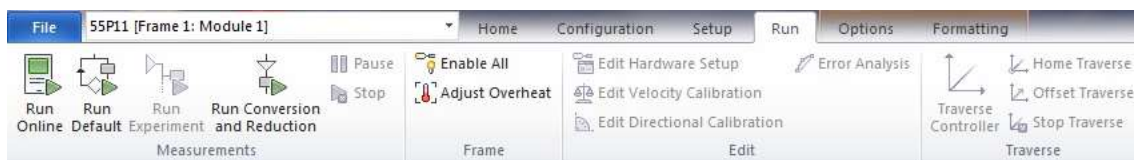


Figura 3.20-Top menu

9. Escolha Run Online para verificar o desempenho do sistema. Escolha Output como velocidade de calibração. A Figura 3.21. mostra as opções Run Acquire no menu lado direito da tela.



Figura 3.21- Menu Executar e acquire

10. Escolha Run Measurement.

11. Quando a janela adquirir dados no disco for exibida, como mostrada na Figura 3.25, forneça um nome para o event ID. Escolha a opção Setup.

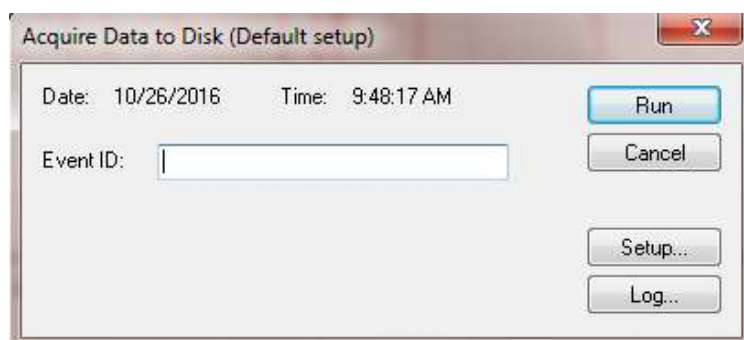


Figura 3.22-Janela Adquirir dados no disco

12. Na configuração padrão mostrada na Figura 3.23, clique duas vezes na opção A / D.

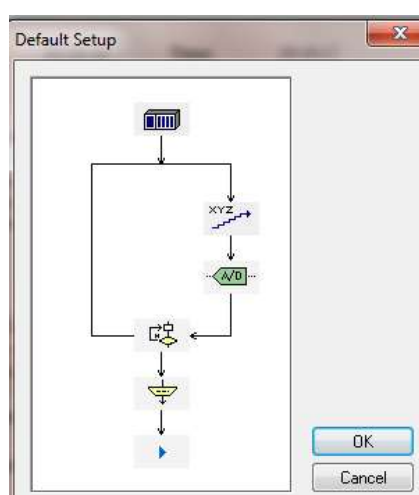


Figura 3.23- Configuração padrão

13. Defina a configuração do dispositivo A / D no número de amostras de 8.000Khz e 65536, como mostra a Figura 3.24. Escolha OK.

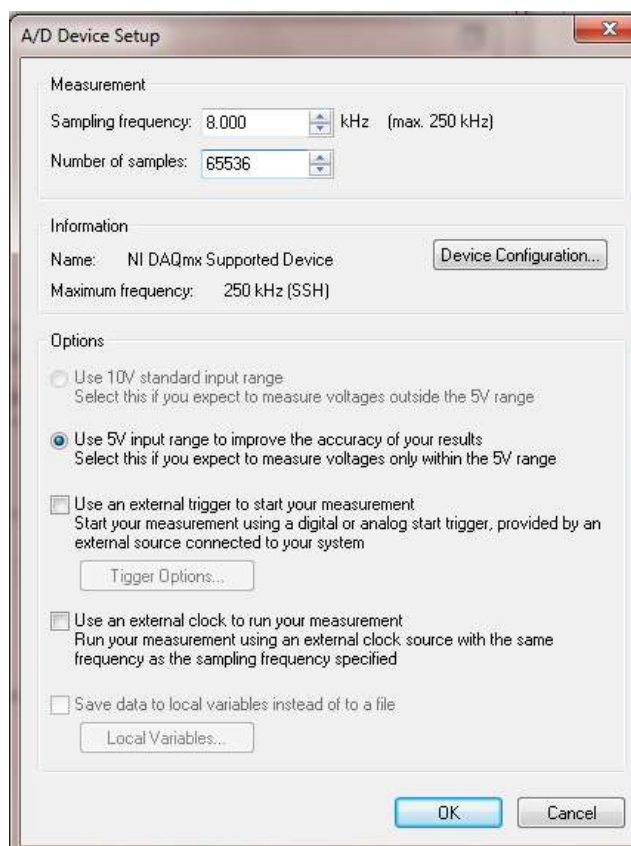


Figura 3.24- Configuração do dispositivo A / D

14. Ligue o inversor elétrico.

15. Com a ajuda da folha de calibração do túnel de vento, procure a frequência relativa à velocidade de escoamento desejada. Nesse caso, a velocidade do escoamento foi de 16[m/s] e a frequência de correspondência foi de 39.1Hz.

16. Defina a frequência no Inversor Elétrico.

17. Ligue o manômetro digital e defina a temperatura ambiente em suas opções de configuração.

18. Pressione Run no painel do Inversor Elétrico.

19. Aguarde cerca de um minuto para evitar distorções na velocidade do escoamento.

20. Se o manômetro digital não estiver indicando exatamente 16[m/s], faça pequenas correções na frequência do Inversor Elétrico, tomando como referência a velocidade exibida no manômetro digital.

21. Pressione Iniciar no padrão de execução no software e colete os dados a partir desse ponto.

22. Quando a medição estiver concluída, pressione desativar tudo e desligue a placa A / D.

23. Pressione stop no Inversor Elétrico.

24. Pressione Run no Inversor Elétrico.

25. Pressione Iniciar no padrão de execução no software e colete os dados a partir desse ponto.

26. Quando a medição estiver concluída, pressione desativar tudo e desligue a placa A / D.

27. Pressione Stop no Inversor Elétrico.

Execute este procedimento para cada uma das configurações testadas. Após todas as configurações terem sido testadas, é necessário exportar os dados do software para um documento txt, para que possam ser tratados e analisados posteriormente. Portanto, siga estas etapas finais.

28. Desligue Inversor Elétrico.

29. Coloque o sensor de fio quente no seu receptor.

30. No lado esquerdo da tela do software existem todos os dados brutos salvos.

31. Salve os dados no Excel

32. Coloque todo o equipamento em seu respectivo local e finalize o experimento.

3.3.3 Procedimento para calibração do túnel de vento

Segundo Taira (1994), ao se projetar um túnel de vento com baixo nível de turbulência já se assegura a uniformidade do perfil de velocidade média, já que as técnicas disponíveis para a redução da turbulência são similares às aquelas para reduzir as variações da velocidade. Assim, os procedimentos comumente utilizados para a calibração do túnel de vento envolvem, por exemplo, uso de ventilador com baixo nível de ruído, corretamente instalado, balanceado e sem flutuação da rotação do rotor; uso de superfícies internas homogêneas e com acabamento superficial de alta qualidade, com baixa rugosidade e sem ondulações ou ressaltos; instalação do túnel de vento em ambientes sem grandes gradientes de temperatura e que não possuam correntes de ar que possam induzir instabilidades no escoamento, e instalação de telas que gerem baixa perda de carga e anulem as áreas com escoamento preferencial e os turbilhões.

Conforme relatado por Almeida (2017), uma melhoria foi aplicada ao túnel de vento com a inclusão de quatro telas de malha de arame e palhetas-guia após o ventilador, para retificar o escoamento dentro do canal. Essas modificações ajudaram a diminuir a intensidade da turbulência para níveis em torno de 0,5 - 0,8% dentro da seção de teste, fornecendo uma boa qualidade de escoamento com distorção mínima.

3.4 Resultados da calibração do túnel de vento

Com o intuito de verificar visualmente o comportamento da velocidade do fluido em relação à frequência e obter dados para realizarem-se os próximos experimentos - coeficiente de arrasto, distribuição de pressão e perfil de velocidade – com o maior nível de acurácia possível fez-se a calibração do túnel de vento. Com o túnel de vento devidamente configurado iniciou-se o processo para obtenção das curvas de calibração. Variou-se a frequência de 0 a 60[Hz], a um passo de 1[Hz]. Para cada valor de frequência leu-se o valor da velocidade correspondente. As leituras foram feitas por meio do tubo de Pitot e do anemômetro. Plotaram-se duas curvas de calibração: a curva vermelha representa a variação da velocidade medida no anemômetro, e a curva preta a do

tubo de Pitot. Nota-se, que a frequência está disposta no eixo da abcissa e a velocidade no eixo da ordenada, como pode ser visto na Figura 3.25.

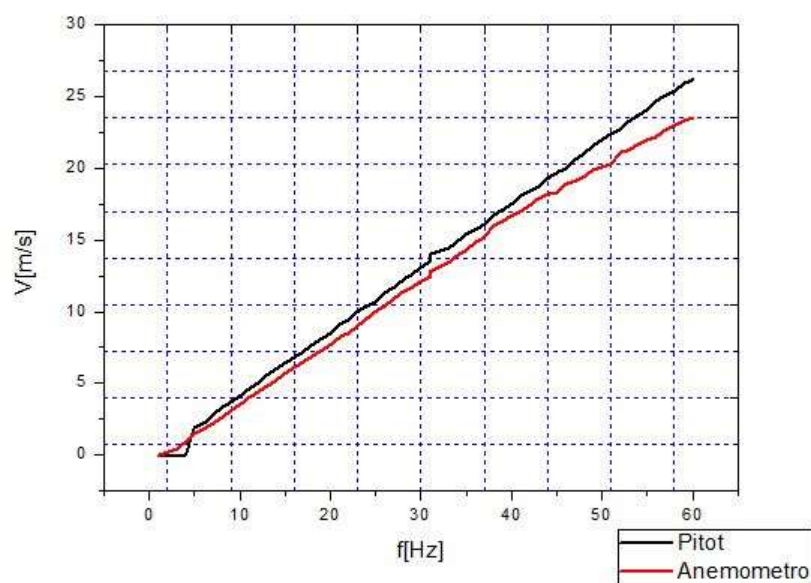


Figura 3.25 - Gráfico da calibração do túnel de vento

Regressão linear da curva de calibração:

$$V = 0.4495f - 0.4996 \quad (8)$$

$$R^2 = 0.9991 \quad (9)$$

A curva de calibração do anemômetro teve o padrão esperado, visto que a velocidade variou linearmente com as frequências configuradas no túnel de vento. Está a curva da velocidade bem próxima da curva de Pitot, o qual já estava calibrado. Nota-se também que o gráfico tem um comportamento linear, aproximando-se de uma reta. Observa-se que o valor de R^2 foi bem

próximo de 1. Sabe-se que quanto mais próximo de 1 o valor de R^2 se aproxima, com menos erros foi executado o experimento, pois sabe-se que a fórmula de regressão linear é uma equação matemática e o experimento é um fenômeno que está sujeito a influências externas e sujeito a forma como o operador realiza o experimento. Vale salientar que a equação 10, mostrada a seguir, é válida apenas para este experimento, visto que, parâmetros como temperatura e pressão variam no tempo. Logo, o resultado de calibração em outras condições seria diferente.

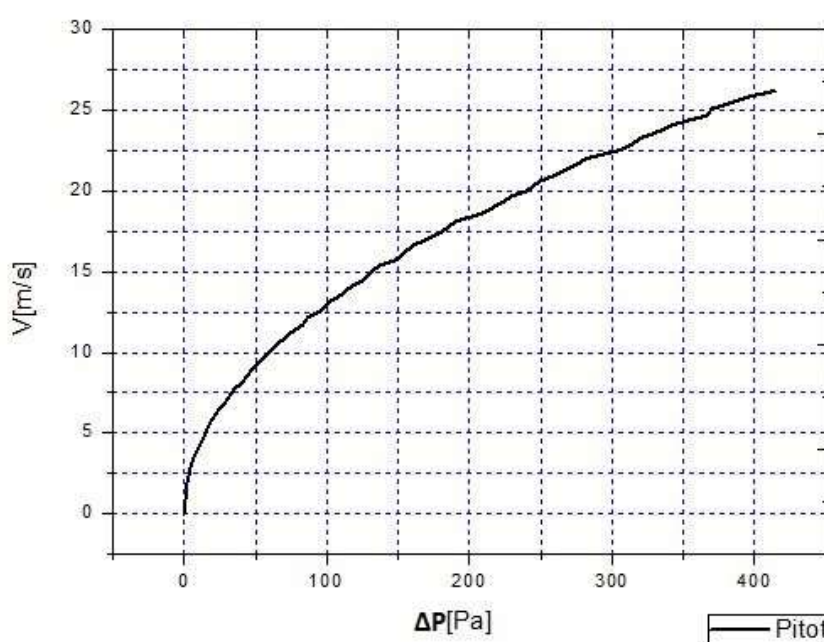


Figura 3.26 - Gráfico da velocidade versus a diferença de pressão

Regressão da curva da velocidade versus a diferença de pressão:

$$V = -0.001\Delta P^2 + 0.1069\Delta P + 2.8812 \quad (10)$$

$$R^2 = 0.9807 \quad (11)$$

3.5 Camada limite

O conceito de camada limite foi formulado primeiramente por Ludwig Prandtl em 1904. Embora já se conhecessem as equações de Navier-Stokes, as dificuldades matemáticas para a sua solução proibiam um tratamento teórico dos escoamentos viscosos. Uma das grandes conquistas da teoria da camada limite por Prandtl, foi a capacidade de prever que muitos escoamentos viscosos podem ser analisados dividindo-se o escoamento em duas regiões: uma perto das fronteiras sólidas e a outra cobrindo o restante. Somente na estreita região junto a uma fronteira sólida, camada limite, o efeito da viscosidade é importante, porque na região fora da camada limite o efeito da viscosidade é desprezível e o fluido é tratado como não-viscoso. Na região rente à superfície do modelo a tensão de cisalhamento é máxima e a velocidade tangencial do fluido é nula. Ao longo da direção normal a tensão de cisalhamento diminui e a velocidade tende à velocidade do fluido. Existe assim uma camada de perfis de velocidades adjacentes à superfície chamada camada limite Segel (1965).

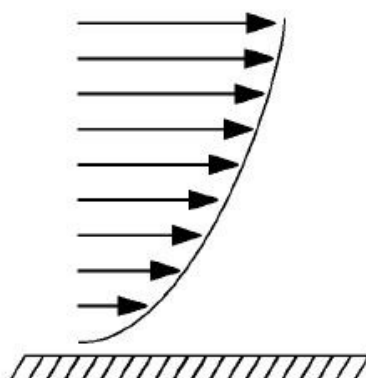


Figura 3.27 - Camada limite (Segel, 1965)

A camada limite é função da razão entre as forças inerciais e as forças viscosas que atuam no fluido. Essa razão gera um número adimensional conhecido como número de Reynolds.

$$Re = \frac{\text{forças inerciais}}{\text{forças viscosas}} \quad (12)$$

Ou seja:

$$Re = \frac{\rho U_{\infty} l}{\nu} \quad (13)$$

Onde:

Re é número de Reynolds;

U_{∞} é velocidade do escoamento não perturbado;

l é comprimento característico;

ν é viscosidade cinemática do fluido;

Dessa forma, um valor baixo de número de Reynolds representa um escoamento onde as forças viscosas predominam em relação às forças inerciais, com a camada limite espessa. Em contraponto um valor alto de número de Reynolds representa um escoamento cujas forças inerciais predominam, camada limite é muito fina e o efeito viscoso pode ser sentido apenas próximo à superfície Schlichting (2000).

A fim de garantir a similaridade entre um modelo em escala reduzida e um protótipo em escala real, o efeito do escoamento de ar que passa ao redor dos dois deve ser equivalente dinamicamente com o número de Reynolds, cinematicamente com o triângulo de velocidades e geometricamente com as dimensões. O conjunto de detalhes existentes no protótipo em escala real deve ser reproduzido no modelo em escala reduzida seguindo a redução escolhida. Por exemplo, se no modelo em escala real existe uma rugosidade na superfície, o modelo reduzido exige um polimento maior para manter a rugosidade reduzida na mesma proporção. As condições são cumpridas quando as forças e os momentos, oriundos do escoamento de ar, têm a mesma relação entre os dois casos Schlichting (2000). Dois escoamentos são dinamicamente similares se a condição da Eq. (14) é válida.

$$\frac{U_{\infty 1} l_1}{v_1} = \frac{U_{\infty 2} l_2}{v_2} \quad (14)$$

3.6 Procedimento para obtenção do coeficiente de arrasto

Quando um corpo sólido está imerso em um fluido e há movimento relativo entre eles surge uma força resultante desta interação. Esta força aplicada sobre o corpo é usualmente expressa em termos de duas componentes: uma paralela a velocidade do escoamento ao longe, chamada de força de arrasto (D), e outra perpendicular à velocidade do escoamento ao longe, chamada de força de sustentação (L) John D. Anderson (2011).

Uma consideração para o desenvolvimento da equação do arrasto é considerar o corpo um cilindro e considerar as forças por unidade de comprimento na direção do eixo. Em termos gerais, a interação fluido-corpo ocorre através de forças de superfície (contato). Estas forças estão associadas às distribuições de tensões tangenciais e normais sobre a superfície do cilindro John D. Anderson (2011).

Em escoamento incompressível viscoso, como o considerado nesta experiência, as tensões tangenciais aparecem devido ao cisalhamento na camada limite e as tensões normais se devem à pressão (p). A soma das integrações das distribuições de tensões de cisalhamento e de pressões resulta na força total (F), com componentes de arrasto e de sustentação. Nesta experiência a contribuição das tensões tangenciais (atrito viscoso) será desprezada e, portanto, somente a integração das pressões será efetuada. Assim,

$$\vec{F} \approx \vec{F}_p \equiv - \int_A p d\vec{A} , \quad (15)$$

Onde $\vec{F}_p$ simboliza a parcela da força resultante devida às pressões, A é a área da superfície do cilindro e $dA = n dA$ é o vetor de área infinitesimal.

Devido à simetria do cilindro e da média temporal do campo de velocidades em relação ao eixo x , a distribuição média de pressões também será simétrica em relação ao mesmo eixo, o que resulta em sustentação nula ($L = 0$). Assim, o foco deste estudo dirige-se para a força de arrasto, dada por

$$D \equiv \vec{F} \cdot \hat{i} \approx - \int_A p d\vec{A} \cdot \hat{i} = \int_A p \cos \theta dA \quad (16)$$

onde $\hat{i}$ é o versor na direção x e θ é o ângulo do ponto considerado na superfície em relação ao eixo x . Sendo b o comprimento do cilindro e R o seu raio, a força de arrasto pelo comprimento do cilindro pode ser aproximada por:

$$\frac{D}{b} \approx \int_0^{2\pi} p \cos \theta R d\theta. \quad (17)$$

A integração da equação (17) pode ser realizada de modo discreto tomando a somatória das contribuições da pressão sobre áreas definidas por intervalos angulares $\Delta\theta$, com θ variando apenas de 0 a π , e multiplicando o resultado por dois John D. Anderson (2011). Isto porque está considerada a simetria do escoamento em relação ao eixo x . Assim,

$$\frac{D}{b} \approx 2 \sum_{i=1}^n p_i \cos \theta_i R \Delta\theta = 2R\Delta\theta \sum_{i=1}^n p_i \cos \theta_i \quad (18)$$

onde p_i é a pressão no ponto referente ao ângulo θ_i , e n é o número de pontos considerados para o cálculo, distribuídos de forma equidistante na semicircunferência de y positivo ou negativo.

Após realizar as devidas simplificações, chega-se à fórmula do coeficiente de arrasto (C_d). O coeficiente de arrasto é um número usado para modelar todas as dependências complexas de corpos, ângulos e condições de escoamento no arrasto de aeronaves) John D. Anderson (2011). A equação do coeficiente de arrasto é simplesmente um rearranjo da equação de arrasto.

$$C_d = \frac{D}{\frac{1}{2} V_\infty \rho A_{ref}} \quad (19)$$

onde:

ρ é a massa específica do ar no escoamento ao longe;

V é a velocidade ao longe;

A_{ref} é a área de referência adotada,

D coeficiente de arrasto (adimensional).

É importante salientar que apesar da formula do coeficiente de arrasto ter sido desenvolvida para um cilindro, pode-se aplica-la em outros corpos.

A partir do conhecimento da equação 19 e com o túnel de vento devidamente calibrado inicia-se o processo para obtenção do coeficiente de arrasto.

1. Ligar o computador e inicializar o software de aquisição.
2. Criar uma pasta com o nome do experimento.
3. Criar uma planilha no Excel e salvar na pasta do item 2.
4. Configurar a frequência no Inversor Elétrico com a velocidade desejada, a partir dos dados da calibração.
5. Esperar 30[s], até que o escoamento estabilize.
6. Fazer a leitura dos valores no software de aquisição e salvar no Excel.
7. Configurar uma nova velocidade e repetir o processo.
8. Desligar os equipamentos e finalizar o processo.

3.7 Procedimento para obtenção da distribuição de pressão sobre a roda

A pressão, por si só, é uma quantidade dimensional. No entanto, na aerodinâmica é mais plausível trabalhar com valores adimensionais. Essa quantidade é o coeficiente de pressão (C_p). O coeficiente de pressão é um número sem dimensão que descreve as pressões relativas ao longo de um campo de escoamento na dinâmica de fluidos Carmo (2004). O coeficiente de pressão em um ponto próximo ao corpo é independente do tamanho do corpo. Consequentemente, um modelo de engenharia pode ser testado em um túnel de vento, os coeficientes de pressão podem ser determinados em locais críticos ao redor do modelo e esses coeficientes de pressão podem ser usados com confiabilidade para prever a pressão do fluido nesses locais críticos em torno de uma aeronave de tamanho real Munson (2004).

A distribuição de pressão é, portanto, utilizada em toda a aerodinâmica, de escoamento incompressível a hipersônico. Segundo Delany (1955) é mais comum encontrar pressões dadas em

termos de C_p . Para escoamento incompressível, C_p pode ser expresso apenas em termos de velocidade. Considere o escoamento sobre um corpo aerodinâmico imerso em uma carga livre com pressão P_∞ e velocidade V_∞ . Escolha um ponto arbitrário no escoamento em que a pressão e velocidade são p e V , respectivamente.

Da equação de Bernoulli:

$$p_\infty + \frac{1}{2} \rho V_\infty^2 = p + \frac{1}{2} \rho V^2 \quad (20)$$

$$p - p_\infty = \frac{1}{2} \rho (V_\infty^2 - V^2) \quad (21)$$

A formula do coeficiente de pressão é definida como:

$$C_p = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho V_\infty^2} \quad (22)$$

A partir do conhecimento da equação 19 e com o túnel de vento devidamente calibrado inicia-se o processo para obtenção do coeficiente de pressão. As medidas do experimento foram feitas a partir de um módulo de tomada de pressão, de um software disponível em um computador e um sensor de pressão diferencial presente.

O módulo é projetado para receber uma pressão estática e uma pressão total. Tem 64 canais e, portanto, 2 portes por canal. A diferença entre as duas pressões: a pressão dinâmica, é a que permite obter a velocidade do escoamento.

Uma das rodas do trem de pouso de nariz foi instrumentada com uma tomada de pressão (0,8 mm de diâmetro), o qual estava posicionada perpendicular ao escoamento, uma outra tomada; a de pressão total foi instalada na roda do trem de pouso. Para evitar que a mangueira interferisse no comportamento do escoamento ela foi passada por dentro da roda e pelo eixo principal, deixando a seção do túnel de vento pela parte inferior da seção de teste.

Como a roda podia ser girada, uma escala graduada em ângulos de 0 a 360 graus foi impressa no eixo principal. A Figura 3.28 ilustra conjunto final do trem de pouso com a mangueira instalada.



Figura 3.28- Trem de pouso dentro da seção de teste do túnel do vento (autoria própria)

O objetivo é fazer medições com ângulos diferentes, descrevendo uma rotação completa e, assim, ter o perfil de pressão ao redor da roda, como se houvesse vários orifícios. O passo escolhido foi uma medida a cada 22,5 graus.

Inicia-se o experimento fixando o modelo na parede inferior do túnel de vento. Seguir a sequência de como proceder para adquirir a diferença de pressão em cada posição angular da roda:

1. Ajustar o ângulo do modelo em relação ao escoamento.
2. Ligar o computador e abrir o software do módulo de pressão.
3. Zerar o software de pressão.
4. Ligar o túnel de vento e configurar a velocidade em 16[m/s].
5. Iniciar o experimento colhendo a diferença de pressão em um intervalo de 30s.
6. Aperta “stop” no “Inversor Elétrico”.
7. Ajustar novamente o ângulo de repetir o processo.
8. Realizar esse procedimento para os ângulos de 0 a 360° graus, a um passo de 22.5°graus

9. Desligar o túnel de vento e o computador.
10. Finalizar o experimento.

3.8 Procedimento de visualização do Escoamento

Este é o procedimento mais simples deste trabalho. Entre os métodos de visualização, o método China Clay é muito simples de executar, no entanto, existem algumas limitações. A principal desvantagem desse método é que não é possível alterar o ângulo de ataque do modelo durante os testes. Como este experimento não tem como objetivo estudar a influência do ângulo de ataque nas características aerodinâmicas, esse método é considerado adequado para este objetivo de pesquisa.

Para realizar este procedimento experimental, são necessários querosene e dióxido de titânio, juntamente com o túnel de vento e o modelo corretamente colocado em sua seção de teste. Os procedimentos para realizar este teste estão descritos abaixo.

1. Coloque o modelo na seção de teste do túnel de vento em sua posição de teste.
2. Remova qualquer objeto da seção de teste que não faça parte do modelo para evitar interferências indesejadas no escoamento.
3. Em um recipiente, misture o querosene com o óxido de titânio. A proporção da mistura não está especificada na literatura, portanto foi realizada por tentativa. Às vezes, esse procedimento deve ser realizado mais de uma vez até encontrar uma mistura ideal.
4. Coloque a mistura em um recipiente.
5. Aplique a mistura na superfície do modelo. É importante evitar que a mistura decante durante a aplicação, deve-se mexer constantemente.
6. Após finalizar a aplicação da mistura ligue o Inversor Elétrico.

7. Com a ajuda da folha de calibração do túnel de vento procure a frequência relativa à velocidade de escoamento desejada. Nesse caso, a velocidade do escoamento foi de 16 m/s e a frequência de correspondência foi de 37.9Hz.

8. Defina a frequência no Inversor Elétrico.

9. Ligue o manômetro digital e defina a temperatura ambiente em suas opções de configuração.

10. Pressione Run no painel do Inversor Elétrico.

11. Aguarde cerca de um minuto para evitar flutuações na velocidade do escoamento.

12. Se o manômetro digital não estiver indicando exatamente 16m / s, faça pequenas correções na frequência do inversor elétrico, tomando como referência a velocidade exibida no manômetro digital.

13. Execute o túnel de vento por pelo menos 5 minutos.

14. Pressione stop no Inversor Elétrico. e desligue-o.

15. Desligue o manômetro digital.

16. Aguarde pelo menos 20 minutos para que o querosene evapore e permita uma melhor visualização.

17. Tire fotos para registrar o caminho do escoamento. É interessante que as fotos sejam tiradas no mesmo ângulo para comparar configurações de modelos diferentes.

18. Limpe o modelo com um pano de limpeza.

As etapas 1 a 17 foram realizadas para cada configuração de modelo e suas imagens são apresentadas na seção de resultados.

4 Resultados

Este capítulo é dedicado a mostrar e analisar os resultados obtidos, os quais foram: coeficiente de pressão; perfil de velocidade; coeficiente de arrasto e visualização do escoamento.

4.1 Coeficiente de pressão

Inicia-se o experimento para obter o coeficiente de pressão configurando o módulo de pressão. Um sistema de tubo de Pitot móvel foi posicionado para verificar se as pressões que seriam lidas na roda do trem de pouso estariam corretas. Primeiramente, com o túnel de vento configurado a uma velocidade de $16[m/s]$, e o tubo de Pitot do túnel de vento devidamente configurado, leram-se seus valores de pressão no manômetro, o qual está instalado no túnel de vento e foi descrito nesse relatório. Posicionou-se o sistema do tubo de Pitot móvel paralelo ao tubo de Pitot do túnel e com o mesmo ângulo em relação ao escoamento. As leituras foram feitas e confirmou-se que o sistema móvel estava funcionando perfeitamente. Em seguida, configurou-se o trem de pouso no túnel de vento. Em um dos canais do módulo duas mangueiras foram conectadas, uma na parede superior da seção de teste do túnel de vento, outra em uma das rodas do trem de pouso. O módulo está conectado ao computador, que através do software do módulo de pressão transmite valores de diferença de pressão (pressão total, menos pressão estática). A Figura 4.1 representa o trem de pouso e o sistema de pressão que foi configurado com o intuito de assegurar que a mesma leitura no ponto da medida fosse idêntica à medida no tubo de Pitot do túnel. Como esperado, as pressões foram próximas e confirmou-se que o sistema de aquisição de pressão na roda do trem de pouso estava correto.



Figura 4.1-Trem de pouso e sistema móvel de pressão

O túnel de vento foi configurado a uma velocidade de 16[m/s]. O escoamento foi submetido a uma temperatura de 29°C e pressão de 1014hPa. A partir destes dados, o valor da densidade foi adquirido. A escala de ângulos impressa na roda variou de 0 a 360°, a um passo de 22.5° graus. Para cada valor de ângulo, obteve-se o valor da diferença de pressão correspondente. Girou-se a roda em sentido anti-horário. As leituras foram feitas com o auxílio do software do modulo. Para obter dados mais estatísticos, fez-se uma média dos valores lidos em um intervalo 30[s].

Dotados dos valores da diferença de pressão, e com o auxílio da equação do C_p , o gráfico do C_p em função do ângulo de rotação da roda é demonstrado na Figura 4.2

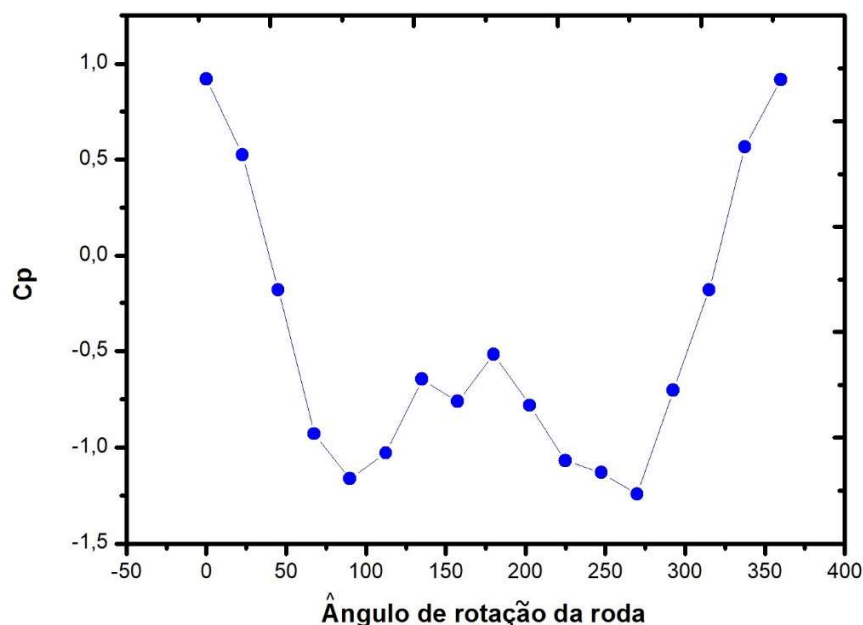


Figura 4.2-Cp versus ângulo de rotação da roda

O gráfico do C_p apresenta um comportamento coerente com a literatura presente em White (2011). Se analisarem-se os pontos de 0 a 70° graus, a curva se comporta de forma suave, o que indica que o escoamento está em um regime laminar. Note que em aproximadamente 90° graus tem-se o primeiro ponto de mínimo, o que indica que nesse ponto há o descolamento da camada limite. Note também que é justamente nesta região de 70 a 90° graus que ocorre a mudança no comportamento da curva, tornando-se menos suave. Logo, podemos concluir que a faixa de transição de regime laminar começa em aproximadamente 70° e continua até 90° graus, onde há o descolamento da camada limite. Deve-se ressaltar que neste experimento não foi utilizada nenhuma técnica de transição (tripping devices), deixando a camada limite se desenvolver naturalmente.

O outro ponto de mínimo local está em aproximadamente 274° graus, o que confirma a presença do segundo ponto de descolamento da camada limite. Além disso, confirma o que foi

visto na vista de perfil do trem de pouso na visualização parietal, que será demonstrada em detalhes no decorrer desse trabalho. Analisando o gráfico da Figura 4.2, também pode-se concluir que a grande área entre os dois recessos na parte traseira do trem de pouso é uma zona de baixa pressão, a qual é responsável pelo arrasto. Esse resultado está de acordo com os dados obtidos pelo autor Sávio and Almeida (2019) – ver anexo.

Como esperado, o valor de C_p não excede 1, pois o valor máximo de P é atingido quando o orifício está a um ângulo de 0 grau em relação à direção do escoamento, o que significa que a pressão dinâmica é igual à pressão do fluido nesse ponto.

Note também que há duas passagens em 0° (zero grau), as quais correspondem aproximadamente às posições 48° e 318° graus. Isto se deve ao fato de que nestes pontos a pressão total é igual à pressão estática, portanto as linhas de corrente estão tangentes à superfície da roda.

4.2 Perfil de velocidade

O experimento consiste em obter o perfil de velocidade atrás do modelo simplificado do trem de pouso de nariz, com o auxílio do anemômetro, do sistema Dantec® e das instalações do túnel de vento. Foi medido o perfil de velocidade em três planos 1, 2 e 3, respectivamente. As posições dos planos podem ser observadas na Figura 4.3. A velocidade do escoamento foi configurada em 16 [m/s], pois esta velocidade está no meio da faixa de velocidade do túnel de vento. O escoamento foi submetido à temperatura ambiente de 29°C e pressão de 1014hPa.



Figura 4.3- Disposição dos planos no trem de pouso

Os dados para todos os planos foram coletados a dois diâmetros da roda atrás do modelo, onde o plano 3 está perpendicularmente a 10,8[cm] da parede inferior da seção de teste, o plano 2 está a 23,2[cm] e o plano 1 a 29[cm]. A distância do topo da roda do trem de pouso até a parede inferior da seção de teste é de 35,3[cm]. A Figura 4.4 representa o sistema de coordenadas do túnel de vento, onde o eixo X está paralelo ao vetor da velocidade do fluido e paralelo aos planos 1, 2 e 3, o eixo Y está perpendicular ao vetor da velocidade do fluido e paralelo à parede inferior da seção de teste do túnel. O anemômetro foi movido na direção Y manualmente, ao passo de 5 milímetros e, para facilitar a análise dos resultados, decidiu-se adotar que o centro do trem de pouso seria considerado o zero da medição para todos os planos. Os pontos do perfil de velocidade foram medidos um de cada vez, com o auxílio do software do anemômetro de fio quente, o qual mostra a velocidade média em um intervalo de tempo configurado em 8[s].

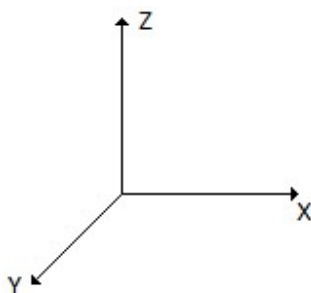


Figura 4.4- Sistema de coordenadas do túnel de vento

Os perfis de velocidade nas 3 configurações (plano 1, plano 2 e plano 3) foram medidos e plotados, e podem ser observados na Figura 4.5. Os perfis de velocidade foram adimensionalizados para facilitar análises comparativas futuras com outros experimentos, bem como análises computacionais.

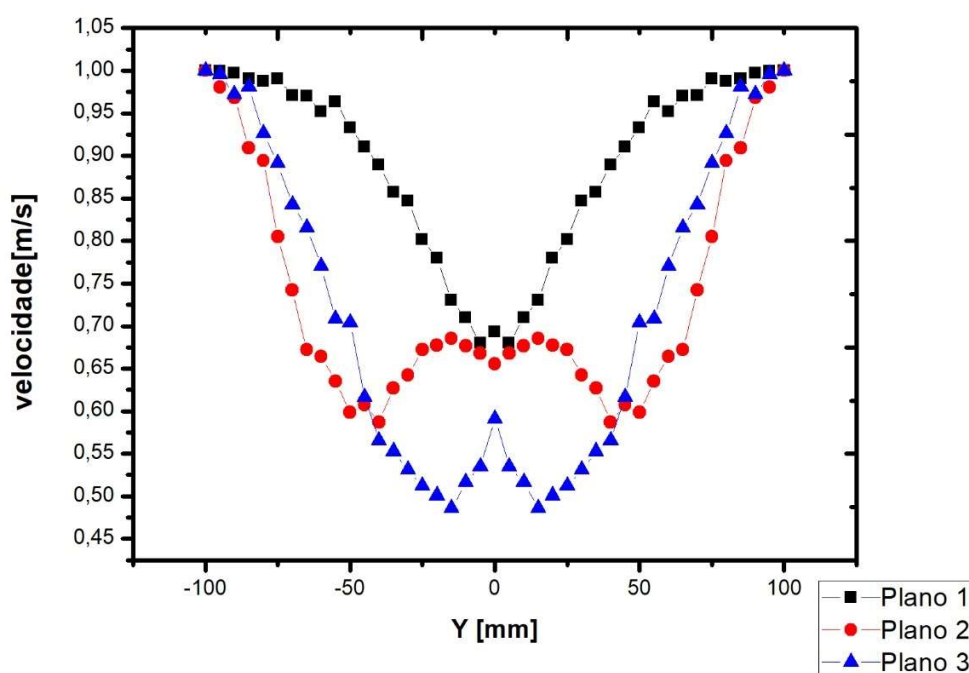


Figura 4.5- Gráfico da velocidade pelo deslocamento

Ao analisar a Figura 4.5 é possível notar o efeito do trem de pouso sobre o perfil de velocidade. Note que os pontos de velocidades que estão exatamente atrás do modelo são os que mais sofrem a influência do modelo, com velocidades mais baixas que os pontos que estão mais próximos das paredes laterais da seção de teste. Isso se deve ao fato de a superfície do modelo desacelerar o escoamento, o que é confirmado pelos pontos mais próximos da parede, visto que estão mais distantes do modelo e que tem suas velocidades aproximadamente igual à velocidade configurada no túnel de vento. Isso está de acordo com a literatura da aerodinâmica, que diz que a configuração que perde menos quantidade de movimento é a configuração que apresenta menos resistência aerodinâmica - arrasto.

4.3 Coeficiente de Arrasto

Iniciou-se o experimento para obter o coeficiente de arrasto através de uma calibração realizada no túnel de vento. Note que o trem de pouso neste experimento está dentro da seção de teste do túnel de vento. Portanto, a razão de bloqueio deve ser levada em conta para a configuração das velocidades. Um gráfico com os valores das frequências e velocidades corrigidas é mostrado na Figura 4.6.

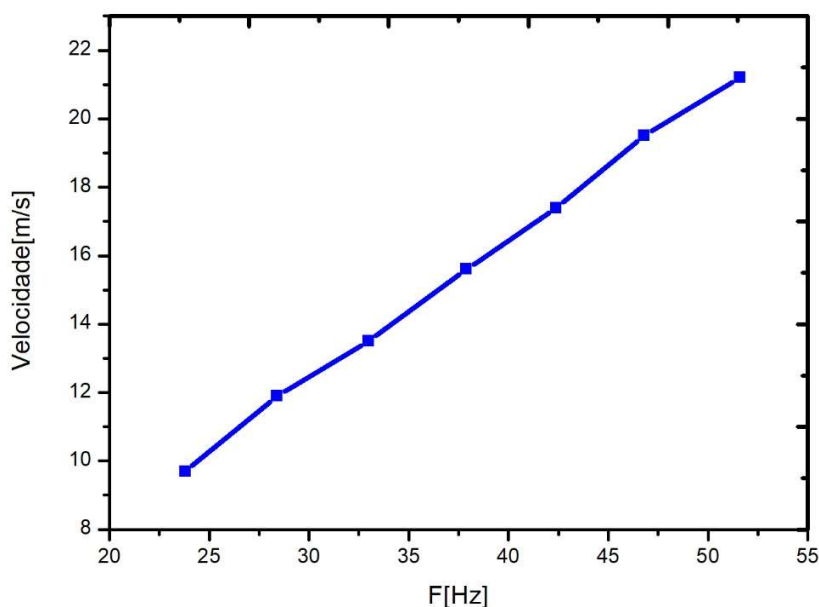


Figura 4.6- - Gráfico da velocidade versus a frequência

A partir dos valores corrigidos, configurou-se o túnel de vento em sete velocidades: 10.00, 12.20, 14.00, 16.10, 18.10, 20.0 e 22.00 [m/s]. Fixou-se o trem de pouso na balança aerodinâmica por meio de um parafuso, ligou-se o software, e iniciou-se o experimento. A aquisição dos dados foi feita com o auxílio do software, o qual apresentou os resultados do deslocamento que o trem de pouso sofreu em função da velocidade do escoamento. Os valores foram apresentados em massa [g]. Para cada valor de velocidade obteve-se 10 valores de massa, fez-se a média. Deste modo obteve-se o valor da força de arrasto. A densidade foi obtida com base na temperatura e pressão

da seção de teste, a qual era de 23°C e 1014hPa, respectivamente. A área frontal do trem de pouso foi calculada no software CATIAV5®. Com o auxílio da equação 19, demonstrada anteriormente, calculou-se o coeficiente de arrasto.

Primeiramente plotou-se o gráfico da Força versus a Velocidade.

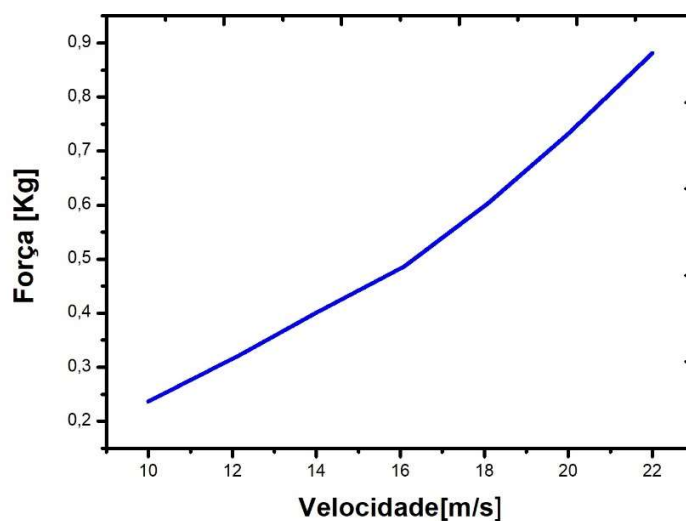


Figura 4.7- Força versus Velocidade.

Calculou-se o coeficiente de arrasto. A Figura 4.8 apresenta a curva do coeficiente de arrasto (valores) para as sete condições de velocidades testadas.

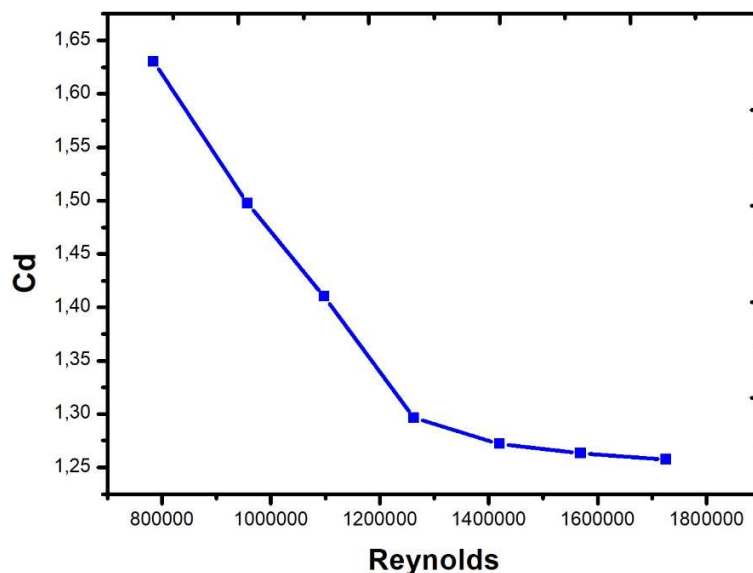


Figura 4.8- Gráfico do C_d versus N° de Reynolds

Deve-se notar que não há outros dados experimentais sobre o arrasto deste trem de pouso de nariz, pelo menos registrado na literatura aberta. Como mencionado anteriormente, o valor do coeficiente de arrasto é dependente de Reynolds. Neste experimento o número de Reynolds foi na ordem de $1,5 \times 10^5$; uma ordem de magnitude menor que as consideradas para a aplicação real de trem de pouso. Logo, os valores do C_d devem ser comparados com outros bancos de dados experimentais ou numéricos, para verificar os níveis de confiabilidade do experimento. Todavia, no trabalho LAGOON– Sávio e Almeida (2019), é feita uma análise do coeficiente de arrasto. Apesar de ser um modelo menos complexo que o desenvolvido neste trabalho, os dados do C_d do LAGOON convergiram para resultados menores que os do trem de pouso de nariz do AirbusA320, o que condiz com a teoria, visto que o trem de pouso do A320 tem a geometria menos aerodinâmica e uma área frontal proporcionalmente maior. Na Figura 4.9 é feita uma comparação entre os dois modelos.



(a) LAGOON

(b) Modelo simplificado A320

Figura 4.9 - Trem de pouso de nariz. (a) A320 (b) LAGOON – Sávio e Almeida (2019)

4.4 Visualização do Escoamento

Alguns autores ilustram a transição das camadas limite por meio do uso de técnicas artificiais. Uma das motivações para isso é fornecer dados corretos para a validação de CFD, o que requer saber a posição exata da transição nas rodas e no eixo do trem de pouso.

A visualização do escoamento foi realizada com o método China Clay com o modelo configurado na mesma posição do experimento da distribuição de pressão. O China Clay é uma técnica muito simples de combinar dióxido de titânio com querosene, o qual foi aplicado no trem de pouso de nariz no túnel de vento, este submetido a uma velocidade de escoamento de 16 [m/s], uma temperatura de 30°C e pressão de 1014hPa. Nenhum dispositivo de disparo foi aplicado e o escoamento foi mantido uniforme durante o tempo em que as fotos foram tiradas. Infelizmente, no momento desta visualização, não havia luzes de estúdio para remover reflexos e desfocar as fotos tiradas; portanto, uma alta qualidade não foi alcançada adequadamente. No entanto, foi possível obter parte do padrão de escoamento sobre a todo o modelo. A Figura 4.10 resume as visualizações preliminares de escoamento reunidas no momento deste trabalho.

O padrão do escoamento sobre trem de pouso é mostrado na Figura 4.10. Note que é possível visualizar nitidamente as regiões do escoamento sobre a roda, e como o escoamento se divide diante do modelo pode ser visualizado na parede inferior da seção de teste do túnel de vento.



Figura 4.10 - Visualização do escoamento sobre o modelo

Na Figura 4.11, é dado foco maior na roda, para poder analisar com mais precisão o comportamento do escoamento. Note que na primeira região da roda as partículas do pó de titânio estão dispostas uniformemente, com a mesma tonalidade com que foi pintada antes do experimento se iniciar. Logo, pode-se concluir que nessa região o escoamento tem comportamento laminar. Em seguida, é observada uma região com menos partículas. Essa é a região de transição. A diminuição de partículas ocorre de forma gradativa, até o ponto de aproximadamente 90° graus, onde se observa uma região com poucas partículas brancas. Esse ponto representa o descolamento da camada limite.



Figura 4.11- Visualização do escoamento sobre a roda

Ao analisar-se a vista lateral na Figura 4.12 é possível visualizar que há recirculação de escoamento, devido ao suporte. Note que o escoamento tem um padrão suave na parte frontal do cilindro principal. Apenas no ponto onde tem o suporte e sua base é vista a forma circular do escoamento. Isso se deve ao fato de o escoamento criar uma espécie de bolha nessa região, deixando uma pequena parcela do escoamento presa nessa bolha, e devido à diferença de pressão, essa parcela fica recirculando dentro da bolha.



Figura 4.12 - Visualização do escoamento na vista lateral

Devido à geometria do eixo ser exposta ao escoamento, também acontece a formação da bolha de ar na base do eixo principal, e novamente uma parcela do escoamento fica presa na bolha recirculando. Na Figura 4.13, é possível visualizar que a zona de vórtice tem um padrão simétrico e note que há dois pontos onde todas as partículas de pó foram evaporadas, devido à intensidade da recirculação nesses pontos.



Figura 4.13- Visualização do escoamento na vista superior

De acordo com as imagens da Figura 4.14, o padrão do escoamento na parte posterior da roda está de acordo com a teoria. Atente-se que o ponto de descolamento ocorre em 90° graus e que as partículas se encontram de forma desordenada, o que confirma a existência de uma zona de baixa pressão na parte traseira da roda, a qual é responsável pelo arrasto.



Figura 4.14- Visualização do escoamento na vista posterior

Com esse método foi possível observar gradientes favoráveis de pressão a montante do cilindro e gradientes adversos de pressão a jusante do cilindro, o que causou descolamento do escoamento e a formação de uma esteira. A transição da camada limite é comumente provinda por turbulência a montante, rugosidade da superfície do modelo, orientação do modelo dentro da seção de teste, modos vibratórios do modelo, entre outras variáveis. Atualmente, acredita-se que um trabalho mais dedicado possa ser realizado para ajudar a caracterizar melhor o padrão de escoamento sobre esse trem de pouso de nariz. Os resultados são apresentados apenas para uma visão geral dos fenômenos.

5 Conclusão

Os estudos realizados no decorrer deste trabalho de conclusão de curso demonstraram que uma das maiores dificuldades em trabalhos experimentais é a aleatoriedade de situações que podem ocorrer durante as etapas do trabalho. Com frequência, é necessário reajustar algum parâmetro, refazer alguma parte do trabalho que sofreu algum dano, ou ainda, criar soluções para problemas inesperados que surgem durante a realização de experimentos. É importante salientar também que não há na literatura aberta dados experimentais de força de arrasto, distribuição de pressão e perfil de velocidade sobre trem de pouso de nariz, mesmo com modelos simplificados.

Os objetivos de investigar o escoamento sobre um trem de pouso de nariz simplificado, validar as técnicas de medição e gerar um conjunto completo de dados aerodinâmicos para análises numéricas adicionais através da dinâmica dos fluidos computacional (CFD) foi concluído. É importante ressaltar a dificuldade de gerar dados experimentais, como a construção física e digital de um modelo, acesso a equipamentos, túnel de vento, balança aerodinâmica e sistemas de tomadas de pressão, entre outros acessórios de medição. Este trabalho forneceu alguns resultados que podem ser úteis para aprimorar a capacidade de realizar experimentos em túneis de vento de pequena escala. Os resultados foram expressos em termos de coeficiente de arrasto, distribuição da pressão da roda, perfil da velocidade e visualização do escoamento. O perfil da velocidade foi medido como uma questão de fornecer condições para realizar simulação de CFD. A avaliação do arrasto do trem de pouso de nariz para essa configuração de modelo foi algo novo, pois nenhum outro dado foi identificado - até o momento - na literatura aberta. Portanto, uma breve comparação foi feita com o modelo LAGOON. A distribuição da pressão da roda foi consistente e, como esperado, o valor de C_p não excedeu 1, pois o valor máximo é atingido quando o orifício está voltado para o escoamento e uma zona de baixa pressão foi identificada na traseira do trem de pouso. A visualização do escoamento ajudou a confirmar a distribuição de pressão sobre a roda. A seguir, as próximas etapas deste trabalho seriam: a dinâmica dos fluidos computacional (CFD), considerando simulações em estado estacionário e transiente e realizando uma análise completa por meio de comparações dos dados simulados com os dados obtidos neste experimento.

Referências

- AGELIN-CHAAB, M. Structure of turbulent flows over two-dimensional bluff bodies inspired. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, p. 417–430, 2014.
- ALI, Z. M.; KUNTJORO, W.; WISNOE, W. The Effect of Canard Configurations to the Aerodynamics of the Blended Wing Body. *International Journal of Mechanical, Aerospace, Industrial, Mechatronic and Manufacturing Engineering* Vol:7, No:5, 2013
- ANDERSON, J. D. *Computation Fluid Dynamics: the basics with applications*, v. 1, Nova York: McGraw-Hill Education, 1995.
- ANDERSON, J. D. *Fundamentos de Engenharia Aeronáutica*, v. 7, Nova York: McGrawHill Education, 2015. ANSYS® Academic Student, release 19.0. Workbench User's Guide, 2018.
- ANDERSON, JOHN D. Jr. *Fundamentals of Aerodynamics*. 5ª edição.
- BARROS, C. P, *Uma Metodologia para o Desenvolvimento de Projeto de Aeronaves Leves Subsônicas*. Belo Horizonte. Universidade Federal de Minas Gerais. 2001.
- BEER, P. F, et. al. *Mechanics of Materials*, Sixth Edition, New York, United States. 2012.
- CONWAY, H. G., *Landing Gear Design, A Series of Textbooks*, The Royal Aeronautical Society, Washington. 1958.
- Bradshaw, P.; Pankhurst, R.C. *The design of low speed Wind tunnels*. London: NPL, September 1962. (NPL Aero Report 1039).
- BRUNETTI, F. *Mecânica dos Fluidos*, v. 2, São Paulo: Pearson Prentice, 2008.
- Carmo, A. H. M. B., & Arienzo Jr, V. 2004. *Balança aerodinâmica didática para medição de forças de arrasto, sustentação e momento de arfagem*. Trabalho de formatura, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, São Paulo.

CARTER, J.E.; DAVIS, R.L. Analysis of Airfoil Transitional Separation Bubbles. NASA-CR3791 19840021785, 1984.

CONSULTANCY.UK, Global aviation MRO market to grow to 100 billion. Available in: <http://www.consultancy.uk/news/1883/global-aviation-mro-market-to-grow-to-100-billion>. Access in November 9,2019.

CURREY, N. S., Aircraft Landing Gear Design: Principles and Practices. Washington. AIAA Education Series. 1988.

DANTEC DYNAMICS A/S. MiniCTA Anemometer Package How to get started - a quick Guide. 2004.

DANTEC DYNAMICS A/S. StreamWare Pro v5.02 Installation and User's Guide. 2011.

Dobrzynski W., Leung C.C, Malcolm S., Antoine B., Olivier D., and Nicolas M., 2010, “Experimental assessment of low noise landing gear component design”, International Journal of Aeroacoustics, Vol. 9, No. 6, pp.763–786.

Dorothea C. Walden, “Applications of composites in Commercial Airplanes” Structural composites Design & Processing Technologies, Proceedings of the sixth Annual ASM / ESP Advanced composite conference, Detroit, Michigan, USA, 8-11 Oct, pp 77-80, 1990.

D.W. Young, “Aircraft Landing Gears – Past Present and Future” Proceeding of IME, Vol. 200, No. D2 PP 75-92, 1986.

Eleonora Neri, John Kennedy, Gareth J. Bennett., “Bay Cavity Noise for Full-Scale Nose Landing Gear: A comparison between experimental and numerical results”. Aerospace Science and Technology”, Dublin- Ireland, 2017.

FAA. Aviation Maintenance Technician Handbook – Airframe Volume 1. Washington, U.S. Department of Transportation, 2012.

FAA. FAR-PART 23, Part 23: Airworthiness Standards: Acrobat Category Airplanes. 2002. JAR-VLA, Airworthiness Standards: Light Airplanes. 2004.

FAA. FAR-PART 25, Part 25: Airworthiness Standards: Transport Category Airplanes. 2005.

FENABRAVE. Varejo Nacional. Retrieved December 29, 2015, from <http://www3.fenabreve.org.br:8082/plus/modulos/conteudo/?tac=dados-regionais-dados>

FORTUNA, A.O. Técnicas Computacionais para Dinâmica dos Fluidos. v. 1, São Paulo: Editora da USP, 2000.

FOX, R.W.; MCDONALD, A.T. Introdução à Mecânica dos Fluidos, v. 5, Rio de Janeiro: LTC – Livros Técnicos e Científicos Editora S.A., 2001.

G.P. Howell, A.J. Bradley, M.A. McCormick, J.D. Brown, De-dopplerization and acoustic imaging of aircraft flyover noise measurements, 1986.

INOVAR AUTO, Conheça o INOVAR-AUTO. Retrieved December 29, 2015, from http://www.inovarauto.mdic.gov.br/InovarAuto/public/inovar.jspx?_adf.ctrl-state=6nan5b3fo_9.

JENKINSON, L. R., Aircraft Design Projects for engineering students. Burlington. Butterworth-Heinemann, Linacre House, Jordan Hill. 2003.

JORGENSEN, F. E. How to Measure Turbulence with Hot-wire Anemometers. Dantec Dynamics A/S, 2004.

JUNIOR, L.J.S.; COSTA, F.P. Análise numérica de escoamento sobre perfil de asa: estudo de modelo NACA 64A004.29, Revista Brasileira de Física Tecnológica Aplicada, v. 3, n. 2, 2016.

K. Boorsma, X. Zhang, N. Molin, Landing gear noise control using per-forated fairings, Acta Mech. Sin. 26(2) (2009) 159–174.

KING, L. V. On the Convection of Heat from Small Cylinders in a Stream of Fluid: Determination of the Convection Constants of Small Platinum Wires, with Applications to Hot-Wire Anemometry. Phil. Trans. Roy. Soc. A214, pp. 373-432, 1914.

LUFT, C. P., Minidicionário Luft. São Paulo/SP, Editora Afiliada. 2000. NASA, An Overview of Landing Gear Dynamics. Hampton, Virginia. U.S. Army Research Laboratory, Vehicle Technology Directorate, Langley Research Center. 1999.

MANOHA E., Jean B. and Vlad C., 2009, “LAGOON: further analysis of aerodynamic experiments and early aeroacoustics results”, 30th AIAA Aeroacoustics Conference. Miami, Florida

MAVRIPLIS, D. J. et al. Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics, v. 2, Wiley, 1995.

MENTER, F.R. et al. Correlation based Transition Model using Local Variables Part 1- Model Formulation. ASME-GT2004-53452, ASME TURBO EXPO 2004, Vienna, Austria, 2004.

MERZKIRCH, W. Flow Visualization. 2 ed. London: Academic Press, 1987.

Munson, B. R., Young, D. F., & Okiishi, T. H. 2004. Fundamentos da Mecânica dos Fluidos. 4a ed. São Paulo: Blucher.

M.G. Smith, L. Chow, N. Molin, Control of Landing Gear Noise Using Meshes, AIAA-2010-3974, 2010, <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2008-2816>.

PAHL, G.; BEITZ, W., Engineering Design: a Systematic Approach. Berlin: Springer Verlag. 1996.

PATANKAR, S.V. Numerical Heat Transfer and Fluid Flow – series in computational methods in mechanics and thermal sciences, v. 1, CRC Press, 1980. PRANDTL, L. Applications of modern hydrodynamics to aeronautics. Report No.: NACA 116, Göttingen University, 1921.

PAULINY, J., Landing gear design for single-engine four-seat aircraft. Brno University of Technology, Faculty of mechanical engineering. 2014.

PAZMANY, L., Light Airplane Design. San Diego, California, United States of America. 1963.

RODRIGUES. L. E. M. J., Fundamentos de Engenharia Aeronáutica Aplicações ao Projeto SAE-Aerodesign. São Paulo. Instituto Federal de Educação, Ciência e tecnologia de São Paulo. 2011.

RODRIGUES, L. E. M. J. Fundamentos da Engenharia Aeronáutica, v. 1, São Paulo: Cengage Learning, 2013. Página | 36 R. bras. Fís. Tecnol. apl., Ponta Grossa, v. 5, n. 2, p. 20-36, jun./dez. 2018.

- ROMA, W. N. L. Fenômenos de transportes para engenharia, v. 2, São Carlos: RiMa, 2006.
- ROMANO, L. N., Modelo de referência para o processo de desenvolvimento de máquinas agrícolas. Florianópolis. UFSC. 2003.
- RAJESH A, BT Abhay, 2015, “Design and Analysis Aircraft Nose and Nose Landing Gear”, Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering. Vol. 4, pp. 100014.
- ROSKAM, J., Airplane Design Part IV: Layout Design of Landing Gear and Systems. Ottawa, Kansas. Roskam Aviation and Engineering Corporation. 1986.
- ROSKAM, J., Airplane Design Part V: Component Weight Estimation. Ottawa, Kansas. Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1958.
- ROSHKO, A. Experiments on the flow past a circular cylinder at very high Reynolds number. 1960, Pasadena,
- RAYMER, P. D., Aircraft Design: A Conceptual Approach - AIAA Education Series. Washington. American Institute of Aeronautics and Astronautics. 1989.
- S. Jaeger, N. Burnside, P. Soderman, W. Horne, K. James, Microphone Ar-ray Assessment of an Isolated, 26%-Scale, High-Fidelity Landing Gear, AIAA-2002-2410, 2002, <http://arc.aiaa.org/doi/abs/10.2514/6.2002-2410>.
- SCHLICHTING, H., GERSTEN, K. Boundary Layer Theory. 8th ed. Darmstadt, Berlin, Germany, 2000.
- SEGEL, L. Theoretical Prediction and Experimental Substantiation of the Response of the Automobile to Steering Control. The Institution of Mechanical Engineers, August, 1956.
- SAE BRASIL, Programas estudantis. Disponível em: Acessado em: 20 SET. 2019.
- STINTON, D., The Design of the Aeroplane. London. Oxford BSP Professional Books. 1983.

Taira, Nilson Massami. Estudo de Contrações para Geração de Escoamento Uniforme em Túneis de Vento. Dissertação (Mestrado em Engenharia Mecânica). Orientador: Prof. Dr. Marcos de Mattos Pimenta. São Paulo: Escola Politécnica da Universidade de São Paulo.

The Wall Street Journal. Retrieved December 29, 2015, from Auto Sales - Markets Data Center: <http://online.wsj.com/mdc/public/page/2_3022-autosales.html>.

TORENBEEK, E., Synthesis of Subsonic Airplane Design, Delft University Press, The Netherlands. 1976.

UIUC Applied aerodynamics group. UIUC Airfoil Coordinates Database, Disponível em: , Acesso em: Setembro de 2018. VERSTEEG, H. K.; MALALASEKERA, W. An Introduction to Computational Fluid Dynamics – The Finite Volume, v. 1, Longman House, Harlow, Essex, Inglaterra. 1995.

VIANA, D.R. Simulação Numérica de Perfis Aerodinâmicos de Alta Sustentação para Aplicação em um aerodesign, Trabalho de Conclusão de Curso, Faculdade Horizontina, Horizontina. 2014.

VILELA A., Jansson N. and Hoffman J., 2016, “Computation of Aeroacoustic Sources for a Gulfstream G550 Nose Landing Gear Model Using Adaptive FEM”, Computers and Fluids.

WHITE, F. M. Mecânica dos fluidos. 6ª edição, 2000.

WILLIAM E. BOEING DEPARTMENT OF AERONAUTICS & ASTRONAUTICS COLLEGE OF ENGINEERING. Flow visualization. Available in: <<https://www.aawashington.edu/AERL/KWT/techguide/flowviz>>. Access in November 10, 2019.

WILLIAMSON, C.H.K. VORTEX DYNAMICS IN THE CYLINDER WAKE. 1996, Ithaca, New York.

ZENITH AIRCRAFT. STOL, Short Take Off and Landing. Disponível em: Acesso em: 6 OUT. 2019.

ZENITH AIRCRAFT. Landing Gear. Disponível em: Acesso em: 6 OUT. 2019.

Anexo I

Apêndice I – Tabelas

Dados do experimento do coeficiente de pressão

Ângulo	ΔP	C_p
0	137,5667	0,919209
22,5	78,68919	0,525795
45	-26,4444	-0,1767
67,5	-139,159	-0,92985
90	-174,086	-1,16323
112,5	-154,159	-1,03008
135	-96,8229	-0,64696
157,5	-114,078	-0,76226
180	-77,4412	-0,51746
202,5	-117,105	-0,78249
225	-160,101	-1,06978
247,5	-169,289	-1,13117
270	-185,976	-1,24268
292,5	-105,307	-0,70365
315	-26,6714	-0,17822
337,5	84,77049	0,56643
360	137,1905	0,916696

Dados do experimento do coeficiente de arrasto

F	V	V(bloqueio)	F(corrigido)
[kg]	[m/s]	[m/s]	[Hz]
0,2362	10	9,7	23,8
0,3229	12,2	11,9	28,4
0,4004	14	13,5	33
0,4868	16,1	15,6	37,9
0,6039	18,1	17,4	42,4
0,7322	20	19,5	46,8
0,8817	22	21,2	51,6

Dados do experimento de calibração do túnel de vento

	Tubo de Pitot	Anemômetro
F[Hz]	V[m/s]	V[m/s]
1	0	0
2	0	0,2
3	0	0,4
4	0	0,9
5	1,9	1,5
6	2,2	1,8
7	2,8	2,2
8	3,3	2,6
9	3,7	3,1
10	4,1	3,5
11	4,6	4
12	5	4,4
13	5,6	4,8
14	6	5,2
15	6,4	5,7
16	6,8	6,1
17	7,2	6,5
18	7,7	6,9
19	8,1	7,3
20	8,5	7,7
21	9,1	8,2
22	9,4	8,5
23	10	9
24	10,4	9,5
25	10,7	10
26	11,3	10,4
27	11,7	10,9
28	12,2	11,4
29	12,6	11,7
30	13,1	12,1
31	13,5	12,4
31	14	12,8
33	14,4	13,4
34	14,9	13,9
35	15,4	14,3

36	15,7	14,8
37	16,1	15,2
38	16,7	16
39	17,1	16,3
40	17,5	16,7
41	18,1	17
42	18,4	17,4
43	18,7	17,9
44	19,3	18,2
45	19,7	18,3
46	20	18,9
47	20,6	19,1
48	21	19,4
49	21,6	19,9
50	22	20,1
51	22,4	20,3
52	22,7	21,1
53	23,3	21,3
54	23,7	21,7
55	24,1	22
56	24,7	22,2
57	25,1	22,7
58	25,4	23
59	25,9	23,3
60	26,2	23,5

Anexo II

COB-2019-1226

EXPERIMENTAL MEASUREMENTS ON THE FLOW OVER A SIMPLIFIED NOSE LANDING GEAR

Denner Sávio Santos

Odenir de Almeida

Federal University of Uberlândia, Experimental Aerodynamics Research Center – CPAERO, Av. Joao Naves de Avila, 2121, Uberlândia – MG.

dennersavio@outlook.com

odenir.almeida@ufu.br

Abstract. Landing gear (LG) is one of the dominant aircrafts drag and noise components at approach. Continued research efforts to reduce landing gear drag and noise are essential. This paper describes further development of a landing gear and presents results obtained from the wind tunnel testing of a simplified small-scale model nose landing gear. An Airbus A320 aircraft's typical configuration was selected as reference and a simplified LG was used as test-article. A nose landing gear was completely modeled using CATIA V5 and a 1/6 scaled landing gear model was used due to the size of the wind tunnel. The emphasis in this experiment was based on pressure distribution and velocity profiles behind the bluff body. Also, the aerodynamic drag coefficient has been evaluated in this work. Documented measures from other wind-tunnels have been taken for comparisons and verification of the experiment with computational fluid dynamics (CFD), through which there was an attempt to quantify the accuracy of our models, methods and assumptions. Despite the discrepancy in the Reynolds number, several results containing drag-coefficient, pressure distribution, velocity profiles and flow visualization are reported.

Keywords: experimental measurements; nose landing gear; bluff body; drag coefficient; aerodynamics.

1. INTRODUCTION

Landing gear (Rajesh, 2015) is one of the important parts of an aircraft, often referred to as undercarriage, being a structure, which is installed on the aircraft for the purpose to support the weight of the aircraft while it is on the ground and allows the aircraft for smooth maneuver such as takeoff and landing. They also must be resistant to corrosion, stress corrosion, hydrogen embrittlement, and crack initiation and propagation. Landing gear also provides mobility to the aircraft on ground or water (Vilela, 2016). It can reach the largest local load on the plane. Fig. 1 illustrate the A380 nose landing gear configuration, with details for the nomenclature of parts.

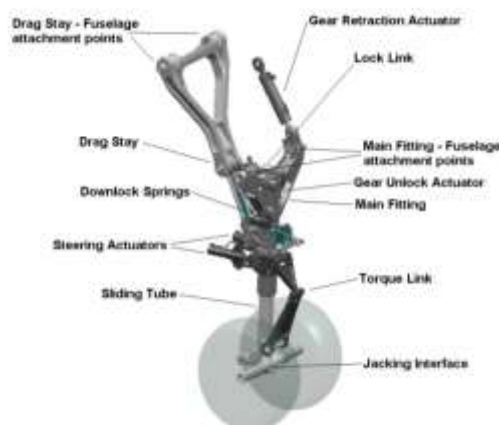


Figure 1. Airbus A380 nose landing gear. Source: Bernardini (2008).

Due to the increasing number of flights at airports worldwide, this has caused a steady increase in noise in these cities. More stringent legislation was created to reduce the amount of noise over cities around the world. Aircraft manufacturers were forced to initiate research, in which the focus would be the reduction of aircraft noise. Research started with tackling the most dominant component, engine noise (Boorsma, 2010). As a result, engine noise has been

reduced dramatically over the past decades, thereby increasing the relative importance of airframe noise for noise certification and environment considerations.

Landing gear noise can be the dominant component of airframe noise, especially for larger aircraft (Dobrzynski, 1997). In this case the total airframe noise can only be reduced significantly if all components are reduced by a similar amount, which makes reduction of landing gear noise essential. Purely designed to perform their main function, landing gears feature an extremely aerodynamically unfriendly shape. Due to this slightly aerodynamic geometry the interaction of airflow with protrusions and cavities gives rise to complex unsteady flow phenomena, constituting a powerful sound generating mechanism. So, landing gear produces noise at the same time drag.

The drag originating from the deployed landing gear of the aircraft is one of the significant contributors to overall airframe drag during aircraft approach (Eleonora, 2017). Making a good aerodynamic study is extremely important to the performance of an aircraft. This article will contribute to a nose landing gear analysis of a simplified nose landing gear, given that its geometry directly influences drag, aeroacoustic and pressure distribution.

At the present time it is common to find a range of articles with numerical analysis on nose landing gear, such as, LAGOON (Manoha, 2009), which analyzes aerodynamic experiments and initial aeroacoustic results. However, in relation to the experimental analysis it is very rare to find articles that discuss it. In engineering it is of great importance to confront numerical and experimental results. Therefore, this work aims to provide experimental data to be confronted with further numerical data (underway), generating more credibility to the study.

With the purpose of enriching the studies on experimental measurements in the flow on a simplified landing gear, this document presents selected data and of great relevance, considering all the difficulties to generate experimental data, such as the physical and digital construction of a model, access to equipment; wind tunnel, aerodynamic balance and pressure systems among other measurement accessories. The Lagoon nose landing gear used in this experiment was a 1:6 scale model which is based on the AirbusA320 aircraft. The nose landing gear was tested in the Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) at Federal University of Uberlandia. The main purpose was to validate the measurements techniques and to generate a full set of aerodynamic data for further numerical analysis through computational fluid dynamics (CFD), currently being used at the Laboratory. Further details of the experimental setup and results are being presented concurrently with this paper.

2. METHODOLOGY

2.1 Mathematical equations

Velocity in a flow field is a very important quantity and could be evaluated through different approaches. As for instance, by using a Pitot tube it is possible to quantify the velocity magnitude by Eq.(1). Other possibilities are hot-wire anemometry, Particle Image Velocimetry (PIV) among others measurement techniques.

Pressure, by itself, is a dimensional quantity. However, in aerodynamics it is more plausible to work with dimensionless values. Such a quantity is the pressure coefficient (C_p), as described by Eq.(2). The pressure coefficient is a dimensionless number which describes the relative pressures throughout a flow field in fluid dynamics. The pressure coefficient at a point near a body is independent of body size. Consequently, an engineering model can be tested in a wind tunnel, pressure coefficients can be determined at critical locations around the model, and these pressure coefficients can be used with confidence to predict the fluid pressure at those critical locations around a full-size aircraft.

The drag coefficient (C_d) is a number used to model all the complex dependencies of shape, inclination, and flow conditions on aircraft drag. The equation of the drag coefficient (Eq.3) is simply a rearrangement of the drag equation where it is solved for the drag coefficient in terms of the other main flow variables.

$$V = \sqrt{\frac{2\Delta p}{\rho}} \quad (1)$$

$$C_p = \frac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2} \quad (2)$$

$$C_d = \frac{F_d}{\frac{1}{2}\rho V_\infty^2 A} \quad (3)$$

2.2 Small scale prototype

With the help of CATIA V5 R19® a simplified model of the landing gear was designed. The landing gear was a 1/6 scale model and it was based upon the LAGOON project (Landing Gear NOise database for CAA validation) – Manoha (2009). In Fig. 2 it is possible to visualize the simplified model in 2D views and its dimensions in millimeters. Following, the model was manufactured using a MakerBot® 3D printer with an ABS filament of 1.75 mm diameter, all the parts of the model were made separately, glued, covered with resin, painted and finally joined forming the final assembly. The final model 3D-sketched is illustrated in Fig 3.

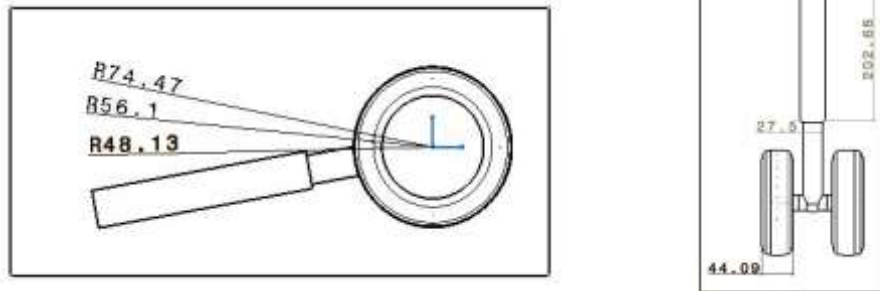


Figure 2. Test article dimensions (mm)



Fig. 3. Final landing gear model.

In Fig. 4 it is possible to visualize the simplified model and the real model used in the work of Manoha (2009), respectively.



(a) simplified model



(b) real model

Figure 4. Nose Landing Gear. (a) simplified model (b) real model – Manoha (2009)

The Lagoon was based on the design requirement, where the landing gear dimensions have been changed to suit the dimensions of the wind tunnel. The general dimensions of the model were chosen to be as large as possible with the constraint of a reasonable blockage coefficient at the closed test-section. There were two criteria to be met: the front area of the model should not occupy more than 10% of the flow section of the wind tunnel and there should be at least 10 cm between the model and the sidewalls. Which would mean a scale factor of 1/6 with respect to a nose landing gear of an Airbus aircraft. It was found that the distances of 10 cm in relation to the walls were being respected.

2.3 Experimental Setup

The Experimental Aerodynamics Research Center (CPAERO) at Federal University of Uberlandia offers complete support for experimental measurements of a small-scale prototype. The experiments were carried out in the 60 x 60 cm² wind tunnel (TV-60). The drive system of the wind tunnel comprises a 12-blade rotor driven by a 25 HP electrical engine responsible for creating the flow momentum in the tunnel. The flow velocity is driven by an electrical inverter which output varies from 0 to 60 Hz, which gives a flow velocity range from 0 to 28m/s. This subsonic wind tunnel is instrumented with pressure taps and analogic manometer. A Pitot tube and a digital manometer are used to calibrate the wind tunnel as well as to collect measured data in some experiments.

For the boundary layer profile assessment both multi-hole Pitot tube and hot-wire anemometry systems were available. For drag-force measurements 3-component and 6-component aerodynamic balances were available. Pressure distribution was achieved by a 64-channel pressure-transducer system and an Aeroprobe® 24-channel module and 5-hole Pitot tube. One of the experimental setups used in this research is sketched in Fig.5. A picture of the WT and its accessories are illustrated in Fig.6.

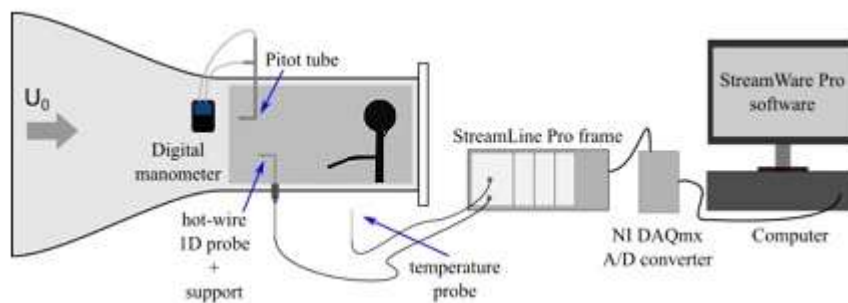


Figure 5. One of the laboratory setup used in this study.



Figure 6. TV(60) with the Aeroprobe® 5-hole accessory.

Figure 7 shows the nose landing gear model fixed in the 3-component balance in the sidewall of the wind tunnel (TV-60).

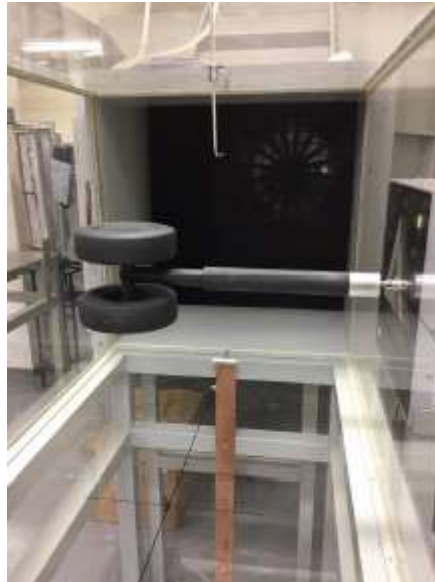


Figure 7. Wind Tunnel with the model fixed in the 3-component aerodynamic balance.

As reported by Almeida (2017), an improvement has been applied to this wind tunnel with inclusion of four wire-mesh screens and guide vanes after the fan, to straight the flow inside the channel. These modifications helped to decrease the turbulence intensity for levels around 0.5 – 0.8% inside the test section, providing a good flow quality with minimum distortion provided by the fan blades.

Another important quantity to be considered is the Reynolds number (Eq. 4). With the tabulated values of the air density and the dynamic viscosity as a function of temperature and pressure at infinity (freestream), respectively $\rho(T_\infty)$ and $\mu(T_\infty)$ and setting the flow velocity (V_∞) at operating condition of 16 m/s it was possible to calculate the value of the Reynolds number in function of the characteristic wheel-diameter D .

$$Re = \frac{\rho V D}{\mu} \quad (4)$$

For the current analysis the Reynolds number was of order 1.5×10^5 , at least one order of magnitude less than those considered for real landing gear application. This is important to emphasize since Reynolds and Mach number are the governing parameters for such aerodynamic analysis i.e., the results are Re and M number dependent.

3. EXPERIMENTAL RESULTS

3.1 Boundary layer-profile

In order to measure the boundary layer profile of the wind tunnel used for this paper, an experiment was carried out in which the wind tunnel was set at a constant velocity of 16 m/s, the runoff was subjected to a room temperature of 26°C. With the aid of the pressure system and the anemometer it was possible to measure the pressure variation along the vertical position upstream the landing gear model, where the anemometer was displaced in the vertical direction of the wind tunnel. Given Eq. (1), the velocity was calculated. The graph of the profile of the boundary layer was plotted in Fig.8 where on the ordinate-axis is the displacement in (mm) and at the abscissa the velocity in (m/s). This result is in accordance with other measurements performed at the laboratory and consistent with data from Silva-Pinto (2016). The boundary layer profile would be helpful to be used in upcoming CFD simulations for this landing gear, since the upstream entry condition could be properly set in accordance with the wind tunnel measurement.

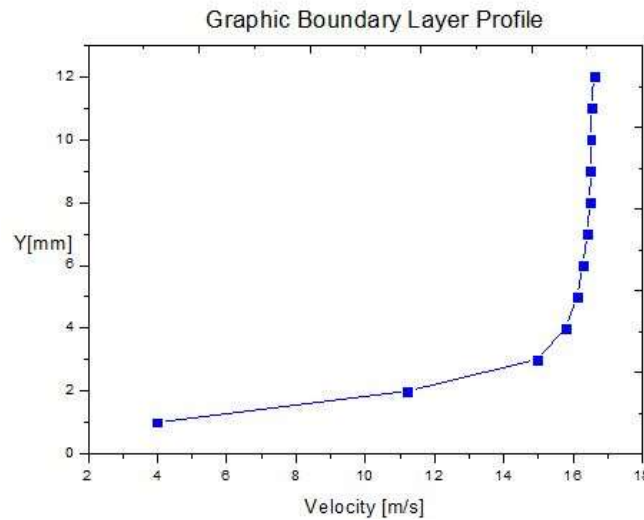


Figure 8. Graphic of the boundary layer profile.

3.2 Drag Coefficient

The experiment to obtain the drag coefficient was performed by configuring the wind tunnel at three different velocities varying from 12 m/s, 16 m/s and 20 m/s. The landing gear was fixed on the aerodynamic balance by means of a rigid screw-connection at the main axle of the balance. As the output of the aerodynamic balance was based on mass (kg), at the start of the test, the mass data was acquired by considering a row of measurements, e.g., at least three row of 10 measurements each, then the values were averaged, multiplied by the gravitational constant, and the drag force was obtained and consequently the drag-coefficient. The density was calculated based on the test-section temperature and pressure at which it was 27°C. The front area of the landing gear was calculated previously in the software Catia® and it was considered at the coefficient calculation. Fig. 9 presents the drag-coefficient curve (values) for the three tested-conditions.

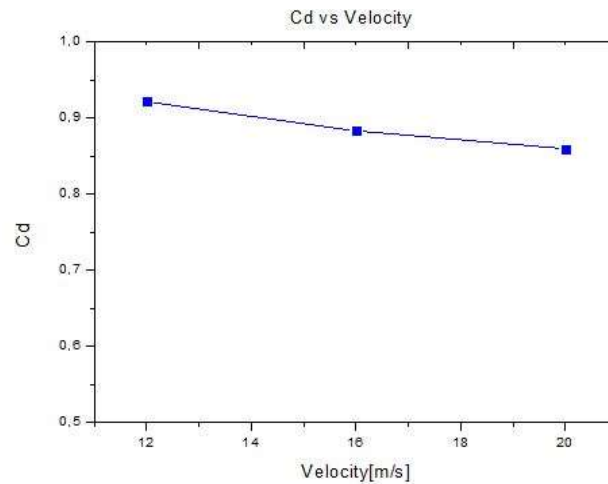


Figure 9. Graph of the Cd as a function of velocity by considering 3 test-points.

It should be noted that there is no other experimental data from this nose landing gear, at least registered in the opened literature. As mentioned before, the value of the drag coefficient is Reynolds dependent and these values must be compared with other experimental or numerical database, in order to check the levels and repeatability.

3.3 Pressure distribution on the wheel

One of the wheels of the nose landing gear was instrumented with a pressure tap (0.8 mm diameter). As the wheel could be rotated, a graduated scale at angles of 20 degrees by 20 degrees was printed in the main axle. The internal hose was passed through the left wheel, junction and main leg leaving the wind tunnel section from the bottom of the test-section by means of a perforated connection (screw). Figure 10 illustrates the 3D-drawing for showing the hollow parts of the landing gear and the final assembly with the hose installed on in.



Figure 10. Experimental setup for wheel pressure measurement.

The following measurements were performed with a 64-channel pressure transducer module AA-TVCR2®. This module was designed to receive static pressure and total pressure (differential pressure). The differential pressure is then measured, having as the reference the static pressure inside the test-section. Before starting the acquisition a simple calibration check was performed by comparing the measurements taken by the module with a simple Pitot tube placed in the empty tunnel in the middle of the main stream and a static pressure tap on the wall, respectively in the same planes (perpendicular to the flow) as the total and static pressure jacks of a simple reference Pitot probe. With the appropriate pneumatic connections in the module, 5 different flow velocities, the set dynamic pressure values and the reference Pitot were observed. The values obtained with the module were all very close to 94% of the value of the Pitot system. This enabled us to conclude the reliability of the module for all channels.

The static pressure tap was already attached to the tunnel wall and the module's total pressure tap must be connected to the hose connected from the inside to the model wheel hole. The pressure taken on the wheel is unique, so the wheel angle was rotated from 0° to 360° by varying it in a step of 20°, thus making measurements throughout its revolution. The aim was to take measurements with different angles, describing a complete rotation and thus having the pressure profile around the wheel, as if there were several holes on it. The results are shown below in the form of dimensionless pressure, i.e., the pressure coefficient C_p according to Fig.11.

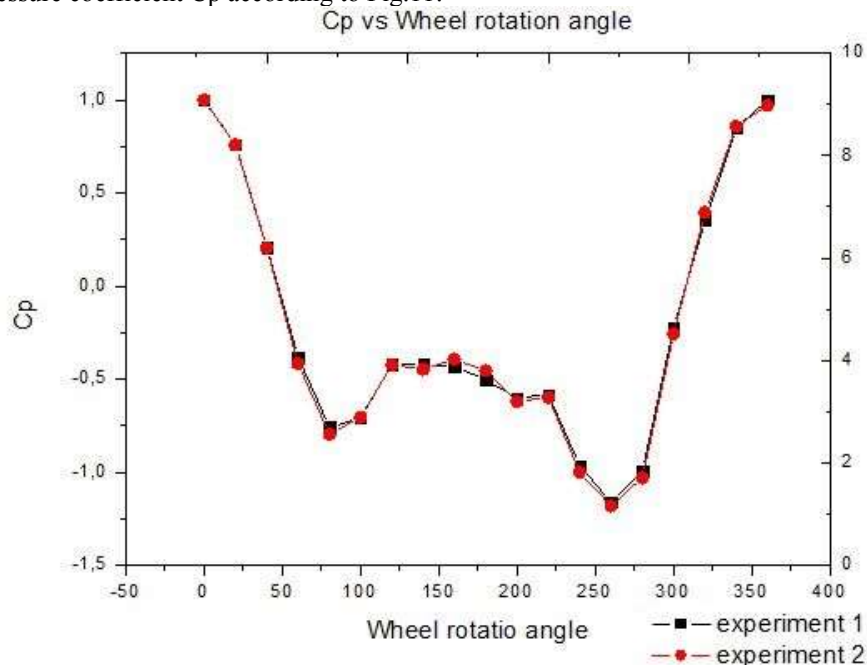


Figure 11. Wheel pressure distribution from 0° up to 360°.

The pressure distribution is quite consistent with the original work of Manoha et al. (2009), where the trend of the curve is kept almost the same with the levels for same angular position very similar. It is important to observe the two passages to 0 which roughly correspond to the positions 45 and 315 degrees, i.e., the positions of the hole in the static pressure outlet. This means that the current lines are tangent to the surface of the wheel. There are two local minimums at 80 and 260 degrees that indicate the presence of 2 boundary layer detachments at these locations. The profile of C_p around the wheel of the NLG and around a single cylinder are very similar. However, in the case of the cylinder, the

graph is symmetrical, whereas it is not the case of the wheel: the second local minimum is smaller than the first. This means that the cylinder can be associated with the wheel, the asymmetry of the C_p comes from the asymmetry of the rest of the model and, consequently, the turbulence generated by the axis of the support wheel and the central arm.

As mentioned, despite both Mach and Reynolds number differences, this work was aimed to provide the capabilities to experimentally assess the aerodynamics of a nose landing gear by providing data for further CFD simulations. It is believed that this goal has been achieved.

3.4 Preliminary Flow Visualization

In the original work of Manoha et al. (2009), due to the high Reynolds number flow, the authors illustrate the boundary layers transition by means of using artificial tripping. One of the motivations for doing that is to correctly provide data for CFD validation which requires to know the exact position of transition on the wheels and main axle and leg. Figure 12 presents some pictures from the work of Manoha et al. (2009), showing 4 successive acenaphthene visualizations to adjust position and nature of device – combination of zig-zag (on wheels) and cad-cut (on cylinders).



Figure 12. Boundary layer transition – artificial tripping, from work of Manoha et al. (2009).

In this work, a very simple technique of combining kaolin with kerosene – china clay method – was applied to the nose landing gear configuration in the wind tunnel at 16 m/s flow speed. As mentioned, no tripping device was applied, and the flow was kept uniform during the time from which the pictures were taken. Unfortunately, at the time of this visualization, there were no studio-lights for removing reflections and blurring from the pictures taken, so, a high quality was not properly achieved. However, some of the flow pattern over the wheel and main axle was possible to obtain. Figure 13 summarizes the preliminary flow visualizations gathered at the time of this work.



Figure 13. Preliminary flow visualization from China clay technique.

Despite the very simple technique, some characteristics of the flow pattern over the wheel, main leg and axle could be identified at the light of the results from Manoha et al. (2009). In addition, it helps to explain what was seen in the wheel pressure distribution. The large area between the two recesses at the rear of the landing gear is a low-pressure zone (lowest C_p 's) what is responsible for the drag.

The boundary layer transition is commonly affected by upstream turbulence, roughness of the model surface, model orientation inside the test-section, model vibrational-modes among other variables. At this time, it is believed that a more dedicated work could be carried out to help better characterize the flow pattern over this nose landing gear. Results are given for just an overview of the phenomena.

4. CONCLUDING & REMARKS

This work was aimed to investigate the flow over a simplified nose landing gear and to validate the measurements techniques and to generate a full set of aerodynamic data for further numerical analysis through computational fluid dynamics (CFD), currently being used at the Laboratory. Based on the difficult of generating experimental data, such as the physical and digital construction of a model, access to equipment, wind tunnel, aerodynamic balance and pressure systems among other measurement accessories, this work has provided some results that could be helpful to enhance the capability of doing experiments at small scale wind tunnels. Results were expressed in terms of drag coefficient, wheel pressure distribution, boundary layer profile and flow visualization. The boundary layer profile was measured as a matter of providing upstream condition for CFD simulation. The nose landing gear drag evaluation for this model configuration was something new, since no other data was identified – so far – in the open literature. The wheel pressure distribution was consistent, as expected, the value of C_p did not exceed 1, since the maximum value is reached when the orifice is facing the flow. The flow visualization helped to confirm the pressure distribution over the wheel. Following, the next steps for this work would be the computational fluid dynamics (CFD) by considering steady-state and transient simulations and performing a complete analysis through comparisons with these data and complementary wind tunnel experiments that could be carried out by demand of the research.

5. ACKNOWLEDGEMENTS

The authors thank UFU for supporting the development of this work and for funding the participation on this event.

6. REFERENCES

- Dobrzynski W., Leung C.C, Malcolm S., Antoine B., Olivier D., and Nicolas M., 2010, “Experimental assessment of low noise landing gear component design”, *International Journal of Aeroacoustics*, Vol. 9, No. 6, pp.763–786.
- Eleonora Neri, John Kennedy, Gareth J. Bennett., “Bay Cavity Noise for Full-Scale Nose Landing Gear: A comparison between experimental and numerical results”. *Aerospace Science and Technology*”, Dublin- Ireland, 2017.
- K. Boorsma, X. Zhang, N. Molin, Landing gear noise control using per-forated fairings, *Acta Mech. Sin.* 26(2) (2009) 159–174.
- Manoha E., Jean B. and Vlad C., 2009, “LAGOON: further analysis of aerodynamic experiments and early aeroacoustics results”, *30th AIAA Aeroacoustics Conference*. Miami, Florida
- Rajesh A, BT Abhay, 2015, “Design and Analysis Aircraft Nose and Nose Landing Gear”, *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*. Vol. 4, pp. 100014.
- Vilela A., Jansson N. and Hoffman J., 2016, “Computation of Aeroacoustic Sources for a Gulfstream G550 Nose Landing Gear Model Using Adaptive FEM”, *Computers and Fluids*.

7. RESPONSIBILITY NOTICE

The author(s) is (are) the only responsible for the printed material included in this paper.