

ANTEPROJETO DE UMA BALANÇA AERODINÂMICA PARA TÚNEL DE VENTO

Luís Miguel da Rocha Lopes dos Santos

Dissertação de Mestrado

Orientador: Prof. Álvaro Henrique Rodrigues

Coorientador: Eng. Miguel Marques



Mestrado Integrado em Engenharia Mecânica

Junho 2021

À minha família, colegas e amigos...

Resumo

A importância da energia eólica como fonte primária na geração de eletricidade é hoje dia evidente, prevendo-se ainda o seu crescimento nas próximas décadas. A evolução da tecnologia tem levado a aerogeradores de cada vez maiores dimensões. Mas a característica intermitente do vento é também um facto conhecido que, combinado com a grande dimensão dos rotores, conduz a maiores solicitações e à fadiga dos materiais, resultantes da separação aerodinâmica do escoamento em torno das pás, entre outros fenómenos.

A instalação de dispositivos *Active Flow Control* nos aerogeradores apresenta-se como uma proposta para mitigar estes efeitos negativos. Antes de serem incorporados nas pás dos aerogeradores e integrados nos mecanismos de controlo, os AFC necessitam de ser testados, nomeadamente em túneis de vento.

O objetivo deste trabalho foi desenvolver o anteprojeto de uma balança de forças capaz de medir as cargas aerodinâmicas e respetivas flutuações aplicadas num perfil alar no túnel de vento do INEGI. Para isso, foram estudados os dispositivos AFC já desenvolvidos e os procedimentos de testagens mais comuns, tendo sido concluído que, para avaliar, a eficiência dos AFC, numa primeira fase, é suficiente analisar o seu impacto no perfil alar de um ponto de vista bidimensional.

Para definir as especificações técnicas da balança, foi feita uma análise das forças por comparação com outros testes relacionados com AFC e pela definição das dimensões de um modelo de perfil alar.

Um sensor piezoelétrico tri-axial foi escolhido devido a sua alta frequência natural (5000 Hz), capacidade máxima (200 N), alta sensibilidade (-26 pC/N) e baixa *cross-talk*.

A estrutura da balança foi modelada num *software* CAD 3D com motor, *encoder* e redutor escolhidos de forma a possibilitar a variação do ângulo de ataque.

Force Balance Preliminary Design for Wind Tunnel

Abstract

The importance of wind energy as a primary source of electricity generation is evident today. The evolution of this technology has led to increasingly larger wind turbines. But the wind speed fluctuations combined with the large size of the rotors, leads to greater stresses and fatigue of the materials, resulting from the aerodynamic separation of the flow around the blades, among other phenomena.

The installation of Active Flow Control devices in the wind turbine is being proposed as a solution. Before being incorporated into wind turbine blades and integrated into control mechanisms, AFCs need to be tested, namely in wind tunnels.

The aim of this work was to develop the preliminary design of a force balance capable of measure the aerodynamic loads applied on an airfoil in INEGI's wind tunnel. For this, the devices that were already developed were studied as well as the most common testing procedures. It was concluded that in order to evaluate the AFC technologies efficiency it is sufficient to analyze its effects on the airfoil from a 2D perspective. Thus, the balance objective was to measure lift and drag forces.

An analysis was made on the forces expected to be measured and on the airfoil natural frequencies in order to define the balance technical specifications.

In order to define the balance technical specifications, an analysis was made on the forces by comparison with other AFC related tests and by defining an airfoil model dimensions.

A tri-axial piezoelectric sensor was chosen given its high natural frequency (5000 Hz), maximum capacity (200 N), high sensitivity (-26 pC/N) and low cross talk.

The force balance structure with a motor, encoder and gearbox in order to change the angle of attack was modeled in a 3D CAD software.

Agradecimentos

A realização de uma dissertação é sempre um grande desafio ainda para mais quando feita sob condições pandémicas, com reuniões não presenciais e sem a possibilidade de visitas mais frequentes ao INEGI. No entanto, a perseverança e o apoio e incentivo de certas pessoas facilitou todo o processo. Queria deixar os meus agradecimentos a todos que de alguma forma contribuíram para a realização deste trabalho:

- ao Prof. Álvaro Rodrigues, orientador deste trabalho, pela forma sábia como sempre me apoiou;
- ao Eng. Miguel Marques, coorientador do trabalho, pela forma como sempre me recebeu no INEGI e como me transmitiu conhecimento ao longo do semestre;
- a todos os amigos que fui conhecendo ao longo deste curso, sem eles estes anos não teriam passado tão rápido;
- à minha família, por me terem sempre apoiado ao longo deste percurso;
- ao INEGI, pela oportunidade da realização da dissertação numa área que sempre me interessou.

Índice de Conteúdos

Capítulo 1 Introdução	1
1.1 - Enquadramento do trabalho e motivação	1
1.2 - Túnel de vento do INEGI	1
1.3 - O papel das tecnologias de controlo ativo do escoamento.....	2
1.4 - Objetivos da dissertação	3
Capítulo 2 Revisão bibliográfica.....	5
2.1 - Evolução da energia eólica	5
2.2 - Métodos Passivos de Controlo do Escoamento.....	8
2.2.1 - Regulação passiva da potência	8
2.2.2 - Vortex generators	8
2.2.3 - Blade serrations	9
2.2.4 - <i>Slat</i>	11
2.3 - Conceitos teóricos relacionados com AFC	11
2.3.1 - Efeito de Coandă	12
2.3.2 - Teorema de Kutta-Jowkowski	12
2.4 - Túneis de vento	13
2.4.1 - Componentes do túnel	14
2.4.2 - Tipo de circuito	14
2.4.3 - Secção de teste	15
2.4.4 - Velocidade do escoamento.....	16
2.5 - Balanças de forças.....	16
2.5.1 - Eixos de referência.....	17
2.5.2 - Balanças externas de 6 componentes	17
2.6 - Sensores de força	19
2.6.1 - Extensómetros	20
2.6.2 - Fibre Bratt Grating	20
2.6.3 - Sensores piezoelétricos	21
2.7 - Sensores compactos de 6 componentes.....	21
Capítulo 3 Mecanismos de controlo ativo	27
3.1 - Tipos de atuador	28
3.1.1 - Atuadores fluidicos	28
3.1.2 - Atuadores de plasma	29

3.1.3 - Atuadores mecânicos.....	30
3.2 - Parâmetros de controlo	30
3.3 - Tipos de atuação.....	31
3.3.1 - Controlo de circulação	31
3.3.2 - Controlo de separação do escoamento	37
3.4 - Testes de AFC em túneis de vento.....	40
3.4.1 - Vortex generators	41
3.4.2 - Controlo de separação através de sucção	42
3.4.3 - Microtab e gurney flap	42
3.4.4 - Micro-Jatos	43
3.4.5 - Jatos de <i>Coandă</i>	44
3.5 - Integração de AFC nos aerogeradores.....	45
Capítulo 4 Balança aerodinâmica	47
4.1 - O túnel de vento do INEGI	47
4.2 - Definição das dimensões dos modelos.....	49
4.3 - Análise das forças	53
4.4 - Análise das frequências naturais	56
4.5 - Escolha do sensor	59
4.5.1 - Sensor compacto vs Balança de forças	59
4.5.2 - Escolha do sensor compacto e do amplificador de sinal	60
4.6 Solução construtiva.....	63
4.6.1 - Orientação do modelo	63
4.6.2 - Motorização	64
4.6.3 - Rigidez da estrutura	66
Capítulo 5 Conclusões e perspectivas de trabalhos futuros.....	69
Capítulo 6 Referências	71
ANEXO A: Catálogo do sensor	77
ANEXO B: Catálogo do motor e redutor	78
ANEXO C: Catálogo do sistema de aquisição de dados.....	79

Índice de Figuras

Figura 1 - Uma das primeiras turbinas eólicas, construída por James Blyth em 1891.	6
Figura 2 - Turbina Smith-Putnam nos EUA.	6
Figura 3 - Turbina Gedser na Dinamarca.	6
Figura 4 - Curva do coeficiente de potência de 2 modelos de aerogeradores	7
Figura 5 - Aerogerador equipado com vortex generators [8].	9
Figura 6 - Comparação do grau de percepção de ruído entre várias fontes sonoras [12].	10
Figura 7- Pás de aerogeradores equipadas com blade serrations.....	10
Figura 8 - Representação esquemática de uma slat [16].	11
Figura 9 - Efeito de Coandă demonstrado numa colher.....	12
Figura 10 - Vórtices formados no escoamento sobre um perfil alar [98].....	13
Figura 11 - Representação esquemática do túnel de vento da UC Davis [19].....	14
Figura 12- Túnel de vento da Daimler-Benz Aerospace Airbus em Bremen, Alemanha [20].	15
Figura 13 - Vista de topo do túnel de vento do Defence Establishment Research Agency (DERA) [20]. ...	15
Figura 14 - Representação dos eixos de referência relativos ao vento.	17
Figura 15 - Representação esquemática de uma balança de fios com 6 componentes [20].	18
Figura 16 - Representação esquemática de uma balança de plataforma com 6 componentes [20].	18
Figura 17 - Representação esquemática de uma balança yoke com 6 componentes [20].	19
Figura 18 - Representação esquemática de uma balança de pirâmide com 6 componentes [20].....	19
Figura 19 - Princípio de funcionamento de sensores piezoelétricos [21].	21
Figura 20 - Sensor de força de veio cruzado com 4 veios [22].	22
Figura 21 - Balança de tipo Stewart [25].	23
Figura 22 - Sensor de coluna equipado com células de carga [22].....	24
Figura 23 – Ramificações das tecnologias de Active Flow Control.	27
Figura 24 - Funcionamento de um synthetic jet [46].	28
Figura 25 - Vista de topo de um sweeping jet [35].....	29
Figura 26 - Configuração de um atuador plasma DBD [83].	30
Figura 27 - Influência de estratégias ativas de controlo de circulação na curva de sustentação [18].	32
Figura 28 - Aeronave criada pela WVU com atuação ativa.	32
Figura 29 - Representação esquemática de controlo de circulação baseado no efeito de Coandă [55]. ..	34
Figura 30 - Representação esquemática de um atuador do tipo microtab [61].	34
Figura 31 - Representação esquemática de micro-tabs e Gurney flaps [58].....	35
Figura 32 - Pá em modelo reduzido equipada com microtabs intercaladas [63].	36

Figura 33 - Representação esquemática de trailing edge flaps [68].	36
Figura 34 - Influência de estratégias ativas de controlo de separação do descolamento na curva de sustentação [18].	37
Figura 35 - Instalação dos atuadores no Boeing 757 [70].	38
Figura 36 - Tiltrotor que foi equipada com synthetic jets [71].	38
Figura 37 - Efeito de um atuador para controlar separação do escoamento [73].	39
Figura 38 - Representação esquemática de um jato coflow. [84]	40
Figura 39 - Asas equipadas com fendas de sucção [47].	40
Figura 40 - Mecanismo de atuação das GF. [16]	43
Figura 41 - Anemómetro posicionado na secção de teste, vista do difusor de saída.	47
Figura 42 - Zona de contração e secção de testes do túnel do INEGI.	48
Figura 43 - Representação esquemática do túnel do INEGI.	48
Figura 44 - Curva de sustentação para um perfil NACA 0012 inalterado, $Re=2,9 \times 10^5$ [99].	52
Figura 45- Sensor 9317C da KISTLER [106].	60
Figura 46 - Cristal transversal sujeito a força de corte e vertical [107].	61
Figura 47 - Representação esquemática do interior do sensor 9137C [107].	62
Figura 48 - Modelação tridimensional do túnel de vento do INEGI equipado com modelo NACA 0012. ...	63
Figura 49 - Pormenor do conjunto redutor/motor/encoder/sensor/placa intermédia.	65
Figura 50 - Vista de frente do sensor.	66

Índice de Tabelas

Tabela 1 – Especificações técnicas de vários túneis de vento onde já foram realizados testes relacionados com AFC.....	49
Tabela 2 – Dimensões e parâmetros relevantes associados ao modelo.	51
Tabela 3 – Sumário das forças e dimensões de trabalhos experimentais (Controlo de Circulação).	54
Tabela 4 – Sumário das forças e dimensões de trabalhos experimentais (Controlo de Separação).	54
Tabela 5 - Valores limites de forças e coeficientes encontrados na bibliografia.	55
Tabela 6 – Raízes da equação de frequências [81].	57
Tabela 7- Valores usados no cálculo das frequências naturais.	58
Tabela 8 – Resultados dos cálculos das frequências naturais.	58
Tabela 9 – Resultados dos cálculos das frequências naturais para os vários perfis alares.	59
Tabela 10 – Principais especificações técnicas do sensor 9317C.	61
Tabela 11 – Especificações técnicas mais relevantes do motor ST4209S1404-B.	64
Tabela 12 – Razão de transmissão do redutor e consequências cinemáticas.	64

NOMENCLATURA

A - Área.

$\{a\}$ - Vetor de calibração (componente não linear).

AR - *Aspect Ratio*.

$\beta_n L$ - Raízes da equação de frequências.

c - Corda do perfil alar.

c_μ - Coeficiente de impulso.

$[C]$ - Matriz de calibração.

C_D - Coeficiente de arrasto.

C_L - Coeficiente de sustentação.

D - Força de arrasto.

E - Módulo de Young.

ε - Deformação mecânica.

F^+ - Frequência adimensional.

f_{AFC} - Frequência de atuação.

GF - *Gauge factor*.

h - Flecha do perfil alar.

I - Momento de Inércia.

k - Constante de rigidez.

L - Força de sustentação.

m - Massa.

$\dot{m}_{inj}$ - Caudal mássico injetado pelo atuador.

M_x - Momento de rolamento.

M_y - Momento de arfagem.

M_z - Momento de guinada.

σ - Tensão atuante no extensómetro.

θ - Coeficiente de solidez.

P_{elet} - Potência eléctrica.

P_e - Coeficiente foto elástico.

ρ - Massa volúmica.

r_{bf} - Raio do bordo de fuga.

ΔR - Variação da resistência de um extensómetro.

R_G - Resistência inicial de um extensômetro.

Re - Número de Reynolds.

S - Força lateral.

s - Envergadura.

T - Força global de impulso gerada pelo atuador plasma.

TB - Taxa de bloqueio.

Γ - Circulação

ζ - Coeficiente termo-óptico.

t - Espessura máxima do perfil alar.

U - Tensão de saída do sistema de medição.

U_∞ - Velocidade do escoamento livre.

λ_b - Comprimento de onda de *Bragg*.

ν - Viscosidade cinemática.

v_{inj} - Velocidade do jato.

V - Campo vetorial de velocidades.

ω_n - Frequência natural.

x - Comprimento característico (corda ou distância entre atuador e bordo de fuga).

x/c - Posicionamento do atuador adimensional.

GLOSSÁRIO

AFC – *Active Flow Control.*

AFM3 - *Aerodynamic Figure of Merit.*

AJVG - *Air Jet Vortex Generators.*

BEM – Método dos elementos de fronteira.

CIT – Centro de Interface Tecnológico.

CRANE - *Control of Revolutionary Aircraft with Novel Effectors.*

DARPA - *Defense Advanced Research Projects Agency.*

DBD – *Dielectric Barrier Discharge.*

FBG – *Fibre Bratt grating.*

GF – *Gurney flaps.*

IPAC - Instituto Português de Acreditação.

INEGI - Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial.

LAC - Laboratório de Aerodinâmica e Calibração.

LCOE – Custo Nivelado de Energia.

LIDAR - *Light Detection And Ranging.*

MT – *Microtabs.*

NASA – *National Aeronautics and Space Administration.*

NFAC - *National Full-Scale Aerodynamics Complex.*

TRL - *Technology Readiness Level.*

RNA –Redes Neurais Artificiais.

V-STOL – *Vertical/Short Take-Off and Landing.*

VG – *Vortex generators.*

WVU – *West Virginia University.*

Capítulo 1 Introdução

1.1 - Enquadramento do trabalho e motivação

A indústria eólica está em constante evolução. Várias estratégias foram sendo propostas ao longo dos anos com o objetivo de reduzir os custos de manutenção e operação e aumentar a produção, tornando esta forma de produção de energia mais competitiva.

Ao longo dos anos verificaram-se várias melhorias ao nível dos perfis alares, mecanismos de controlo e do controlo passivo do escoamento sendo que, atualmente, existe um novo desafio, as tecnologias de controlo ativo do escoamento.

Atualmente, estas tecnologias, também conhecidas como *Active Flow Control (AFC)*, são alvo de muitos estudos de modo a avaliar a sua viabilidade para controlar as flutuações das cargas aerodinâmicas, controlar as vibrações nas pás, mitigar a separação do escoamento ou reduzir o ruído aerodinâmico.

Apesar da grande precisão dos modelos numéricos para análises de escoamentos, estes continuam a necessitar da validação dos seus resultados experimentalmente, através de testes em túneis de vento e da medição das cargas aerodinâmicas.

O INEGI, no seu Laboratório de Aerodinâmica e Calibração (LAC), dispõe de um túnel de vento onde poderão ser testados mecanismos de controlo ativo do escoamento. A proposta deste trabalho surgiu da parte do INEGI e tem como objetivo a definição das especificações e anteprojeto de uma balança aerodinâmica visando a medição das cargas aerodinâmicas associadas à utilização de *AFCs*.

1.2 - Túnel de vento do INEGI

O INEGI – Instituto de Ciência e Inovação em Engenharia Mecânica e Engenharia Industrial, é um Centro de Interface Tecnológico (CIT). Foi fundado em 1986, vocacionado para a investigação, inovação e utilização de tecnologia orientada no setor industrial. Tem como missão a contribuição para o desenvolvimento da indústria e da economia em geral, através da inovação de base científica e tecnológica [1].

O objetivo do trabalho é a realização do anteprojeto de uma balança de forças e momentos para testes no túnel de vento do INEGI que se encontra no Laboratório de Aerodinâmica e Calibração (LAC). O LAC encontra-se devidamente acreditado pelo Instituto Português de Acreditação (IPAC) e é

usado para ensaios e calibração de vários equipamentos associados a medições de velocidades e direções de escoamentos, como por exemplo: anemômetros de copos, termo anemômetros, tubos de Pitot, entre outros [2].

Para além da calibração de equipamentos, o túnel já foi usado para ensaios experimentais aerodinâmicos, por exemplo: ensaios de validação do desenvolvimento de anemômetros sônicos, ensaios de estabilidade a triângulos de sinalização rodoviária, avaliação da resposta de micro-aerogeradores sob condições controladas de vento ou ensaios aerodinâmicos numa estrutura treliçada de um cimbre [2].

1.3 - O papel das tecnologias de controlo ativo do escoamento

Nos últimos anos, tem-se verificado uma tendência para o aumento do tamanho dos aerogeradores de modo a maximizar a energia bruta produzida. O aumento das cargas aerodinâmicas associadas cria uma necessidade de novos métodos de controlo capazes de reduzir as cargas e mitigar as suas oscilações, reduzindo os custos de manutenção e aumentando o tempo de vida dos equipamentos.

As novas tecnologias de controlo ativo do escoamento (*Active Flow Control* ou *AFC*) propõem-se a mitigar as flutuações de carga, mitigar a separação do escoamento ou reduzir o ruído aerodinâmico, atuando de forma rápida permitindo reagir a mudanças repentinas das condições atmosféricas.

Atualmente, os únicos métodos de controlo ativo implementados em aerogeradores são o controlo do ângulo de *pitch* e *yaw*. No entanto, têm respostas muito lentas devido à elevada inércia dos equipamentos. As novas tecnologias *AFC* em desenvolvimento usam equipamentos simples e leves que permitem uma atuação muito mais rápida.

Testes em túneis de vento relacionados com *AFC* revelaram-se promissores, classificando o grau de maturação da tecnologia no nível 6 segundo a escala TRL (*Technology Readiness Level*) da NASA [3]. Para atingir o próximo nível, falta, agora, avaliar a sua viabilidade em ambiente operacional. Para isso, é importante definir quais são as tecnologias com mais margem de progressão, concentrar os esforços nessas tecnologias, otimizar parâmetros de funcionamento e procurar validação experimental numa escala tridimensional, uma vez que a maior parte dos testes considera simplificações bidimensionais, ignorando 3 graus de liberdade que tornam o escoamento muito mais complexo [4].

1.4 - Objetivos da dissertação

Os objetivos definidos no início do semestre para esta dissertação foram os seguintes:

- Listar os requisitos para a realização de ensaios experimentais de *AFC* no LAC do INEGI;
- Especificar uma cadeia de medida e selecionar uma solução de balança aerodinâmica;
- Realizar o anteprojeto da balança, considerando os requisitos listados.

Devido a limitações de tempo, o objetivo do trabalho não envolve a fase de construção da balança e testagem no túnel de vento. No entanto, os resultados do trabalho poderão ser a base de um eventual projeto a realizar pelo INEGI.

Capítulo 2 Revisão bibliográfica

As fontes de energia convencionais foram usadas durante décadas sem que fosse questionado o seu impacto ambiental, social e político. Contudo, as preocupações globais com o ambiente e a sustentabilidade têm conduzido a políticas de incentivo ao desenvolvimento da produção de energia a partir de fontes renováveis, sendo que, em anos recentes, a energia eólica é uma das que apresenta maiores taxas de crescimento. Para continuar a manter esta fonte de energia economicamente competitiva é necessário melhorar a eficiência das tecnologias de conversão já existentes. A evolução deve passar pela redução do custo nivelado de energia, LCoE, através do aumento do tempo de vida útil dos aerogeradores, do aumento de produção de energia e da redução dos custos de operação e manutenção.

Nas últimas décadas tem-se verificado uma tendência para o aumento do tamanho dos aerogeradores de modo a que seja possível captar mais energia. Contudo, o aumento do tamanho, em conjunto com as cargas de vento oscilantes, introduz fenómenos de fadiga que reduzem o tempo de vida dos equipamentos. Torna-se, por isso, importante introduzir novos métodos de controlo de modo a reduzir as cargas excessivas e a evitar oscilações nas cargas aerodinâmicas.

2.1 - Evolução da energia eólica

A energia do vento é aproveitada há vários séculos para outros fins, muito antes da produção da eletricidade: os barcos à vela já eram movidos pela força do vento, os moinhos, que mais tarde inspirariam as tecnologias atuais, convertiam energia eólica em energia mecânica para moer cereais ou para bombear água. No entanto, com o desenvolvimento da civilização humana, a energia eólica surge como uma opção viável para geração de energia elétrica. No final do séc. XIX aparecem os primeiros protótipos que iriam dar origem aos aerogeradores atuais (Figura 1). Porém, é durante o séc. XX que as tecnologias sofrem maiores progressos, sendo os Estados Unidos da América e, principalmente, a Dinamarca os países que mais contribuíram para esse desenvolvimento.

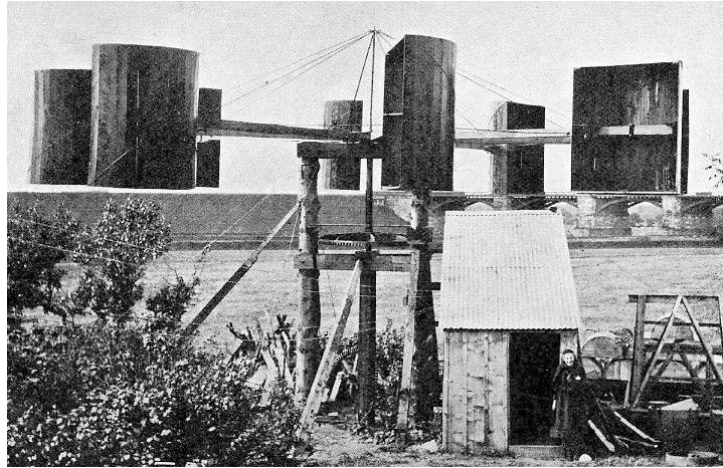


Figura 1 - Uma das primeiras turbinas eólicas, construída por James Blyth em 1891.

Entre as construções mais avançadas em meados do séc. XX encontram-se a turbina Balaclava, localizada na Crimeia e pertencente à antiga URSS, que tinha 30 m de diâmetro e uma potência nominal de 100 kW, construída em 1931; a turbina Andrea Enfield com 24 m de diâmetro e 100 kW de potência nominal, construída no início da década de 50 no Reino Unido; a turbina Gedser (Figura 3) construída na Dinamarca em 1956 com potência nominal de 200 kW e 24 m de diâmetro e a turbina Smith-Putnam (Figura 2), que foi construída em 1941 nos EUA e que até 1979 foi a maior turbina alguma vez construída com 53 m de diâmetro e potencial nominal de 1,25 MW, contudo só esteve ativa 1100 horas devido a problemas operacionais.

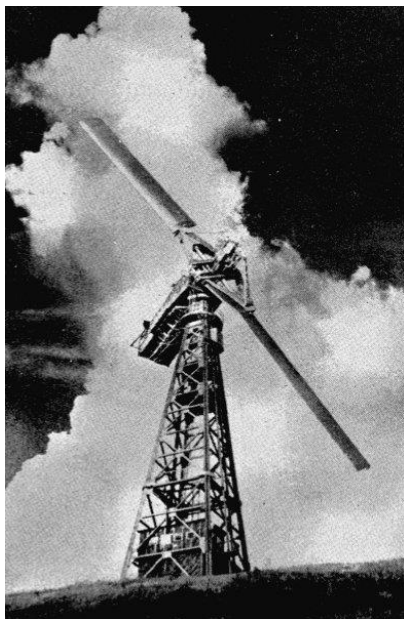


Figura 2 – Turbina Smith-Putnam nos EUA.



Figura 3 – Turbina Gedser na Dinamarca.

Foi durante a crise petrolífera da década de 70 do séc. XX que foi feito um maior investimento na indústria eólica, com programas de desenvolvimento a serem definidos nos EUA, Canadá, Alemanha, Dinamarca, Reino Unido e Suécia. Nesta época foram testados novos conceitos relacionados com a arquitetura dos aerogeradores e formas das suas pás, de modo a otimizar a captação de energia. O

tipo de turbina desenvolvido pela Dinamarca, caracterizada pelas 3 pás, regulação passiva da potência através do *stall*, velocidade de rotação fixa e gerador de indução, revelou-se bastante eficaz e ainda é atualmente usado em turbinas de média dimensão.

Contudo, a competitividade da energia eólica ainda não era suficiente para fazer face às fontes de energia tradicionais, era necessário aumentar as dimensões das turbinas para permitir maior captação de energia e reduzir os custos por unidade de energia produzida. Enquanto que, durante a crise de petrolífera de 1970, a força motriz do desenvolvimento era o elevado preço dos combustíveis fósseis, no início do séc. XXI seria a discussão ambiental e a necessidade de redução das emissões de CO₂ a impulsionar a indústria. Começam, então, a surgir no início do séc. XXI turbinas de maior dimensão, atingindo valores na ordem dos 5 MW de potência nominal. Porém, este aumento de dimensão acarretava adversidades relacionadas com o aumento do ruído, as maiores dificuldades de transporte das pás e o aumento das cargas aerodinâmicas. O controlo passivo característico dos modelos dinamarqueses tornava-se ineficaz perante o aumento das cargas e, portanto, o controlo através da variação do *pitch* ou ângulo de passo assumiu predominância. As novas turbinas, de maior dimensão, abandonam, então, o conceito dinamarquês tradicional, optando por operação a velocidade variável, controlo ativo e procurando implementar novos materiais nas pás como fibras de carbono.

Na Figura 4 podemos observar uma grande evolução no coeficiente de potência em duas turbinas. Devido à aproximação ao limite de Betz (0,59) existe, agora, pouca margem para aumento do coeficiente de potência máximo. A evolução passa, portanto, por pequenos incrementos no coeficiente máximo, mas sobretudo pelo melhor aproveitamento em velocidades do vento altas e baixas.

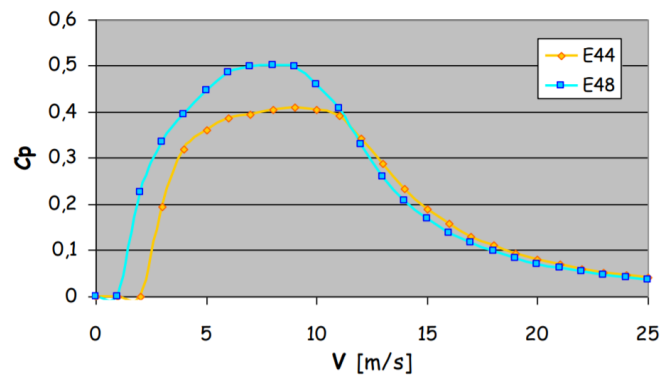


Figura 4 – Curva do coeficiente de potência de 2 modelos de aerogeradores.

Atualmente, as dimensões das turbinas continuam a aumentar e a regulação através do *pitch* revela alguma incapacidade para reagir a alterações rápidas nas condições atmosféricas, devido à elevada inércia das partes móveis. As tecnologias de controlo ativo do escoamento apresentam-se como soluções para esse problema.

2.2 - Métodos Passivos de Controlo do Escoamento

As estratégias passivas modificam o escoamento sem introdução de energia adicional. Há várias décadas que são usadas em aerogeradores para regulação da potência, redução do ruído ou para mitigar os efeitos do descolamento aerodinâmico.

2.2.1 - Regulação passiva da potência

É possível limitar a potência do aerogerador em casos limite sem introduzir nenhum elemento externo ao perfil alar, apenas alterando a geometria do próprio perfil. Este método já é utilizado há várias décadas e, apesar de em tempos ter sido dominante, hoje em dia, devido ao aumento das dimensões dos aerogeradores, a limitação da potência é feita maioritariamente de um modo ativo através do controlo do *pitch*. No caso da regulação passiva, as pás devem ser dimensionadas de tal modo que quando atingida uma certa velocidade do vento, o ângulo de ataque seja tal que haja descolamento aerodinâmico. A regulação passiva é ideal para turbinas de pequena e média dimensão uma vez que o conceito é mais simples, sem partes móveis e por isso permite reduzir o peso e o custo do aerogerador. Além de não ser tão eficiente em turbinas de grandes dimensões, este método apresenta também deficiências no arranque e na paragem, uma vez que o ângulo de passo nestas situações não é o mais adequado, sendo que, por vezes é necessário usar equipamento auxiliar nestas fases.

2.2.2 - Vortex generators

Um dos mecanismos de controlo passivo do escoamento mais estudado são os *vortex generators* (VGs) que começaram a ser investigados por Taylor [5]. São pequenas abas de forma retangular ou triangular, que estão fixas nas pás numa zona próxima da raiz, mais sujeita ao descolamento aerodinâmico, e promovem a formação de vórtices que energizam a camada limite. O objetivo passa por atrasar a separação do escoamento para ângulos de ataques superiores. Normalmente, estes dispositivos estão inclinados em relação ao escoamento e estão posicionados ao longo da envergadura da pá, o mais próximo possível do bordo de ataque, sobre o extradorso. A sua principal vantagem reside na simplicidade, o que facilita a instalação, permitindo que sejam instalados em pós-produção, o que se traduz num baixo custo [6]. Além disso, é uma das tecnologias de controlo de escoamento mais madura, muito estudada e com alta fiabilidade. A maior desvantagem é o aumento do arrasto e um possível descolamento da superfície das pás, fruto de falhas na ligação dos adesivos, devendo estar incluído no plano de manutenção a monitorização deste aspecto.

São particularmente úteis quando o perfil alar utilizado é espesso, pois permitem mitigar as piores propriedades aerodinâmicas associadas a estes perfis, é, por isso, mais frequente estarem colocados em zonas mais próximas da raiz das pás. Na Figura 5 é possível observar um aerogerador equipado com estes dispositivos. Como se pode ver, os VGs instalados variam a sua direção alternadamente ao longo da pá. Esta configuração denomina-se de “contra-rotacional”. A outra configuração usada denomina-se de “co-rotacional” e caracteriza a situação em que os VGs estão posicionados paralelamente. A literatura indica que a configuração contra-rotacional é mais

eficiente, uma vez que apresenta uma maior capacidade de transferência de energia para a camada limite [7].



Figura 5 – Aerogerador equipado com vortex generators [8].

A eficiência destes equipamentos depende do seu tipo, forma, tamanho, posicionamento na pá, entre outros.

O tamanho das abas é uma das variáveis que influencia a eficiência do mecanismo de controlo. Os VGs mais pequenos revelam-se mais eficazes que os de maiores dimensões, pois estes apresentam um mau quociente sustentação/arrasto [9] [10]. Quanto ao posicionamento, os VGs devem estar localizados numa região próxima do bordo de ataque, no entanto, o ideal passa por um estudo particular para cada perfil de modo a otimizar o posicionamento.

Em 2012, a UpWind Solutions Inc. instalou VGs numa turbina em escala real e, durante um período de 3 meses, mediram a produção de energia, tendo sido verificado um aumento de cerca de 2,1 a 2,5 %. [11]. Fernandez-Gamis et. al [6] investigaram numericamente os efeitos de VGs e *Gurney flaps* num aerogerador de 5 MW através do método BEM (Método dos Elementos de Fronteira), tendo verificado um aumento de 10 % na produção de energia com velocidades de vento reduzidas e um aumento de 3% com velocidades de vento médias.

Atualmente milhares de turbinas estão equipadas com estes dispositivos, existindo ainda margem para progresso e otimização do conceito.

2.2.3 - Blade serrations

O desenvolvimento da indústria eólica está limitado à construção em áreas relativamente isoladas, devido ao ruído associado ao funcionamento das turbinas. Quando comparado com fontes sonoras mais ruidosas, a população mostra maior desagrado com o ruído gerado pelos aerogeradores. Isto indica que o espectro de frequências associado ao funcionamento dos aerogeradores é desagradável ao ouvido humano, como se pode ver na Figura 6.

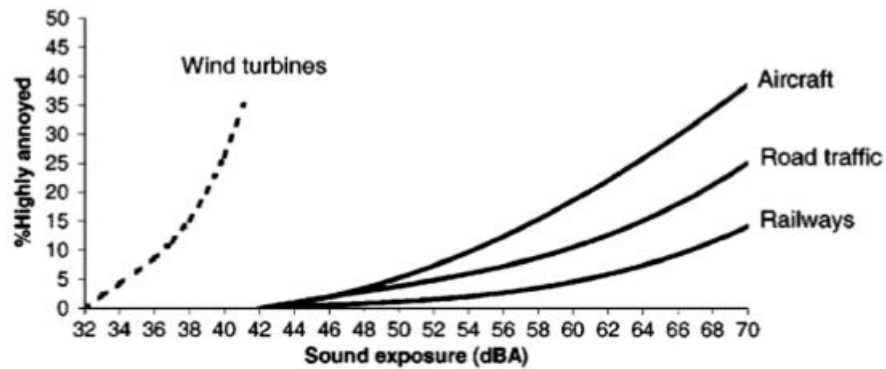


Figura 6 – Comparação do grau de percepção de ruído entre várias fontes sonoras [12].

O ruído gerado por uma turbina eólica pode ser atribuído a várias fontes, sendo dividido em duas classes principais: o ruído mecânico, proveniente da caixa multiplicadora, gerador e outros equipamentos e o ruído aerodinâmico, fruto da interação entre o escoamento e o aerogerador.

O ruído mecânico é tonal, isto é, as frequências geradas encontram-se concentradas numa região curta do espectro de frequências, originando maior irritação para o ouvido humano. Porém, esta fonte sonora é facilmente controlável através de isolamento sonoro nos equipamentos. Já o ruído aerodinâmico necessita de outro tipo de atuação, sendo as *blade serrations* uma das estratégias utilizadas para atenuá-lo. Esta estratégia passiva consiste na modificação geométrica do bordo de fuga para um padrão serrilhado que permite reduzir o ruído provocado pelos vórtices gerados na camada limite turbulenta no bordo de fuga da pá, como é possível ver na Figura 7.

Além de reduzirem efetivamente o ruído, estes aparelhos permitem a alteração do espectro sonoro, reduzindo a intensidade das baixas frequências, que têm tendência a propagar-se mais e aumentando a intensidade das altas frequências [13]. Para limitar o aumento excessivo da intensidade das altas frequências é importante que o plano das serrilhas esteja adequadamente alinhado com o escoamento no bordo de fuga, mas, como a orientação do escoamento depende da velocidade do vento, pode ser difícil de garantir esta condição [14].



Figura 7- Pás de aerogeradores equipadas com blade serrations.

Uma turbina de 94 m de 3 pás, cada uma diferente, foi usada para testes de ruído. Uma das pás foi equipada com *blade serrations*, outra sofreu alterações geométricas e a outra permaneceu inalterada. Os resultados concluíram que foi possível atingir uma redução de ruído de 3,2 dB para pá equipada com serrilhas e uma redução de 0,5 dB para a pá acusticamente otimizada [15].

2.2.4 - Slat

Outro método passivo são as *slats* no bordo de ataque. Este conceito já é usado na indústria aeronáutica e pode ser usado de forma passiva, mas também de forma ativa. As *slats* (Figura 8) são dispositivos conectados ao bordo de ataque que permitem a passagem de ar pela abertura entre o *slat* e a asa. O jato de ar extra que passa entre a *slat* e o perfil acaba aumentando a energia cinética na camada limite permitindo vencer gradientes de pressão adversos e atrasar a separação.

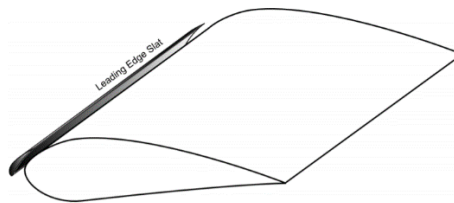


Figura 8 – Representação esquemática de uma slat [16].

O arrasto criado por estes aparelhos não é significativo, sendo possível manter uma boa relação entre sustentação e arrasto [16]. São equipamentos simples, baratos e a sua instalação pode ser feita, tal como os VGs, em pós-produção.

Alguns dos parâmetros que afetam o desempenho destes equipamentos são a geometria, a sua orientação e o seu posicionamento no perfil alar. Wang et. al [17] estudaram a influência de alguns destes parâmetros na *performance* de uma *slat* incorporada num perfil S809. Apesar de algum potencial da tecnologia, ainda não foi incorporada em nenhuma turbina em escala real, quer na versão ativa ou passiva, isto porque ainda não existem estudos suficientes que suportem essa implementação.

Os métodos passivos, apesar de eficientes, revelam uma incapacidade de se adaptarem a alterações nas condições atmosféricas. Uma vez que os aerogeradores operam muitas vezes sob condições muito variáveis, é importante desenvolver tecnologias capazes de mitigar essas oscilações.

2.3 - Conceitos teóricos relacionados com AFC

Neste subcapítulo serão apresentados alguns conceitos importantes de Mecânica dos Fluidos que são a base de alguns métodos AFC. O efeito de Coandă é a base de uma gama de tecnologias de controlo de circulação. O teorema de Kutta-Jowkowski introduz o conceito de circulação num perfil alar.

2.3.1 - Efeito de Coandă

O efeito de Coandă consiste na tendência de um jato de fluido ser atraído por uma superfície curva adjacente, alterando a direção inicial do fluido. O nome é uma homenagem ao engenheiro Henri Coandă, que em 1930 reparou que as chamas que saíam do escape do motor de um avião que estava a desenvolver, aderiam às asas. Quanto o jato entra em contacto com uma superfície, o atrito viscoso provoca uma queda de pressão na zona no jato próxima da superfície. Esta queda de pressão faz com que o jato siga a trajetória da superfície até ao ponto em que a pressão ambiente se torna inferior à pressão junto à superfície e assim há descolamento do jato [110].



Figura 9 – Efeito de Coandă demonstrado numa colher.

O exemplo mais comum deste fenómeno no nosso dia-a-dia é quando colocamos uma colher num escoamento de água, por exemplo, numa torneira de cozinha. Como é possível ver na Figura 9, o jato altera a sua direção, seguindo a curvatura da colher.

2.3.2 - Teorema de Kutta-Jowkowski

O Teorema de Kutta-Jowkowski é um teorema fundamental da Mecânica dos Fluidos e permite identificar os parâmetros que interferem na geração de sustentação. Este teorema assume escoamento invíscido. No entanto, é bastante preciso para escoamentos viscosos com altos números de Reynolds em ângulos de ataque moderados.

O resultado da derivação matemática da condição de Kutta-Jowkowski apresenta a sustentação (L) através da equação (2.1):

$$L = \rho \cdot U_{\infty} \cdot \Gamma \cdot s \quad [N] \quad (2.1)$$

sendo ρ é a massa volúmica do fluido, U_{∞} é a velocidade do escoamento livre, Γ é a circulação e s é a envergadura da asa. A circulação, Γ , pode ser definida matematicamente através da equação (2.2):

$$\Gamma = \oint_C \mathbf{V} \cdot d\mathbf{l} \quad \left[\frac{m^2}{s}\right] \quad (2.2)$$

Neste caso, V é um campo vetorial de velocidades e dl é um vetor diferencial que representa um comprimento infinitesimal da curva do perfil alar.

Quando um perfil alar bidimensional é exposto a um escoamento uniforme, gera-se no bordo de fuga um vórtice, denominado *starting vortex*.

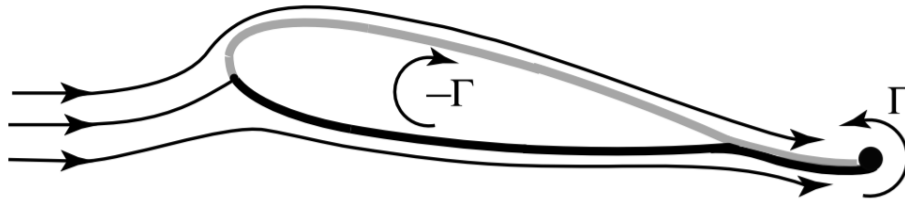


Figura 10 – Vórtices formados no escoamento sobre um perfil alar [98].

Este vórtice tem o sentido contrário aos ponteiros do relógio; no entanto, a vorticidade total em torno de uma curva fechada tem que ser nula de acordo com o Teorema da Circulação de Kelvin. O *bound vortex* é um vórtice com sentido oposto ao *starting vortex*, que se gera no perfil alar (Figura 10). A circulação é, portanto, a vorticidade local, apenas calculada no *bound vortex*, uma vez que a vorticidade total será nula devido à presença do *starting vortex*.

Assim, segundo o teorema de Kutta-Jowkowski, a sustentação será tanto maior quanto maior for a envergadura da pá, a velocidade do escoamento, a massa volúmica do ar e a circulação. Veremos, no capítulo 3, que o princípio fundamental de grande parte das tecnologias AFC passa pelo controlo da circulação para permitir controlar a sustentação.

2.4 - Túneis de vento

Para que seja possível avaliar a eficácia dos mecanismos de controlo do escoamento é necessário testá-los em ambiente laboratorial, recorrendo a túneis de vento. Ao submeter uma pá de um aerogerador equipada com AFC a um escoamento de ar podemos medir as forças e os momentos envolvidos e compará-los com um caso base.

2.4.1 - Componentes do túnel

Apesar da grande variedade de tipologias de túneis de vento, certos componentes acabam por ser comuns a todos, a saber:

- O ventilador, responsável pela criação do escoamento;
- O motor, responsável por fornecer energia ao ventilador;
- “Alinhadores de escoamento”, equipamentos que permitem a uniformização do escoamento, tornando-o mais paralelo possível;
- Redes e favos, retangulares ou triangulares, que reduzem a turbulência e uniformizam a velocidade do escoamento;
- Secção de contração que antecede a secção de teste. Aqui, o escoamento aumenta a velocidade fruto da redução de secção transversal e reduz a turbulência;
- Secção de teste, onde se encontra o modelo a testar e onde são feitas as medições;

Na Figura 11 é possível ver um túnel de vento aberto com alguns dos equipamentos referidos.

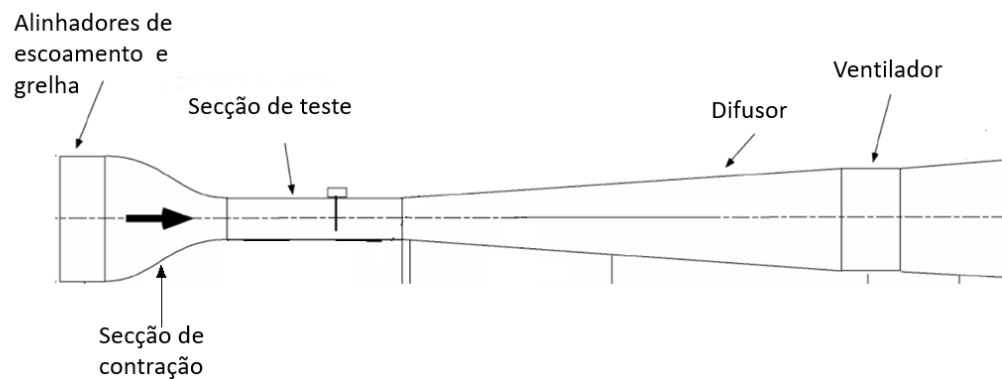


Figura 11 – Representação esquemática do túnel de vento da UC Davis em aspiração [19].

2.4.2 - Tipo de circuito

Os túneis de vento podem ser classificados em dois grupos: os túneis de circuito aberto e os túneis de circuito fechado.

Nos túneis de circuito aberto, não existe recirculação do ar que previamente passou na secção de teste (Figura 12). Uma vez que a entrada e a saída estão expostas à atmosfera, é possível realizar testes que utilizem fumos para visualização do escoamento ou com motores de combustão interna. A fácil limpeza da instalação e menor custo inicial são algumas das vantagens, porém; são mais ruidosos e têm maior custo operacional uma vez que têm maiores perdas de energia cinética nas condutas. Caso o ventilador esteja posicionado na entrada do escoamento, diz-se que o túnel, de secção aberta é de sopro, enquanto que se o ventilador estiver à saída do túnel diz-se que o túnel é de aspiração.

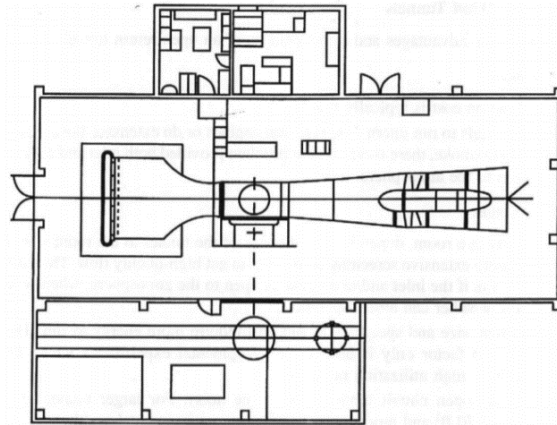


Figura 12- Túnel de vento da Daimler-Benz Aerospace Airbus em Bremen, Alemanha [20].

Nos túneis de circuito fechado (Figura 13), tal como o nome indica, existe recirculação do ar. São túneis com menores quedas de pressão, consomem por isso menos energia tendo um custo operacional inferior. O facto de ser fechado permite que o controlo das condições do escoamento dependa muito pouco das condições atmosféricas externas. Além disso, o ruído é menor quando comparado com os túneis de circuito aberto. As desvantagens estão relacionadas com o maior custo inicial devido à complexidade dos seus componentes e com a impossibilidade de realizar testes “sujos” (fumos, neve, poeira) a menos que equipado com um sistema de purga.

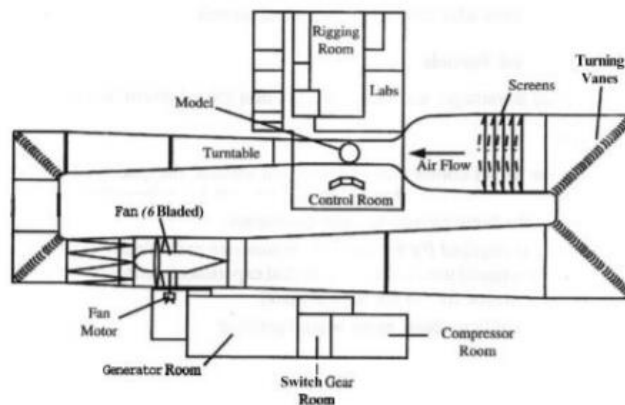


Figura 13 - Vista de topo do túnel de vento do Defence Establishment Research Agency (DERA) [20].

2.4.3 - Secção de teste

Quanto à secção de teste, esta pode ser aberta ou fechada.

Os túneis com secção de teste fechada evitam a influência das condições atmosféricas, o que facilita o controlo da turbulência. Também impedem a divergência do fluido para fora do cone difusor, não necessitando de câmara de pressão, o que resulta em menores perdas de pressão e

consequentemente maior eficiência do processo, traduzindo-se em velocidades do escoamento superiores, o que permite atingir números de Reynolds mais elevados.

A principal vantagem associada aos túneis com secção de teste aberta é a facilidade de acesso ao modelo.

2.4.4 - Velocidade do escoamento

Os túneis de vento podem ainda ser categorizados em relação às velocidades de escoamento que conseguem gerar: subsónicos de baixa e alta velocidade, transónicos, supersónicos e hipersónicos.

Os túneis subsónicos ($Ma < 0,8$) podem ser considerados de baixa velocidade caso $Ma < 0,4$ ou de alta velocidade em caso contrário. Os túneis subsónicos de baixa velocidade são usados para calibração de equipamentos de medição de velocidade do ar (anemómetros, cata-ventos, etc.), para testes de perfis alares, entre outros... Já os túneis subsónicos de alta velocidade são usados para testes de modelos de aeronaves.

Se $0,8 < Ma < 1,2$ o túnel diz-se transónico. Estes túneis são usados para estudar fenómenos relacionados com a compressibilidade do ar e para testes de aeronaves de alta velocidade.

Os túneis supersónicos ($1,2 < Ma < 5$) consomem muita energia, logo, normalmente, são usados de forma intermitente. Os túneis hipersónicos ($Ma > 5$) são altamente complexos, consomem grandes quantidades de energia, atingem altas temperaturas, necessitando de sistemas de refrigeração complexos além de operarem intermitentemente. A maior parte dos túneis deste tipo são propriedade da NASA. Existem também túneis hipersónicos na Índia, França e na Rússia. São usados para desenvolver satélites e foguetões.

Quando um túnel consegue operar em todos os 3 primeiros domínios, isto é, um túnel sub,trans e supersónico diz-se que o túnel é trisónico.

O túnel que será abordado nesta dissertação é um túnel de circuito aberto, secção de teste fechada e subsónico. É capaz de gerar escoamentos com velocidades entre os 0,125 m/s e os 28 m/s, com uma secção de teste com 1 m² de área transversal e 2 m de comprimento.

2.5 - Balanças de forças

Uma balança de forças é um equipamento usado em túneis de vento que permite medir as cargas aerodinâmicas (forças e momentos) que atuam sobre um modelo. Deve ser capaz de separar as cargas e medi-las. Depois, as medições passam para um sistema de aquisição de dados que converte as cargas físicas em valores digitais para que possam ser processados por computadores.

Os requisitos de uma balança de forças estão relacionados com as cargas que consegue medir: a carga máxima e a resolução da medição, devendo estar em concordância com as forças previstas no túnel.

As balanças podem ser divididas em dois grandes grupos: as balanças internas e externas. As balanças internas estão colocadas no próprio modelo e, por isso, não interferem no escoamento, sendo apenas necessário um suporte mecânico para manter o modelo no local correto e se

necessário regular a posição. Têm a desvantagem de serem pouco flexíveis, uma vez que, são projetadas para um modelo em específico; no entanto são bastante precisas.

As balanças externas podem estar dentro ou fora da secção de testes, mas já não estão incorporadas no modelo, permitindo medir as cargas em vários modelos. Para o caso de estudo, o ideal seria uma balança externa que possibilite testar diferentes tecnologias de controlo ativo do escoamento em vários tipos de pá.

2.5.1 - Eixos de referência

Para definir corretamente as forças é necessário primeiro definir os eixos de referência. Os eixos de referência variam consoante a aplicação do túnel de vento. Neste caso serão considerada os eixos adoptados na indústria aeronáutica, uma vez que existem muitas semelhanças entre os modelos desta área e os da indústria eólica. Consideram-se dois sistemas de coordenadas: os relativos ao vento e os relativos ao modelo, que são solidários ao movimento deste. Quanto ao eixo de referência do vento, o eixo das abcissas, xx , tem sentido oposto ao vento, o eixo das ordenadas, yy , aponta para a direita de quem encara frontalmente o vento e o eixo da cota, zz , é vertical e aponta para o chão. Na Figura 14 está representado o sistema de coordenadas relativo ao escoamento.

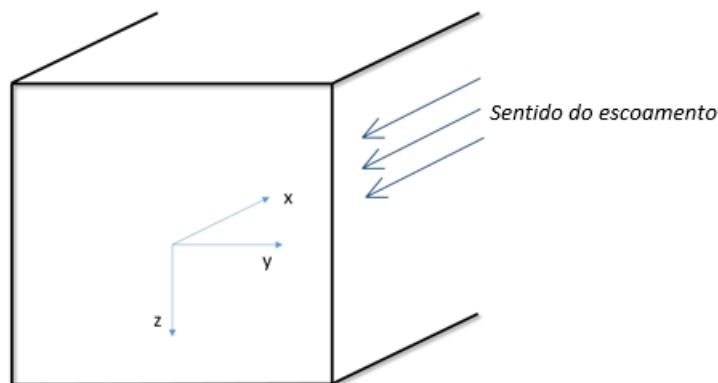


Figura 14 – Representação dos eixos de referência relativos ao vento.

A força e momento gerados no eixo xx são, respetivamente, o arrasto ($\vec{D}$) e o momento de rolamento ($\vec{M}_x$). No eixo yy a força e o momento gerados são normalmente denominados de força lateral ($\vec{S}$) e momento de arfagem ($\vec{M}_y$) enquanto que no eixo zz surge a força de sustentação ($\vec{L}$) e o momento de guinada ($\vec{M}_z$).

2.5.2 - Balanças externas de 6 componentes

As balanças externas de 6 componentes mais usadas dividem-se em 4 formatos: balanças de fios, balanças de plataforma, balanças yoke e as balanças de pirâmide.

Nas balanças de fios, o modelo encontra-se suspenso por fios que se encontram equipados com extensómetros. Os fios provocam o efeito de tara no escoamento, isto é, provocam arrasto adicional

no escoamento, o que afeta as medições. São balanças pouco versáteis e, além disso, os fios tendem a quebrar, o que pode danificar o modelo fazendo com que atualmente sejam pouco usadas. Na Figura 15 está representada uma balança deste tipo.

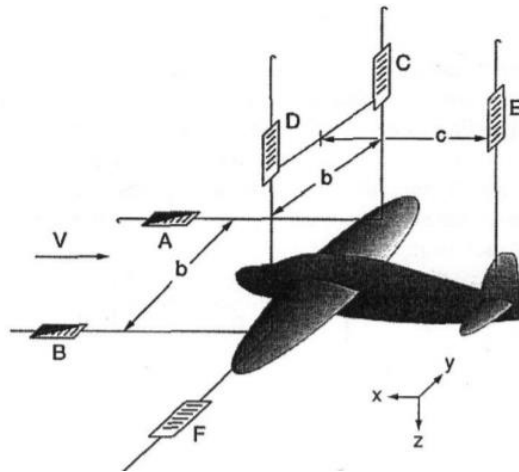


Figura 15 – Representação esquemática de uma balança de fios com 6 componentes [20].

As balanças de plataforma são simples de contruir, têm 3 ou 4 apoios para equilibrar a estrutura principal, como se pode ver na Figura 16. São balanças rígidas e naturalmente ortogonais. Têm a desvantagem do centro de resolução da balança não estar no centro do túnel.

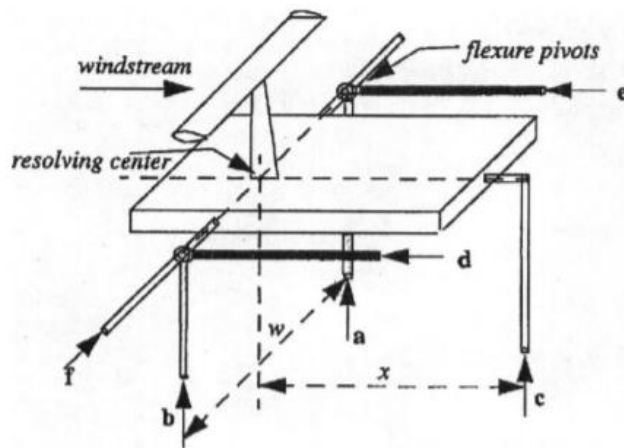


Figura 16 - Representação esquemática de uma balança de plataforma com 6 componentes [20].

As balanças yoke, por sua vez, já têm o centro de resolução da balança no centro do túnel, como se pode ver na Figura 17, no entanto apresentam maiores defleções no momento de arfagem e na força lateral.

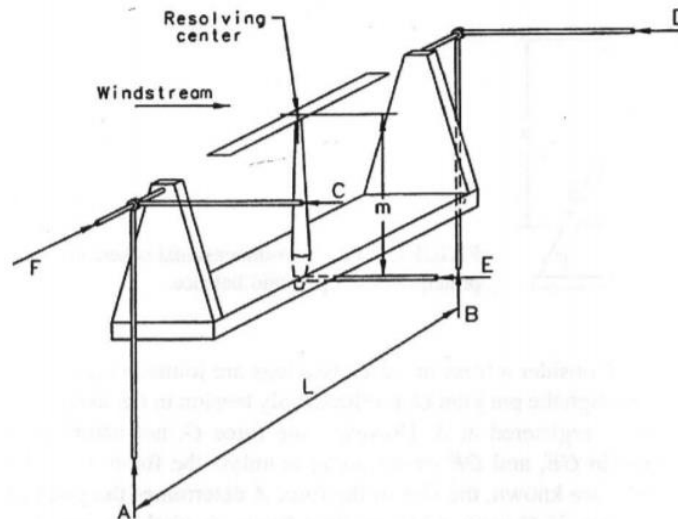


Figura 17 - Representação esquemática de uma balança yoke com 6 componentes [20].

As balanças de pirâmide (Figura 18) conseguem ler as forças e os momentos facilmente, uma vez que, devido à sua configuração peculiar, estes aparecem naturalmente separados. A calibração é muito complicada e uma pequena deflexão pode originar grandes desvios nos valores medidos.

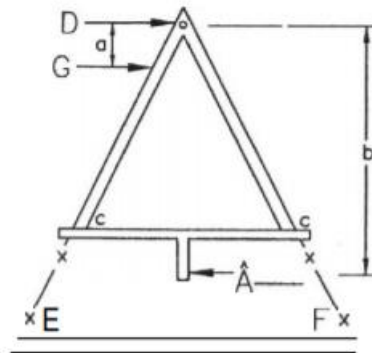


Figura 18 - Representação esquemática de uma balança de pirâmide com 6 componentes [20].

As deflexões são provocadas pela falta de rigidez da balança e podem mover a balança para fora do seu centro de resolução, criando erro na medição. O sistema que suporta a balança deve ser longo o suficiente para alcançar a zona de teste mas o mais fino possível para evitar interferência no escoamento. Devem ser usados materiais com alto módulo de rigidez.

2.6 - Sensores de força

De modo a efetuar as medições é necessário usar sensores de força. Os mais usados são os extensômetros, mas também podem ser usados sensores piezoelétricos, capacitivos ou *FBG* (*fibre Bratt grating*).

2.6.1 - Extensómetros

O princípio de funcionamento dos extensómetros baseia-se na alteração da resistência elétrica de um material quando este é deformado. Por exemplo, se tivermos uma viga metálica e se existir um esforço de compressão, o comprimento total irá reduzir ligeiramente, resultando numa diminuição da resistência elétrica. Um extensómetro é um equipamento capaz de medir essa deformação, que se relaciona com a resistência através do *gauge factor* através da equação (2.3):

$$GF = \frac{\Delta R / R_G}{\varepsilon} \quad (2.3)$$

sendo GF o *gauge factor*, a sensibilidade do dispositivo, ΔR a alteração na resistência causada pela deformação, R_G a resistência inicial, sem deformação e ε a deformação mecânica.

Conhecendo a deformação, pode-se aplicar a lei de Hooke e assim conhecer a tensão aplicada, que corresponde à força por unidade de área, como se pode ver na equação (2.4):

$$\sigma = E \times \varepsilon \quad [Pa] \quad (2.4)$$

sendo σ a tensão atuante no extensómetro, E o módulo de Young do material e ε a deformação medida pelo extensómetro.

O extensómetro mais comum é o de fio, um equipamento que consiste num fio metálico fino que é acoplado ao objeto alvo de medição. Como a variação relativa da resistência provocada pela deformação é muito reduzida, é normalmente usada uma configuração em ponte de *Wheatstone*.

2.6.2 – Sensores de fibra de Bragg

Os sensores de fibra de Bragg ou *fibre Bragg gratings (FBG)* permitem fazer a medição de forças através de um método óptico. São inseridas microestruturas no núcleo de fibras óticas usadas nas telecomunicações. Estas microestruturas têm um comportamento seletivo face a certos comprimentos de onda, refletindo certas gamas e transmitindo outras diferentes. Este efeito é conseguido devido à modulação periódica do índice de refração ao longo do núcleo da fibra.

Uma das aplicações destes sensores é na medição de forças, uma vez que a alteração do comprimento de onda, $\Delta\lambda_b$, está relacionada com a deformação, ε , e com a diferença de temperatura, ΔT através da equação (2.5):

$$\frac{\Delta\lambda_b}{\lambda_b} = (1 - P_e)\varepsilon + (\alpha + \zeta + (1 - P_e)(\alpha_s - \alpha))\Delta T \quad (2.5)$$

sendo α e α_s os coeficientes de expansão térmica da fibra e da estrutura respetivamente, P_e e ζ , os coeficientes fotoelásticos e termo-ópticos e λ_b o comprimento de onda de *Bragg*.

Assim, o conjunto de frequências refletidas e transmitidas vai variar consoante a deformação da fibra.

Estes sensores têm uma boa sensibilidade e resistência à interferência eletromagnética e à água. Apesar do custo inicial ser elevado, acabam por ser muito fiáveis.

2.6.3 - Sensores piezoelétricos

O efeito piezoelétrico consiste na geração de carga elétrica devido a uma deformação mecânica. Os sensores piezoelétricos baseiam-se neste fenómeno usando cristais como o quartzo que, quando deformados, geram uma carga elétrica que resulta na polarização do material.

A principal vantagem reside na boa resposta a altas frequências, na sua simplicidade e baixo custo. Todavia, são bastante sensíveis a variações de temperatura e exigem um isolamento perfeito, devido às baixas cargas geradas. Na Figura 19 é possível observar o efeito piezoelétrico em cristais de quartzo compostos por átomos de oxigénio e silicone.

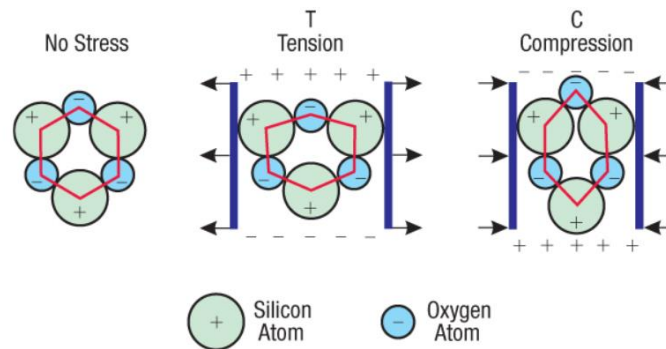


Figura 19 - Princípio de funcionamento de sensores piezoelétricos [21].

2.7 - Sensores compactos de 6 componentes

A indústria robótica foi uma grande impulsionadora da inovação na área dos sensores de forças. Os braços robóticos responsáveis por suportar e deslocar objetos necessitam de medições precisas das forças, nas 6 componentes, exercidas para suportar cada peça. Assim, foram sendo desenvolvidos vários tipos de sensores compactos, capazes de medir forças e momentos em vários eixos. Inicialmente o preço destes sensores limitava a sua utilização à área da robótica; no entanto, a evolução da tecnologia permitiu a criação de balanças mais económicas, o que permitiu que a sua utilização fosse alargada a outras áreas que necessitem de automação, como por exemplo à Engenharia e à Medicina.

O investimento na área foi tal que permitiu a criação de um grande número de sensores. No entanto estes podem ser distribuídos em certas categorias no que diz respeito a:

- Acoplamento;
- Geometria;
- Calibração.

Quanto ao acoplamento, isto é, a relação entre a força aplicada e o sinal de saída, existem duas opções: o sensor pode ser mecanicamente acoplado ou desacoplado.

Num sensor mecanicamente acoplado, uma força aplicada apenas numa componente de medição gera um sinal de saída em mais que uma ponte de medição, o que implica que o sinal de saída deve ser multiplicado por uma matriz de calibração relativamente complexa. Todavia, a geometria deste tipo de balanças é normalmente mais simples o que facilita o processo de fabrico.

Num sensor mecanicamente desacoplado, o sinal de saída de uma ponte de medição referente a uma certa componente não é afetada por outras componentes de força. A matriz de calibração, neste caso, é muito mais simples e corresponde a uma matriz diagonal, facilitando o processo e a velocidade dos cálculos. No entanto, não é possível de obter um desacoplamento completo. Mesmo em sensores mecanicamente desacoplados existe sempre uma pequena interferência de outras componentes, o que se denomina de *cross talk*. Uma vantagem deste tipo de sensores é a capacidade de remover certas componentes de medição com relativa facilidade, sem alteração da geometria, apenas eliminando pontes de medição. No entanto, apesar das vantagens associadas, a sua geometria é bastante complexa o que dificulta o processo de fabrico limitando a sua utilização a casos metrologicamente mais exigentes.

Em relação à geometria, os sensores mais comuns seguem uma configuração em forma de cruz, sendo utilizados também sensores do tipo Stewart e do tipo coluna.

Na Figura 20 pode ser visto um sensor em forma de cruz, constituído por uma secção externa que está conectada à secção central por veios elásticos equipados com células de carga organizadas em ponte de Wheatstone. Quando existem apenas 4 veios, como na Figura 20, a aplicação de uma força complanar, isto é, segundo xx ou yy irá resultar na deformação axial dos veios paralelos à carga aplicada e na flexão dos veios perpendiculares. A aplicação de uma força ou momento segundo o eixo zz irá provocar a flexão de qualquer veio, enquanto que a aplicação de momento segundo xx ou yy resulta na flexão dos veios perpendiculares e na torção dos veios paralelos à carga [22].

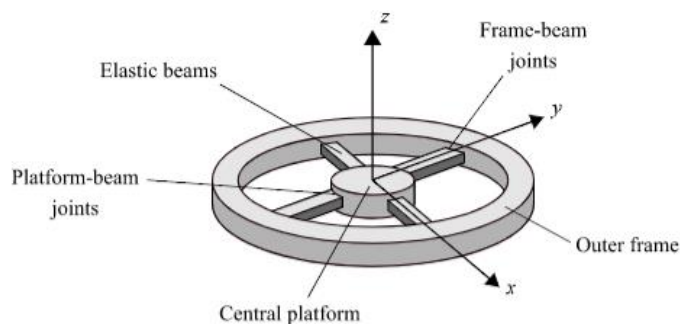


Figura 20 - Sensor de força de veio cruzado com 4 veios [22].

Existem várias adaptações deste conceito de sensor, sendo possível variar o número de componentes medidas através da alteração da forma como os veios estão instrumentados. Se o objetivo for medir 6 componentes de força, todos os veios terão que estar equipados com sensores em todas as faces do veio.

Apesar das vantagens associadas a este conceito como a sua geometria compacta e o peso reduzido, existe um erro de *cross talk* associado. Vários esforços têm vindo a ser realizados para

reduzir este erro, como o trabalho desenvolvido por Kang et. al [23] que conseguiu uma redução do erro de acoplamento de 35 % para 2,5 %. Li et. al [24] desenvolveram um sensor deste tipo, no entanto, recorreram a sensores *FBG* e conseguiram efetivamente reduzir o acoplamento entre as diferentes componentes, no entanto, a tecnologia ainda é demasiado cara para que se possa massificar.

Os sensores do tipo Stewart derivam da plataforma do mesmo nome, que inicialmente foi criada tendo como objetivo ser um manipulador robótico com alta capacidade de carga e bom desempenho dinâmico [25].

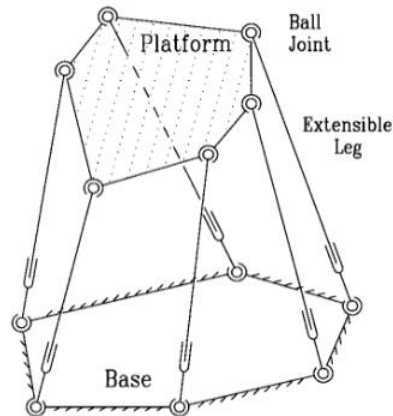


Figura 21 - Balança de tipo Stewart [25].

A estrutura clássica deste manipulador (Figura 21) consiste em atuadores hidráulicos que unem a plataforma superior à inferior, permitindo um movimento com 6 graus de liberdade a um objeto que seja colocado na plataforma superior. Devido à configuração e boa rigidez da estrutura, alguns autores sugeriram a utilização do manipulador tendo como objetivo a medição de forças em 6 componentes através da introdução de elementos elásticos devidamente instrumentados no local dos atuadores.

Nos sensores de coluna (Figura 22) o elemento elástico está encastrado num lado e encontra-se livre no outro. Assim, as cargas aplicadas no lado livre geram um campo de deformações que é medido pelos elementos de medição colocados ao longo da superfície do elemento elástico. São sensores mais robustos e por isso mais aptos a medir forças mais elevadas. Têm, contudo, baixa sensibilidade na componente paralela ao elemento elástico e a medição não é isotrópica. Existe um elevado grau de acoplamento entre as forças e os momentos nas direções perpendiculares ao elemento elástico [22].



Figura 22 - Sensor de coluna equipado com células de carga [22].

A calibração destes sensores tem o objetivo de relacionar as cargas aplicadas, $F = (F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z)$, com a tensão de saída dada pelo sistema de medição, $\Delta U = (\Delta U_1, \Delta U_2, \Delta U_3, \Delta U_4, \Delta U_5, \Delta U_6)$, através da matriz de calibração $C = c_{i,j}$, com $i=1...6$ e $j=1...6$ como se pode ver na equação (2.6):

$$\{\Delta U\} = [C] \times \{F\} \quad (2.6)$$

Normalmente, os sensores são projetados de modo a obter uma relação o mais linear possível entre os sinais de entrada e saída. Porém, nem sempre tal é possível devido a perturbações externas, acoplamento de forças, ultrapassagem de certos limites de medição ou envelhecimento dos equipamentos [26].

No caso de uma balança incorporada num túnel de vento, o processo de calibração deve ser composto por 2 fases: primeiro uma calibração estática, fora do túnel e depois uma calibração dinâmica, dentro do túnel.

Para fazer a calibração estática o ideal é utilizar uma máquina de teste universal, que deverá aplicar cargas unidirecionais de forma crescente até à capacidade máxima da balança no eixo em questão e de seguida ir reduzindo progressivamente a carga aplicada. Este processo de carregamento e descarregamento tem a finalidade de identificar fenómenos de histerese.

Após obtenção dos dados, estes podem ser processados de formas diferentes. Quando se espera que a relação entre os sinais seja linear, será suficiente usar um método de identificação paramétrica através de regressão linear, sendo que o mais comum é o método dos mínimos quadrados [27]. Uma das desvantagens deste método é a necessidade de um grande número de dados experimentais.

Contudo, nem sempre é possível usar este método pois requer uma grande base de dados experimentais e a relação pode nem sempre ser linear. Outras alternativas sugeridas na literatura exploram a utilização do Método dos Elementos Finitos [27] [28] [29]. É possível simular a balança

num software apropriado, discretizando os elementos que compõem o sistema, submete-lo a certas cargas em todas as componentes de medição, relacionando depois a carga aplicada com a carga medida em cada sensor de modo a obter a matriz de calibração.

No caso de sistemas não lineares, os métodos relacionados com as Redes Neurais Artificiais (RNA) assumem-se com particular relevância. Estes modelos são muito usados na área da Inteligência Artificial, para reconhecimento de padrões visuais, auditivos ou textuais [31], geração de texto [32]. O princípio de funcionamento é inspirado no processo cognitivo do cérebro humano e pressupõe um período de aprendizagem do sistema.

Se o processo usado para calibração for puramente uma RNA, então só são considerados os sinais de entrada e saída sendo ignorado qualquer conhecimento prévio acerca do sistema. Apesar de possibilitar encontrar a solução para um sistema não linear, este método requer um longo período de treino, um grande número de dados e apresenta um mau desempenho baseado em generalizações. Uma variante deste método consiste na combinação de 2 modelos, um baseado em conhecimento empírico sobre o sistema obtido através de algum método convencional com um modelo não paramétrico [27] [26]. Assim, é possível reduzir a escala da rede, o ciclo de aprendizagem e melhorar a precisão e a capacidade de generalização. Liang et. al [27] propõem um método híbrido baseado em RNA capaz de resolver sistemas não lineares complexos com mais precisão e eficiência que os métodos convencionais. Ma et. al [26] propõem um método híbrido baseado numa técnica que utiliza Máquinas de Vetores Suporte. Esta técnica assenta na minimização de riscos estruturais para resolver equações não lineares com bases de dados pouco numerosas.

Nos casos onde não é possível assegurar linearidade, a calibração é feita com base na equação (2.7):

$$\{\Delta U\} = [C] \times \{F\} + \{a\} \quad (2.7)$$

A matriz calibração, $[C]$, é obtida a partir de conhecimento empírico acerca do sistema e pode ser obtida através de métodos convencionais. Depois de obtida a matriz de calibração, é obtido o vetor $\{a\}$ através de métodos *machine-learning*.

Concluído o processo de calibração estática, segue-se a calibração dinâmica. É necessário avaliar o desempenho dos sensores quando sujeitos a forças aerodinâmicas. Para isso, deve ser usado um modelo cujas características sejam bem conhecidas, de modo a fazer pequenas correções de acoplamento.

Capítulo 3 Mecanismos de controlo ativo

Os métodos de *Active Flow Control (AFC)* pressupõem a alteração do escoamento através da introdução de energia auxiliar. Devido ao seu carácter ativo permitem reagir a alterações súbitas nas condições ambientais.

A atuação destas tecnologias pode ter vários objetivos consoante a sua área de aplicação: redução de ruído, mitigação de cargas oscilantes, redução do arrasto, controlo da separação do escoamento, controlo da cavitação, controlo de vibrações, etc. Atualmente, a maior parte dos métodos de controlo do escoamento em uso são passivos e os métodos ativos já implementados, são atuados de forma quase estática. Têm vindo a ser feitos muitos esforços para desenvolver novos métodos de atuação, simples, incorporados em estruturas inteligentes, isto é, dotadas da capacidade de, recorrendo a sensores, determinar a forma mais eficaz de atuação. As únicas tecnologias de controlo ativo em uso são o controlo do *pitch* e do *yaw*, no entanto, devido à grande inércia das massas deslocadas, não é possível fazer uma atuação rápida que permita contrapor as rápidas oscilações nas condições atmosféricas.

Como se pode ver na Figura 23, os AFC podem ser divididos em **pré-determinados**, caso a sua atuação seja independente do estado do escoamento, ou **interativos**, em caso contrário. No âmbito dos aerogeradores, os métodos interativos revelam-se com maior utilidade uma vez que permitem maior versatilidade em caso de alterações no meio ambiente. Dentro dos métodos interativos estes são mais uma vez divididos consoante a forma como é feito o controlo, que pode ser realizado em **closed loop**, caso a atuação seja dependente de alguma propriedade medida por sensores, ou **open loop**, caso a atuação seja efetuada independentemente do *output* do processo [34].

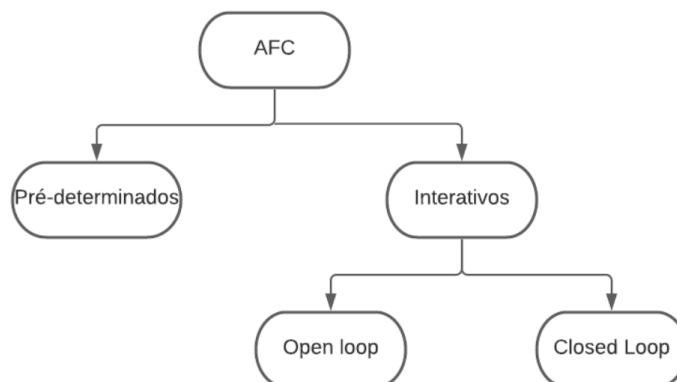


Figura 23 – Ramificações das tecnologias de Active Flow Control.

Até hoje, não existe ainda nenhuma turbina em funcionamento equipada com *AFCs* modernos. Todavia, estas tecnologias já foram testadas, não só a escala reduzida como também em escala real.

De seguida serão categorizadas os vários atuadores, parâmetros de controlo relevantes e os próprios métodos de controlo ativo do escoamento.

3.1 - Tipos de atuador

Um dos parâmetros que caracteriza as tecnologias *AFC* é o tipo do atuador. Um mesmo tipo de atuador pode ter várias finalidades, consoante o seu posicionamento na pá, frequência de atuação, intensidade, etc.

Neste subcapítulo serão introduzidos os principais atuadores que podem ser divididos em 3 ramos principais: os atuadores fluídicos, os atuadores de plasma e os atuadores mecânicos.

3.1.1 - Atuadores fluídicos

São os mais comuns e sobre os quais existe mais conhecimento. Baseiam-se na geração de jatos e por isso não há partes móveis em contacto com o escoamento externo. Por sua vez, existem diversas variantes deste tipo de atuadores, entre elas os *synthetic jets* (Figura 24). Estes atuadores geram jatos sem necessidade de alimentação fluídica, sendo, por isso, denominados de jatos de balanço de massa nulo (*zero net mass jet*). Neste caso, os jatos são formados a partir do ar circundante com recurso a um diafragma que oscila entre períodos de sucção e períodos de ejeção de ar. O ar sugado tem um baixo índice energético, mas a contração da membrana gera um jato intenso que energiza a camada limite. Esta membrana é atuada eletricamente ou através de um disco piezoelétrico.

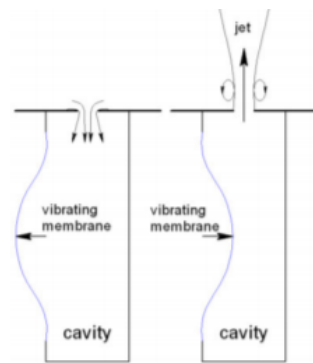


Figura 24 - Funcionamento de um *synthetic jet* [46].

Os atuadores fluídicos mais convencionais utilizam compressores para gerar os jatos, necessitando de uma fonte externa de fluido. Estes jatos podem ser contínuos ou intermitentes.

Os *sweeping jets* emitem jatos constantes, mas oscilantes espacialmente, conferindo um maior raio de ação à atuação. Observando a Figura 25 é possível entender o funcionamento deste tipo de atuador. Inicialmente o jato adere a uma das paredes e segue a trajetória da superfície. A certa altura

o jato divide-se, parte do ar segue para o canal de feedback (4) enquanto que a maior parte é ejetado pela saída. O ar que segue o canal de *feedback* retorna à zona de interação (5) exercendo uma força lateral no jato até que este adira à superfície contrária, repetindo-se o processo sucessivamente. A frequência do movimento de varredura é definida pelas dimensões do canal de feedback [35].

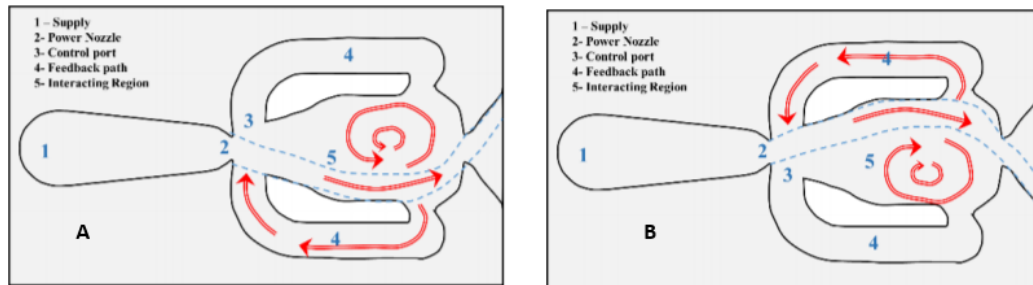


Figura 25 - Vista de topo de um sweeping jet [35].

Outra característica que diferencia os jatos é a forma da sua abertura que pode ser retangular, quadrangular ou circular.

3.1.2 - Atuadores de plasma

Os atuadores plasma baseiam-se na formação de intensos campos elétricos que se formam aquando da ionização do ar e que originam escoamento, o denominado “vento elétrico”. Um dos sistemas plasma mais utilizados é o **Dielectric Barrier Discharge (DBD)** que cria plasma de baixa temperatura, de modo a manipular a direção e a velocidade do escoamento nas proximidades do atuador [36]. O conceito convencional está representado na Figura 26 e consiste em 2 elétrodos metálicos separados por um dielétrico isolador. Quando uma alta tensão é fornecida aos elétrodos o ar ioniza. O ar ionizado na presença de um campo elétrico, resulta numa “*body force*” que dá origem a um jato de plasma, acelerando o ar na proximidade do atuador. O “vento elétrico” deve-se ao movimento induzido pela repulsão dos iões perto do elétrodo de alta tensão. É um sistema simples, que responde rapidamente e que não interfere no escoamento quando desativado. Podem ser usados para controlo de circulação e para controlo de separação.

Estes atuadores não requerem partes móveis, nem criação de cavidades nas pás, podem alterar entre funcionamento contínuo e intermitente e têm uma resposta rápida facilitando o controlo em malha fechada.

No entanto, não são capazes produzir jatos com coeficientes de impulso da mesma ordem de grandeza que os atuadores fluídicos e têm um baixo aproveitamento energético.

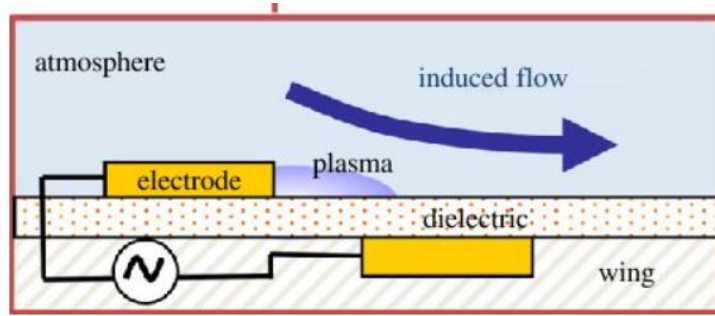


Figura 26 - Configuração de um atuador plasma DBD [83].

Existem 2 métodos para controlo de separação com atuadores de plasma que dependem da sua orientação. Quando o atuador está orientado ao longo da direção perpendicular ao escoamento (direção da envergadura), estes geram um jato de ar na direção do escoamento que energiza a camada limite e atrasa o escoamento. Ao contrário dos atuadores fluídicos, não é tão fácil inserir várias linhas de atuação ao longo da pá, de modo a “acompanhar” a alteração do ponto de separação.

Outra opção, passa pela utilização de vários atuadores dispostos na direção do escoamento, gerando jatos na direção perpendicular ao escoamento que irão promover a formação de vórtices longitudinais. Esta configuração não é tão sensível ao ponto de separação e é adequada quando este está constantemente a variar e é difícil de identifica-lo.

3.1.3 - Atuadores mecânicos

Falamos de atuação mecânica quando existe algum tipo de superfície móvel capaz de alterar o escoamento. Ao contrário dos atuadores fluídicos e de plasma, neste caso não haverá geração de jato; no entanto, é bastante comum estes atuadores introduzirem arrasto adicional no escoamento. Além disso, a sua atuação tem um tempo de resposta maior. Alguns exemplos de atuadores deste tipo são as *flaps*, as *microtabs*, as *Gurney flaps*, entre outros... As próprias válvulas que tornam os jatos pulsantes podem também ser consideradas atuadores mecânicos.

3.2 - Parâmetros de controlo

Para que seja possível comparar a eficiência de diferentes tipos de atuadores e em certos casos controlar o próprio sistema de atuação definem-se parâmetros adimensionais.

Quando a técnica AFC exige a presença de jatos, é comum definir um parâmetro que representa a intensidade da atuação, denominado de **coeficiente de impulso**, c_μ . Este parâmetro relaciona os caudais de quantidade de movimento do jato e do próprio escoamento como se pode ver nas equações (3.1) e (3.2):

$$c_\mu = \frac{T}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot A} \quad (3.1)$$

$$c_\mu = \frac{\dot{m}_{inj} \cdot v_{inj}}{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot U_\infty^2 \cdot A} \quad (3.2)$$

sendo que a equação (3.1) se aplica a atuadores de plasma, sendo T a força global de impulso gerada pelo atuador, ρ é a massa volúmica do ar, U_∞ é a velocidade do escoamento a montante da perturbação, e A é a área transversal do perfil alar. No caso dos atuadores fluídicos, aplica-se a equação (3.2), sendo $\dot{m}_{inj}$ a massa volúmica injetada e v_{inj} a velocidade do jato.

Existe uma relação óbvia entre o coeficiente de impulso e a eficiência do atuador. Quanto maior for a energia introduzida no escoamento maior será a eficiência do atuador. Porém, a potência consumida para o funcionamento do atuador pode não compensar o aumento de potência do aerogerador. É, portanto, necessário encontrar o ponto de equilíbrio entre um aumento de eficiência do aerogerador e os custos adicionais com a operação destes dispositivos.

Outro parâmetro importante, em atuadores pulsantes, é a **frequência adimensional**, F^+ , que é um numero adimensional análogo ao número de Strouhal e é obtido através da seguinte expressão:

$$F^+ = \frac{f_{AFC} x}{U_\infty} \quad (3.3)$$

sendo f_{AFC} a frequência de atuação, x um comprimento característico que pode ser a corda do perfil ou a distância entre o ponto de atuação e o bordo de fuga e U_∞ é a velocidade do escoamento livre.

3.3 - Tipos de atuação

Os AFC podem ser divididos em 2 grandes ramos em função do principal objetivo da atuação: o controlo de circulação e o controlo de separação do escoamento. De seguida será feita uma análise a cada um deles.

3.3.1 - Controlo de circulação

O controlo de circulação é um método bastante explorado na indústria aeronáutica com o objetivo de gerar maior sustentação nas aeronaves. Pode ser alcançado de várias formas quer através de jatos próximos do bordo de fuga, fazendo uso do efeito de *Coandă*, quer através de *flaps*, *microtabs* ou micro-jatos. Nas turbinas eólicas, além de aumentar a sustentação é importante que seja também possível reduzi-la para permitir controlar as oscilações de carga que ocorrem devido a alterações das condições ambientais. Assim, evitam-se fenómenos de fadiga que reduzem o tempo de vida dos equipamentos. Este tipo de atuação provoca uma alteração na curva de sustentação/ângulo de ataque em todo o seu domínio, como se pode ver na Figura 27.

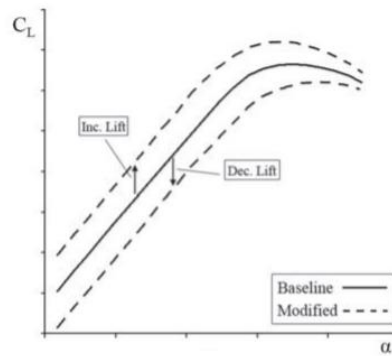


Figura 27 - Influência de estratégias ativas de controle de circulação na curva de sustentação [18].

3.3.1.1 Aplicação na aeronáutica

O controle de circulação já é alvo de estudos no âmbito da indústria aeronáutica há mais de 80 anos. As primeiras investigações nesta área surgem nos anos 30 por Hagedorn Ruden, que verificou um incremento na sustentação das asas quando na presença de um “sopro”. Esta investigação, em conjunto com a chegada dos motores turbojato, gerou muito interesse no controle de circulação, no que se chamava “*blown flap*” [37]. Porém, foi durante a década de 60 do séc. XX se intensificaram os estudos na área de decolagem vertical, curta e aterragem (V-STOL) e sistemas anti torque para helicópteros. Sucediavam-se os testes em túneis de vento que demonstravam, na prática, a aplicação do teorema de Kutta-Joukowski, através da utilização de jatos de ar em perfis alares com bordo de fuga modificado.

Em 1976, pela primeira vez, um avião equipado com mecanismos de controle de circulação fez um voo de teste. A West Virginia University (WVU) desenvolveu um bordo de fuga equipado com uma *flap* arredondada, onde era injetado um fluxo de ar, proveniente do motor a jato. Com um coeficiente de impulso, C_{μ} , de 0,12 foi possível obter um incremento de sustentação local entre 2,1 e 5,3 na fase de arranque [37]. Na Figura 28 é possível observar a asa sem atuação (A) e com atuação (B).

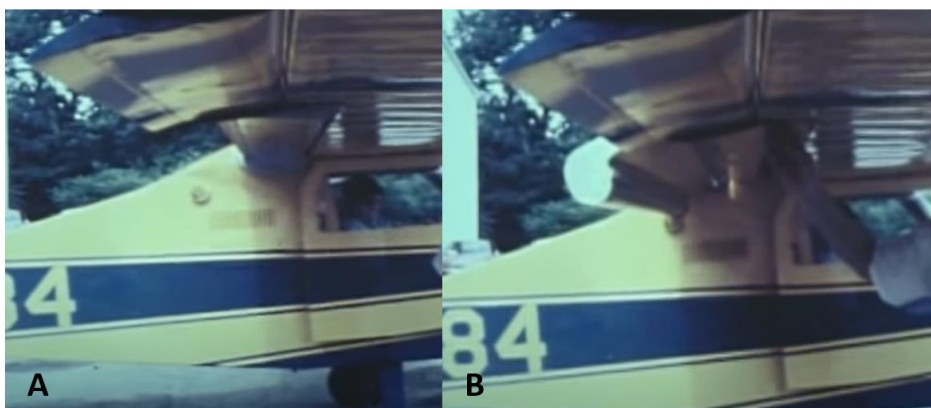


Figura 28 - Aeronave criada pela WVU com atuação ativa.

Durante as décadas de 80 e 90, as tecnologias de controlo de circulação deixaram de ser consideradas como meros complementos, passando a ser considerados no processo de conceção das aeronaves. A forma como eram gerados os jatos começou a ser vista de um ponto de vista mais funcional, visto que, a adição de sistemas de bombeamento complexos anulava os benefícios propostos. As investigações tinham o objetivo de simplificar os sistemas mantendo a eficiência. Atualmente, a maior parte das aeronaves está equipada com algum tipo de equipamento de controlo passivo, no entanto ainda não foi atingido um grau de maturação dos AFCs que permita a sua incorporação. A investigação intensificou-se nos últimos anos, exemplo disso é o investimento da NASA em vários estudos [38] e da DARPA num programa (CRANE) concebido para criar uma nova aeronave, *X-Plane*, equipada com AFCs. O objetivo passa por que os AFCs sejam o foco do projeto, sendo todo o processo de conceção da aeronave centrada em torno destes [39].

3.3.1.2 – Aplicação em turbinas eólicas

A aplicação de tecnologias AFC em turbinas eólicas começou a ser sugerida durante os anos 90, tendo por base a investigação realizada na aeronáutica. A atuação próxima do bordo de fuga das pás das turbinas permitiria um maior controlo sobre a carga, mitigando flutuações bruscas devido a rajadas de vento ou alterações súbitas das condições atmosféricas, possibilitando assim, uma redução dos fenómenos de fadiga e um consequente aumento do tempo de vida dos equipamentos. Neste subcapítulo irão ser descritas com maior detalhe as tecnologias AFC mais relevantes no âmbito da energia eólica.

Um dos principais fatores que distingue o controlo de circulação do controlo de separação é o posicionamento da atuação. No caso do controlo de circulação, o objetivo passa por controlar as variações de carga, então os atuadores estão normalmente posicionados na zona próxima ao bordo de fuga, podendo estar localizados no extra ou no intradorso da pá.

Uma forma de efetuar controlo de circulação assenta na utilização de atuadores baseados no efeito *Coandă*, também denominados **jatos de Coandă** (Figura 29). O princípio destes atuadores assenta em jatos tangenciais incorporados no bordo de fuga arredondado. Assim, devido ao equilíbrio entre as forças centrífugas e a pressão (efeito de *Coandă*), o jato não se separa da superfície até que se atinge um ponto em que as forças centrífugas não são capazes de igualar a pressão e o escoamento separa. Esta atuação permite que haja alteração do ponto de estagnação do bordo de fuga, sendo este deslocado para o intradorso da pá, quando o atuador está no extradorso, e vice-versa, assegurando um aumento da circulação e consequentemente um aumento da sustentação (condição de Kutta-Jowkowski).

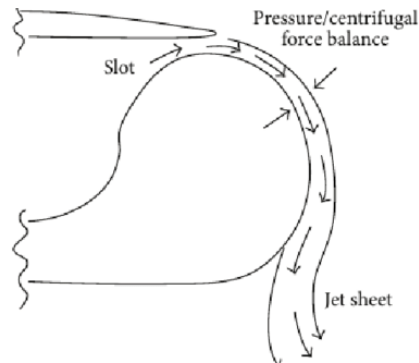


Figura 29 - Representação esquemática de controle de circulação baseado no efeito de Coandă [55].

Os atuadores são normalmente posicionados no extradorso da pá, quando o objetivo é aumentar a sustentação. Contudo, para que seja possível efetivamente mitigar as flutuações de carga, é necessário haver a possibilidade não só de aumentar a sustentação, como também de reduzi-la. Nesse caso, os atuadores estão localizados não só no extradorso, como também no intradorso da pá.

Para que este tipo de atuação seja eficiente o jato tem que ter um alto coeficiente de impulso sendo que a sua velocidade deve ser aproximadamente 4 vezes superior à velocidade da corrente livre [40]. Apesar do aumento do arrasto provocado pelo arredondamento do bordo de fuga, o desempenho aerodinâmico das pás não é afetado uma vez que existe aumento da linha de curvatura efetiva. Baleriola et. al [41] testou uma asa equipada com controle baseado no efeito de *Coandă*, sendo que usou atuadores em 2 posições: no intradorso, para possibilitar reduzir a sustentação e no extradorso, como é usado normalmente, para aumentar a sustentação. Atingiu valores de $\Delta C_L = 0,08$ com atuação plasma. Este tipo de atuador não tem capacidade de atingir altos coeficientes de impulso, no entanto, devido à proximidade do jato em relação à superfície da asa, é possível evitar descolamento. Kotsosis et. al [54] também usaram DBD para controle de circulação pelo efeito de *Coandă* e obtiveram valores de $\Delta C_L = 0,1$, com baixos números de Reynolds. Nelson et. al [45] explorou o conceito de rotor inteligente, tendo atingido $\Delta C_L = \pm 0,08$, considerando que estes mecanismos devem estar instalados em várias coordenadas x/c , para permitir maior versatilidade à atuação.

Outro tipo de atuação que não envolve geração de jatos de ar são os atuadores mecânicos, que surgem como uma adaptação dos atuadores já incorporados na indústria aeronáutica. Como se pode ver na figura 30, as **microtabs** (MT) são pequenas abas com altura da ordem de grandeza da camada limite, $\approx 1\%$ da corda, que são colocadas próximas do bordo de fuga, perpendicularmente ao perfil alar.

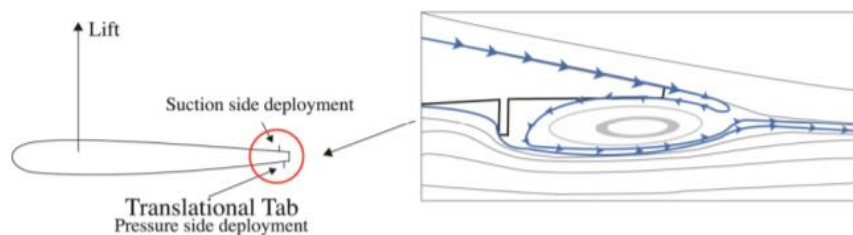


Figura 30 – Representação esquemática de um atuador do tipo microtab [61].

São equipamentos retráteis, podendo estar desativados por completo quando necessário. Uma vez atuadas, não consomem mais energia até serem desativadas. A sua presença altera o escoamento devido à formação de uma bolha de recirculação que altera a linha de curvatura efetiva e aumenta o arrasto. Podem deslocar a curva de sustentação para cima caso sejam atuadas no intradorso, criando vórtices que deslocam o ponto de estagnação, aumentando a linha de curvatura efetiva e aumentando a sustentação, ou podem deslocar a curva de sustentação para baixo caso sejam atuadas no extradorso. A pequena dimensão destes equipamentos é uma vantagem, uma vez que permite uma atuação muito rápida com baixo consumo de energia. Segundo Holst et. al [56] de modo a ter aplicabilidade prática, os sistemas de aliviação de carga devem ser capazes de variar o coeficiente de sustentação em valores na ordem de $\Delta C_L = \pm 0,2$. Testes laboratoriais revelam que esta tecnologia é capaz de alcançar ΔC_L na ordem de grandeza desejada [57][43]. As *microtabs* são uma adaptação das **Gurney flaps** (GF), desenvolvidas pelo automobilista Dan Gurney, sendo que, posteriormente, foram adaptadas para a indústria aeronáutica. A diferença entre as duas prende-se com a localização relativa no perfil alar: enquanto que as GF se localizam em $x/c=1$, as MT estão normalmente localizadas um pouco mais a montante, uma vez que necessitam de espaço para poderem ser retraídas para o interior da pá (Figura 31). Bach et. al [58] testou as diferenças entre o comportamento destes 2 atuadores em condições transientes e verificou que quando a asa estava equipada com GF a resposta era mais rápida, enquanto que as MT provocavam um efeito adverso na sustentação até estabilizarem. Outros estudos [59] [60] indicam que quanto maior for a velocidade da atuação, isto é, quanto menor for tempo entre o estado não atuado e um estado totalmente atuado, maiores serão os efeitos adversos na sustentação.

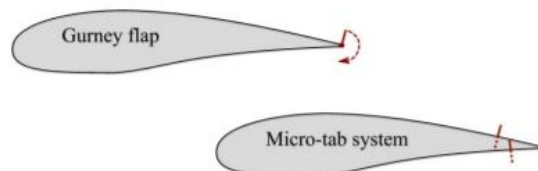


Figura 31 - Representação esquemática de micro-tabs e Gurney flaps [58].

Uma vantagem associada a estas duas soluções é a simplicidade, não exigindo geração de jatos de ar. Contudo, estes atuadores introduzem uma penalização no arrasto. Um estudo numérico [62] indica que uma forma de mitigar esta penalização passa pela introdução de espaçamentos entre as microtabs ao longo da envergadura como se pode ver na Figura 32. Os espaçamentos reduzem a sustentação quando comparados com as microtabs contínuas; no entanto, permitem um arrasto menor, aumentando a relação sustentação/arrasto. Além disso, caso as abas estejam intercaladas é possível uma atuação individual, o que confere maior versatilidade ao sistema de controlo. Outra forma de mitigar a penalização no arrasto passa pela utilização de uma geometria serrilhada.



Figura 32 – Pá em modelo reduzido equipada com microtabs intercaladas [63].

Apesar de serem eficazes em ângulos de ataque relativamente baixos, quando se atingem ângulos próximos do ângulo de *stall*, o desempenho destes atuadores diminui consideravelmente devido à separação do escoamento, que, inicialmente, começa no bordo de fuga, onde estão localizados os atuadores. Outra desvantagem deste tipo de mecanismo é o ruído aerodinâmico provocado pela atuação das microtabs. Qiu et. al [64] após testes acústicos, verificou que quando as microtabs eram porosas o ruído aerodinâmico era inferior.

Os **micro-jatos**, apesar de conceptualmente serem diferentes, provocam o mesmo efeito que as *microtabs*. Neste caso, a atuação é fluídica, através de um jato perpendicular ao escoamento. O efeito provocado pelo jato é aerodinamicamente semelhante ao efeito provocado pelas *MT*, evitando a penalização no arrasto mas exigindo, agora, a geração de um jato. Além disso, os micro-jatos demonstraram um efeito transiente inicial menos adverso em relação às *microtabs* [66]. O modo de atuação acaba por ser diferente, havendo a possibilidade de controlar o coeficiente de impulso, o que dá origem a algoritmos de controlo diferentes [43].

Outro atuador mecânico capaz de alterar a curva de sustentação em todo o seu domínio são as **flaps** (Figura 33), adaptadas da aeronáutica, que permitem aumentar ou reduzir o coeficiente de sustentação consoante a sua orientação devido à alteração da linha de curvatura efetiva.

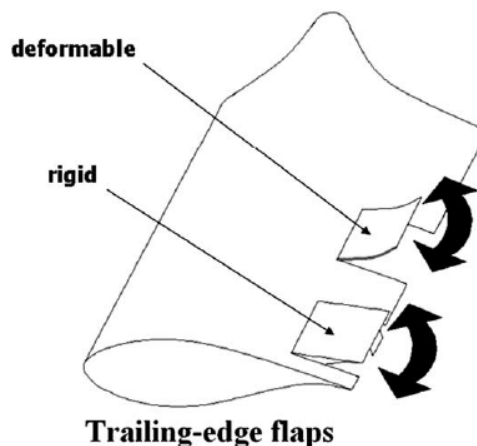


Figura 33 - Representação esquemática de trailing edge flaps [68].

Nos últimos anos tem havido evolução nestes atuadores, procurando-se implementar diferentes materiais, mais leves que permitam reduzir o peso do atuador e assim obter uma resposta mais rápida. Em 2010, uma turbina VESTAS V27 foi equipada com estes atuadores [67]. Esta turbina, de 225 kW de potência nominal e diâmetro do rotor de 27 m, foi equipada com *flaps* ao longo de 70 cm (5 %) da sua envergadura. A turbina foi equipada com múltiplos sensores, entre eles células de carga na raiz da pá, 2 acelerómetros 3D na ponta da pá, 3 tubos de Pitot e 3 pares de tomadas de pressão no bordo de ataque das *flaps*. Os dados obtidos por estes sensores em conjunto com os dados captados por uma torre de medição a 70 m da turbina eram o *input* do sistema de controlo, em *loop* fechado. Foi possível verificar o controlo das cargas, no entanto, ficou por testar como seria o comportamento face a condições ambientais mais severas.

3.3.2 - Controlo de separação do escoamento

O controlo da separação do escoamento ou controlo da camada limite engloba todas as tecnologias que visam alterar o comportamento da camada limite. O objetivo mais comum passa por retardar a separação da camada limite para ângulos de ataque superiores, aumentando o coeficiente de sustentação máximo. A alteração causada na curva de sustentação pelos atuadores em questão só é significativa na região próxima do ângulo de *stall*, como se pode ver na Figura 34.

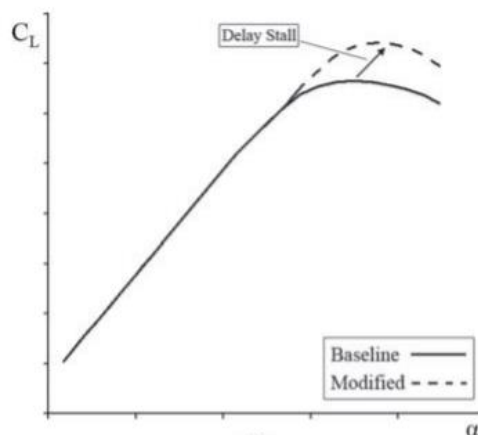


Figura 34 – Influência de estratégias ativas de controlo de separação do descolamento na curva de sustentação [18].

3.3.2.1 – Aplicação na aeronáutica

Os aviões mais comuns estão sujeitos a separação do escoamento na raiz e na ponta da asa [69]. A NASA em conjunto com a Boeing desenvolveu um projeto para testar a influência de *sweeping jets* em modelos de escala real e escala reduzida. Depois de testado em ambiente laboratorial, no *National Full-Scale Aerodynamics Complex* (NFAC), num túnel de grandes dimensões (40x80), um

Boeing 757 ecoDemonstrator (Figura 35) foi equipado com um sistema de controlo de separação tendo sido efetuado um voo [70].

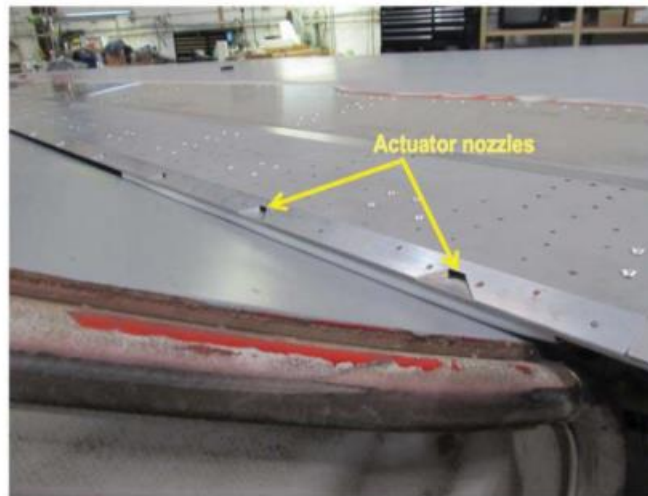


Figura 35 – Instalação dos atuadores no Boeing 757 [70].

Em 2003, um *tiltrotor* (Figura 36) foi equipado com AFC para controlo de separação num projeto da DARPA [71]. Estas aeronaves têm um comportamento particular, uma vez que o processo de decolagem é feito como se tratasse de um helicóptero, verticalmente. Todavia, o seu comportamento durante o voo assemelha-se ao de um avião. Durante a fase de decolagem, as asas do avião induzem uma força indesejável, denominada *download*. Assim, as *flaps* e os *aileron*s desta aeronave foram equipados com *synthetic jets*. Os resultados foram positivos, com uma redução de 9 a 14 % na *downforce* abrindo perspetivas para o futuro.



Figura 36 – Tiltrotor que foi equipada com synthetic jets [71].

3.3.2.2 – Aplicação na indústria eólica

A separação da camada limite ocorre em ângulos de ataque elevados, quando a energia do escoamento não é suficiente para vencer o gradiente de pressão adverso. Forma-se, então, uma zona de turbulência que leva a uma queda abrupta na sustentação. Os AFCs propõem-se a reduzir este fenómeno, atrasando-o para ângulos de ataque superiores e aumentando o coeficiente de sustentação máximo (C_{Lmax}). Num aerogerador, a separação ocorre na fase de arranque, quando o ângulo de passo não é adequado em toda a pá, quando a velocidade do vento aumenta ou devido a turbulência de alta intensidade no escoamento, originando flutuações de carga e perdas de *performance* [72].

Para atingir este objetivo existem vários modelos propostos. Uma solução passa pela introdução de jatos em regiões próximas do bordo de ataque da pá, de modo a gerar vórtices tridimensionais capazes de promover a transferência de energia para a camada limite, permitindo vencer o gradiente de pressão adverso e adiar o descolamento para ângulos de ataque superiores (Figura 37). Este tipo de AFC, assemelha-se aos *vortex generators* analisados anteriormente. Contudo, neste caso, os vórtices são gerados através de jatos, sendo por isso denominados de **Air Jet Vortex Generators** (AJVG).

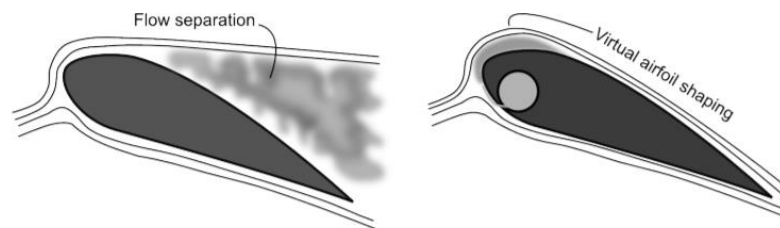


Figura 37 – Efeito de um atuador para controlar separação do escoamento [73].

Os atuadores podem ser fluídicos (convencionais, *synthetic jets*, *sweeping jets*) ou de plasma [36] [75]. Foi demonstrado experimentalmente que jatos pulsantes, com uma certa frequência de atuação, são mais eficazes em reduzir a separação que os jatos constantes [74].

Primeiramente foram realizadas simulações numéricas que permitiram validar este tipo de controlo, inclusivamente para valores de Reynolds elevados [76], sendo que posteriormente foram feitas simulações experimentais recorrendo a túneis de vento que mais uma vez validaram o conceito [49] [77].

A optimização de certos parâmetros como a velocidade do jato, posicionamento, coeficiente de impulso e a frequência de pulsação dependem de cada perfil e devem ser determinados recorrendo a métodos experimentais e numéricos.

O posicionamento destes atuadores deve ser optimizado consoante o perfil em estudo. No entanto, já foi provado, que a atuação é mais eficaz se a atuação estiver próxima do ponto de separação [78]. Como este ponto não é fixo, a pá deverá estar equipada com vários pontos de atuação que podem ser ativados de acordo com a posição do ponto de separação. Niether et. al [47] desenvolveram um atuador baseado neste princípio.

Uma variante deste tipo de sistema consiste na utilização de jatos *coflow* (Figura 38), onde o ar no bordo de fuga é sugado para uma bomba localizada no interior da pá, onde aumenta a sua energia e é “devolvido” ao escoamento no bordo de ataque, permitindo aumentar a sustentação devido ao aumento da circulação (teorema de *Kutta–Joukowski*) e mitigar o deslocamento aerodinâmico. É uma solução que começou a ser estudada visando a aplicação na indústria aeronáutica mas que também já foi estudada numericamente no âmbito da indústria da energia eólica [84].

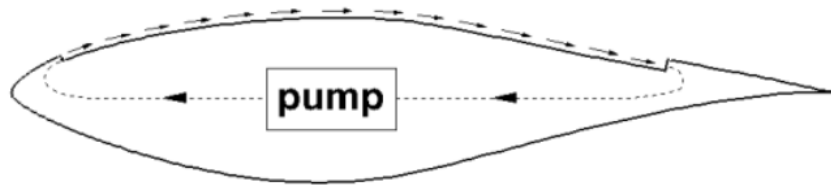


Figura 38 – Representação esquemática de um jato coflow [84].

Outra forma de controlar a separação do escoamento é através da **sucção** de ar no bordo de ataque. Num escoamento normal, devido ao gradiente de pressão adverso e ao atrito junto à superfície, as moléculas próximas da superfície vão perdendo energia e tornam o escoamento suscetível à separação. Caso seja incorporado um atuador de sucção, este vai remover as partículas com menor energia e estas serão substituídas por partículas mais energéticas provenientes do escoamento livre. Além do controlo de separação, este método permite reduzir o arrasto e aumentar a sustentação. A sucção é feita através de uma bomba de vácuo. Chawla et. al [47] simulou numericamente os efeitos de um atuador de sucção concebido para turbinas de pequenas dimensões caracterizadas por baixos Re e verificou um aumento de 200 % na potência bruta obtida após uma atuação com 1,28 W de potência. Na Figura 39 está representado esquematicamente um perfil alar equipado com uma fenda de sucção.

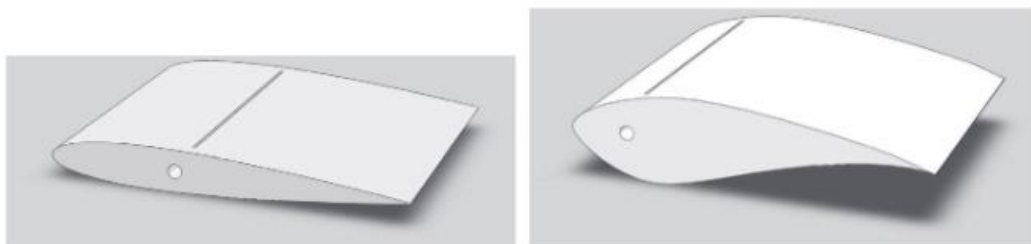


Figura 39 – Asas equipadas com fendas de sucção [47].

3.4 - Testes de AFC em túneis de vento

Neste capítulo foi feita uma revisão bibliográfica em torno dos vários parâmetros que influenciam o comportamento dos AFC, como o posicionamento relativo dos atuadores no perfil alar, a intensidade de atuação, a frequência e outros parâmetros característicos de cada tipo de AFC. Além disso, a pesquisa incidiu sobre outros aspetos relacionados com testes AFC em túneis de vento.

3.4.1 - Vortex generators

Para testar esta tecnologia será necessário equipar a pá com vários orifícios alinhados numa direção perpendicular ao escoamento, a direção da envergadura. Será interessante utilizar várias linhas de atuação situadas em diferentes coordenadas x/c para que o jato de ar introduzido esteja o mais próximo possível do ponto de separação que varia consoante o ângulo de ataque. Assim, o perfil deve ser estudado numericamente antes dos testes, para que se conheça a localização da linha de separação em função do ângulo de ataque. Niether et. al [49] usaram 6 linhas diferentes, tendo concluído que apenas 4 linhas seria suficiente. Guannan Wang [85] usou 3 linhas diferentes e Tang et. al [86] usaram 2 linhas de atuação. Apesar da eficiência da atuação ser superior quando existem várias linhas de atuação, é possível obter resultados positivos apenas com uma linha de atuação desde que esteja localizada próxima do bordo do ataque.

O sistema de controlo que será responsável por controlar a atuação deverá ter como *input* o ângulo de ataque. Usando um perfil estudado previamente é possível correlacionar o ponto de separação com o ângulo de ataque e assim, utilizar a linha de orifícios mais próxima destes.

A geração do jato poderá ser feita recorrendo a um sistema pneumático de compressão do ar que deverá estar equipado com uma válvula de modo a permitir funcionamento intermitente. Jatos pulsantes são mais eficientes no controlo da separação uma vez que a pulsação do jato introduz vórtices, que aumentam a mistura turbulenta entre o fluido com pouca energia junto à superfície e o fluido mais distante da camada limite com maior teor energético. Assim, é possível reduzir o caudal mássico do jato sendo que a energia extra é proveniente do próprio escoamento. Os principais fatores de controlo a ter em conta são o ângulo de ataque, a frequência adimensional e o coeficiente de impulso.

Os valores do coeficiente de impulso atingidos noutros trabalhos experimentais com jatos produzidos por compressores situam-se no intervalo $0,002 < C_{\mu} < 0,009$. No caso de serem usados *synthetic jets*, os coeficientes de impulso tendem a ser maiores, situando-se no intervalo $0,001 < C_{\mu} < 0,015$.

Em relação à frequência adimensional (baseada na corda), F^+ , se o objetivo for reverter a separação após esta ser iniciada, este parâmetro se deve situar na ordem de 1-1,3. Após ser eliminada o descolamento aerodinâmico, F^+ deve ser aumentado para 3-4, aumentando a frequência de atuação [89].

Durante o fabrico das pás é necessário ter em conta as dimensões dos orifícios dos jatos, a sua inclinação em relação ao escoamento e o espaçamento entre eles na direção perpendicular ao escoamento. Tendo em conta os vários trabalhos analisados, existem poucos estudos que visem avaliar a influência destas variáveis, sendo que, muitas vezes, as opções são tomadas baseadas em conhecimento empírico. Woszidlo [90] estudou alguns destes parâmetros e concluiu que existe um limite na distância entre os atuadores na direção perpendicular ao escoamento a partir da qual existe uma quebra no desempenho.

Se o atuador for plasma, a configuração mais comum é DBD. Devido à sua baixa espessura, podem estar integrados na própria pá ou serem posteriormente instalados sobre ela, evitando a perfuração da pá.

No caso do atuador plasma o sistema será totalmente elétrico, facilitando o controle e melhorando a velocidade de resposta.

3.4.2 - Controle de separação através de sucção

O controle de separação através de sucção ainda não foi muito explorado no âmbito da energia eólica. Os estudos que existem foram realizados para aplicações aeronáuticas e, apesar de apresentarem resultados positivos em termos de controle de separação, revelam dificuldades na implementação destes atuadores. Os orifícios de sucção devem ter dimensões muito reduzidas para evitar que a transição do regime laminar para o turbulento aconteça antecipadamente. As pequenas dimensões dos orifícios acabam depois por ter influência negativa no funcionamento do atuador, uma vez que, facilmente são bloqueados por contaminação exterior.

As principais variáveis que influenciam o desempenho do atuador no caso dos atuadores de sucção são a sua localização, o ângulo da sucção, as dimensões da fenda e o coeficiente de impulso.

Normalmente, a sucção é feita a partir de uma fenda disposta ao longo da envergadura e é alimentada por uma bomba de vácuo. A localização do atuador deve ser próxima no bordo de ataque como é recomendado em vários trabalhos [91] [92]. A sucção por si só já irá diminuir o arrasto, contudo, quanto mais próximo for o ângulo de sucção de 90° mais efetiva será essa redução. Além disso, um ângulo de sucção de 90° apresenta os melhores resultados no atraso da separação e aumento do coeficiente de sustentação máximo [92].

Um estudo feito por Dannenber e Weiberg [87] mostra que o comprimento do orifício de sucção não deve ser superior a 2,5% da corda do perfil alar, visto que, a partir deste ponto o aumento na sustentação não é significativo.

Quanto ao coeficiente de impulso, os testes realizados costumam utilizar valores na mesma ordem de grandeza que os verificados anteriormente no caso dos AJVG.

3.4.3 - Microtab e Gurney flap

Os aspetos construtivos das *MT* são bastante simples, dado que são equipamentos muito leves e não requerem a utilização de jatos. Dado que são usadas para controle de circulação, ou seja, para mitigar flutuações de carga, as *MT* são simultaneamente instaladas no extradorso e intradorso de modo a permitir reduzir e aumentar as cargas aerodinâmicas. Assim, normalmente é comum alterar o perfil alar utilizado, aumentando a espessura no bordo de fuga para que seja possível acomodar as *MT* e o atuador linear que será responsável por movimenta-las. Este é o único propósito da alteração e caso possível deve ser evitado.

As abas contínuas, que se estendem sem interrupção ao longo da envergadura da pá, apesar de terem maior capacidade de variação de carga [93], limitam a capacidade de atuação. As abas devem ser intervaladas de modo a permitir atuar individualmente em cada zona da pá. Além disso, quando as abas estão intervaladas é possível reduzir o momento de arfagem e o arrasto. Os intervalos devem ser curtos, de modo a conferir um maior coeficiente de solidez, θ , que é definido como o quociente entre comprimento total das abas e a envergadura da pá, como se pode ver na equação (3.4):

$$\theta = \frac{\sum l_{tab}}{s} \quad (3.4)$$

sendo l_{tab} o comprimento de cada aba e s a envergadura da pá. Uma razão de solidez elevada irá traduzir-se numa maior capacidade de variação da sustentação [58]. Uma das possibilidades de atuação pode passar pela variação deste quociente em vez de variar a altura das *MT*. A altura é um parâmetro muito difícil de controlar devido à necessidade de sistemas de monitorização complexos, tanto que, normalmente, a atuação é do tipo *ON/OFF*, variando entre não atuada e totalmente atuada. Assim, a pá pode ser equipada com um conjunto de *MT* que respondem a solicitações *ON/OFF*. Caso seja necessário aumentar a sustentação na máxima das capacidades, todas as *MT* seriam atuadas no intradorso. Caso seja necessário apenas um ligeiro aumento, podem ser atuadas um número menor de *MT*.

Quanto aos aspetos geométricos mais relevantes, estudos [93] [58] indicam que a altura da *MT* deve ser da ordem de grandeza da camada limite, o que se situa entre 1 a 2 % da corda. A partir de 2 % os ganhos ao nível da sustentação não compensam a penalização no arrasto. O posicionamento mais eficiente deverá situar-se entre $0,94 < x/c < 0,98$ de modo a que a bolha de recirculação formada a montante da *MT* atinja o bordo de fuga. A espessura da *MT* deve situar-se entre 0,25 a 0,75 % do comprimento total da corda. É importante ressaltar que a bidimensionalidade dos testes será comprometida caso as *MT* estejam intercaladas.

Caso seja possível testar as *GF*, estas devem ser dimensionadas tal como as *MT* ao nível da espessura e altura. A principal diferença reside no posicionamento, neste caso, a *GF* está localizada em $x/c=1$. Na Figura 40 podemos ver o mecanismo de atuação da *GF*. Quando não está atuada, a *GF* encontra-se retraída no intradorso ou extradorso, quando for necessário atuar, introduz-se um movimento de rotação de modo a que a *GF* fique perpendicular ao perfil alar, no extradorso ou no intradorso conforme o objetivo seja reduzir ou aumentar a carga aerodinâmica.

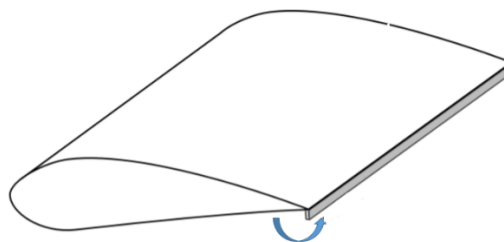


Figura 40 – Mecanismo de atuação das *GF* [16].

Ao nível de energia utilizada, tanto as *GF* como as *MT* não requerem uma quantidade de energia significativa uma vez que as massas movidas são muito baixas.

3.4.4 - Micro-Jatos

Os micro-jatos são bastante semelhantes às *MT* aerodinamicamente. A principal diferença reside no método de controlo. As *MT* devido à dificuldade em controlar a variação da altura, são usadas

quase sempre em modo *ON/OFF*. Os *MJ* por sua vez, permitem que haja alteração da intensidade da atuação através do controlo de parâmetros como a frequência de atuação e o coeficiente de impulso.

Tal como as *MT*, podem também ser instalados com espaçamentos entre os orifícios para permitir maior controlo da atuação.

Apesar de ainda não existirem trabalhos visando a otimização das variáveis operacionais, os testes realizados por enquanto colocam os jatos em $0,9 < x/c < 0,95$ sempre orientados perpendicularmente ao perfil alar. Devido à falta de trabalhos não é possível conhecer de que forma variáveis como o espaçamento entre os jatos, o diâmetro e a forma dos orifícios ou até a frequência da atuação afetam o escoamento.

O coeficiente de impulso é o parâmetro mais relevante no controlo dos *MJ*. De modo a obter uma variação significativa no coeficiente de sustentação o valor necessário alcançar no coeficiente de impulso situa-se em torno de 0,01. Um aumento do coeficiente de impulso traduz-se simultaneamente num aumento dos coeficientes de sustentação e de arrasto, importa, portanto, encontrar o ponto que optimize a relação C_L/C_D ótimo.

Ao contrário das *MT* e *GF* os microjatos exigem mais energia uma vez que requerem compressão e distribuição do ar. Este fator pode ser eliminado através da utilização de jatos sintéticos. Neste caso, o jato será intermitente e a frequência adimensional, F^+ , deve ser controlada. De Vries et al. [46] implementaram *MJ* com este tipo de atuador tendo atingido valores máximos de frequência adimensional $F^+=1,24$ nos testes experimentais, no entanto foi possível concluir que, de modo a obter bons resultados na mitigação das oscilações de carga, é necessário atingir frequências adimensionais na ordem de grandeza de 10. Além disso, foi estudada numericamente a influência do posicionamento do jato, concluindo-se que o posicionamento que permitia maior incremento no coeficiente de sustentação era em $x/c=0,985$.

3.4.5 - Jatos de *Coandă*

Os jatos tangenciais no bordo de fuga são outra opção para controlo de circulação e requerem a alteração do bordo de fuga. Esta alteração tem implicações aerodinâmicas, visto que aumenta o arrasto caso o jato esteja desativado, no entanto caso o jato esteja ativo os benefícios ao nível da sustentação compensam a penalização no arrasto. Uma medida que traduz o arredondamento do perfil é o seu raio do bordo de fuga, r_{bf} . Adimensionalizando este valor em função da corda, c , temos o raio do bordo de fuga adimensional, como se pode ver na equação (3.5):

$$r_{bf}^* = \frac{r_{bf}}{c} \quad (3.5)$$

A partir de um certo ponto o aumento do raio do bordo de fuga não se traduz num aumento do coeficiente de sustentação. Este parâmetro deve, portanto, situar-se entre 0,002 e 0,004. Estudos paramétricos [94][95] indicam que a localização ótima do jato deve ser entre $0,85 < x/c < 0,95$.

Para que a atuação seja eficaz os jatos têm de ter um coeficiente de impulso bastante mais alto em comparação com as outras aplicações *AFC*. Enquanto que valores na ordem de grandeza de $c_\mu=0,001$ são normalmente usados noutro tipo de atuação, neste caso a ordem de grandeza do

coeficiente de impulso deve situar-se em torno de $c_{\mu}=0,01$ isto porque o jato tem que ter energia suficiente para que não descole da superfície da pá.

Normalmente, o fluxo de ar é garantido por compressores uma vez que se procura uma atuação contínua. Contudo, os *synthetic jets* já foram testados numericamente com sucesso [96] [97] e podem ser vistos como uma alternativa válida.

Para que seja efetivamente possível fazer controlo de circulação é necessário que seja possível não só aumentar a sustentação como também reduzi-la. Assim o perfil alar deverá estar equipado com dois jatos, um no extradorso (para aumentar a sustentação) e outro no intradorso (para reduzir a sustentação).

3.5 - Integração de AFC nos aerogeradores

Como foi visto anteriormente, a integração das tecnologias de AFC em turbinas eólicas promete controlar as flutuações de cargas aerodinâmicas, controlar a fadiga, reduzir o ruído aerodinâmico, etc. Para fazer essa integração, não é suficiente equipar as pás com as novas tecnologias, é também necessário instalar sensores que, em conjunto com os equipamentos de atuação, formam o sistema de controlo.

Os sensores têm a função de medir certas propriedades físicas que serão analisadas por um algoritmo que irá definir o modo de atuação. Estes sensores medem parâmetros como a velocidade do vento e as cargas aerodinâmicas geradas. A sua incorporação nas pás deve ser feita de forma a evitar a perturbação do escoamento e devem ser posicionados na posição da pá onde a propriedade a medir é mais intensa [100]. Assim, os sensores devem ser compactos, de forma a reduzir o peso e o volume ocupado, insensíveis às variações de temperatura e à radiação eletromagnética (em caso de tempestades e relâmpagos) e devem ter uma grande longevidade, com medições precisas a longo prazo e sem necessidade de manutenção nem recalibração depois da instalação.

Para medir as cargas exercidas nas pás, podem ser instalados sensores de forças, principalmente na raiz. Os extensómetros, podem ser uma opção viável, desde que seja devidamente compensada a influência da temperatura. No entanto, poderão existir opções melhores uma vez que a longo prazo, os extensómetros perdem qualidade na medição. A alternativa são os sensores de Bragg, os *FBG*. São sensores bastante leves e compactos, têm alta sensibilidade, boa fiabilidade a longo prazo e o material constituinte é compatível com as fibras de vidro das usadas nas pás tradicionais, [104] em contrapartida são ainda dispendiosos, apesar de a tendência apontar para a redução do preço e são influenciados pelas variações de temperatura. Esta interferência pode ser reduzida através da utilização de uma *FBG* extra, mecanicamente desacoplada responsável pela medição da temperatura e, no tratamento dos dados, compensar o desvio de temperatura em relação ao valor padrão. Existem vários estudos que comprovam a eficiência desta tecnologia para a medição das cargas nas pás dos aerogeradores com a precisão adequada [101] [102] [103]. Além da medição das forças, as pás devem estar também equipadas com acelerómetros para análise de vibrações.

A medição das propriedades do escoamento antes deste atingir o aerogerador é crucial para o sistema de controlo dado que a atuação é feita em função das propriedades que são medidas pelos sensores. Os sistemas de medição LIDAR (anemometria laser) apresentam-se como uma tecnologia

que permite medir a velocidade do vento a uma certa distância do aerogerador (30 a 150 m), permitindo reagir antecipadamente e comandar a atuação dos equipamentos adequadamente. Esta tecnologia tem limitações que estão associadas à não homogeneidade do escoamento turbulento e à sua evolução até atingir o aerogerador. Outra opção passa pela integração de tubos de Pitot ao longo da pá, no entanto, este método não permite antecipar o escoamento.

Um dos conceitos que surgiu no âmbito da investigação das tecnologias AFC foi o de “*Smart Rotor Control*”. Uma estrutura inteligente, por definição, envolve sensores, atuadores e microprocessadores que analisam os sinais recebidos dos sensores e comandam os atuadores. O objetivo da integração de controlo ativo nos aerogeradores passa por uma atuação individual em cada pá e em várias zonas ao longo da sua envergadura, através de um sistema de sensores e atuadores comandados por um algoritmo inteligente. Assim, um aerogerador estará equipado com diferentes tipos de AFC para mitigação do descolamento aerodinâmico, aumento da circulação, redução das vibrações, etc. Assim, existe uma grande flexibilidade no sistema AFC, por exemplo, o controlo de separação do escoamento pode ser apenas necessário nas zonas mais próximas na raiz onde a espessura do perfil alar é superior e por consequência, o escoamento enfrenta maior dificuldade em vencer os gradientes de pressão adversos. Uma atuação local, por exemplo, com atuadores fluídicos no bordo de ataque (AJVJ) na raiz pode ser suficiente para evitar a separação nessa zona e assim, é usada menos energia para atuação.

Devido às dimensões dos rotores atuais, as pás estão sujeitas a esforços que variam muito ao longo da pá. Assim, o controlo de circulação, com o objetivo de mitigar as flutuações de carga deve permitir atuação local. Por exemplo, num caso de utilização de jatos de *Coandă*, deve ser possível gerar coeficientes de impulso diferentes em várias zonas da pá.

A incorporação de AFC em turbinas eólicas só será viável se o aumento da produção energética for superior à energia utilizada para o funcionamento e atuação do sistema AFC. Esta relação é mais difícil de garantir no caso de atuadores fluídicos convencionais, com massa líquida não nula. Neste caso, os custos iniciais serão reduzidos, uma vez que as tubagens podem ser introduzidas facilmente durante o processo de fabrico das pás, contudo, a longo prazo, o compressor irá consumir energia, aumentando os custos operacionais. Uma solução proposta por [49] passa por utilizar os períodos onde a potência nominal da turbina é excedida para alimentar o compressor até este encher o tanque de armazenamento situado algures na *nacelle*. Assim, evita-se o consumo de energia extra para a compressão do ar.

Stalnov et. al [105] definiu um parâmetro que permite quantificar a eficiência do sistema AFC, denominada *Aerodynamic Figure of Merit* (AFM3), que é calculada através da equação (3.6):

$$AFM3 = \frac{[(L - D)U_{\infty}]_{controlo} - 2P_{elet}}{[(L - D)U_{\infty}]_{s/controlo}} \quad (3.6)$$

sendo L e D respetivamente a sustentação e o arrasto, U_{∞} a velocidade do escoamento, e P_{elet} a potência total de todos os equipamentos do sistema de controlo. Caso AFM3 seja superior a 1 o sistema AFC apresenta benefícios energéticos.

Capítulo 4 Balança aerodinâmica

O processo de anteprojeto da balança aerodinâmica começou pela análise do túnel de vento e da magnitude das forças em questão. Foram definidas as especificações da balança com base em trabalhos feitos na área dos *AFC* e nas dimensões de um modelo dimensionado para o túnel do INEGI. Por fim, foi feita a escolha do sensor de forças e definida toda a cadeia de medição.

4.1 - O túnel de vento do INEGI

Para escolher a balança, é necessário que esta seja adequada ao túnel de vento. Neste subcapítulo será feita uma análise ao túnel de vento do INEGI e a túneis de vento onde exista um histórico de testes de *AFC*.

O túnel do INEGI (Figura 41 e 42), construído em 2012, integra o LAC e é caracterizado como um túnel de vento de baixa velocidade, de circuito aberto, e com secção de teste fechada. É um túnel de sopro, isto é, o ventilador está localizado antes da secção de teste. Tem vindo a ser usado para calibração de sensores de velocidade do ar, estando creditado pelo Instituto Português de Acreditação (IPAC) para calibração de tubos de Pitot e anemómetros (Figura 41). Além de calibração de equipamentos de medição, já foram realizados ensaios relacionados com a produção de energia eólica, entre eles [2]:

- Medição da esteira de uma torre de medição treliçada à escala (1:2.5) e influência num sensor de medição da velocidade do vento;
- Avaliação da resposta de micro-aerogeradores sob condições controladas de vento.



Figura 41 - Anemómetro posicionado na secção de teste, vista do difusor de saída.



Figura 42 - Zona de contração e secção de testes do túnel do INEGI.

Na Figura 43 está representado esquematicamente o túnel do INEGI com a respetiva legenda.

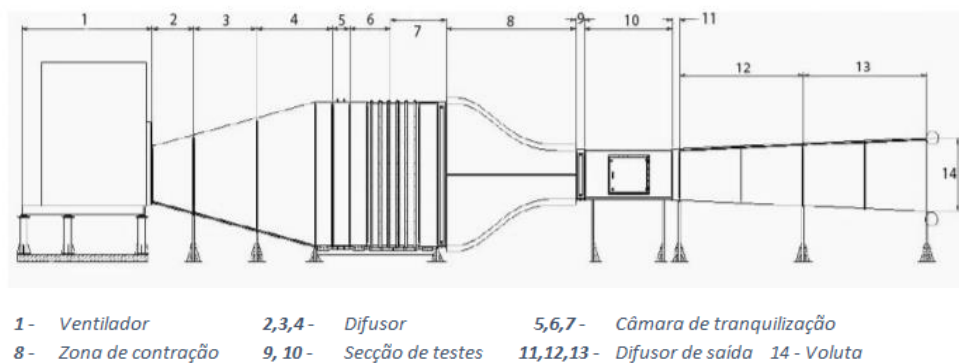


Figura 43 - Representação esquemática do túnel do INEGI.

O túnel tem um comprimento total de 21 m. O ventilador é responsável por gerar o escoamento. É um ventilador centrífugo com pás atrasadas, tem uma potência nominal de 37 kW e está preparado para um funcionamento a médias pressões, conseguindo gerar velocidades de 0,125 m/s até 28 m/s. Pesa cerca de 2000 kg e consegue atingir um caudal de 220 000 m³/h.

O primeiro difusor tem 3 m de comprimento e contém 3 conjuntos de redes com malhas.

A câmara de tranquilização permite que a intensidade de turbulência seja inferior a 0,5 % e garante uma não homogeneidade do escoamento inferior a 2%. Tem uma secção cúbica de 3x3x3 m³ e no interior está equipada com dois conjuntos de redes e um alinhador de escoamento de alumínio do tipo *honeycomb* com cerca de 300 mm de comprimento.

A secção de contração apresenta um rácio de 9:1 com 3 metros de comprimento.

A secção de testes tem um comprimento de 2 m e a área da secção transversal é de 1x1 m². As paredes e o teto nesta zona são transparentes e a secção é acessível por 2 portas laterais e através da superfície inferior.

Podemos comparar o túnel de vento do INEGI com alguns túneis onde já foram realizados ensaios no âmbito das tecnologias AFC, como por exemplo o túnel da University of California, Davis, o túnel Lucien Malavard, do instituto PRISME da Universidade de Orleães, o túnel da Universidade Monash, o túnel da TU Berlin e o túnel da Universidade de Twente estando os resultados expostos na Tabela 1.

Tabela 1 – Especificações técnicas de túneis de vento onde já foram realizados testes relacionados com AFC.

Túnel Parâmetro	INEGI	UC Davis	Lucien Malavarde	Monash	TU Berlin	Twente
Potência elétrica (kW)	37	93,3	--	450	500	130
Velocidade máxima (m/s)	28	73,8	55	50	50	70
Área transversal da secção de testes (m)	1	1,02	4	4	2	0,63
Comprimento secção de testes (m)	2	3,7	5	12	10	2,25
Intensidade da turbulência (%)	< 0,5	< 0,1	< 0,4	<0,6	<0,5	0,4

Os túneis analisados atingem velocidades máximas na secção de teste muito superiores à do túnel do INEGI, possibilitando testar em números de Reynolds superiores. No entanto, os testes AFC realizados nestes túneis não necessitaram de atingir a velocidade máxima. O túnel do INEGI, tendo em conta as suas dimensões e velocidade máxima, será perfeitamente capaz de atingir números de Reynolds na ordem de 10^5 , o que é uma ordem de grandeza adequada a estes testes.

A intensidade de turbulência dos túneis analisados é inferior à que se verifica no túnel do INEGI, mas este facto não deverá ser impeditivo da realização de testes desta natureza.

4.2 - Definição das dimensões dos modelos

Embora as dimensões dos modelos possam variar em cada teste foram aqui definidas, de forma aproximada, para que fosse possível estimar as forças geradas e determinar as frequências naturais.

Existem vários fatores a ter em consideração no dimensionamento do modelo. Por um lado, o número de Reynolds, Re , atingido é diretamente proporcional à corda do perfil alar e é calculado segunda a equação (4.1):

$$Re = \frac{c * u_{\infty, max}}{\nu} \quad (4.1)$$

sendo c a corda do perfil, $u_{\infty, max}$ a velocidade máxima atingida no túnel e ν corresponde à viscosidade cinemática do ar à temperatura ambiente.

Idealmente, o número de Reynolds no ensaio deve-se aproximar dos valores obtidos nos aerogeradores, contudo, devido às limitações de velocidade e das dimensões do túnel nunca será possível atingir esses valores, na ordem de 10^6 a 10^7 . Ainda assim, o número de Reynolds deve ser o mais elevado possível. Assim, aumentando a corda do perfil alar é possível aumentar o número de Reynolds. Contudo, ao aumentar a corda, a relação entre a envergadura (s) e a corda (c), o *Aspect Ratio* ($AR=s/c$), irá diminuir, pois não é possível aumentar a envergadura de forma a acompanhar o aumento da corda, devido às restrições impostas pela dimensão do túnel. Um AR maior garante menor influência de fenómenos tridimensionais. Uma vez que o objetivo dos testes *AFC* numa fase inicial passa pelo isolamento dos fenómenos bidimensionais importa, portanto, que o AR seja o mais elevado possível. Além disso, o aumento da corda irá traduzir-se num aumento da taxa de bloqueio.

Uma vez que o escoamento está limitado espacialmente pelas paredes do túnel, quando é inserido um objeto, este provoca alterações no escoamento, pois existe uma redução da área da secção transversal, aumentando a velocidade do escoamento. A taxa de bloqueio, TB , é usada para quantificar o bloqueio e é o quociente entre a área projetada do modelo, A_{proj} , e a área da secção transversal do túnel, A_{tun} , como se pode ver na equação (4.2):

$$TB = \frac{A_{proj}}{A_{tun}} * 100 \quad [\%] \quad (4.2)$$

A área projetada varia com o ângulo de ataque e é máxima quando o ângulo de ataque máximo é atingido. Assim, a taxa de bloqueio foi calculada sabendo que o objetivo é atingir ângulos de ataque entre -20 e 40° .

A taxa de bloqueio idealmente não deve ser superior a 10 % [20]. Temos, portanto, de encontrar um ponto ótimo que consiga garantir um número de Reynolds alto, sem comprometer o AR e a taxa de bloqueio.

Os valores escolhidos estão representados na Tabela 2. Para o cálculo da espessura foi considerado um dos perfis com maior espessura, o S819, que foi desenhado especificamente para turbinas eólicas.

Tabela 2 – Dimensões e parâmetros relevantes associados ao modelo.

Parâmetro	Valor	Unidade
Corda (c)	150	mm
Envergadura (s)	750	mm
AR	5	adimensional
Área transversal do túnel	1	m ²
TB _{max}	6,25	%
ν	$1,532 \times 10^{-5}$	m/s ²
$u_{\infty, max}$	28	m/s
Re	$2,7 \times 10^5$	adimensional

Com estas dimensões é possível alcançar um número de Reynolds na ordem de grandeza de outros estudos efetuados em AFC com um AR relativamente alto, sem comprometer a taxa de bloqueio.

Definidas as dimensões do modelo podemos estimar as forças que irão ser geradas. A maior parte dos teste AFC procuram isolar os efeitos bidimensionais do escoamento, usando como medida de comparação entre os vários mecanismos AFC a variação na sustentação, ΔC_L , e, por vezes, no arrasto ΔC_D .

Para estimar a forças geradas foi utilizada uma curva de sustentação calculada numericamente [99] para $Re=2,9 \times 10^5$, um valor próximo daquele que se prevê atingir. Como se pode ver na Figura 44, o valor máximo previsto situa-se em torno de $C_L=1,15$. Assumindo que se irá um mecanismo AFC capaz de produzir um valor de $\Delta C_L=1$, o novo coeficiente atinge o valor de $C_L=2,15$. De notar que muito dificilmente um AFC é capaz de produzir tal incremento no coeficiente de sustentação num escoamento com um número de Reynolds tão elevado, tendo sido usado apenas como medida de segurança.

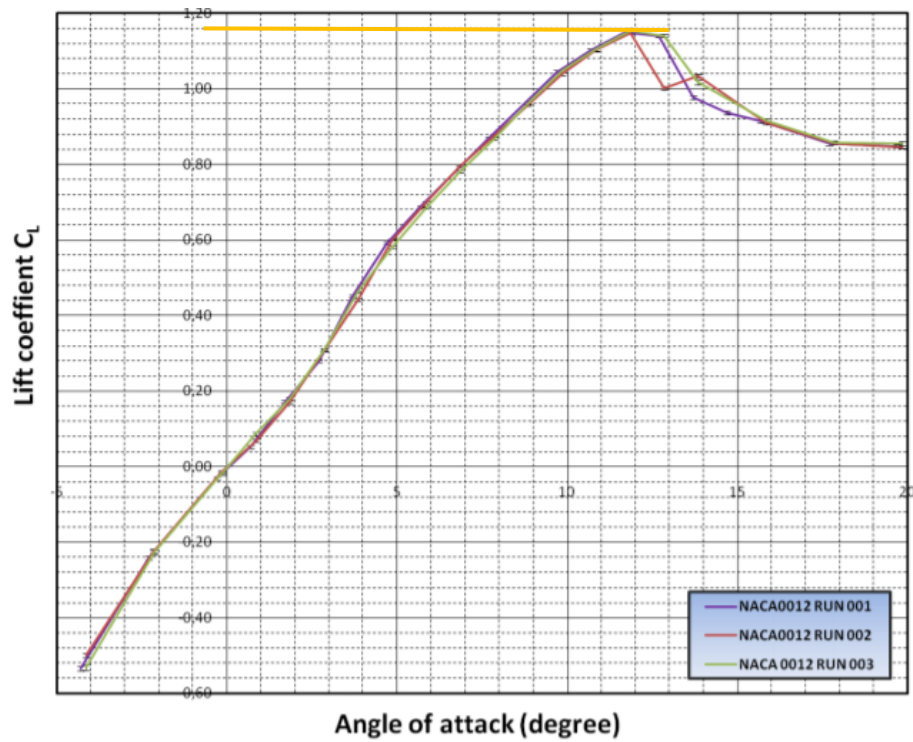


Figura 44 – Curva de sustentação para um perfil NACA 0012 inalterado, $Re=2,9 \times 10^5$ [99].

A força de sustentação é calculada através da equação (4.3):

$$L = \frac{1}{2} \cdot C_L \cdot \rho \cdot A \cdot U_\infty^2 \quad [N] \quad (4.3)$$

sendo C_L o coeficiente de sustentação, ρ a massa volúmica do ar, A a área projetada do perfil e U_∞ a velocidade do escoamento livre. Substituindo pelos valores anteriormente definidos vem que:

$$L = \frac{1}{2} \cdot 2,15 \cdot 1,225 \cdot 0,15 \cdot 0,75 \cdot 28^2 = \mathbf{116 \, N}$$

Uma vez que a sustentação será sempre maior que o arrasto e que o sensor terá a mesma capacidade nas duas componentes não foi necessário estimar a força de arrasto.

4.3 - Análise das forças

Para definir as especificações da balança procurou-se conhecer as forças em jogo associadas aos atuadores *AFC*, pelo que, foi essencial analisar trabalhos realizados em túneis de vento com o mesmo propósito. Os parâmetros que foram analisados em cada estudo foram:

- Cargas aerodinâmicas antes e depois da atuação;
- Coeficientes aerodinâmicos antes e depois da atuação (ΔC_L e ΔC_D);
- Resolução da medição;
- Tamanho dos modelos (envergadura e corda).

Nas Tabelas 3 e 4 encontram-se os resultados da pesquisa. Procurou-se conhecer os valores máximos de sustentação e arrasto para estimar a capacidade máxima da balança e os valores correspondentes à variação dos coeficientes aerodinâmicos para estimar a resolução da balança. As tecnologias *AFC* foram separadas consoante o seu objetivo: controlo de circulação para mitigar flutuações de carga (Tabela 3) e controlo de separação para atrasar separação do escoamento (Tabela 4).

Quando o objetivo é controlar as flutuações de carga, o critério usado para avaliar a eficiência da atuação é ΔC_L , uma vez que este tipo de atuação normalmente altera a curva de sustentação em todo o seu domínio. Os atuadores destinados a controlo de separação normalmente alteram a curva apenas na zona próxima do ângulo de *stall*, por isso, o critério usado foi ΔC_{Lmax} .

Apesar de certos autores especificarem os valores correspondentes às forças e às variações dos coeficientes aerodinâmicos, outros apenas publicam as curvas de sustentação e arrasto, sendo que parte dos valores das Tabelas 3 e 4 são estimativas baseadas nesses gráficos. Como nesta fase o objetivo é apenas obter uma noção geral dos valores presentes neste tipo de teste, o erro associado às estimativas não deverá ser limitativo.

Tabela 3 – Sumário das forças e dimensões de trabalhos experimentais (Controlo de Circulação).

Autor	Técnica	Envergadura (m)	Corda (m)	Sust. pré-atuação (N)	Sust. pós-atuação (N)	ΔS_{us} (N)	ΔC_L	Arrasto máximo (N)	Velocidade (m/s)
Baleriola et. al [41]	DBD em perfil arredondado	1,1	0,3	27,1	28,7	1,617	$\pm 0,08$	0,805	10
Braud et. al [42]	Atuador flúidico em perfil arredondado	1,1	0,3	25,5	35,5	5	0,25	*	10
Cooperman et. al [43]	Microtabs e microjets	0,84	0,46	254	276	22	0,081	*	34
					226	-27	-0,099		
Feng et. al [44]	Gurney flap	0,25	0,1	0,08	0,15	0,07	0,25	0,052	3
	Gurney flap + Atuador DBD				0,17	0,09	0,68	0,055	
Pechlivanoglou et. al [16]	Flap flexível	1,554	0,6	629	1133	504	$\pm 0,8$	157	33,2
De Vries et. al [46]	Micro jatos	0,09	0,165	*	*	7	0,3	*	51

* sem informação

Tabela 4 – Sumário das forças e dimensões de trabalhos experimentais (Controlo de Separação).

Autor	Técnica	Env. (m)	Corda (m)	Sust. pré-atuação (N)	Sust. pós-atuação (N)	ΔS_{us} (N)	$\Delta C_{L_{max}}$	Arr. máx. (N)	Velocidade (m/s)
Chawla et. al [47]	Fenda de sucção	0,2	0,25	30	41	11	$0,5 < \Delta C_{L_{max}} < 1,3$	5	5
Maldonado et al [48]	Synthetic jets	0,381	0,152	9,58	10,32	0,74	0,08	3,69	16,1
Niether et. al [49]	Jatos no bordo de ataque	0,278	0,15	18,1	15,474	-2,63	0,2	6,5	22,4
Shun e Ahmed [50]	Synthetic jets	0,74	0,25	267,4	300	32,6	$0,023 < \Delta C_{L_{max}} < 0,18$	*	40
Troshin e Seifert [51]	Micro jatos no bordo de fuga	1,2	0,48	83,6	108	24,4	0,27	*	16
Tang et. al [52]	Synthetic jets	0,255	0,18	1,69	2,25	0,56	0,3	10	10
Li et. al [53]	DBD no bordo de ataque	¹ / ₄	0,3	28,85	30,9	1,25	0,08	7	10

* sem informação

Como seria de esperar, as forças geradas nos túneis de vento não seguem uma tendência clara, visto que dependem de fatores como: dimensões do perfil, velocidade do túnel e coeficientes aerodinâmicos. Visto que o objetivo da balança é que esta seja o mais versátil possível, o critério adotado foi procurar que as especificações da balança fossem o mais abrangentes de modo a que seja possível testar diferentes AFCs.

Tabela 5 - Valores limites de forças e coeficientes encontrados na bibliografia.

Variável	Sustentação (N)	Arrasto (N)	ΔC_L
Máximo	1133	157	1,3
Mínimo	0,08	0,055	0,099
Média	152	21,1	0,35

A tabela 5 foi obtida a partir das Tabelas 3 e 4 e nela estão representados os valores máximos, mínimos e a média de 3 das colunas das Tabelas 3 e 4: “sustentação pós-atuação”, “arrasto máximo” e “ ΔC_L ”. Para o cálculo da média da sustentação e do arrasto foram eliminados os valores máximos e mínimos de cada coluna das Tabelas 3 e 4 pois resultavam de circunstâncias muito específicas: velocidades de escoamento e dimensões dos modelos muito altas ou muito baixas.

De seguida foram definidas de forma provisória as especificações da balança:

1. Força de sustentação máxima

Dado que o valor máximo da sustentação, de 1133 N, foi obtido num túnel com velocidades que o túnel do INEGI não será capaz de igualar, esse valor pode ser desconsiderado. De notar que se a força prevista exceder a capacidade da balança, existe a possibilidade de alterar as dimensões do perfil. O valor mínimo de 0,15 N também pode ser desconsiderado, visto que resulta da combinação de baixa velocidade do escoamento com pequenas dimensões do modelo de teste. Assim, tomando os valores limite como *outliers*, uma balança com capacidade para **200 N** será adequada.

2. Força de arrasto máxima

As forças de arrasto são muito inferiores às forças de sustentação. A maioria dos sensores multiaxiais têm a mesma capacidade nas 2 componentes pelo que não será o arrasto a limitar a escolha.

3. Resolução na medição da sustentação

Para escolher a resolução apropriada é importante atentar na variação de sustentação provocada pela atuação, ΔS_{us} . Tendo em conta os trabalhos analisados, uma resolução de **0,1 N** na medição da sustentação é bastante razoável e permite alguma flexibilidade.

4. Resolução na medição do arrasto

Como se pode ver nas Tabelas 3 e 4 existe a necessidade de simultaneamente medir forças de sustentação elevadas e forças de arrasto reduzidas. Certos tipos de balanças multiaxiais encontram problemas em garantir boa resolução nos vários eixos quando sujeitos a forças de

ordem de grandeza diferentes. Será importante assegurar que o sensor é capaz de assegurar simultaneamente boa resolução nos dois eixos principais.

4.4 - Análise das frequências naturais

Durante os testes em túneis de vento, as forças aerodinâmicas aplicadas no modelo não são constantes devido a pequenas variações na velocidade e direção do escoamento, à intensidade da turbulência no túnel e à rigidez não infinita do modelo e dos apoios. Neste contexto, as vibrações podem induzir erros na medição caso o sensor não seja adequado ao modelo. É, por isso, essencial, estudar a resposta em frequência do modelo e compara-la com a frequência do sensor.

A frequência natural de um sistema não amortecido, ω_n , pode ser definida como a frequência do movimento harmónico de resposta livre ou natural do sistema a uma perturbação inicial e é dada pela equação (4.4):

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (4.4)$$

sendo k a constante de rigidez do sistema, em N/m e m a massa do sistema em kg .

Para determinar as frequências naturais de uma asa, esta pode ser considerada como uma viga encastrada. Existem vários trabalhos [79] [80] que fizeram esta consideração e posteriormente compararam com os resultados de simulações numéricas. O erro associado a esta aproximação é tanto maior quanto maior for o modo de vibração. No primeiro modo de vibração, o erro é na ordem de 1-2 % enquanto que, no sexto modo de vibração é na ordem de 10-12 %.

Aproximando a asa a uma viga encastrada é possível determinar analiticamente as frequências naturais pelo Modelo de Viga de Euler-Bernoulli. As frequências naturais são calculadas através da equação (4.5) [81]:

$$\omega_n = (\beta_n L)^2 \sqrt{\frac{EI}{ms^4}} \quad \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (4.5)$$

sendo E (Pa) o Módulo de Young, I (kg/m^2) o momento de inércia, m (kg/m) é a massa por unidade de comprimento e s (m) a envergadura da asa. O fator $\beta_n L$ é obtido através das equações (4.6) e (4.7):

$$\frac{d^2}{dx^2} \left(EI \frac{d^2 Y(x)}{dx^2} \right) = \omega^2 m(x) Y(x) \quad \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (4.6)$$

$$\beta^4 = \frac{\omega^2 m}{EI} \quad \left[\frac{rad}{s} \right] \quad (4.7)$$

Para o caso em questão, o modelo irá estar encastrado numa extremidade e livre noutra, pelo que a condição fronteira é: fixa-livre, donde vêm as seguintes raízes:

Tabela 6 – Raízes da equação de frequências [81].

Modo de vibração	Raízes ($\beta_n L$)
I	1,8751
II	4,6941
III	7,8548
IV	10,9955
V	14,1372
VI	17,279

De seguida foram escolhidos os perfis mais usados na indústria eólica e em testes de AFC em túneis de vento, entre eles: S819, S814, NACA 0012, NACA 65(4)-421, NACA 4415.

Será exemplificado o processo de cálculo apenas para o perfil S819. Consultando uma base de dados de perfis alares [82] é possível determinar a espessura máxima, t , e a flecha, h , (distância máxima entre a corda e a linha de curvatura média) que são expressas adimensionalmente em ordem à corda.

Para calcular m , a massa por unidade de comprimento, é necessário determinar a área do perfil alar. A área e o momento de inércia, podem ser estimados recorrendo respetivamente aos fatores K_A e K_I , como se pode ver nas equações (4.8) e (4.9) e a massa por unidade de comprimento é calculada a partir da equação (4.10):

$$A = K_A c t \quad [m^2] \quad (4.8)$$

$$I = K_I c t (t^2 + h^2) \quad [m^4] \quad (4.9)$$

$$m = \rho A \quad \left[\frac{kg}{m} \right] \quad (4.10)$$

Foi considerado que o modelo seria de alumínio com massa volúmica, $\rho=2700 \text{ kg/m}^3$ e Módulo de Young, $E=690 \times 10^8 \text{ Pa}$.

Os valores de K_A e K_I para os perfis alares mais comuns tomam os valores de 0,6 e 0,036 respetivamente. Assim, para o modelo em questão os resultados obtidos estão apresentados na Tabela 7.

Tabela 7- Valores usados no cálculo das frequências naturais (S819).

Parâmetro	Valor	Unidade
Espessura máxima	0,211	<i>adimensional</i>
Flecha	0,013	<i>adimensional</i>
<i>I</i>	5,09x10 ⁻⁵	<i>m⁴</i>
<i>A</i>	0,01899	<i>m²</i>
<i>m</i>	51,3	<i>kg/m</i>
<i>s</i>	0,75	<i>m</i>

Assim, a equação (4.5) vem:

$$\omega_n = (\beta_n L)^2 \sqrt{\frac{690 \times 10^8 \times 5,09 \times 10^{-5}}{51,5 \times 0,75^4}} = 465,373 \times (\beta_n L)^2 \quad \left[\frac{\text{rad}}{\text{s}}\right]$$

Recorrendo à Tabela 6 é possível calcular as frequências naturais, que são apresentadas na Tabela 8.

Tabela 8 – Resultados dos cálculos das frequências naturais (S819).

Modo de vibração	Frequências naturais (rad/s)	Frequências naturais (kHz)
I	1636,251	0,260417
II	10254,29	1,632021
III	28712,51	4,569738
IV	56264,04	8,9547
V	93009,59	14,80294
VI	138943,5	22,11354

Os valores calculados para outros perfis alares encontram-se representados na Tabela 9.

Tabela 9 – Resultados dos cálculos das frequências naturais para os vários perfis alares.

Modo de vibração	Frequências naturais (kHz)				
	S819	S814	NACA 65(4)-421	NACA 0012	NACA 4415
I	0,260417	0,299172	0,260108	0,147824	0,191238
II	1,632021	1,874894	1,630084	0,926407	1,198475
III	4,569738	5,249794	4,564316	2,593985	3,355789
IV	8,9547	10,28731	8,944074	5,083082	6,575888
V	14,80294	17,00587	14,78537	8,402798	10,87054
VI	22,11354	25,40441	22,0873	12,55262	16,23909

Como é possível de observar, as frequências naturais são muito elevadas. Assim, é essencial que o sensor tenha uma frequência natural alta, devendo pelo menos ultrapassar a frequência do 2º modo de vibração. Em estudos anteriores, o erro associado ao segundo modo de vibração era de aproximadamente 2,5 %, logo, considerando o caso crítico, que corresponde ao perfil com maior frequência natural no 2º modo de vibração, o S814, a frequência natural pode ir até:

$$\omega_n = 1,025 \times 1,87 = 1,92 \text{ kHz}$$

O sensor a escolher, deve, portanto, ter uma frequência natural superior a 1920 Hz.

4.5 - Escolha do sensor

4.5.1 - Sensor compacto vs Balança de forças

Chegou-se à conclusão que a medição das forças poderia ser feita recorrendo a uma balança de forças, onde as células de carga estão posicionadas em pontos específicos numa estrutura conectada ao modelo. Outra opção passaria pela utilização de sensores mais compactos, onde as várias células de carga estão concentradas num pequeno volume. Estes sensores foram primeiramente desenvolvidos para a indústria robótica, e, fruto da sua simplicidade, boa capacidade de medição e calibração simples, já foram usados com sucesso em túneis de vento.

Foram contactados investigadores com experiência em tecnologias AFC que no passado já utilizaram tanto balanças como sensores compactos para medição das forças. Indicaram que para testes relacionados com AFC, a melhor forma de medir as forças era recorrendo a sensores compactos, uma vez que as células de carga usadas na balança de forças necessitam de calibração antes de cada medição. Alertaram para certas dificuldades que enfrentaram durante a utilização da balança compacta, o sensor tinha os eixos acoplados e a medição do momento “poluía” a medição nos outros eixos.

Além da vantagem associada à calibração, os sensores compactos conseguem ser muito sensíveis e alguns, devido à sua elevada rigidez, têm uma excelente resposta em frequência.

4.5.2 - Escolha do sensor compacto e do amplificador de sinal

Os sensores compactos podem ser compostos por extensômetros, sensores piezoelétricos ou *FBG*. Tendo em conta os elevados custos associados a *FBG* estes foram excluídos do processo de escolha, sobrando os sensores baseados em extensômetros e em elementos piezoelétricos.

Foi feita uma pesquisa de mercado onde foram tomadas em consideração questões como: o preço, a *cross-talk*, a sensibilidade, as forças e momentos máximos, a resposta em frequência e o número de componentes de força e momentos medidas. Apesar dos testes *AFC* procurarem evitar a interferência de fenómenos tridimensionais no escoamento, a pesquisa incidiu também sobre sensores capazes de medir as 6 componentes. Um sensor de 6 componentes apesar de mais caro, seria mais versátil e poderia ser aproveitado para testes não relacionados com *AFC*. Além disso, numa fase posterior de investigação de *AFC* os efeitos tridimensionais devem ser estudados e isso só será possível recorrendo a um sensor de 6 eixos.

Como as medições em túneis de vento exigem uma alta capacidade de resposta em frequência e alta sensibilidade e, apesar de ser uma opção mais dispendiosa, optou-se por sensores piezoelétricos.

O sensor escolhido foi o seguinte: **9317C** da KISTLER que se pode ver na Figura 45. No Anexo A pode ser consultado o catálogo do sensor.



Figura 45- Sensor 9317C da KISTLER [106].

Este sensor é triaxial, isto é, mede apenas as 3 componentes de força em tensão e compressão. Na tabela 10 são apresentados algumas das especificações do sensor.

Tabela 10 – Principais especificações técnicas do sensor 9317C [106].

Capacidade (N)			Sensibilidade (pC/N)			Cross-talk (%)			Frequência natural (KHz)		
F_x	F_y	F_z	F_x	F_y	F_z	$F_z \rightarrow F_x \text{ e } F_y$	$F_x \leftrightarrow F_y$	$F_x \text{ e } F_y \rightarrow F_z$	F_x	F_y	F_z
200	200	3000	-26	-26	-11	$\leq \pm 1$	$\leq \pm 3$	$\leq \pm 3$	5	5	20

Como se pode verificar, tanto as forças máximas medidas como as frequências naturais cumprem os requisitos indicados anteriormente. O sensor tem uma alta sensibilidade e consegue medir forças tão pequenas como 0,01 N, sendo que a *cross-talk* é muito baixa. Após a instalação não é necessário calibrar o sensor, uma vez que este já vem pré-carregado da fábrica, sendo apenas necessário montá-lo entre duas superfícies planas e rígidas.

O princípio de funcionamento deste sensor assenta na utilização de 3 pares de placas de quartzo. Um par é sensível à pressão na direção zz e os outros dois aos esforços transversais nas direções xx e yy .

Cada placa reage de forma diferente à força aplicada uma vez que a orientação, ao nível atômico, das estruturas cristalinas do quartzo varia em cada placa [107].

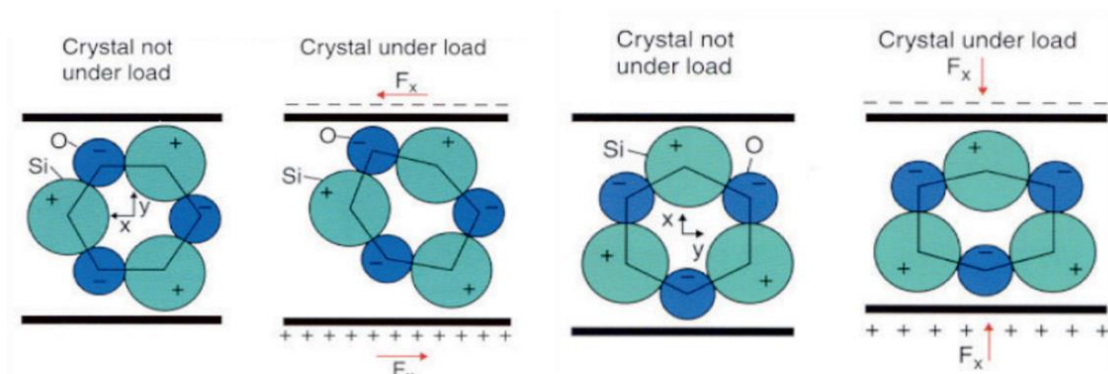


Figura 46 a) – Cristal transversal sujeito a força de corte [107]. Figura 46 b) – Cristal axial sujeito a força vertical [107].

Quando é aplicada uma força, os centros virtuais das cargas negativas e positivas na estrutura cristalina são deslocados uns contra os outros produzindo uma carga elétrica à superfície. Na Figura 46 a) está representado esquematicamente um cristal de quartzo orientado de forma a que, quando na presença de uma força tangencial, os centros virtuais de cargas opostas entrem em choque gerando carga elétrica, sendo insensível às cargas verticais. Na Figura 46 b) o cristal está orientado

de forma a gerar carga elétrica quando aplicada uma força vertical e é insensível a esforços tangenciais.

A força é introduzida na placa de topo e distribuída pelos 3 pares de placas de quartzo, sendo que cada um será responsável por medir a força numa componente, como se pode ver na Figura 47.

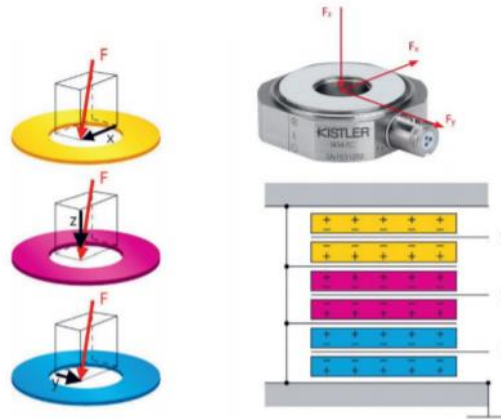


Figura 47 - Representação esquemática do interior do sensor 9137C [107].

Para completar a cadeia de medição falta escolher um amplificador e um sistema de aquisição de dados. O amplificador será responsável por converter o sinal medido em tensão elétrica, enquanto que o sistema de aquisição de dados irá fornecer os valores medidos digitalizados a um computador. A solução escolhida foi a seguinte: **5167A40** da KISTLER. Este equipamento é simultaneamente um amplificador de sinal de baixo ruído e um sistema de aquisição de dados. Cada canal do sensor é ligado a um canal independente deste equipamento, sendo que, cada canal pode ter um processamento independente dos outros. É possível ativar em cada canal um filtro passa-baixo, passa-alto e rejeita-banda. No Anexo C pode ser consultado o catálogo deste equipamento.

Após a amplificação e processamento do sinal, este é transmitido a um computador onde se utiliza um *software* que permite não só a visualização dos dados medidos como também a configuração do equipamento.

A escolha deste equipamento foi motivada pela escolha prévia do sensor da KISTLER que tem uma excelente qualidade de medição. Assim, não era indicado ligar um sensor com uma excelente capacidade de resposta a um amplificador de sinal com ruído e com *cross-talk* significativa. Além disso, a possibilidade de processamento individual dos sinais permite medir a sustentação e o arrasto com sensibilidades diferentes.

4.6 - Solução construtiva

Após a escolha do sensor, foi estudada a melhor forma de o integrar na câmara de teste do túnel de vento. Os parâmetros analisados foram os seguintes:

- Orientação do modelo;
- Motorização;
- Rigidez da estrutura;
- Calibração da balança.

4.6.1 - Orientação do modelo

Foi feita a escolha de posicionar o modelo verticalmente com o objetivo de evitar que a medição da sustentação fosse afetada pelos efeitos gravitacionais e para facilitar a integração do motor e do sensor compacto. Quando o modelo é posicionado verticalmente, as forças de sustentação e de arrasto passam a ser exercidas num plano paralelo à base do túnel, onde a força de sustentação se encontra perpendicular ao escoamento e a força de arrasto paralela a este. Assim, o peso do modelo está orientado segundo a componente zz , sendo que, esta componente não é relevante nas medições em causa. Na Figura 48 é possível observar a modelação tridimensional realizada no software *SolidWorks*, com o modelo posicionado verticalmente fixo rigidamente na estrutura que será responsável pela medição e livre no topo.

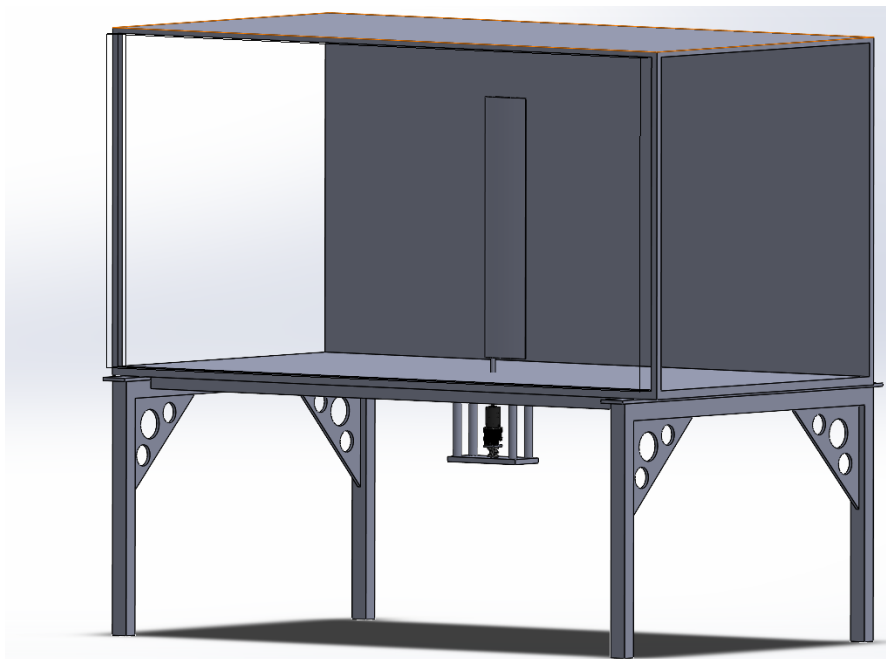


Figura 48 – Modelação tridimensional do túnel de vento do INEGI equipado com modelo NACA 0012.

4.6.2 - Motorização

Em testes de AFC é muito importante conhecer a forma como as forças aerodinâmicas variam com a alteração do ângulo de ataque. Caso o objetivo seja analisar fenômenos transientes, por exemplo em testes relacionados com o controlo da separação, torna-se necessário utilizar algum tipo de motorização para variar o ângulo de ataque de forma contínua. No entanto, noutro tipo de testes, mais relacionados com controlo de circulação, é suficiente medir as forças em certos ângulos de ataque definidos. Assim, deve ser possível desligar o motor e alterar o ângulo de ataque manualmente para fazer ajustes, quando o motor não tem a precisão desejada.

Após a análise de vários trabalhos relacionados com AFC concluiu-se que, era necessário que o motor tivesse um passo inferior a 1° .

A escolha do motor recaiu sobre um motor passo-a-passo, devido à precisão no posicionamento, à possibilidade de programação do seu movimento e ao controlo de aceleração e desaceleração. O motor escolhido foi o seguinte: **ST4209L1704-B** da Nanotec. Na Tabela 11 estão algumas das suas especificações técnicas mais relevantes.

Tabela 11 – Especificações técnicas mais relevantes do motor ST4209S1404-B [108].

Resolução ($^\circ$ /passo)	Velocidade mínima (rpm)	Velocidade máxima (rpm)	Holding torque (N)
0,9	40	2000	0,44

Para que seja possível variar o ângulo de ataque de forma controlada é necessário acoplar um redutor ao motor, pelo que foi escolhido o seguinte redutor: **GPLK42-56** da Nanotec. Na Tabela 12 está expressa a razão de transmissão do redutor e velocidades máximas e mínimas resultantes. No Anexo B podem ser consultados com mais detalhe os catálogos do motor e do redutor.

Tabela 12 – Razão de transmissão do redutor e consequências cinemáticas.

Razão de transmissão	Velocidade mínima (rpm)	Velocidade máxima (rpm)
56,25	0,71	35,6

Apesar de ser possível programar o motor passo-a-passo para executar um certo deslocamento angular, foi decidido colocar um *encoder* de forma a controlar o ângulo de ataque. Caso o momento de arfagem seja tal que altere o ângulo de ataque, este equipamento permite medir essa alteração. O *encoder* escolhido foi o seguinte: **NOE2-05-K14** da Nanotec. Este *encoder* é incremental e tem uma resolução de **4000 CPR** o que corresponde a pulsos de **0,36 $^\circ$** .

Inicialmente, pensou-se em utilizar um motor passo-a-passo aparafusado ao sensor, estando o sensor conectado ao apoio proveniente do modelo e instalado em cima do motor. Assim, o sensor iria rodar em conjunto com o eixo do motor, o que não é desejado porque requereria pós-processamento de dados, onde seria necessário multiplicar os resultados por uma matriz de transformação dos eixos para compensar a rotação do sensor. Além disso, ao rodar o sensor, os fios iriam “enrolar-se” em torno do eixo e introduzir distorções na medição. Este erro seria ainda mais acentuado pelo facto de o sensor ser piezoelétrico, pois este tipo de sensores é muito sensível a interferências externas, devido às baixas cargas geradas. A opção mais imediata foi a de inverter a ordem do sensor/motor, colocando o motor e restantes equipamentos em cima do sensor. Assim, o sensor encontrar-se-á fixo e aparafusado ao motor. Como o motor está posicionado entre o modelo e o sensor, não deve possuir folgas que afetem a medição.

O redutor e o *encoder* estão, portanto, acoplados ao motor que é responsável por gerar a rotação do veio que está acoplado ao modelo, alterando o ângulo de ataque. A configuração final está representada na Figura 49.

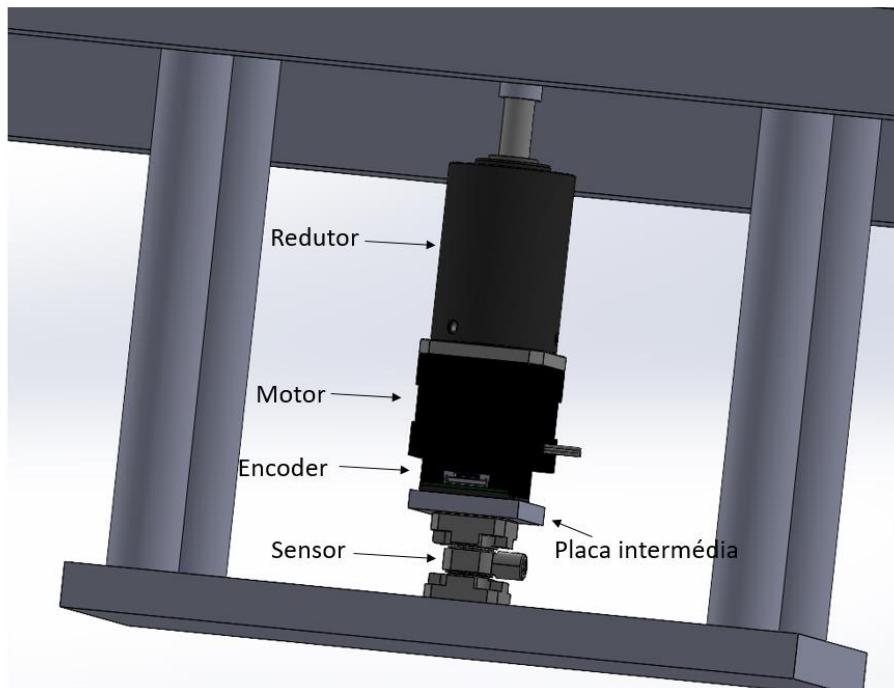


Figura 49 – Pormenor do conjunto redutor/motor/encoder/sensor/placa intermédia.

Para que este posicionamento seja viável é necessário cumprir as exigências impostas pela KISTLER ao nível da planeza das superfícies (0,2 mm) como se pode ver na Figura 50.

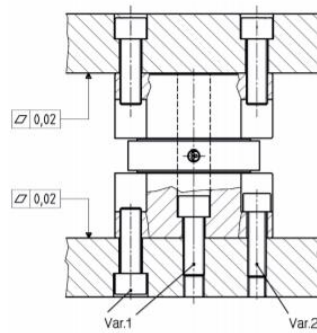


Figura 50 – Vista de frente do sensor [107].

Uma vez que o *encoder* não garante essa planeza foi desenhado um componente intermédio plano que deverá ser maquinado segundo essa exigência.

4.6.3 - Rigidez da estrutura

A estrutura que suporta o modelo e que faz a ligação entre o modelo e o sensor deve ser o mais rígida possível para que não haja absorção das forças horizontais devido à flexão da barra e que assim, se garanta uma boa transmissão das cargas reais exercidas no modelo para o sensor. A secção do veio que se encontra dentro do túnel de vento permaneceu com diâmetro reduzido de forma a evitar a distorção do escoamento, mantendo reduzida a taxa de bloqueio. Fora do túnel, o veio aumenta de diâmetro de forma a conferir maior rigidez à estrutura. Além disso, procurou-se minimizar o comprimento total do veio para aumentar a rigidez do conjunto, diminuindo a presença de vibrações.

O suporte para o sensor está acoplado rigidamente ao túnel de vento. As colunas que fazem a união entre o túnel e a base do apoio devem ser robustas para conferir maior rigidez à estrutura de apoio. Esta solução implica que as vibrações do túnel sejam transmitidas para a base do sensor, contudo, a intensidade destas forças é desprezável comparado com as forças que irão ser medidas. Para avaliar a influência das vibrações do túnel seria necessário utilizar um acelerómetro, para medir as vibrações em várias velocidades do escoamento.

O sensor ficará aparafusado a uma superfície que deve ser maquinada cumprindo as especificações de planeza definidas na Figura 50.

4.6.4 - Calibração da balança

Apesar do sensor utilizado ser pré-carregado, deverá ser feita uma calibração para garantir a correta medição das forças exercidas no modelo. Assim, será possível corrigir eventuais erros na medição fruto de folgas no motor ou no redutor colocados entre o modelo e o sensor. Para efetuar esta calibração, a estrutura será sujeita a forças uniaxiais, que podem ser originadas através de elementos elásticos com propriedades mecânicas bem conhecidas. Nesta fase de calibração o veio não estará equipado com o modelo e o túnel não estará em funcionamento, trata-se, portanto, de uma calibração estática. Numa fase posterior de calibração, poderá ser usado um modelo com

propriedades aerodinâmicas bem conhecidas, permitindo uma calibração dinâmica com o túnel de vento em funcionamento.

Capítulo 5 Conclusões e perspectivas de trabalhos futuros

As tecnologias AFC já demonstraram a sua eficácia em ambiente laboratorial, o próximo passo deve ser o desenvolvimento de mecanismos integrados em aerogeradores em escala real. Ainda assim, neste processo de evolução tecnológica, a testagem em túneis de vento será sempre crucial para otimizar certos parâmetros de funcionamento e validar novos conceitos.

O objetivo deste trabalho era fazer o anteprojeto de uma balança aerodinâmica para o túnel de vento do INEGI para testar tecnologias AFC. Este túnel é capaz de gerar velocidades do vento de 0,125 a 28 m/s e tem uma secção de testes com uma área transversal de $1 \times 1 \text{ m}^2$ e 2 m de comprimento.

Numa primeira fase foi feita uma revisão bibliográfica em torno de túneis de vento, balanças aerodinâmicas e métodos AFC. Foram identificados os atuadores, parâmetros de controlo e os métodos de atuação mais relevantes.

Concluiu-se que a maior parte dos testes relacionados com AFC procurava analisar o escoamento bidimensionalmente. Assim, foi desenvolvida uma balança capaz de medir sustentação e arrasto. Para determinar a capacidade máxima e a resolução da balança foram analisados trabalhos relacionados com AFC realizados em túneis de vento e calculadas as forças com base num modelo tipo adequado às dimensões do túnel do INEGI. Estimou-se que a força de sustentação poderia atingir valores de 116 N, caso o modelo tivesse 0,750 m de envergadura e 0,150 m de corda e o número de Reynolds atingisse $2,7 \times 10^5$, o que corresponderia à velocidade máxima do túnel.

Após determinar as especificações da balança, foi escolhido um sensor de força piezoelétrico, com capacidade máxima de 200 N nas componentes de arrasto e sustentação, com uma frequência natural de 5000 Hz e com uma sensibilidade de -26 pC/N, permitindo medições de forças tão pequenas como 0,01 N. Além disso, foi escolhido o respetivo amplificador/sistema de aquisição de dados e um conjunto motor/redutor/encoder para permitir a variação do ângulo de ataque. Seguiu-se a modelação da balança num *software* CAD.

Por limitações de tempo, o objetivo inicial do trabalho não passava pela construção da balança. Entende-se ser oportuno, em termos futuros, que seja realizada uma análise estrutural ao nível das frequências naturais de vibração da estrutura antes da fase de construção.

Após construída a balança seria importante testar as tecnologias AFC, principalmente aquelas, sobre as quais existe menos trabalho disponível na literatura, como as fendas de sucção.

Capítulo 6 Referências

- [1] INEGI. 2021 [Visitado em 09/03/2021]; Disponível em <https://inegi.pt/pt/sobre-o-inegi/o-inegi/>.
- [2] INEGI, Aerodinâmica e Calibração. 2021 [Visitado em 09/03/2021]; Disponível em <https://inegi.pt/pt/servicos-laboratoriais/aerodinamica-e-calibracao/>.
- [3] NASA, Technology Readiness Level (TRLs). 2021 [Visitado em 09/03/2021]; Disponível em <https://esto.nasa.gov/trl/>.
- [4] Crowther W. J., Jabbal M., & Liddle S. C. (2011). Flow Control Fallacies: A Review of Commonpitfalls in Flow Control Research. Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers, Part G: Journal of Aerospace Engineering, 225(1), 1–11. <https://doi.org/10.1243/09544100JAERO761>
- [5] Taylor H. (1947). The elimination of diffuser separation by vortex generators. Report R-4012-3. United Aircraft Corporation.
- [6] Fernandez-Gamiz U., Zulueta E., Boyano A., Ansoategui I., & Uriarte I. (2017). Five Megawatt Wind Turbine Power Output Improvements by Passive Flow Control Devices. *Energies*, 10, 742.
- [7] Godard G., & Stanislas M. (2006). Control of a decelerating boundary layer. Part 1: Optimization of passive vortex generators. *Aerospace Science and Technology*, 10, 181-191.
- [8] Powercurve. [Visitado em 09/03/2021]; Disponível em <http://powercurve.dk/our-technology/>.
- [9] Gao L., Zhang H., Liu Y., Han S., (2015), Effects of vortex generators on a blunt trailing-edge airfoil for wind turbines, *Renewable Energy*, Volume 76, <https://doi.org/10.1016/j.renene.2014.11.043>.
- [10] Zhang L., Li X., Yang K., Xue D., (2016), Effects of vortex generators on aerodynamic performance of thick wind turbine airfoils, *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, Volume 156, <https://doi.org/10.1016/j.jweia.2016.07.013>.
- [11] Wind Systems, 2013 [Visitado em 04/04/2021] Disponível em <https://www.windssystemsmag.com/technology-43/>
- [12] Pedersen E., & Waye K. P. (2004). Perception and annoyance due to wind turbine noise--a dose-response relationship. *The Journal of the Acoustical Society of America*, 116(6), 3460–3470. <https://doi.org/10.1121/1.1815091>
- [13] Serration design or the art of reducing wind farm noise. 2017 [Visitado em 07/04/2021] Disponível em: <https://blog.greensolver.net/en/operation-wind-farm-serration/>
- [14] Oerlemans S., (2011). Wind turbine noise: primary noise sources
- [15] Oerlemans S., Fisher M., Maeder T., & Kögler K. (2009). Reduction of Wind Turbine Noise using Optimized Airfoils and Trailing-Edge Serrations. *AIAA Journal*, 47, 1470-1481.
- [16] Pechlivanoglou G. (2013). Passive and active flow control solutions for wind turbine blades.
- [17] Wang H., Jiang X., Chao Y., Li Q., Li M., Zheng W., Chen T., (2019). Effects of leading edge slat on flow separation and aerodynamic performance of wind turbine, <https://doi.org/10.1016/j.energy.2019.06.096>.

- [18] Aramendia I., Fernandez-Gamiz U., Ramos-Hernanz J.A., Sancho J., Lopez-Guede J.M., Zulueta E. (2017) Flow Control Devices for Wind Turbines. In: Bizon N., Mahdavi Tabatabaei N., Blaabjerg F., Kurt E. (eds) Energy Harvesting and Energy Efficiency. Lecture Notes in Energy, vol 37. Springer, Cham.
- [19] UC Davies, Facilities. 2020, [Visitado em 09/03/2021]; Disponível em <https://flight.engr.ucdavis.edu/facilities/>.
- [20] Barlow J. B., Rae W. H., Pope A., & Pope A. (1999). Low-speed wind tunnel testing. New York: Wiley.
- [21] How piezoelectricity works. [Visitado em 23/04/2021]; Disponível em: <https://www.autodesk.com/products/eagle/blog/piezoelectricity/>
- [22] Templeman J.O., Sheil B.B., & Sun T. (2020). Multi-axis force sensors: A state-of-the-art review. *Sensors and Actuators A-physical*, 304, 111772.
- [23] Kang M., Lee S., & Kim J. (2014). Shape optimization of a mechanically decoupled six-axis force/torque sensor. *Sensors and Actuators A-physical*, 209, 41-51.
- [24] Xiong L., Jiang G., Guo Y., & Liu H. (2018). A Three-Dimensional Fiber Bragg Grating Force Sensor for Robot. *IEEE Sensors Journal*, 18, 3632-3639.
- [25] Dasgupta B., & Mruthyunjaya T. (2000). The Stewart platform manipulator: a review. *Mechanism and Machine Theory*, 35, 15-40.
- [26] Ma Y., Xie S., Zhang X., & Luo Y. (2013). Hybrid calibration method for six-component force/torque transducers of wind tunnel balance based on support vector machines. *Chinese Journal of Aeronautics*, 26(3), 554–562. <https://doi.org/10.1016/j.cja.2013.04.056>
- [27] Liang Q., Zhang D., Song Q., Ge Y., & Cao H. (2010). Design and fabrication of a six-dimensional wrist force/torque sensor based on E-type membranes compared to cross beams. *Measurement*, 43, 1702-1719.
- [28] Li Y., Sun B., Zhang J., Qian M., Jia Z. (2009) A novel parallel piezoelectric six-axis heavy force/torque sensor <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2008.12.005>.
- [29] Beyeler F., Muntwyler S. and Nelson B. J.. (2009) "Design and calibration of a microfabricated 6-axis force-torque sensor for microrobotic applications," 2009 IEEE International Conference on Robotics and Automation, pp. 520-525, doi: 10.1109/ROBOT.2009.5152253.
- [30] Jia Z., Lin S., Liu W. (2010) Measurement method of six-axis load sharing based on the Stewart platform, <https://doi.org/10.1016/j.measurement.2009.11.005>.
- [31] Abiodun O.I., Kiru M.U., Jantan A., Omolara A.E., Dada K.V., Umar A., Linus O., Arshad H., Kazaure A.A., & Gana, U. (2019). Comprehensive Review of Artificial Neural Network Applications to Pattern Recognition. *IEEE Access*, 7, 158820-158846.
- [32] cетей, H. (2015). Natural Language Generatio, Paraphrasing and Summarization of User Reviews with Recurrent Neural Networks.
- [33] Xie S., Zhang X., Chen S., & Zhu C. (2011). Hybrid neural network models of transducers. *Measurement Science and Technology*, 22, 105201.
- [34] Jahanmiri M. (2010). Active Flow Control: A Review.
- [35] Graff E., Seele R., Lin J.C., & Wygnanski I. (2013). Sweeping Jet Actuators - A New Design Tool for High Lift Generation.
- [36] Meijerink J., & Hoeijmakers H. (2011). Plasma Actuators for Active Flow Control on Wind Turbine Blades.
- [37] Kweder J., Panther C., Smith J. (2010). Applications of Circulation Control, Yesterday and Today
- [38] Chen F., Yao C., Beeler G., Bryant R., & Fox R. (2000). Development of synthetic jet actuators for active flow control at NASA Langley.
- [39] Control of Revolutionary Aircraft with Novel Effectors (CRANE) [Visitado em 13/04/2021] Disponível em: <https://www.darpa.mil/program/control-of-revolutionary-aircraft-with-novel-effectors>.

- [40] Alexander M. G., Anders S. G., Johnson S. K., Florance J. P., and Keller D. F., (2005). "Trailing Edge Blowing on a Two-Dimensional Six-Percent Thick Elliptical Circulation Control Airfoil up to Transonic Conditions," Tech. Rep. TM-2005-213545, NASA.
- [41] Baleriola S., Leroy A., Loyer S., Devinant P., & Aubrun S. (2016). Circulation control on a rounded trailing-edge wind turbine airfoil using plasma actuators.
- [42] Braud C., Guilmineau E. (2016). Jet flow control at the blade scale to control lift.
- [43] Cooperman A., Blaylock M., & Dam C.V. (2014). Experimental and simulated control of lift using trailing edge devices.
- [44] Feng L., Jukes T., Choi K., & Wang J. (2012). Flow control over a NACA 0012 airfoil using dielectric-barrier-discharge plasma actuator with a Gurney flap. *Experiments in Fluids*, 52, 1533-1546.
- [45] Nelson R.L., Corke T., Othman H., Patel M., Vasudevan S., & Ng T. (2008). A Smart Wind Turbine Blade Using Distributed Plasma Actuators for Improved Performance.
- [46] de Vries H., van der Weide E., Hoeijmakers H. (2014). Synthetic jet atuation for load control.
- [47] Chawla J.S., Suryanarayanan S., Puranik B., Sheridan J., & Falzon B. (2014). Efficiency improvement study for small wind turbines through flow control. *Sustainable Energy Technologies and Assessments*, 7, 195-208.
- [48] Maldonado V., Farnsworth J., Gressick W., & Amitay M. (2008). Active control of flow separation and structural vibrations of wind turbine blades. *Wind Energy*, 13, 221-237.
- [49] Niether S., Bobusch B.C., Marten D., Pechlivanoglu G., Nayeri C., & Paschereit C.O. (2014). Development of a Fluidic Actuator for Adaptive Flow Control on a Thick Wind Turbine Airfoil.
- [50] Shun S., Ahmed N. (2012). Wind Turbine Performance Improvements using Active Flow Control Techniques.
- [51] Troshin V., & Seifert A. (2013). Performance recovery of a thick turbulent airfoil using a distributed closed-loop flow control system. *Experiments in Fluids*, 54, 1-19.
- [52] Tang H., Salunkhe P.B., Zheng Y., Du J., & Wu Y. (2014). On the use of synthetic jet actuator arrays for active flow separation control. *Experimental Thermal and Fluid Science*, 57, 1-10.
- [53] Guoqiang L., Weiguo Z., Yubiao J., Pengyu Y.(2019). Experimental investigation of dynamic stall flow control for wind turbine airfoils using a plasma actuator.
- [54] Kotsonis M., Pul R., & Veldhuis L. (2014). Influence of circulation on a rounded-trailing-edge airfoil using plasma actuators. *Experiments in Fluids*, 55, 1-14.
- [55] Leroy A., Braud C., Baleriola S., Loyer S., Devinant P., Aubrun S. (2016). Comparison of flow modification induced by plasma and fluidic jet actuators dedicated to circulation control around wind turbine airfoils.
- [56] Holst D., Bach A., Nayeri C., Paschereit C.O., & Pechlivanoglou G. (2015). Wake Analysis of a Finite Width Gurney Flap.
- [57] Cooperman A., & Dam C.V. (2015). Closed-Loop Control of a Microtab-Based Load Control System. *Journal of Aircraft*, 52, 387-394.
- [58] Bach A. (2016). Gurney flaps and micro-tabs for load control on wind turbines.
- [59] Bæk P., Gaunaa M., Sørensen N. N., & Fuglsang P. (2010). A Comparison of Two Devices for Distributed Active Load Control of Wind Turbine Blades. In *Torque 2010: The science of making torque from wind* (pp. 611-617). European Wind Energy Association (EWEA).
- [60] Chow R., & Dam C.V. (2010). On the temporal response of active load control devices. *Wind Energy*, 13, 135-149.
- [61] Fernandez-Gamiz U., Zulueta E., Boyano A., Ramos-Hernanz J., & López-Guede J.M. (2017). Microtab Design and Implementation on a 5 MW Wind Turbine. *Applied Sciences*, 7, 536.
- [62] Mayda E., van Dam C., Nakafuji D., Nakafuji D. (2005). Computational Investigation of Finite Width Microtabs for Aerodynamic Load Control.
- [63] Trejo M. (2013). Coeficientes Aerodinámicos y Reduccion de Cargas en Aspas de Turbinas Eólicas a Traves de Microtabs.

- [64] Qiu S., Song W., & Liu H. (2012). Multi-objective Optimization of Airfoil Trailing Edge Noise with Three Different Measures.
- [65] GPLK42 Lightweight Planetary Gearbox; Disponível em: https://en.nanotec.com/fileadmin/files/Baureihenuuebersichten/Getriebe/Product_Overview_GPLK42.pdf
- [66] Blaylock M., Chow R., van Dam C. (2012). Comparison of Microjets with Microtabs for Active Aerodynamic Load Control.
- [67] Castaignet D., Barlas T., Buhl T., Poulsen N., Wedel-Heinen J., Olesen N., Bak C., Kim T. (2014). Full-scale test of trailing edge flaps on a Vestas V27 wind turbine: active load reduction and system identification. *Wind Energy*, 17, 549–564.
- [68] Barlas T., & Kuik G. (2007). State of the art and perspectives of smart rotor control for wind turbines.
- [69] Batikh A., Baldas L., Colin S. (2018). Application of active flow control on aircrafts -State of the art.
- [70] Whalen E., Lacy D., Lin J., Andino M, Washburn A., Graff E., Wygnanski I. (2015). Performance Enhancement of a Full-Scale Vertical Tail Model Equipped with Active Flow Control. AIAA 2015-0784.
- [71] Nagib H., Kiedaisch J.W., Wygnanski I., Stalker A.D., & Wood T. (2004). First-In-Flight Full-Scale Application of Active Flow Control: The XV-15 Tiltrotor Download Reduction.
- [72] Aubrun S., Leroy A., & Devinant P. (2017). A review of wind turbine-oriented active flow control strategies. *Experiments in Fluids*, 58, 1-21.
- [73] Wake B., Tillman G., Ochs S., & Kearney J. (2006). Control of High -Reynolds -Number Turbulent Boundary Layer Separation Using Counter -Flow Fluid Injection.
- [74] Seifert A., Bachar T., Koss D., Shepshelovich M., & Wygnanski I. (1993). Oscillatory Blowing: A Tool to Delay Boundary-Layer Separation. *AIAA Journal*, 31, 2052-2060.
- [75] Zhang X., Li Z., Wang C., Hu J., & Zhou L. (2018). Experimental and numerical analyses of multi-DBD plasma actuators to reduce wind loads and modify local flow on the roofs of low-rise buildings. *AIP Advances*, 8, 095314.
- [76] Ekatendaris J. (2004) Prediction of active flow control performance on airfoils and wings.
- [77] Walker S., Segawa T. (2012). Mitigation of flow separation using DBD plasma actuators on airfoils: A tool for more efficient wind turbine operation.
- [78] Chen C., Wygnanski I., and Seele R. (2010). "On the Comparative Effectiveness of Steady Blowing and Suction Used for Separation and Circulation Control on an Elliptical Airfoil," AIAA Paper No. 2010-4715
- [79] Demirtaş A., & Bayraktar M. (2019). FREE VIBRATION ANALYSIS OF AN AIRCRAFT WING BY CONSIDERING AS A CANTILEVER BEAM. *Selcuk University Journal of Engineering, Science and Technology*, 7, 12-21.
- [80] Mehruz N. (2020). Comparison of Vibration Analysis among NACA Airfoil Wings Based on Natural Frequencies.
- [81] Rodrigues J. D. (2019) Apontamentos de Vibrações de Sistemas Mecânicos.
- [82] UIUC Airfoil Coordinates Database. [Visitado em 21/05/2021] Disponível em: https://m-selig.ae.illinois.edu/ads/coord_database.html.
- [83] Fujii K. (2014). High-performance computing-based exploration of flow control with micro devices. *Philosophical Transactions of the Royal Society A: Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, 372.
- [84] Xu H., Xing S., Ye Z. (2015). Numerical simulation of the effect of a co-flow jet on the wind turbine airfoil aerodynamic characteristics.
- [85] Wang G. (2013). Experimental Investigation of the Active Flow Control on a Two-Dimensional Wind Turbine Airfoil.
- [86] Tang H., Salunkhe P., Zheng Y., Du J., Wu Y. (2014) On the use of synthetic jet actuator arrays for active flow separation control.

- [87] Dannenberg R., & Weiberg J.A. (1952). Section Characteristics of a 10.5-Percent-Thick Airfoil with Area Suction as Affected by Chordwise Distribution of Permeability.
- [88] Amitay M., & Glezer A. (2002). Controlled transients of flow reattachment over stalled airfoils. *International Journal of Heat and Fluid Flow*, 23, 690-699.
- [89] Nishri B., & Wygnanski I. (1998). Effects of Periodic Excitation on Turbulent Flow Separation from a Flap. *AIAA Journal*, 36, 547-556.
- [90] Woszidlo R. (2011). Parameters Governing Separation Control with Sweeping Jet Actuators.
- [91] Huang L., Huang P., LeBeau R., & Hauser T. (2004). Numerical study of blowing and suction control mechanism on NACA0012 airfoil. *Journal of Aircraft*, 41, 1005-1013.
- [92] Fatahian E., Lohrasbi Nichkoobi A., Salarian H. et al. (2019). Comparative study of flow separation control using suction and blowing over an airfoil with/without flap.
- [93] Nakafuji D., Dam C.V., Smith R., & Collins S.D. (2001). Active Load Control for Airfoils using Microtabs. *Journal of Solar Energy Engineering-transactions of The Asme*, 123, 282-289.
- [94] D., H., Jojodihardjo, B., S., Asri, F.I, R., Omli, D.L.A., A., bdul, & Ajid (2012). NUMERICAL SIMULATION AND ANALYSIS OF COANDA EFFECT CIRCULATION CONTROL FOR WIND-TURBINE APPLICATION CONSIDERATIONS.
- [95] Djojodihardjo H., Hamid M.F., Jaafar A., Basri S., Romli F.I., Mustapha F., Rafie A., & Majid D.L. (2013). Computational Study on the Aerodynamic Performance of Wind Turbine Airfoil Fitted with Coandă Jet.
- [96] Zhang P., Yan B., & Dai C. (2012). Lift enhancement method by synthetic jet circulation control. *Science China Technological Sciences*, 55, 2585-2592.
- [97] Moshfeghi M., Hur N. (2014) Numerical Investigation on the Coanda Effect Over the S809 Airfoil With Synthetic Jet Actuator at High Angle of Attack.
- [98] Buresti G. (2009). Notes on the role of viscosity, vorticity and dissipation in incompressible flows. *Meccanica*, 44, 469-487.
- [99] Paula A.D. (2016). The airfoil thickness effects on wavy leading edge phenomena at low Reynolds number regime.
- [100] Barlas K., van Kuik M. (2010). Review of state of the art in smart rotor control research for wind turbines.
- [101] Kim C., Paek I., & Yoo N. (2010). Monitoring of small wind turbine blade using FBG sensors. *ICCAS 2010*, 1059-1061.
- [102] Krebber K., Habel W., Gutmann T., Schram C. (2005) Fiber Bragg grating sensors for monitoring of wind turbine blades.
- [103] Schroeder K., Ecke W., Apitz J., Lembke E., & Lenschow G. (2006). A fibre Bragg grating sensor system monitors operational load in a wind turbine rotor blade. *Measurement Science and Technology*, 17, 1167-1172.
- [104] Shin C., Chen B., Cheng J., & Liaw S. (2010). Impact Response of a Wind Turbine Blade Measured by Distributed FBG Sensors. *Materials and Manufacturing Processes*, 25, 268 - 271.
- [105] Stalnov O., Kribus A., Seifert A. (2010) Evaluation of active flow control applied to wind turbine blade section.
- [106] Triaxial Load Cell. KISTLER. Disponível em: <https://www.kistler.com/files/document/003-531e.pdf?callee=frontend>.
- [107] Instruction Manual. KISTLER. Disponível em: <https://www.kistler.com/files/document/002-893e.pdf>.
- [108] Stepper Motor 0.9 ° - NEMA 17; ST409. Nanotec. Disponível em: https://en.nanotec.com/fileadmin/files/Baureihenuebersichten/Schrittmotoren/Product_Overview_ST4209.pdf.
- [109] Kistler LabAmp Charge amplifier and data acquisition for multi-channel measurement. Disponível em: <https://www.kistler.com/files/download/003-277e.pdf>.

[110] Trancossi M. (2011). An Overview of Scientific and Technical Literature on Coanda Effect Applied to Nozzles.

ANEXO A: Catálogo do sensor

Type	9317C		
Range (Without moment loading, e.g. when four force links are mounted in a force plate)	Fx, Fy	kN	-1,5 ... 1,5
Range (Example with force appli- cation point on the surface of the cover plate)	Fx, Fy	kN	-0,2 ... 0,2
Range (Force application point centric)	Fz	kN	-3 ... 3
Overload	Fx, Fy, Fz	%	≤10
Calibrated range (Force application point 10 mm below the surface of the cover plate)	Fx, Fy	kN	0 ... 0,5 0 ... 0,05
Calibrated range (Force application point centric)	Fz	kN	0 ... 3 0 ... 0,3
Permissible moment load (Mz = 0; Fz = 0)	Mx, My	N-m	-8/8
Permissible moment load (Mx,y = 0, Fz = 0)	Mz	N-m	-6/6
Threshold		N	
Sensitivity	Fx, Fy	pC/N	≈-26
	Fz	pC/N	≈-11
Linearity, each axis		%FSO	
Crosstalk (Crosstalk Fx, Fy → Fz is ≤±2% when, for example, four force links are mounted in a dynamometer)	Fz → Fx,Fy	%	≤±1
	Fx ↔ Fy	%	≤±3
	Fx, Fy → Fz	%	≤±3
Stiffness	Axial	N/μm	877
	Lateral ⁽¹⁾	N/μm	45
	Shear	N/μm	194
	Torsional	Nm/°	227
	Bending	Nm/°	222
Natural frequency	fn (x)	kHz	≈5
	fn (y)	kHz	≈5
	fn (z)	kHz	≈20
Operating temperature range		°C	
Insulation resistance at 20 °C		Ω	
Ground isolated		Ω	
Capacitance, each channel		pF	35
Connecting plug			
Weight		kg	0,085

Figura A1 – Catálogo do sensor escolhido [106].

ANEXO B: Catálogo do motor e redutor

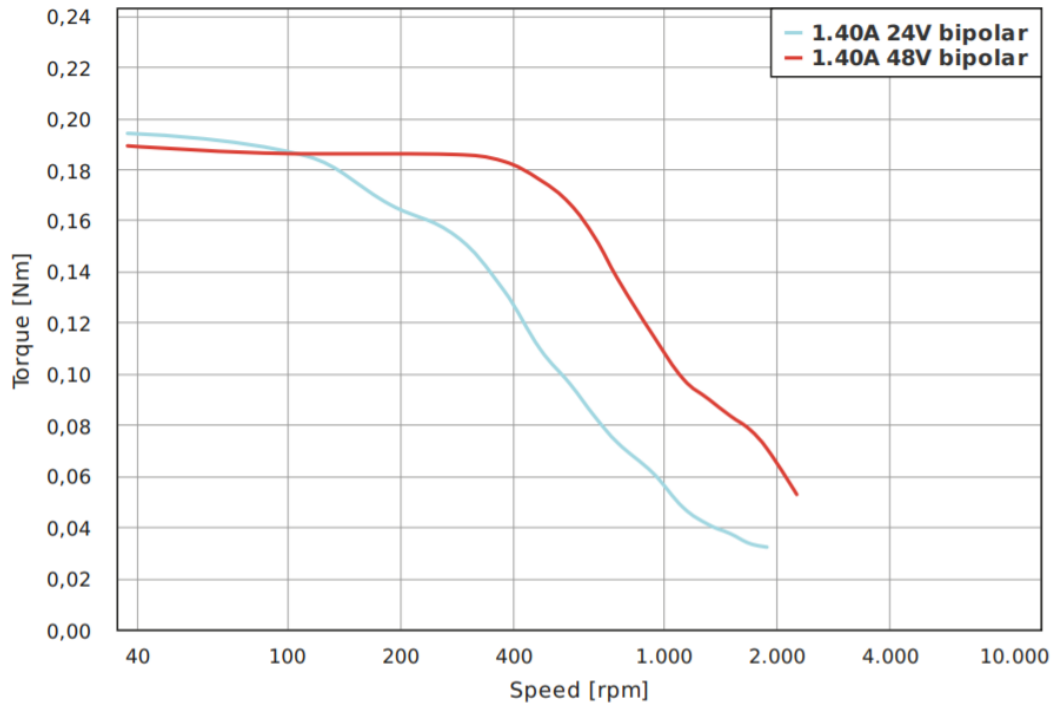


Figura B1 – Curva de binário do motor escolhido [108].

Type	Current per Winding A	Holding Torque Ncm	Resistance per Winding Ohm	Inductance per Winding mH	Rotor Inertia gcm ²	Weight kg	Length „A“ mm
ST4209L1704	1.68	44	1.8	5	68	0.35	47.5

Figure B2 – Especificações técnicas do motor escolhido [108].

Type	Reduction Ratio	Rated Output Torque Nm	Max. Output Torque Nm	Efficiency %	Max. Backlash '(arc minutes)	Length „L“ mm	Flange Length L1 mm	Axial Play mm	Weight kg
GPLK42-56	56.25	5	10	70	90	59.3	5	< 0.2	0.175

Figura B3 – Especificações técnicas do redutor escolhido [65].

ANEXO C: Catálogo do sistema de aquisição de dados

Connections

Number of channels		
Type 5167A40		4
Type 5167A80		8
Input connector type		BNC neg.
Analog output connector type		BNC neg.
Ethernet interface		2xRJ45
Remote control		D-Sub 9f

Charge input

Measuring ranges	pC	$\pm 100 \dots 1,000,000$
Frequency range (-3 dB)		
$\leq 195,000$ pC	Hz	$\approx 0 \dots > 45,000$
$> 195,000$ pC	Hz	$\approx 0 \dots > 15,000$

Input noise (typ.)

1 Hz ... 100 kHz		
100 pC	pC _{rms}	0.009
1,000 pC	pC _{rms}	0.019
10,000 pC	pC _{rms}	0.43
100,000 pC	pC _{rms}	4.0
1,000,000 pC	pC _{rms}	8.5
1 Hz ... 10 kHz		
100 pC	pC _{rms}	0.007
1,000 pC	pC _{rms}	0.012
10,000 pC	pC _{rms}	0.25
100,000 pC	pC _{rms}	3.0
1,000,000 pC	pC _{rms}	3.4

Drift, measuring mode DC (Long)

at 25°C, max. relative humidity RH of 60% (non-condensing)	pC/s	$< \pm 0.03$
at 25°C, max. relative humidity RH of 70% (non-condensing)	pC/s	$< \pm 0.05$
at 50°C, max. relative humidity RH of 50% (non-condensing)	pC/s	$< \pm 0.2$

Measure-jump

Measure-jump	pC	Compensated
Correction time	ms	< 20

Measurement uncertainty

Measuring range < 100 pC	%	< 1
Measuring range ≥ 100 pC	%	< 0.5

Temperature coefficient, typ.	ppm/°C	< 50
Linearity error, typ.	%FSO	< 0.01
Crosstalk between channels	dB	< -80
Sensor impedance	Ω	$> 10^{10}$

Voltage output

Nominal output range	V	± 10
Output impedance	Ω	10
Max. common mode voltage between input and output ground	V	50
Output noise (all ranges)		
1 Hz ... 100 kHz, typ.	mV _{rms}	0.030
1 Hz ... 10 kHz, typ.	mV _{rms}	0.012
Frequency range (-3 dB)	Hz	0 ... 100,000
Group delay (input to output, filters off)	μ s	≤ 14
Zero error	mV	$< \pm 2$
DAC resolution (analog out)	Bit	16

Data acquisition

ADC resolution	Bit	24
Internal ADC sampling rate	kSps	625
Acquisition data rate per channel (adjustable)	kSps	100

Note: For the data acquisition with ≥ 25 kSps an anti-aliasing filter is automatically set with a cut-off frequency of $0.3 \dots 0.43 \times$ selected output update rate.

High-Pass filter

Order		1.
Analog high-pass filter		
Time constant DC (Long)		
$< 45,000$ pC	s	$> 10,000$
$\geq 45,000$ pC	s	$> 100,000$
Time constant Short		
$< 45,000$ pC	s	10
$\geq 45,000$ pC	s	110
Tolerance (typ.)	%	20
Digital High-Pass Filter		
Cutoff-frequency (-3 dB) selection in 0.1 Hz steps	Hz	$\geq 0.1 \dots 10,000$
Tolerance (typ.)	%	< 1

Digital Low-Pass filter

Filter type		Bessel or Butterworth
Order		2./4.
Cutoff-frequency (-3 dB) selection in 0.1 Hz steps	Hz	≥ 10
Tolerance (typ.)	%	< 1

Figura C1- Catálogo do sistema de aquisição de dados escolhido [109].