

**UNIVERSIDADE FEDERAL DE SANTA CATARINA  
PROGRAMA DE PÓS-GRADUAÇÃO EM ENGENHARIA  
DE AUTOMAÇÃO E SISTEMAS**

Ramiro Saraiva da Silva

**AEROFÓLIOS CABEADOS PARA GERAÇÃO DE  
ENERGIA ELÉTRICA**

Florianópolis

2014



Ramiro Saraiva da Silva

**AEROFÓLIOS CABEADOS PARA GERAÇÃO DE  
ENERGIA ELÉTRICA**

Dissertação submetida ao Programa  
de Pós-Graduação em Engenharia de  
Automação e Sistemas para a obten-  
ção do Grau de Mestre.

Orientador: Prof. Alexandre Trofino  
Neto, Dr.

Florianópolis

2014

Ficha de identificação da obra elaborada pelo autor,  
através do Programa de Geração Automática da Biblioteca Universitária da UFSC.

Silva, Ramiro Saraiva da  
Aerofólios cabeados para geração de energia elétrica /  
Ramiro Saraiva da Silva ; orientador, Alexandre Trofino  
Neto - Florianópolis, SC, 2014.  
137 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa  
Catarina, Centro Tecnológico. Programa de Pós-Graduação em  
Engenharia de Automação e Sistemas.

Inclui referências

1. Engenharia de Automação e Sistemas. 2. Energia eólica  
em altitude elevada. 3. Aerofólios cabeados. 4. Modelagem  
de pipas de potência. 5. Geração e controle de trajetória.  
I. Trofino Neto, Alexandre. II. Universidade Federal de  
Santa Catarina. Programa de Pós-Graduação em Engenharia de  
Automação e Sistemas. III. Título.

Ramiro Saraiva da Silva

**AEROFÓLIOS CABEADOS PARA GERAÇÃO DE  
ENERGIA ELÉTRICA**

Esta Dissertação foi julgada aprovada para a obtenção do Título de “Mestre”, e aprovada em sua forma final pelo Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas.

Florianópolis, 22 de Julho 2014.

---

Prof. Rômulo Silva de Oliveira, Dr.  
Coordenador

---

Prof. Alexandre Trofino Neto, Dr.  
Orientador

**Banca Examinadora:**

---

Prof. Luis Rodrigues, Ph.D. - Concordia University, Canadá



---

Prof. Romeu Reginatto, Dr. - CECE/Unioeste

---

Prof. Daniel Ferreira Coutinho, Dr. - DAS/UFSC





## AGRADECIMENTOS

Ao professor Alexandre Trofino Neto, pela confiança, pela ótima orientação, pela imensa disponibilidade e por todos os ensinamentos.

Ao amigo, de longa data, que aceitou, de peito aberto, o desafio de se unir nesta pesquisa, Marcelo De Lellis Costa de Oliveira, pela energia e colaboração inestimável.

Ao amigo Fabiano Linhares Silveira e todo o pessoal da Tribo do Vento, por transmitirem seus conhecimentos sobre o *Kitesurf*.

À minha querida companheira Konstanze, pelo carinho e incentivo durante esta jornada.

Aos meus irmãos Pedro (*in memoriam*), Chico e Vicente pelos momentos especiais que sempre me proporcionaram.

Ao meu pai, Nelson, por desde criança ter plantado em mim o gosto pelo vento e pela vela.

À minha mãe, Reisa, por ser sempre um porto.

Aos demais professores e colegas do Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas (*PPGEAS*) que de alguma forma colaboraram com este trabalho.

À Coordenação de Aperfeiçoamento de Pessoal de Nível Superior (*CAPES*) pela bolsa de estudos.



*Think of it as substituting controls for concrete.*

*Pense nisso (aerofólios cabeados) como a substituição de concreto por controle.*

(Saul Griffith, Makani Power)



## RESUMO

Este trabalho trata da utilização de aerofólios cabeados (*tethered airfoils*) para geração de energia elétrica e apresenta uma visão detalhada sobre os conceitos de funcionamento e o cenário atual desta tecnologia. Considerando questões aerodinâmicas e características do comportamento do vento na atmosfera, são enumerados os aspectos preponderantes que fundamentam o emprego de sistemas deste tipo como uma alternativa vantajosa no aproveitamento da energia eólica. Suas principais alternativas de configuração para geração de energia elétrica são listadas, e elege-se a estrutura conhecida como *Yoyo* ou *Pumping Kite* como objeto de estudo para o decorrer da dissertação. Apresenta-se então o modelo dinâmico utilizado para representar o comportamento deste sistema. Após um sucinto debate sobre as diferentes abordagens de controle encontradas na literatura, detalha-se a estrutura de controle desenvolvida neste trabalho. Para auxiliar a tarefa de controle de voo é incluído um novo estado ao sistema, o qual é batizado de *Ângulo de Giro*. Fundamentado no conhecimento empírico da dinâmica da pipa, propõe-se um modelo matemático para descrever a evolução deste estado ao longo do tempo, modelo que é identificado e validado através de ensaios realizados em ambiente de simulação. Uma estratégia de controle constituída de dois laços é concebida. O laço interno é baseado na dinâmica do *Ângulo de Giro* e possibilita que a direção do deslocamento do aerofólio seja arbitrariamente imposta. Este laço de controle é caracterizado por um sistema não-linear de uma entrada e uma saída (*SISO*), e, a partir do modelo dinâmico do *Ângulo de Giro*, é projetada uma lei de controle baseada em realimentação linearizante. Já o laço externo é responsável por definir a trajetória de voo da pipa. A *Lemniscata de Bernoulli* é sugerida como uma aproximação da trajetória que proporciona a máxima produção de energia elétrica. Baseado na equação matemática desta figura, é elaborado um controlador cinemático que, a cada iteração, define a referência de *Ângulo de Giro* necessária para que o seguimento da trajetória desejada seja atingido. No intuito de alcançar a máxima geração de energia elétrica, é realizado um procedimento de otimização a fim de se definir o ponto de operação ideal do sistema. Os resultados de simulação obtidos através do uso deste controle são discutidos e comparados com os de outros trabalhos. **Palavras-chave:** Energia eólica em altitude elevada. Aerofólios cabeados. Modelagem de pipas de potência. Geração e controle de trajetória.



## ABSTRACT

This work concerns the use of tethered airfoils for the generation of electric energy from the wind flow in the lower atmosphere, and presents a detailed vision over the working foundations and the current stage of the technology. Considering aerodynamic aspects and the wind behavior, a discussion is made on the main characteristics of this type of wind power system, which grant them advantages with respect to the conventional wind turbines. The main mechanical configurations found so far in the literature are listed, and the Yoyo (Pumping Kite) one is elected as the detailed object of study for the rest of the thesis. Thereafter a mathematical model to represent the dynamics of this pumping kite system is presented. The main existing approaches for controlling the airfoil flight are enumerated, and an own control scheme is conceived and justified. To this end, it is created a new state to the kite system, named as the *turning angle*. Based on empirical knowledge of the kite dynamics, it is proposed a mathematical model to describe the evolution in time of this state. This model is identified and validated by means of computer simulation experiments. The control scheme consists of two loops. The inner loop handles the *turning angle* dynamics, allowing the kite trajectory to be arbitrarily established. This control loop is characterized by a nonlinear system of one input and one output (*SISO*), and, given the already proposed model of the *turning angle* dynamics, a control law based on feedback linearization is designed. The generation of the kite flight trajectory occurs in the outer loop. It employs the *Lemniscate of Bernoulli* as an approximation of the optimal trajectory, allowing the maximization of the power output. Given the geometric characteristics of this figure, a kinematic controller is elaborated, which, at every iteration, calculates the *turning angle* reference needed for tracking the desired trajectory. Aiming at maximizing the electric energy generation, it is conceived an optimization procedure for determining the ideal operation point of the tethered airfoil system. Finally, simulation results of the closed-loop system are presented, discussed, and compared with other results found in the literature.

**Keywords:** High-altitude wind energy. Tethered airfoils. Modeling of power kites. Trajectory generation and control.





## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Grupos com atividades de P&D na tecnologia de <i>AWE</i> . Adaptado de (AHRENS et al., 2013). . . . .	26
Figura 2 Conceito básico dos Aerofólios Cabeados. Adaptado de (FAGIANO, 2009). . . . .	31
Figura 3 Forças Aerodinâmicas ( $\mathbf{F}_l$ e $\mathbf{F}_d$ ) e ângulo de ataque ( $\alpha$ ). . . . .	32
Figura 4 Perfil de $\sigma_w$ , $\ \mathbf{W}_n\ $ e $\rho$ dentro da camada limite. . . . .	35
Figura 5 $\sigma_w$ ( $kW/m^2$ ) excedido durante 50%, 68% e 95% do tempo entre os anos 1979-2006. Reproduzido de (ARCHER; CALDEIRA, 2009). . . . .	38
Figura 6 Aerofólio cabeado em modo de sustentação na configuração <i>Yoyo</i> . . . . .	40
Figura 7 Aerofólio flexível cabeado em modo de sustentação na configuração <i>Yoyo</i> , com atuadores no solo, e 2 cabos de tração/comando, da empresa italiana <i>KiteGen</i> . . . . .	43
Figura 8 Aerofólio rígido cabeado em modo de sustentação na configuração <i>Yoyo</i> , da empresa holandesa <i>Ampyx Power</i> . . . . .	44
Figura 9 Sistema na configuração carrossel, da empresa alemã <i>NTS</i> . . . . .	45
Figura 10 Aerofólio cabeado em modo de arrasto, da empresa norte americana <i>Makani Power</i> . . . . .	46
Figura 11 Turbina eólica de altitude elevada baseada em estruturas mais leves que o ar. Protótipo da empresa <i>Altaeros</i> . . . . .	47
Figura 12 Aerofólio cabeado submarino em modo de arrasto, da empresa Sueca <i>Minesto</i> . . . . .	48
Figura 13 <i>Janela de vento</i> do aerofólio cabeado e sistemas de coordenadas inercial ( $\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z}$ ) <sub><i>i</i></sub> e local ( $\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi, \mathbf{e}_r$ ) <sub><i>l</i></sub> . . . . .	49
Figura 14 Vista do plano de simetria do aerofólio com $\psi = 0$ , enfatizando o sistema de coordenadas do corpo, do vento e o ângulo de ataque. . . . .	53
Figura 15 Vista do bordo de fuga do aerofólio enfatizando o ângulo de rolagem $\psi$ . . . . .	54
Figura 16 Coeficiente aerodinâmico de sustentação (–) e arrasto (–) em função do ângulo de ataque. . . . .	56
Figura 17 Sistema em diagrama de bloco. . . . .	58

Figura 18 Configuração no solo, adaptado de (MILANESE et al., 2008).....	59
Figura 19 Potencial da força de tração dentro <i>janela de vento</i> , adaptado de (ARGATOV et al., 2011).....	61
Figura 20 Manobras de recolhimento durante a fase passiva de um <i>Pumping Kite</i> .....	64
Figura 21 Zonas de operação em função da velocidade do vento...	65
Figura 22 Estrutura básica do sistema de controle. Adaptado de (FECHNER; SCHMEHL, 2012a).....	74
Figura 23 Erro de posição $\epsilon_p$ e erro angular $\epsilon_a$ entre a direção de deslocamento da pipa e a reta tangente ao ponto mais próximo da trajetória desejada.....	76
Figura 24 <i>Ângulo de Giro</i> $\xi$ e plano tangente $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ . Perspectiva vista a partir de um ponto externo à esfera que define a <i>janela de vento</i> .....	77
Figura 25 Esquema de Controle Proposto.....	85
Figura 26 Geração de trajetória baseada na <i>Lemniscata de Bernoulli</i> .....	88
Figura 27 Perfil de velocidade do vento.....	94
Figura 28 Dependência da $F^{\text{trac}}$ (–) e $\tilde{F}^{\text{trac}}$ (–) em $\theta_L$ (–) e $a$ (––).	96
Figura 29 Resistência à ruptura do cabo Dyneema <sup>®</sup> .....	100
Figura 30 Otimização para $r_a^*$ fixo em 652 m e $\ \mathbf{W}_n(z_r)\ $ variando.103	
Figura 31 Trajetória do sistema obtida por simulação, no ponto de operação $\nu^*$ .....	106
Figura 32 Potência instantânea (–) e média (––) da simulação em $\nu^*$ , destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata..	107
Figura 33 Potência instantânea (–) e média (––) da simulação em $\nu^*$ , destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata, com sentido de deslocamento invertido (descendo pelo centro)....	108
Figura 34 Comportamento da $P_{\text{sim}}$ média (●), máxima (▲) e mínima (▼) de cada órbita, em função de $r_a$ , utilizando $\nu^*$ .....	109
Figura 35 Ação de controle para $a r_a$ otimizado (–) e incrementado (–), destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata.110	
Figura 36 Derivada da ação de controle para $a r_a$ otimizado (–) e incrementado (–).....	111
Figura 37 Potência elétrica instantânea afetada pela turbulência do vento.....	115

Figura 38 Arranjo (proporções aproximadas) da pipa com a unidade de atuação em voo. ....	128
Figura 39 Perspectiva da unidade de atuação fixada aos cabos de potência (tração). ....	128
Figura 40 Componentes da unidade de atuação. ....	129
Figura 41 Detalhe dos carretéis. ....	130
Figura 42 Plano Central de Fixação, visto a partir do bordo de fuga. ....	131
Figura 43 Esquemático (proporções livres) dos dois comandos do aerofólio. ....	132
Figura 44 Detalhe dos comandos de guinada e arfagem. ....	133
Figura 45 Cenários de distribuição de forças (aproximações) nos cabos de comando de comprimento variável. ....	134
Figura 46 Pontos de operação (pior caso) do motor BLDC Faulhaber 4490...B. ....	136



## LISTA DE TABELAS

Tabela 1	Custo da energia elétrica projetado para 2030 . . . . .	27
Tabela 2	Valores da rugosidade $z_0$ para diversos terrenos e seus ganhos de $\ \mathbf{W}_n\ $ e $\sigma_w$ entre as alturas de 500m e 100m. . . . .	36
Tabela 3	Identificação do <i>Ângulo de Giro</i> . . . . .	83
Tabela 4	Validação da Dinâmica do <i>Ângulo de Giro</i> . . . . .	83
Tabela 5	Efeito da Perturbação dos Parâmetros nos Critérios de Validação quando cada parâmetro é perturbado em +20%/-20% . .	84
Tabela 6	Valores dos parâmetros do modelo utilizado nas simulações. . . . .	93
Tabela 7	Valores dos parâmetros do modelo logarítmico do vento	93
Tabela 8	Valores das Restrições do Sinal de Controle. . . . .	99
Tabela 9	Valores das Restrições de Segurança Operacional . . . . .	101
Tabela 10	Máximos locais encontrados pela otimização variando $r_a^\diamond$	102
Tabela 11	Resultados de simulação em $\nu^*$ considerando ambos os sentidos de deslocamento. . . . .	108
Tabela 12	Erro de posição, $\epsilon_p$ , e de ângulo, $\epsilon_a$ , para operação em $\nu^*$ com $\ \mathbf{W}_t\  = 0$ m/s. . . . .	113
Tabela 13	Seguimento de Referência sob Vento Turbulento . . . . .	115



## LISTA DE SÍMBOLOS

$W_n$	–	Velocidade do vento nominal
$W_e$	–	Velocidade do vento efetivo ou vento aparente
$W_a$	–	Velocidade do aerofólio
$W_t$	–	Velocidade da perturbação do vento nominal
$W_1$	–	Velocidade do vento nominal somado à perturbação
$\alpha$	–	Ângulo de ataque
$\alpha_0$	–	Ângulo de ataque base
$\Delta\alpha$	–	Ângulo de ataque parcial
$\Delta l$	–	Diferença de comprimento dos cabos
$\psi$	–	Ângulo de rolagem do aerofólio
$\Upsilon$	–	Ângulo auxiliar para cálculo de forças aerodinâmicas
$\eta$	–	Eficiência da conversão de energia
$\lambda$	–	Número de voltas acumuladas
$A$	–	Área do aerofólio
$A_c$	–	Área frontal dos cabos de fixação
$d$	–	Envergadura do aerofólio
$c_l$	–	Coefficiente aerodinâmico de sustentação
$c_d$	–	Coefficiente aerodinâmico de arrasto
$F_l$	–	Força aerodinâmica de sustentação
$F_d$	–	Força aerodinâmica de arrasto
$\rho$	–	Densidade do ar
$\rho_c$	–	Densidade do cabo
$g$	–	Aceleração da gravidade
$E_{eq}$	–	Eficiência aerodinâmica equivalente
$d_c$	–	Diâmetro do cabo
$S$	–	Área do secção cruzada pelo aerofólio
$\sigma_w$	–	Densidade de potência no vento
$P_w$	–	Potência disponível no vento
$P_m$	–	Potência mecânica extraída do vento
$P_e$	–	Potência elétrica fornecida pelo gerador
$m$	–	Massa do aerofólio
$z$	–	Altitude
$z_a$	–	Altitude do aerofólio
$r_a$	–	Posição do aerofólio
$\phi_a$	–	Ângulo azimute do aerofólio
$\theta_a$	–	Ângulo de inclinação do aerofólio
$r_a$	–	Distância radial do aerofólio

$\mathbf{x}$	–	Vetor de estados do sistema dinâmico
$\mathbf{u}$	–	Vetor dos sinais de controle do sistema dinâmico
$\mathbf{F}^{\text{grav}}$	–	Forças gravitacionais
$\mathbf{F}^{\text{apar}}$	–	Forças aparentes do aerofólio
$\mathbf{F}^{\text{aer}}$	–	Forças aerodinâmicas do aerofólio
$\mathbf{F}^{\text{aer,c}}$	–	Força aerodinâmica dos cabos
$\mathbf{F}^{\text{trac}}$	–	Força de tração dos cabos
$(\cdot)_i$	–	Sistema de coordenadas inercial
$(\cdot)_l$	–	Sistema de coordenadas local
$(\cdot)_w$	–	Sistema de coordenadas do vento
$(\cdot)_b$	–	Sistema de coordenadas do corpo
$(\cdot)_L$	–	Sistema de coordenadas da lemniscata
$\mathcal{R}_i^l$	–	Matriz de rotação de $(\cdot)_i$ para $(\cdot)_l$
$\epsilon_p$	–	Erro de posição linear
$\epsilon_a$	–	Erro de posição angular
$\xi$	–	<i>Ângulo de giro</i>
$K_g$	–	Ganho da força gravitacional em $\dot{\xi}$
$K_\psi$	–	Ganho da entrada de controle em $\dot{\xi}$
$L_g$	–	Ganho da força gravitacional em $\ddot{\xi}$
$L_\psi$	–	Ganho da entrada de controle em $\ddot{\xi}$
$\gamma$	–	Parâmetro de controle do laço interno
$\delta$	–	Parâmetro de controle do laço externo
$r_m$	–	Coordenada radial no sistema $(\cdot)_L$
$\omega$	–	Coordenada polar no sistema $(\cdot)_L$
$\omega_c$	–	Ângulo de correção
$a$	–	Distância focal da <i>Lemniscata de Bernoulli</i>
$C_p$	–	Coefficiente de performance
$\mathbf{r}_p$	–	Posição do aerofólio no sistema $(\cdot)_L$
$\mathbf{n}$	–	Distância do aerofólio à trajetória
$\mathbf{s}$	–	Vetor tangente à <i>Lemniscata de Bernoulli</i>
$\mathbf{s}'$	–	Vetor tangente normalizado e com direção corrigida
$\nu$	–	Ponto de operação do sistema
$F_{\text{brk}}$	–	Tração de ruptura do cabo de tração
$\zeta$	–	Intensidade da turbulência



## SUMÁRIO

<b>1 INTRODUÇÃO</b> .....	25
1.1 OBJETIVOS .....	28
1.2 ESTRUTURA DO DOCUMENTO .....	28
1.3 NOTAÇÃO .....	29
<b>2 AEROFÓLIOS CABEADOS</b> .....	31
2.1 CONCEITOS AERODINÂMICOS .....	31
2.2 VENTO EM ALTITUDE .....	34
2.3 CONFIGURAÇÕES .....	39
<b>2.3.1 Modo de Sustentação</b> .....	39
2.3.1.1 <i>Yoyo</i> ou <i>Pumping-mode</i> .....	40
2.3.1.1.1 <i>Aerofólios Flexíveis</i> .....	41
2.3.1.1.2 <i>Aerofólios Rígidos</i> .....	43
2.3.1.1.3 <i>Multi-Aerofólios</i> .....	44
2.3.1.2 Carrossel .....	44
<b>2.3.2 Modo de Arrasto</b> .....	45
<b>2.3.3 Outras Configurações</b> .....	47
2.3.3.1 Estruturas Mais Leves que o Ar .....	47
2.3.3.2 Estruturas Submarinas .....	48
<b>3 CONFIGURAÇÃO ESTUDADA</b> .....	49
3.1 MODELO DINÂMICO .....	49
<b>3.1.1 Forças Gravitacionais</b> .....	51
<b>3.1.2 Forças Aparentes</b> .....	51
<b>3.1.3 Forças Aerodinâmicas do Aerofólio</b> .....	52
<b>3.1.4 Força Aerodinâmica do Cabo</b> .....	56
<b>3.1.5 Velocidade de (des)Enrolamento dos Cabos</b> .....	57
<b>3.1.6 Força de Tração no Cabo</b> .....	57
<b>3.1.7 Potência Elétrica</b> .....	57
<b>3.1.8 Sistema Resultante</b> .....	58
3.2 CARACTERÍSTICAS DE FUNCIONAMENTO .....	59
<b>3.2.1 Fase Ativa</b> .....	61
<b>3.2.2 Fase Passiva</b> .....	63
<b>3.2.3 Curva de Potência</b> .....	65
3.3 MATERIAIS .....	67
3.4 INSTRUMENTAÇÃO .....	68
<b>3.4.1 Posição</b> .....	69
<b>3.4.2 Outras grandezas</b> .....	70
<b>4 CONTROLE DE VOO</b> .....	73

4.1	ABORDAGENS ANTERIORES .....	73
4.1.1	Controle Preditivo Não-Linear .....	74
4.1.2	Geração e Rastreamento de Trajetória .....	75
4.2	ABORDAGEM ADOTADA .....	76
4.2.1	<i>Ângulo de Giro</i> .....	77
4.2.1.1	Modelagem Dinâmica .....	79
4.2.1.2	Modelagem Alternativa .....	81
4.2.1.3	Identificação e Validação .....	82
4.2.2	Malhas de Controle .....	85
4.2.2.1	Laço Interno - Controle do <i>Ângulo de Giro</i> .....	85
4.2.2.2	Laço Externo - Geração da Trajetória de Voo .....	87
4.2.2.2.1	<i>Lemniscata de Bernoulli</i> .....	87
4.2.2.2.2	<i>Controle de Trajetória</i> .....	88
4.2.2.3	Ajuste dos Controladores .....	91
5	RESULTADOS DE SIMULAÇÃO.....	93
5.1	DEFINIÇÃO DO PONTO DE OPERAÇÃO .....	94
5.1.1	Restrições Operacionais .....	96
5.1.1.1	Restrições dos Sinais de Controle .....	96
5.1.1.2	Restrições de Segurança Operacional .....	99
5.1.2	Vento Nominal Fixo .....	101
5.1.3	Vento Nominal Variável .....	102
5.2	ANÁLISE DOS RESULTADOS .....	104
5.2.1	Trajetória e Potência Elétrica Gerada .....	105
5.2.2	Sinal de Controle .....	110
5.2.3	Seguimento de Referência .....	112
5.2.4	Efeito da Turbulência do Vento .....	113
6	CONCLUSÕES .....	117
	REFERÊNCIAS .....	119
	ANEXO A – Projeto Conceitual da Unidade de Atuação de Protótipo em Desenvolvimento .....	127

# 1 INTRODUÇÃO

Desde o início da era industrial, a matriz energética mundial é baseada predominantemente na queima de combustíveis fósseis – carvão, petróleo e gás natural – recursos naturais cada vez mais escassos e caros. Com a expectativa de um aumento no consumo de energia em um terço até o ano de 2035 (International Energy Agency (IEA), 2012), somado à redução inevitável da disponibilidade destes combustíveis e aos impactos ambientais causados por sua queima, fica evidente que o desenvolvimento de alternativas sustentáveis para a geração de energia se mostra como um dos maiores desafios contemporâneos.

Nas últimas décadas, em especial após a crise energética de 1973, diversos avanços relativos ao aproveitamento de energias renováveis para geração de energia elétrica foram alcançados, sobretudo no uso das fontes hídricas, de biomassa, eólica, solar, geotérmica e oceânica. Dentre estas, a energia eólica é a que ocupa uma parcela cada vez mais significativa da matriz energética mundial, apresentando um crescimento consistente desde o início deste século.

Enquanto muitos consideram a tecnologia eólica convencional – baseada em turbinas alicerçadas por torres – como amadurecida e sem perspectiva de grandes descobertas (THRESHER et al., 2007), diversos grupos de pesquisa ao redor do mundo investigam outros paradigmas de exploração desta fonte renovável (Fig. 1). Em comum, estes grupos têm o objetivo de aproveitar uma enorme quantidade de energia, até hoje intocada: a energia eólica presente em altitudes elevadas. Considerando que fatores estruturais e econômicos restringem o uso de turbinas eólicas convencionais a alturas máximas de aproximadamente 150 m, estes grupos visam desenvolver dispositivos alternativos capazes de alcançar altitudes muito mais elevadas<sup>1</sup>, onde, em geral, há a incidência de ventos mais velozes, mais frequentes e menos turbulentos (ARCHER et al., 2013). Apoiados pelo fato de que a energia disponível em um fluxo de ar é proporcional ao cubo da sua velocidade (MANWELL et al., 2009), estudos indicam que, em camadas mais elevadas da atmosfera, quase todas as localidades no mundo apresentam potencial energético significativo (ARCHER; CALDEIRA, 2009).

Para se usufruir desta energia se faz necessário o emprego de componentes apropriados capazes de permanecerem suspensos no ar independentemente de uma estrutura rígida de fixação – como pipas (aerofólios flexíveis), asas (aerofólios rígidos) ou balões/dirigíveis – que,

---

<sup>1</sup>Altitudes que variam de 200 m a 3000 m acima do nível do solo.

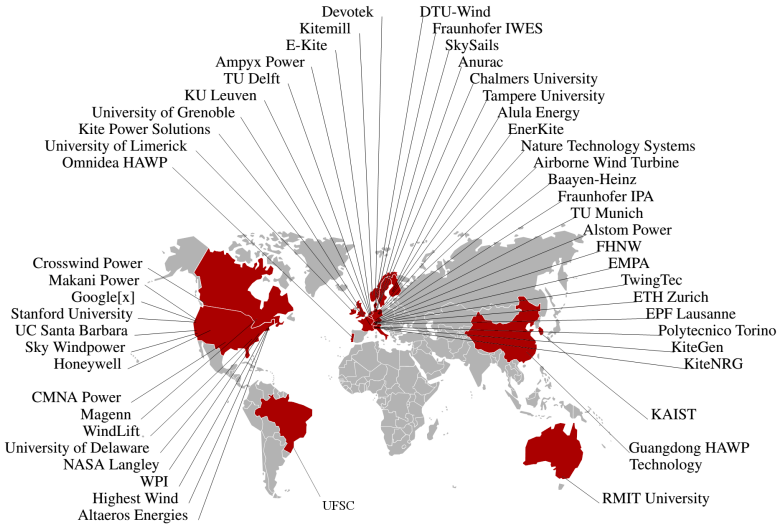


Figura 1 – Grupos com atividades de P&D na tecnologia de AWE. Adaptado de (AHRENS et al., 2013).

para tirarem proveito do vento<sup>2</sup>, são conectados, através de cabos, à uma estação no solo, a qual pode ser estacionária ou móvel (DIEHL, 2013). Através da força aerodinâmica exercida pelo vento sobre estes dispositivos que se encontram em voo, se torna possível a produção de energia elétrica através de geradores que podem estar localizados no solo ou suspensos. Estas aplicações foram batizadas como *Airborne Wind Energy* (AWE) ou *High-Altitude Wind Energy* (HAWE), e quando baseadas no uso de aerofólios flexíveis ou rígidos são também denominadas de aerofólios cabeados (*Tethered Airfoils*).

Loyd (1980) foi pioneiro em descrever formas de explorar a força de tração de aerofólios cabeados, porém, somente após o ano 2000 estas pesquisas ganharam força (DIEHL, 2001; OCKELS, 2001; CANALE et al., 2006), impulsionadas por desenvolvimentos nas áreas de materiais, aerodinâmica, controle e instrumentação. Desde então, o número de grupos de P&D envolvidos no estudo desta tecnologia está em permanente expansão, atraídos não só pela grande densidade de energia eólica disponível em altitudes elevadas, como também pela grande relação entre potência e peso que estes sistemas apresentam. Apesar de até hoje esta aplicação ainda não ter alcançado um estágio comercial, estudos

<sup>2</sup> Definido como a velocidade relativa entre a massa de ar e o solo ( $\mathbf{W}_n$ ).

apontam que o custo desta energia será mais baixo do que o das demais tecnologias existentes. Projeções (FAGIANO et al., 2010) apresentadas na Tabela 1 vão ao encontro desta expectativa.

Tabela 1 – Custo da energia elétrica projetado para 2030

Fonte	Custo [US\$/MWh]		
	Mínimo	Médio	Máximo
Carvão	25	34	50
Gás	37	47	60
Nuclear	21	29	31
Solar	180	325	500
Turbinas eólicas	35	57	95
<b>Aerofólios cabeados</b>	10	<b>20</b>	48

A tecnologia de aerofólios cabeados está amadurecendo e hoje encontra-se em um estágio intermediário de desenvolvimento, com projetos centrados em P&D, apresentando desafios científicos que ainda precisam ser superados (Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC), 2011). Um estudo realizado junto a pesquisadores e empresários do setor (Near Zero, 2012) indica que soluções comerciais devem tornar-se realidade em breve, com a previsão de se atingir 1 GW de capacidade instalada dentro de um prazo de 9 a 20 anos. Este estudo aponta que as principais barreiras a serem superadas são:

- **Confiabilidade:** para a geração de energia elétrica, os aerofólios cabeados necessitam operar de maneira confiável independentemente da existência de condições atmosféricas adversas, como chuva, tempestade ou ausência de vento. Isto requer o uso de componentes resistentes, bem como sistemas de controle robustos e confiáveis que garantam a correta operação do sistema em qualquer cenário;
- **Regulações governamentais:** diversas normas restringem o uso do espaço aéreo, limitando assim as localidades e a altitude em que os aerofólios cabeados podem operar. Existem inclusive registros de incidentes com aviões durante testes de protótipos desta tecnologia.

Um exemplo de tecnologia similar que já atingiu estágio comercial é o uso de aerofólios cabeados como sistema de propulsão auxiliar em embarcações, em especial navios cargueiros. A empresa alemã

*SkySails* (SKYSAILS, 2014) afirma reduzir em até 30% o consumo de combustível com sua solução baseada em pipa.

## 1.1 OBJETIVOS

Esta dissertação tem como objetivos:

- Estabelecer um panorama (*overview*) da tecnologia de aerofólios cabeados empregados para a geração de energia elétrica.
- Desenvolver uma estratégia de controle de voo para aerofólios flexíveis cabeados na estrutura *Yoyo*, também conhecida como *Pumping Mode* ou *Pumping Kite*, de modo a maximizar a produção de energia elétrica durante a fase ativa<sup>3</sup> de operação do sistema.
- Criar condições para que a tecnologia de aerofólios cabeados venha a ser mais profundamente investigada no Brasil.

## 1.2 ESTRUTURA DO DOCUMENTO

A fim de contextualizar o trabalho é apresentado no Capítulo 2 uma visão detalhada sobre os conceitos de funcionamento e o cenário atual da tecnologia de aerofólios cabeados para a geração de energia elétrica. Nesta primeira parte, levando em consideração questões aerodinâmicas e características intrínsecas do fluxo de ar na atmosfera, são caracterizados os principais aspectos que fundamentam o emprego destes sistemas como uma opção potencialmente atraente para o aproveitamento da energia eólica. Em seguida são apresentadas as suas principais alternativas de configuração mecânicas para geração de energia, sendo então eleita uma delas como objeto de estudo para o decorrer do trabalho.

Baseado nesta escolha, apresenta-se no Capítulo 3 o modelo matemático do sistema, proposto inicialmente por Diehl (2001) e aprimorado posteriormente por Fagiano (2009). No intuito de se estabelecer uma estratégia de controle que cumpra os requisitos operacionais do sistema, na Seção 3.2 suas principais características de funcionamento são discutidas.

---

<sup>3</sup>Também chamada de fase de tração ou de desenrolamento, caracterizada como o período de operação em que o sistema gera energia elétrica.

No Capítulo 4, após um sucinto debate sobre as diferentes abordagens de controle encontradas na literatura, apresenta-se a estrutura de controle desenvolvida neste trabalho. Para auxiliar a tarefa de controle de voo, sugere-se na Seção 4.2.1 a inserção de um novo estado ao sistema, o qual foi batizado de *Ângulo de Giro*. Em seguida, fundamentado no conhecimento empírico da dinâmica da pipa, propõe-se um modelo matemático para descrever a dinâmica deste estado, o qual é então identificado e validado através de ensaios realizados em ambiente de simulação.

A estratégia de controle desenvolvida na Subseção 4.2.2 consiste de dois laços. O laço interno é baseado na dinâmica do *Ângulo de Giro*, e possibilita que a direção do deslocamento do aerofólio seja imposta de acordo com uma referência desejada. Através do uso do modelo dinâmico identificado anteriormente, o sistema a ser controlado fica caracterizado como de uma entrada e uma saída (*SISO*), sobre o qual é proposta uma lei de controle baseada em realimentação linearizante. Já o laço externo é responsável por definir a trajetória de voo da pipa. Como uma aproximação da trajetória que potencializa a máxima produção energética, sugere-se o uso da *Lemniscata de Bernoulli*. Baseado na sua equação matemática é projetado um controlador cinemático que, a cada iteração, define a referência de *Ângulo de Giro* necessária para que o seguimento da trajetória desejada seja alcançado.

Buscando uma operação do sistema que resulte na máxima geração de energia elétrica, na Seção 5.1 é realizado um processo de otimização, onde se define seu ponto de operação ideal. Na seção 5.2 os resultados de simulação obtidos através do uso deste controle são discutidos e comparados com outros disponíveis na literatura.

No Capítulo 6 são feitas considerações finais, incluindo a sugestão de linhas de pesquisa para trabalhos futuros.

### 1.3 NOTAÇÃO

A norma euclidiana do vetor  $\mathbf{v}$  é indicada por  $\|\mathbf{v}\|$ , seu transposto é  $\mathbf{v}^T$ , e sua representação nos sistemas de coordenadas inercial, local, do vento, do corpo e da lemniscata é  $(\cdot)_i$ ,  $(\cdot)_l$ ,  $(\cdot)_w$ ,  $(\cdot)_b$  e  $(\cdot)_L$ , respectivamente. O produto interno e vetorial de dois vetores são  $\mathbf{v}_1 \bullet \mathbf{v}_2$  e  $\mathbf{v}_1 \times \mathbf{v}_2$ , enquanto que  $|u|$ ,  $\bar{u}$ ,  $\underline{u}$ ,  $\sigma(u)$ , e  $\tilde{u}$  representam a magnitude, máximo, mínimo, desvio-padrão e valor médio do escalar  $u$ . Vetores e escalares são variáveis contínuas no tempo, se não indicado diferentemente.  $\dot{(\cdot)}$ ,  $\ddot{(\cdot)}$  são suas derivadas no tempo de 1ª e 2ª ordem.





## 2 AEROFÓLIOS CABEADOS

Apesar de existirem diferentes abordagens para geração de energia elétrica através de aerofólios cabeados, como será discutido na Seção 2.3, todas elas se valem do uso de perfis aerodinâmicos – que podem ser flexíveis, como pipas, ou rígidos, como asas – suspensos no ar e conectados ao solo através de cabo(s).

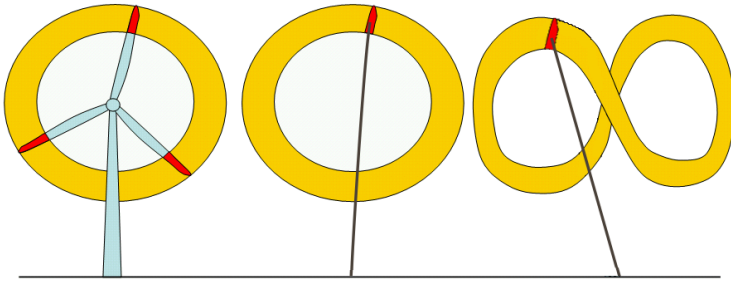


Figura 2 – Conceito básico dos Aerofólios Cabeados. Adaptado de (FAGIANO, 2009).

Estes aerofólios se caracterizam pela capacidade de atingirem altitudes elevadas, e de se deslocarem com grande velocidade através de correntes de ar com abundante potencial energético.

### 2.1 CONCEITOS AERODINÂMICOS

Estes perfis, assim como as pás de uma turbina eólica convencional, são aerofólios que, ao se movimentarem através de um fluxo de ar, sofrem a ação de forças aerodinâmicas que podem ser aproveitadas para a realização de trabalho mecânico. Trata-se das forças de sustentação,  $\mathbf{F}_l$ , e arrasto,  $\mathbf{F}_d$ , apresentadas na Fig. 3. A primeira atua perpendicularmente, enquanto a segunda atua no mesmo sentido do fluxo de ar incidente, chamado de vento efetivo ou vento aparente, definido como

$$\mathbf{W}_e = \mathbf{W}_l - \mathbf{W}_a = (\mathbf{W}_n + \mathbf{W}_t) - \mathbf{W}_a, \quad (2.1)$$

onde  $\mathbf{W}_n$  é a velocidade do vento em relação ao solo, chamado de vento nominal,  $\mathbf{W}_t$  a sua perturbação, caracterizada pela ocorrência de rajadas, e  $\mathbf{W}_a$  é a velocidade do aerofólio, também em relação ao

solo.

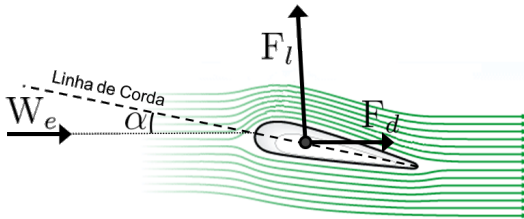


Figura 3 – Forças Aerodinâmicas ( $\mathbf{F}_l$  e  $\mathbf{F}_d$ ) e ângulo de ataque ( $\alpha$ ).

Apesar de as primeiras iniciativas do homem terem sido no sentido de explorar a  $\mathbf{F}_d$  para a produção de trabalho – por exemplo através dos moinhos de vento persas <sup>1</sup> – com o tempo percebeu-se que é possível extrair uma maior quantidade de energia do vento ao se valer da  $\mathbf{F}_l$ . De fato, enquanto as turbinas eólicas propulsionadas pela força de arrasto são capazes de, no máximo, aproveitar 16% da energia cinética do ar, as turbinas baseadas na força de sustentação superam os 50% (SCHUBEL; CROSSLEY, 2012). Esta diferença está ligada principalmente ao fato de que, ao se explorar a  $\mathbf{F}_d$ , o aerofólio se movimenta predominantemente no mesmo sentido de  $\mathbf{W}_n$ , fazendo com que  $\|\mathbf{W}_a\|$  seja limitado a uma parcela de  $\|\mathbf{W}_n\|$ , implicando em  $\|\mathbf{W}_e\| < \|\mathbf{W}_n\|$ . Já ao se explorar a  $\mathbf{F}_l$ , o aerofólio acaba se deslocando em um sentido distinto ao de  $\mathbf{W}_n$ , possibilitando que o mesmo atinja situações onde  $\|\mathbf{W}_e\| > \|\mathbf{W}_n\|$ . Isto é importante porque a magnitude das forças aerodinâmicas depende do quadrado da magnitude do vento efetivo

$$\begin{aligned} \|\mathbf{F}_l\| &= 0,5 \rho A C_l(\alpha) \|\mathbf{W}_e\|^2 \\ \|\mathbf{F}_d\| &= 0,5 \rho A C_d(\alpha) \|\mathbf{W}_e\|^2, \end{aligned} \quad (2.2)$$

sendo  $\rho$  a densidade do ar,  $A$ , a área do aerofólio, e  $C_l(\alpha)$  e  $C_d(\alpha)$ , os coeficientes de sustentação e arrasto para um dado ângulo de ataque  $\alpha$ . Portanto, se fizermos com que um aerofólio se movimente com velocidades elevadas, por exemplo de forma a obter  $\|\mathbf{W}_e\| = 10\|\mathbf{W}_n\|$ , faremos com que as forças aerodinâmicas sejam 100 vezes maiores do que se o mesmo aerofólio se encontrasse parado em relação ao solo, apenas sob o efeito de  $\mathbf{W}_n$ .

Na área de  $AWE$ , esta amplificação de  $\|\mathbf{W}_e\|$  é maximizada

<sup>1</sup>Mais antiga concepção de moinho de vento, datada de 700 a.C (HASSAN, 1986).

quando o aerofólio se desloca em um plano aproximadamente perpendicular ao de  $\mathbf{W}_n$ , caracterizando o que se denomina de *vento cruzado* (*crosswind*).

Nas turbinas eólicas convencionais, o *vento cruzado* só é significativamente explorado nas pontas de suas pás, onde a velocidade tangencial é maior. Resulta que 80% da energia gerada é proveniente de 20% da superfície total das pás, localizada em suas extremidades (FAGIANO, 2009), representado em vermelho na Fig. 2. Esta velocidade é limitada basicamente por dois fatores. O primeiro diz respeito a quesitos estruturais, como vibração e resistência dos materiais. Já o segundo considera questões aerodinâmicas: se o rotor girar muito devagar, parte do vento o atravessa sem ser interceptada pelas pás, e portanto o aproveitamento energético é menor; se girar muito rápido, a turbulência gerada por uma pá passa a afetar a adjacente, fazendo com que o torque do rotor seja diminuído. Portanto existe um *Tip Speed Ratio*<sup>2</sup> (*TSR*) ótimo que varia de acordo com o número de pás do rotor (RAGHEB; RAGHEB, 2011). Para um rotor de 3 pás o *TSR* ótimo é aproximadamente 5, indicando que a velocidade ótima das pontas das pás é de 5 vezes a velocidade do vento, ou seja  $\|\mathbf{W}_e\| \approx 5\|\mathbf{W}_n\|$ .

Já nos aerofólios cabeados o *vento cruzado* poder ser melhor explorado. Diferentemente das turbinas eólicas, onde apenas as extremidades das pás alcançam  $\|\mathbf{W}_a\|$  elevados, nesta abordagem o aerofólio como um todo fica exposto a esta alta velocidade. De acordo com a lei de movimento no *vento cruzado* (ARGATOV et al., 2009), tem-se que

$$\|\mathbf{W}_e^p\| \approx E_{eq}\|\mathbf{W}_n^r\|, \quad (2.3)$$

onde  $\|\mathbf{W}_e^p\|$  é a projeção do vento efetivo no plano ortogonal ao cabo de fixação ao solo,  $\|\mathbf{W}_n^r\|$  é a projeção do vento nominal na direção do cabo e  $E_{eq}$  é a eficiência aerodinâmica equivalente do conjunto<sup>3</sup>. Em condições usuais de operação de um aerofólio cabeado, pode-se demonstrar, a partir de (2.3), que  $\|\mathbf{W}_e\| \approx 10\|\mathbf{W}_n\|$ .

Sabendo que a potência gerada é proporcional às forças aerodinâmicas, a maior capacidade de aproveitamento do *vento cruzado* indica uma maior concentração de potência por área de aerofólio na tecnologia de aerofólios cabeados do que na de turbinas eólicas convencionais.

<sup>2</sup>Razão entre a velocidade tangencial das pontas das pás e  $\|\mathbf{W}_n\|$ .

<sup>3</sup>Razão entre os coeficientes de sustentação e arrasto do conjunto aerofólio e cabos, também conhecido como índice de planeio (*Glide ratio*). Segundo o encontrado na literatura, na prática, obtém-se  $E_{eq} \approx 12.2$ .

## 2.2 VENTO EM ALTITUDE

A análise de locais para instalação de parques eólicos considera diversas propriedades do vento, normalmente baseada em um estudo estatístico de dados históricos registrados na região de interesse. Neste processo, umas das propriedades mais importantes a ser analisada é a densidade média de potência disponível, definida como (MANWELL et al., 2009)

$$\sigma_w = \frac{P_w}{S} = \frac{1}{2} \rho \|\mathbf{W}_n\|^3, \quad (2.4)$$

onde  $P_w$  é a potência disponível, na forma de energia cinética, em um fluxo de ar de densidade  $\rho$  que cruza uma seção perpendicular de área  $S$ . Enquanto a densidade de potência (2.4) é impactada de forma linear com a densidade do ar, a mesma é extremamente sensível a variações na velocidade do vento. Considerando, por exemplo, que  $\|\mathbf{W}_n\|$  dobrou de intensidade, o impacto na densidade  $\sigma_w$  é da ordem de 8 vezes.

Sabe-se que tanto a velocidade do vento  $\|\mathbf{W}_n\|$  quanto a densidade do ar  $\rho$  variam com a altitude  $z$ . Apesar de estas propriedades dependerem de condições climáticas, que se alteram continuamente no tempo e espaço, é possível, de forma geral, esboçar perfis da variação típica destas variáveis na atmosfera.

A velocidade do vento, por exemplo, é normalmente tratada de forma distinta, dependendo do nível atmosférico analisado. Nos primeiros 600m acima do nível do solo, dentro do que se chama de camada limite atmosférica<sup>4</sup>, as correntes de ar são bastante influenciadas por fenômenos de fricção e transferência de calor. Já nas camadas superiores da atmosfera o vento é governado predominantemente pela força resultante do gradiente de pressão e força coriolis. Vamos aqui nos limitar em analisar o perfil do vento dentro da camada limite atmosférica, para fins de comparação entre a tecnologia de *AWE* e a tecnologia tradicional de aerogeradores. Nesta região, uma das formas mais utilizadas para descrever de forma analítica  $\|\mathbf{W}_n(z)\|$  é através do uso do modelo de vento logarítmico (MANWELL et al., 2009)

$$\|\mathbf{W}_n(z)\| = \|\mathbf{W}_n(z_r)\| \frac{\log\left(\frac{z}{z_0}\right)}{\log\left(\frac{z_r}{z_0}\right)}, \quad (2.5)$$

onde  $z_r$  é uma altitude de referência, tipicamente 10m, em que é reali-

---

<sup>4</sup>Definida pela região da atmosfera que está em direta interação com a superfície da terra.

zada a medida do vento de referência,  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\|$ , e  $z_0$  é a rugosidade do solo. Valores comuns de  $z_0$  são apresentados na Tabela 2 para diferentes tipos de terreno. Utilizando valores referentes a condições usuais de terreno e velocidade de vento encontrados em parques eólicos, como  $z_0 = 50$  mm e  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\| = 4$  m/s, é possível levantar o perfil de velocidade do vento dentro da camada limite atmosférica, como representado em tracejado na Fig. 4. Considerando as altitudes de 100 m e 500 m, percebe-se um aumento da velocidade do vento na ordem de 21%.

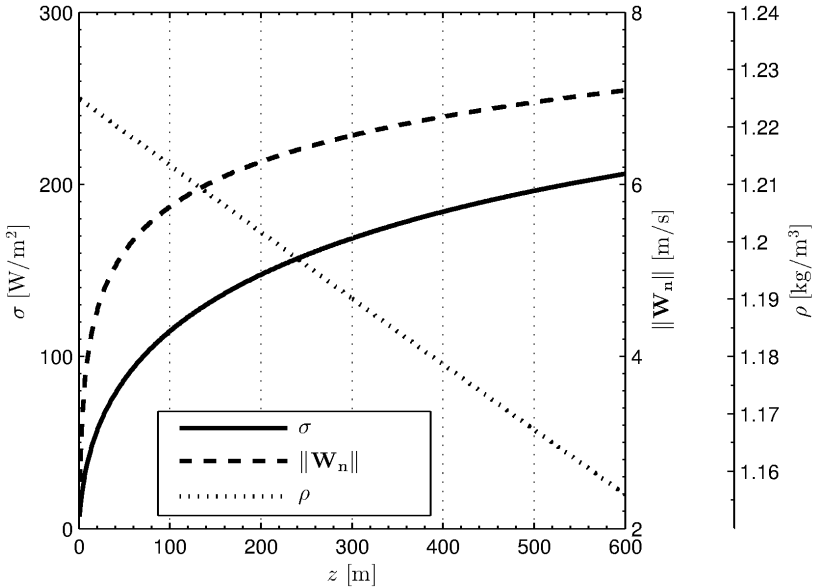


Figura 4 – Perfil de  $\sigma_w$ ,  $\|\mathbf{W}_n\|$  e  $\rho$  dentro da camada limite.

Já com relação à densidade do ar, considerando a chamada atmosfera padrão<sup>5</sup>,  $\rho(z)$  diminui aproximadamente de forma linear com a altitude. Tomando valores típicos de temperatura e pressão, a densidade  $\rho$  diminui em cerca de 4% entre os 100m e os 500m de altura (ARCHER, 2013), conforme representado na Fig. 4. Apesar desta pequena diminuição de densidade, o aumento da velocidade do vento se mostra preponderante e se traduz em um aumento de 71% de densidade de potência (2.4), para as mesmas duas alturas. Vale ressaltar que a tecnologia de AWE tem o potencial de extrapolar a camada limite

<sup>5</sup>Idealizada como uma atmosfera em balanço hidrostático e com uma taxa adiabática constante de diminuição de temperatura.

atmosférica, podendo alcançar  $\sigma_w$  ainda maiores.

É interessante notar que as porcentagens de aumento de  $\sigma_w$  e  $\|\mathbf{W}_n\|$ , em função da altitude e baseadas no modelo logarítmico (2.5), não dependem dos valores de  $z_r$  e  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\|$  escolhidos. O único parâmetro que modifica o ganho em porcentagem da velocidade do vento, e por consequência da densidade de energia, é o coeficiente de rugosidade do solo,  $z_0$ , sendo que, quanto maior a rugosidade, maiores são os ganhos, como apresentado na Tabela 2.

Tabela 2 – Valores da rugosidade  $z_0$  para diversos terrenos e seus ganhos de  $\|\mathbf{W}_n\|$  e  $\sigma_w$  entre as alturas de 500m e 100m

Descrição do Terreno	$z_0$ (mm)	Ganho de $\ \mathbf{W}_n\ $ (%)	Ganho de $\sigma_w$ (%)
Mar aberto	0.2	12	36
Neve	3	15	48
Pasto	10	17	56
Plantações	50	21	71
Poucas Árvores	100	23	80
Florestas	500	30	113
Centros Urbanos	3000	46	199

É importante ter em mente que nem toda energia disponível no vento pode ser utilizada. Ao implantar um sistema de aproveitamento de energia eólica, que explora uma área  $S$  perpendicular ao fluxo de ar, é possível transferir apenas uma parcela  $C_p < 1$  da potência mecânica  $P_w$  presente neste fluxo para o sistema de geração. Esta parcela é comumente chamada de Coeficiente de Performance e, de acordo com o estudo de Albert Betz, baseado na teoria de momento, tem seu valor teórico máximo de  $\frac{16}{27} \approx 0.59$ . O limite de Betz nunca foi alcançado na prática. As turbinas eólicas convencionais mais eficientes trabalham com um fator  $C_p \approx 0.45$  (MANWELL et al., 2009), enquanto que os sistemas de geração baseados em *AWE* não têm ainda um valor típico de  $C_p$  consolidado. Considerando o caso analisado anteriormente, de um terreno com rugosidade  $z_0 = 50\text{mm}$ , um sistema de *AWE* operando a 500m de altura, necessitaria de  $C_p \geq 0.26$  para absorver uma quantidade igual ou superior de energia por metro quadrado do que um aerogerador convencional operando a 100m de altura no mesmo local.

Outro fator importante na escolha de um local adequado para exploração eólica é a frequência de ocorrência de ventos, pois esta frequência está relacionada com a porcentagem de tempo em que o sistema de

geração de energia irá operar. Para quantificar estes valores, normalmente são utilizadas curvas de distribuição de probabilidade, como a de *Rayleigh* ou *Weibull*, ou ainda histogramas de frequência. De maneira geral, buscam-se locais que apresentem grande probabilidade na ocorrência de vento dentro da faixa de operação das unidades de geração. Esta faixa é delimitada pelos limites mínimos e máximos de vento, conhecidos respectivamente como *cut-in* e *cut-out speed*.

Para ilustrar como a ocorrência de ventos é significativamente mais frequente em altitudes mais elevadas, é apresentada na Fig. 5, retirada do trabalho de Archer e Caldeira (2009), a densidade de potência do vento excedida em 50%, 68% e 95% do tempo nas altitudes de 80m, 500m, 1000m e 1500m.

A fim de simplificar a análise da Fig. 5, serão desconsideradas as regiões sobre os oceanos, que, apesar de apresentarem em muitos casos ótimos potenciais para a instalação de parques eólicos, trazem também diversas complicações referentes a sua instalação e manutenção. Desta forma percebe-se que, aos 80 m de altura, os melhores sítios no mundo atingem  $\sigma_w > 200 \text{ W/m}^2$  por pelo menos 50% do tempo, e que, nesta altitude não existe praticamente nenhum local sobre terra onde exista a ocorrência de densidade de potência superior a  $10 \text{ W/m}^2$  por mais de 95% do tempo. Já aos 1500 m de altura, praticamente todo o mundo possui  $\sigma_w > 100 \text{ W/m}^2$  por pelo menos 50% do tempo, sendo que os melhores sítios apresentam  $\sigma_w > 500 \text{ W/m}^2$  por mais de 50% do tempo, como nas regiões norte/nordeste do Brasil, sul da América do Sul e leste da América do Norte.

Chama atenção ainda que, em especial a região norte/nordeste do Brasil, a partir dos 1000m de altura apresenta uma densidade de energia significativa ( $\sigma_w > 100 \text{ W/m}^2$ ) por mais de 95% do tempo. Este dado mostra que além da tecnologia de aerofólios cabeados apresentar uma grande concentração de potência em relação a sua massa, ela também tem o potencial de operar durante intervalos de tempo muito superiores ao que ocorre com as turbinas eólicas convencionais. Enquanto que parques eólicos convencionais de boa capacidade de produção operam em suas potências nominais por cerca de 30% do tempo, esta análise indica que os sistemas baseados em *AWE* poderão atingir porcentagens mais elevadas.

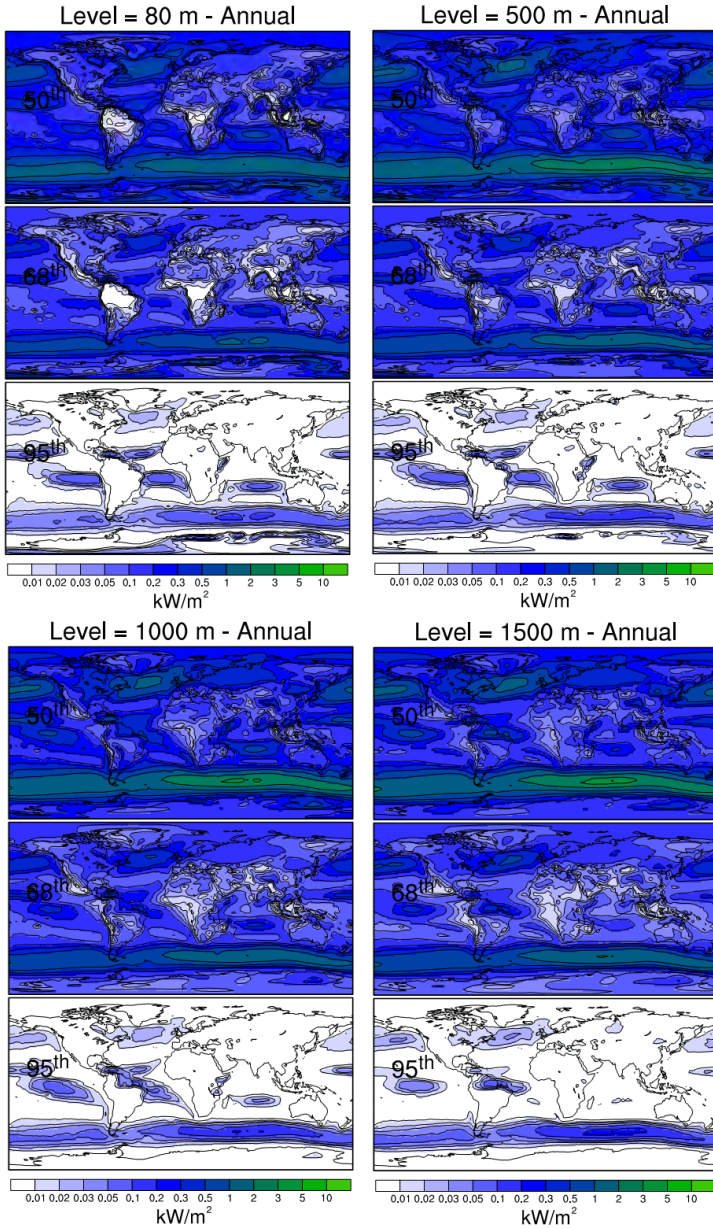


Figura 5 –  $\sigma_w$  ( $\text{kW/m}^2$ ) excedido durante 50%, 68% e 95% do tempo entre os anos 1979-2006. Reproduzido de (ARCHER; CALDEIRA, 2009).



## 2.3 CONFIGURAÇÕES

Apesar de um aerofólio suspenso, fixado ao solo através de cabos, ser capaz de proporcionar forças extraordinariamente grandes ao se movimentar em alta velocidade pelo ar, para que energia elétrica seja produzida é necessário que esta força realize trabalho mecânico. Neste sentido, Miles Loyd (LOYD, 1980) descreveu, ainda em 1980, dois modos de se gerar energia elétrica através de dispositivos *AWE*, os quais ele batizou como modo de sustentação (*lift mode*) e modo de arrasto (*drag mode*). No modo de sustentação a força de tração do cabo de fixação – que resulta predominantemente da força de sustentação do aerofólio – é utilizada para movimentar um gerador no solo, enquanto que, no modo de arrasto, turbinas eólicas são acopladas ao aerofólio, aumentando o arrasto aerodinâmico, enquanto a geração elétrica ocorre no próprio dispositivo em voo. Estas duas alternativas, de maneira isolada ou conjunta, são investigadas até os dias de hoje pelos diversos grupos de P&D espalhados pelo mundo.

Diferentemente da tecnologia convencional de aerogeradores que, por conta de sua maior maturidade, encontra-se mais consolidada, se baseando quase que exclusivamente em configurações dotadas de turbinas *upwind* (voltadas para a direção do vento, portanto dispostas a montante da torre) de três pás, a tecnologia *AWE* ainda investiga diversas alternativas. Os principais critérios de classificação destas configurações são:

- Modo de sustentação (geradores no solo) ou modo de arrasto (geradores suspensos).
- Ponto de fixação no solo estacionário ou móvel.
- Aerofólios rígidos, flexíveis ou dispositivos mais leves do que o ar.
- Atuadores do controle de voo localizados no solo ou suspensos.
- Um ou mais cabos de conexão ao solo.
- Aerofólios únicos ou múltiplos aerofólios.

### 2.3.1 Modo de Sustentação

Este modo de operação foi assim denominado por se valer predominantemente da força aerodinâmica de sustentação do aerofólio ( $\mathbf{F}_1$ ).

Esta força é propagada ao solo através do cabo de fixação, onde um sistema mecânico apropriado a transforma em torque. Por sempre possuir geradores localizados no solo, esta configuração pode também ser classificada como sistema com geração de energia em terra.

Neste modo existem duas vertentes principais, no que diz respeito à estrutura mecânica que converte a força linear dos cabos em uma força angular no eixo do gerador elétrico: a configuração *Yoyo*, também conhecida como *Pumping-mode*; e a configuração Carrossel. Ambas são detalhadas a seguir.

### 2.3.1.1 *Yoyo* ou *Pumping-mode*

Esta estrutura apresenta um ponto fixo (inercial) de conexão entre o aerofólio e o solo. Neste local existe um gerador elétrico, o qual é acoplado a um ou mais carretéis que se encontram envolvido(s) pelo(s) cabo(s) de fixação, como apresentado de maneira simplificada na Fig. 6.

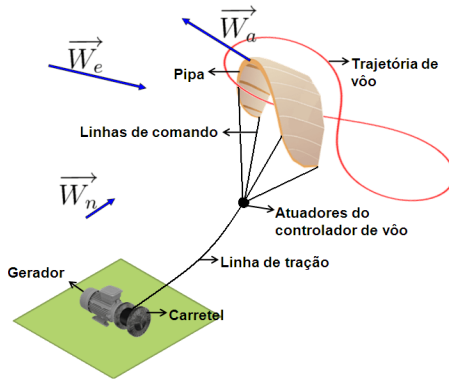


Figura 6 – Aerofólio cabeado em modo de sustentação na configuração *Yoyo*.

As designações *Yoyo* e *Pumping-mode* fazem alusão à operação cíclica desta configuração, a qual é composta de duas fases. Durante a fase inicial, denominada fase ativa, também chamada de fase de tração ou fase de desenrolamento, o aerofólio descreve uma trajetória de voo que proporciona elevada força de tração ao cabo de fixação, enquanto este é desenrolado junto ao carretel, de forma a produzir energia elétrica. Para que o sistema retorne à condição inicial, fechando assim um

ciclo completo de operação, existe uma segunda fase, denominada de fase passiva, onde o seu padrão de voo é modificado de forma a reduzir a energia necessária para se recolher o cabo de tração. Esta última fase também é conhecida como fase de retração, ou de enrolamento. Pelo fato de a energia gasta no recolhimento ser inferior à que é produzida durante o desenrolamento, existe no final do ciclo um saldo positivo de energia. Para que a potência média do ciclo completo seja maximizada, busca-se durante a fase de retração, além da minimização da energia gasta, também uma minimização do tempo necessário para a manobra, critérios estes que são intrinsecamente conflitantes.

Devido à sua simplicidade construtiva, esta é a estrutura mais recorrente, tanto no que se refere às produções acadêmicas quanto aos protótipos já desenvolvidos por universidades e empresas. Nestas implementações, as principais variantes estão relacionadas ao tipo de aerofólio utilizado (flexíveis ou rígidos), à posição dos atuadores do controle de voo (em terra ou suspensos) e ao número de aerofólios. A seguir são listadas características e exemplos de cada uma destas alternativas.

#### 2.3.1.1.1 Aerofólios Flexíveis

São aerofólios feitos de materiais leves e flexíveis – similares às pipas de alta performance utilizadas nos esportes de *kitesurf* ou parapente – que são controlados através de cabos de comando capazes de modificar o perfil aerodinâmico do aerofólio, produzindo mudanças na sua orientação e no seu ângulo de ataque. Por possuírem eficiência aerodinâmica<sup>6</sup> menor do que a dos aerofólios rígidos, atingem velocidade mais baixa e apresentam, portanto, uma menor capacidade de geração de energia. Por outro lado, devido a seu menor custo, tanto do aerofólio como do seu sistema de controle, somado a sua maior robustez a impactos e quedas, faz com que sua aplicação possa ser vantajosa, principalmente no que se refere a unidades com menor escala de potência.

Os sistemas com atuadores suspensos apresentam a virtude de possuírem um único cabo de fixação entre o solo e a unidade de atuação, como ilustrado na Fig. 6. Isto acarreta em uma diminuição do arrasto aerodinâmico e, conseqüentemente, em um incremento na velocidade de deslocamento do aerofólio. Apesar do arrasto causado pelos cabos de fixação serem diminutos ao se considerar comprimentos de cabos reduzidos, quando se empregam cabos mais longos, buscando alcançar altitudes mais elevadas, este arrasto passa a ser relevante na

---

<sup>6</sup>Definida como  $\frac{C_l}{C_d}$ .

dinâmica do sistema. Em contrapartida esta estrutura traz também uma diminuição da performance do sistema, devido ao maior peso do conjunto (aerofólio e atuadores) suspenso no ar, somado à necessidade de alimentação dos atuadores, seja através de cabos elétricos passando pelo interior do cabo de fixação, ou através de baterias recarregadas por pequenas turbinas eólicas acopladas à unidade de atuação. Esta é normalmente ligada ao aerofólio através de 4 cabos, sendo 2 de controle, conectados às pontas do bordo de fuga e que apresentam pequenos níveis de força de tração, e outros 2 de potência, conectados no bordo de ataque do aerofólio, onde se concentra a maior parte da força de tração do sistema. Exemplos de grupos que realizam pesquisas relacionadas à esta configuração são: *KitePower* (KITEPOWER, 2014) da universidade holandesa *TU Delft*, que utiliza aerofólios do tipo *Leading Edge Inflated*<sup>7</sup>; e a empresa alemã *SkySails Power* (SKYSAILS, 2014), que utiliza pipas do tipo *Foil*, também chamadas de *Ram Air Inflated*<sup>8</sup>.

Outra alternativa é o uso de atuadores posicionados no solo, fazendo com que os cabos de comando tenham que ser levados até o chão. Nesta configuração existem duas variantes: uma utiliza apenas 2 cabos entre o ponto de fixação e o aerofólio, enquanto a outra emprega 3. Na estrutura com 2 cabos, estes desempenham ao mesmo tempo a função de cabos de potência e de controle. Neste caso existe uma única variável a ser manipulada para alterar o comportamento de voo do aerofólio: o ângulo de rolagem do aerofólio, que é definido pela diferença do comprimento destes cabos. Fazendo variar este ângulo é possível alterar a direção para onde a pipa se desloca e assim definir uma trajetória de voo desejada. Uma empresa que trabalha com esta estrutura é a italiana *KiteGen*, com um arranjo batizado por eles de *Stem* (Fig. 7). Já a configuração de três cabos possui a mesma estrutura de comando apresentada no caso dos atuadores suspensos (Fig. 6), sendo que os dois cabos de tração se unem ainda próximo à pipa, formando um único cabo que é ligado ao solo juntamente com os outros dois cabos de comando. Nesta estrutura existem duas variáveis manipuláveis: a primeira é novamente a diferença do comprimento dos cabos de comando, responsáveis por determinar o ângulo de rolagem (*roll*) do aerofólio; já a segunda é definida pela diferença do comprimento dos cabos de comando em relação ao cabo de potência, agindo desta forma sobre o ângulo de arfagem (*pitch*) do aerofólio, possibilitando a variação do seu ângulo de ataque. Exemplos de grupos de pesquisa que seguem esta

---

<sup>7</sup> Possuem bexigas infladas que auxiliam a manutenção de sua forma mesmo na ausência de vento.

<sup>8</sup> Estruturas flexíveis com câmaras que são infladas pelo próprio vento aparente.

composição é a empresa alemã *Enerkite*, a empresa americana *Windlift* e a universidade suíça *ETH Zürich*.



Figura 7 – Aerofólio flexível cabeado em modo de sustentação na configuração *Yoyo*, com atuadores no solo, e 2 cabos de tração/comando, da empresa italiana *KiteGen*.

De maneira antagônica às características listadas para o caso das configurações com atuadores suspensos, ao se posicionar os atuadores no solo obtém-se um peso extremamente pequeno em voo, além disso, o sistema de atuação permanece intacto mesmo em caso de colisão do aerofólio. Em contrapartida se introduz um arrasto indesejado através dos cabos adicionais. É verdade que, por possuir velocidade tangencial mais baixa, a parte dos cabos mais próxima ao ponto de fixação geram um arrasto menos significativo do que a parte que se encontra próxima à pipa, onde há uma grande velocidade tangencial.

#### *2.3.1.1.2 Aerofólios Rígidos*

Os dispositivos de aerofólios rígidos cabeados se assemelham a aviões. Estes sistemas apresentam dinâmica mais complexa do que as pipas e têm seu sistema de controle de voo sempre embarcado no próprio avião. Apesar de o aerofólio rígido acrescentar mais massa ao sistema em voo, sua eficiência aerodinâmica superior à dos aerofólios flexíveis possibilita a obtenção de velocidades mais elevadas do que as alcançadas com as pipas. Exemplo de grupos que trabalham em cima deste conceito é a empresa holandesa *Ampyx Power*, com o seu protótipo *PowerPlane*, apresentado na Fig. 8.

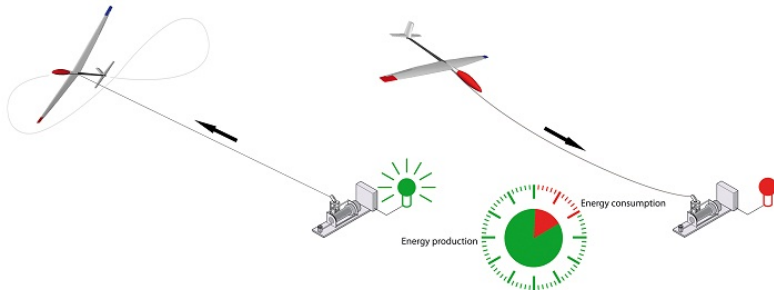


Figura 8 – Aerofólio rígido cabeado em modo de sustentação na configuração *Yoyo*, da empresa holandesa *Ampyx Power*.

### 2.3.1.1.3 Multi-Aerofólios

Assim como o que ocorre nos aerogeradores convencionais, onde são empregadas turbinas com múltiplas pás, na configuração *Yoyo* também existem propostas envolvendo múltiplos aerofólios presos ao mesmo cabo de fixação ao solo. Estas abordagens buscam aumentar a densidade energética das unidades de geração, e em alguns casos também diminuir o arrasto aerodinâmico causado pelo cabo de fixação. A diminuição do arrasto é obtida através da interação das forças de tração dos diversos aerofólios de modo a manter o cabo de fixação parcialmente, ou totalmente, estático em relação ao solo. Exemplos de arranjos com múltiplos aerofólios são o *Dancing Kites* (HOUSKA; DIEHL, 2007), o *Rotokite* (SEQUOIA, 2014) e o *Laddermill* proposto pelo físico e astronauta holandês Wubbo Ockles (OCKELS, 2001). Apesar de apresentarem vantagens interessantes, estas abordagens trazem complicações adicionais ao sistema, como a possibilidade de choque entre os aerofólios, além de procedimentos mais complexos para as manobras de pouso e decolagem. Não foram encontrados registros de testes experimentais ou de desenvolvimento de protótipos destas estruturas.

### 2.3.1.2 Carrossel

Esta estrutura possui um conjunto de aerofólios conectados por cabos a diferentes pontos junto ao solo, os quais se movimentam em um circuito circular ou ovalado. Um sistema de geração se aproveita deste movimento rotatório para produzir energia. Diferencia-se da configura-

ção *Yoyo* por não depender das fases de enrolamento e desenrolamento durante seu ciclo normal de operação. Isto porque, independentemente da direção do vento, devido ao número de aerofólios e ao espaçamento entre eles, sempre existe um conjunto de aerofólios que se movimentam tracionados pelo vento. Deste modo, assim como uma roda d'água, toda a estrutura do carrossel rotaciona simultaneamente, de forma que todos os pontos de fixação são deslocados, inclusive aqueles relativos aos aerofólios que necessitam se deslocar na direção contrária à do vento. Exemplos de empresas que trabalham com este conceito é a italiana *KiteGen* (KITEGEN, 2014) e a alemã *NTS* (NTS, 2014), a qual propõe o uso de vagões que, assim como trens, se deslocam sobre um trilho, conforme apresentado na Fig. 9. Assim como o que ocorre nas estruturas baseadas em multi-aerofólios na configuração *Yoyo*, o carrossel necessita de um sistema coordenado e sincronizado de controle para evitar colisões entre seus aerofólios.



Figura 9 – Sistema na configuração carrossel, da empresa alemã *NTS*.

### 2.3.2 Modo de Arrasto

Este modo se vale do uso de turbinas e geradores embarcados diretamente a um aerofólio cabeado que voa em *crosswind*. Seu nome se deve ao fato de que as turbinas acrescentam arrasto ao aerofólio principal em voo. Vale ressaltar que as pás das turbinas continuam utilizando preponderantemente a força aerodinâmica de sustentação para rotacionarem, de modo idêntico aos aerogeradores convencionais. A principal diferença é que, por estarem submetidas a fluxos de ar muito mais intensos (da ordem de 10 vezes superior ao vento nominal), possuem um *Tip Speed Ratio* de aproximadamente  $50 \|\mathbf{W}_n\|$ . Portanto giram com

velocidades significativamente mais altas do que os aerogeradores tradicionais, podendo dispensar o uso de caixas de redução entre a turbina e o gerador, diminuindo assim as perdas mecânicas do sistema. Além disso, por atravessarem uma seção onde a densidade de potência do fluxo de ar,  $\sigma_w$ , é cerca de 1000 vezes maior, podem fazer uso de turbinas com raio cerca de 30 vezes menor sem diminuição na potência gerada.

Uma inconveniência desta configuração é a necessidade de se transmitir energia elétrica ao solo, aumentando a complexidade construtiva do cabo de fixação, que precisa cumprir tanto a função de suportar altas forças de tração como a de transmitir a energia elétrica gerada à base. Para possibilitar a redução do diâmetro do cabo elétrico, e dessa forma reduzir também o aumento da sua massa e do seu arrasto aerodinâmico, utilizam-se níveis elevados de tensão elétrica.



Figura 10 – Aerofólio cabeado em modo de arrasto, da empresa norte americana *Makani Power*.

Uma característica interessante desta estrutura é a possibilidade de se realizar as manobras de pouso e decolagem invertendo o sentido de rotação das turbinas, transformando-as em hélice, fazendo com que o aerofólio possa operar de forma similar a um quadrirotor. O principal grupo que trabalha com este conceito é a norte americana *Makani Power*, empresa adquirida recentemente pela *Google*, tendo seu protótipo apresentado na Fig. 10.



### 2.3.3 Outras Configurações

#### 2.3.3.1 Estruturas Mais Leves que o Ar

Enquanto os aerofólios cabeados dependem da força aerodinâmica de sustentação para se manterem suspensos, alguns sistemas fazem uso da força aerostática para este fim. Para isto utilizam estruturas com grandes volumes, infladas com gases leves, de forma que o sistema em voo tenha densidade inferior à do ar, possibilitando assim a permanência em voo independentemente do vento incidente.



Figura 11 – Turbina eólica de altitude elevada baseada em estruturas mais leves que o ar. Protótipo da empresa *Altaeros*.

Estes sistemas possuem turbinas e geradores embarcados e são conectados ao solo através de um cabo, responsável pela transmissão da energia gerada. Como desvantagem, devido ao grande arrasto aerodinâmico decorrente da sua estrutura volumosa, estes sistemas não são capazes de explorar o *vento cruzado*. Além disso, a resultante entre a força de sustentação aerostática e as forças de arrasto gerada por sua estrutura e sua turbina, criam uma força de tração no cabo de fixação, que por possuir componente vertical, leva o sistema a se aproximar do solo. Desta forma, para que o sistema possa se manter em

altitudes elevadas durante a geração de energia, sua força aerostática necessita ser muitas vezes superior ao seu peso, o que acaba restringindo o peso e, por consequência, a potência elétrica da unidade de geração. Uma empresa que explora esta estratégia é a norte-americana Altaeros Energies, fundada em 2010 no Instituto de Tecnologia de Massachusetts (*MIT*).

### 2.3.3.2 Estruturas Submarinas

Existem também vertentes que estudam o uso de aerofólios cabeados submarinos, visando explorar a energia das correntes marítimas. Estes sistemas, apesar de se valerem de fluxo de água ao invés de ar, se baseiam nos mesmos princípios apresentados até aqui. Uma empresa que atua nesta área é a *Minesto*, da Suécia, fundada em 2007 e com algumas plantas-piloto já instaladas, utilizando uma configuração em modo de arrasto, com aerofólios rígidos, como apresentado na Fig. 12.

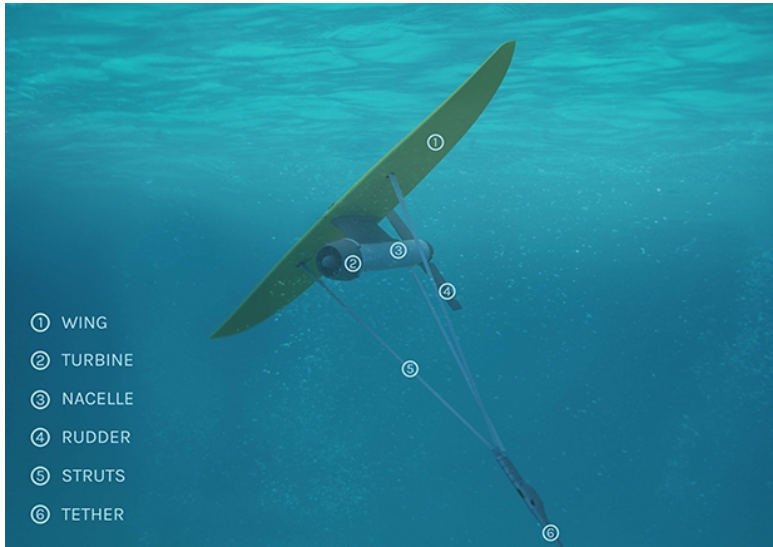


Figura 12 – Aerofólio cabeado submarino em modo de arrasto, da empresa Sueca *Minesto*.

### 3 CONFIGURAÇÃO ESTUDADA

Baseado nos objetivos desta dissertação e nos modelos matemáticos disponíveis, definiu-se como foco de estudo deste trabalho a configuração de aerofólios cabeados flexíveis operando no modo de sustentação, na configuração de *Yoyo*, com atuadores posicionados no solo e com 2 cabos de fixação. O modelo matemático de simulação utilizado para o desenvolvimento deste trabalho foi tomado emprestado das teses de Fagiano (2009) e Diehl (2001).

#### 3.1 MODELO DINÂMICO

Para a modelagem do sistema o aerofólio é considerado como um ponto de massa conectado ao solo através de cabos de comprimento  $r_a$ , aqui tidos como rígidos, determinando assim uma superfície de voo esférica. Esta superfície é chamada de *janela de vento* e é limitada a  $\frac{1}{4}$  de uma esfera<sup>1</sup>, uma vez que metade da esfera se encontra abaixo do nível do solo e uma outra metade é contrária à direção do vento, como ilustrado na Fig. 13. O vento nominal é determinado por  $\mathbf{W}_n = (W_n(z_a), 0, 0)_i + \mathbf{W}_t$ , e varia com a altura do aerofólio  $z_a$  de acordo com o modelo de vento logarítmico (2.5), bem como quando turbulências  $\mathbf{W}_t \neq 0$  são consideradas.

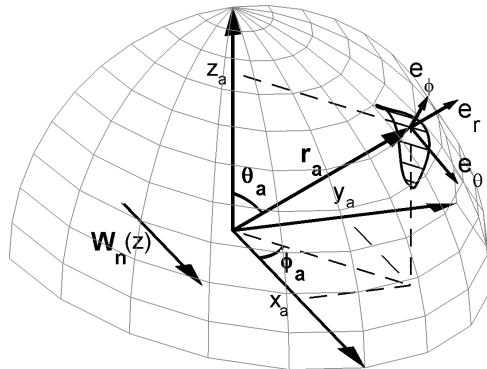


Figura 13 – *Janela de vento* do aerofólio cabeado e sistemas de coordenadas inercial  $(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})_i$  e local  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi, \mathbf{e}_r)_l$ .

<sup>1</sup>Considerando  $\dot{r}_a = 0$ . Devido ao vento aparente criado, ao se enrolar os cabos de fixação a superfície de voo é ampliada, e ao se desenrolar, reduzida.

O sistema de coordenadas inercial  $(\mathbf{x}, \mathbf{y}, \mathbf{z})_i$  tem centro no ponto de fixação ao solo, tendo seu eixo  $\mathbf{x}$  alinhado com a direção média do vento nominal  $\mathbf{W}_n$ , enquanto que  $\mathbf{y}$  e  $\mathbf{z}$ , possuem a direção horizontal e vertical, respectivamente. Para que este sistema de coordenadas possa ser tratado como inercial, a direção predominante de  $\mathbf{W}_n$  durante um dado intervalo de tempo, composto por uma fase ativa e passiva, é considerada como constante. Em coordenadas esféricas a posição  $\mathbf{r}_a$  do aerofólio pode ser determinada pela tríade composta pelos ângulos azimute ( $\phi_a$ ) e de inclinação<sup>2</sup> ( $\theta_a$ ), além da distância radial ( $r_a$ ). Já em coordenadas cartesianas, a posição do aerofólio é dada por

$$\mathbf{r}_a = r_a(\sin \theta_a \cos \phi_a, \sin \theta_a \sin \phi_a, \cos \theta_a)_i. \quad (3.1)$$

Os cabos de fixação têm, portanto, comprimento idêntico à  $\|\mathbf{r}_a\|$ , e ligam o centro do sistema de coordenadas inercial ao sistema de coordenadas local, definido pelos vetores unitários  $\mathbf{e}_\theta = \frac{d\mathbf{r}_a}{d\theta_a}$ ,  $\mathbf{e}_\phi = \frac{d\mathbf{r}_a}{d\phi_a}$  e  $\mathbf{e}_r = \mathbf{e}_\theta \times \mathbf{e}_\phi$  e originados no centro de massa da pipa. A matriz de rotação

$$\mathcal{R}_i^l = \begin{bmatrix} \cos \theta_a \cos \phi_a & \cos \theta_a \sin \phi_a & -\sin \theta_a \\ -\sin \phi_a & \cos \phi_a & 0 \\ \sin \theta_a \cos \phi_a & \sin \theta_a \sin \phi_a & \cos \theta_a \end{bmatrix}, \quad (3.2)$$

transfere um dado vetor do sistema inercial para o local.

Considerando que o centro de pressão do aerofólio<sup>3</sup> não varia com o ângulo de ataque e é coincidente com o seu centro de massa, se torna possível determinar de forma analítica a dinâmica de voo da pipa através do balanço de todas as forças que atuam sobre este ponto. São elas as forças: gravitacional, aparente, aerodinâmicas do aerofólio, de arrasto dos cabos e de tração dos cabos. Assim, aplicando a 2ª lei de Newton, obtém-se a equação de movimento

$$m \begin{bmatrix} r_a \ddot{\theta}_a \\ r_a \ddot{\phi}_a \sin \theta_a \\ \dot{r}_a \end{bmatrix}_l = \mathbf{F}^{\text{grav}} + \mathbf{F}^{\text{apar}} + \mathbf{F}^{\text{aer}} + \mathbf{F}^{\text{aer,c}} - \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ F_r^{\text{trac}} \end{bmatrix}_l, \quad (3.3)$$

onde  $m$  é a massa da pipa. As deduções destas forças são apresentadas nas seções seguintes.

<sup>2</sup>Também chamado de colatitude, ângulo zenital ou ângulo polar. É o complemento do ângulo de elevação em relação ao solo.

<sup>3</sup>Ponto onde age a resultante das forças aerodinâmicas.

### 3.1.1 Forças Gravitacionais

Devido ao pequeno peso do aerofólio e dos cabos, em relação às demais forças que atuam no sistema, a gravidade acaba tendo um papel secundário na dinâmica de voo da pipa, principalmente durante a fase ativa. Muitos autores afirmam ser razoável negligenciar os efeitos desta força, como por exemplo na modelagem proposta pela *Skysails* (ERHARD; STRAUCH, 2013), onde é considerado um ambiente sem gravidade. Porém, com o objetivo de se implementar um modelo de simulação o mais completo possível, as forças gravitacionais serão aqui consideradas. Elas são compostas pelo peso do aerofólio e dos cabos e para fins de modelagem, agem respectivamente sobre o centro de massa da pipa e sobre a metade do comprimento dos cabos. Para que estas duas forças possam ser somadas, o peso do cabo é transladado até a sua extremidade, junto ao centro de massa do aerofólio, através da conservação de momento. Desta forma o módulo da força gravitacional pode ser determinado como

$$\|\mathbf{F}^{\text{grav}}\| = \|\mathbf{F}_a^{\text{grav}}\| + \|\mathbf{F}_c^{\text{grav}}\| = \left( m + \frac{\rho_c \pi d_c^2 r_a}{4} \right) g, \quad (3.4)$$

onde  $m$  é a massa da pipa,  $\rho_c$  é a densidade dos cabos,  $d_c$ , seu diâmetro e  $g$  é a aceleração da gravidade.

Uma vez que as forças gravitacionais têm a mesma direção e sentido oposto à  $\mathbf{z}$ , obtém-se no sistema de coordenadas inercial  $\mathbf{F}^{\text{grav}} = [0, 0, -\|\mathbf{F}^{\text{grav}}\|]_i$ . Aplicando-se a matriz de rotação (3.2) o levamos ao sistema local

$$\mathbf{F}^{\text{grav}} = \begin{bmatrix} F_\theta^{\text{grav}} \\ F_\phi^{\text{grav}} \\ F_r^{\text{grav}} \end{bmatrix}_l = \begin{bmatrix} \left( m + \frac{\rho_c \pi d_c^2 r_a}{4} \right) g \sin \theta_a \\ 0 \\ - \left( m + \frac{\rho_c \pi d_c^2 r_a}{4} \right) g \cos \theta_a \end{bmatrix}_l. \quad (3.5)$$

### 3.1.2 Forças Aparentes

As forças aparentes, também chamadas de pseudo-força, força fictícia ou força de d'Alembert, são forças inerciais que atuam em todas as massas que têm seus movimentos descritos através de um sistema de referência não-inercial, como é o caso do sistema de coordenadas local da pipa. Estas forças não estão associadas a nenhuma interação

entre dois objetos, mas sim à aceleração de um sistema de coordenadas não-inercial em relação à outro, suposto inercial.

Neste sistema dinâmico as forças aparentes envolvidas são a centrífuga e a de Coriolis, as quais são definidas no sistema de coordenadas local como

$$\mathbf{F}^{\text{apar}} = \begin{bmatrix} F_{\theta}^{\text{apar}} \\ F_{\phi}^{\text{apar}} \\ F_r^{\text{apar}} \end{bmatrix}_l = \begin{bmatrix} m \left( \dot{\phi}_a^2 r_a \sin \theta_a \cos \theta_a - 2 \dot{r}_a \dot{\theta}_a \right) \\ m \left( -2 \dot{r}_a \dot{\phi}_a \sin \theta_a - 2 \dot{\phi}_a \dot{\theta}_a r_a \cos \theta_a \right) \\ m \left( r_a \dot{\theta}_a^2 + r_a \dot{\phi}_a^2 \sin^2 \theta_a \right) \end{bmatrix}_l, \quad (3.6)$$

### 3.1.3 Forças Aerodinâmicas do Aerofólio

Como visto na Seção 2.1, as forças aerodinâmicas estão intimamente ligadas com o vento efetivo. Dado que a velocidade da pipa no sistema de coordenadas local é

$$\mathbf{W}_{\mathbf{a}} = [\dot{\theta}_a r_a, \dot{\phi}_a r_a \sin \theta_a, \dot{r}_a]_l', \quad (3.7)$$

e considerando um vento genérico  $\mathbf{W}_{\mathbf{l}} = \mathbf{W}_{\mathbf{n}} + \mathbf{W}_{\mathbf{t}} = [W_x, W_y, W_z]_i'$ , podemos definir o vento efetivo

$$\mathbf{W}_{\mathbf{e}} = \mathcal{R}_i^l \begin{bmatrix} W_x \\ W_y \\ W_z \end{bmatrix}_i - \begin{bmatrix} \dot{\theta}_a r_a \\ \dot{\phi}_a r_a \sin \theta_a \\ \dot{r}_a \end{bmatrix}_l. \quad (3.8)$$

O ângulo formado entre  $\mathbf{W}_{\mathbf{e}}$  e o plano definido pelos eixos  $\mathbf{e}_{\theta}$  e  $\mathbf{e}_{\phi}$  do sistema de coordenadas local (caracterizado como o plano tangente à superfície de voo que contém o centro de massa da pipa) é denominado ângulo de ataque complementar e determinado por

$$\Delta\alpha = \arcsin \left( \frac{\mathbf{e}_{\mathbf{r}} \cdot \mathbf{W}_{\mathbf{e}}}{\|\mathbf{W}_{\mathbf{e}}\|} \right). \quad (3.9)$$

Este ângulo difere do ângulo de ataque  $\alpha$  em decorrência da existência de um ângulo de ataque base  $\alpha_0 > 0$ , que mantém o aerofólio com  $\alpha$  positivo mesmo quando a pipa se encontra em equilíbrio na borda da *janela de vento*, onde  $\Delta\alpha \rightarrow 0$ . O ângulo  $\alpha_0$  é definido através da regulagem apropriada do ponto de amarração dos cabos na pipa e é um parâmetro constante neste sistema. Portanto o ângulo de ataque



mesmo sentido de  $\mathbf{W}_e$ , ou seja, na direção  $-\mathbf{x}_w$

$$\mathbf{F}_d = -0.5 \rho A C_d(\alpha) \|\mathbf{W}_e\|^2 \mathbf{x}_w, \quad (3.12)$$

enquanto a força de sustentação,  $\mathbf{F}_l$ , atua na direção de  $-\mathbf{z}_w$ , perpendicularmente ao fluxo de ar incidente

$$\mathbf{F}_l = -0.5 \rho A C_l(\alpha) \|\mathbf{W}_e\|^2 \mathbf{z}_w. \quad (3.13)$$

Neste modelo considera-se que o plano de simetria do aerofólio ( $\mathbf{x}_b, \mathbf{z}_b$ ) alinha-se instantaneamente com o vento efetivo<sup>4</sup>, possibilitando assim definir que estes dois sistemas de coordenadas compartilham um de seus eixos, com  $\mathbf{y}_w \equiv \mathbf{y}_b$ . Pode-se notar que, desta forma, as forças aerodinâmicas se encontram sempre contidas no plano de simetria da pipa.

O vetor  $\mathbf{z}_w$  complementa o sistema de coordenadas do vento e é definido por  $\mathbf{z}_w = \mathbf{x}_w \times \mathbf{y}_w$ . A sua direção, e consequentemente a de  $\mathbf{F}_l$ , depende do vetor unitário  $\mathbf{y}_w$ , o qual varia em função do sinal de controle  $\psi$ .

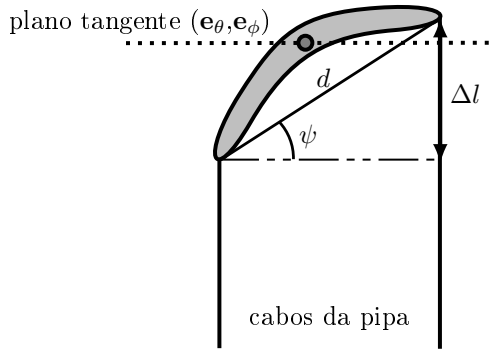


Figura 15 – Vista do bordo de fuga do aerofólio enfatizando o ângulo de rolagem  $\psi$ .

O ângulo  $\psi$  é o ângulo de rolagem (*roll angle*) do aerofólio, provocado por uma diferença de comprimento  $\Delta l$  entre os dois cabos de conexão ao solo, conforme apresentado na Fig 15. Por trigonometria,

<sup>4</sup>Aproximação procedente quando  $\mathbf{W}_a \gg 0$ , (WEILENMANN; TISCHHAUSER, 2007), ou seja, apropriada para análise do comportamento dinâmico do aerofólio explorando o *crosswind* (fase ativa).



sua expressão matemática é definida por

$$\psi = \arcsin \left( \frac{\Delta l}{d} \right), \quad (3.14)$$

onde  $d$  é a envergadura do aerofólio e  $\Delta l$  é considerado positivo quando, ao se olhar por de trás do aerofólio (bordo de fuga), o cabo da esquerda é mais curto do que o da direita.

De acordo com (DIEHL, 2001), a partir dos requisitos de que  $\mathbf{y}_w$  é perpendicular a  $\mathbf{x}_w$ , de que sua projeção no vetor unitário  $\mathbf{e}_r$  é  $\mathbf{y}_w \cdot \mathbf{e}_r = \sin \psi$  e de que a pipa mantém sempre a mesma orientação em relação aos cabos, é possível deduzir que

$$\mathbf{y}_w = \mathbf{e}_w (-\cos \psi \sin \Upsilon) + (\mathbf{e}_r \times \mathbf{e}_w) (\cos \psi \cos \Upsilon) + \mathbf{e}_r (\sin \psi), \quad (3.15)$$

onde,  $\mathbf{e}_w$  é um vetor unitário da projeção de  $\mathbf{W}_e$  no plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)$  representado por

$$\mathbf{e}_w = \frac{\mathbf{W}_e - \mathbf{e}_r (\mathbf{e}_r \cdot \mathbf{W}_e)}{\|\mathbf{W}_e - \mathbf{e}_r (\mathbf{e}_r \cdot \mathbf{W}_e)\|}, \quad (3.16)$$

e  $\Upsilon$  é, por definição, determinado como

$$\Upsilon = \arcsin \left( \frac{\mathbf{W}_e \cdot \mathbf{e}_r}{\|\mathbf{W}_e - \mathbf{e}_r (\mathbf{e}_r \cdot \mathbf{W}_e)\|} \tan \psi \right). \quad (3.17)$$

Com estas últimas considerações a direção das forças aerodinâmicas da pipa ficam definidas, tendo seu vetor resultante caracterizado como a soma da força de sustentação (3.13) e da força de arrasto (3.12):

$$\mathbf{F}^{\text{aer}} = \begin{bmatrix} F_\theta^{\text{aer}} \\ F_\phi^{\text{aer}} \\ F_r^{\text{aer}} \end{bmatrix}_l = \mathbf{F}_l + \mathbf{F}_d. \quad (3.18)$$

As curvas dos coeficientes de sustentação  $C_l(\alpha)$  e arrasto  $C_d(\alpha)$  em função do ângulo de ataque  $\alpha$  são apresentadas na Fig. 16. Elas são as mesmas utilizadas por Fagiano (2009) em suas simulações e, desta forma, possibilitam a comparação entre os resultados que serão apresentados nesta dissertação, com os expostos por ele.

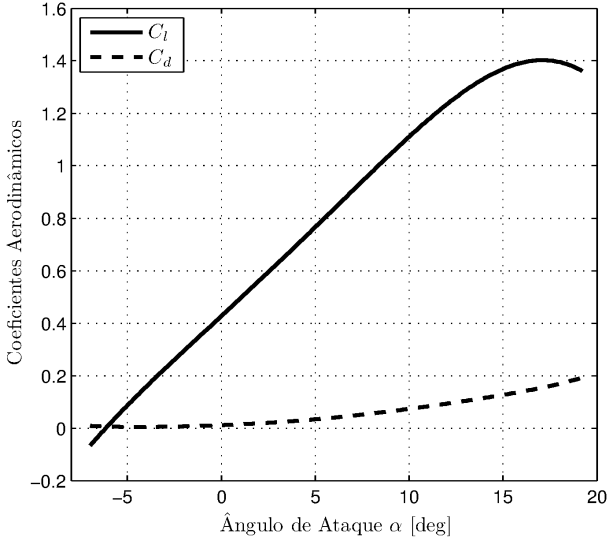


Figura 16 – Coeficiente aerodinâmico de sustentação (—) e arrasto (---) em função do ângulo de ataque.

### 3.1.4 Força Aerodinâmica do Cabo

O arrasto aerodinâmico, criado pelo fluxo de ar que incide sobre a superfície dos cabos que fixam o aerofólio no solo, age no sentido de diminuir a velocidade de deslocamento da pipa. Esta força atua de maneira distribuída por toda a extensão do cabo, ocasionando a aparição de um torque que, segundo Fagiano (2009) e Houska e Diehl (2007), é definido como  $\mathbf{T}_d = r_a \mathbf{e}_r \times \mathbf{F}^{\text{aer},c}$ . Este pode ser avaliado ao longo de comprimentos infinitesimais de cabo ( $ds$ ) através da integral

$$\begin{aligned} \mathbf{T}_d &= \int_0^{r_a} \left( s \mathbf{e}_r \times -\frac{\rho C_{d,c} d_c \cos \Delta\alpha}{2} \left( \frac{s \|\mathbf{W}_e\|}{r_a} \right)^2 \mathbf{x}_w \right) ds, \quad (3.19) \\ &= r_a \mathbf{e}_r \times -\frac{\rho C_{d,c} A_c \cos \Delta\alpha}{8} \|\mathbf{W}_e\|^2 \mathbf{x}_w \end{aligned}$$

onde  $C_{d,c}$  é o coeficiente de arrasto dos cabos e  $A_c \cos \Delta\alpha = r_a d_c \cos \Delta\alpha$  é a área frontal dos cabos de fixação projetada em um plano perpendicular ao de  $\mathbf{W}_e$ . Portanto a força de arrasto dos cabos no sistema de

coordenadas local pode ser expressa como

$$\mathbf{F}^{\text{aer},c} = \begin{bmatrix} F_{\theta}^{\text{aer},c} \\ F_{\phi}^{\text{aer},c} \\ F_r^{\text{aer},c} \end{bmatrix}_l = -\frac{\rho C_{d,c} A_c \cos \Delta\alpha}{8} \|\mathbf{w}_e\|^2 \mathbf{x}_w. \quad (3.20)$$

### 3.1.5 Velocidade de (des)Enrolamento dos Cabos

Para fins de simulação, é considerada a existência de um controlador<sup>5</sup> que regula de maneira instantânea a velocidade com que os cabos de fixação são recolhidos ou liberados, mantendo assim o estado  $\dot{r}_a$  sempre igual ao seu valor de referência  $\dot{r}_{a,ref}$ .

### 3.1.6 Força de Tração no Cabo

Uma vez que os cabos de fixação são tratados como rígidos, a direção da força de tração,  $\mathbf{F}^{\text{trac}}$ , é sempre oposta à direção do vetor-base do sistema de coordenadas local  $\mathbf{e}_r$ . De acordo com (3.3), a dinâmica de  $r_a$  depende de  $\mathbf{F}^{\text{trac}}$ , todavia, com a existência de um controle de velocidade de (des)enrolamento dos cabos, como abordado em 3.1.5,  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|$  pode ser obtida através do equilíbrio de forças em  $\mathbf{e}_r$ ,

$$\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\| = F_r^{\text{trac}} = F_r^{\text{grav}} + F_r^{\text{apar}} + F_r^{\text{aer}} + F_r^{\text{aer},c} - m \ddot{r}_a. \quad (3.21)$$

A magnitude máxima da força de tração deve respeitar a tração mínima de ruptura dos cabos,  $F_{brk}$ . Além disso esta magnitude deve também ser sempre positiva, já que os cabos são incapazes de empurrar o aerofólio. Ademais, mesmo que o modelo considerasse os cabos como flexíveis, uma tração negativa traria uma perda de controlabilidade ao sistema, uma vez que impossibilitaria a manipulação do ângulo de rolagem da pipa dada a frouxidão dos seus cabos.

### 3.1.7 Potência Elétrica

Durante as fases ativa, enquanto o cabo de fixação é desenrolado, e passiva, enquanto o mesmo é recolhido, há, no carretel acoplado ao gerador/motor elétrico, a realização de trabalho mecânico. A potência mecânica envolvida neste processo pode ser expressa como

---

<sup>5</sup>Não abordado nesta dissertação.

$$P_m = \dot{r}_a \|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|. \quad (3.22)$$

Considerando uma eficiência  $\eta < 1$  que engloba as perdas mecânicas decorrentes do acoplamento, redução e eficiência elétrica do gerador/motor, pode-se definir a potência elétrica instantânea, gerada ou consumida no gerador/motor, como

$$P_e = \begin{cases} \eta P_m, & \text{se } \dot{r}_a \geq 0 \\ \frac{1}{\eta} P_m, & \text{caso contrário} \end{cases}, \quad (3.23)$$

de forma que valores positivos de  $P_e$  indicam produção de energia elétrica, enquanto que valores negativos indicam o seu consumo.

### 3.1.8 Sistema Resultante

Por fim, a dinâmica resultante do sistema é representado pelo sistema não-linear

$$\dot{\mathbf{x}} = f(\mathbf{x}, \mathbf{u}, \mathbf{W}_n(z_a)), \quad (3.24)$$

com o vetor de estados

$$\mathbf{x} = [\theta_a \quad \phi_a \quad r_a \quad \dot{\theta}_a \quad \dot{\phi}_a]', \quad (3.25)$$

e a entrada de controle sendo caracterizada pelo vetor

$$\mathbf{u} = [u_1, u_2]' = [\sin \psi, \dot{r}_{a,ref}]', \quad (3.26)$$

sendo  $\psi$  o ângulo de rolagem do aerofólio, e  $\dot{r}_{a,ref}$  a velocidade de (des)enrolamento de referência. O vento nominal  $\mathbf{W}_n(z_a)$  varia com a altitude do aerofólio  $z_a$ , de acordo com o modelo logarítmico do vento (2.5), bem como com perturbações  $\mathbf{W}_t$ , quando consideradas.

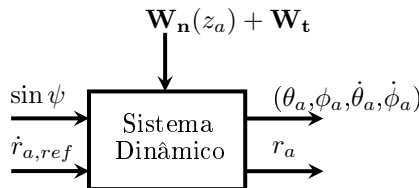


Figura 17 – Sistema em diagrama de bloco.

Desta forma o sistema pode ser representado em diagrama de blocos como na Fig. 17, onde o sinal de referência  $\dot{r}_{a,ref}$  é rastreado de acordo com o descrito na Seção 3.1.5, modificando  $r_a$ . Já a entrada  $\psi$  age sobre  $\theta_a$  e  $\phi_a$ , estados que apresentam características instáveis em malha aberta, e sobre suas derivadas,  $\dot{\theta}_a$  e  $\dot{\phi}_a$ .

### 3.2 CARACTERÍSTICAS DE FUNCIONAMENTO

Um exemplo de estrutura mecânica no solo capaz de manipular a diferença de comprimento dos dois cabos de tração que ligam o aerofólio ao solo e, ao mesmo tempo, (des)enrolá-los junto a carretéis é apresentado na Fig. 18. Este esquema se baseia na patente de (MILANESE et al., 2008) e é compatível com a configuração *Yoyo* apresentada na seção anterior. Com a movimentação das roldanas móveis, através do atuador de controle de voo, é possível impor uma diferença  $\Delta l$  entre os dois cabos de fixação, criando o ângulo  $\psi$  utilizado para o controle de voo. É interessante notar que em equilíbrio as forças dos dois cabos se contrapõem, fazendo com que o atuador de controle de voo, idealmente, não necessite exercer força para manter  $\Delta l$  em zero.

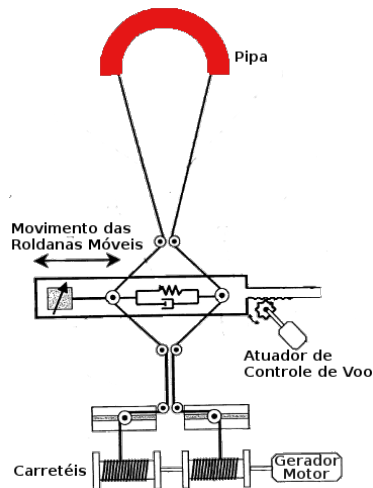


Figura 18 – Configuração no solo, adaptado de (MILANESE et al., 2008).

Para que este sistema desempenhe a função de gerar energia, é necessário manipulá-lo de maneira que se obtenha um saldo positivo

entre a energia produzida durante a fase ativa em relação à gasta durante a fase passiva. Para que isto possa ser alcançado é necessário o desenvolvimento de estratégias que atuem de maneira adequada sobre as entradas  $\psi$  e  $\dot{r}_{a,ref}$ .

Apesar de a velocidade do vento aumentar continuamente com a altitude, a região da *janela de vento* (Fig. 13) que proporciona força de tração mais elevada aos cabos de fixação não ocorre em  $\theta_a \approx 0^\circ$ , posição comumente chamada de “meio-dia”. Pelo contrário, nesta área, bem como em toda borda da *janela de vento*<sup>6</sup>, dada a pequena velocidade que a pipa é capaz de atingir, é onde se verificam os menores níveis de força de tração.

Fazendo uma análise mais detalhada do comportamento do aerofólio, pode-se perceber que a borda da *janela de vento* determina uma região de equilíbrios instáveis de posição, ou seja, onde a velocidade do aerofólio  $\|\mathbf{W}_a\|$  pode tender a zero. Tomando o plano tangente ( $\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi$ ) como referência para o balanço de forças do aerofólio, resulta que na região da borda da *janela de vento*, há equilíbrios quando a projeção de  $\mathbf{x}_b$ , e consequentemente  $\mathbf{x}_w$ , no plano tangente, tem aproximadamente a mesma direção de  $-\mathbf{e}_\theta$ . Nessa situação, as projeções das forças de sustentação se anulam com as das forças de arrasto e gravitacionais em um dado ângulo de ataque  $\alpha$ , o qual é alcançado quando a pipa entra em repouso na borda da janela. Este é um equilíbrio instável devido à ação da força gravitacional, que atua no sentido de desalinhar  $\mathbf{x}_b$  e  $\mathbf{e}_\theta$ , fazendo com que o aerofólio, na ausência de sinal de controle, acabe se afastando da condição de equilíbrio e comece a se deslocar em direção ao solo.

Considerando a existência de um sinal de controle que evite a colisão com o solo e que mantenha a pipa em voo na condição de *crosswind*, passam a existir equilíbrios dinâmicos no sistema ( $\|\mathbf{W}_a\| \gg 0$ ). Estes equilíbrios de velocidade foram estudados por Argatov et al. (2011) através da lei de movimento do *vento cruzado*, apresentada em (2.3), estabelecendo que, em situação de equilíbrio, o vento efetivo projetado no plano tangente ( $\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi$ ) é proporcional à velocidade do vento nominal projetada na direção do cabo. Desta forma existe uma posição ótima na *janela de vento*,  $(\theta_a^*, \phi_a^*)$ , onde os maiores níveis de força de tração são atingidos. Este ponto se localiza na região ao redor de

$$(\theta_a^*, \phi_a^*) \approx (60^\circ, 0^\circ), \quad (3.27)$$

---

<sup>6</sup>Região onde  $\phi_a \approx \pm 90^\circ$  e  $\theta_a$  é qualquer ou  $\theta_a \approx 0^\circ$  e  $\phi_a$  é qualquer (considerando o cenário de  $\dot{r}_p = 0$ ).

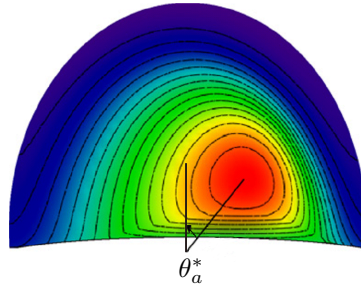


Figura 19 – Potencial da força de tração dentro *janela de vento*, adaptado de (ARGATOV et al., 2011).

onde a projeção do vento nominal na direção do eixo radial  $\mathbf{e}_r$  é máxima, conforme apresentado na Fig. 19. O valor exato do ângulo  $\theta_a^*$  depende do comportamento da variação de vento com a altitude, ou seja, do parâmetro  $z_0$  de rugosidade do solo do modelo logarítmico do vento, sendo que quanto mais rugoso for o solo, menor será o  $\theta_a$  que proporciona maior força de tração e maior será a altitude de voo do aerofólio.

### 3.2.1 Fase Ativa

A região de interesse durante a fase ativa de operação é representada em vermelho na Fig. 19. Para que a pipa se mantenha permanentemente dentro desta zona, se faz necessária a execução de manobras. Diversos estudos (FAGIANO, 2009; ARGATOV; SILVENNOINEN, 2010) apontam que, do ponto de vista do potencial de geração de energia elétrica, a maneira mais eficiente de se realizar esta função é impor ao aerofólio órbitas em forma de um oito deitado ( $\infty$ ). Este tipo de trajetória, se comparada à alternativa de órbitas circulares, traz os seguintes benefícios:

- Primeiramente, evita-se o cruzamento dos cabos de tração, já que na configuração com atuadores no solo, pela existência de mais de um cabo de fixação, os mesmos se trançariam para cada volta da trajetória circular. Até mesmo na configuração com um único cabo de fixação, a trajetória circular traria a inconveniência de acumular torções neste cabo, o que afetaria negativamente a sua vida útil.

- Na trajetória em forma de  $\infty$  o aerofólio se mantém durante mais tempo no centro da região de interesse, inclusive cruzando o ponto de força de tração máxima  $(\theta^*, \phi^*)$  duas vezes a cada órbita completa.
- Durante os segmentos curvilíneos da trajetória, se faz necessário a imposição de um ângulo de rolagem  $\psi$  no aerofólio. Isto acarreta na diminuição da projeção da força de sustentação  $\mathbf{F}_1$  no eixo radial  $\mathbf{e}_r$ , fazendo com que tanto a força de tração  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|$ , como a potência elétrica gerada  $P_e$  sejam reduzidas. Quanto maior for a massa do aerofólio e menor for o raio de curvatura da trajetória, mais acentuado será este efeito (LUCHSINGER, 2013). Desta forma, os dois trechos retos da trajetória em forma de  $\infty$ , onde a pipa possui uma rolagem praticamente nula ( $\psi \approx 0^\circ$ ), caracteriza uma vantagem.

Assim como  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|$ , outro fator que desempenha um papel importante na potência elétrica gerada (3.23) é a velocidade de desenrolamento,  $\dot{r}_a$ . Durante a fase ativa, busca-se um elevado produto  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|\dot{r}_a$ . Porém ao se aumentar a velocidade de desenrolamento do cabo de tração, fazemos com que a velocidade do vento que incide no aerofólio na direção do seu raio seja reduzida. Dessa forma, de acordo com a lei do *vento cruzado*, o vento efetivo  $\|\mathbf{W}_e\|$  de equilíbrio é reduzido, o que acarreta em menores níveis de força de tração bem como de potência elétrica,  $P_e$ . A fim de considerar o efeito de  $\dot{r}_a$ , a lei de movimento do *vento cruzado* apresentada anteriormente (2.3) pode ser refinada e expressa como

$$\|\mathbf{W}_e^p\| \approx E_{eq} (\|\mathbf{W}_n^r\| - \dot{r}_a). \quad (3.28)$$

Baseado nesta relação entre velocidade de desenrolamento e força de tração dos cabos, percebe-se a existência de uma velocidade ótima  $\dot{r}_a^*$ , que maximiza a potência elétrica gerada durante a fase ativa. De acordo com as análises feitas inicialmente por Loyd (1980), e posteriormente retrabalhadas por Fagiano (2009), esta velocidade é definida em função do vento nominal que atinge o aerofólio no sentido de  $\mathbf{e}_r$  como

$$\dot{r}_a^* = \frac{1}{3} \|\mathbf{W}_n^r\|. \quad (3.29)$$



### 3.2.2 Fase Passiva

Durante a fase passiva o recolhimento dos cabos de fixação geram um acréscimo na velocidade do vento projetada em  $\mathbf{e}_r$ . Desta forma, segundo a lei de movimento do *vento cruzado* (3.28), há um aumento no  $\|\mathbf{W}_e\|$  de equilíbrio, e por consequência também na  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|$ . Desta forma, se o aerofólio for recolhido seguindo a mesma trajetória que descreveu durante a fase ativa, o balanço energético do sistema dentro de um ciclo completo (fase ativa e fase passiva) de operação acabaria sendo negativo. Para que seja alcançado um saldo positivo, se faz necessário adotar ao menos uma destas estratégias:

1. Explorar regiões mais próximas às bordas da *janela de vento*, como as representadas em azul mais escuro na Fig. 19, onde a força de tração apresenta menor magnitude.
2. Reconfigurar o aerofólio de forma que suas forças aerodinâmicas sejam reduzidas.

Uma alternativa para explorar a estratégia 1 foi proposta por Houska e Diehl (2007), que investigou a estrutura de *pumping kite* voando em órbitas fechadas. Nesta configuração os cabos de tração são liberados e recolhidos dentro de uma única órbita, ou seja, enquanto o aerofólio percorre uma única volta de sua trajetória. Esta órbita tem a forma de um  $\infty$  assimétrico, com sua metade menor contornando a zona de maior potência, no centro da *janela de vento*, onde o cabo de tração é liberado, enquanto a metade maior se aproxima da borda da janela, onde o cabo é recolhido. O nome órbita fechada é dado pelo fato da posição da pipa no final de uma volta coincidir com a do início. Outra alternativa é se valer de órbitas abertas, como proposto por Baayen e Ockels (2012), Williams et al. (2008), Fagiano (2009), entre outros. Nesta estrutura, o cabo de tração alcança seu comprimento máximo após o aerofólio descrever uma série de órbitas, sendo, depois disso, recolhido ao seu comprimento inicial.

Segundo as análises feitas por Argatov e Silvennoinen (2013), os sistemas baseados em órbitas abertas apresentam maior eficiência do que os com órbita fechada. Um dos motivos para isto reside no fato de que, com órbitas abertas, a velocidade de enrolamento e desenrolamento ficam desacopladas, de forma que podem ser otimizadas separadamente. Outro fator importante é que entre a fase ativa e passiva existe um período de transição, onde o aerofólio, por estar se deslocando para a borda da *janela de vento*, não produz o máximo de energia. Pelo fato

de nas órbitas fechadas a frequência de ocorrência desta transição ser maior, isto acaba impactando negativamente sua eficiência.

Na tese de Fagiano (2009) são propostas duas manobras baseadas em órbitas abertas, denominadas por ele como *low power maneuver* e *wing glide maneuver*, ilustradas na Fig. 20. A primeira se enquadra na estratégia 1, onde, após a fase de desenrolamento, a pipa é levada até a borda da *janela de vento* para então ser recolhida com um menor gasto de energia. Já a segunda explora a estratégia 2, que ao impor um ângulo de rolagem  $\psi \geq 90^\circ$ , ou seja, ao aplicar um  $\Delta l \geq d$  (3.14), transforma a pipa em uma “bandeira”, de forma a diminuir drasticamente a força de tração dos cabos durante o recolhimento. Apesar de apresentar um pequeno gasto energético bem como um curto período de transição entre as fases ativa e passiva, esta manobra tem problemas de confiabilidade. Isto se deve à etapa de reinício da fase ativa, a qual depende de uma correta reconfiguração da pipa, que, dada as condições de voo durante o recolhimento do aerofólio, se apresenta como um desafio tecnológico.

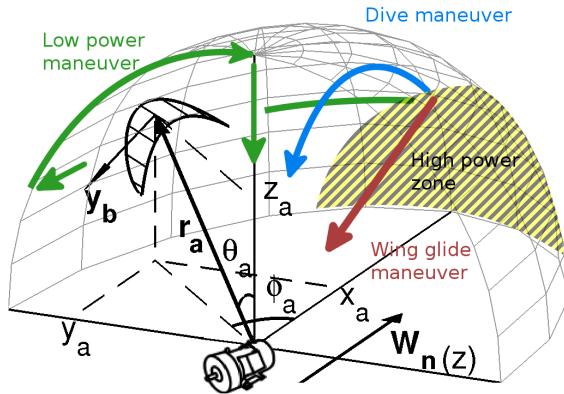


Figura 20 – Manobras de recolhimento durante a fase passiva de um *Pumping Kite*.

A fase passiva talvez seja a parte mais delicada dos sistemas de geração de energia elétrica baseados em aerofólios cabeados na configuração *Yoyo*. Isto porque, para se maximizar a energia gerada em um ciclo de operação, se faz necessário, durante a fase passiva, submeter o aerofólio a condições de voo menos robustas, fazendo-o operar com ângulo de ataque reduzido ou reconfigurado na forma de uma “bandeira”. Nesta situação as oscilações na velocidade do vento, causadas por tur-

bulência e rajadas, trazem complicações para a execução da manobra de recolhimento. Neste sentido, uma terceira proposta que busca mesclar os benefícios das duas manobras citadas anteriormente, evitando suas inconveniências, vem sendo investigada atualmente na UFSC. Saraiva et al. (2014) propõem uma estratégia, batizada como *dive maneuver*, para se manipular o ângulo de ataque base  $\alpha_0$  e a velocidade de recolhimento  $\dot{r}_a$  de forma a se respeitar um nível desejado de robustez frente a perturbações no vento nominal.

### 3.2.3 Curva de Potência

A curva de potência é uma propriedade importante de um sistema de geração de energia, pois apresenta a relação entre a potência elétrica gerada, em função da velocidade do vento nominal. Assim como as turbinas eólicas, os aerofólios cabeados possuem uma curva de potência caracterizada por quatro zonas de operação, como apresentado na Fig. 21, sendo que em cada uma destas regiões o sistema apresenta comportamento e objetivos operacionais distintos.

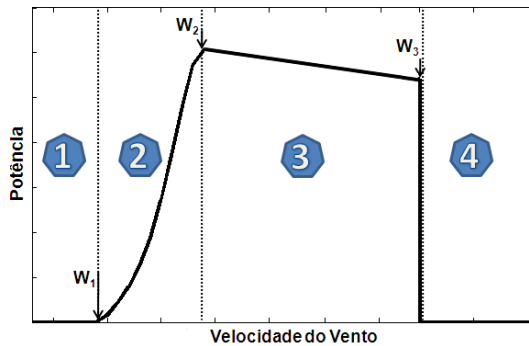


Figura 21 – Zonas de operação em função da velocidade do vento.

A primeira zona de operação é caracterizada pela ocorrência de vento com intensidade inferior ao valor  $W_1$ , conhecido como velocidade de arranque ou *cut-in speed*. Nesta condição, devido às pequenas forças aerodinâmicas envolvidas, o aerofólio não é capaz de gerar energia elétrica de maneira significativa, podendo inclusive apresentar dificuldades para permanecer em voo. De qualquer forma, se o sistema estiver em operação e, devido à diminuição do vento, entrar na zona 1, ainda assim é possível manter a pipa em voo enquanto ela é recolhida, graças

ao vento aparente induzido pelo  $\dot{r}_a < 0$ .

Se a velocidade do vento nominal na altura do aerofólio for superior a  $W_1$ , o sistema trabalha na segunda zona de operação. Nesta região o objetivo se resume em maximizar a potência elétrica produzida, buscando-se atingir os valores ótimos  $\theta_a^*$ ,  $\phi_a^*$  e  $\dot{r}_a^*$ . Dependendo do dimensionamento do sistema, pode acontecer que a força de tração máxima suportada pelos cabos ou pela base de fixação, ou então a velocidade máxima de desenrolamento suportado pelo conjunto carretel/gerador, atinja seu limite antes que a potência máxima do gerador seja alcançada. Caso isto aconteça, o objetivo deixa de ser a maximização da potência elétrica e passa a ser a manutenção dos limites físicos de operação do sistema, como será descrito a seguir, na zona 3.

Quando a velocidade do vento é superior à  $W_2$ , ou seja, quando alguma limitação operacional é alcançada, se torna necessário abrir mão da maximização de potência elétrica, em prol da integridade do sistema. Para isto manipulam-se duas variáveis que afetam diretamente a força de tração e a potência elétrica produzida: o ângulo complementar de elevação da pipa,  $\theta_a$ , e a velocidade de desenrolamento,  $\dot{r}_a$ . Aumentando-se a elevação do aerofólio,  $\theta_a < \theta_a^*$ , ou liberando-se o cabo de tração a uma velocidade mais elevada,  $\dot{r}_a > \dot{r}_a^*$ , o sistema é retirado do seu ponto de operação ótimo, de modo a possibilitar que sua força de tração e potência elétrica sejam controladas. É interessante notar, que dentro da zona 3, conforme a velocidade do vento cresce, a potência média entregue pelo gerador vai diminuindo. Este efeito é decorrente do maior gasto energético necessário para realizar o recolhimento da pipa durante a fase passiva, enquanto que na fase ativa, pelo fato do sistema já estar operando junto de seus limites, não existe um ganho da produção energética.

Existe uma velocidade de vento  $W_3$ , chamada de velocidade de corte (*cut-out speed*), que leva os graus de liberdade  $\theta_a$  e  $\dot{r}_a$  saturarem. Portanto, quando  $\|\mathbf{W}_n(z_a)\| > W_3$ , se torna inevitável a interrupção da operação e o recolhimento da pipa.

Fagiano (2009) afirma que a curva de potência de sistemas de geração baseados em aerofólios cabeados apresenta menores velocidades de arranque,  $W_1$ , e de *rated wind-speed*,  $W_2$ , do que as turbinas eólicas convencionais. Além disso, devido ao maior número de graus de liberdade para o controle de potência dentro da zona 3, a velocidade de corte  $W_3$  tende a ser maior. Outra questão que deve ser levada em consideração é que as velocidades  $W_1$ ,  $W_2$  e  $W_3$  dependem do tamanho do aerofólio. Dessa forma, a implantação de algum mecanismo que permita a substituição da pipa por outra com área maior ou menor, de

acordo com a intensidade atual do vento, pode fazer com que o sistema opere mais próximo do seu ponto ótimo de operação, caracterizado por  $W2$ , durante um maior período de tempo.

Fazendo a combinação da curva de potência com os dados estatísticos da velocidade do vento de uma determinada localidade, se obtém o fator de capacidade desta unidade geradora. Este fator representa a porcentagem de tempo em que a unidade opera em sua potência nominal. Baseado no comportamento da curva de potência apresentada acima, bem como nas características do vento em altitudes elevadas discutidas na Seção 2.2, o fator de capacidade destes sistemas tende a ser bastante superior ao das turbinas eólicas. Um dado que aponta neste sentido vem da empresa norte americana Makani Power, recentemente adquirida pela Google, que, com seu protótipo voando em 250 m de altura, atinge atualmente um fator de capacidade da ordem de 60% (MAKANI, 2014).

### 3.3 MATERIAIS

Cabos são componentes fundamentais em todos sistemas *AWE*. Eles necessitam suportar grandes cargas e ao mesmo tempo devem ser o mais leve e fino possível, de forma que seu peso e arrasto aerodinâmico afetem o mínimo possível a dinâmica do aerofólio. Além disso, devido às características da configuração *Yoyo*, devem ser resistentes à diversos ciclos de enrolamento e desenrolamento. O material mais adotado para este fim é o *HMPE*<sup>7</sup>, mais conhecido pelo nome comercial *Dyneema*<sup>®</sup>. Destacam-se como principais qualidades a alta resistência ao desgaste por abrasão, a alta resistência ao impacto e o baixo coeficiente de atrito, além de apresentar uma alta resistência à ruptura, suportando duas vezes mais tração por unidade de área do que o aço .

Estudos de desgastes (BOSMAN VALERIE REID; SMEETS, 2013) indicam que a vida útil deste material depende principalmente da relação  $\frac{D}{d_i}$ , onde  $D$  é o diâmetro do carretel de enrolamento ou das polias por onde o cabo passa e  $d_i$  é o diâmetro do cabo. Para que a vida útil do cabo seja prolongada, o fator  $\frac{D}{d_i}$  deve ser elevado, fazendo com que a torção imposta ao cabo durante o (des)enrolamento seja minimizada. É desejável também a utilização do menor número possível de polias, reduzindo assim a imposição de torções repetitivas no cabo, e por consequência, aumentando sua durabilidade. Por outro lado, existe um

---

<sup>7</sup> *High-Modulus Polyethylene*. Também chamado de *High-Performance Polyethylene* ou *Ultra-High-Molecular-Weight Polyethylene*.

compromisso na determinação destes valores. Ao se aumentar o diâmetro do carretel, sua velocidade angular para um mesmo  $\dot{r}_a$  é reduzida, podendo implicar na necessidade de se utilizar caixas de redução no acoplamento com o gerador, acarretando assim na diminuição da eficiência na transmissão do movimento. Já em relação às polias, ao se reduzir o número de elementos no caminho do cabo, aumenta-se a força de tração do cabo no ponto onde ele está sendo enrolado, fazendo com que possa haver o esmagamento da camada inferior de cabo que se encontra enrolada no carretel, comprometendo, assim, sua vida útil. Em suma, há de se atentar a vários detalhes do sistema mecânico que transforma a força de tração do(s) cabo(s) em torque de entrada no gerador elétrico, e que afetam a eficiência total da unidade de geração. Tais detalhes, entretanto, fogem do escopo desta dissertação.

Outra parte essencial destes sistemas de geração de energia é o próprio aerofólio, que, de acordo com a configuração escolhida para o estudo, é considerado uma pipa. Assim como o que ocorre com os cabos, o material aqui utilizado também deve ser leve e resistente. Para este fim, nas pipas do esporte *Kitesurf*, combina-se tecidos de *Nylon Ripstop*, Poliuretano Termoplástico e *Dacron*. Estes materiais são relativamente vulneráveis à radiação ultravioleta, fazendo com que sua vida útil seja limitada, quando prolongadamente expostos aos raios solares. Porém, segundo Breukels (2011), existem diversas opções de outros materiais que apresentam melhores características, como por exemplo as fibras de alta tensão em matriz de mylar metalizado (*High-tensile fibers in a matrix of metallized mylar*) ou então falsos tecidos de compostos flexíveis (*Non-woven flexible composites*), que são muito mais fortes e resistentes à radiação UV. Muitos grupos investigam atualmente alternativas de materiais que tragam ganho de performance e de durabilidade aos aerofólios flexíveis.

### 3.4 INSTRUMENTAÇÃO

Para que a tarefa de controle de voo possa ser desempenhada por um sistema autônomo de maneira eficiente, é desejável que o maior número de estados e variáveis do sistema possam ser medidos. Neste sentido, apresenta-se a seguir de forma sucinta, as principais grandezas e suas respectivas alternativas de aferição que, segundo a bibliografia, vêm sendo empregadas até então. As opções de instrumentação serão classificadas de acordo com a grandeza física medida, bem como com sua localização no sistema.

### 3.4.1 Posição

A posição do aerofólio em relação ao seu ponto de fixação no solo é uma das variáveis mais importantes do sistema. A partir desta medida é possível obter os estados  $\theta_a$ ,  $\phi_a$  e  $r_a$ , e da sua derivada no tempo pode-se também determinar os valores de  $\dot{\theta}_a$ ,  $\dot{\phi}_a$  e  $\dot{r}_a$ . O comprimento e a velocidade de (des)enrolamento dos cabos podem ser aferidos diretamente no solo, através de enconder acoplado ao eixo do carretel ou de alguma polia por onde o cabo atravesse, diminuindo assim a complexidade do problema de medição de posição. Para a determinação dos ângulos de inclinação e de azimute, as principais alternativas de instrumentação são:

- Receptor de *GPS* (*Global Positioning System*): sistemas de navegação baseados em *GPS* são atrativos por serem pequenos, leves, baratos e simples de usar. Com o uso de dois receptores, um na pipa e outro na base de fixação, é possível alcançar erros relativos de posicionamento da ordem de 30 cm. Uma característica negativa do *GPS* é sua sensibilidade à acelerações. Quando estes dispositivos são expostos a  $0.5 G$ , a medição da posição se torna extremamente ruidosa (WEILENMANN; TISCHHAUSER, 2007). Sabe-se que a aceleração a que a pipa é submetida depende basicamente da velocidade de deslocamento do aerofólio e do raio de curvatura mínimo da trajetória, podendo alcançar valores algumas vezes superior à aceleração da gravidade  $G$ . Desta forma, durante a execução de curvas acentuadas, o *GPS* introduz um erro de posicionamento significativo ao sistema de controle. Outra desvantagem é sua dependência da disponibilidade de sinal de satélite, fazendo com que seu sinal de medição possa ficar indisponível durante certos momentos. Mais uma limitação é a taxa de amostragem do *GPS*, a qual é superior ao tempo de latência máximo para controle em malha fechada do sistema (tempo entre leitura dos sensores e atuação dos motores), que segundo Fechner e Schmehl (2012a) para um protótipo dotado de uma pipa com  $25 \text{ m}^2$ , capaz de produzir  $20 \text{ kW}$  durante a fase ativa, é de aproximadamente 100 ms.
- *GPS* integrado a *AHRS* (*Attitude and Heading Reference System*): uma maneira de aprimorar o desempenho do *GPS* é integrando-o com uma *IMU* (*Inertial Measurement Unit*) através de um processador *ARHS*. Este dispositivo funde, através do uso de técnicas baseadas em Filtro de Kalmann Estendido, os sinais

do giroscópio, magnetômetro, acelerômetro e *GPS*, de forma a estimar com maior exatidão a posição, além de outras variáveis do sistema como orientação, velocidades e acelerações lineares e angulares. Este tipo de sensor é utilizado no protótipo da Universidade de TU Delft, na Holanda, que faz uso da solução comercial *XSens MTi-G* (XSENS, 2014). Segundo relatos, estes dispositivos também apresentam problemas na determinação da posição devido ao efeito da aceleração durante as curvas mais fechadas.

- Baseados em triangulação: a triangulação funciona a partir da medição do tempo que um sinal leva para viajar entre um *chip* emissor, localizado no objeto que se deseja conhecer a posição, no caso a pipa, e um conjunto de estações de referência com posição conhecida, que estariam localizadas no solo. Esta técnica apresenta um boa exatidão na medição do posicionamento, porém tem como inconveniente um custo mais elevado.
- Encoders angulares: o uso de encoders angulares nos cabos de tração junto ao ponto de fixação no solo, é, devido à sua simplicidade, uma alternativa atraente para a medição dos ângulos  $\theta_a$  e  $\phi_a$ . Esta abordagem, entretanto, deve levar alguns aspectos em consideração. Por exemplo, a não rigidez dos cabos faz com que exista uma desigualdade entre os ângulos  $\theta_a$  e  $\phi_a$  na proximidade do ponto de fixação, e os ângulos da posição real da pipa. Este efeito se torna mais significativo quando a força de tração dos cabos é pequena, ou quando seu comprimento é demasiadamente longo, favorecendo a ocorrência de uma curvatura devido ao arrasto.

O emprego de mais de uma técnica para medição de posição traz uma maior confiabilidade ao sistema.

### 3.4.2 Outras grandezas

Outras medidas auxiliares que não dizem diretamente respeito a nenhum dos estados do sistema, mas que trazem informações importantes da sua condição de operação são:

- Força de tração ( $\mathbf{F}^{\text{trac}}$ ): esta força está diretamente relacionada com a potência elétrica gerada e também caracteriza limitações físicas do sistema relativas à resistência do cabo e do guincho, as quais devem ser respeitadas durante a operação. Portanto esta



é uma variável importante a se conhecer e que, como será discutido nas Seções 4.2.1.2 e 4.2.2.1, será, juntamente com o vento efetivo  $\mathbf{W}_e$ , utilizada para implementação da lei de controle do sistema. Para se estimar esta grandeza pode-se utilizar dispositivos baseados em elementos piezo-elétricos, que entregam um sinal proporcional à força que é sobre eles aplicada. Outra alternativa é o uso de equipamentos baseados em extensômetros, que medem, através da variação de suas propriedades elétricas, a deformação que a força gera sobre alguma estrutura.

- Velocidade do vento efetivo ( $\|\mathbf{W}_e\|$ ): o vento efetivo que incide no aerofólio desempenha um papel importante na dinâmica da pipa, porém, infelizmente, sua medição não é trivial. Uma alternativa é a instalação de um tubo de pitot ou de um anemômetro fixado diretamente na pipa. Entretanto esta implementação, devido à não-rigidez de todos os dispositivos em voo, e à necessidade de posicioná-los afastados do aerofólio<sup>8</sup>, traz complicações relacionadas à fixação destes equipamentos. Além disso, como o sensor não se alinha por si só com o fluxo de ar incidente, acaba que esta medição afere apenas a projeção do vento efetivo sobre o plano de fixação do sensor, fazendo com que, para se determinar  $\|\mathbf{W}_e\|$ , se faz necessário conhecer também o ângulo de ataque  $\alpha$ . Uma segunda alternativa é estimar o vento efetivo de forma indireta, através dos valores do vento nominal e da velocidade da pipa. Apesar do vento nominal poder ser facilmente medido em pequenas altitudes, próximo ao solo, através de algum dos diversos tipos de anemômetros disponíveis no mercado, a velocidade do vento nominal na altura do aerofólio é mais complexa de ser conhecida. Uma opção é medir o vento próximo à superfície e, através de um modelo, extrapolá-lo até a altitude desejada, obtendo-se  $\mathbf{W}_n(z_a)$ . Desta forma, conhecendo-se a velocidade de deslocamento do aerofólio,  $\mathbf{W}_a$ , se torna possível estimar  $\mathbf{W}_e = \mathbf{W}_n(z_a) - \mathbf{W}_a$ .
- Orientação: a orientação do aerofólio, definida pelos seus ângulos de rolagem, arfagem e guinada, traz informações importantes sobre a condição do sistema. Sabe-se que na região de *vento cruzado* a pipa se desloca aproximadamente na direção da projeção do vetor  $\mathbf{x}_b$  no plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ . Portanto, a medição da orientação traz a possibilidade de se prever a posição futura do aerofólio, podendo assim auxiliar o sistema de controle de voo.

---

<sup>8</sup>De maneira que a interação do fluxo de ar com o aerofólio não influencie na medição.

Uma alternativa adequada para se medir a orientação é através de um sistema AHRS, utilizando uma IMU fixada ao aerofólio.

## 4 CONTROLE DE VOO

Para que uma unidade de geração baseada na estrutura *Pumping Kite* funcione de maneira apropriada, seguindo os diferentes requisitos operacionais que variam com a fase de operação e com as condições atmosféricas conforme descrito anteriormente (Seções 3.2.1, 3.2.2 e 3.2.3), se faz necessária a implementação de um sistema de controle adequado. É possível identificar três funções principais que este sistema deve ser capaz de cumprir:

1. Controlar o modo de operação do sistema – fase ativa, fase passiva, transição entre fases, pouso e decolagem – supervisionando seus estados e determinando as condições de transição entre os modos de operação. Esta função pode ser desempenhada por um controle baseado em eventos discretos, como uma máquina de estados finita, capaz de definir a fase de operação atual e enviar sinais de alto-nível aos demais controladores do sistema.
2. Controlar a velocidade de (des)enrolamento do cabo de fixação da pipa. Tal propósito pode ser alcançado através do uso de um controlador dinâmico contínuo, que manipule a excitação do gerador/motor de forma a rastrear a velocidade desejada  $\dot{r}_{a,ref}$ .
3. Controlar o voo do aerofólio. Tarefa realizada através de um controlador dinâmico capaz de manipular adequadamente o ângulo de rolagem  $\psi$  da pipa.

Estas funções definem as principais partes da estrutura de controle distribuída proposta por Fechner e Schmehl (2012a), apresentada resumidamente na Fig. 22. Deixando as funções 1 e 2 como objeto de pesquisas futuras, vamos aqui nos concentrar na tarefa de controle de voo da pipa durante a fase ativa. Estratégias para a fase passiva vêm sendo investigadas (SARAIVA et al., 2014), entretanto fogem do escopo desta dissertação.

### 4.1 ABORDAGENS ANTERIORES

Analisando a literatura, foram encontrados registros de duas abordagens para atacar o problema de controle relativo à função 3.

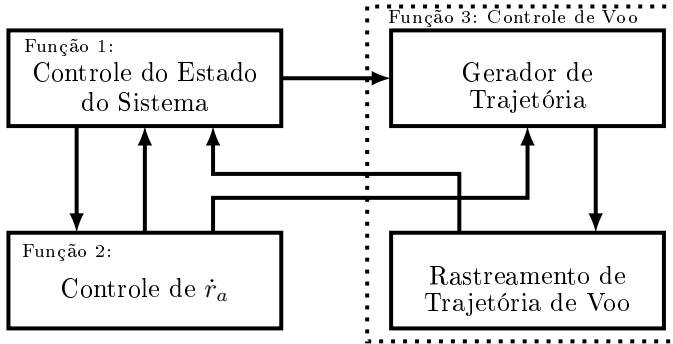


Figura 22 – Estrutura básica do sistema de controle. Adaptado de (FECHNER; SCHMEHL, 2012a).

#### 4.1.1 Controle Preditivo Não-Linear

A primeira delas, proposta inicialmente por Diehl et al. (2004) e aprofundada posteriormente por Houska e Diehl (2007), Canale et al. (2007) e Fagiano (2009), se vale do uso de controladores preditivos não-lineares baseados em modelo (*NMPC*). Estes controladores realizam uma otimização *online* que busca, a cada iteração, achar o sinal de controle  $\psi$  que minimiza uma determinada função custo, a qual engloba a maximização de potência e o respeito de determinados limites operacionais do sistema. Nesta abordagem a trajetória que o aerofólio percorre acaba sendo resultado desta otimização. Desta forma, não há uma separação entre o algoritmo de controle de voo e o de geração da trajetória, fazendo com que a função 3 seja definida como o bloco pontilhado da Fig. 22.

Uma das características do *NMPC* é uma forte dependência do modelo dinâmico do sistema, o qual deve representar com uma boa exatidão o comportamento do sistema real, para garantir que a solução encontrada de fato atinja os objetivos da função custo implementada. Apesar de Fagiano (2009) apresentar em sua tese alguns sinais de medição que indicam uma boa correlação entre os dados do modelo matemático utilizado por ele e os experimentais obtidos através de ensaios com protótipo, até hoje não existe um modelo completamente validado da dinâmica de um aerofólio flexível cabeado. Isto se deve em muito a fatores que dificultam a implementação de uma modelagem rigorosa do comportamento físico deste sistema, dentre os quais pode-se salientar

a complexidade introduzida pela flexibilidade do aerofólio, bem como a difícil determinação das curvas que caracterizam os seus coeficientes aerodinâmicos  $c_l(\alpha)$  e  $c_d(\alpha)$ . Neste sentido alguns esforços estão sendo feitos para se obter um modelo matemático validado deste sistema, como por exemplo os trabalhos de Breukels (2011) e Bosch et al. (2013). Ainda assim, inevitavelmente, tais modelos serão demasiadamente complexos para a aplicação de técnicas de controle baseadas em *NMPC*.

#### 4.1.2 Geração e Rastreamento de Trajetória

A outra abordagem parte do princípio que a trajetória que potencializa a produção energética pode ser conhecida a priori. Desta forma é possível aliviar a carga de processamento do algoritmo de controle de voo, dividindo o problema em dois: geração de trajetória, que pode ser calculada *offline*; e rastreamento desta trajetória, o qual é processado *online*. Esta estrutura, desmembrada em duas partes, é representada na Fig. 22.

Talvez o primeiro autor que tenha abordado o problema de controle de voo desta maneira tenha sido Williams et al. (2007, 2008). Para buscar o seguimento de trajetória, ele propôs um esquema de controle que, a cada período de amostragem, lineariza o modelo dinâmico no ponto de operação atual e define os ganhos de um conjunto de controladores PID's que buscam fazer com que todos os estados do sistema sigam suas referências no tempo ( $\theta_{a,ref}(t)$ ,  $\phi_{a,ref}(t)$ ,  $\dot{\theta}_{a,ref}(t)$ ,  $\dot{\phi}_{a,ref}(t)$ , ...), fazendo assim com que o aerofólio descreva a trajetória desejada. Esta abordagem, assim como o *NMPC*, é computacionalmente bastante custosa e extremamente dependente do modelo.

Aproximadamente na mesma época, Weilenmann e Tischhauser (2007) apresentaram o problema de seguimento de trajetória formulado de uma maneira diferente. Ao invés de se buscar controlar todos os estados simultaneamente, como proposto anteriormente, foi introduzido o conceito de erro de posição  $\epsilon_p$  e erro angular da direção de deslocamento  $\epsilon_a$ , apresentados na Fig. 23. Estas duas variáveis trazem dentro de si informações sobre todos os estados do sistema, de forma que levando estes erros a zero, todos os estados tendem ao seus valores de referência. Neste trabalho foi proposto o uso de um compensador puramente proporcional que buscava penalizar esses dois erros de forma a garantir o seguimento da trajetória desejada. Entretanto, alguns problemas de performance foram relatados, os quais, segundo os autores,

estavam relacionados a restrições na velocidade dos atuadores ( $\dot{\psi}$ ) e a grande não-linearidade do modelo, o que trazia complicações para que a estabilidade do sistema fosse atingida.

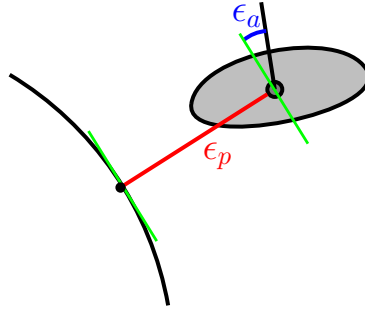


Figura 23 – Erro de posição  $\epsilon_p$  e erro angular  $\epsilon_a$  entre a direção de deslocamento da pipa e a reta tangente ao ponto mais próximo da trajetória desejada.

Alguns anos depois Baayen e Ockels (2012), utilizando os mesmos conceitos de erro de posição e erro angular da direção de deslocamento, propuseram um sistema de controle adaptativo que, em vez de trabalhar com a dinâmica completa do sistema (todos os estados), passava a se preocupar apenas com a dinâmica do ângulo da direção de deslocamento da pipa, variável que ele batizou como *Ângulo de Giro*. Isto é possível devido à constatação de que a direção do vetor velocidade  $\mathbf{W}_a$ , durante condições normais de operação, está diretamente relacionada com a entrada de controle  $\psi$ . Desta forma, o problema de controle, que anteriormente era multivariável (uma entrada e várias saídas), passou a ser tratado como um problema *SISO*. Além disso, a necessidade de um modelo validado da dinâmica completa da pipa passou a ser irrelevante para o controlador, que em sua lei de controle, considera apenas a dinâmica do *Ângulo de Giro*. Esta abordagem continua sendo investigada através de trabalhos como o de Jehle e Schmehl (2014).

## 4.2 ABORDAGEM ADOTADA

O controle de voo proposto nesta dissertação utiliza a abordagem de geração e rastreamento de trajetória e, apesar de desenvolvido de maneira independente, possui alguns pontos em comum com os trabalhos de Baayen e Jehle. Para a sua implementação, foi introduzido

ao modelo apresentado na Seção 3.1 um novo estado, chamado de *Ângulo de Giro*, o qual é definido pela direção da velocidade da pipa  $\mathbf{W}_a$  projetada no plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ . De acordo com o conhecimento empírico do comportamento da pipa, foi proposto um modelo dinâmico para este estado, cujos parâmetros foram identificados através de ensaios simulados em diversas condições de operação. Baseado neste modelo, através do uso da técnica de realimentação linearizante (*feedback linearization*), foi determinada uma lei de controle capaz de levar o aerofólio à uma dada trajetória de referência. Como uma aproximação da trajetória de voo ótima, um gerador de referência, que utiliza a figura matemática definida pela *Lemniscata de Bernoulli*, define, a cada iteração, o *Ângulo de Giro* que leva os erros de posição,  $\epsilon_p$ , e de direção de deslocamento,  $\epsilon_a$ , a zero. A seguir, este sistema de controle de voo é apresentado em detalhes.

#### 4.2.1 Ângulo de Giro

Durante a fase ativa, enquanto o aerofólio se desloca na região mais central da *janela de vento*, chamada de zona de potência ou zona de *vento cruzado*, sabe-se que  $\|\mathbf{W}_a\| \gg 0$ . Desta forma, tomando o ângulo formado entre a direção de deslocamento do aerofólio e o vetor  $\mathbf{e}_\theta$  do seu sistema de coordenadas local, se torna possível definir o *Ângulo de Giro*,  $\xi$ , como representado na Fig. 24.

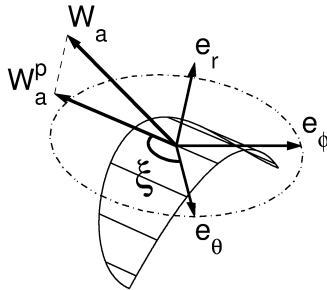


Figura 24 – *Ângulo de Giro*  $\xi$  e plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ . Perspectiva vista a partir de um ponto externo à esfera que define a *janela de vento*.

Note que, quando  $\dot{r}_a \neq 0$ ,  $\mathbf{W}_a$  possui componente em  $\mathbf{e}_r$ , porém esta parcela não influencia a trajetória de voo da pipa sobre a superfície da esfera por onde ela se desloca. Desta forma, para se definir o valor do *Ângulo de Giro*, é utilizada a projeção da velocidade do aerofólio no

plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ ,

$$\mathbf{W}_a^p = \mathbf{W}_a - (\mathbf{W}_a \bullet \mathbf{e}_r) \mathbf{e}_r = \mathbf{W}_a - \dot{r}_a \mathbf{e}_r . \quad (4.1)$$

Como uma alternativa ao uso do teorema de geometria diferencial de Liouville, utilizado por Baayen e Ockels (2012), o *Ângulo de Giro* é definido como

$$\xi := \arccos(\mathbf{e}_\theta \bullet \mathbf{W}_a^n) \operatorname{sign}(-\arcsin(\mathbf{e}_\phi \bullet \mathbf{W}_a^n)) + \lambda 2\pi , \quad (4.2)$$

onde  $\mathbf{W}_a^n = \mathbf{W}_a^p / \|\mathbf{W}_a^p\|$  é o vetor normalizado de  $\mathbf{W}_a^p$ , e  $\lambda$  é o número de rotações acumuladas de  $\xi$ . O valor de  $\lambda$  é incrementado quando a diferença entre o  $\xi$  atual e o da iteração anterior é inferior a  $-\pi$ , e decrementado quando esta diferença é superior a  $+\pi$ . Observe que  $\xi$  é contínuo e cumulativo em múltiplas voltas, de forma que, mantido  $-1 \leq \lambda \leq 1$ , evita-se o entrelaçamento e torção dos cabos de fixação.

Baseado no fato de que o *Ângulo de Giro* está definido a partir do vetor unitário  $\mathbf{e}_\theta$ , é possível caracterizar o sentido físico dos diversos valores que esta variável pode assumir:

- $\xi = 0 + \lambda 2\pi$  representa a pipa percorrendo o menor arco (menor distância geodésica) sobre a esfera de raio  $r_a$  que liga o centro de massa da pipa ao solo. Ou seja, se a pipa mantiver este ângulo de giro por um tempo suficiente para percorrer este arco, irá colidir contra o solo.
- $\xi = \pm \frac{\pi}{2} + \lambda 2\pi$  representa a pipa voando lateralmente, mantendo a sua altura  $z_a$  em relação ao solo, de forma que  $\theta_a$  se mantém constante, enquanto  $\phi_a$  varia no tempo.
- $\xi = \pi + \lambda 2\pi$  representa a pipa se deslocando em direção à posição de zênite, ou “meio dia”. Assim como no primeiro caso,  $\phi_a$  se mantém constante, porém  $\theta_a$  é decrementado.
- Para os outros valores de  $\xi$  o aerofólio se desloca diagonalmente ao solo, apresentando velocidades angulares  $\dot{\theta}_a$  e  $\dot{\phi}_a$  não-nulas. Quando  $\cos \xi > 0$  o aerofólio está perdendo altura, e no caso contrário, elevando sua altitude  $z_a$ .

O *Ângulo de Giro* (*turning angle*), pode também ser referenciado na literatura como *track angle* (JEHLE; SCHMEHL, 2014), pois é caracterizado pela direção que o aerofólio de fato se desloca (*course direction*). É interessante perceber que, de maneira geral, esta direção é aproximadamente coincidente com a orientação do aerofólio (*heading*



*direction*). Ou seja, a direção de  $\mathbf{W}_a^p$  é aproximadamente a mesma que a direção de  $\mathbf{x}_b$  projetada no plano tangente  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$ . A diferença entre estes dois ângulos é chamada de ângulo de desvio (*drift angle*), ou, na terminologia de engenharia aeroespacial, de *sideslip angle*. O ângulo de desvio é diferente de zero quando a projeção de  $\mathbf{W}_a$  no vetor unitário base do sistema de coordenada do corpo  $\mathbf{y}_b$ , é não-nulo. Segundo dados experimentais apresentados por (JEHLE; SCHMEHL, 2014), este desvio é mais evidente enquanto um comando  $\psi \neq 0$  é aplicado, entretanto não atinge valores significativos durante grandes intervalos de tempo.

Desta forma, seria possível, portanto, controlar a trajetória do aerofólio através de sua orientação (em vez da direção do seu deslocamento, como apresentado nesta dissertação), porém a capacidade de seguir a trajetória de referência seria reduzida, principalmente durante as curvas, onde o ângulo de desvio é mais acentuado. Este efeito, gerado pelo desalinhamento entre o *course direction* e o *heading direction*, pode inclusive causar um efeito de *ringing* ao redor da trajetória desejada, o que aumenta, de maneira indesejada, o esforço e por consequência o gasto energético de controle. Por outro lado, a utilização da orientação do aerofólio, ao invés da sua velocidade de deslocamento, simplifica a instrumentação requerida, podendo assim se mostrar uma solução atrativa em implementações práticas.

#### 4.2.1.1 Modelagem Dinâmica

Baseado no conhecimento empírico do comportamento de voo de um aerofólio cabeado, assume-se que a evolução no tempo do *Ângulo de Giro* depende de duas parcelas:

- A primeira delas diz respeito à gravidade e é proporcional ao  $\sin \xi$ . Caracteriza assim, que a influência do peso dos componentes do sistema na variação da direção de deslocamento do aerofólio é máxima quando a pipa se movimenta paralelamente ao solo, e desprezível quando ela se movimenta verticalmente.
- A segunda parcela é relativa à entrada de controle  $u_1 = \sin \psi = \frac{\Delta l}{d}$  (3.14). Para um dado  $\psi$ , a velocidade com que o aerofólio rotaciona ao redor do seu eixo radial  $\mathbf{e}_r$ , ou seja,  $\dot{\xi}$ , é amplificada ou atenuada proporcionalmente ao vento efetivo incidente no aerofólio e ao coeficiente de sustentação  $c_l(\alpha)$  definido pelo seu ângulo de ataque.

De acordo com estas considerações é proposto aqui um modelo não-linear de primeira ordem para a dinâmica do *Ângulo de Giro* como

$$\dot{\xi} := -K_g \sin \xi - K_\psi \|\mathbf{W}_e\| c_l(\alpha) u_1, \quad (4.3)$$

onde o vento efetivo,  $\mathbf{W}_e$ , e o ângulo de ataque,  $\alpha$ , são variáveis consideradas como medidas, enquanto  $K_g$  e  $K_\psi$  são parâmetros constantes do modelo, os quais são identificados e discutidos na Subseção 4.2.1.3.

Este modelo é um aperfeiçoamento do sugerido no artigo de Lellis et al. (2013), onde acreditava-se que a parcela da dinâmica do *Ângulo de Giro* relativa à entrada de controle era influenciada pelo comprimento dos cabos  $r_a$  e não por  $c_l(\alpha)$ , como agora proposto. Os resultados apresentados no artigo são satisfatórios, pois de fato existe relação de causalidade entre  $r_a$  e  $\alpha$ . Por exemplo, ao aumentar  $r_a$ , se insere no sistema um maior arrasto, que age no sentido de diminuir a velocidade de deslocamento da pipa  $\mathbf{W}_a$  e, por consequência, de aumentar o seu ângulo de ataque. Porém o ângulo de ataque pode modificar-se também devido a outros fatores, como a turbulência do vento, ou o afastamento do aerofólio da região de vento cruzado. Nestas situações o modelo proposto no artigo acaba não avaliando o efeito da variação de  $\alpha$  na dinâmica de  $\xi$ , acarretando em uma deterioração na sua capacidade de representar o comportamento do *Ângulo de Giro*.

Observe em (4.3) que, para  $u_1 = 0$ , o sistema possui um equilíbrio estável em  $\xi_{eq} = \pm 2k\pi$  e outro instável em  $\xi_{eq} = \pi \pm 2k\pi$ ,  $k \in \mathbb{N}$ . Note também que, quando a parcela gravitacional do modelo é desprezível em relação à do comando, o sistema se comporta aproximadamente como um integrador. Tal fenômeno ocorre ou quando a pipa se movimentava na vertical, isto é, quando  $\xi \rightarrow \pm k\pi$ , ou quando o produto  $\|\mathbf{W}_e\| c_l(\alpha) u_1$  é grande o suficiente para tornar a parcela  $K_g \sin \xi$  desprezível.

É importante enfatizar que existem duas situações onde o *Ângulo de Giro* não representa de forma adequada o comportamento do aerofólio:

- Como pode ser verificado por inspeção em (4.2),  $\xi$  não é bem definido quando  $\|\mathbf{W}_a\| \rightarrow 0$ . Desta forma, não é viável utilizá-lo como variável de controle quando o intuito é manter o aerofólio “estacionado” na borda da *janela de vento*. Para este fim poderia-se empregar o ângulo entre  $\mathbf{e}_\theta$  e o *heading direction*, discutido anteriormente. Tal abordagem não foi implementada neste trabalho, ficando como sugestão para trabalhos futuros.
- Quando o aerofólio se encontra próximo a uma situação de estol, a

capacidade de se manipular o *Ângulo de Giro* é deteriorada. Isto pode ocorrer ou com ângulos de ataque muito pequenos ( $\alpha < 0^\circ$ ) ou muito grandes ( $\alpha > 25^\circ$ ), situações nas quais o coeficiente de sustentação apresenta valores muito pequenos, como ilustrado na Fig. 16. Nestes casos, mesmo que  $\xi$  seja matematicamente bem definido,  $u_1$  perde a capacidade de agir sobre o *Ângulo de Giro*, fazendo com que a parcela gravitacional se sobreponha à de comando (4.3), mesmo quando o sinal de controle se encontra saturado em seu valor máximo,  $\pm \bar{u}_1$ .

#### 4.2.1.2 Modelagem Alternativa

Considerando que o modelo do *Ângulo de Giro* será utilizado para o projeto da lei de controle, é importante avaliar a factibilidade e a confiabilidade da medição das variáveis que são tratadas como disponíveis em tempo de execução.

No modelo proposto anteriormente, (4.3), supõe-se que o coeficiente de sustentação  $c_l(\alpha)$  é um valor conhecido. Entretanto, dada a dificuldade em se medir o ângulo de ataque  $\alpha$  bem como a complexidade, sobretudo no caso de aerofólios flexíveis, em se conhecer as curvas dos coeficientes aerodinâmicos, tal pressuposto pode ser considerado enganoso.

Para se evitar esta adversidade é proposto um modelo alternativo, o qual se baseia na hipótese de que enquanto o aerofólio se encontra na região de *vento cruzado* a força de tração dos seus cabos é aproximadamente igual a sua força de sustentação, ou seja,  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\| \approx \|\mathbf{F}_1\|$ . Considerando esta aproximação e isolando  $\|\mathbf{W}_e\| c_l(\alpha)$ , a partir da equação da  $\|\mathbf{F}_1\|$  (2.2), obtém-se

$$\|\mathbf{W}_e\| c_l(\alpha) = \frac{\|\mathbf{F}_1\|}{\|\mathbf{W}_e\|} \frac{2}{\rho A} \approx \frac{\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|}{\|\mathbf{W}_e\|} \frac{2}{\rho A}. \quad (4.4)$$

Esta relação nos permite reescrever (4.3) de forma a suprimir a variável desconhecida  $c_l(\alpha)$ , estabelecendo uma equação dinâmica alternativa para o *Ângulo de Giro*

$$\dot{\xi} := -L_g \sin \xi - L_\psi \frac{\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|}{\|\mathbf{W}_e\|} \kappa u_1, \quad (4.5)$$

onde  $\kappa = \frac{2}{\rho A}$ . A constante  $\kappa$  foi mantida separada do parâmetro  $L_\psi$  para que, caso a hipótese de  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\| \approx \|\mathbf{F}_1\|$  seja válida, os valores

resultantes da identificação dos parâmetros de ambos os modelos sejam aproximadamente iguais. Isto pode ser observado na Tabela 3, onde  $L_\psi \approx K_\psi$  e  $L_g \approx K_g$ .

#### 4.2.1.3 Identificação e Validação

A identificação dos parâmetros  $K_g$ ,  $K_\psi$ ,  $L_g$  e  $L_\psi$  dos modelos propostos em (4.3) e (4.5) foi realizada utilizando dados obtidos através de dez ensaios em ambiente de simulação, cada um deles com duração de 30 segundos e taxa de amostragem de 1000 Hz. Para isso, foi empregado o modelo completo do sistema apresentado na Seção 3.1, acrescentado do estado do *Ângulo de Giro*, definido em (4.2). Foi utilizado também um controlador rudimentar, o qual não será aqui detalhado, que se mostrou capaz de estabilizar o sistema, de forma a evitar o choque do aerofólio contra o solo, bem como manter sua operação dentro da região de *vento cruzado*.

No intuito de expor o sistema a diferentes condições de operação, as variáveis vento nominal,  $\|\mathbf{W}_n\|$ , comprimento dos cabos de fixação,  $r_a$ , e região da *janela de vento* percorrida pelo aerofólio (intervalo de  $\theta_a$  e  $\phi_a$  em que a pipa se deslocou durante o ensaio) foram variadas no decorrer de cada experimento. Esta variação foi feita tanto de maneira isolada (modificando uma variável de cada vez), como de maneira conjunta (mais de uma variável simultaneamente) empregando curvas senoidais de frequência e amplitude variável. Os ensaios englobaram as seguintes faixas de operação:  $\|\mathbf{W}_n\| \in [5, 25]$  m/s,  $r_a \in [300, 900]$  m,  $\theta_a \in [40, 85]^\circ$ ,  $|\phi_a| < 50^\circ$ , and  $\|\mathbf{W}_t\| = 0$ .

Para cada um dos dez experimentos os parâmetros  $K_g$ ,  $K_\psi$ ,  $L_g$  e  $L_\psi$  foram identificados através do *System Identification Toolbox* do *Matlab*. Para esta tarefa, os modelos (4.3) e (4.5) foram definidos como equações diferenciais ordinárias não-lineares de parâmetros desconhecidos (modelos “caixa-cinza”), através do objeto *idnlgrey*. Em seguida seus parâmetros foram estimados através de função *pem*, que utiliza um método iterativo de minimização de erro de predição baseado no algoritmo *Trust-Region Reflective Newton*. Obteve-se assim, ao final deste procedimento, diferentes parâmetros para cada um dos dez experimentos. O resumo dos valores alcançados é apresentado na Tabela 3, onde as colunas Min, Max, Std representam respectivamente o maior, o menor e o desvio padrão<sup>1</sup> dos valores dos parâmetros obtidos nestas dez identificações.

---

<sup>1</sup>em porcentagem, relativo ao valor médio.

Tabela 3 – Identificação do *Ângulo de Giro*

			Min	Max	Std [%]	Avg
(4.3)	$K_g$	[rad/s]	0.3517	0.5006	11.9147	<b>0.4110</b>
	$K_\psi$	[rad/m]	0.9877	0.9992	0.3661	<b>0.9937</b>
(4.5)	$L_g$	[rad/s]	0.3520	0.5007	11.7932	<b>0.4106</b>
	$L_\psi$	[rad/kg]	0.9847	0.9962	0.3562	<b>0.9902</b>

O valor nominal de cada parâmetro foi definido como o valor médio obtido nas identificações,  $\check{K}_g = 0.4110$  rad/s,  $\check{K}_\psi = 0.9937$  rad/m,  $\check{L}_g = 0.4106$  rad/s e  $\check{L}_\psi = 0.9902$  rad/kg.

Para a validação foram realizados outros dez experimentos, dentro das mesmas faixas de operação dos ensaios utilizados para a identificação. Com os dados destes ensaios, a qualidade dos modelos identificados foi avaliada segundo dois diferentes critérios: o Erro Final de Predição de Akaike (FPE) e o *fit* do modelo, este último determinado como

$$fit = 100 \left( 1 - \frac{\sqrt{\sum (y[k] - \hat{y}[k])^2}}{\sqrt{\sum (y[k] - \tilde{y}[k])^2}} \right), \quad (4.6)$$

onde  $y[k]$ ,  $\hat{y}[k]$  e  $\tilde{y}[k]$  são respectivamente os valores amostrados, preditos e médios de  $\xi$ .

De acordo com Ljung (1999), quanto mais preciso o modelo, menor é o valor do FPE e mais próximo a 100 é o valor do *fit*. Ao se comparar os dados dos dez ensaios de validação com os preditos através dos modelos (4.3) e (4.5), utilizando  $\check{K}_g$ ,  $\check{K}_\psi$ ,  $\check{L}_g$  e  $\check{L}_\psi$  estimados acima, alcançou-se em todos os experimentos  $fit > 94.53$  e  $FPE < 0.0055$  (Tabela 4). Isto indica uma boa correlação entre os modelos propostos e o comportamento do *Ângulo de Giro* da pipa.

Tabela 4 – Validação da Dinâmica do *Ângulo de Giro*

		Min	Max	Avg
(4.3)	<i>FPE</i>	0.0001	0.0052	<b>0.00133</b>
	<i>fit</i>	95.6257	99.4028	<b>98.22594</b>
(4.5)	<i>FPE</i>	0.0001	0.0055	<b>0.00135</b>
	<i>fit</i>	94.5262	99.4053	<b>98.10350</b>

É perceptível, na Tabela 3, que o desvio padrão apresentado pelos parâmetros  $K_g$  e  $L_g$  nas diversas identificações é bastante superior

ao que pode ser verificado em  $K_\psi$  e  $L_\psi$ . Apesar disso, os critérios de validação constataam que os modelos propostos, utilizando os parâmetros identificados, representam de maneira satisfatória o comportamento do aerofólio. Isto se deve ao fato de a parcela gravitacional dos modelos ter menor relevância na dinâmica do *Ângulo de Giro*, do que a parcela relativa à entrada de controle. Tal comportamento ocorre principalmente enquanto a pipa opera na região de *vento cruzado*, onde se faz necessária a aplicação frequente de uma entrada de controle  $u_1 \neq 0$ , e onde, em condições normais de operação, tem-se valores elevados de  $\|\mathbf{W}_e\|$  e  $c_l(\alpha) \gg 0$ , fazendo com que a parcela relativa à entrada de controle se torne dominante na dinâmica de  $\xi$ .

Para ilustrar este fato, os critérios de validação dos modelos foram recalculados considerando quatro diferentes situações, representadas nas colunas da Tabela 5. Para cada um dos casos, um dos parâmetros do modelo foi perturbado em  $\pm 20\%$  do seu valor nominal ( $0.8\check{K}_g$ ,  $1.2\check{K}_g$ ,  $0.8\check{K}_\psi$  ou  $1.2\check{K}_\psi$ ), enquanto que o outro foi mantido em seu valor padrão ( $\check{K}_g$ ,  $\check{K}_\psi$ ). A análise para o modelo (4.5) também é feita através de perturbações nos parâmetros correspondentes  $\check{L}_g$  e  $\check{L}_\psi$ . Observe que os distúrbios nos parâmetros  $K_g$  e  $L_g$  impactam de maneira discreta os critérios de validação quando comparados com os valores obtidos para os casos nominais, apresentados anteriormente na Tabela 4, enquanto que variações em  $K_\psi$  e  $L_\psi$  afetam severamente estes critérios.

Tabela 5 – Efeito da Perturbação dos Parâmetros nos Critérios de Validação quando cada parâmetro é perturbado em  $+20\%/-20\%$

Efeito sobre o modelo (4.3)				
Valores	$\check{K}_\psi$	$\check{K}_\psi$	$0.8\check{K}_\psi$	$1.2\check{K}_\psi$
Parâmetros	$0.8\check{K}_g$	$1.2\check{K}_g$	$\check{K}_g$	$\check{K}_g$
<i>FPE</i>	0.02603	0.06488	0.19066	3.81920
<i>fit</i>	95.73459	93.05043	76.44124	76.95348

Efeito sobre o modelo (4.5)				
Valores	$\check{L}_\psi$	$\check{L}_\psi$	$0.8\check{L}_\psi$	$1.2\check{L}_\psi$
Parâmetros	$0.8\check{L}_g$	$1.2\check{L}_g$	$\check{L}_g$	$\check{L}_g$
<i>FPE</i>	0.02820	0.06294	0.18675	3.94060
<i>fit</i>	95.50539	93.09859	76.57708	76.42691

## 4.2.2 Malhas de Controle

Para que seja possível se alcançar o rastreamento de trajetória, é proposto um sistema de controle não-linear com dois laços, como apresentado na Fig. 25. O laço externo é responsável por gerar a trajetória e, a partir da posição da pipa na *janela de vento* ( $\theta_a$  e  $\phi_a$ ), definir a referência  $\xi_{\text{ref}}$  que leva os erros de posição  $\epsilon_p$  e angular  $\epsilon_a$  a zero. O laço interno avalia o *Ângulo de Giro* do aerofólio e, a partir do modelo da sua dinâmica, identificado anteriormente, define o sinal de controle  $u_1$  para que a referência  $\xi_{\text{ref}}$  seja seguida.

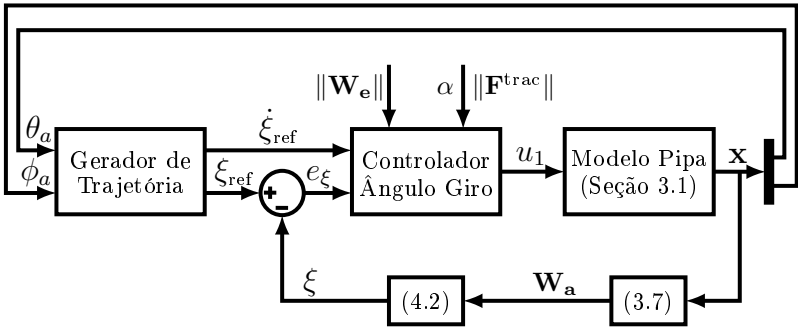


Figura 25 – Esquema de Controle Proposto.

### 4.2.2.1 Laço Interno - Controle do *Ângulo de Giro*

Assumindo que  $\xi$ ,  $\mathbf{W}_e$  e  $\alpha$  ou  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\|$  (dependendo do modelo utilizado) são variáveis medidas e que se encontram disponíveis online para o sistema de controle, é possível impor uma dinâmica linear ao erro do *Ângulo de Giro*,  $e_\xi = \xi_{\text{ref}} - \xi$ , como apresentado em (4.7).

$$\dot{e}_\xi = \dot{\xi}_{\text{ref}} - \dot{\xi} = -\gamma e_\xi . \quad (4.7)$$

A velocidade de convergência deste erro pode ser imposta arbitrariamente através do parâmetro de controle  $\gamma > 0$ , que representa o pólo da dinâmica de primeira ordem do  $e_\xi$ . Utilizando os modelos da dinâmica do *Ângulo de Giro* e um controle com realimentação linearizante (*feedback linearization*), obtém-se, para (4.3), a lei de controle

$$u_1 := -\frac{1}{\check{K}_\psi \|\mathbf{W}_e\| c_l(\alpha)} \left[ \check{K}_g \sin \xi + \dot{\xi}_{\text{ref}} + \gamma(\xi_{\text{ref}} - \xi) \right], \quad (4.8)$$

enquanto que para o modelo alternativo (4.5)

$$u_1 := -\frac{\|\mathbf{W}_e\|}{\check{L}_\psi \|\mathbf{F}^{\text{trac}}\| \kappa} \left[ \check{L}_g \sin \xi + \dot{\xi}_{\text{ref}} + \gamma(\xi_{\text{ref}} - \xi) \right]. \quad (4.9)$$

Em ambos os casos a estabilidade e a convergência do  $e_\xi$  a zero é garantida desde que a ação de controle  $u_1$  não sature, ou seja  $|u_1| < |\sin \bar{\psi}| \leq 1$ , onde  $|\bar{\psi}|$  representa a máxima magnitude do ângulo de rolagem que pode ser imposta ao aerofólio.

As singularidades das leis de controle, que ocorrem com  $\|\mathbf{W}_e\| \rightarrow 0$  ou  $c_l(\alpha) \rightarrow 0$  no primeiro caso, e  $\|\mathbf{F}^{\text{trac}}\| \rightarrow 0$  no segundo, poderiam ocasionar a saturação do sinal de controle. No entanto, todas estas três situações representam condições anormais de operação, causadas ou por vento demasiadamente fraco, ou por ângulo de ataque excessivamente grande ou pequeno, onde o coeficiente de sustentação é diminuto. Estas situações indicam que o aerofólio está em uma condição de estol, ou pré-estol, onde a entrada de controle de fato perde a capacidade de manipular o *Ângulo de Giro*, e o sistema passa a ser governado principalmente pela gravidade e força de arrasto. É suposto que, baseado em informações meteorológicas e no comportamento dinâmico do aerofólio, o sistema de controle seja capaz de prever e evitar estes cenários, recolhendo a pipa e cessando seu funcionamento quando necessário.

Outro fator capaz de proporcionar picos ao sinal de controle está relacionado ao gerador de trajetória da malha externa de controle. Isto porque quanto mais estreita é a trajetória, menor são os raios de curvatura e maior é o valor de  $\psi$  necessário para que o aerofólio mantenha o seguimento de referência. Para evitar a ocorrência de saturações geradas por trajetórias muito agressivas, algumas condições-limite são estabelecidas na Seção 5.1.

Um estudo mais detalhado da estabilidade do sistema com  $u_1 = \pm \sin(|\bar{\psi}|)$  ainda está por ser feito, todavia, enquanto o sistema permanecer distante das condições de singularidade tratadas acima, sua dinâmica é predominantemente a de um integrador e a saturação no sinal de controle implica apenas em uma limitação da taxa de variação de  $\xi$ , fazendo com que se leve mais tempo até que o valor de referência seja alcançado. Nesta situação a magnitude dos erros  $\epsilon_p$  e  $\epsilon_a$  aumentam, fazendo com que a trajetória realmente descrita pelo



aerofólio não coincida exatamente com a desejada. De qualquer forma, segundo os resultados de simulação, mesmo na ocorrência de saturação  $\epsilon_p$  não atinge valores suficientemente grandes para que a possibilidade de choque da pipa contra solo possa acontecer.

#### 4.2.2.2 Laço Externo - Geração da Trajetória de Voo

A malha externa do sistema de controle de voo proposto consiste em um controlador cinemático que avalia a posição da pipa e define a referência de *Ângulo de Giro*, para que o aerofólio descreva uma trajetória desejada.

##### 4.2.2.2.1 Lemniscata de Bernoulli

Propõe-se a adoção da *Lemniscata de Bernoulli* (Fig. 26) como uma aproximação da trajetória ótima de voo durante a fase ativa do sistema. Esta escolha se baseia na semelhança de sua figura com as trajetórias ótimas para maximização da geração de energia apresentadas por (HOUSKA; DIEHL, 2007; FAGIANO, 2009; ARGATOV; SILVENNOINEN, 2010). Além de proporcionar um bom potencial energético, o seu emprego deve também trazer uma ação de controle suave, uma vez que sua figura é formada por variações tênues de curvatura, sendo composta, aproximadamente, por dois semicírculos ligados, através de uma transição suave, por retas.

Sua figura geométrica bidimensional é descrita em coordenadas polares pela função

$$r_m = f(\omega) = a\sqrt{2\cos(2\omega)}, \quad (4.10)$$

com mapeamento definido por

$$f(\omega) : \left[0, \frac{\pi}{4}\right] \cup \left(3\frac{\pi}{4}, 5\frac{\pi}{4}\right) \cup \left(7\frac{\pi}{4}, 2\pi\right) + 2k\pi \mapsto \mathbb{R}^+, \quad (4.11)$$

com  $k \in \mathbb{N}$ . O parâmetro  $a$  caracteriza a distância (em graus) do foco à origem do seu sistema de coordenadas.

Devido à característica de reduzir o estresse mecânico e o consumo elétrico dos atuadores, Vaughn (2003) investigou o uso da *Lemniscata de Bernoulli* para fins de definição de trajetória de voo de veículos aéreos não tripulados (*VANTS*). Seu trabalho é voltado ao controle

de aviões militares em perseguição a alvos terrestres em movimento e foi tomado como referência para o desenvolvimento do controle de trajetória apresentado a seguir.

#### 4.2.2.2 Controle de Trajetória

O plano esférico da *janela de vento* (Fig. 13) determina a superfície sobre a qual a *Lemniscata de Bernoulli* é traçada. Neste plano é definido um sistema de coordenadas angular  $(\mathbf{x}_L, \mathbf{y}_L)_L$  com origem em um ponto arbitrário  $(\theta_L, \phi_L)_i$  o qual designa o centro da trajetória desejada. A Fig. 26 apresenta este sistema de coordenadas do ponto de vista de quem olha para a *janela de vento* a partir do ponto de fixação dos cabos no solo  $(0, 0, 0)_i$ . Observe que o vetor  $\mathbf{x}_L$  aponta para a esquerda, enquanto  $\mathbf{y}_L$  aponta para o solo, de forma a coincidir com as direções dos vetores  $\mathbf{e}_\phi$  e  $\mathbf{e}_\theta$ .

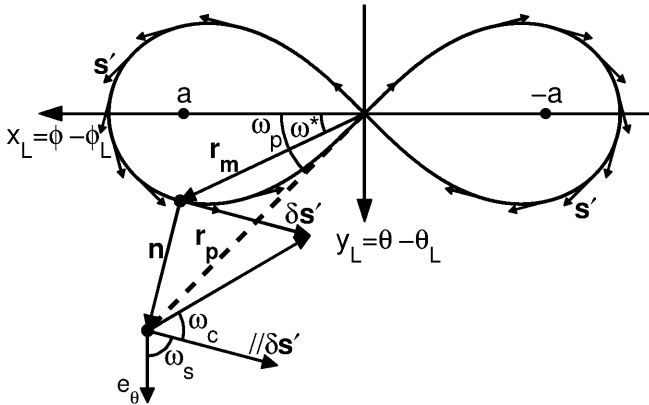


Figura 26 – Geração de trajetória baseada na *Lemniscata de Bernoulli*.

Uma posição genérica da pipa  $(\phi_a, \theta_a)_i$  é representada neste novo sistema de coordenadas através do *offset*

$$\mathbf{r}_p = [x_p \ y_p]_L^T = [\phi_a \ \theta_a]_i^T - [\phi_L \ \theta_L]_i^T, \quad (4.12)$$

vetor tracejado da Fig. 26. Desta forma é possível definir a distância entre um ponto qualquer da lemniscata,

$$\mathbf{r}_m = \begin{bmatrix} x_m \\ y_m \end{bmatrix}_L = \begin{bmatrix} a\sqrt{2 \cos(2\omega)} \cos \omega \\ a\sqrt{2 \cos(2\omega)} \sin \omega \end{bmatrix}_L, \quad (4.13)$$

e a pipa através de  $\mathbf{n} = \mathbf{r}_p - \mathbf{r}_m$ , e o vetor tangente à trajetória como

$$\mathbf{s} = \frac{d\mathbf{r}_m}{d\omega} = \frac{a\sqrt{2}}{\sqrt{\cos(2\omega)}} \begin{bmatrix} -\sin(3\omega) \\ \cos(3\omega) \end{bmatrix}_L. \quad (4.14)$$

Ao se analisar (4.14), percebe-se a existência de um ponto de inflexão em  $\omega^\dagger = \frac{\pi}{4} \pm k\frac{\pi}{2}$ ,  $k \in \mathbb{N}$ , onde  $\|\mathbf{s}(\omega^\dagger)\| \rightarrow \infty$  e  $\mathbf{s}$  inverte de direção. Para lidar com esta questão e obter uma derivada contínua, se faz necessário normalizar e corrigir a direção de  $\mathbf{s}$ . Esta correção irá determinar se a pipa irá descer pelo centro e subir pelas bordas da lemniscata, ou o contrário. Ao descer pelo centro e subir pelas bordas, a pipa nunca aponta diretamente para o solo, o que pode ser considerado um critério relevante no quesito segurança, uma vez que nesta situação, caso exista uma perda de controlabilidade, haverá um tempo maior para que o sistema se recupere antes que a pipa colida contra o solo. Por outro lado, é natural, devido à gravidade, que a pipa gane velocidade durante a descida e perca durante a subida. Portanto, quando a pipa sobe pela borda da lemniscata, ela se desloca por um período de tempo diretamente na direção de “meio-dia”, fazendo com que a perda de velocidade, e portanto de potência, seja mais elevada. Além de tudo, isto acontece na região da trajetória mais afastada do centro da janela de vento, impactando ainda mais na perda de velocidade do aerofólio. Já no caso oposto, subindo pelo centro e descendo pelas bordas, existe uma menor variação da velocidade e da potência elétrica gerada pela pipa durante uma órbita. Baseado nestas considerações, pode-se dizer que para ventos de baixa magnitude, é mais conveniente subir pelo centro da lemniscata enquanto que para ventos mais fortes, é vantajoso subir pelas bordas.

Neste trabalho foi estabelecido que a pipa deve subir pelo centro e descer pelas bordas da lemniscata, portanto o vetor corrigido de  $\mathbf{s}$  é definido como

$$\mathbf{s}' = \text{sign}(\cos(\omega)) \frac{\mathbf{s}}{\|\mathbf{s}\|}, \quad (4.15)$$

ou seja,  $\mathbf{s}$  é normalizado e tem sua direção invertida no semi-plano  $x_L < 0$ .

Para que  $\mathbf{n}$  represente o erro de posição  $\epsilon_p$ , é necessário encontrar a coordenada polar da lemniscata que minimize o vetor  $\mathbf{n}$ , ou seja,  $\omega^* = \arg \min(\|\mathbf{n}(\omega)\|)$ . Para este fim foram investigadas duas técnicas baseadas em métodos numéricos. A primeira delas é diretamente minimizando  $\|\mathbf{n}(\omega)\|$  no domínio da função (4.11) para um dado  $k$ . A outra é pela imposição da condição de perpendicularidade  $\mathbf{n} \bullet \mathbf{s}' = 0$ ,

que resulta em encontrar as raízes da equação

$$y_p \cos(3\omega) - x_p \sin(3\omega) + a\sqrt{2 \cos(2\omega)} \sin(2\omega) = 0. \quad (4.16)$$

Observe que, para qualquer  $\mathbf{r}_p$ , existem quatro valores de  $w$  que satisfazem (4.16) dentro do domínio (4.11) para um dado  $k$ . Portanto, para garantir que a solução encontrada corresponda a  $\omega^*$ , a busca da raiz é restringida a uma janela deslizante centrada no  $\omega^*$  da iteração anterior e pequena o suficiente para se evitar a ocorrência de múltiplas soluções. Com  $\omega^*$  conhecido, é possível definir as demais variáveis apresentadas na Fig. 26.

O ângulo entre  $\mathbf{e}_\theta$  e  $\mathbf{s}'(\omega^*)$  é representado por  $\omega_s$  que, de maneira similar a (4.2), é calculado como

$$\omega_s := \arccos(\mathbf{e}_\theta \bullet \mathbf{s}'(\omega^*)) \text{sign}(-\arcsin(\mathbf{e}_\phi \bullet \mathbf{s}'(\omega^*))) + \lambda 2\pi, \quad (4.17)$$

e indica o *Ângulo de Giro*  $\xi$  necessário para manter o erro de posição  $\epsilon_p$  do sistema constante.

Para fazer com que  $\epsilon_p \rightarrow 0$ , é definido um ângulo de correção  $\omega_c$ , com magnitude

$$|\omega_c| := \arctan\left(\frac{\|\mathbf{n}(\omega^*)\|}{\delta}\right), \quad (4.18)$$

onde  $\delta > 0$  é o parâmetro de controle da malha externa. Pode-se imaginar  $\delta$  como a distância paralela a  $\mathbf{s}'$  que a pipa teria que percorrer para alcançar  $\epsilon_p = 0$  caso  $\mathbf{s}'$ , durante este intervalo de tempo, não mudasse de direção. Portanto um  $\delta$  pequeno representa um controle mais agressivo, que procura levar  $\epsilon_p$  rapidamente a zero.

Perceba que a correção  $\omega_c$  deve possuir sinal distinto caso a pipa se encontre dentro da área delimitada pela *Lemniscata de Bernoulli* ou fora, como representado na Fig. 26. Para isto, calcula-se o produto vetorial entre os vetores ortogonais  $\mathbf{s}'(\omega^*)$  e  $\mathbf{n}(\omega^*)$

$$\mathbf{q} = [q_x \quad q_y \quad q_z]^T = \mathbf{s}'(\omega^*) \times \mathbf{n}(\omega^*), \quad (4.19)$$

e designa-se o sinal de (4.18) como  $-\text{sign}(q_z)$ , permitindo então que a referência do *Ângulo de Giro* possa ser determinada por

$$\xi_{\text{ref}} := \omega_s + \omega_c = \omega_s - \text{sign}(q_z)|\omega_c|. \quad (4.20)$$

Observe também que, quando  $\epsilon_p = 0$ , temos  $\|\mathbf{n}(\omega^*)\| = 0$  e

$\omega_c = 0$ , fazendo com que  $\xi_{\text{ref}} = \omega_s$ . Nesta situação o erro angular  $\epsilon_a$ , como apresentado na Fig. 23, é também levado a zero, já que a pipa estará se movimentando tangencialmente à trajetória.

#### 4.2.2.3 Ajuste dos Controladores

De acordo com (4.7), qualquer  $\gamma = \frac{1}{\tau} > 0$  garante estabilidade assintótica do  $e_\xi$  (laço interno), onde  $\tau$  é a constante de tempo desejada para sua dinâmica. No entanto, altos valores de  $\gamma$  podem causar saturação na ação de controle, enquanto que  $\gamma$  demasiadamente baixo gera grandes  $e_\xi$ , e por consequência de  $\epsilon_p$ , podendo, em casos extremos, acarretar inclusive na colisão do aerofólio contra o solo. Portanto, para evitar estes problemas, é importante garantir que  $e_\xi$  tenha uma constante de tempo  $\tau$  significativamente mais rápida que o período de uma órbita completa da trajetória. Considerando o ponto de operação, que será apresentado na Seção 5.1, o período para a execução de uma volta completa é de aproximadamente 6s. Dividindo a órbita em 30 segmentos, e requisitando que, para cada um deles,  $e_\xi$  evolua convergindo a zero em um regime transitório equivalente a 4 constantes de tempo, obtém-se a relação  $4\tau = \frac{4}{\gamma} = \frac{6}{30}$ . O que resulta no ajuste do parâmetro de controle  $\gamma = 20$ .

Para a malha de controle externa se aplica o mesmo compromisso entre seguimento de referência e saturação do sinal controle. Dado que na situação ótima analisada a seguir temos  $ar_a = 64$  m, uma sintonia satisfatória foi encontrada com  $\delta = 8$ .



## 5 RESULTADOS DE SIMULAÇÃO

Tendo o objetivo de comparar a quantidade de energia capaz de ser gerada durante a fase ativa através do uso do controle proposto na Seção 4.2, com o obtido através do controle *NMPC* apresentado por Fagiano (2009), se utilizam aqui os mesmos modelo matemático, parâmetros e velocidade de vento que os adotados por ele em sua tese.

A lista com os parâmetros que caracterizam as propriedades físicas do modelo matemático do sistema apresentado na Seção 3.1 consta na Tabela 6. Se trata de um sistema dotado de um aerofólio com área de 500 m<sup>2</sup>, capaz de, dependendo da trajetória de voo e da velocidade do vento, gerar mais de 3 MW durante a fase de desenrolamento.

Tabela 6 – Valores dos parâmetros do modelo utilizado nas simulações

Parâmetro	Descrição	Valor
$m$	Massa da pipa	300 [kg]
$A$	Área da pipa	500 [m <sup>2</sup> ]
$\alpha_0$	Ângulo de ataque base	3.5 [°]
$\rho$	Densidade do ar	1.2 [kg/m <sup>3</sup> ]
$d_c$	Diâmetro do cabo	0.03 [m]
$\rho_c$	Densidade do cabo	970 [kg/m <sup>3</sup> ]
$C_{d,c}$	Coefficiente de arrasto dos cabos	1.2
$\eta$	Eficiência da conversão de energia	0.8

Para a velocidade do fluxo de ar é considerado o modelo modelo logarítmico do vento (2.5), com os parâmetros da Tabela 7 que, conforme identificação feita por Fagiano, caracterizam a localidade de Brindisi, na Itália, durante o inverno, e resultam no comportamento exibido na Fig. 27.

Tabela 7 – Valores dos parâmetros do modelo logarítmico do vento

Parâmetro	Descrição	Valor
$z_r$	Altura de referência	32.5 [m]
$z_0$	Rugosidade do solo	0.6 [mm]
$\ \mathbf{W}_{\mathbf{n}(z_r)}\ $	Velocidade do vento em $z_r$	7.4 [m/s]

A partir destas condições, e considerando a estrutura de controle proposta, se faz necessário definir o ponto de operação  $\nu$  do sistema.

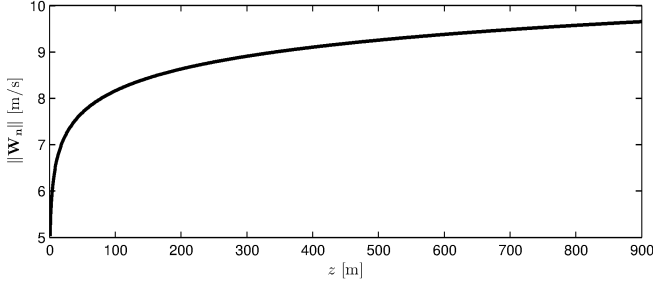


Figura 27 – Perfil de velocidade do vento.

## 5.1 DEFINIÇÃO DO PONTO DE OPERAÇÃO

Para estabelecer as condições nas quais o sistema deve ser operado de forma que, durante a fase ativa, a máxima produção de energia seja alcançada, é utilizado um mecanismo *offline* de otimização.

Desta maneira busca-se determinar a região da *janela de vento* que será explorada, caracterizada pela posição da origem da *Lemniscata de Bernoulli*  $(\theta_L, \phi_L)_i$  bem como pelo valor do seu foco,  $a$ . Além disso, procura-se também os valores ótimos do comprimento dos cabos,  $r_a$ , e da sua velocidade de desenrolamento,  $\dot{r}_a$ . Estas cinco variáveis influenciam a potência gerada pela sistema, e definem o seu ponto de operação:

$$\nu = [\theta_L \quad \phi_L \quad r_a \quad \dot{r}_a \quad a] . \quad (5.1)$$

Como demonstrado em (FAGIANO, 2009; ARGATOV; SILVENNOINEN, 2010), a potência elétrica instantânea gerada pelo sistema pode ser aproximada por

$$P = F^{\text{trac}} \dot{r}_a \eta = C(\alpha) \|\mathbf{W}_e^{\text{r}}\|^2 \dot{r}_a \eta , \quad (5.2)$$

onde  $\eta$  é uma dada eficiência na conversão da energia mecânica em elétrica,

$$C(\alpha) = \frac{1}{2} \rho A C_l(\alpha) E_{eq}(\alpha) \left( 1 + \frac{1}{E_{eq}(\alpha)} \right)^{\frac{3}{2}} \quad (5.3)$$

é um coeficiente usado para estimar a força de tração,  $F^{\text{trac}}$ , igualmente



dividida entre os dois cabos de fixação, com

$$E_{eq}(\alpha) = \frac{C_l(\alpha)}{C_d(\alpha) \left(1 + \frac{2r_a d_l C_{d,c}}{4AC_d(\alpha)}\right)} \quad (5.4)$$

representando a eficiência aerodinâmica equivalente do sistema, e

$$\|\mathbf{W}_e^{\mathbf{r}}\| = |W_x(r_a \cos \theta_a) \sin \theta_a \cos \phi_a - \dot{r}_a| \quad (5.5)$$

é o componente do vetor de vento efetivo na direção  $\mathbf{e}_r$ .  $W_x(z_a)$  é a velocidade do vento nominal ao longo da coordenada  $\mathbf{x}$  do sistema inercial na altura  $z_a$ , conforme exposto na Fig. 27.

Considerando os valores médios dos ângulos de elevação complementar e azimute, durante uma órbita da lemniscata, sendo o próprio centro da trajetória, ou seja,  $\tilde{\theta}_a = \theta_L$  e  $\tilde{\phi}_a = \phi_L$ . E, além disso, supondo que o ângulo de ataque médio,  $\tilde{\alpha}$ , bem como o comprimento de cabo,  $\Delta r_a$ , que será solto durante a fase de tração, são conhecidos *a priori*, é possível, a partir de (5.2), obter o valor estimado da potência média de uma órbita,  $\tilde{P}$ . Todos os componentes do ponto de operação (5.1), com exceção de  $a$ , podem então ser otimamente encontrados buscando-se

$$\nu_p^* = [\theta_L^*, \phi_L^*, r_a^*, \dot{r}_a^*] = \arg \max \tilde{P}(\theta_L, \phi_L, r_a, \dot{r}_a) , \quad (5.6)$$

sendo  $\nu_p^*$  a quadrupla que em conjunto com  $a^*$ , completa o ponto de operação ótimo do sistema,  $\nu^* = [\nu_p^*, a^*]$ .

Para se determinar o valor ótimo do foco da lemniscata,  $a^*$ , é necessário definir alguma condição adicional. Neste sentido foi realizado um experimento em ambiente de simulação, apresentado na Fig. 28, o qual busca ilustrar o efeito da variação de  $a$  sobre o módulo de  $F^{\text{trac}}$ . Para isto simulou-se o sistema durante cerca de 120 s, com  $(r_a, \dot{r}_a) = (300 \text{ m}, 0 \text{ m/s})$  e, a cada fatia de tempo de aproximadamente 40 s, alterou-se a posição do centro da lemniscata de acordo com o vetor  $\theta_{\mathbf{L}} = [45^\circ, 60^\circ, 75^\circ]$ , mantendo-se  $\phi_L = 0$ . Dentro de cada um destes três intervalos de 40 s, variou-se o valor de  $a$  em uma sequência de três degraus, de aproximadamente 14 s cada, conforme o vetor  $\mathbf{a} = [5^\circ, 10^\circ, 20^\circ]$ .

Analisando o resultado deste experimento, percebe-se que a diminuição em  $a$  acarreta no aumento da força de tração média,  $\tilde{F}^{\text{trac}}$ , e, normalmente, na diminuição do seu desvio padrão,  $\sigma(F^{\text{trac}})$ , ambos efeitos desejados. Dessa forma, constata-se empiricamente, que o valor ótimo  $a^*$  deve ser tão pequeno quanto possível. Porém é importante

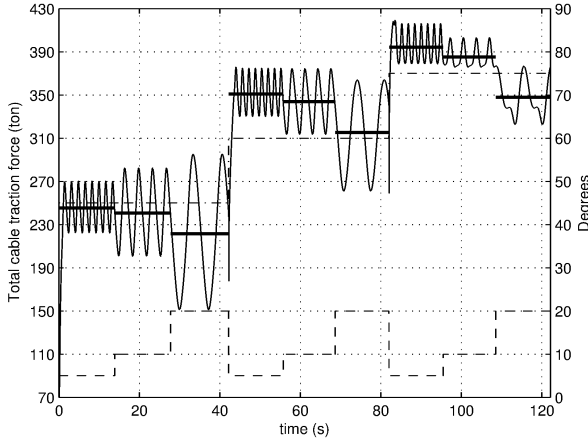


Figura 28 – Dependência da  $F^{\text{trac}}$  (—) e  $\tilde{F}^{\text{trac}}$  (---) em  $\theta_L$  (—) e  $a$  (---).

notar que o emprego de valores baixos em  $a$  resulta em trajetórias com curvas mais acentuadas, o que ocasiona aumento nos valores máximos do sinal de controle  $|\bar{\psi}|$  e  $|\dot{\bar{\psi}}|$ , necessários para que a trajetória seja rastreada. Portanto, se faz necessário definir um limite inferior ao foco da lemniscata,  $\underline{a}$ , de forma que limitações do atuador, como velocidade máxima de enrolamento, ou diferença máxima entre comprimento dos cabos, sejam respeitadas.

Detalhes sobre o cálculo destas restrições são apresentados na Subseção 5.1.1, onde também são discutidas outras limitações que devem ser consideradas na maximização de  $\tilde{P}$  (5.6), como a altura mínima de voo,  $\underline{z}_a$ , a velocidade máxima de desenrolamento,  $\bar{r}_a$ , e a força de tração máxima,  $\bar{F}^{\text{trac}}$ .

### 5.1.1 Restrições Operacionais

#### 5.1.1.1 Restrições dos Sinais de Controle

O valor  $\underline{a}$  é obtido através de duas considerações físicas relacionadas com o sinal de controle do sistema. A primeira define  $\underline{a}_1$  em função de  $|\bar{\psi}|$ . Este limite representa a maior diferença de comprimento que o sistema de atuação é capaz de impor aos cabos de tração do aerofólio. Já a segunda restrição,  $\underline{a}_2$ , é definida em função de  $|\dot{\bar{\psi}}|$ , limite operacio-

nal relacionado à velocidade com que o atuador é capaz de (des)enrolar estes cabos.

A força centrípeta  $F_c$ , que age no plano tangente da superfície de voo do aerofólio, modificando sua direção de deslocamento, é aproximadamente igual à decomposição da força de sustentação,  $F_l$ , rebatida no plano  $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)_l$  através do ângulo de rolagem  $\psi$ ,

$$F_c = m \frac{\|\mathbf{W}_a\|^2}{r_c} \approx F_l \sin \psi . \quad (5.7)$$

Conforme Yates (1974), o raio de curvatura da *Lemniscata de Bernoulli*,  $r_c$ , varia em função de sua coordenada polar,  $\omega$ , segundo a relação

$$r_c(\omega) = \frac{a r_a \sqrt{2}}{3\sqrt{\cos(2\omega)}} , \quad (5.8)$$

lembrando que  $a r_a$  representa a distância focal, em metros, da lemniscata. Considerando que na região de *vento cruzado*  $\|\mathbf{W}_a\| \approx \|\mathbf{W}_e\|$ , e relembando que  $F_l = 0.5 \rho A C_l(\alpha) \|\mathbf{W}_e\|^2$ , é possível substituir (5.8) em (5.7), de forma a obter uma aproximação do sinal de controle necessário para que a trajetória desejada seja descrita

$$u_1 = \sin \psi = \frac{6 m \sqrt{\cos(2\omega)}}{a r_a \sqrt{2} \rho A C_l(\alpha)} . \quad (5.9)$$

Sabe-se que a ação de controle máxima,  $|\bar{\psi}|$ , ocorre no ponto da trajetória onde o raio de curvatura é mínimo, ou seja, em  $\omega = k\pi$ ,  $k \in \mathbb{N}$ , onde  $r_c = \frac{a\sqrt{2}}{3}$ . Portanto, manipulando (5.9), pode-se determinar o menor foco da lemniscata,  $\underline{a}_1$ , em metros, que garanta que o valor de saturação do sinal de controle,  $|\bar{\psi}|$ , não seja ultrapassado

$$\underline{a}_1 = \frac{6 m}{r_a \sin(|\bar{\psi}|) \sqrt{2} \rho A C_l(\alpha)} . \quad (5.10)$$

Considerando  $C_l(\alpha)$  constante durante a realização de cada órbita da fase ativa e derivando no tempo a equação (5.9), ciente de que o produto  $a r_a$  é constante no tempo, obtém-se

$$\dot{\psi} = \frac{-6 m \sin(2\omega) \dot{\omega}}{\cos \psi a r_a \rho A C_l(\alpha) \sqrt{2} \cos(2\omega)} . \quad (5.11)$$

A partir desta equação é possível determinar o menor valor do foco da lemniscata que gera um sinal de controle que não tenha uma variação no tempo superior a  $|\dot{\psi}|$ . Porém, para isto, se faz necessário determinar

a taxa com que  $\omega$  varia no tempo. Sabe-se de maneira intuitiva que, quanto mais rápido o aerofólio se movimenta, maior será o valor de  $\dot{\omega}$ , enquanto que, por outro lado, quanto maior for o valor do foco  $a$ , maior será o perímetro da trajetória e menor será a taxa de variação  $\dot{\omega}$ . Para se definir analiticamente o valor de  $\dot{\omega}$  podemos tomar o sistema de equações composto pelas coordenadas  $x_L$  e  $y_L$  no sistema da lemniscata:

$$\begin{aligned} x_L &= \phi_a - \phi_L = -a \sqrt{2 \cos(2\omega)} \cos \omega \\ y_L &= \theta_a - \theta_L = -a \sqrt{2 \cos(2\omega)} \sin \omega. \end{aligned} \quad (5.12)$$

Derivando estas equações, através de  $\frac{d\phi_a}{dt} = \frac{\partial \phi_a}{\partial \omega} \frac{d\omega}{dt}$  e  $\frac{d\theta_a}{dt} = \frac{\partial \theta_a}{\partial \omega} \frac{d\omega}{dt}$  obtêm-se

$$\begin{aligned} \dot{\phi}_a &= \frac{a \sqrt{2} \sin(3\omega)}{\sqrt{\cos(2\omega)}} \dot{\omega} \\ \dot{\theta}_a &= -\frac{a \sqrt{2} \cos(3\omega)}{\sqrt{\cos(2\omega)}} \dot{\omega}. \end{aligned} \quad (5.13)$$

Elevando ao quadrado ambas as equações e somando-as, chegamos a

$$\dot{\omega} = \pm \frac{\sqrt{(\dot{\phi}_a^2 + \dot{\theta}_a^2) \cos(2\omega)}}{a\sqrt{2}}. \quad (5.14)$$

Sabendo que  $\sqrt{(\dot{\phi}_a^2 + \dot{\theta}_a^2)} = \frac{\|\mathbf{W}_a\|}{r_a}$  e considerando a eficiência aerodinâmica equivalente do sistema como (5.4) e  $\|\mathbf{W}_e^T\|$  como definido em (5.5), é possível, através da lei do vento cruzada (3.28), estimar a velocidade de deslocamento do aerofólio como

$$\|\mathbf{W}_a\| \approx E_{eq}(\|\mathbf{W}_n(z_a)\| \sin \theta_a - \dot{r}_a). \quad (5.15)$$

Substituindo (5.15) e (5.14) em (5.11), podemos definir o valor da restrição

$$\underline{a}_2 = \sqrt{\frac{6 m \sin(2\omega) E_{eq}(\|\mathbf{W}_n(z_a)\| \sin \theta_a - \dot{r}_a)}{|\bar{\psi}| \cos \psi 2 \rho A C_l(\alpha) r_a^2}}. \quad (5.16)$$

Perceba que o valor de  $a_2$  é máximo quando  $\omega = \frac{\pi}{4} + 2k\pi$ ,  $k \in \mathbb{N}$ , e  $\psi = \bar{\psi}$ , valores que serão utilizados, como um cenário de pior caso,

para o cálculo da restrição  $\underline{a}_2$ . Desta forma, o valor ótimo do foco do lemniscata é definido como

$$a^* = \max(\underline{a}_1, \underline{a}_2) . \quad (5.17)$$

Conforme apresentado na Tabela 8, para estas duas restrições relacionadas ao sinal de controle  $u_1$ , se adotará os limites operacionais  $|\bar{\psi}| = 2.2^\circ$  e  $|\dot{\bar{\psi}}| = 2.6^\circ/\text{s}$ . Salienta-se que estes valores são extremamente mais conservadores do que os utilizados por Fagiano (2009), onde foi empregado  $|\bar{\psi}| = 6^\circ$  e  $|\dot{\bar{\psi}}| = 20^\circ/\text{s}$ .

Tabela 8 – Valores das Restrições do Sinal de Controle

Parâmetro	Descrição	Valor
$ \bar{\psi} $	Máximo sinal de controle	2.2 [°]
$ \dot{\bar{\psi}} $	Derivada máxima do sinal de controle	2.6 [°/s]
$\bar{r}_a$	Velocidade máxima de desenrolamento	6 [m/s]

Uma última restrição é a velocidade máxima de desenrolamento dos cabos de tração, a qual limita o sinal de controle  $u_2$  (3.26). Esta restrição deve respeitar o limite físico  $\bar{r}_a$  suportado pelo conjunto carretel/gerador, além de ser necessariamente inferior à velocidade do vento efetivo na direção de  $\mathbf{e}_r$ , de forma que as condições mínimas de voo do aerofólio sejam garantidas. Portanto, podemos defini-la como

$$\dot{r}_a \leq \min(\bar{r}_a, |W_x(r_a \cos \theta_L)| \sin \theta_L) . \quad (5.18)$$

### 5.1.1.2 Restrições de Segurança Operacional

Outras duas restrições ligadas a quesitos de segurança operacional também impõem limitações ao ponto de operação,  $\nu$  (5.1), do sistema.

A primeira delas é a altitude mínima durante o voo,  $\underline{z}_a > 0$ , que ocorre em  $\omega^\dagger = \frac{\pi}{6} + 2k\pi$  e  $\omega^\dagger = \frac{5\pi}{6} + 2k\pi$ ,  $k \in \mathbb{N}$ , onde a derivada  $s$  da trajetória (4.14) no plano esférico do sistema de coordenadas da lemniscata não possui componente em  $y_L$ . Tomando a equação de  $y_L$ , (5.12), e considerando o comprimento mínimo dos cabos de tração durante a fase ativa, ou seja,  $\underline{r}_a = r_a^* - \frac{\Delta r_a}{2}$ , obtém-se um limite superior

$$\theta_L \leq \bar{\theta}_L = \arccos\left(\frac{z_a}{r_a}\right) - \frac{a^*}{2}, \quad (5.19)$$

para o ângulo complementar de elevação. Esta limitação busca evitar possíveis choques do aerofólio com o solo, no caso do sistema transitório não rastrear com perfeição a trajetória de referência.

Um limite inferior  $\theta_L$  também existe, para que se evite que a trajetória da lemniscata possua segmentos que não estejam contidos na *janela de vento*. Porém, espera-se que tal restrição não seja encontrada pela otimização, uma vez que esta entrega pontos de operação na região de *vento cruzado*, caracterizada por  $\theta_L^* \gg 0$ .

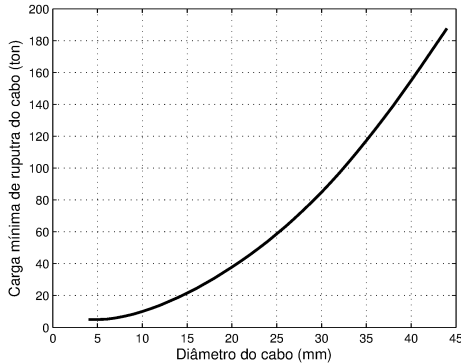


Figura 29 – Resistência à ruptura do cabo Dyneema<sup>®</sup>.

Uma última restrição é aplicada sobre a força de tração dos cabos de fixação,  $F^{\text{trac}}$ , que deve sempre permanecer inferior à sua tração de ruptura,  $F_{\text{brk}}$ . De acordo com a curva da carga mínima de ruptura de cabos Dyneema<sup>®</sup>, extraída de Fagiano (2009) e apresentada na Fig. 29, para um cabo de 40 mm de diâmetro, como o usado nesta simulação, tem-se  $F_{\text{brk}}$  de 155 ton. Considerando uma distribuição igualitária de forças entre os dois cabos de fixação ao solo, obtém-se

$$\bar{F}^{\text{trac}} \leq 2 \frac{F_{\text{brk}}}{c_s}, \quad (5.20)$$

onde um coeficiente de segurança  $c_s = 1.5$  é adotado para que picos de tração durante o ciclo de operação sejam suportados.

Tabela 9 – Valores das Restrições de Segurança Operacional

Parâmetro	Descrição	Valor
$z_a$	Altura mínima de voo	80 [m]
$\bar{F}^{\text{trac}}$	Força máxima de tração	206 [ton]

### 5.1.2 Vento Nominal Fixo

Empregando-se métodos numéricos é possível encontrar o ponto de operação ótimo,  $\nu^*$ , que maximiza<sup>1</sup>  $\tilde{P}$  (5.6). Para este fim fez-se uso da função *fmincon*, do Matlab<sup>®</sup>, a qual minimiza funções com diversas variáveis considerando restrições lineares ou não-lineares. Como entrada desta função de otimização foram utilizados os parâmetros do modelo de vento da Tabela 7, as restrições apresentadas nas Tabelas 8 e 9, bem como o comprimento de cabo que será solto durante a fase de tração  $\Delta r_a = 100$  m. Com isto em mãos e sabendo a priori que o ângulo de ataque médio<sup>2</sup>,  $\alpha^\circ$ , que a pipa atinge nestas condições de operação é de  $7.8^\circ$ , resta apenas definir o palpite inicial,  $\nu^\circ$ .

Utilizando-se  $\nu^\circ = (60^\circ, 0^\circ, 300 \text{ m}, 2 \text{ m/s})$ , a função de otimização encontra  $\nu^* = (79.7^\circ, 0^\circ, 652 \text{ m}, 2.71 \text{ m/s})$ . Neste ponto de operação, obtém-se, através de (5.2), a potência ótima teórica de  $\tilde{P}_{\text{thr}}^* = 3551 \text{ kW}$ . Ao se limitar o valor máximo do sinal de controle e de sua derivada em  $(|\bar{\psi}|, |\dot{\bar{\psi}}|) = (2.2^\circ, 2.6^\circ/\text{s})$ , é possível definir, através de (5.17), o foco ótimo da lemniscata  $a^* r_a = 64.3 \text{ m}$ . Perceba que durante a execução *online* do algoritmo de controle, o gerador de trajetória considera  $a^* = \frac{64.3 \text{ m}}{r_a}$ , reduzindo assim, de acordo com o desenrolamento dos cabos de tração, o foco no plano angular da lemniscata. Desta forma, conforme o ilustrado na Fig. 31, mantém-se constante durante toda a fase ativa o foco (em metros) da trajetória, fazendo com que cada uma das suas órbitas possua exatamente o mesmo tamanho.

É importante salientar que o resultado da otimização é influenciado pelo ângulo de ataque  $\alpha^\circ$  escolhido. Este ângulo representa  $\tilde{\alpha}$  que o aerofólio apresenta durante a fase ativa. Como este ângulo não é conhecido, se faz necessário um processo iterativo, maximizando-se (5.6) no início de cada fase ativa com  $\alpha^\circ$  igual ao valor médio do ângulo de ataque apresentado pelo aerofólio na fase ativa anterior.

Além disso, foi observado que  $r_a^*$  varia de maneira significativa em

<sup>1</sup>Foi implementado um algoritmo que minimiza  $-\tilde{P}$ .

<sup>2</sup>Isto porque para se estimar a velocidade de voo atingida pelo aerofólio se faz necessário definir a eficiência aerodinâmica equivalente,  $E_{eq}$ , que é função de  $\alpha$  (5.4).

função da estimativa inicial passada para o otimizador. Este comportamento se deve à presença de máximos locais na equação da potência média, fenômeno já descrito por Houska e Diehl (2007), o qual é ilustrado na Tabela 10, onde  $r_a^\diamond$  é o chute inicial de  $\nu^\diamond = (60^\circ, 0^\circ, r_a^\diamond, 2 \text{ m/s})$ .

Tabela 10 – Máximos locais encontrados pela otimização variando  $r_a^\diamond$

$r_a^\diamond$ [m]	200	300	400	500	600	700	800
$\theta_L^*$ [deg]	80.3	<b>79.7</b>	80.4	81.3	82.1	82.8	83.4
$\phi_L^*$ [deg]	0	<b>0</b>	0	0	0	0	0
$r_a^*$ [m]	695	<b>652</b>	701	768	842	921	1002
$\dot{r}_a^*$ [m/s]	2.71	<b>2.71</b>	2.72	2.72	2.73	2.73	2.73
$\tilde{P}_{\text{thr}}^*$ [kW]	3469	<b>3551</b>	3456	3327	3187	3045	2905

Observa-se que, assim como o que ocorre com  $r_a^*$ , os valores de  $\theta_L^*$  e  $\tilde{P}_{\text{thr}}^*$  também variam segundo as condições iniciais passadas ao algoritmo de maximização. Já  $\phi_L^*$  e  $\dot{r}_a^*$  permanecem aproximadamente constantes, indicando que estes valores sejam máximos globais da otimização. De fato,  $\phi_L^* = 0^\circ$  é uma solução trivial que pode ser verificada por inspeção em (5.2) e que, para facilitar a convergência do resultado, foi mantida de fora do algoritmo de maximização. O valor otimizado de  $\dot{r}_a^*$ , por sua vez, coincide com o valor ótimo proposto por Loyd (1980), ou seja  $\frac{1}{3}W_x(z)$ , já que para  $r_a = 652$  e  $\theta_a = 79.7$  tem-se pelo modelo logarítmico de vento,  $W_x = 8.27 \approx 3 * \dot{r}_a^*$ .

Chama atenção que a solução  $\nu^*$  encontrada, em negrito na tabela acima, assim como os outros máximos locais apresentados, privilegiam situações de voo com baixa elevação, próximas à restrição de altura mínima  $z_a$ . Isto se deve em parte ao parâmetro de rugosidade do solo,  $z_0 = 0.6 \text{ mm}$ , do modelo de vento. Segundo a Tabela 2, este parâmetro representa condições de vento similares a de mar aberto, onde o ganho de velocidade de vento com a altitude é pouco relevante. Se reitera que este modelo é aqui adotado para possibilitar a comparação dos resultados com os apresentados por Fagiano (2009). Se, por outro lado, fossem utilizados valores maiores para a rugosidade do solo, a altitude ótima de voo seria mais elevada.

### 5.1.3 Vento Nominal Variável

Ao se fixar o comprimento  $r_a^*$  em um determinado valor, a maximização de (5.6) se torna mais bem comportada, possibilitando levantar



a curva do ponto de operação ótimo do sistema durante a fase ativa, em função da magnitude do vento nominal. Sabendo-se que  $\phi_L^* = 0$  é uma solução trivial, e que  $r_a^*$  é agora constante e determinado *a priori*, a otimização fica encarregada de encontrar os valores ótimos de  $\theta_a^*$  e  $\dot{r}_a^*$ .

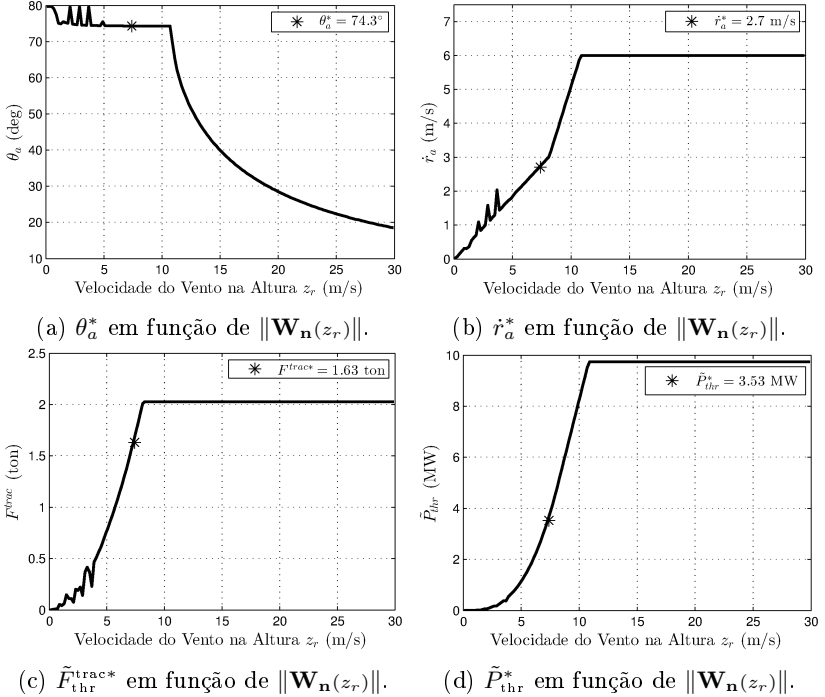


Figura 30 – Otimização para  $r_a^*$  fixo em 652 m e  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\|$  variando.

Considerando  $r_a^* = 652$  m e utilizando o mesmo modelo de vento apresentado anteriormente, mas fazendo variar sua velocidade na altura de referência  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\|$ , obtém-se o comportamento das variáveis de otimização como apresentado na Fig. 30. Os pontos representados por \* indicam a condição de vento utilizada na otimização anterior (Subseção 5.1.2), com  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\| = 7.4$  m/s.

Percebe-se que, para ventos de intensidade baixa, enquanto a força máxima de tração não é alcançada, ou seja, para  $\|\mathbf{W}_n(z_r)\| < 8$  m/s, o aerofólio deve explorar a região de *vento cruzado*, a qual é caracterizada por um pequeno ângulo de elevação de voo ( $\theta_a$  elevado). Nesta condição de operação, a variação da velocidade do vento acarreta

em uma pequena variação na velocidade de desenrolamento e um aumento exponencial da força de tração e da potência gerada. Ao se atingir o valor máximo da força de tração, com  $\|\mathbf{W}_{\mathbf{n}(z_r)}\| > 8 \text{ m/s}$ , a taxa de variação da velocidade de desenrolamento é mais acentuada, possibilitando que a restrição da força máxima de tração seja respeitada. Nesta condição a potência gerada cresce linearmente com o aumento do vento. Já na última zona de operação, após a velocidade máxima de desenrolamento ser atingida, o aumento do vento se traduz em um aumento na elevação de voo da pipa, de forma a manter a potência gerada constante.

Apesar de considerar modelos de vento distintos, o resultado desta otimização é bastante similar ao apresentado por Fechner e Schmehl (2012b), divergindo apenas na curva de  $\theta_a^*$  para situações de vento entre 0 e 4 m/s. Nesta região ele aponta que o  $\theta_a^*$  vai de aproximadamente  $50^\circ$ , para ventos próximos a 0 m/s, à cerca de  $70^\circ$ , para ventos de 4 m/s. Segundo o autor, este comportamento se deve ao fato de que para ventos de baixa intensidade, se torna vantajoso trabalhar em altitudes maiores, alcançando assim ventos um pouco mais fortes. Acima de 4 m/s o comportamento de suas curvas são equivalentes ao das aqui apresentadas.

É importante notar que esta otimização trata apenas da fase ativa de operação do Yoyo. Portanto a Fig. 30(d) não representa exatamente a curva de potência do sistema. Como discutido na Subseção 3.2.3, o aumento da velocidade do vento acarreta também em um aumento do gasto energético para o recolhimento do aerofólio durante a fase passiva. Desta forma, para velocidades de vento elevadas, a curva de potência não apresenta um nível constante de potência gerada com o aumento da velocidade do vento, mas sim um decaimento contínuo, como apresentado na Fig. 21.

## 5.2 ANÁLISE DOS RESULTADOS

Os resultados que serão aqui apresentados foram obtidos em ambiente de simulação, utilizando a ferramenta Simulink<sup>®</sup>. Para isto, foram elaborados diagramas que representassem adequadamente as diversas partes do sistema em questão, como: modelo matemático do aerofólio cabeado operando no esquema *Yoyo* (Seção 3.1); laços internos e externos do sistema de controle de voo (Subseção 4.2.2); bem como o modelo de vento (2.5).

Definiu-se então um passo de simulação máximo de 1 ms e con-

dição inicial com  $r_a$  inferior à  $r_a$ , de forma que o sistema atingisse seu equilíbrio de velocidade antes do início do intervalo ótimo da fase ativa,  $[r_a^* - \frac{\Delta r_a}{2}, r_a^* + \frac{\Delta r_a}{2}]$ , facilitando assim a avaliação dos resultados.

Foram também estabelecidos 3 critérios de parada anormal da simulação:

$$\text{a) } \alpha < \underline{\alpha} \text{ ou } \alpha > \bar{\alpha}, \quad \text{b) } F^{\text{trac}} < 0 \text{ ou } F^{\text{trac}} > 2 F_{\text{brk}}, \quad \text{c) } \theta_a > 90^\circ. \quad (5.21)$$

O primeiro deles (5.21a), indica se o aerofólio atingiu ângulos de ataque que caracterizam condição de estol. Isto pode ocorrer em duas situações distintas. Ou por ângulo de ataque menor que  $\underline{\alpha}$ , causando a perda de sustentação e o colapso frontal do aerofólio, fenômeno comumente chamado de *front stall*. Ou, de modo antagônico, por ângulo de ataque elevado, superior a  $\bar{\alpha}$ , onde o coeficiente de sustentação se torna muito pequeno e o aerofólio deixa de se deslocar predominantemente na direção para onde ele está orientado e passa a ser governado pelas forças gravitacional e de arrasto. Adotou-se  $\underline{\alpha} = -7^\circ$  e  $\bar{\alpha} = 40^\circ$ . O segundo critério (5.21b) avalia a força de tração dos cabos. O modelo matemático utilizado considera que os cabos se mantêm constantemente esticados, e portanto só é válido enquanto  $F^{\text{trac}}$  se mantém positivo. Além disso, dada as características físicas do cabo, considera-se também que sua tração deve respeitar a força mínima de ruptura  $F_{\text{brk}}$  em cada um dos dois cabos de fixação. Já o último critério (5.21c) detecta se a pipa se chocou contra solo.

Caso nenhuma destas condições sejam sensibilizadas e o comprimento do cabo se torne superior a  $\bar{r}_a = r_a^* + \frac{\Delta r_a}{2}$ , o ensaio é finalizado e a fase ativa é considerada realizada com sucesso.

Os resultados a seguir consideram uma situação de vento nominal constante e sem turbulência, como definido na Tabela 7, portanto é utilizado a resultado da otimização com vento fixo, como apresentado na Subseção 5.1.2. Na subseção 5.2.4 é introduzido um modelo de perturbação do vento, e o comportamento do sistema sob efeito desta turbulência é analisado na sequência.

### 5.2.1 Trajetória e Potência Elétrica Gerada

Ambas leis de controle, tanto a que se baseia no coeficiente de sustentação (4.8), como a que utiliza a força de tração (4.9), apresentam um bom comportamento de seguimento de referência, como será

exposto na Subseção 5.2.3. Devido à maior simplicidade no sistema de instrumentação requerido, serão apresentados os resultados relativos ao uso do controle baseado na força de tração, salvo quando especificado o contrário.

Fazendo o sistema operar em  $\nu^*$ , obtém-se durante a fase ativa, definida pelo comprimento inicial  $\underline{r}_a = 602\text{ m}$  e final  $\bar{r}_a = 702\text{ m}$ , a trajetória ilustrada na Fig. 31.

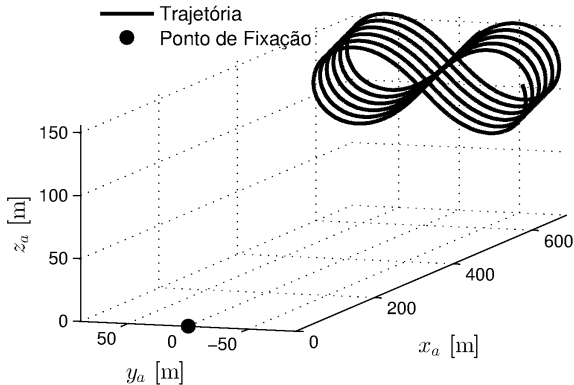


Figura 31 – Trajetória do sistema obtida por simulação, no ponto de operação  $\nu^*$ .

A potência média obtida na órbita do comprimento ótimo  $r_a^* = 652$  foi de  $\tilde{P}_{\text{sim}}^* = 3468\text{ kW}$ , ou seja, com um erro de 2.3% em relação à potência teórica  $\tilde{P}_{\text{thr}}^*$ . Já a média da potência de todo o intervalo definido por  $\Delta r_a$ , a qual será referida como potência nominal,  $P_{\text{nom}}$ , foi de 3483 kW. Este resultado é aproximadamente 16% superior ao obtido pelo sistema otimizado, operando durante a fase de tração, apresentado em Fagiano (2009), o qual utilizava exatamente o mesmo modelo matemático, parâmetros e velocidade de vento dos adotados aqui.

Observando a Fig. 32 percebe-se que a potência instantânea varia, de maneira cíclica, no decorrer de cada órbita. Este efeito se deve à gravidade e à posição da pipa na *janela de vento*. Como se definiu o sentido de deslocamento nominal de forma que a pipa descresse pelas extremidades laterais<sup>3</sup> da lemniscata (4.15), a força gravitacional faz com que a pipa ganhe velocidade e tração nesta região, o que explica a ocorrência dos picos de potência. Por outro lado, ao se deslocar em

<sup>3</sup>Onde a coordenada angular  $\omega$ , no sistema de coordenadas polar da lemniscata, é  $0^\circ$  ou  $180^\circ$ . Situação onde a pipa atinge seu  $\phi_a$  máximo ( $\bar{\phi}_a$ ).

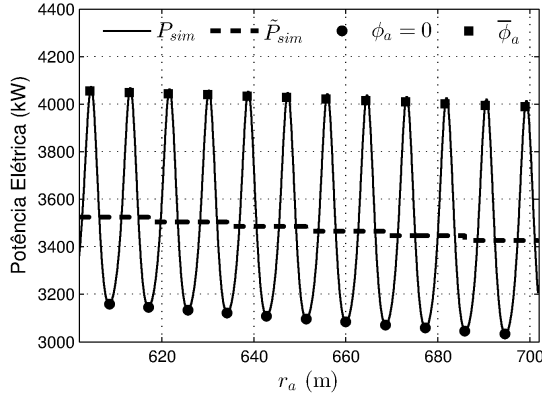


Figura 32 – Potência instantânea (—) e média (---) da simulação em  $\nu^*$ , destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata.

sentido ascendente nos seguimentos retilíneos da trajetória, ao redor de  $\phi_a = \phi_L = 0^\circ$ , a pipa acaba perdendo velocidade, o que acarreta diminuição de tração e, conseqüentemente, de potência.

Existe, entretanto, outro fator que intervem na variação da potência. Sabe-se, a partir de (5.2), que a potência instantânea é proporcional à projeção de  $\mathbf{W}_e$  no sentido de  $r_a$ , a qual é máxima quando  $\phi_a = 0$ . Portanto o efeito da gravidade e o da posição na *janela de vento* têm, no caso do sentido de deslocamento nominal, comportamentos opostos, fazendo com que haja uma menor variação na potência instantânea do sistema nesta situação. Já ao se adotar o sentido de deslocamento contrário, com a pipa descendo pelo centro, os efeitos ao invés de se cancelarem, se somam. Ou seja, nesta situação passa a haver uma diferença maior entre o pico de potência, que ocorre em  $\phi_a \approx 0$ , e o valor mínimo, que se dá nas extremidades laterais da trajetória.

Como pode ser observado na Fig. 33, além de um maior desvio padrão, há também uma diminuição da potência média, pois os picos de potência são aproximadamente os mesmos que no caso anterior, enquanto que a redução do valor mínimo é relevante. Este comportamento se deve principalmente pelo fato de que, em trajetórias estreitas como esta, onde  $|\bar{\phi}_a| \approx 8^\circ$ , o efeito da gravidade se torna preponderante em relação ao da posição da pipa na *janela de vento*. Ao se escolher descer pelo centro da lemniscata, por conta da pequena inclinação do seu segmento retilíneo em respeito à horizontal, de aproximadamente  $45^\circ$ , o ganho de velocidade não é tão grande quanto ao que é experimentado

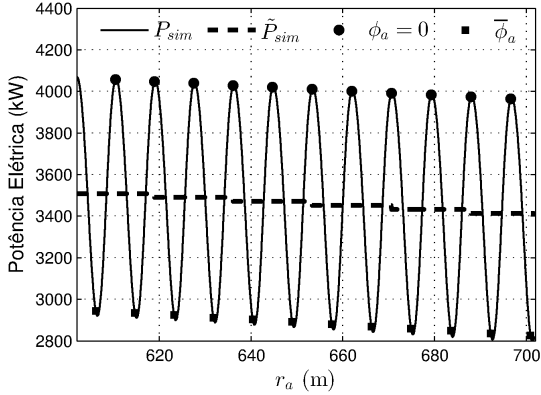


Figura 33 – Potência instantânea (—) e média (---) da simulação em  $\nu^*$ , destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata, com sentido de deslocamento invertido (descendo pelo centro).

ao se descer pela extremidade, onde a inclinação chega a  $90^\circ$ .

Do ponto de vista da potência elétrica gerada, descer pelas bordas é sempre a melhor alternativa, entretanto, operar no sentido oposto traz benefícios, que, em situações de vento forte, podem ser relevantes. O principal deles diz respeito ao risco de colisão com o solo. Ao descer pelo centro da lemniscata, a pipa nunca se desloca diretamente contra o terreno, proporcionando assim, em caso de falhas, um maior tempo de reação ao sistema de controle antes que a colisão ocorra.

Tabela 11 – Resultados de simulação em  $\nu^*$  considerando ambos os sentidos de deslocamento

		Avg	Max	Min	Std [%]
Sentido Nominal	$P_{sim}$ [kW]	3483	4071	3030	9.6
	$F^{trac}$ [ton]	163.6	191.2	142.3	9.6
	$\alpha$ [deg]	7.63	8.07	7.14	3.6
	$\ \mathbf{W}_a\ $ [km/h]	269	303	243	7.1
	$\ \mathbf{W}_e\ $ [km/h]	269	297	248	5.8
Sentido Invertido	$P_{sim}$ [kW]	3462	4068	2795	12
	$F^{trac}$ [ton]	162.6	191.0	131.3	12
	$\alpha$ [deg]	7.65	8.25	7.21	4
	$\ \mathbf{W}_a\ $ [km/h]	268	299	232	8.1
	$\ \mathbf{W}_e\ $ [km/h]	269	296	237	7

O comportamento de algumas variáveis dentro do intervalo de simulação definido por  $r_a^* \pm \frac{\Delta r_a}{2}$  são sumarizados na Tabela 11. Pode-se notar que o desvio padrão de todas as variáveis tende a aumentar com a inversão do sentido de deslocamento. Portanto, daqui em diante será analisado apenas os resultados obtidos com o sentido nominal. A velocidade média do aerofólio foi similar à apresentada por Fagiano (2009), cerca de 270 km/h, acarretando em um período médio de órbita de 6.4s. Devido ao aumento do arrasto, introduzido pelo desenrolamento dos cabos de fixação, houve um aumento de aproximadamente 0.02s no período de cada órbita subsequente. Pelo mesmo motivo,  $\alpha$  cresceu lentamente a uma taxa aproximadamente constante de  $0.0052^\circ/\text{s}$ . A pipa se manteve dentro das restrições impostas na otimização, com altitude dentro do intervalo de  $80 \text{ m} \leq z_a \leq 156 \text{ m}$ ,  $\psi < 2.2^\circ$  e  $\dot{\psi} < 2^\circ/\text{s}$ . A força de tração máxima alcançada ficou 7% abaixo do valor limite estipulado nas restrições.

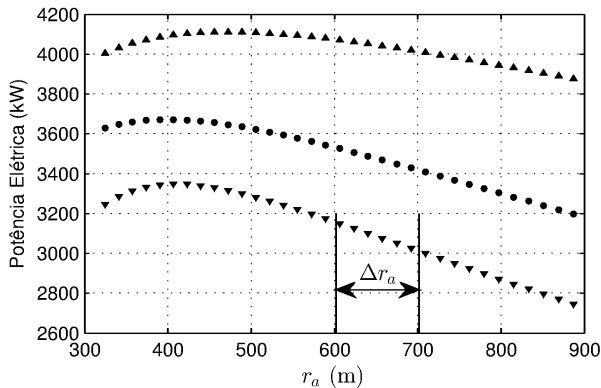


Figura 34 – Comportamento da  $P_{\text{sim}}$  média (●), máxima (▲) e mínima (▼) de cada órbita, em função de  $r_a$ , utilizando  $\nu^*$ .

O comportamento da potência média, máxima e mínima de cada órbita, em uma extensão mais ampla do que o intervalo  $r_a^* \pm \frac{\Delta r_a}{2}$ , é ilustrado na Fig. 34. Nesta simulação foram adotados todos os parâmetros ótimos  $\theta_L^*$ ,  $\phi_L^*$  e  $a^*$  encontrados anteriormente. Observe que valores mais altos de  $P_{\text{sim}}$  são alcançados para  $r_a < \underline{r}_a$ , embora violando restrições de  $\bar{F}_{\text{max}}$  e  $\underline{z}_a$ . Por outro lado, para  $r_a > \bar{r}_a$ , os valores médios e mínimos da potência de órbita tendem a diminuir, enquanto que o valor máximo decai menos rapidamente, portanto aumentando o desvio padrão de  $P_{\text{sim}}$ , o que é em geral indesejado. Comportamento similar a este é também observado nas variáveis  $F^{\text{trac}}$ ,  $\|\mathbf{W}_a\|$  e  $\|\mathbf{W}_e\|$ .

### 5.2.2 Sinal de Controle

O sinal de controle,  $\psi$ , bem como o de sua derivada,  $\dot{\psi}$ , obtidos com o sistema operando em  $\nu^*$  podem ser vistos nas Fig. 35 e 36, representados pela linha mais fina, enquanto que a mais grossa ilustra a forma de  $\psi$  e  $\dot{\psi}$  para uma trajetória mais comprida que a ótima, com um foco da lemniscata superior a  $a^*$ . Neste segundo caso a curva se torna bastante similar com a apresentada por Baayen e Ockels (2012).

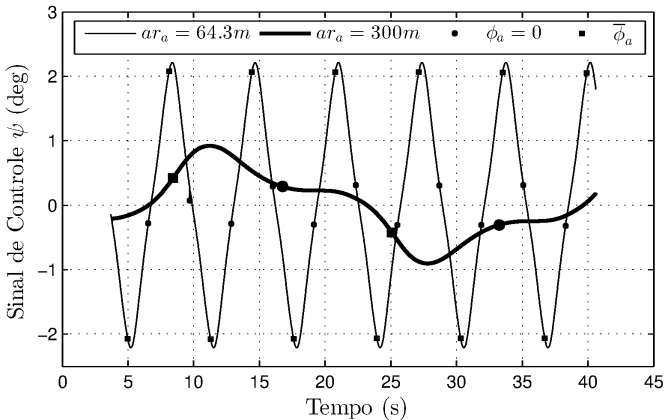


Figura 35 – Ação de controle para  $ar_a$  otimizado (—) e incrementado (—), destacando-se o centro (●) e a extremidade (■) da lemniscata.

Em ambas as trajetórias, pouco depois da pipa passar pela extremidade da lemniscata (■), ao contornar a última parte do segmento curvilíneo,  $\psi$  é máximo e  $\dot{\psi}$  cruza o zero. Isto acontece pois, apesar do raio de curvatura ser mínimo exatamente no ponto ■, como demonstrado em (5.8), devido ao ganho de velocidade que ocorre em consequência da força gravitacional, a velocidade do aerofólio é mais elevada no final da curva, onde apesar do raio de curvatura ser menor, a força centrípeta e o  $\psi$  necessário para se seguir a trajetória são máximos.

Já na parte final do segmento retilíneo, após o aerofólio passar pelo centro da trajetória (●), o sinal de controle cruza o zero alternadamente pelo lado positivo e negativo. É perceptível que para um  $ar_a$  grande o suficiente, o ângulo  $\psi$ , antes de mudar de sinal, tende a um valor aproximadamente constante de forma a manter o valor de  $\xi$  fixo durante a seção reta da trajetória. Isto acontece pois este sinal  $\psi$  compensa a influência da gravidade, a qual é representada pelo termo



$-K_g \sin \xi$  em (4.3) ou  $-L_g \sin \xi$  em (4.5). Este comportamento não ocorre na trajetória ótima, onde se observa nesta região uma variação aproximadamente constante do sinal de controle. Todavia, analisando a curva de  $\dot{\psi}$ , por um intervalo de tempo curto ao redor de  $(\bullet)$ , assim como o que acontece para a trajetória mais larga, é perceptível a tendência de diminuição da variação do sinal de controle, porém neste caso sem atingir  $\dot{\psi} = 0$ .

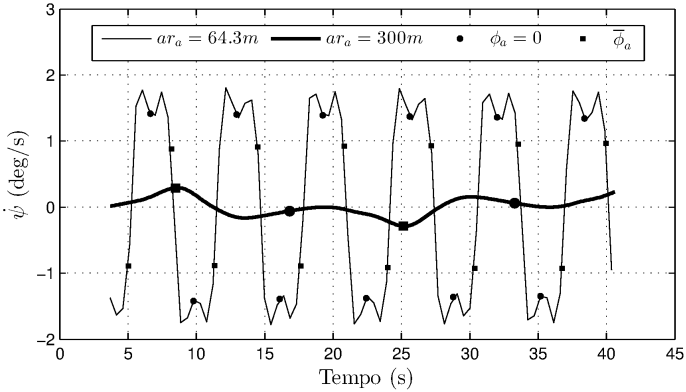


Figura 36 – Derivada da ação de controle para  $ar_a$  otimizado (—) e incrementado (—).

Analisando as figuras acima, fica claro que as restrições do sinal de controle  $u_1$  foram respeitadas, atingindo-se, durante a simulação, valores máximos de  $|\bar{\psi}|_{\text{sim}} \approx 2.2^\circ < |\bar{\psi}|$  e  $|\dot{\bar{\psi}}|_{\text{sim}} \approx 1.8^\circ/\text{s} < |\dot{\bar{\psi}}|$ . Percebe-se também, pela comparação entre as duas trajetórias, que os picos de  $|\bar{\psi}|_{\text{sim}}$  e  $|\dot{\bar{\psi}}|_{\text{sim}}$  durante a fase de tração, que ocorrem duas vezes a cada órbita da lemniscata, são aproximadamente constantes e dependem essencialmente do foco em metros,  $ar_a$ , da lemniscata.

Note que  $|\dot{\bar{\psi}}|$  é uma restrição especialmente importante, uma vez que determina a velocidade com que o atuador deve ser capaz de liberar ou recolher os cabos de fixação ao solo, de forma que seja gerado um ângulo de rolagem  $\psi$  no aerofólio. De acordo com (3.14), considerando uma envergadura  $d = 80$  m e  $\cos \bar{\psi} \approx 1$  tem-se que  $\bar{\Delta}l = d \bar{\psi}$ . Portanto uma limitação de  $|\dot{\bar{\psi}}| = 2.2^\circ/\text{s}$  representa que o atuador deve ser capaz de recolher ou liberar estes cabos com velocidade de aproximadamente 3 m/s, fazendo com que o limite,  $\bar{r}_a = 6$  m/s, utilizado como restrição do sinal de controle  $u_2$ , também seja atendido.

Estranha-se o fato de Fagiano (2009) não ter apresentado o sinal de controle de seu controlador *NMPC*. Outro ponto que chama atenção é a restrição  $|\dot{\psi}|$  adotada por ele, de  $20^\circ/\text{s}$ . De acordo com as considerações anteriores, tal restrição implica em velocidade linear de aproximadamente  $27 \text{ m/s}$ , o que, mesmo que realizável, provocaria um acelerado desgaste dos cabos, bem como um elevado gasto energético de controle.

### 5.2.3 Seguimento de Referência

Em termos de seguimento de referência, pode-se avaliar o desempenho do controle através do erro de posição,  $\epsilon_p$ , definido pela menor distância entre a pipa e a trajetória de referência, ou através do erro angular,  $\epsilon_a$ , definido pela diferença entre a direção de deslocamento do aerofólio e a reta tangente da trajetória no ponto mais próximo da pipa, conforme ilustrado na Fig. 23.

O erro de posição está relacionado com o laço externo do sistema de controle, Subseção 4.2.2.2. Observando a Fig. 26 e as equações (4.12) e (4.13), pode-se definir  $\epsilon_p$  no sistema de coordenadas inercial como

$$\epsilon_{\mathbf{p}} := \begin{bmatrix} r_a (\sin(\theta_L + y_m) \cos x_m - \sin \theta_a \cos \phi_a) \\ r_a (\sin(\theta_L + y_m) \sin x_m - \sin \theta_a \sin \phi_a) \\ r_a (\cos(\theta_L + y_m) - \cos \theta_a) \end{bmatrix}_i. \quad (5.22)$$

Já o erro angular está diretamente ligado com o laço interno, Subseção 4.2.2.1, e é por definição igual ao erro do *Ângulo de Giro*, portanto

$$\epsilon_a := e_\xi = \xi_{ref} - \xi. \quad (5.23)$$

O comportamento destes dois erros durante a fase ativa, com o sistema operando em  $\nu^*$ , e com a direção de deslocamento nominal, ou seja, com a pipa descendo pelas extremidades da trajetória e subindo pelo seu centro, estão sumarizados na Tabela 12, onde não foi considerada a ocorrência de perturbações no vento.

Ambos os controladores, tanto o baseado no modelo que considera o ângulo de ataque, como o que considera a força de tração, tiveram comportamentos idênticos no que se refere ao seguimento de referência, apresentando erros mínimos, tanto de posição como angular.

Tabela 12 – Erro de posição,  $\epsilon_p$ , e de ângulo,  $\epsilon_a$ , para operação em  $\nu^*$  com  $\|\mathbf{W}_t\| = 0 \text{ m/s}$

Controlador	$ \tilde{\epsilon}_a $	$\bar{\epsilon}_a$	$\sigma(\epsilon_a)$	$ \tilde{\epsilon}_p $	$\bar{\epsilon}_p$	$\sigma(\epsilon_p)$
Controle (4.8)	$0.19^\circ$	$0.41^\circ$	$0.21^\circ$	0.15m	0.30m	0.08m
Controle (4.9)	$0.19^\circ$	$0.41^\circ$	$0.21^\circ$	0.15m	0.30m	0.08m

Desta forma comprova-se a suposição feita para o desenvolvimento da lei de controle alternativa, baseada em  $\mathbf{F}^{\text{trac}}$ , de que, durante a fase ativa, a força de tração dos cabos é diretamente proporcional à força de sustentação aerodinâmica.

Opta-se assim por se empregar a lei de controle (4.9), pelo fato de esta não depender da medição do ângulo de ataque nem do conhecimento da curva aerodinâmica do aerofólio em função deste ângulo, de modo que os demais resultados desta dissertação são obtidos a partir desta estratégia de controle.

Com um erro médio de posição de  $|\tilde{\epsilon}_p| = 0.15 \text{ m}$ , o sistema de controle proposto atinge um resultado 20% melhor do que o anteriormente apresentado em Lellis et al. (2013) e aproximadamente 4 vezes melhor do que o exibido por Baayen e Ockels (2012), onde o erro médio sem perturbações no vento foi de 0.65m.

#### 5.2.4 Efeito da Turbulência do Vento

Com o objetivo de analisar o desempenho do controle de voo considerando  $\|\mathbf{W}_t\| \neq 0$ , foi empregado o modelo de *Dryden*, o qual reproduz o comportamento turbulento do vento na atmosfera e é aceito pelo Departamento de Defesa dos Estados Unidos para simulação e projeto de aeronaves. Neste modelo a turbulência é gerada através de um processo estocástico, que se baseia na passagem de ruídos branco de banda limitada através de filtros apropriados que moldam a forma da turbulência nos 3 eixos do sistema inercial. Para isto, foi utilizado o bloco *Dryden Wind Turbulence Model*, constituinte da biblioteca *Aerospace Blockset* da ferramenta Simulink<sup>®</sup>, o qual é baseado nas especificações militares MIL-F-8785C (COOK, 2013). Foi considerado o modelo de altitudes baixas, isto é, inferiores a 1000 pés (305 m), o que se encaixa com a altura de voo apresentada pela trajetória ótima obtida

com  $\nu^*$ . Nesta faixa de altitude, a intensidade  $RMS^4$  da turbulência  $\zeta(z_a)$  é definida na direção vertical (ve) como

$$\zeta_{ve} = 0.1W_{20} = \mu W_x(6\text{ m}), \quad (5.24)$$

onde  $W_{20}$  é a velocidade do vento a 20 pés (aproximadamente 6 m), e  $\mu$  é um parâmetro que define o desvio padrão da perturbação. Por exemplo,  $\mu = 0.1$  representa rajadas com desvio padrão de 10% da intensidade do vento a 6 m de altura. Já nas direções lateral (la) e longitudinal (lo) define-se a turbulência como

$$\zeta_{la} = \zeta_{lo} = \frac{1}{(0.177 + 0.0027 z_a)^{0.4}} \zeta_{ve}, \quad (5.25)$$

Foi realizada uma bateria de simulações, onde a intensidade  $\mu$  da perturbação foi progressivamente aumentada. Esta bateria foi iniciada com  $\mu = 0.01$  e, no caso de 10 simulações completadas<sup>5</sup> com sucesso, incrementou-se seu valor em 0.01 progressivamente até que se atingisse um nível de turbulência tal, que algum dos critérios de parada anormal da planta fosse atingido (5.21). Para que uma maior faixa de perturbação pudesse ser avaliada, relaxou-se o critério (5.21b), permitindo que o sistema continuasse operando mesmo que a força de tração dos cabos de fixação tenham por algum momento excedido a força mínima de ruptura  $F_{brk}$ . Isto ocorreu para as perturbações acima de  $\mu^{\dagger 1} = 0.14$ . Já as demais condições de parada, (5.21a) e (5.21c), foram sensibilizadas para valores superiores a  $\mu^{\dagger 2} = 0.20$ .

Os resultados da Tabela 13 sumarizam o comportamento obtido para cada um dos  $\mu$  simulados, onde  $\mu = 0$  corresponde ao caso sem perturbação, como indicado na Tabela 12. Foi observado que, enquanto o controle foi capaz de manter a pipa em voo, tanto  $\epsilon_a$  quanto  $|\epsilon_p|$  mantiveram-se aproximadamente constantes e a níveis baixos. Isto parece estar de acordo com o que foi apresentado por Baayen e Ockels (2012) no caso da taxa de correlação 1.

Apesar de em termos de seguimento de referência e de potência média gerada o controle ter lidado bem com a turbulência, apresentando poucas variações em relação ao caso nominal ( $\mu = 0$ ), a potência instantânea foi severamente afetada, como pode ser visto na Fig. 37. Com  $\mu = 0.1 \Rightarrow \zeta_{la} = 1.1\text{ m/s}$ , a potência oscilou muito mais do que o

<sup>4</sup>Dado que a média das rajadas é nula, o valor *Root Mean Square* equivale, neste caso, ao desvio padrão.

<sup>5</sup>Como o modelo de Dryden é determinístico e estocástico, as suas sementes foram aleatoriamente modificadas a cada simulação, para que se reproduzissem diferentes cenários de turbulência.

Tabela 13 – Seguimento de Referência sob Vento Turbulento

$\mu$	$ \tilde{\epsilon}_a $	$ \bar{\epsilon}_a $	$\sigma(\epsilon_a)$	$ \tilde{\epsilon}_p $	$ \bar{\epsilon}_p $	$\sigma(\epsilon_p)$	$\ \overline{\mathbf{W}}_t\ $	$\bar{P}_{\text{sim}}$
0.00	0.19	0.41	0.21	0.15	0.30	0.08	0.00	3485
0.04	0.21	0.66	0.23	0.15	0.30	0.08	1.41	3417
0.08	0.22	0.67	0.25	0.15	0.32	0.08	2.82	3475
0.12	0.25	1.11	0.31	0.15	0.37	0.08	4.89	3390
0.16	0.27	1.26	0.34	0.15	0.36	0.08	5.16	3363
0.20	0.40	14.32	0.67	0.16	0.61	0.09	6.30	3225
	[deg]	[deg]	[deg]	[m]	[m]	[m]	[m/s]	[kW]

observado na ausência de perturbação, resultando em  $\sigma(P_{\text{sim}}) = 24.5\%$  e alcançando picos de até  $\bar{P}_{\text{sim}} = 5984 \text{ kW}$ , ou seja, 72 % maior do que  $P_{\text{nom}}$ . Relembrando que o sistema tem que ser dimensionado para a potência de pico, o impacto da turbulência em  $P_{\text{sim}}$  é um tema que necessita ser tratado.

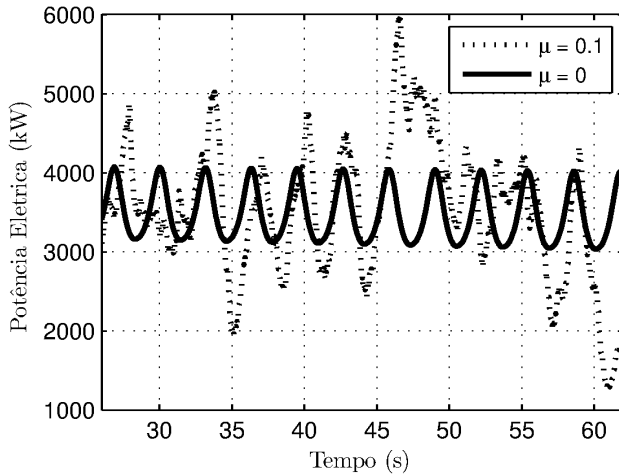


Figura 37 – Potência elétrica instantânea afetada pela turbulência do vento.

Neste trabalho considerou-se uma velocidade constante de desenrolamento dos cabos de fixação,  $\dot{r}_a$ , para um dado vento nominal,  $\|\mathbf{W}_n\|$ . Porém, devido à característica inerente do vento, da existência de perturbações que fazem variar a magnitude e a direção de sua velocidade instantânea, se faz necessário estabelecer uma estratégia que

possibilite controlar a potência e a força de tração dos cabos de fixação durante a ocorrência de rajadas. Desta maneira seria possível evitar um superdimensionamento do gerador, bem como possibilitar o emprego de cabos de tração com menor diâmetro, o que traz ao sistema um menor arrasto aerodinâmico e uma maior capacidade de geração de energia elétrica. Além de  $\dot{r}_a$ , outro grau de liberdade que poderia ser explorado é a manipulação do ângulo de ataque base,  $\alpha_0$ , que aqui foi fixado em  $3.5^\circ$ . Este ângulo é uma parcela importante na composição do ângulo de ataque total, e sua manipulação adequada pode auxiliar na tarefa de rejeição de  $\mathbf{W}_t$ . Para alterar este ângulo, faz-se necessária a adoção de uma estrutura com 3 ou mais cabos ligando a pipa ao sistema de atuação.

Este tipo de estrutura vem sendo investigada, e a construção de um protótipo composto de atuadores que manipulam tanto o ângulo de rolagem,  $\psi$ , como também o ângulo de arfagem,  $\alpha_0$ , está em andamento, de acordo com o projeto conceitual que se encontra no Anexo A.

## 6 CONCLUSÕES

Os modelos da dinâmica do *Ângulo de Giro* propostos se mostraram válidos e possibilitaram o desenvolvimento de controladores de voo simplificados, baseados em um sistema não-linear com uma entrada e uma saída (SISO) e que, além de não depender das equações de movimento do sistema completo, também não dependem dos coeficientes aerodinâmicos do aerofólio.

Os controladores apresentados se mostraram capazes de manipular adequadamente o ângulo de rolagem da pipa, de forma que a trajetória de voo desejada fosse alcançada, com erros de seguimento de referência, tanto de posição como de ângulo, irrisórios, mesmo quando operando sob condição de vento turbulento. Além disto, a trajetória de voo proposta, baseada na figura da *Lemniscata de Bernoulli*, se mostrou eficaz tanto do ponto de vista de maximização da potência gerada durante a fase de tração, como do ponto de vista da suavidade do sinal de controle.

Aspectos relativos à implementação deste sistema de controle de voo estão sendo abordados no contexto de um projeto de pesquisa financiado pelo CNPq, que está atualmente em andamento no *PPGEAS*. Este projeto visa validar experimentalmente o controle de voo proposto nesta dissertação através do desenvolvimento de um pequeno protótipo, cujo projeto conceitual encontra-se no Anexo A.

Ainda existem muitos pontos a serem melhor investigados. Dentro do escopo da fase ativa, faz-se necessário o desenvolvimento de uma estratégia para o controle da potência e de força de tração durante a ocorrência de turbulência no vento, fazendo com que se alcance uma maior confiabilidade na operação do sistema.

Além disto, o desenvolvimento de um controle adaptativo, capaz de identificar *online* os parâmetros do modelo do ângulo de giro, de forma que a lei de controle se ajuste de maneira autônoma à dinâmica do sistema, traria uma maior versatilidade ao controle. Isto proporcionaria, por exemplo, que pipas de diferentes tamanhos fossem utilizadas sem a necessidade da reparametrização do controlador.

Para que se possa fazer análises mais conclusivas sobre a eficiência energética da configuração *Yoyo*, bem como sua robustez à operação em condições climáticas incertas, estudos mais detalhados sobre a fase passiva do sistema necessitam ser realizados. Pesquisas relacionadas ao desenvolvimento de outras configurações de geração de energia que possam ser mais robustas do que a estrutura *Yoyo*, também se mos-

tram um campo de pesquisa interessante, e podem contribuir para que a tecnologia de *AWE* venha a ser empregada em escala industrial em um futuro próximo.



## REFERÊNCIAS

- AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. [S.l.]: Springer Berlin Heidelberg, 2013. ISBN: 978-3-642-39964-0 , DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7.
- ARCHER, C. L. An introduction to meteorology for airborne wind energy. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.
- ARCHER, C. L.; CALDEIRA, K. Global assessment of high-altitude wind power. *Energies*, 2009.
- ARCHER, C. L.; MONACHE, L. D.; RIFE, D. L. Airborne wind energy: Optimal locations and variability. *Renewable Energy*, 2013.
- ARGATOV, I.; RAUTAKORPI, P.; SILVENNOINEN, R. Estimation of the mechanical energy output of the kite wind generator. *Renewable Energy*, v. 34, p. 1525–1532, 2009.
- ARGATOV, I.; RAUTAKORPI, P.; SILVENNOINEN, R. Apparent wind load effects on the tether of a kite power generator. *Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics*, v. 35, p. 1079–1088, 2011.
- ARGATOV, I.; SILVENNOINEN, R. Energy conversion efficiency of the pumping kite wind generator. *Renewable Energy*, v. 35, p. 1052–1060, 2010.
- ARGATOV, I.; SILVENNOINEN, R. Efficiency of traction power conversion based on crosswind motion. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.
- BAAYEN, J. H.; OCKELS, W. Tracking control with adaption of kites. *IET Control Theory & Applications*, v. 6, n. 2, p. 182–191, January 2012.
- BOSCH, A.; SCHMEHL, R.; TISO, P.; RIXEN, D. Nonlinear aeroelasticity, flight dynamics and control of a flexible membrane traction kite. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.

BOSMAN VALERIE REID, M. V. R.; SMEETS, P. Airborne wind energy tethers with high-modulus polyethylene fibers. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.

BREUKELS, J. *An Engineering Methodology for Kite Design*. Tese (Doutorado) — Delft University of Technology, January 2011.

CANALE, M.; FAGIANO, L.; IPPOLITO, M.; MILANESE, M. Control of tethered airfoils for a new class of wind energy generator. In: *Proc. 45th IEEE Conf. Dec. Control*. San Diego, CA, USA: [s.n.], 2006. p. 4020–4026.

CANALE, M.; FAGIANO, L.; MILANESE, M. Power kites for wind energy generation, fast predictive control of tethered airfoils. *IEEE Control Systems Magazine*, p. 25–38, December 2007.

COOK, M. V. *Flight Dynamics Principles: A Linear Systems Approach to Aircraft Stability*. 3. ed. Waltham, MA, USA: Butterworth-Heinemann, 2013.

DIEHL, M. Airborne wind energy: Basic concepts and physical foundations. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.

DIEHL, M.; MAGNI, L.; NICOLAO, G. D. Efficient nmpc of unstable periodic systems using approximate infinite horizon closed loop costing. *Annual Reviews in Control*, v. 28, p. 37–45, 2004.

DIEHL, M. M. *Real-Time Optimization for Large Scale Nonlinear Processes*. Tese (Doutorado) — Ruprecht-Karls-Universität, Heidelberg, Germany, 2001.

ERHARD, M.; STRAUCH, H. Control of towing kites for seagoing vessels. *IEEE Trans. Contr. Sys. Techn.*, v. 21, n. 5, p. 1629–1640, 2013.

FAGIANO, L. *Control of Tethered Airfoils for High-Altitude Wind Energy Generation*. Tese (Doutorado) — Politecnico di Torino, Torino, Italy, 2009.

FAGIANO, L.; MILANESE, M.; PIGA, D. High-altitude wind power generation. *IEEE Transactions on Energy Conversion*, p. 168–180, march 2010.

FECHNER, U.; SCHMEHL, R. Design of a distributed kite power control system. In: *IEEE Multi-Conference on Systems and Control*. Dubrovnik, Croatia: [s.n.], 2012.

FECHNER, U.; SCHMEHL, R. High level control and optimization of kite power systems. In: *8th PhD Seminar on Wind Energy in Europe*. Zurich, Switzerland: [s.n.], 2012.

HASSAN, A. Y. *Islamic Technology: An illustrated history*. [S.l.]: Cambridge University Press, 1986. 54 p. ISBN 0-521-42239-6.

HOUSKA, B.; DIEHL, M. Optimal control for power generating kites. In: *European Control Conference*. Kos, Greece: [s.n.], 2007. p. 1–14.

Intergovernmental Panel on Climate Change (IPCC). *Special Report on Renewable Energy Sources and Climate Change Mitigation*. United Kingdom and New York, NY, USA: Cambridge University Press, 2011.

International Energy Agency (IEA). *World Energy Outlook 2012*. 2012. ISBN 978-92-64-18084-0.

JEHLE, C.; SCHMEHL, R. Applied tracking control for kite power systems. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, 2014.

KITEGEN. *KiteGen Research*. 2014. <http://www.kitegen.com/en/>. [Accessado Online em 5 de Fevereiro 2014].

KITEPOWER. *KitePower Laddermill*. 2014. <http://www.kitepower.eu/>. [Accessado Online em 4 de Fevereiro 2014].

LELLIS, M. D.; SARAIVA, R.; TROFINO, A. Turning angle control of power kites for wind energy. In: *IEEE Annual Conference on Decision and Control*. Florence, ITA: [s.n.], 2013. p. 3493–3498. ISSN 0743-1546.

LJUNG, L. *System Identification: Theory for the User*. 2. ed. Englewood Cliffs, NJ, USA: Prentice Hall, 1999.

LOYD, M. L. Crosswind kite power. *Journal of Energy*, v. 4, p. 106–111, June 1980.

LUCHSINGER, R. H. Pumping cycle kite power. In: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). *Airborne Wind Energy*. Springer: Springer Berlin Heidelberg, 2013.

MAKANI. *Advanced Wind Energy, Airborne Wind Turbines*. 2014. <http://www.google.com/makani/solution>. [Accessado Online em 29 de abril 2014].

MANWELL, J.; MCGOWAN, J.; ROGERS, A. *Wind Energy Explained: Theory, Design and Application 2nd Edition*. New York, USA: Wiley, 2009. ISBN: 978-0-470-01500-1.

MILANESE, M.; MILANESE, A.; NOVARA, C. *System for performing the automatic control of the flight of kites*. 06 2008. International Patent. WO 2008/072269 A1.

Near Zero. Energy high in the sky: Expert perspectives on airborne wind energy systems. Disponível em [nearzero.org](http://nearzero.org). 2012.

NTS. *Nature Technology Systems*. 2014. <http://www.x-wind.de/>. [Accessado Online em 5 de Fevereiro 2014].

OCKELS, W. J. Laddermill, a novel concept to exploit the energy in the airspace. *Aircraft Design*, p. 81–97, 2001.

RAGHEB, M.; RAGHEB, A. M. *Fundamental and Advanced Topics in Wind Power*. [S.l.]: Dr. Rupp Carriveau (Ed.), InTech, 2011. ISBN: 978-953-307-508-2, DOI: 10.5772/21398.

SARAIVA, R.; OLIVEIRA, M. D. L. C. de; TROFINO, A. Passive phase design of a pumping kite wind generator. Accepted Paper, 19th IFAC World Congress. 2014.

SCHUBEL, P. J.; CROSSLEY, R. J. Wind turbine blade design. *Energies*, 2012.

SEQUOIA. *Patents and Research*. 2014. <http://www.sequoia.it/en/brevetti.htm>. [Accessado Online em 5 de Fevereiro 2014].

SKYSAILS. *Wind propulsion and high-altitude wind power*. 2014. <http://www.skysails.info>. [Accessado Online em 5 de Fevereiro 2014].

THRESHER, R.; ROBINSON, M.; VEERS, P. To capture the wind. *IEEE Power & Energy Magazine*, p. 34–46, november 2007.

VAUGHN, A. C. *Path planning and control of unmanned aerial vehicles in the presence of wind*. Dissertação (Mestrado) — University of California, Berkeley, CA, USA, 2003.

WEILENMANN, G.; TISCHHAUSER, F. *Preliminary Study on Kite Autonomy - Design, Model and Control*. Dissertação (Mestrado) — Swiss Federal Institute of Technology Zurich (ETH), November 2007.

WILLIAMS, P.; LANSDORP, B.; OCKELS, W. Optimal crosswind towing and power generation with tethered kites. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 31, n. 1, p. 81–93, February 2007.

WILLIAMS, P.; LANSDORP, B.; OCKELS, W. Nonlinear control and estimation of a tethered kite in changing wind conditions. *Journal of Guidance, Control, and Dynamics*, v. 31, n. 3, p. 793–798, May-June 2008.

XSENS. *The leading innovator in 3D motion tracking technology*. 2014. <http://www.xsens.com/>. [Accessado Online em 15 de abril 2014].

YATES, R. C. *Curves and Their Properties*. Washington, D.C., USA: National Council of Teachers of Mathematics, Inc., 1974.



**ANEXO A - Projeto Conceitual da Unidade de Atuação de  
Protótipo em Desenvolvimento**





## A.1 INTRODUÇÃO

Este documento anexo apresenta o projeto conceitual de uma unidade de atuação para controle de voo de aerofólios cabeados. Esta unidade se encontra atualmente em desenvolvimento no *PPGEAS*, dentro do contexto de um projeto de pesquisa financiado pelo CNPq.

## A.2 OBJETIVO

Com a execução deste projeto espera-se atingir uma operação autônoma da pipa, validando a estratégia de controle de voo apresentada neste trabalho. Os testes iniciais serão realizados com a unidade de atuação fixada junto ao solo, utilizando um comprimento constante de cabo, e portanto não produzindo energia elétrica. A expectativa é futuramente colocá-la em voo, próximo à pipa, e acoplá-la, através de um único cabo de fixação, a uma estrutura de base que proporcione geração de energia, por exemplo através da configuração *Yoyo*, de maneira similar ao apresentado na Fig. 6 da Seção 2.3.

## A.3 UNIDADE DE ATUAÇÃO

Para que o comportamento de voo do aerofólio possa ser controlado, se faz necessária a elaboração de uma unidade de atuação. Esta unidade abriga além dos atuadores elétricos, também outros componentes como sensores, antenas/receptores e processamento embarcado, de forma a possibilitar a execução de algoritmos de controle bem como rotinas de comunicação com o solo.

O aerofólio, juntamente com a unidade de atuação, é apresentado através das vistas lateral e frontal (bordo de ataque) na Fig. 38, onde as dimensões<sup>1</sup> consideram uma pipa com **13 m<sup>2</sup>** de área.

A unidade será posicionada entre os cabos de potência e fixada a eles logo acima do Ponto de Junção (PJ), conforme Fig. 39, de modo a lhe conferir maior rigidez quando os comandos estiverem sendo aplicados à pipa.

Empiricamente definiu-se que a distância vertical do PJ ao bordo de fuga do aerofólio corresponde à sua envergadura (*wingspan*  $w_s$ ). Definindo uma circunferência imaginária de raio  $\rho$  que seja tangente ao bordo de fuga no centro da pipa, tem-se que  $w_s = 1,2\pi\rho$  de forma

---

<sup>1</sup>A ilustração não representa fielmente as dimensões indicadas.

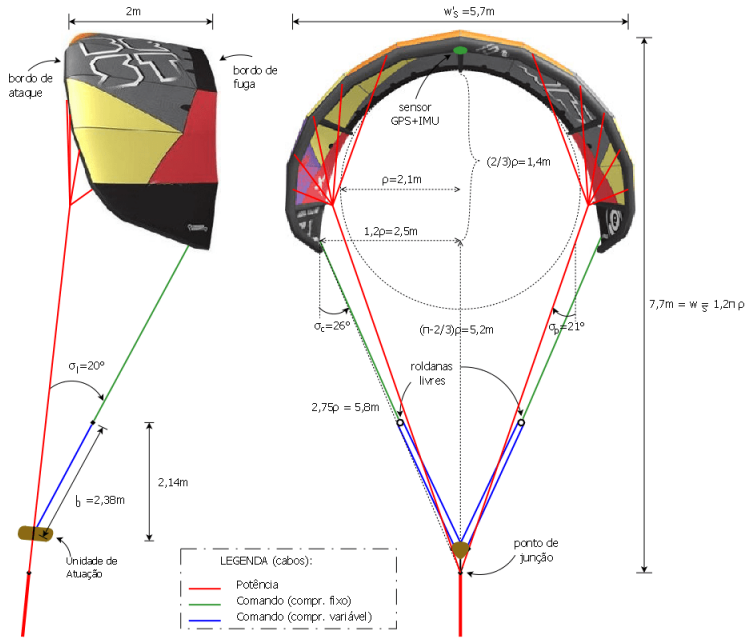


Figura 38 – Arranjo (proporções aproximadas) da pipa com a unidade de atuação em voo.

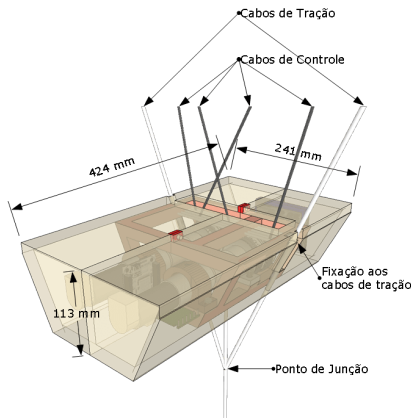


Figura 39 – Perspectiva da unidade de atuação fixada aos cabos de potência (tração).

que as dimensões do sistema proporcionais a  $\rho$  estão indicadas na Fig. 38.

### A.3.1 Componentes

Os principais componentes da unidade de atuação e sua disposição física são ilustrados na Fig. 40 e descritos a seguir:

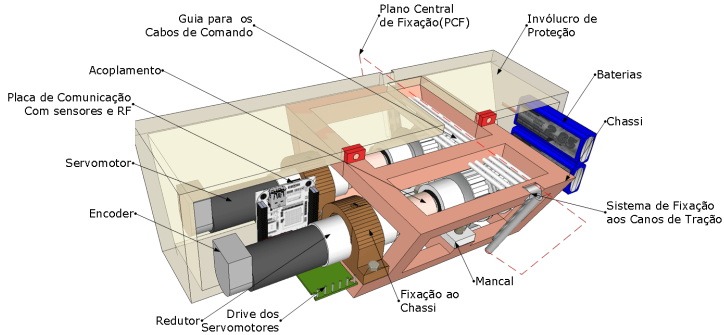
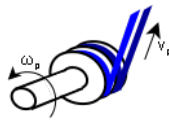


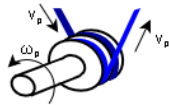
Figura 40 – Componentes da unidade de atuação.

1. Dois conjuntos compostos por servomotor + *encoder* + *drive* + redutor + acoplamento + mancal + carretel (guincho):
  - (a) Servomotores: Motores DC *Brushless* com alta relação potência/peso.
  - (b) *Encoders*: Utilizados para o controle dos servomotores.
  - (c) *Drive* e controlador dos servomotores: eletrônica responsável pelo acionamento e controle de velocidade e posição dos servomotores.
  - (d) Redutores: dimensionados para que os carretéis trabalhem dentro das faixas de velocidade e torque requeridos.
  - (e) Acoplamento + mancal: é previsto o uso de um acoplamento e mancal para o caso do eixo do redutor não suportar a força radial máxima esperada.
  - (f) Carretel: responsável pelo recolhimento ou liberação dos cabos de comando.

Um dos conjuntos, o qual denomina-se **guincho absoluto**, possui dois carretéis com o fio/fita enrolados no mesmo sentido (Fig. 41a), e é responsável pelo comando de **arfagem**. O guincho absoluto também possui um freio eletromagnético acoplado ao eixo do motor. Este freio permite que se diminua a energia gasta no sistema de atuação durante a operação na fase ativa, situação onde este motor não necessita ser manipulado. Já o outro conjunto, denominado **guincho diferencial**, possui dois carretéis coaxiais que trabalham de forma anti-simétrica (Fig. 41b), gerando o comando de **guinada**.



(a) Carretéis enrolados no mesmo sentido (arfagem)



(b) Carretéis enrolados em sentidos opostos (guinada).

Figura 41 – Detalhe dos carretéis.

2. Guia para os cabos de comando: Para cada um dos 4 carretéis da unidade de atuação existirão guias (roletes), fixadas ao chassi e localizadas na interface entre a carcaça e o meio externo, para garantir que o enrolamento do cabo seja feito no plano do respectivo carretel.
3. Chassi: base estrutural da unidade de atuação, aonde serão fixados os dois conjuntos de atuadores e demais componentes (processamento embarcado, baterias, etc.) bem como a carcaça de proteção da unidade. O chassi será fixado aos cabos de tração de forma a imobilizar a unidade.
4. Placa eletrônica de processamento embarcado: rodará uma estrutura de *software* para a aquisição dos dados dos sensores, execução do algoritmo de controle, envio do sinal de controle aos atuadores e comunicação com a estação-base no solo (telemetria).
5. Baterias: fonte de alimentação da unidade de atuação.

### A.3.2 Requisitos

Estão previstas duas gerações para a unidade de atuação. A **primeira geração** será usada junto (ex: 30 centímetros) à base de fixação no solo, para os testes iniciais de voo. Seus requisitos são:

1. Os componentes da unidade devem apresentar boa relação potência/peso de modo que a unidade seja o **mais leve possível**, não ultrapassando **5 kgf** de peso total em voo;
2. A unidade de atuação deve ter autonomia estimada de voo de, pelo menos, **1 hora**;
3. A unidade de atuação deve ser à prova de chuva e de partículas sólidas (ex: grãos de areia). Isto é importante para prevenir danos aos dispositivos eletrônicos e eletromecânicos;
4. O **Centro de Massa (CM)** da unidade de atuação deve estar contido no **Plano Central de Fixação (PCF)**. O PCF é o plano definido pelos dois pontos de fixação da unidade aos cabos de potência acima do PJ e o cabo de potência único abaixo do PJ, como ilustrado na Fig. 42. Desta maneira evita-se o aparecimento de torque gravitacional sobre a unidade de atuação. O alinhamento do CM com o PCF poderá ser feito pelo posicionamento das baterias;

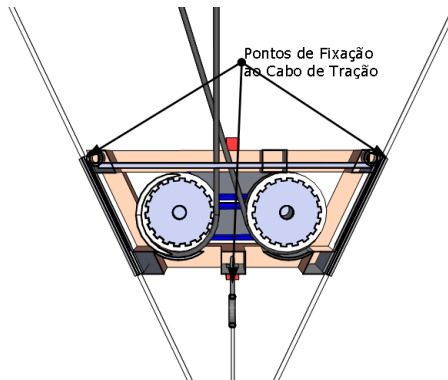


Figura 42 – Plano Central de Fixação, visto a partir do bordo de fuga.

5. Os planos de enrolamento dos dois carretéis do guincho absoluto se localizarão, simetricamente, a uma pequena distância do PCF,

evitando assim o aparecimento de um torque durante a execução de um comando de arfagem. Este torque faria a unidade girar ao redor do eixo transversal do chassi (definido pelos dois pontos de fixação lateral dos cabos de potência);

6. Os planos de enrolamento dos carretéis do guincho diferencial também devem seguir a mesma disposição, localizando-se de maneira simétrica e a uma pequena distância em relação ao PCF, de modo a minimizar o torque gerado quando um comando de guinada estiver sendo executado;
7. Para se evitar o super-aquecimento dos motores, pode ser necessária a implantação de um sistema de troca térmica (forçada ou natural).

### A.3.3 Atuação

A unidade de atuação será responsável pelos comandos executados sobre a pipa de modo a fazê-la descrever uma trajetória de voo desejada. Dois comandos, ilustrados na Fig. 43 e 44, estão previstos:

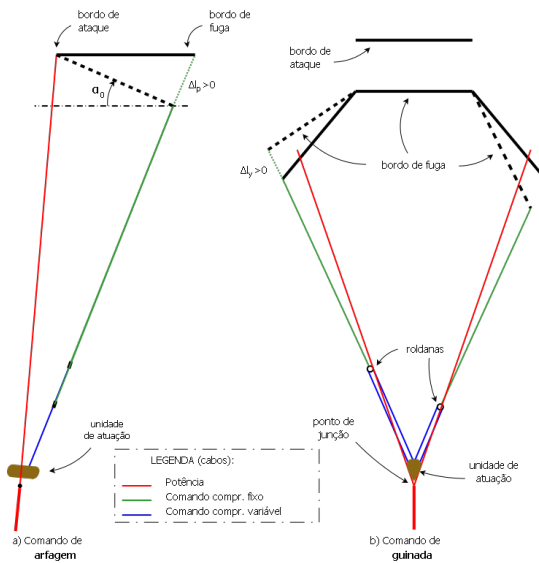


Figura 43 – Esquemático (proporções livres) dos dois comandos do aerofólio.

Observa-se que cada acionamento atua sobre ambos os cabos de comando simultaneamente. Uma outra abordagem seria desacoplar os acionamentos, de modo que cada motor atuasse isoladamente sobre um respectivo cabo de comando. Uma vantagem seria a simplificação do sistema de atuação, fazendo com que não fossem mais necessários o sistema de roldanas. Entretanto uma desvantagem seria que, mesmo com comando de guinada nulo, os motores estariam consumindo energia proporcionalmente à tração em seus cabos. Tal problema não ocorre com o guincho diferencial, já que, sob comando de guinada nulo, o somatório dos torques sobre cada carretel resulta em um torque nulo no motor de guinada. Portanto, com o objetivo de reduzir o consumo de energia do sistema de atuação, principalmente devido à operação com baterias, adotou-se a estratégia ilustrada nas Figs. 41, 43 e 44.

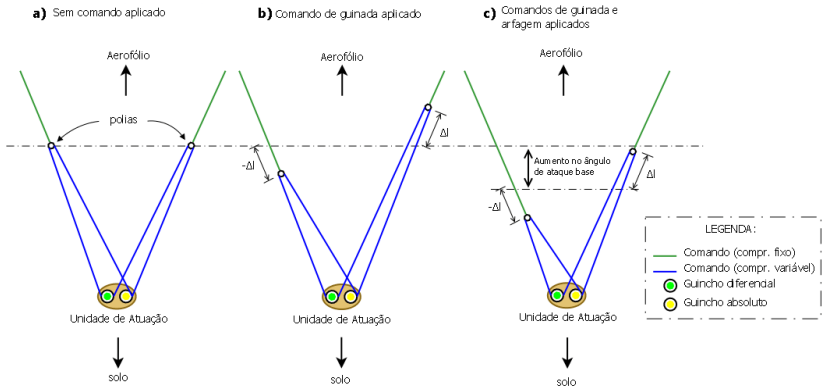


Figura 44 – Detalhe dos comandos de guinada e arfagem.

Na Fig. 45 são representadas quatro situações distintas do circuito de cabos de comando de comprimento variável, e, em cada uma delas, é realizada uma estimativa das forças de tração que atuam sobre cada um dos cabos:

- a) pipa voando reto (comando de guinada nulo), com ângulo de ataque base mínimo (comando de arfagem mínimo);
- b) pipa voando reto (comando de guinada nulo), com ângulo de ataque base máximo (comando de arfagem máximo);
- c) pipa fazendo curva mais fechada possível (comando de guinada máximo), com ângulo de ataque base mínimo (comando de arfagem mínimo).

d) pipa fazendo curva mais fechada possível (comando de guinada máximo), com ângulo de ataque base máximo (comando de arfagem máximo);

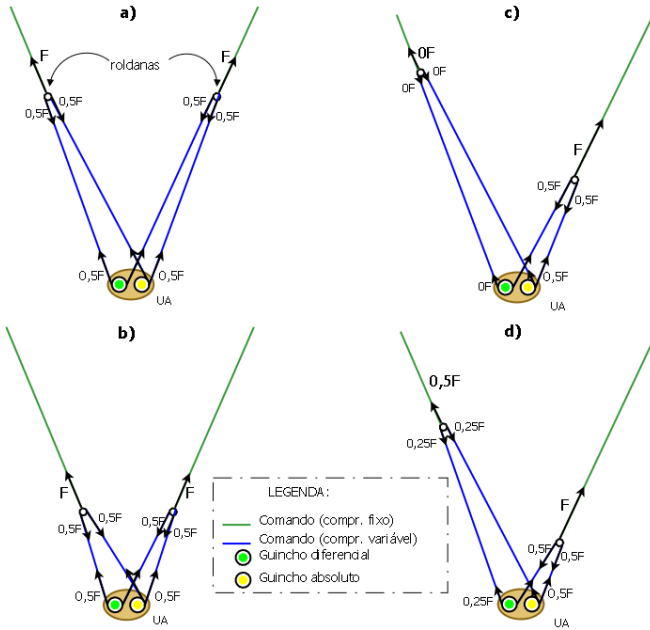


Figura 45 – Cenários de distribuição de forças (aproximações) nos cabos de comando de comprimento variável.

### A.3.3.1 Guinada (*yaw*)

Ocorre através da variação **antissimétrica**  $\Delta l_Y = l_e - l_d$  do comprimento das linhas de comando, ou seja, da redução ou incremento do comprimento do lado direito  $l_d$  simultaneamente com a variação antissimétrica do comprimento do lado esquerdo,  $l_e$ . O efeito obtido é o de **frear** o lado cujo comprimento de cabo foi reduzido, causando uma guinada<sup>2</sup> da pipa para o mesmo lado. Este comando é obtido através do acionamento de dois carretéis ao redor dos quais duas fitas flexíveis e resistentes à tração são enroladas em sentidos opostos, como

<sup>2</sup>rotação sobre seu eixo vertical.



demonstrado na Fig. 41b. Denominaremos esta solução de **guincho diferencial**.

Estima-se que o **pior cenário** para a guinada ocorra na situação **c**) da Fig. 45. O atuador deve ser capaz de recolher ou liberar os cabos de comprimento fixo (em verde) a uma velocidade máxima  $\bar{v} = 0,2$  m/s e sob uma força máxima  $\bar{F} = 60$  kg. Como a transmissão do torque do motor  $\tau_m$  para os carretéis é intermediada por um acoplamento redutor com eficiência  $0 < \eta < 1$  e relação de transmissão  $k > 1$ , de tal forma que  $\tau_p = k \tau_m \eta$  e  $\omega_m = k \omega_p$ . Para um dado raio de carretel  $r_p > 0$ , tem-se as relações:

$$\begin{aligned}\tau_p &= F_p r_p = k \tau_m \eta \\ v_p &= \omega_p r_p = \frac{\omega_m}{k} r_p.\end{aligned}\tag{A.1}$$

A velocidade tangencial dos carretéis pode ser aproximada por  $v_p \approx 2v$  e a força na fita por  $F_p \approx F/2$ , sendo  $v$  e  $F$  a velocidade e força, respectivamente, do cabo de comprimento fixo (verde) sendo tracionado.

Para garantir que  $\bar{F}$  e  $\bar{v}$  sejam atingidos simultaneamente quando o motor operar com  $\bar{\tau}_m$  e  $\bar{\omega}_m$ , impõe-se a condição  $\bar{F}_p r_p \leq k \bar{\tau}_m \eta$  e  $\bar{v}_p \leq (\bar{\omega}_m/k) r_p$  em (A.1). Isolando a razão  $k/r_p$  e fazendo a substituição  $F_p(F)$  e  $v_p(v)$  chega-se ao intervalo de dimensionamento:

$$\frac{\bar{F}}{2 \bar{\tau}_m \eta} \leq \frac{k}{r_p} \leq \frac{\bar{\omega}_m}{2 \bar{v}}\tag{A.2}$$

Para a escolha do motor *Brushless* DC (BLDC), sabe-se que sua potência há de ser necessariamente maior que  $\underline{P} = \bar{F} \bar{v} \approx 120$  W. Um motor candidato é o **4490...B**, do fabricante Faulhaber. Supondo uma eficiência do redutor  $\eta = 0,85$ , definindo o raio do carretel como  $r_p = 3$  cm e dimensionando o fator de redução  $k$  para que, no **pior caso**, o ponto de operação coincida com o apresentado na Fig. 46 ( $(\bar{\tau}_m, \bar{\omega}_m) = (0,170$  Nm,  $10.000$  rpm)), o intervalo de escolha da redução é

$$61,03 \leq k \leq 78,54.\tag{A.3}$$

De acordo com a os modelos de redutores compatíveis com o referido motor, foi escolhido um fator de redução  $k = 60$ , favorecendo a velocidade do motor.

Estabelecendo-se que, em condição de comando de guinada nulo, existam duas voltas/enrolamentos de fita ao redor dos carretéis de

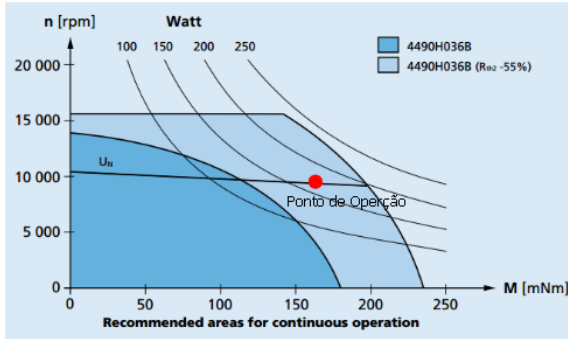


Figura 46 – Pontos de operação (piores) do motor BLDC Faulhaber 4490... B.

guinada, resulta que a magnitude do comando máximo (saturação) é  $\Delta l_y = 75$  cm, valor quase duas vezes superior ao comando máximo que se aplica em pipas de  $13 \text{ m}^2$  utilizadas no esporte *kitesurf*.

Seguem as principais características dos componentes selecionados para o comando de guinada:

- Motor **4490-H-024-B**: tensão nominal **24 V**, potência máxima **201 W**, peso **750 g**, comprimento (sem eixos) **90,0 mm**, diâmetro **35 mm**. Fornecedor: **Faulhaber**;
- Redutor **38-A**: relação de transmissão (redução)  $k = 60$ , força radial máxima no eixo (a **14,5 mm** da face) **200 N**, 3 estágios, torque contínuo máximo **20 Nm**, eficiência máxima  $\bar{\eta} = 90\%$ , peso **330 g**, comprimento total (com o motor 4490... B) **165 mm**. Fornecedor: **Faulhaber**;
- Encoder **40B**: incremental, óptico (LED), 1000 linhas por revolução, 3 canais, tensão de alimentação **4,5...5,5 V**, consumo de corrente **100 mA**, frequência máxima de operação **200 kHz = 12 Mrpm**, comprimento **44,3 mm**. Fornecedor: **Faulhaber**;
- Controlador/Driver **MCBL-3006-S-RS**: alimentação **12 a 30V**, máxima saída de corrente em regime permanente **6 A**, máximo pico de saída de corrente **10 A**, intervalo de velocidade **5 a 30.000 rpm**, peso **160 g**, interface de comunicação RS232, dimensões **65 × 50 mm**. Fornecedor: **Faulhaber**;

### A.3.3.2 Arfagem (*pitch*)

É obtido pela variação **simétrica**  $\Delta l_P = l_d - l_{d0} = l_e - l_{e0}$  do comprimento de ambos os cabos, onde  $l_{d0}, l_{e0}$  são os comprimentos dos cabos tal que a força que atua nos cabos de comprimento fixo seja  $\underline{F} \approx \mathbf{0}$ . O resultado deste comando é a alteração do ângulo de ataque base  $\alpha_0$  da pipa. Chamaremos este acionamento de **guincho absoluto**.

Define-se o **pior caso** da arfagem a situação **d**) da Fig. 45. Acredita-se que o mesmo motor BLDC **4490...B** do fornecedor Faulhaber, no mesmo ponto de operação crítica ( $(\bar{\tau}_m, \bar{\omega}_m) = (\mathbf{0}, 170 \text{ Nm}, 10.000 \text{ rpm})$ ), e com a mesma redução de  $k = 60$ , seja adequado para este comando.

Definindo que o curso do comando de arfagem é de  $\bar{\Delta l}_p = 80 \text{ cm}$  e um raio de carretel  $r_p = 3 \text{ cm}$ , o número máximo de camadas enroladas nos dois carretéis será de 4,2 voltas.

Com o objetivo de diminuir o gasto energético, será instalado um freio no eixo do motor do guincho absoluto, possibilitando que o mesmo fique travado enquanto sua referência de posição for constante.