



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

Marcos Thurow Schoenknecht

Controle de Tração em Aerogeradores com Asas Cabeadas

Florianópolis
2021

Marcos Thurow Schoenknecht

Controle de Tração em Aerogeradores com Asas Cabeadas

Dissertação submetida ao Programa de Pós Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas da Universidade Federal de Santa Catarina para a obtenção do título de mestre em Engenharia de Automação e Sistemas.

Orientador: Prof. Marcelo De Lellis Costa de Oliveira, Dr.

Coorientador: Prof. Alexandre Trofino Neto, Dr.

Florianópolis

2021

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

Schoenknecht, Marcos Thurow

Controle de tração em aerogeradores com asas cabeadas /
Marcos Thurow Schoenknecht ; orientador, Marcelo De Lellis
Costa de Oliveira, coorientador, Alexandre Trofino Neto,
2021.

82 p.

Dissertação (mestrado) - Universidade Federal de Santa
Catarina, Centro Tecnológico, Programa de Pós-Graduação em
Engenharia de Automação e Sistemas, Florianópolis, 2021.

Inclui referências.

1. Engenharia de Automação e Sistemas. 2. Energia Eólica
Aérea. 3. Asas Cabeadas. 4. Controle de Tração. I.
Oliveira, Marcelo De Lellis Costa de. II. Trofino Neto,
Alexandre. III. Universidade Federal de Santa Catarina.
Programa de Pós-Graduação em Engenharia de Automação e
Sistemas. IV. Título.

Marcos Thurow Schoenknecht

Controle de Tração em Aerogeradores com Asas Cabeadas

O presente trabalho em nível de mestrado foi avaliado e aprovado por banca examinadora composta pelos seguintes membros:

Eng. Ramiro Saraiva da Silva, Dr.
ISI-SE

Prof. Rodolfo César Costa Flesch, Dr.
DAS/UFSC

Prof. Gustavo Artur de Andrade, Dr.
DAS/UFSC

Certificamos que esta é a **versão original e final** do trabalho de conclusão que foi julgado adequado para obtenção do título de mestre em Engenharia de Automação e Sistemas.

Coordenação do Programa de
Pós-Graduação

Prof. Marcelo De Lellis Costa de Oliveira,
Dr.
Orientador

Florianópolis, 2021.

RESUMO

Este trabalho tem por objeto de estudo o controle de tração em aerogeradores com asas cabeadas, que fazem parte de uma tecnologia de geração eólica chamada *Airborne Wind Energy*. Essa tecnologia busca extrair energia dos ventos em altitude elevada por meio de equipamentos suspensos no ar, como asas ou balões, e conectados ao solo por cabos. Na configuração estudada, chamada *pumping-kite*, o cabo que conecta a unidade de voo com a unidade de solo transmite parte da força do vento para um gerador conectado em um carretel. O controle de tração é realizado pela unidade de solo para manter a tração no cabo dentro da faixa de operação definida. Neste trabalho, apresentam-se os fundamentos da tecnologia e as particularidades da configuração *pumping-kite*, trazendo modelos presentes na literatura e detalhando os principais componentes. São feitas considerações sobre as fases de operação do sistema e as trajetórias de voo que são utilizadas com frequência. Define-se uma estrutura em cascata para o controlador de tração, propondo duas diferentes estratégias para a geração de referência na malha externa. Essa referência varia constantemente devido às características cíclicas da trajetória de voo. Desenvolve-se um modelo simples para o cabo, tratando-o como um elemento de mola, que é utilizado para o projeto de um controlador por realimentação de estados na malha interna. Implementa-se um controlador de voo a partir da literatura, que é necessário para a operação do sistema completo. São feitas simplificações no algoritmo de voo, para facilitar sua implementação, sem prejudicar sua exatidão. Prepara-se um ambiente de simulação, composto pelo controlador de tração, desenvolvido em *GNU Octave*, pelo controlador de voo, desenvolvido em C, e pelo simulador *FreeKitesim*, um *software* livre que simula um sistema na configuração *pumping-kite*. Realizam-se simulações com velocidade de desenrolamento imposta (sem dinâmica), para verificar a aplicabilidade da velocidade ótima teórica, definida pelo modelo apresentado, no sistema simulado. Os resultados indicam que a velocidade de desenrolamento que maximiza a potência gerada é menor que a ótima teórica, e corroboram observações realizadas por outros autores que já sugerem isso. Considerando esses resultados, é aplicado um fator de correção nas estratégias de geração de referência de tração para que a velocidade de desenrolamento resultante seja proporcionalmente reduzida. Realizam-se então simulações para o sistema com o controle de tração desenvolvido em condições normais de operação e com perturbações na velocidade do vento. Os resultados indicam que ambas às estratégias propostas para geração de referência são capazes de manter a tração dentro dos limites definidos enquanto rejeitam as perturbações na velocidade do vento. Além disso, o desenrolamento resultante mantém-se em torno do valor ótimo corrigido, indicando que o potencial de geração de energia é semelhante ao de um sistema com velocidade de desenrolamento controlada.

Palavras-chave: Energia Eólica Aérea. Asas Cabeadas. Controle de Tração.

ABSTRACT

This work concerns the traction force control on tethered wings generators, which are part of Airborne Wind Energy technology. This technology aims to extract energy from high altitude winds by means of airborne equipment, such as wings and balloons, tethered to the ground. In the studied configuration, called pumping-kite, the cable that connects the flight unit to the ground unit transfers some of the wind force to a generator linked to a drum. The traction force control is made by the ground unit in order to keep the tether traction inside operation defined bounds. In this work the fundamentals of this technology are presented along with the characteristics of the pumping-kite configuration, showing models found in literature and detailing the most relevant components. Considerations are made on the system operation phases as well as on the flight trajectories which are frequently employed. A cascade based structure is defined for the traction force controller, and two different strategies are proposed for the outer-loop reference generation. This reference is constantly changing due to the cyclic characteristics of the flight trajectory. A simple model for the tether is developed, in which the cable is a spring element, and is used on the inner-loop controller project by state feedback. A flight controller is implemented from literature works, which is required for the full system operation. The flight algorithm is simplified, to ease its implementation, without loss of accuracy. A simulation environment is prepared, composed by the traction force controller, developed in GNU Octave, the flight controller, developed in C, and by Freekitesim simulator, an opensource software that simulates a pumping-kite system. Simulations are made with imposed reel-out speed, to verify the applicability of the optimum reel-out speed, as defined on the presented model, in the simulated system. The results indicate that the reel-out speed at which maximum power is generated is lower than the optimum, and these results are aligned with similar findings of other authors. With these results in mind, a correction factor is applied in the proposed strategies for traction reference generation such that the resulting reel-out speed is reduced proportionally. Simulations are then made for the system with the developed traction controller in normal operating conditions and with disturbances in the wind speed. The results indicate that both proposed strategies for reference generation are able to keep the traction force inside the defined bounds while rejecting disturbances in the wind speed. Also, the resulting reel-out speed is kept near the corrected optimum value, which indicates a generation potential similar to that of a reel-out speed controlled system.

Keywords: Airborne Wind Energy. Tethered Wings. Traction Force Control.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 – Sistema <i>pumping-kite</i>	16
Figura 2 – Forças aerodinâmicas atuantes sobre um aerofólio	19
Figura 3 – Perfil de vento pelo modelo logarítmico	21
Figura 4 – Velocidade relativa da asa e vento aparente	22
Figura 5 – Perfil de velocidade tangencial	23
Figura 6 – Sistemas de coordenadas	24
Figura 7 – Alinhador de cabo no carretel	28
Figura 8 – Comandos da unidade de voo	29
Figura 9 – Trajetórias de voo	30
Figura 10 – Componentes da unidade de solo	36
Figura 11 – Rastreamento de referência	37
Figura 12 – Arranjo para medição de tração	40
Figura 13 – Arranjo conceitual para medição da posição da asa	41
Figura 14 – Curvas de tração e velocidade radial no equilíbrio	42
Figura 15 – Gerador de referência baseado em modelo	45
Figura 16 – Gerador de referência com velocidade radial	46
Figura 17 – Estrutura de controle de voo	47
Figura 18 – Lemniscata de Bernoulli	47
Figura 19 – Geração da trajetória de voo	48
Figura 20 – Fases de voo	50
Figura 21 – Ambiente de simulação	51
Figura 22 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima	56
Figura 23 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima	56
Figura 24 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima e perfil de vento	57
Figura 25 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima e perfil de vento	57
Figura 26 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima constante	58
Figura 27 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima constante	58
Figura 28 – Trajetória de voo com estratégia baseada em modelo	61
Figura 29 – Estados da unidade de solo com estratégia baseada em modelo	62
Figura 30 – Potência e velocidade do vento com estratégia baseada em modelo	63
Figura 31 – Trajetória de voo com estratégia que usa velocidade radial	63
Figura 32 – Estados da unidade de solo com estratégia que usa velocidade radial	64
Figura 33 – Potência e velocidade do vento com estratégia que usa velocidade radial	64
Figura 34 – Estratégia baseada em modelo com redução no vento	66

Figura 35 – Estratégia baseada em modelo com aumento no vento	67
Figura 36 – Estratégia baseada em modelo com aumento no vento e limite de tração	68
Figura 37 – Estratégia que usa velocidade radial com aumento no vento	69
Figura 38 – Resultados com perturbação no vento	70

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 – Resultados de simulação com velocidade ótima teórica	59
Tabela 2 – Parâmetros de simulação	60
Tabela 3 – Resultados de simulação	72

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AWE	Energia Eólica Aérea, do inglês <i>Airborne Wind Energy</i>
GNSS	Sistema Global de Navegação por Satélite, do inglês <i>Global Navigation Satellite System</i>
GPS	Sistema de Posicionamento Global, do inglês <i>Global Positioning System</i>
HAWE	Energia Eólica em Altitude Elevada, do inglês <i>High Altitude Wind Energy</i>
IEA	Agência Internacional de Energia, do inglês <i>International Energy Agency</i>
LQR	Regulador Linear Quadrático, do inglês <i>Linear Quadratic Regulator</i>
MSIP	Máquina Síncrona de Ímãs Permanentes
NMPC	Controle Preditivo Baseado em Modelo Não-Linear, do inglês <i>Nonlinear Model Predictive Control</i>
PI	Proporcional-Integral
PID	Proporcional-Integral-Derivativo
PK	<i>Pumping-Kite</i>

LISTA DE SÍMBOLOS

F_a	Força aerodinâmica
F_d	Força de arrasto - <i>drag</i>
F_l	Força de sustentação - <i>lift</i>
α_0	Ângulo de ataque base
$\Delta\alpha$	Ângulo de ataque dinâmico
v_a	Velocidade aparente do vento
ρ	Densidade volumétrica do ar
A_k	Área projetada da asa
C_l	Coeficiente de sustentação - <i>lift</i>
C_d	Coeficiente de arrasto - <i>drag</i>
α	Ângulo de ataque
P_w	Potência do vento
A_s	Área varrida pela asa
C_p	Coeficiente de potência
W_n	Velocidade nominal do vento
W_r	Velocidade do vento na altura de referência
z	Altura
z_0	Rugosidade do terreno
z_{ref}	Altura de referência para modelo de perfil de vento
v_k	Velocidade da asa
v_{kr}	Velocidade da asa no sentido radial
v_{kt}	Velocidade da asa no sentido tangencial
x	Distância longitudinal
r_k	Posição da asa
θ	Ângulo polar
ϕ	Ângulo azimutal
r	Posição radial da asa
\mathbf{e}_θ	Vetor do sistema de coordenadas local
\mathbf{e}_ϕ	Vetor do sistema de coordenadas local
\mathbf{e}_r	Vetor do sistema de coordenadas local
\mathbf{R}	Matriz de rotação do sistema local para o inercial
ψ	Ângulo de rolagem
Δl_c	Varição diferencial no comprimento dos cabos de comando
w_s	Distância entre as bordas laterais da asa - <i>wingspan</i>
m_{eq}	Massa equivalente do conjunto em voo
G	Força gravitacional
P	Força aparente
T	Força de tração no cabo

m	Massa do conjunto asa e unidade de controle de voo
m_t	Massa do cabo
ρ_c	Densidade unidimensional do cabo
d_c	Diâmetro do cabo
g	Aceleração da gravidade
C_{aux}	Constante auxiliar
f	Fator de desenrolamento
P_m	Potência mecânica transmitida pelo cabo
f_{opt}	Fator de desenrolamento ótimo
v_{opt}	Velocidade ótima de desenrolamento
d_p	Comando de arfagem
E	Módulo de elasticidade
A_c	Área da seção transversal do cabo
l	Comprimento de cabo desenrolado
Δl	Deformação longitudinal no cabo causada pela tração aplicada
v_r	Velocidade radial do carretel
l_0	Comprimento inicial de cabo desenrolado
k_t	Constante de mola do cabo
J	Momento de inércia equivalente
ω_m	Velocidade angular no eixo da máquina
R_c	Raio do carretel
β	Fator de redução mecânica
b	Constante de atrito viscoso
φ_e	Torque elétrico desenvolvido pela máquina
ω_r	Velocidade angular do carretel
u	Entrada de controle do conjunto máquina-inversor
\mathbf{q}	Vetor de estado do sistema
\mathbf{A}	Matriz dinâmica do sistema
\mathbf{B}_u	Vetor de entrada de controle
\mathbf{B}_d	Vetor de entrada de perturbação
d	Entrada de perturbação
ϵ	Erro de tração acumulado
e_t	Erro de tração
T_{ref}	Referência de tração
K_i	Ganho do integrador
\mathbf{C}	Vetor de saída do sistema
\mathbf{K}_e	Vetor de ganhos dos estados realimentados
\mathbf{K}	Vetor de ganhos de realimentação
\mathbf{q}_a	Vetor de estado do sistema aumentado

\mathbf{A}_a	Matriz dinâmica do sistema aumentado
\mathbf{A}_f	Matriz dinâmica do sistema realimentado
λ	Autovalor
\mathbf{I}	Matriz identidade
F_c	Força sobre célula de carga
T_{trac}	Tração na fase de tração
θ_c	Ângulo polar central
a_l	Foco da lemniscata
W_f	Velocidade do vento em altura fixa
σ	Fator de fase
T_{retr}	Tração na fase de retração
k_r	Fator de redução de tração na fase de retração
$d_{p,min}$	Mínimo comando de arfagem
$d_{p,max}$	Máximo comando de arfagem
T_{min}	Limite inferior de tração imposto
T_{ref}^*	Referência de tração não filtrada
K_{ep}	Ganho proporcional da malha externa
e_v	Erro de velocidade
K_{ei}	Ganho integrador da malha externa
ξ_v	Erro acumulado de velocidade
v_{ref}	Referência de velocidade
v_{retr}	Velocidade desejada no recolhimento
ω	Coordenada angular da lemniscata
γ_e	Erro no ângulo de curso
γ_{ref}	Ângulo de curso de referência
γ	Ângulo de curso
v_{kref}	Vetor referência na trajetória de voo
$r_{k\tau}$	Posição da asa na janela de vento
\mathbf{r}_c^*	Vetor que marca o ponto de menor distância entre um objeto e a lemniscata
δ	Ganho na malha externa do controle de voo
\mathbf{r}_t	Vetor tangente à lemniscata no ponto do cruzamento entre a ortogonal de Cassini e a lemniscata
ω_c	Coordenada angular do ponto de cruzamento entre a ortogonal de Cassini e a lemniscata
k_v	Ganho na malha interna do controle de voo
\mathbf{r}_c	Vetor que marca o cruzamento da curva ortogonal de Cassini pela lemniscata
r_{max}	Posição radial máxima para troca de fase de voo
r_{min}	Posição radial mínima para troca de fase de voo

f^*	Fator multiplicativo aplicado à velocidade ótima
v_{opt}^*	Velocidade ótima de desenrolamento corrigida
D	Razão cíclica - <i>duty cycle</i>
f^\dagger	Fator multiplicativo que ocasionou maior potência média
W_{r0}	Velocidade nominal do vento na altura de referência
P_e	Potência elétrica convertida pela máquina elétrica
η_p	Fator de eficiência
η_{cyc}	Eficiência do ciclo
η_e	Eficiência elétrica
P_e^*	Potência elétrica corrigida

Notação

Neste trabalho adota-se a seguinte notação:

- símbolos em *itálico* representam escalares ou a intensidade de vetores $F_a = |\mathbf{F}_a|$, onde $|\cdot|$ é a norma euclidiana;
- símbolos em **negrito** representam vetores;
- símbolos em **negrito** com inicial maiúscula representam matrizes;

SUMÁRIO

1	INTRODUÇÃO	15
1.1	OBJETIVO GERAL	17
1.2	OBJETIVOS ESPECÍFICOS	17
1.3	CONTRIBUIÇÕES	18
2	FUNDAMENTOS DE <i>AIRBORNE WIND ENERGY</i>	19
2.1	MODELO DE SIMULAÇÃO	23
2.2	UNIDADE DE SOLO	27
2.3	UNIDADE DE VOO	29
2.4	CONTROLE DE DESENROLAMENTO	31
3	CONTROLE DO SISTEMA <i>PUMPING KITE</i>	33
3.1	CONTROLE DE TRAÇÃO	33
3.1.1	Modelagem para controle	33
3.2	MEDIÇÃO DOS ESTADOS	39
3.3	GERAÇÃO DE REFERÊNCIA	41
3.4	CONTROLADOR DE VOO	46
3.4.1	Fases de voo	49
4	RESULTADOS DE SIMULAÇÃO	51
4.1	AMBIENTE DE SIMULAÇÃO	51
4.1.1	Controlador de tração	52
4.1.2	Controlador de Voo	52
4.1.3	<i>Freekitesim</i>	53
4.2	SIMULAÇÕES COM DESENROLAMENTO CONSTANTE	54
4.3	SIMULAÇÕES DO SISTEMA <i>PUMPING-KITE</i>	59
4.3.1	Simulações com perturbação na velocidade do vento	65
4.4	SÍNTESE DOS RESULTADOS	71
5	CONSIDERAÇÕES FINAIS	73
5.1	TRABALHOS FUTUROS	73
	REFERÊNCIAS	75
	APÊNDICE A – ALGORITMO SIMPLIFICADO DE MÍNIMA DISTÂNCIA À LEMNISCATA BASEADO EM ORTOGONAIS DE CASSINI	79

1 INTRODUÇÃO

Atualmente, a geração mundial de energia elétrica é realizada majoritariamente pela queima de combustíveis fósseis. Os dados da Agência Internacional de Energia (IEA, do inglês *International Energy Agency*) mostram que em 2017 as fontes renováveis contribuíram em aproximadamente 33% da geração total (IEA, 2020). Toda ação humana sobre a natureza implica algum impacto, e o desafio atual da geração de energia elétrica é tentar equilibrar o aumento da demanda energética com o impacto ambiental que ela causará. Por conta disso, existe uma expectativa de aumento da participação das fontes renováveis na parcela de geração total (SCHMIDT, 2017). Entretanto, a captação de algumas fontes renováveis podem causar impacto ambiental, como é o caso das barragens para usinas hidrelétricas.

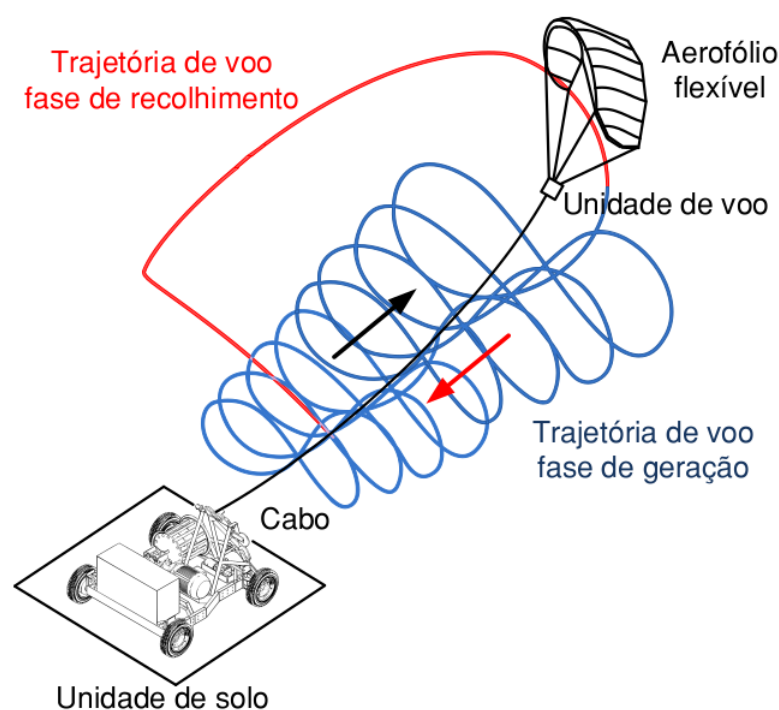
Dentre as formas de geração com fontes renováveis, a geração eólica é uma das mais exploradas atualmente. Entretanto, os ventos em maior altitude ainda não são explorados, visto que as maiores turbinas atualmente alcançam em torno dos 200 metros de altura (ZILLMANN; BECHTLE, 2017). Nesse contexto, existe um esforço tecnológico que busca alcançar a Energia Eólica em Altitude Elevada (HAWE, do inglês *High Altitude Wind Energy*) por meio do uso de asas, balões, ou outros componentes que interajam com o vento de forma a extrair energia, mecânica ou elétrica, e transmiti-la para o solo através de cabos. Com essa abordagem pretende-se alcançar alturas de até 1000 metros, reduzir custos, aumentar a capacidade de geração e aumentar a disponibilidade da geração. Porém esses objetivos apresentam um desafio de controle maior e requerem o uso de materiais específicos. Por tratar de sistemas suspensos no ar, convencionou-se chamar essa tecnologia de Energia Eólica Aérea (AWE, do inglês *Airborne Wind Energy*).

A tecnologia AWE encontra-se em estágio de pesquisa e desenvolvimento, anterior à aplicação comercial, com fortes indicativos de viabilidade técnica, como pode ser visto pela variedade de protótipos funcionais (CHERUBINI *et al.*, 2015). Além disso, a viabilidade econômica desta tecnologia tem sido evidenciada por estudos comparativos com a geração eólica convencional, como o feito por De Lellis *et al.* (2016). No Brasil, o extenso território facilita encontrar regiões apropriadas para a instalação desses sistemas. Além disso, ela é aplicável em locais remotos e não conectados à rede elétrica, facilitando o acesso a energia elétrica em regiões mais isoladas.

A principal vantagem da AWE em relação aos sistemas convencionais está na altitude de operação. Os ventos são mais fortes e mais constantes acima dos 200 metros, em uma região acima do limite de operação atual dos aerogeradores convencionais, o que resulta em mais potência disponível para geração. Esses benefícios são potencializados quando a altura de operação pode ser ajustada continuamente (BECHTLE *et al.*, 2019).

Na configuração chamada *pumping-kite* (PK) a energia é gerada pelo desenrolar de um cabo fixado na asa e em um carretel acoplado ao gerador no solo. A Figura 1 mostra uma possível trajetória de voo para um sistema PK. Este sistema opera em um ciclo composto por duas fases: uma na qual o cabo é desenrolado (fase de geração, ou de tração) e aciona o gerador e outra em que o cabo é recolhido para o carretel (fase de recolhimento, ou de retração). A fase de recolhimento usa uma trajetória diferente da fase de geração para manter um saldo positivo de geração ao longo de um ciclo completo (SARAIVA *et al.*, 2014). Nos sistemas com asas flexíveis, similares a parapentes de voo livre, o controle de voo pode ser realizado por cabos de comando fixados na asa e em uma unidade de controle, como indicado na Figura 1. Nessa unidade, que pode estar tanto em solo quanto em voo, estão os atuadores que acionam os cabos de comando para realizar manobras em voo (CHERUBINI *et al.*, 2015).

Figura 1 – Sistema *pumping-kite*



Reproduzido de Araujo (2017)

O problema de controle em sistemas PK pode ser dividido em duas partes: controle de voo, responsável por manter a asa na trajetória desejada, e controle de desenrolamento, que define a velocidade do carretel e influencia a tração no cabo. Com essa separação é possível projetar controladores para cada problema de forma independente.

No que diz respeito ao controle de desenrolamento, é desejável manter a velocidade próxima do valor ótimo (o que maximiza a potência extraída do vento) sem extrapolar os limites de operação para a velocidade de desenrolamento e as forças no sistema (SALMA *et al.*, 2020). Esses limites são dados pela máxima velocidade angular do conjunto máquina-carretel; e pela capacidade da estrutura, da máquina elétrica, do cabo e da asa em suportar as forças às quais são submetidos. Além disso, com a atuação da máquina elétrica, pode-se controlar tanto a velocidade de desenrolamento quanto a tração no cabo. Controladores de velocidade conseguem manter a velocidade ótima, mas o sistema pode sofrer com rajadas de vento que causam oscilação rápida na tração. Essas variações na velocidade do vento podem inclusive ocasionar afrouxamento do cabo e perda de controlabilidade da asa, ou picos de força acima de limites estruturais da asa, cabo ou estrutura mecânica no solo. Por outro lado, controladores de tração atuam sobre a velocidade de desenrolamento para manter uma determinada tração no cabo e, assim, a velocidade pode assumir valores distantes do ponto ótimo. Além disso, é possível fazer uso de ambas as estratégias com alguma lógica de comutação entre os controladores, dando preferência para o controle de velocidade enquanto a tração está dentro de uma determinada faixa (FECHNER *et al.*, 2015).

Em um trabalho recente, De Lellis *et al.* (2018b) realizam otimizações em um ciclo de PK usando tração controlada na fase de retração. Um controlador de tração com uma referência bem ajustada pode manter a velocidade de desenrolamento próxima do valor ótimo durante a fase de geração, e assim pode-se usar um único controlador em ambas as fases. Nesse contexto, este trabalho aborda o controle de tração de um aerogerador cabeado na configuração *pumping-kite* com asas flexíveis. Pretende-se contribuir para o controle de sistemas PK com um controlador de tração que seja eficaz em ambas as fases de voo, mantendo a velocidade próxima do valor ótimo, e seja robusto frente às perturbações causadas por rajadas de vento.

1.1 OBJETIVO GERAL

Desenvolver um controlador de tração para as fases de geração e recolhimento de um aerogerador cabeado no modo *pumping-kite*.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

- desenvolver um modelo para o cabo tratando a velocidade da asa como uma entrada de perturbação;
- determinar uma estrutura de controle e projetar um controlador para a tração no cabo com base no modelo proposto;

- implementar um controlador de voo com base na literatura existente;
- avaliar o uso da velocidade de desenrolamento ótima por meio de simulação em um estudo de caso;
- verificar o desempenho do controlador em ambiente de simulação considerando situações nominais de operação e com perturbações na velocidade do vento.

1.3 CONTRIBUIÇÕES

A principal contribuição deste trabalho é o desenvolvimento de um controlador para a tração no cabo em um sistema PK, desde a modelagem do comportamento da tração até o projeto do controlador em uma estrutura em cascata, com o desenvolvimento de estratégias para geração de referência baseadas no modelo de voo da asa presente na literatura. O desempenho do controlador é avaliado em simulação para condições nominais e com perturbação na velocidade do vento, destacando sua robustez frente a variações na velocidade do vento.

Contribuições secundárias incluem a simplificação de um algoritmo usado para gerar a trajetória de voo da asa, tornando-o mais simples de implementar, e a avaliação do uso da velocidade ótima de desenrolamento, difundida na literatura, em um estudo de caso, cujo resultado reforça observações feitas por outros autores.

A implementação de uma versão anterior do controle de voo usado neste trabalho e simulações de voo, além do desenvolvimento de softwares de apoio para o sistema, foram publicadas em conjunto com contribuições realizadas por outros membros da equipe e podem ser encontradas em Silva *et al.* (2020). As demais contribuições estão sendo compiladas e pretende-se publicá-las em formato de artigo.

Estrutura do trabalho

Este texto está organizado da seguinte maneira: no Capítulo 2 apresentam-se os conceitos fundamentais de AWE, com enfoque na configuração PK, um modelo dinâmico bem difundido na literatura para o voo da asa, uma descrição conceitual dos subsistemas de solo e voo, e uma breve revisão dos trabalhos relacionados com o controle de desenrolamento de cabo; no Capítulo 3 realiza-se o desenvolvimento de um modelo para o comportamento da tração no cabo, o projeto do controlador por realimentação de estados, a definição das estratégias para geração de referência de tração, e a discussão sobre a implementação do controle de voo adotado e suas implicações; no Capítulo 4 apresentam-se os componentes do ambiente de simulação e os resultados obtidos em condições diversas; por fim, o Capítulo 5 resume os principais pontos abordados pelo trabalho, apontando direções para trabalhos futuros. O Apêndice A detalha a simplificação realizada em parte do algoritmo de controle de voo.

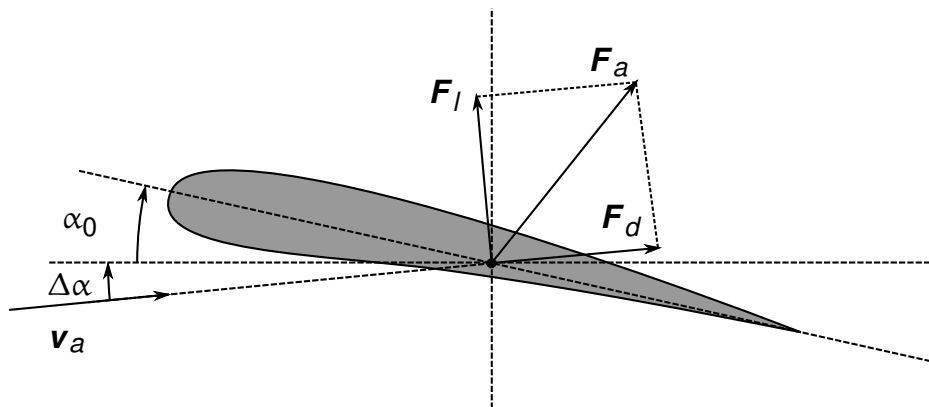
2 FUNDAMENTOS DE AIRBORNE WIND ENERGY

A tecnologia AWE começou a ser desenvolvida no final dos anos 70, quando foi avaliado o potencial de geração de uma asa em vento cruzado (LOYD, 1980). Porém, devido a restrições tecnológicas, seu maior desenvolvimento ocorreu após os anos 2000 (ZILLMANN; BECHTLE, 2017). Desde então diversas configurações foram propostas e implementadas como protótipos (AHRENS *et al.*, 2013). Em paralelo surgiram sistemas que usam AWE para propulsão de veículos, sem a conversão da energia mecânica em elétrica, que já estão alcançando o mercado (ERHARD; STRAUCH, 2013).

A geração eólica convencional utiliza grandes torres com pás para extrair energia do vento. A força que o vento exerce sobre a pá faz com que ela gire e acione o gerador. A tecnologia AWE substitui as torres por cabos e suas pás por asas, reduzindo a quantidade de material utilizado e aumentando a altura máxima de operação (DIEHL, 2013).

A geração AWE opera com base nos efeitos de arrasto e sustentação aerodinâmica, causados pela interação do vento com um aerofólio, que corresponde à seção transversal de uma asa. Esses princípios são os mesmos usados na geração eólica convencional, na qual o aerofólio é a seção transversal das pás (MANWELL *et al.*, 2009). A Figura 2 mostra como as forças atuam sobre um aerofólio qualquer, indicando como a força aerodinâmica F_a é decomposta nas forças de arrasto F_d e sustentação F_l .

Figura 2 – Forças aerodinâmicas atuantes sobre um aerofólio



Adaptado de Schmidt (2017)

As intensidades das forças de arrasto e sustentação são dadas por:

$$F_l = \frac{1}{2} \rho A_k C_l v_a^2, \quad (1)$$

$$F_d = \frac{1}{2} \rho A_k C_d v_a^2, \quad (2)$$

onde ρ é a densidade do ar, A_k é a área projetada da asa, C_l é o coeficiente de sustentação, C_d é o coeficiente de arrasto e v_a é a velocidade aparente do vento. Os coeficientes aerodinâmicos C_l e C_d dependem do perfil aerodinâmico e do ângulo de ataque α . Esse ângulo pode ser escrito como uma combinação entre um ângulo α_0 (também denominado como ângulo de *pitch*, ou arfagem), que depende das características construtivas da asa e pode ser manipulado por um controlador, e de um ângulo dinâmico $\Delta\alpha$ que depende estritamente das variáveis de estado que caracterizam o voo:

$$\alpha = \alpha_0 + \Delta\alpha. \quad (3)$$

Na geração eólica convencional, a força de sustentação gera o movimento rotacional das pás em torno do rotor e a estrutura garante a estabilidade do sistema de forma passiva. Já nos sistemas AWE, um controlador é o que garante a estabilidade do voo, atuando sobre a asa para modificar suas características aerodinâmicas.

A principal vantagem da AWE em relação à geração eólica convencional está na capacidade de operar em grandes altitudes, onde os ventos são mais constantes e mais fortes. Ventos constantes implicam maior disponibilidade, o que é essencial para o fornecimento contínuo de energia sem a necessidade de armazenamento (ZILLMANN; BECHTLE, 2017). Além disso, os ventos mais fortes resultam em maior potência disponível para conversão, pois a potência que pode ser extraída do vento é proporcional ao cubo da velocidade do vento (MANWELL *et al.*, 2009), conforme a expressão:

$$P_w = \frac{1}{2} \rho A_s C_p W_n^3, \quad (4)$$

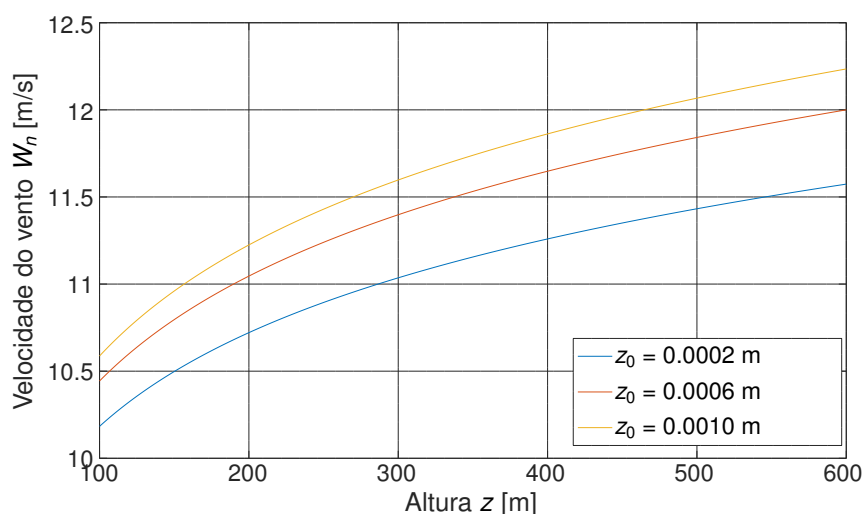
onde A_s é a área varrida pela asa, C_p é o coeficiente de potência e W_n a velocidade do vento. O parâmetro C_p está relacionado com a capacidade do aerofólio de extrair energia do vento e tem um limite teórico bem definido de 0,5926 para as turbinas usadas na geração eólica convencional e para dispositivos AWE com geração embarcada. Esse valor, conhecido como limite de Betz, é 4 vezes menor para dispositivos AWE que operam de forma cíclica, como o *pumping-kite* (DE LELLIS *et al.*, 2018a; KHEIRI *et al.*, 2019). Porém, essa redução em C_p pode ser compensada pelo aumento de W_n ao operar em alturas maiores do que a geração eólica convencional e por um aumento da área da asa, por exemplo.

Para representar a variação da velocidade do vento conforme a altura pode ser usado um modelo logarítmico para o perfil do vento que, a partir de um parâmetro de rugosidade e uma medição da velocidade do vento em uma altura de referência, é capaz de determinar a velocidade do vento (em condições idealizadas) na faixa das centenas de metros acima do solo (DE LELLIS *et al.*, 2016). A equação para esse modelo é dada por:

$$W_n = W_r \frac{\ln z/z_0}{\ln z_{ref}/z_0}, \quad (5)$$

onde W_r é a medição de vento na altura de referência z_{ref} , z é a altura onde W_n é determinada e z_0 é a rugosidade do terreno, parâmetro que depende da topologia do local. A Figura 3 mostra o perfil de vento usando (5) para diferentes valores de z_0 , considerando $z_{ref} = 6$ m e $W_r = 8$ m/s. Outro modelo encontrado com frequência na literatura de AWE é o modelo exponencial, que faz uma relação semelhante usando uma função exponencial, e também pode-se fazer combinações entre os modelos, como realizado por Fechner *et al.* (2015).

Figura 3 – Perfil de vento pelo modelo logarítmico



Elaborado pelo autor

Outras vantagens estão relacionadas aos materiais utilizados para construir os sistemas AWE. Tanto as torres quanto as pás usadas para geração eólica convencional são enormes e suas estruturas têm que resistir a grandes esforços, resultando em um gasto de material considerável. Em sistemas AWE com geração em solo, as forças de tração no cabo são exercidas próximo ao solo e, por isso, é esperado que a fundação que sustenta o gerador seja consideravelmente mais barata que a de uma torre equivalente (FAGIANO *et al.*, 2010). Por fim, o transporte dos componentes, em especial das pás, é complexo e tem um elevado gasto associado. Ao substituir as pás por asas e as torres por cabos, os sistemas AWE reduzem consideravelmente o gasto de material com a sustentação da asa e com a fundação (ZILLMANN; BECHTLE, 2017).

Enquanto a geração eólica convencional utiliza em sua maior parte torres de eixo horizontal com três pás (MANWELL *et al.*, 2009), a tecnologia AWE ainda explora diferentes configurações e é provável que diversas destas tornem-se aplicáveis para diferentes situações. Para classificar os sistemas AWE considera-se principalmente o local de geração: em solo ou embarcado (em voo).

Na configuração *pumping-kite* (PK) utiliza-se uma asa cabeada conectada a um carretel que está fixado em um gerador no solo. Assim, conforme o vento carrega a asa

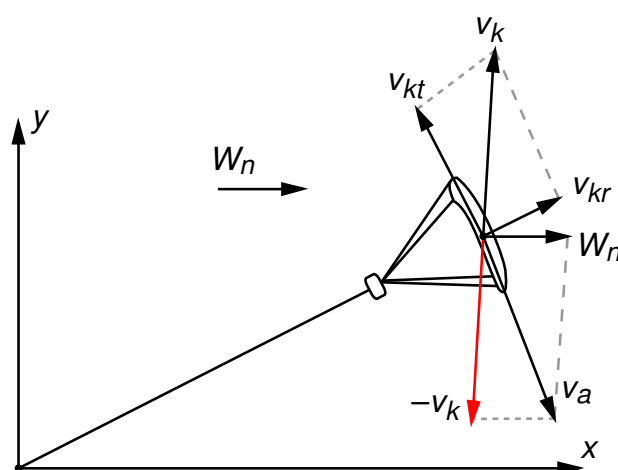
o cabo é tracionado acionando o gerador. Como o comprimento de cabo disponível é finito, é necessário recolher o cabo em algum momento para permitir uma nova fase de geração. Essa fase de recolhimento é realizada de tal forma a minimizar o gasto de energia e sua duração e, para tal, altera-se as características aerodinâmicas da asa e/ou a trajetória de voo (FECHNER; SCHMEHL, 2013). Um ciclo completo de PK é constituído de uma etapa de geração e uma etapa de recolhimento, e deve ser realizado criteriosamente para obter-se um saldo positivo de energia.

Sistemas como o PK podem realizar manobras que favorecem o aumento da velocidade aparente do vento, para amplificar as forças aerodinâmicas, ao se deslocar no sentido perpendicular ao campo de vento. A velocidade aparente do vento \mathbf{v}_a sobre a asa é dada pela diferença vetorial entre a velocidade do vento e a velocidade da asa:

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{W}_n - \mathbf{v}_k, \quad (6)$$

onde \mathbf{W}_n é o vetor de velocidade do vento e \mathbf{v}_k é o vetor de velocidade da asa. A força que atua sobre a asa surge a partir dessa velocidade relativa. Destaca-se que a subtração das velocidades não necessariamente indica um módulo menor de \mathbf{v}_a do que \mathbf{W}_n , pois apesar de a projeção de \mathbf{v}_k em \mathbf{W}_n ser positiva (considerando a fase de geração) existe uma componente de \mathbf{v}_k que é perpendicular ao vetor \mathbf{W}_n . A Figura 4 ilustra esse comportamento em uma vista superior, onde os vetores \mathbf{v}_{kr} e \mathbf{v}_{kt} representam as velocidades da asa no sentido radial e tangencial, respectivamente.

Figura 4 – Velocidade relativa da asa e vento aparente

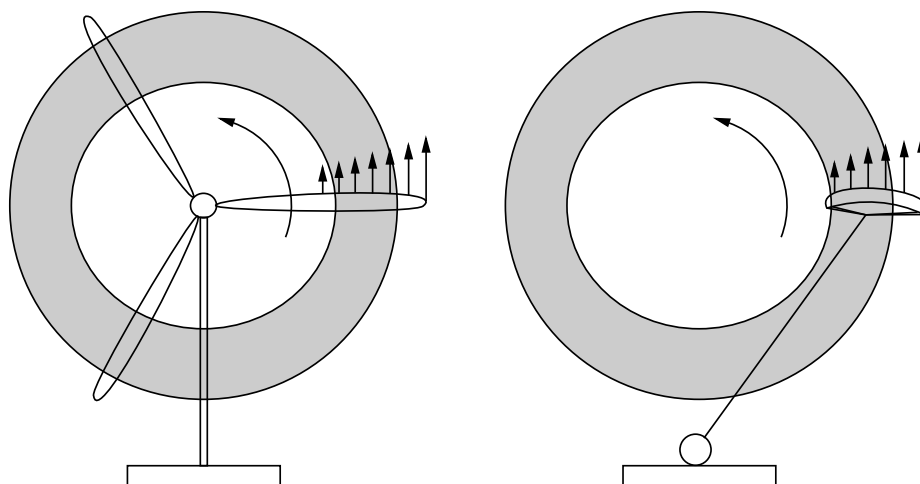


Elaborado pelo autor

A componente \mathbf{v}_{kt} surge quando a asa voa em vento-cruzado e é análoga à velocidade de rotação das pás na geração convencional. Entretanto, como o movimento das pás é rotativo, a componente de velocidade tangencial não é uniforme ao longo da pá, alcançando o valor máximo na sua ponta, como ilustrado na Figura 5. No caso da

asa é possível voar em uma trajetória semelhante à da ponta da pá, para aproveitar ao máximo o efeito da componente tangencial do vetor de velocidade \mathbf{v}_k .

Figura 5 – Perfil de velocidade tangencial



Elaborado pelo autor

2.1 MODELO DE SIMULAÇÃO

Um modelo bastante utilizado na literatura, frequentemente referido como “modelo de ponto de massa”, foi desenvolvido por Fagiano (2009) com base no trabalho de Diehl (2001) e tem as seguintes premissas:

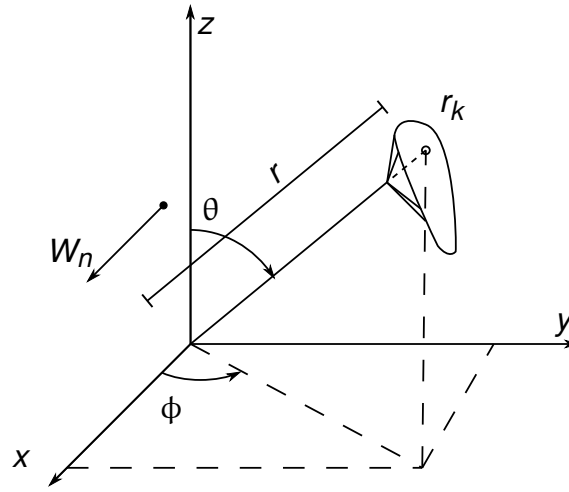
- massa da asa concentrada em um ponto;
- cabo de tração permanece esticado e não possui elasticidade;
- eixo de simetria da asa permanentemente alinhado com o vento aparente.

O desenvolvimento apresentado aqui resume a dedução realizada por De Lellis (2016).

Define-se o sistema de coordenadas centrado no carretel de tal forma que o vetor de velocidade do vento é paralelo ao eixo x , conforme a Figura 6. Considera-se que o vento não muda de direção e portanto esse sistema de coordenadas é um referencial inercial. A posição da asa \mathbf{r}_k pode ser escrita em coordenadas esféricas $\mathbf{r}_k(\theta, \phi, r)$:

$$\mathbf{r}_k = r \begin{bmatrix} \sin \theta \cos \phi & \sin \theta \sin \phi & \cos \theta \end{bmatrix}' . \quad (7)$$

Figura 6 – Sistemas de coordenadas



Elaborado pelo autor

Define-se o sistema de coordenadas local centralizado sobre a posição da asa (centro de massa, coincidente com o centro aerodinâmico) com base formada pelos vetores ortonormais \mathbf{e}_θ , \mathbf{e}_ϕ e \mathbf{e}_r :

$$\mathbf{e}_\theta = \begin{bmatrix} \cos \theta \cos \phi & \cos \theta \sin \phi & -\sin \theta \end{bmatrix}', \quad (8)$$

$$\mathbf{e}_\phi = \begin{bmatrix} -\sin \phi & \cos \phi & 0 \end{bmatrix}', \quad (9)$$

$$\mathbf{e}_r = \begin{bmatrix} \sin \theta \cos \phi & \sin \theta \sin \phi & \cos \theta \end{bmatrix}'. \quad (10)$$

A velocidade da asa no sistema local é dada por:

$$\mathbf{v}_k = \begin{bmatrix} r\dot{\theta} & r\dot{\phi} \sin \theta & \dot{r} \end{bmatrix}', \quad (11)$$

e o vento aparente no sistema inercial é dado por:

$$\mathbf{v}_a = \mathbf{W}_n - \mathbf{R}\mathbf{v}_k, \quad (12)$$

onde \mathbf{R} é uma matriz de rotação que transforma vetores livres do sistema local para o inercial:

$$\mathbf{R} = \begin{bmatrix} \mathbf{e}_\theta & \mathbf{e}_\phi & \mathbf{e}_r \end{bmatrix}. \quad (13)$$

A projeção do vento aparente sobre o plano $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)$ é usada para definir o vetor \mathbf{e}_w que compõe a base ortonormal de um sistema auxiliar junto com os vetores \mathbf{e}_o e \mathbf{e}_r :

$$\mathbf{v}_{a,\tau} = \mathbf{v}_a - (\mathbf{v}_a \cdot \mathbf{e}_r)\mathbf{e}_r, \quad (14)$$

$$\mathbf{e}_w = \frac{\mathbf{v}_{a,\tau}}{\|\mathbf{v}_{a,\tau}\|}, \quad (15)$$

$$\mathbf{e}_o = \mathbf{e}_r \times \mathbf{e}_w. \quad (16)$$

O vento aparente é usado para formar a base ortonormal para o sistema aparente $(\mathbf{x}_a, \mathbf{y}_a, \mathbf{z}_a)$, que é necessária para cálculo das forças aerodinâmicas indicadas na Figura 2:

$$\mathbf{x}_a = -\frac{\mathbf{v}_a}{v_a}, \quad (17)$$

$$\mathbf{y}_a = (-\cos \psi \sin \eta) \mathbf{e}_w + (\cos \psi \cos \eta) \mathbf{e}_o + \sin \psi \mathbf{e}_r, \quad (18)$$

$$\mathbf{z}_a = \mathbf{x}_a \times \mathbf{y}_a. \quad (19)$$

O ângulo ψ é definido como a inclinação da asa em relação ao eixo $(\mathbf{e}_\theta, \mathbf{e}_\phi)$ causada pela variação diferencial no comprimento dos cabos de comando Δl_c , sendo portanto uma variável manipulável pelo controlador de voo:

$$\psi = \arcsen \frac{\Delta l_c}{w_s}, \quad (20)$$

onde w_s é a distância entre as bordas laterais da asa.

O ângulo η entre o vetor \mathbf{v}_a e o plano $(\mathbf{e}_\phi, \mathbf{e}_\theta)$ é obtido por:

$$\eta = \arcsen \left(\frac{\mathbf{v}_a \cdot \mathbf{e}_r}{\|\mathbf{v}_{a,\tau}\|} \tan \psi \right), \quad (21)$$

onde $\mathbf{v}_{a,\tau}$ é a projeção de \mathbf{v}_a sobre o plano $(\mathbf{e}_\phi, \mathbf{e}_\theta)$.

A validade do modelo depende das seguintes restrições:

$$\left| \frac{\mathbf{v}_a \cdot \mathbf{e}_r}{\mathbf{v}_a \cdot \mathbf{e}_w} \tan \psi \right| \leq 1, \quad (22)$$

$$|\psi| < \pi/2, \quad (23)$$

$$|\eta| < \pi/2, \quad (24)$$

$$\|\mathbf{v}_{a,\tau}\| > 0. \quad (25)$$

O modelo dinâmico do sistema é dado por:

$$\begin{bmatrix} \ddot{\theta} \\ \ddot{\phi} \\ \ddot{r} \end{bmatrix} = \frac{1}{m_{eq}} \begin{bmatrix} (1/r)(\mathbf{G} + \mathbf{P} + \mathbf{F}_l + \mathbf{F}_d) \cdot \mathbf{e}_\theta \\ (1/(r \sin \theta))(\mathbf{G} + \mathbf{P} + \mathbf{F}_l + \mathbf{F}_d) \cdot \mathbf{e}_\phi \\ (\mathbf{G} + \mathbf{P} + \mathbf{F}_l + \mathbf{F}_d) \cdot \mathbf{e}_r - T \end{bmatrix}, \quad (26)$$

onde m_{eq} é a massa equivalente do conjunto em voo, dada por:

$$m_{eq} = m + 1/4 m_t, \quad (27)$$

sendo m a massa da unidade de voo e da asa, e m_t é a massa do cabo:

$$m_t = (1/4) \rho_c \pi d_c^2 r, \quad (28)$$

onde ρ_c é a densidade do cabo e d_c é o diâmetro do cabo. Os vetores \mathbf{G} e \mathbf{P} representam as forças gravitacionais e aparentes, respectivamente, e são dados por:

$$\mathbf{G} = \begin{bmatrix} (m + m_t/2) \sin \theta \\ 0 \\ -(m + m_t) \cos \theta \end{bmatrix}, \quad (29)$$

$$\mathbf{P} = m_{eq} \begin{bmatrix} \dot{\phi}^2 r \sin \theta \cos \theta - 2r\dot{\theta} \\ -2\dot{\phi}(\dot{r} \sin \theta + r\dot{\theta} \cos \theta) \\ r(\dot{\theta}^2 + \dot{\phi}^2 \sin^2 \theta) \end{bmatrix}, \quad (30)$$

sendo g a aceleração da gravidade. Os vetores das forças aerodinâmicas são dados por:

$$\mathbf{F}_l = -(1/2) \rho A_k C_l v_a^2 \mathbf{z}_a, \quad (31)$$

$$\mathbf{F}_d = -(1/2) \rho A_k C_d v_a^2 \mathbf{x}_a. \quad (32)$$

Considerando o sistema em equilíbrio dinâmico e desprezando os efeitos de \mathbf{P} e \mathbf{G} pode-se observar uma relação quadrática entre o vento aparente e a tração no cabo:

$$\mathbf{T} = -(1/2) \rho A_k v_a^2 (C_d \mathbf{x}_a + C_l \mathbf{z}_a) \cdot \mathbf{e}_r. \quad (33)$$

Tomando o módulo da tração e fazendo algumas substituições, tem-se:

$$T = \frac{1}{2} \rho A_k C_{aux} (\sin \theta \cos \phi - f)^2 W_n^2, \quad (34)$$

onde C_{aux} é uma constante auxiliar, definida como:

$$C_{aux} = \sqrt{C_l^2 + C_d^2} \left(\frac{C_l^2 + C_d^2}{C_d^2} \right), \quad (35)$$

e f é o fator de desenrolamento dado por:

$$f = \frac{v_{kr}}{W_n}. \quad (36)$$

A potência mecânica transmitida pelo cabo para a unidade de solo é dada pelo produto da força de tração e a velocidade de desenrolamento do cabo no carretel:

$$P_m = v_{kr} T. \quad (37)$$

Substituindo (34) e (36) em (37), obtém-se:

$$P_m = \frac{1}{2} \rho A_k C_{aux} f (\sin \theta \cos \phi - f)^2 W_n^3. \quad (38)$$

Essa equação possui um valor máximo em função do fator de desenrolamento, dado por:

$$f_{opt} = \frac{1}{3} \sin \theta \cos \phi, \quad (39)$$

que pode ser reescrito como valor ótimo para velocidade de desenrolamento como:

$$v_{opt} = \frac{1}{3} \sin \theta \cos \phi W_n. \quad (40)$$

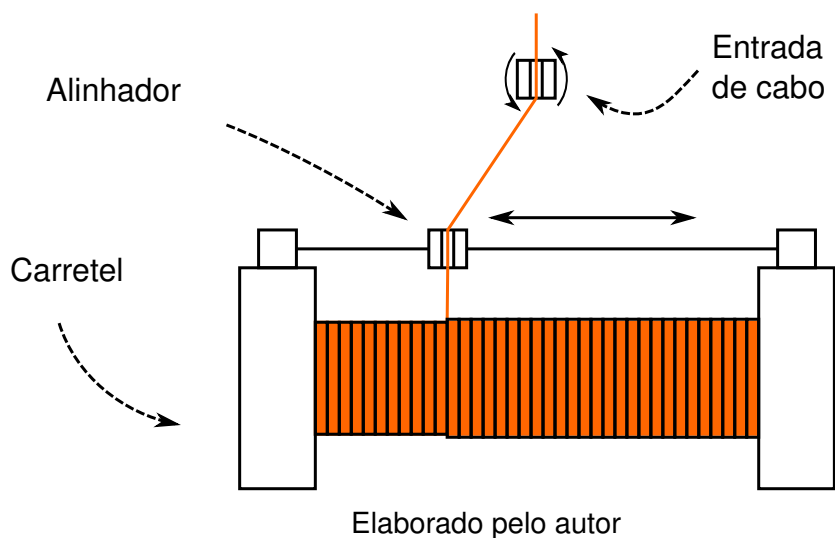
Esse resultado é apresentado por Fagiano (2009) e indica, para as condições assumidas, a velocidade de desenrolamento necessária para alcançar o valor máximo de potência mecânica transferida para o solo em um sistema PK. Entretanto esse valor é válido somente para a fase de tração, onde um dos objetivos é maximizar a potência mecânica transmitida pelo cabo, e não dá um valor para a velocidade de enrolamento que otimiza a fase de recolhimento. Inclusive, alguns trabalhos indicam que a velocidade ótima de desenrolamento deve ser menor do que a encontrada em (40) quando considera-se um ciclo de PK completo, pois assim a fase de tração é mais longa e o saldo energético final é maior (LUCHSINGER, 2013; DE LELLIS *et al.*, 2018b).

2.2 UNIDADE DE SOLO

Conceitualmente, a unidade de solo de um PK é composta por um carretel, onde o cabo é enrolado, e uma máquina elétrica conectada a esse carretel. Para garantir que o cabo será enrolado de forma apropriada ao longo do carretel é comum o uso de um alinhador, como indicado na Figura 7.

Normalmente, as máquinas elétricas usadas em sistemas PK são de indução (assíncronas) ou síncronas de ímãs permanentes. Para sistemas que operam em ciclos é desejável uma alta eficiência na conversão de energia, pois as perdas na máquina reduzem a potência gerada na fase de tração e aumentam a potência consumida na fase de retração, sendo esse um motivo para favorecer uma máquina síncrona de ímãs permanentes (MSIP) dada sua alta eficiência (FECHNER; SCHMEHL, 2013). Essas máquinas precisam de um dispositivo de acionamento para o controle de sua velocidade ou torque através da corrente elétrica e da interação entre fluxos magnéticos. Esses dispositivos são inversores de frequência, controladores eletrônicos que acionam a máquina através da comutação de chaves eletrônicas. Araujo (2017) abordou máquinas MSIP no contexto de AWE e apresentou os modos mais utilizados para controlá-las. Neste trabalho considera-se o uso de uma MSIP junto com um inversor

Figura 7 – Alinhador de cabo no carretel



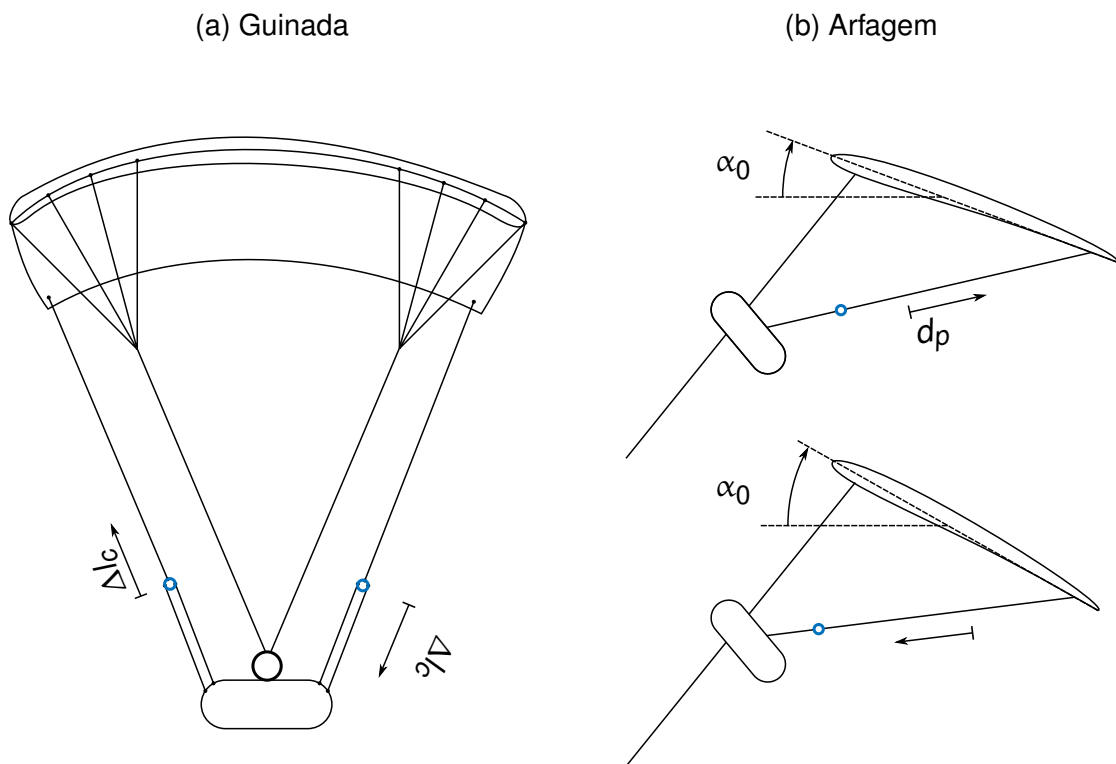
de frequência que seja capaz de rastrear uma referência de torque elétrico instantaneamente, ou seja, as dinâmicas elétricas são desprezadas. Essa referência de torque elétrico é a saída do controlador a ser desenvolvido e deve ser convertida em uma referência de corrente antes de ser enviada para o inversor de frequência usando a fórmula dada pelo fabricante do dispositivo. Por não considerarem-se as dinâmicas elétricas, é possível aplicar os conceitos que serão desenvolvidos aqui em outras máquinas, desde que mantenha-se a característica de dinâmica rápida no rastreamento de referência.

Em configurações de PK que não possuem unidade de voo é usada mais de uma máquina elétrica na unidade de solo, além de múltiplos cabos conectados na asa (como descrito por Fagiano *et al.* (2010)). Essas máquinas podem ser exclusivas para movimentar cabos de comando, ou então atuam sobre cabos de tração (no mínimo 2) que realizam tanto a transferência de força para as máquinas quanto o controle do movimento da asa. Na configuração “clássica” de PK é usada uma unidade de voo e, portanto, somente um cabo de tração conecta a unidade de solo à de voo. Nesse caso, o uso de múltiplas máquinas ocorre quando é desejado que não ocorra a inversão do sentido da máquina após o ciclo de tração, e assim é usada uma máquina auxiliar para realizar o recolhimento enquanto a máquina principal é desconectada do eixo (como proposto por Fechner e Schmehl (2013)). Além disso, as fases de voo têm características bem distintas que dificultam a escolha da máquina: na fase de geração são necessários um torque elevado e uma baixa velocidade de rotação, enquanto que na fase de retração são necessários um torque reduzido e uma alta velocidade de rotação. Sendo assim, uma máquina secundária para realizar o recolhimento pode ser vantajosa do ponto de vista econômico ao reduzir a exigência sobre o desempenho da máquina.

2.3 UNIDADE DE VOO

A unidade de voo é responsável pelo controle de voo, mantendo a asa no ar enquanto rastreia a trajetória desejada. Para tal é usado um conjunto de cabos de comando, fixados na região inferior das laterais da asa, que são manipulados por servomotores através de um conjunto de roldanas. Ao modificar o comprimento desses cabos realizam-se os comandos de arfagem e guinada, responsáveis por modificar o formato da asa e realizar curvas respectivamente. A Figura 8 mostra a forma como esses comandos são realizados, sendo Δl_c a variação diferencial nos cabos, que provoca mudança no ângulo ψ (Eq. (20)), e d_p a variação de cabo no mesmo sentido, que afeta o ângulo de ataque base α_0 modificando os coeficientes aerodinâmicos da asa. Por definição d_p é positivo quando a unidade de voo libera mais cabo, reduzindo o ângulo α_0 e, para ângulos baixos o suficiente, os coeficientes C_l e C_d . Em geral o controle de voo atua através do comando de guinada, possibilitando que a asa faça curvas, enquanto que o comando de arfagem é usado nas fases de transição entre tração e recolhimento.

Figura 8 – Comandos da unidade de voo

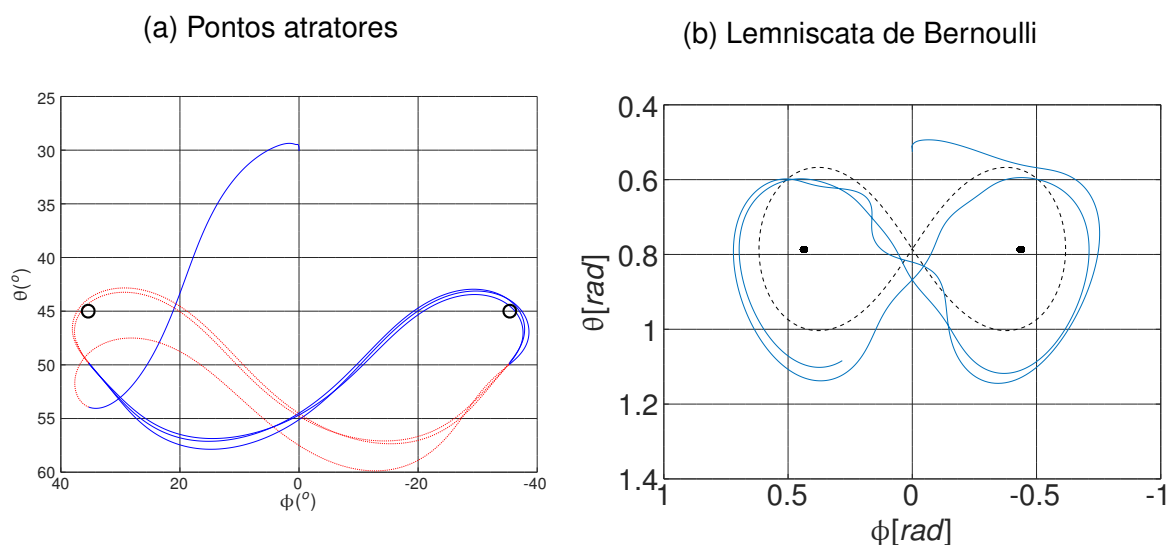


Elaborado pelo autor

A trajetória de voo mais comum é a de um oito deitado, que permite um bom aproveitamento do vento cruzado sem acumular torção no cabo. Para construir essa figura podem ser usadas diferentes estratégias, desde uma curva parametrizada até um conjunto discreto de pontos chamados atratores. Quando se usa os pontos atrato-

res são definidos dois (ou mais) pontos na janela de vento, “plano” que representa a superfície esférica onde a asa está localizada, e direciona-se a asa para um desses pontos de cada vez. Conforme a asa passa pela coordenada azimutal do atrator ele torna-se inativo, e o próximo é definido como o ponto alvo para a asa. Essa estratégia é simples e fácil de implementar, mas não garante um formato rígido para a trajetória de voo como ocorre com figuras parametrizadas. Algumas figuras já usadas para trajetória de voo em AWE são: a lemniscata de Bernoulli (DE LELLIS *et al.*, 2016), a lemniscata de Booth (RAPP *et al.*, 2019) e a *Lissajous* (JEHLE; SCHMEHL, 2014 apud RAPP *et al.*, 2019), enquanto que os pontos atratores são usados por Erhard e Strauch (2015) e Berra (2020) por exemplo. A Figura 9 mostra uma trajetória de voo realizada com pontos atratores e outra realizada com a lemniscata de Bernoulli, ambas em simulação. Na Figura 9a os atratores são indicados por círculos pretos e a cor das linhas indica qual o atrator está ativo no momento, enquanto que na Figura 9b a trajetória desejada é indicada pelas linhas tracejadas.

Figura 9 – Trajetórias de voo

Adaptado de Silva *et al.* (2020)

Elaborado pelo autor

Além do formato da trajetória também é necessário que seja definido um sentido para o voo da asa, podendo ser *edge-down*, quando a asa inicia a curva lateral pela parte superior e termina na parte inferior da janela de vento, ou *edge-up*, onde a asa faz o movimento contrário. Observa-se na Figura 9a o sentido de voo *edge-up* visto que a troca de atrator, que ocorre com a asa “subindo” pelas extremidades laterais da figura e contornando um atrator. Enquanto que, para a Figura 9b o sentido de voo é *edge-down* (o ponto inicial está em $\{0; 0,5\}$).

Por fim, a trajetória de voo costuma ser modificada durante a fase de recolhimento, que ocorre após uma determinada quantidade de cabo ter sido desenrolada.

As fases de voo e suas transições são discutidas no próximo capítulo, junto com o controlador de voo implementado.

2.4 CONTROLE DE DESENROLAMENTO

Para controlar a geração de energia é possível manipular tanto a velocidade de desenrolamento do cabo quanto a tração sobre o cabo. Um controlador de velocidade permite que a asa realize uma trajetória mais uniforme. Porém, como existe uma relação quadrática entre a velocidade do vento e a tração no cabo, o controlador deve atualizar rapidamente sua referência frente às variações da velocidade do vento para evitar que a tração alcance valores críticos, podendo causar tanto o rompimento do cabo quanto o afrouxamento do cabo, com consequente perda de manobrabilidade da asa e sua queda. Em contrapartida, um controlador para tração garante mais robustez ao sistema ao custo de variação na trajetória de voo no sentido radial, pois ao fixar a tração no cabo a velocidade de desenrolamento é determinada pelas condições do vento.

Diversos trabalhos foram realizados até o momento envolvendo sistemas PK e é possível dividi-los em duas categorias: os que propõem um controle centralizado que atua tanto na unidade de solo quanto na de voo, e os que separam as unidades em subsistemas distintos e projetam controladores para cada uma separadamente (trajetória tangencial definida pela unidade de voo e trajetória radial definida pela unidade de solo). A primeira abordagem costuma ser feita com controladores complexos, como o Controlador Preditivo Baseado em Modelo Não-Linear (NMPC, do inglês *Nonlinear Model Predictive Control*), para tentar otimizar o desempenho do sistema, exigindo uma capacidade computacional considerável. Por outro lado, a segunda abordagem permite maior liberdade na escolha das estruturas de controle e, por isso, encontra-se uma maior gama de estratégias empregadas nos trabalhos publicados, incluindo controladores mais simples como o PI (Proporcional-Integral) e o PID (Proporcional-Integral-Derivativo).

Do ponto de vista do controle de desenrolamento, esse pode ser feito controlando-se a tração no cabo ou a velocidade de desenrolamento, sendo ambos abordados na literatura. Além disso, na maior parte dos trabalhos encontram-se considerações sobre ambas as variáveis mesmo quando a variável em questão não é a controlada, pois ambas possuem limites práticos que devem ser respeitados. Algumas estratégias modificam a variável controlada conforme a fase de voo, controlando, por exemplo, a velocidade de desenrolamento durante a fase de geração e a tração durante a fase de retração. O Quadro 1 mostra alguns dos trabalhos analisados, dividindo-os conforme os critérios discutidos até aqui.

Quadro 1 – Alguns trabalhos desenvolvidos em sistemas *pumping-kite*

Trabalho	Controlador	Variável controlada	Observações
Fagiano (2009)	NMPC	Velocidade	Configuração PK e carrossel
Ahmed <i>et al.</i> (2011)	NMPC	Velocidade	Tração e recolhimento na mesma órbita
Fechner <i>et al.</i> (2015)	PID com parâmetros variáveis	Velocidade	Não traz detalhes sobre a estrutura de controle
Araujo (2017)	PI	Ambas	Compara um controlador de velocidade e um de tração
Rapp <i>et al.</i> (2019)	Inversão de dinâmica	Tração	PK com asa rígida, aplica referências constantes para as fases de geração e recolhimento
Eijkelhof <i>et al.</i> (2020)	PI	Tração	PK com asa rígida, apresenta recolhimento durante a fase de geração
Berra (2020)	Realimentação de estados	Velocidade	Usa velocidade e posição angular do carretel como estados

Elaborado pelo autor

Síntese

Este capítulo apresentou os fundamentos da tecnologia AWE, com ênfase em sistemas com asas cabeadas na configuração PK. No próximo capítulo é desenvolvido um controlador para a tração no cabo considerando o modelo apresentado para a asa, com foco nas equações do equilíbrio dinâmico, além de um modelo para a tração no cabo. Também é apresentado o controlador de voo implementado, cujas manobras são realizadas pela unidade de voo discutida aqui.

3 CONTROLE DO SISTEMA *PUMPING KITE*

Este capítulo apresenta a metodologia aplicada para resolver o problema de controle de tração no cabo do sistema PK. Primeiramente é abordada a modelagem usada para o projeto do controlador e a estratégia de controle aplicada. Em seguida é definida uma estratégia para o cálculo da referência de tração a ser aplicada no sistema com base em conceitos teóricos abordados no Capítulo 2, considerando também algumas ressalvas feitas a partir de observações dos resultados de simulação. Por fim é apresentado o controlador de voo implementado, suas características e as melhorias propostas no seu algoritmo.

3.1 CONTROLE DE TRAÇÃO

Para solucionar o problema do controle de tração no cabo da asa propõe-se uma estratégia de controle descentralizada. Essa abordagem é comum em sistemas PK (BERRA, 2020; DE LELLIS, 2016; ERHARD; STRAUCH, 2015) e suas vantagens incluem maior robustez do sistema em caso de falha em um dos controladores e a distribuição do custo computacional entre as unidades. Sendo assim, o controle de tração é realizado de forma independente do controle de voo e o estado de voo da asa atua como uma perturbação no sistema. A estrutura de controle proposta é em cascata, onde a malha externa define uma referência de tração e a malha interna faz o rastreamento dessa referência. Na sequência é apresentado o modelo usado para projetar a malha interna e mais adiante são propostas duas estratégias para a malha externa, uma baseada no modelo de equilíbrio dinâmico apresentado no Capítulo 2 e outra na velocidade ótima de desenrolamento (Eq. (40)).

3.1.1 Modelagem para controle

Diversos modelos de cabos podem ser usados em sistemas PK, desde modelos simples que consideram o cabo um elo rígido com massa pontual no centro (como o modelo apresentado no Capítulo 2) até modelos com uma série de elementos massa-mola-amortecedor (como em Fechner *et al.* (2015)). Os modelos mais complexos são usados para simular comportamentos mais realistas do cabo, como a curvatura (*sag*) que ocorre devido ao efeito da força gravitacional e do arrasto ao longo do cabo, enquanto que modelos mais simples costumam ser usados para otimização em tempo real devido ao custo computacional reduzido. Entretanto, do ponto de vista de controle, um modelo de cabo segmentado implica diversos estados adicionais (posições e velocidades) o que aumenta a complexidade do problema sem trazer, necessariamente, uma melhoria significativa no desempenho do controlador. Nesse sentido, o modelo de cabo utilizado considera um único elemento de mola conectando o carretel à unidade

de voo com as seguintes características:

- cabo está sempre esticado, ou seja, a tração é sempre maior que zero. Essa condição é necessária para manter o formato do cabo, visto que o mesmo não suporta compressão;
- deformação devido à tração é desprezível comparada ao comprimento total de cabo. O ponto de operação de sistemas PK normalmente tem centenas de metros de cabo desenrolado e, portanto, é possível desconsiderar o comprimento adicional devido à alongação do cabo;
- o cabo mantém-se reto e alinhado com a asa, sofrendo ação de forças somente no sentido longitudinal. Dessa forma, a tração está alinhada com o cabo e não causa deformações transversais;
- o cabo possui elevada constante de elasticidade (característica das fibras Dyneema, usadas em diversos protótipos de PK) e seu comportamento é linear. Um cabo com alta constante de elasticidade sofre menos deformação devido à tração a que está submetido;
- a massa e o amortecimento do cabo são desprezados.

A tração sobre o cabo é dada pela lei de Hooke:

$$T = \frac{EA_c}{l} \Delta l, \quad (41)$$

onde E é a constante de elasticidade, A_c é a área da seção transversal do cabo, l é o comprimento natural de cabo (com tração nula) e Δl a deformação causada pela tração. Essa deformação pode ser escrita como a diferença entre a posição radial da asa e a quantidade de cabo desenrolado:

$$\Delta l = r - l. \quad (42)$$

Substituindo (42) em (41), tem-se:

$$T = EA_c \left(\frac{r-l}{l} \right). \quad (43)$$

Tomando a derivada de (43), tem-se:

$$\dot{T} = EA_c \frac{d}{dt} \left(\frac{r}{l} \right) = EA_c \frac{l\dot{r} - r\dot{l}}{l^2}, \quad (44)$$

onde \dot{l} é a variação de cabo desenrolado (velocidade tangencial do carretel):

$$\dot{l} = v_r, \quad (45)$$

e \dot{r} é a variação da posição radial da asa:

$$\dot{r} = v_{kr}. \quad (46)$$

Substituindo (45) e (46) em (44), obtém-se:

$$\dot{T} = \frac{EA_c}{l} (v_{kr} - v_r) - \frac{EA_c}{l} \left(\frac{r-l}{l} v_r \right), \quad (47)$$

onde é possível visualizar dois efeitos distintos que contribuem para o ganho ou perda de tração no cabo. O primeiro termo diz respeito ao aumento de tração devido à velocidade relativa entre a asa (componente radial) e o carretel, enquanto que o segundo indica a perda de tração que ocorre naturalmente com o aumento de cabo desenrolado em conjunto com uma deformação constante (velocidade relativa nula) conforme a Eq. (41). No equilíbrio, a velocidade do carretel fica:

$$v_r = \frac{l}{r} v_{kr}, \quad (48)$$

ou seja, para manter a tração constante é necessário uma velocidade de desenrolamento ligeiramente menor do que a velocidade radial da asa ou que ambas sejam nulas. Agrupando os termos de (47) em função de v_{kr} e v_r , tem-se:

$$\dot{T} = \frac{EA_c}{l} \left(v_{kr} - \left(1 + \frac{r}{l} - \frac{l}{l} \right) v_r \right) \approx \frac{EA_c}{l} (v_{kr} - v_r). \quad (49)$$

A razão r/l é ligeiramente maior que 1 devido às considerações feitas no início da seção e por isso ocorre a simplificação na expressão. Para ilustrar essa característica, considera-se a equação (41) com $E = 120,5$ GPa (cabo *Dyneema* SK78, conforme Berra (2020)), $A_c = 4\pi$ mm², $l = 400$ m e $T = 4000$ N. Para esses valores a deformação causada pela tração é:

$$\Delta l = \frac{lT}{EA_c} = 1,056 \text{ m}, \quad (50)$$

resultando em uma variação menor que 1% do comprimento total de cabo desenrolado. Esse efeito torna-se mais relevante em sistemas de grande porte, onde a tração aumenta consideravelmente, porém parte do seu efeito é reduzido pelo aumento de A_c que é necessário para que o cabo sustente forças mais elevadas sem romper-se.

Em (49) existe uma não linearidade que deve ser observada antes de prosseguir para o projeto por realimentação de estados, dada pela divisão das velocidades pelo comprimento de cabo desenrolado. Para obter uma equação linear é usada a técnica de linearização por série de Taylor truncada nos termos de primeira ordem, escolhendo como ponto de linearização $\{0,0,l_0\}$ para v_r , v_{kr} e l respectivamente:

$$\dot{T} = EA_c \left(\frac{1}{l_0} v_{kr} - \frac{1}{l_0} v_r + \frac{1}{l_0^2} (0-0)l \right). \quad (51)$$

A dependência em l desaparece devido à escolha de um ponto com velocidades v_r e v_{kr} nulas. Existem outras técnicas que podem ser aplicadas nesse caso, como o LPV para parâmetros variantes no tempo ou então a linearização por realimentação visto que o parâmetro é facilmente mensurável (pode ser obtido pela integral da velocidade do carretel), entretanto a abordagem mais simples foi suficiente para os casos estudados.

Removendo o termo nulo em (51) e agrupando alguns termos, obtém-se:

$$\dot{T} = k_t(v_{kr} - v_r), \quad (52)$$

onde:

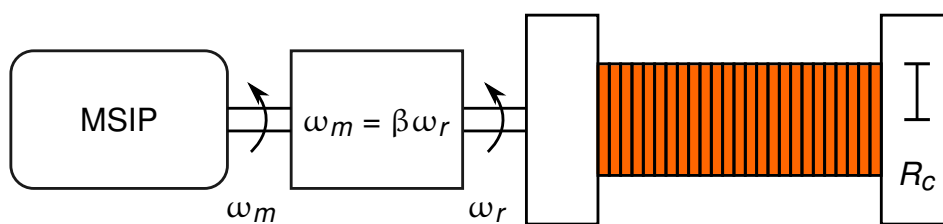
$$k_t = \frac{EA_c}{l_0}, \quad (53)$$

é a constante de mola do cabo que relaciona a variação de tração no cabo com a velocidade de desenrolamento do carretel e com a velocidade radial da asa. Essa tração no cabo provoca um torque no carretel que é transferido para a máquina síncrona através de um acoplamento redutor. A equação para o movimento do eixo na máquina elétrica é dada por:

$$J\dot{\omega}_m = T \frac{R_c}{\beta} - b\omega_m - \varphi_e, \quad (54)$$

onde J é o momento de inércia equivalente do conjunto mecânico (eixo, acoplamento, carretel), ω_m é a velocidade angular da máquina, β é o fator de redução do acoplamento, b é o atrito viscoso do conjunto e φ_e é o torque elétrico desenvolvido pela máquina. Esse arranjo é destacado na Figura 10.

Figura 10 – Componentes da unidade de solo



Elaborado pelo autor

A relação entre a velocidade tangencial do carretel e a velocidade angular da máquina é dada por:

$$v_r = \frac{R_c}{\beta} \omega_m. \quad (55)$$

O torque elétrico φ_e de uma máquina síncrona é resultado da interação entre os fluxos magnéticos do seu rotor e estator. Esses fluxos são controlados por um inversor de frequência, cuja dinâmica será desprezada nessa análise. Portanto, assume-se que o inversor altera o torque elétrico instantaneamente conforme a referência de entrada

u. Sendo assim, é possível escrever o sistema a ser controlado no espaço de estados:

$$\mathbf{q} = \begin{bmatrix} \omega_m \\ T \end{bmatrix}, \quad (56)$$

$$\dot{\mathbf{q}} = \mathbf{A}\mathbf{q} + \mathbf{B}_u u + \mathbf{B}_d d, \quad (57)$$

$$\begin{bmatrix} \dot{\omega}_m \\ \dot{T} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{-b}{J} & \frac{R_c}{\beta J} \\ \frac{-R_c k_t}{\beta} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \omega_m \\ T \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{-1}{J} \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ k_t \end{bmatrix} d, \quad (58)$$

onde d é a entrada de perturbação, definida como a velocidade radial v_{kr} da asa. A saída de interesse é a tração no cabo, então define-se:

$$y = T, \quad (59)$$

$$y = \mathbf{C}\mathbf{q}, \quad (60)$$

$$y = \begin{bmatrix} 0 & 1 \end{bmatrix} \mathbf{q}. \quad (61)$$

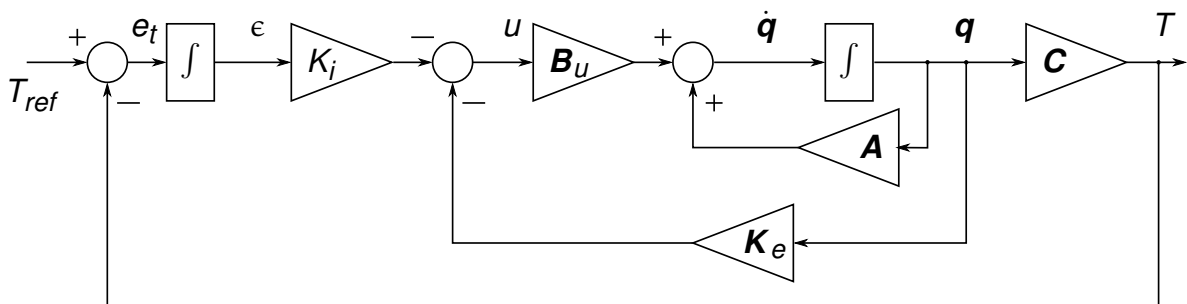
Para rastrear uma referência de tração utiliza-se uma realimentação de estados com a adição de um integrador, conforme a Figura 11. Dessa forma, adiciona-se um estado ϵ com informação do erro de rastreamento acumulado:

$$\dot{\epsilon} = e_t, \quad (62)$$

$$e_t = T_{ref} - T, \quad (63)$$

onde e_t é o erro de rastreamento de tração e T_{ref} a referência de tração, e temos o sistema aumentado:

Figura 11 – Rastreamento de referência



Elaborado pelo autor

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{q}} \\ \dot{\epsilon} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \mathbf{A} & 0 \\ -\mathbf{C} & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \epsilon \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_u \\ 0 \end{bmatrix} u + \begin{bmatrix} 0 \\ 1 \end{bmatrix} T_{ref} + \begin{bmatrix} \mathbf{B}_d \\ 0 \end{bmatrix} d. \quad (64)$$

Considera-se que a velocidade e a tração são medidas e, portanto, todos estados estão disponíveis para realimentação. Na próxima seção são apresentadas algumas formas de medição para essas e outras variáveis relevantes para a operação do sistema. Usando um vetor de ganhos \mathbf{K} , faz-se a realimentação dos estados do sistema aumentado:

$$u = -\mathbf{K}\mathbf{q}_a = -\begin{bmatrix} \mathbf{K}_e & K_i \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{q} \\ \epsilon \end{bmatrix} = -\begin{bmatrix} K_1 & K_2 & K_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_1 \\ q_2 \\ \epsilon \end{bmatrix}, \quad (65)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_a = (\mathbf{A}_a - \mathbf{B}_a\mathbf{K})\mathbf{q}_a + \mathbf{B}_t T_{ref} + \mathbf{B}_{da}d, \quad (66)$$

$$\dot{\mathbf{q}}_a = \mathbf{A}_f\mathbf{q}_a + \mathbf{B}_t T_{ref} + \mathbf{B}_{da}d. \quad (67)$$

Para determinar os ganhos \mathbf{K} é usado o método de alocação de polos, relacionando os autovalores do sistema aumentado com um determinado conjunto de autovalores desejado. Esse método é escolhido pela sua simplicidade, havendo outras formas de encontrar valores para os ganhos \mathbf{K} como, por exemplo, o método usado no Regulador Linear Quadrático (LQR, do inglês *Linear Quadratic Regulator*). Dessa forma, escolhem-se os valores de \mathbf{K} tal que o sistema realimentado seja estável, ou seja, seus autovalores tenham parte real negativa:

$$\det(\lambda\mathbf{I} - \mathbf{A}_f) = (\lambda + \lambda_1)(\lambda + \lambda_2)(\lambda + \lambda_3), \quad (68)$$

$$\lambda\mathbf{I} - \mathbf{A}_f = \begin{bmatrix} \lambda + \frac{b}{J} & \frac{-R_c}{\beta J} & 0 \\ \frac{R_c k_t}{\beta} & \lambda & 0 \\ 0 & 1 & \lambda \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \frac{-1}{J} \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} K_1 & K_2 & K_3 \end{bmatrix}, \quad (69)$$

$$\det(\lambda\mathbf{I} - \mathbf{A}_f) = \begin{vmatrix} \lambda + \frac{b}{J} - \frac{K_1}{J} & \frac{-1}{J} \left(\frac{R_c}{\beta} + K_2 \right) & \frac{-K_3}{J} \\ \frac{R_c k_t}{\beta} & \lambda & 0 \\ 0 & 1 & \lambda \end{vmatrix}. \quad (70)$$

O polinômio característico é dado por:

$$p(\lambda) = \lambda^3 + \frac{b - K_1}{J} \lambda^2 + \frac{R_c k_t (R_c + K_2 \beta)}{J \beta^2} \lambda - \frac{K_3 R_c k_t}{J \beta}. \quad (71)$$

E o polinômio desejado é dado por:

$$p(\lambda) = \lambda^3 - (\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3) \lambda^2 + (\lambda_1 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3 + \lambda_2 \lambda_3) \lambda - \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3. \quad (72)$$

Comparando (71) e (72), tem-se expressões para os ganhos K :

$$K_1 = b + J(\lambda_1 + \lambda_2 + \lambda_3), \quad (73)$$

$$K_2 = \frac{J\beta}{R_c k_t} (\lambda_1 \lambda_2 + \lambda_1 \lambda_3 + \lambda_2 \lambda_3) - \frac{R_c}{\beta}, \quad (74)$$

$$K_3 = \frac{J\beta}{R_c k_t} \lambda_1 \lambda_2 \lambda_3. \quad (75)$$

Os critérios adotados para a escolha dos autovalores usados nas simulações do controle de tração, apresentadas no Capítulo 4, seguem as seguintes considerações:

- A resposta da malha interna deve ser rápida o suficiente para rastrear a referência que a malha externa produz;
- Deve-se manter um baixo nível de sobressinal para evitar uma resposta exagerada durante a transição entre as fases de geração e recolhimento;
- A implementação desse controlador é realizada em tempo discreto, mas o projeto é realizado em tempo contínuo, então é desejável escolher polos mais lentos para reduzir os efeitos da discretização.

3.2 MEDIÇÃO DOS ESTADOS

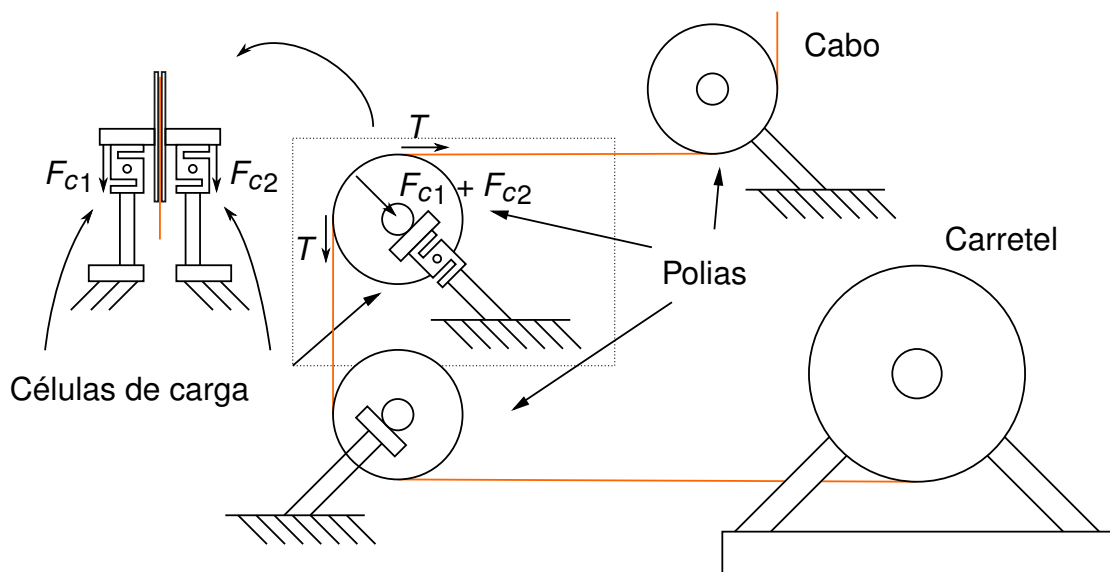
A velocidade angular da máquina pode ser obtida por um *encoder* acoplado ao eixo da mesma. Técnicas de controle baseadas no sentido do campo interno da máquina usam um sensor de velocidade para melhorar o desempenho do controle de torque elétrico fornecido. Quando esse sensor não é empregado, a velocidade é estimada a partir das grandezas elétricas da máquina e o controle perde qualidade em baixas velocidades angulares. Como o PK trabalha em uma faixa de operação de velocidades ampla, considera-se que uma MSIP terá sensor de velocidade para o controle de campo e, portanto, a velocidade angular da máquina está disponível através de alguma interface com o inversor de frequência.

A tração no cabo é medida por duas células de carga montadas lado a lado junto aos mancais de apoio de uma polia que alinha o cabo com o carretel, conforme ilustrado na Figura 12. Dessa forma, a tração no cabo é obtida pela soma vetorial das forças sobre cada uma das células de carga:

$$T = \frac{1}{\sqrt{2}} (F_{c1} + F_{c2}). \quad (76)$$

A medição dessas grandezas é suficiente para realizar a realimentação de estados já discutida, porém para a malha externa do controlador, apresentada na

Figura 12 – Arranjo para medição de tração



Elaborado pelo autor

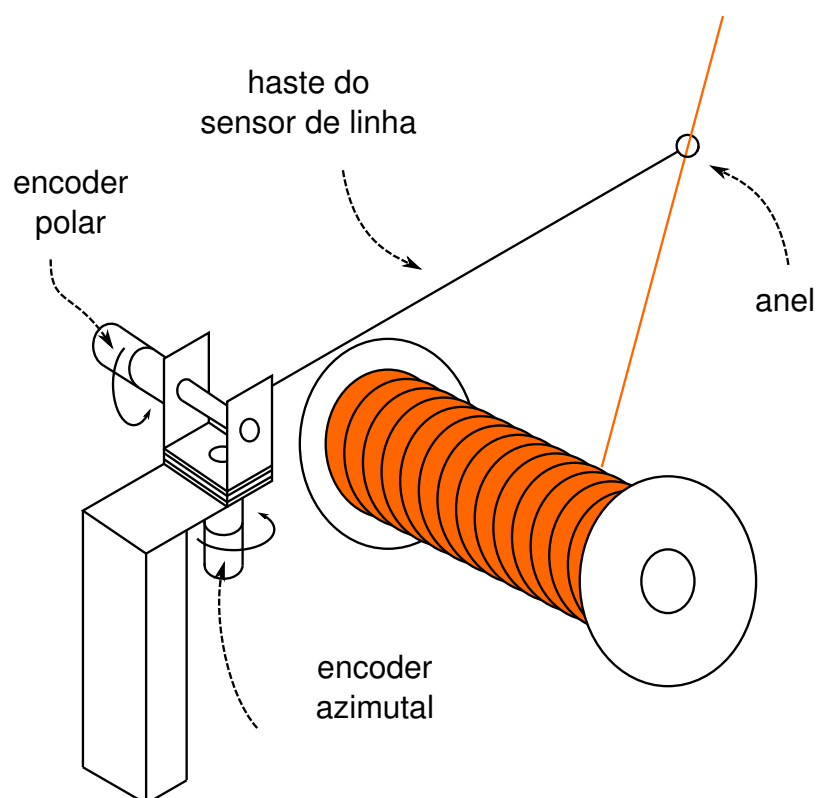
próxima seção, são necessárias medições da posição da asa e da velocidade do vento.

Do ponto de vista da unidade de solo, a posição da asa pode ser obtida através de um sensor de linha, um arranjo de *encoders* angulares montados em uma estrutura próxima ao carretel onde está fixada uma haste metálica que está alinhada com o cabo (FAGIANO *et al.*, 2014). Essa forma de medição é simples, porém perde exatidão conforme a curvatura do cabo torna-se significativa, como apontado por Hesse *et al.* (2018). A Figura 13 mostra uma possível configuração com esse método. Observa-se que, nesse caso, é necessário uma mudança de sistemas de coordenadas para mapear os ângulos medidos na haste para o ângulo do cabo. Uma vez obtidos os ângulos θ e ϕ a posição da asa pode ser determinada considerando que a coordenada r equivale à quantidade de cabo desenrolado l , que por sua vez é uma variável acessível pela integral da velocidade angular da máquina.

Outras formas de medição da posição da asa incluem técnicas de visão computacional (HESSE *et al.*, 2018) e medição por radiofrequência (SCHMIDT, 2017), além de sensores embarcados na unidade de controle de voo como Sistema de Posicionamento Global (GPS, do inglês *Global Positioning System*) e Sistema Global de Navegação por Satélite (GNSS, do inglês *Global Navigation Satellite System*) (VAN DER VLUGT *et al.*, 2013). A combinação de diferentes sensores permite aumentar a confiabilidade da leitura e adiciona redundância no caso de falhas, sendo frequentemente usada em protótipos.

Para medir a velocidade do vento na altura da asa pode-se usar anemômetros

Figura 13 – Arranjo conceitual para medição da posição da asa



Elaborado pelo autor

no solo em conjunto com um modelo para o perfil de vento, ajustado para o local de operação. Outra forma de obter essa velocidade é através de estimadores, como realizado por Schmidt *et al.* (2017). Uma medida, ou estimativa, confiável na altura da asa permite o ajuste do modelo para determinar a velocidade do vento em alturas intermediárias.

Os métodos de medição discutidos nesta seção ilustram algumas dificuldades de implementação prática, que devem ser observadas no projeto de um sistema PK. Nas simulações desenvolvidas, cujos resultados são apresentados no Capítulo 4, são usados os valores “reais” dessas variáveis, sendo desprezado qualquer erro ou ruído no sistema de medição.

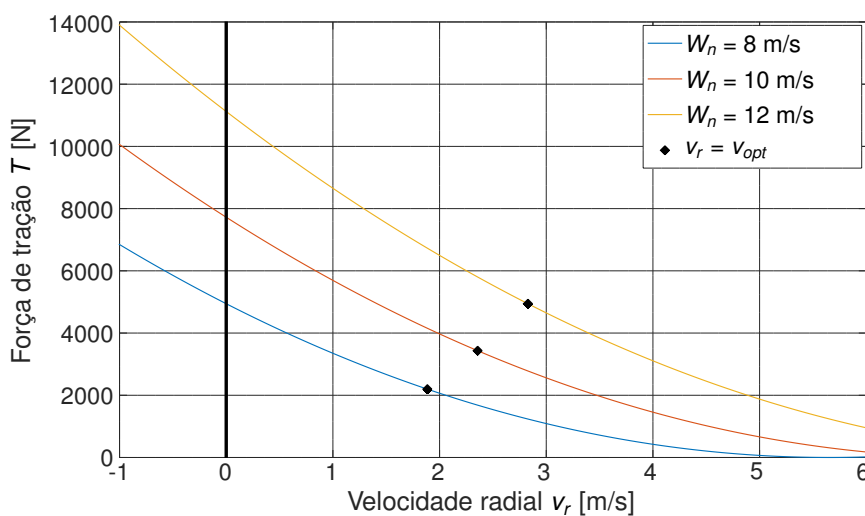
3.3 GERAÇÃO DE REFERÊNCIA

Tendo projetado a malha interna do controlador, agora é necessário definir a estratégia usada pela malha externa para calcular a referência de tração desejada. Para isso, primeiramente, é avaliada a necessidade de modificar a referência de tração com base nas equações do equilíbrio dinâmico.

A Figura 14 mostra, através de um exemplo numérico, o comportamento da tração e da velocidade de desenrolamento para diferentes valores de velocidade do

vento (Eq. (34)), assumindo os demais valores como constantes, e indicando também os pontos que maximizam a potência mecânica na fase de tração (conforme (34) e (40), assumindo valores constantes para todos fatores exceto a velocidade do vento). No exemplo, se o sistema opera em torno do valor ótimo para $W_n = 12$ m/s e ocorre uma queda nessa velocidade para $W_n = 8$ m/s, a velocidade radial tende a se equilibrar próximo de zero, podendo inclusive alcançar valores negativos para manter a tração elevada. Com isso fica evidente a necessidade de alterar-se a referência de tração conforme as variações da velocidade do vento.

Figura 14 – Curvas de tração e velocidade radial no equilíbrio



Elaborado pelo autor

No primeiro momento pode-se usar a equação (34) para calcular a tração no equilíbrio dinâmico para a velocidade de desenrolamento que maximiza a potência produzida no intuito de obter a tração que maximiza a potência (e indiretamente a velocidade ótima de desenrolamento). Entretanto para obter o máximo de potência com essa abordagem é necessário que as condições para o equilíbrio dinâmico se sustentem durante o voo, o que dificilmente ocorrerá com uma asa flexível por conta da baixa eficiência aerodinâmica. Nesse sentido, as forças aerodinâmicas podem não ser grandes o suficiente para permitir que se despreze os efeitos da gravidade, por exemplo, que fará a asa perder velocidade tangencial enquanto está ganhando altitude e vice-versa. Além disso, qualquer oscilação no controle de tração irá causar uma variação na velocidade de desenrolamento e assim perturbará o equilíbrio dinâmico. A validade da suposição de equilíbrio dinâmico é avaliada em um estudo de caso que é apresentado no Capítulo 4, onde pode ser visto que mesmo impondo a velocidade ótima teórica não se alcança a máxima potência mecânica em um ciclo completo.

Tendo em vista essas considerações, são propostas duas estratégias para a geração de referência de tração: a primeira é baseada na equação de equilíbrio dinâmico

e a segunda usa o erro entre a velocidade de desenrolamento atual e a ótima teórica. Em ambos os casos aplica-se um fator de correção sobre a velocidade de desenrolamento ótima para reduzi-la em 30%. A justificativa para essa correção se baseia em dois critérios: a potência produzida diminui para valores acima do valor ótimo, assim como o tempo durante a fase de geração é reduzido pelo aumento na velocidade de desenrolamento ocasionando uma redução na razão cíclica de um PK; os resultados para o estudo de caso indicam que velocidades de desenrolamento menores podem resultar em uma potência média gerada maior do que se utilizada a velocidade ótima apresentada no Capítulo 2.

Partindo da equação (34), considera-se que é conhecido o valor médio do coeficiente aerodinâmico e que o fator de desenrolamento é o valor ótimo corrigido, obtém-se:

$$T_{trac} = \frac{1}{2} \rho A_k C_{aux} \sin^2 \theta \cos^2 \phi \left(1 - \frac{0,7}{3}\right)^2 W_n^2. \quad (77)$$

Através de iterações entre simulação e projeto, encontrou-se uma expressão reduzida que resultou em um melhor desempenho para o sistema, dada por:

$$T_{trac} = \frac{1}{2} \rho A_k C_{aux} \sin \theta \sin \theta_c \cos^2 a_l \left(1 - \frac{0,7}{3}\right)^2 W_f^2, \quad (78)$$

onde θ_c e a_l são parâmetros da lemniscata, figura usada para trajetória de voo discutida no Capítulo 2, que são detalhados na próxima seção. As modificações foram realizadas com base na observação de que, na direção de voo *edge-down* (sentido de voo no qual as curvas laterais são realizadas de cima para baixo), a região com maior potência mecânica instantânea ocorre durante as curvas pela lateral da lemniscata e na região inferior mais distante do centro. Essa potência surge pois a asa adquire uma velocidade tangencial relativamente elevada durante a curva, da mesma forma como a mesma perde enquanto sobe a lemniscata logo em seguida. Sendo assim, modular a tração com θ faz com que a referência se eleve conforme a asa ganha velocidade tangencial ao descer pela borda, impedindo que a velocidade de desenrolamento se eleve demasiadamente, e ao mesmo tempo reduz a referência durante a subida da asa, impedindo que a velocidade de desenrolamento diminua demasiadamente (ou torne-se negativa). A remoção do termo quadrático é realizada para evitar variações bruscas na referência, que podem não ser rastreadas pela malha interna em tempo, mantendo esse termo com o valor central θ_c . A dependência em ϕ faz com que a referência de tração nas bordas seja consideravelmente menor do que no centro, causando um desenrolamento exagerado na borda e/ou um recolhimento durante a parte central da trajetória de voo e, por isso, a mesma é considerada como um termo constante dependente de a_l , que é parâmetro da trajetória. Por fim, considera-se uma medição de velocidade do vento em uma altura fixa W_f , em torno da metade da faixa de operação, para reduzir oscilações na referência de tração causadas pela variação da altura.

Entretanto, variações na velocidade do vento devido a outros efeitos ainda são detectadas, e a referência de tração é ajustada, através de (78), para levar o sistema para o novo ponto de operação. Essa estratégia é concebida considerando um sentido de voo *edge-down*, e portanto pode não ser adequada para um sistema operando em *edge-up*.

Durante a fase de retração é aplicado um fator multiplicativo que reduz o valor de referência produzido. Isso é realizado pois na fase de transição a asa é reconfigurada para oferecer menor resistência ao vento e, portanto, as mesmas condições de voo produzem menos tensão no cabo durante a retração. Dessa forma é possível escrever uma função para a referência de tração em todas as fases:

$$T_{ref} = (1 - \sigma) T_{trac} + \sigma T_{retr}, \quad (79)$$

onde:

$$T_{retr} = k_r T_{trac}, \quad (80)$$

sendo k_r o fator que reduz a tração e este está diretamente relacionado ao impacto que a variação de *depower* causa no coeficiente aerodinâmico C_{aux} , e σ é um valor adimensional limitado entre 0 e 1 que está relacionado com o *depower* por:

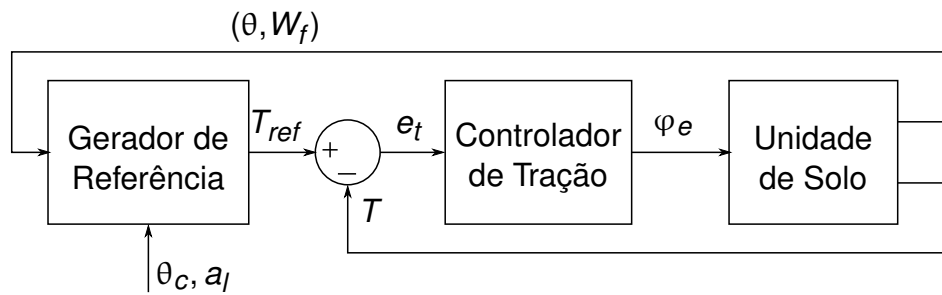
$$\sigma = \frac{d_p - d_{p,min}}{d_{p,max} - d_{p,min}}, \quad (81)$$

onde d_p é o valor atual de *depower*, que assume valor mínimo durante a fase de tração e valor máximo durante a fase de recolhimento. Nas fases de transição é necessário algum critério para modificar o *depower* e neste trabalho utiliza-se uma rampa com duração fixa de 2 segundos entre os valores mínimo e máximo. Dessa forma σ assume o valor unitário quando o sistema está na fase de tração, valor nulo durante o recolhimento e valores intermediários durante as transições.

Por fim, a saída é limitada em um valor mínimo de tração T_{min} que é escolhido para manter o cabo sempre tracionado em uma condição que permita a controlabilidade do voo. Como mencionado no Capítulo 2 é possível que a asa perca seu formato em condições de vento fraco (ou altíssima velocidade de desenrolamento) e isso afeta a estabilidade do controle de voo, ao ponto de uma queda se tornar quase inevitável. O valor de T_{min} usado neste trabalho é arbitrado, pois a operação em torno desses pontos críticos não é desejada e sua análise não faz parte do escopo. A Figura 15 mostra o esquemático da estratégia descrita:

A segunda abordagem proposta define a referência a partir da diferença entre a velocidade de desenrolamento atual e a ótima teórica, podendo ser visto como um controlador de velocidade que produz a referência de tração necessária para alcançar o erro nulo entre as velocidades citadas.

Figura 15 – Gerador de referência baseado em modelo



Elaborado pelo autor

A referência é calculada com base no erro atual e no erro acumulado, em um formato de controlador PI:

$$T_{ref}^* = K_{ep}e_v + K_{ei}\xi_v, \quad (82)$$

$$e_v = v_{ref} - v_r, \quad (83)$$

$$\dot{\xi}_v = e_v, \quad (84)$$

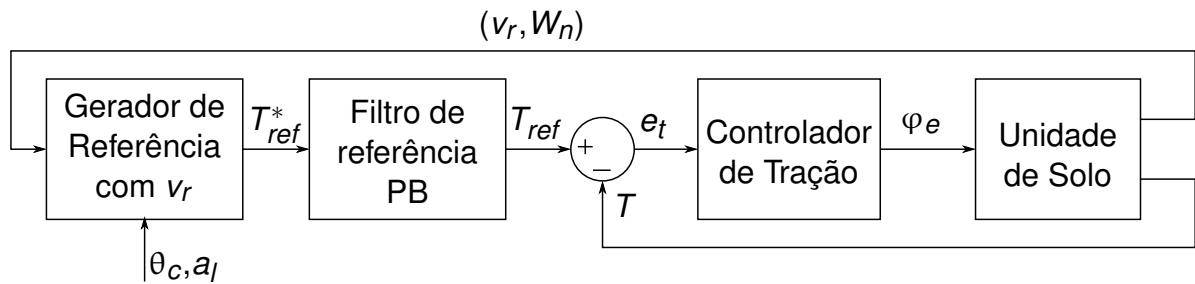
onde K_{ep} é um ganho proporcional, K_{ei} um ganho integral, e_v o erro de velocidade de desenrolamento, ξ_v o erro acumulado e v_{ref} a velocidade de referência que durante a fase de tração corresponde a 70% da velocidade ótima de desenrolamento v_{opt} . Essa estrutura é escolhida por ser simples e ao mesmo tempo eficaz em corrigir o erro e_v . Nota-se que somente um ganho proporcional não é suficiente para gerar uma referência com as características necessárias, pois nessa estrutura K_{ep} é sempre negativo (se e_v for negativo é necessário aumentar a velocidade de desenrolamento, reduzindo a tração) enquanto que e_v pode assumir valores positivos. Assim, com o fator integrador incluso o gerador tende a se estabilizar em torno do ponto de operação sem a necessidade de uma constante pré determinada. O valor de K_{ei} deve ser baixo o suficiente, para evitar oscilações indesejadas, e alto o suficiente para que alcance um valor estável nas primeiras órbitas. Após a determinação de T_{ref}^* , esse valor passa por um filtro de referência passa-baixa, cujo objetivo é evitar que variações bruscas de referência sejam transmitidas diretamente para a malha interna.

Assim como na primeira estratégia são necessárias algumas mudanças para se adequar a fase de recolhimento e de transição. Na fase de recolhimento é usado um valor fixo para a velocidade de referência, uma vez que a Eq. (40) é válida somente para a fase de tração. O fator σ (Eq. (81)) é usado novamente para combinar as fases de tração e retração, sendo agora aplicado na velocidade de referência:

$$v_{ref} = (1 - \sigma)0,7v_{opt} + \sigma v_{retr}, \quad (85)$$

onde v_{retr} é um valor constante. A Figura 16 mostra o esquemático dessa estratégia.

Figura 16 – Gerador de referência com velocidade radial



Elaborado pelo autor

3.4 CONTROLADOR DE VOO

Para a operação de um sistema PK completo é necessário um controlador de voo que mantenha a asa em voo estável. Como é proposta uma estrutura descentralizada de controle, o controlador de voo opera de forma independente do controlador de tração. A trajetória de voo pode ser pré definida ou construída durante a operação dependendo da estrutura do controlador empregado.

A formulação do controle de voo está fora do escopo deste trabalho e, portanto, aqui são apresentadas somente as características do controlador implementado para os testes do sistema completo. Detalhes sobre essa estrutura de controle podem ser encontrados na tese de De Lellis (2016).

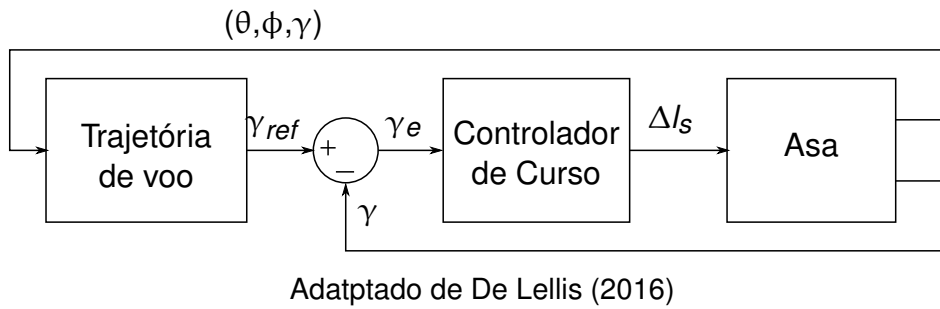
O controle de voo é realizado com duas malhas em cascata, indicadas na Figura 17. Na malha externa é calculado o ângulo de curso necessário para rastrear uma trajetória e na malha interna é usado um controlador proporcional. A trajetória de voo é construída sobre a lemniscata de Bernoulli, que é uma curva semelhante ao símbolo do infinito. Um ponto sobre a lemniscata pode ser escrito na forma polar como:

$$\mathbf{r}_k = \left[\omega \quad a_l \sqrt{2 \cos(2\omega)} \right]^T, \quad (86)$$

onde a_l é a distância focal que parametriza a curva e ω é a coordenada angular de um ponto sobre a curva. Nota-se que para uma solução real é necessário que ω pertença ao intervalo $[-\pi, -3\pi/4] \cup [-\pi/4, \pi/4] \cup [3\pi/4, \pi]$. Esse limite é indicado na Figura 18 pelas linhas tracejadas.

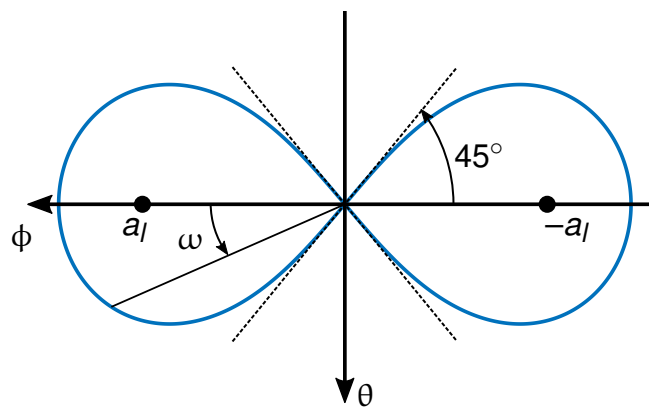
Para gerar essa trajetória, De Lellis (2016) usa um algoritmo para determinar o ponto de menor distância entre a posição da asa e a lemniscata. Nesse ponto é calculado o vetor tangente que é usado para a formação do erro de curso, indicado por γ_e . Dessa forma, a diferença angular entre o vetor velocidade da asa (sobre a janela de voo) e o vetor que aponta da posição atual da asa para a extremidade do vetor tangente a lemniscata é a saída da malha externa. Nota-se que quando a asa está

Figura 17 – Estrutura de controle de voo



Adaptado de De Lellis (2016)

Figura 18 – Lemniscata de Bernoulli



Elaborado pelo autor

sobre a lemniscata o erro de curso é nulo enquanto o vetor velocidade da asa apontar no mesmo sentido do vetor tangente que forma a lemniscata. A Figura 19 indica os vetores usados para formação de γ_e .

Assim, o erro de curso pode ser calculado por:

$$\gamma_e = \gamma_{ref} - \gamma, \quad (87)$$

onde γ é o ângulo entre a velocidade \mathbf{v}_{kt} e o eixo θ , e γ_{ref} é o ângulo entre o vetor de referência \mathbf{v}_{kref} e o eixo θ . Esse vetor é determinado por:

$$\mathbf{v}_{kref} = \mathbf{r}_{k\tau} - (\mathbf{r}_c^* + \delta \mathbf{r}_t), \quad (88)$$

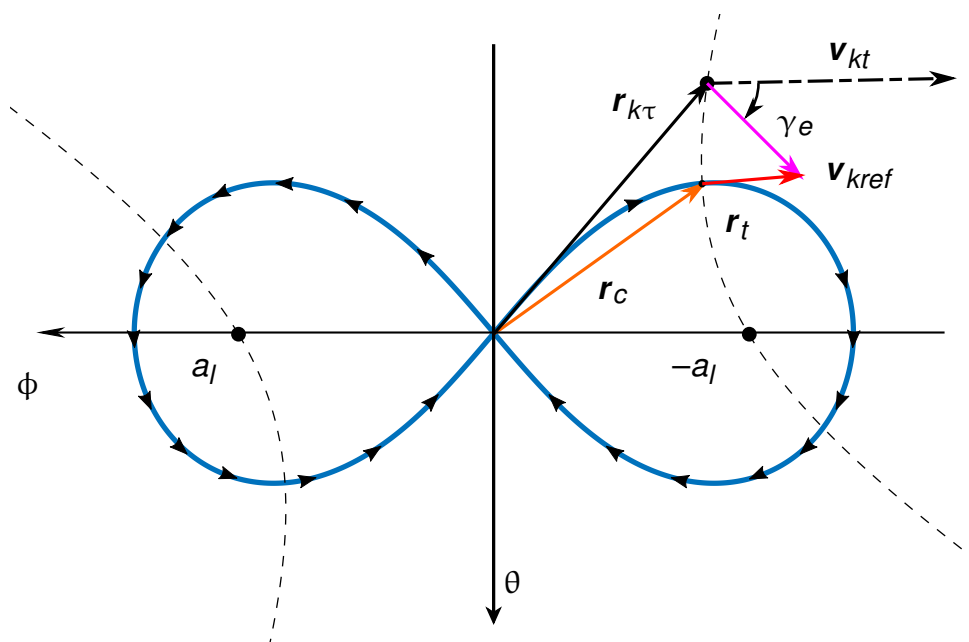
onde δ é um ganho ajustável, \mathbf{r}_t é o vetor normalizado tangente à lemniscata no ponto \mathbf{r}_c^* :

$$\mathbf{r}_t = \frac{a_l \sqrt{2}}{\sqrt{\cos(2\omega_c)}} \begin{bmatrix} -\text{sen}(3\omega_c) \\ \cos(3\omega_c) \end{bmatrix}, \quad (89)$$

e \mathbf{r}_c^* é o ponto de menor distância entre a asa e a lemniscata. Uma vez determinado o valor de γ_e , a malha interna do controlador aplica um ganho proporcional para determinar o comando de guinada que será executado:

$$\Delta I_c = k_v \gamma_e. \quad (90)$$

Figura 19 – Geração da trajetória de voo



Elaborado pelo autor

O termo proporcional é suficiente nesse caso, pois a dinâmica do ângulo de curso integra o comando de guinada. Além disso, o objetivo do controlador de voo neste trabalho é manter o voo estável da asa e não rastrear uma trajetória com erro nulo.

O ponto r_c^* pode ser obtido de forma aproximada, e mais rápida, através do algoritmo proposto por Saraiva *et al.* (2019), chamado aqui de Algoritmo de Cassini por usar curvas ortogonais às Ovais de Cassini; uma família de curvas em que a lemniscata é um caso particular. Na Figura 19 a curva ortogonal que aproxima a menor distância é indicada em linhas tracejadas.

O ponto de cruzamento r_c é aproximadamente igual ao ponto de menor distância r_c^* e é obtido através de duas equações que operam no conjunto de números complexos e possuem múltiplas soluções, como pode ser visto na Figura 19 onde a linha tracejada cruza a lemniscata em quatro pontos (um por quadrante). No Apêndice A é discutida a solução dessas equações bem como uma forma de simplificá-las em equações trigonométricas que operam no conjunto de números reais, facilitando a implementação e reduzindo o custo computacional envolvido.

Por fim, o ganho δ afeta de forma inversamente proporcional a tendência de correção da trajetória; para um ganho elevado o vetor de referência aponta para longe da lemniscata, causando um erro de rastreamento, enquanto que um ganho baixo faz com que o vetor de referência aponte para próximo da lemniscata e a trajetória formada costura a lemniscata oscilando em torno da figura. Portanto é necessário um ajuste adequado desse ganho para obter um desempenho aceitável sem causar oscilações demasiadas. Além disso, é necessário posicionar a lemniscata na janela de voo em

algum ângulo central θ_C , aplicando-se um deslocamento na origem da figura.

3.4.1 Fases de voo

Conceitualmente, um ciclo de PK inclui uma fase de tração e uma fase de recolhimento, podendo ter fases intermediárias de transição. Durante a fase de tração, a figura da lemniscata é imposta como referência para a trajetória de voo da asa na janela de vento, pois a trajetória de oito deitado tende a maximizar a energia produzida ao longo do ciclo.

Durante a fase de recolhimento, a trajetória de voo é modificada de forma que o vetor de curso desejado aponta para o zênite (ponto $\{0,0\}$ na janela de voo). Isso é feito para reduzir o ângulo polar, aumentando a altitude da asa, enquanto é realizado o recolhimento. Essa manobra é semelhante à descrita por van der Vlugt *et al.* (2013), e reduz o tempo de recolhimento em comparação com outras estratégias que fazem manobras nas regiões laterais da janela de voo, como as usadas por Berra (2020), ao custo de maior potência necessária, pois a força exercida pelo vento sobre a asa é maior no centro da janela do que nas bordas. Conforme Luchsinger (2013), uma fase de retração de menor duração pode ser desejável mesmo que seja realizada ao custo de uma maior potência. Entretanto é necessário torque elevado nos atuadores que controlam o comando de arfagem executado ao final da fase de recolhimento, pois os cabos de comando também sofrem ação de parte da força aerodinâmica e essa aumenta rapidamente conforme o aerofólio recupera seu formato original.

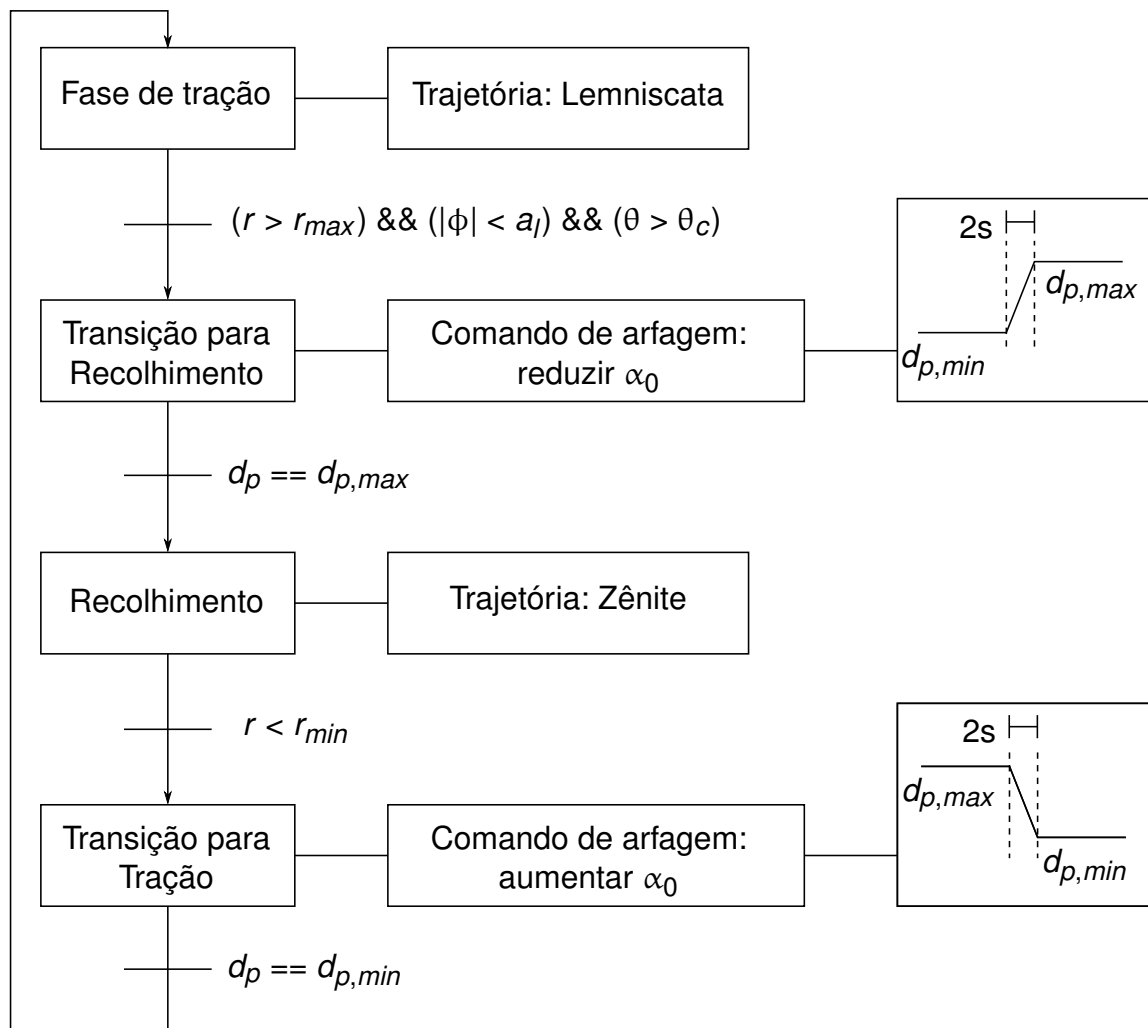
Nas fases de transição é aplicado um comando de arfagem d_p para modificar o ângulo de ataque base do aerofólio, e assim alterar os coeficientes aerodinâmicos que definem as forças de sustentação e arrasto de forma a obter maior ou menor resistência da asa ao vento.

O final da fase de tração é escolhido com base na quantidade de cabo desenrolado e na posição da asa na janela de voo; a partir de um determinado valor de cabo desenrolado o sistema está pronto para entrar em recolhimento, mas ele somente o fará quando a asa estiver na região inferior da janela de voo entre os pontos de foco da lemniscata. Assim a mudança de trajetória ocorre quando a asa já realizou a curva lateral e está direcionando-se para o centro da janela, permitindo uma troca mais suave (menor descontinuidade) de referência para a malha interna do controlador. Ao final da fase de recolhimento, a comutação da trajetória pontual para a lemniscata é feita de forma a favorecer a manutenção do curso de voo, ou seja, se a asa está na direita da janela de voo a primeira órbita iniciará pelo lado da esquerda e vice-versa.

A Figura 20 mostra as fases do sistema, indicando as mudanças que ocorrem entre cada uma, considerando que o sentido de voo é *edge-down*.

É relevante mencionar que as fases de transição são normalmente realizadas com velocidade de desenrolamento nula (em sistemas que controlam a velocidade),

Figura 20 – Fases de voo



Elaborado pelo autor

entretanto esse valor não é facilmente alcançável através do controle de tração. Como não é realizada uma otimização da referência de tração, é provável que exista uma estratégia mais adequada para reduzir as perdas durante as fases de transição do que a apresentada nesta seção.

Síntese

Este capítulo apresentou o projeto do controle de tração, considerando duas estratégias para gerar a referência de tração, e o controlador de voo implementado. No próximo capítulo são apresentados os resultados obtidos em simulação, onde é avaliado o desempenho do sistema em diferentes condições de operação.

4 RESULTADOS DE SIMULAÇÃO

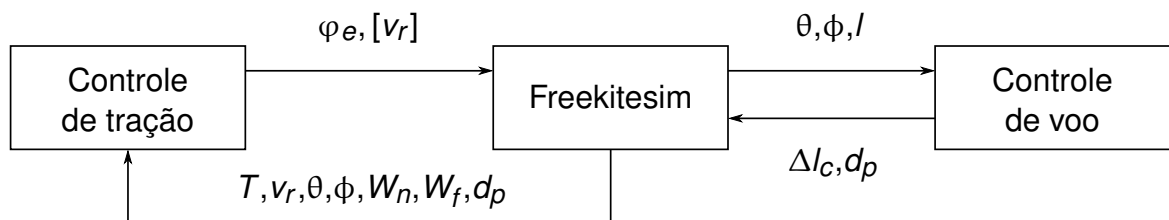
Este capítulo apresenta os resultados obtidos através de simulações de um sistema PK, enfatizando o desempenho do controlador de tração e suas propriedades. Além disso, também é feita ponderações a respeito da velocidade ótima de desenrolamento teórica (discutida no Capítulo 2) e sua aplicabilidade com base em resultados de simulação onde essa velocidade é imposta no sistema.

No primeiro momento apresenta-se o ambiente de simulação, como ele é organizado e quais são os *softwares* usados.

4.1 AMBIENTE DE SIMULAÇÃO

O ambiente onde fora desenvolvido as simulações, cujos resultados serão apresentados mais adiante, é composto por três partes que comunicam entre si, como pode ser visto na Figura 21. O simulador fornece as variáveis de estado necessárias para operação de cada controlador e recebe as respectivas saídas de controle. Em condições normais de operação, o controlador de tração envia φ_e para o simulador, enquanto que nas simulações com desenrolamento forçado a variável enviada é v_r (indicado entre colchetes).

Figura 21 – Ambiente de simulação



Elaborado pelo autor

Nota-se que nesse ambiente não existe um caminho para troca de mensagens direta entre os controladores. Entretanto, na prática é necessário um canal de comunicação entre as unidades de voo e solo para a troca de algumas informações, como parâmetros de configuração e possivelmente de sincronia de estados operacionais. Da forma como é proposta a geração de tração, é necessária a informação de d_p para sinalizar a transição das fases de voo para a unidade de solo. Porém, essa informação é necessária somente durante as transições, visto que a rampa de d_p é definida em função do tempo e, assim, os valores intermediários podem ser calculados na unidade de solo.

A simulação é feita em *soft real time* e os resultados são obtidos pela aglomeração das saídas individuais de cada programa.

4.1.1 Controlador de tração

O controle de tração apresentado no Capítulo 3 é realizado por um *script* executado pelo GNU Octave. O Algoritmo 1 indica de forma simplificada a lógica de implementação. A malha interna do controlador é uma versão discretizada, pelo método de diferenças regressivas (que pode ser encontrado em Fadali e Visioli (2013)), do controlador contínuo apresentado no Capítulo 3.

Algoritmo 1: Controlador de tração

```
tipoGerador = lerArquivoConfiguracao();
T = 0;
while T >= 0 do
    [T,vr,theta,phi,vw,dep] = aguardaMensagem();
    if tipoGerador == "modelo" then
        | Tref = geradorModelo(theta,vw,dep);
    else
        | Tref = geradorVelocidade(vr,vw,dep);
    end
    phie = calculaSaida(Tref,T,vr);
    enviaResultado(phie);
end
armazenaVariaveis();
```

O *script* usa o pacote *Sockets* para formar a interface UDP que comunica com o simulador. Essa comunicação é feita de forma bloqueante no recebimento, e assim o controle de tração só calcula (e envia) um novo valor após receber uma mensagem do simulador. Ao final da simulação, sinalizada pelo envio de uma tração negativa pelo simulador ao término da duração estipulada, as variáveis do ambiente de trabalho são armazenadas em um arquivo que é usado posteriormente (junto com os arquivos gerados pela controlador de voo e pelo simulador) para gerar os gráficos através de outro *script* também executado pelo Octave.

4.1.2 Controlador de Voo

A estrutura de *software* para unidade de voo é baseada em módulos, de forma que diferentes tarefas são realizadas por diferentes programas executados em paralelo (SILVA *et al.*, 2020). Nesse molde o controlador de voo foi projetado para receber dados de posição e velocidade da asa (produzidos pelo módulo de leitura dos sensores, ou pelo módulo de comunicação com o simulador), processar esses dados e gerar uma referência para os comandos de guinada e arfagem que é enviada para os módulos que comandam os motores elétricos e para o módulo de comunicação com o simulador. A implementação é feita em linguagem C por questões de desempenho, e é usada a

biblioteca LCM para a troca de mensagens entre os módulos. O Algoritmo 2 apresenta o fluxograma do controlador de voo.

Algoritmo 2: Controlador de voo

```

while 1 do
  if novo_dado() == true then
    [theta,phi] = recebe_entrada();
    estado = verifica_estado();
    [velocidade_asa] = calcula_velocidade();
    if estado == tracao then
      ref = algoritmo_cassini(theta,phi,velocidade_asa);
    else
      ref = aponta_zenite(theta,phi,velocidade_asa);
    end
    angulo_ref = calcula_angulo_de_curso_desejado(ref);
    erro = calcula_erro_de_curso(velocidade_asa, angulo_ref);
    ste = controlador_proporcional(erro);
    dep = comando_arfagem(estado);
    envia_dep_ste(dep,ste);
  end
end

```

Em conjunto com o controlador de voo opera um módulo responsável pela comunicação com o simulador. Esse *gateway* usa *sockets* UDP para realizar uma conexão via rede local. Seu funcionamento é assíncrono, diferentemente do controlador de voo, e é descrito da seguinte maneira: após receber uma mensagem do simulador, ela é decodificada em um conjunto de variáveis que são publicadas para o controlador de voo e um valor interno representando a saída do controlador de voo é enviada de volta para o simulador; esse valor interno é atualizado sempre que o controlador de voo termina de processar os dados que recebeu através do *gateway*. Sendo assim, existe um atraso inerente de uma amostra entre a saída do controlador de voo e o simulador, o que pode deteriorar um pouco o desempenho do voo.

É usada uma figura de lemniscata com parâmetros constantes nas simulações realizadas, e não é feita uma otimização desses parâmetros neste trabalho.

4.1.3 *Freekitesim*

O *Freekitesim* é um *software* livre desenvolvido para treinar operadores de asas em aerogeradores AWE, através de comandos por um *joystick*, e testar controladores embutidos no seu código (FECHNER, 2021). Sua implementação é feita com um modelo elaborado e mais completo do que o ponto-de-massa (discutido no Capítulo 2),

sendo as principais melhorias:

1. cabo discretizado em segmentos de massa-mola, permitindo que seu perfil seja mais realista e incluindo efeitos de amortecimento;
2. pipa discretizada em quatro pontos, melhorando a representatividade da dinâmica ao realizar curvas.

Além disso, o simulador é capaz de realizar a simulação em um passo de tempo relativamente pequeno (50 ms por padrão), sendo considerado *soft real time* (FECHNER *et al.*, 2015).

Para o uso neste trabalho realizou-se modificações no código original do *Free-kitesim* para adequá-lo às necessidades do ambiente de simulação:

1. remoção do modelo de máquina assíncrona nativo e adição do modelo para o conjunto máquina-carretel descrito no Capítulo 3;
2. adição de dois *gateways* de comunicação em rede local via UDP para troca de dados com a unidade de voo e a unidade de solo.

A troca de mensagens entre o simulador e os demais programas é realizada ao final de cada passo de integração, cujo período é de 50 ms (valor padrão do *FreeKite-Sim*); nesse momento o simulador envia os dados atuais dos estados relevantes para as unidades de solo e voo e recebe a atualização dos valores de controle, tanto para os comandos de guinada quanto para o torque elétrico na máquina elétrica. Caso o simulador não receba uma resposta antes do início do próximo ciclo, o valor de controle anterior é mantido até o final do passo de integração.

As simulações iniciam com a asa em voo, com 150 metros de cabo desenrolado e um ângulo polar de aproximadamente 30 graus, e o controlador de voo inicia nesse mesmo instante. Entretanto, a velocidade de desenrolamento é forçada em zero durante 10 segundos e, nesse tempo, o controlador de tração fica desativado. Isso é feito para evitar problemas de condicionamento numérico enquanto a simulação não alcançou um ponto estável de operação. Em particular, existe uma variação paramétrica interna no simulador que termina aos 10 segundos que motivou essa decisão.

4.2 SIMULAÇÕES COM DESENROLAMENTO CONSTANTE

Antes de realizar-se as simulações do controlador de tração foi feita uma série de simulações com velocidade de desenrolamento constante, com objetivo de avaliar a validade das equações que assumem condição de equilíbrio dinâmico nesse sistema. Nessas simulações a velocidade de desenrolamento é imposta (sem dinâmica) com base em (40) que determina a velocidade de desenrolamento que otimiza a potência

mecânica, aplicando um fator multiplicativo f^* que é incrementado ao final de cada ciclo completo:

$$v_{opt}^* = f^* v_{opt}, \quad (91)$$

sendo v_{opt}^* a velocidade de desenrolamento imposta em cada ciclo.

Para tal é feita algumas mudanças na estratégia de controle apresentada no Capítulo 3:

1. durante a fase de tração a velocidade imposta segue (40) até o limite de cabo ser atingido, quando o desenrolamento se torna nulo até o início da transição; assim, não existe variação significativa de cabo desenrolado entre cada um dos ciclos (o que impediria a comparação entre eles);
2. a fase de retração usa uma velocidade de enrolamento constante igual para todos os ciclos;
3. a medida de vento na altura da asa usada para calcular a velocidade de desenrolamento é o valor exato, determinado pelo simulador.

Na sequência é apresentado um conjunto de resultados para três séries de simulações; na primeira impõe-se a velocidade de desenrolamento usando (91) e é removido o perfil de vento no simulador; na segunda impõe-se essa velocidade da mesma forma e mantém-se o perfil de vento no simulador; por fim, na terceira simulação o desenrolamento é definido para os valores centrais da janela de vento e mantido constante durante cada ciclo.

A Figura 22a indica a potência média durante a fase de tração e de recolhimento. Nota-se que a potência gerada aumenta conforme o fator f^* se aproxima de 1, sendo essa variação mais significativa para baixos valores de f^* . A potência consumida pela retração é praticamente igual em todos os ciclos, devido ao intervalo e velocidade de enrolamento constante entre cada ciclo. As poucas variações são observadas nos ciclos onde o limite de cabo durante a fase de tração é alcançado na parte inferior central da janela de vento, favorecendo a transição imediata entre as fases de tração e retração.

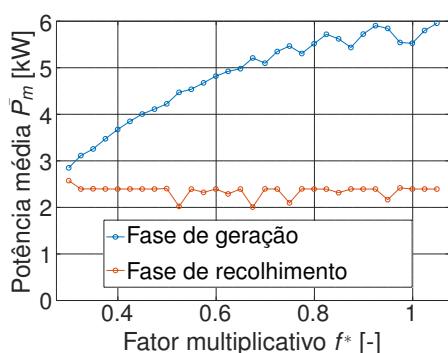
Entretanto, o aumento na potência média produzida durante a fase de tração é contrabalanceado pela redução relativa no tempo de geração, reduzindo o *duty cycle* D do sistema e afetando negativamente a potência média do ciclo (potência de ciclo). Essa redução é evidenciada na Figura 23, que indica a parcela da razão cíclica de cada fase (tração, transição, retração). O período de transição indicado é o período no qual a velocidade de desenrolamento é mantida em zero, não produzindo e nem consumindo potência, e pode variar consideravelmente entre os ciclos dependendo de quanto tempo o cabo é mantido com desenrolamento nulo até poder transicionar para a próxima fase. Para uma análise mais detalhada pode-se realizar um conjunto de

simulações com diferentes condições iniciais para a posição da asa na janela de vento, mantendo a quantidade de cabo desenrolado e as velocidades iniciais inalteradas, e assim o efeito causado pela transição poderia ser abstraído observando-se o resultado médio.

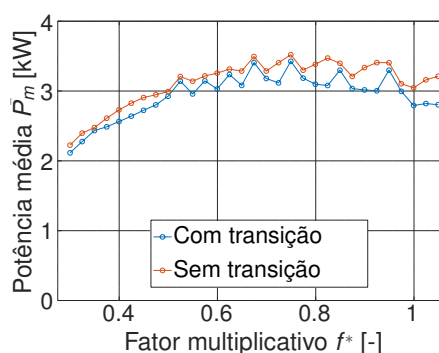
A potência de ciclo é indicada na Figura 22b, sendo indicada a potência média de duas maneiras: considerando o período de transição como parte do tempo total, e também desprezando esse tempo em uma tentativa de normalizar os ciclos. Percebe-se através do gráfico que, para esse caso de simulação, a velocidade de desenrolamento que resultou na máxima potência de ciclo está em torno de 70% da velocidade ótima teórica, o que é um dos motivadores pela escolha de operar com velocidade de desenrolamento reduzida.

Figura 22 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima

(a) Potência nos ciclos de tração e retração

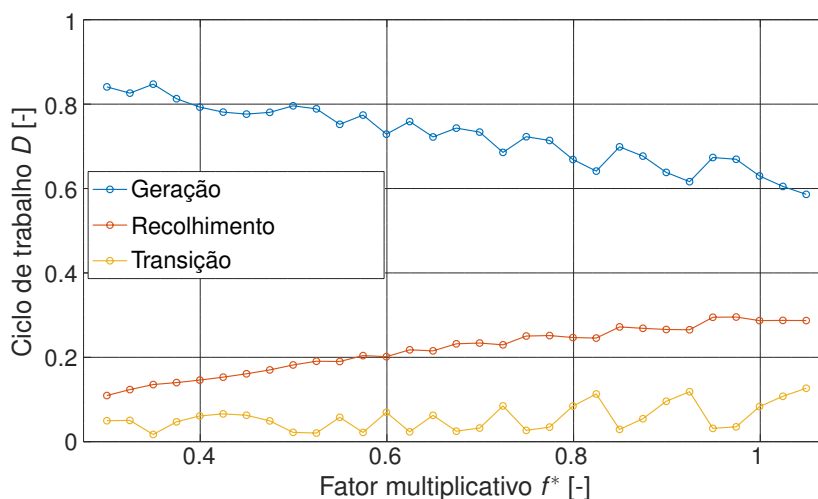


(b) Potência de ciclo



Elaborado pelo autor

Figura 23 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima

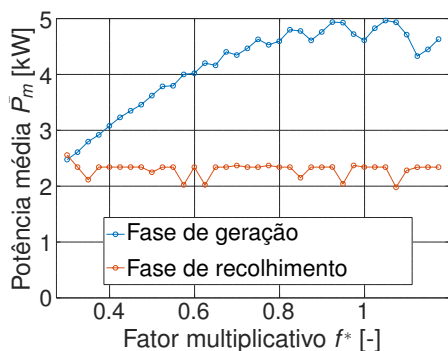


Elaborado pelo autor

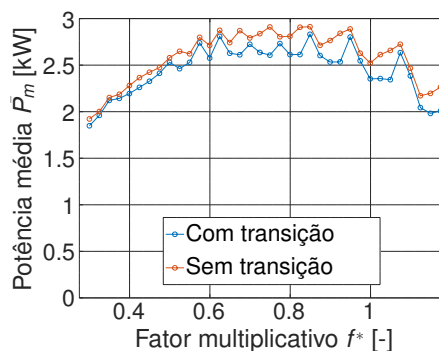
Resultados obtidos para o caso com perfil de vento são apresentados nas Figuras 24a, 24b e 25, cuja interpretação é a mesma das figuras anteriores correspondentes.

Figura 24 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima e perfil de vento

(a) Potência nos ciclos de tração e retração

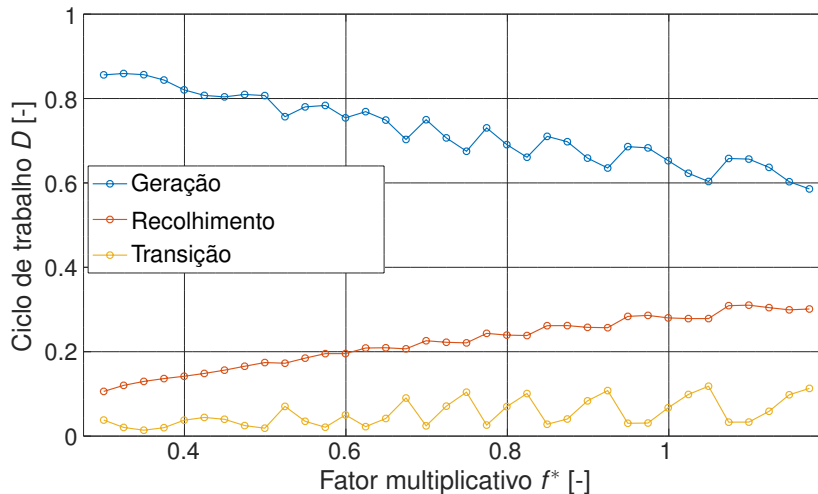


(b) Potência de ciclo



Elaborado pelo autor

Figura 25 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima e perfil de vento



Elaborado pelo autor

Nesse conjunto de simulações torna-se mais evidente a perda de rendimento ao desenrolar com uma velocidade superior ao valor ótimo teórico. Mais especificamente, os valores acima de 15% do valor ótimo obtiveram resultados comparáveis com a faixa de 40%, e a tendência sugere que o desempenho irá se degradar para valores mais altos.

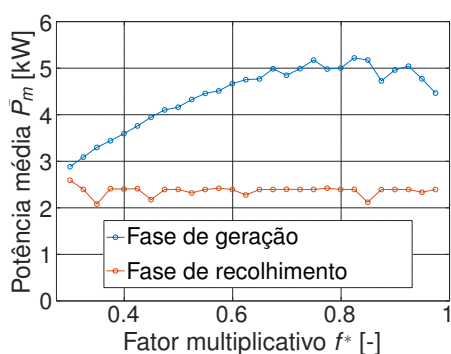
No mais, ao comparar-se as potências por ciclo e média nas duas simulações é possível visualizar que o formato das curvas potência/fator mantém-se, apesar de

uma redução na potência mecânica gerada. Isso ocorre pois o vento médio ao longo das simulações não é o mesmo, devido à presença do perfil de vento. Na Tabela 1, ao final da seção, é apresentado o valor médio de vento para cada simulação, junto com outros indicadores de desempenho.

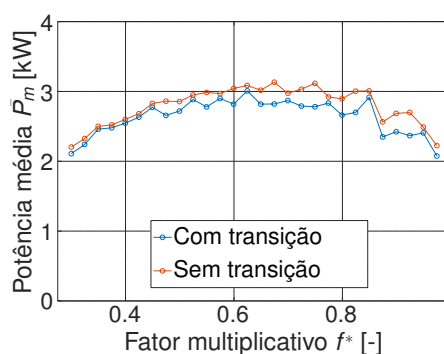
Por fim, os resultados obtidos para o caso sem perfil de vento e com velocidade de desenrolamento constante, determinada considerando a asa no centro da janela de vento, são apresentados nas Figuras 26a, 26b e 27.

Figura 26 – Potência mecânica na simulação com velocidade ótima constante

(a) Potência nos ciclos de tração e retração

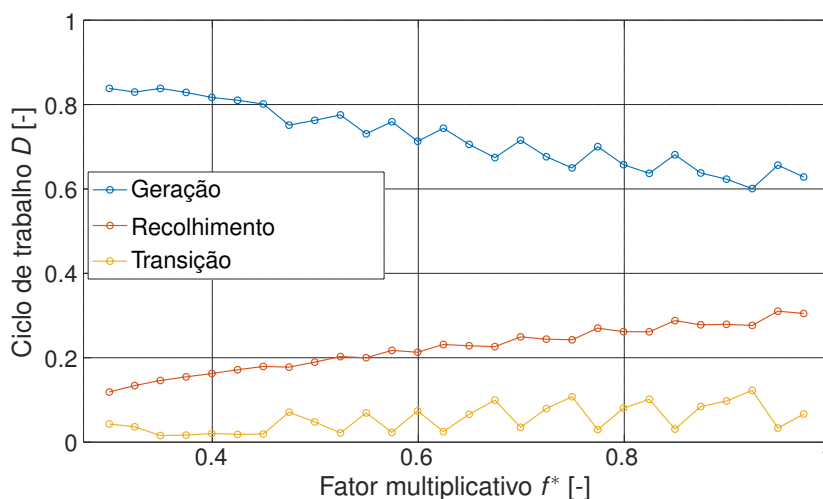


(b) Potência de ciclo



Elaborado pelo autor

Figura 27 – Ciclo de trabalho para simulação com velocidade ótima constante



Elaborado pelo autor

Nessas simulações a potência gerada diminui consideravelmente antes de alcançar a velocidade de desenrolamento teórica ($f^*=1$), além de ser menor do que a produzida no primeiro caso, onde a velocidade de desenrolamento varia com θ

e ϕ . Com base nesse resultado é possível dizer que modular o desenrolamento em função de θ e/ou ϕ aumenta a potência gerada pelo sistema e também aumenta a faixa de velocidades onde é possível operar com um rendimento aceitável. O resumo dos resultados apresentados nesta seção é indicado na Tabela 1.

Tabela 1 – Resultados de simulação com velocidade ótima teórica

Indicador	Caso 1	Caso 2	Caso 3
Velocidade do vento na referência (6 m)	12 m/s	7 m/s	12 m/s
Velocidade do vento na altura média (200 m)	12 m/s	11,5 m/s	12 m/s
Máxima potência de ciclo alcançada	3,43 kW	2,83 kW	3,01 kW
Fator que resultou na máxima potência de ciclo (f^\dagger)	0,75	0,85	0,625
Ciclo de trabalho na fase de tração em $f^* = f^\dagger$	0,723	0,744	0,710
Ciclo de trabalho na fase de transição em $f^* = f^\dagger$	0,027	0,025	0,028
Ciclo de trabalho na fase de retração em $f^* = f^\dagger$	0,25	0,231	0,262

Sendo assim é possível dizer que para esse caso a velocidade ótima teórica, determinada por Fagiano (2009), não é a mais adequada para maximizar a geração de energia. Além disso, os resultados obtidos para um fator maior que 1 sugerem que a potência total cai rapidamente após esse valor e, portanto, é indesejável desenrolar o cabo com velocidades elevadas. Esses resultados justificam o uso das estratégias empregadas para a geração de referências de tração apresentadas no Capítulo 3.

4.3 SIMULAÇÕES DO SISTEMA PUMPING-KITE

Esta seção apresenta os resultados de simulação do sistema PK com controlador de tração. Os parâmetros usados são descritos na Tabela 2, e são mantidos para todas simulações exceto quando indicado o contrário. Parâmetros secundários ou complexos do simulador são omitidos aqui e não foram alterados dos valores padrão (curvas C_l e C_d podem ser encontradas em Fechner *et al.* (2015)).

As condições iniciais incluem a asa em voo estável, como discutido no início do capítulo.

A primeira simulação (Figuras 28, 29 e 30) é realizada com a malha externa tendo o ângulo polar e a velocidade do vento como entradas para definir a referência de tração. Essa estratégia, a primeira discutida no Capítulo 3 e denominada “baseada em modelo”, gera uma referência positiva e limitada (desde que a velocidade do vento seja limitada) com a intenção de manter a velocidade de desenrolamento em torno de 70% do valor ótimo teórico. Durante a fase de recolhimento é aplicado um fator k_r para reduzir a referência no controlador de tração, pois uma vez que é aplicado o comando de arfagem a eficiência aerodinâmica da asa é reduzida, sendo necessária uma menor tração para alcançar uma velocidade de enrolamento apropriada.

Na Figura 28 observa-se que o controlador de voo mantém uma trajetória estável que rastreia a lemniscata (linha tracejada) com erros para o ângulo polar no sentido

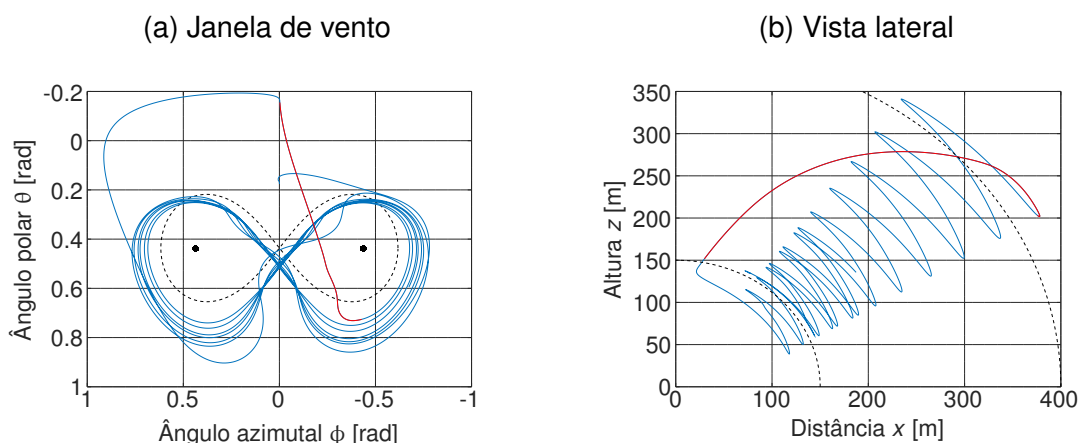
Tabela 2 – Parâmetros de simulação

Unidade de solo	
Coeficiente de atrito [b]	0,1 N.m.s/rad
Momento de inércia total [J]	0,2252 kg/m ²
Raio do carretel [R_c]	0,5 m
Fator de redução entre máquina e carretel [β]	9
Unidade de voo	
Área projetada da asa [A_k]	10,18 m
Massa do conjunto asa e KCU [m]	14,6 kg
Largura da asa [w_s]	5,77 m
Cabo	
Diâmetro [d_c]	4 mm
Densidade linear [ρ_c]	0,013 kg/m
Módulo de elasticidade [E]	55 GPa
Operação	
Limite inferior de cabo [r_{min}]	150 m
Limite superior de cabo [r_{max}]	400 m
Ângulo polar central [θ_c]	45°
Foco da lemniscata [a_j]	25°
Ambiente	
Velocidade do vento na altura de referência (6 m) [W_r]	8 m/s
Parâmetros de Controle	
Ganho da malha interna do controlador de voo [k_v]	0,15
Ganho da malha externa do controlador de voo [δ]	0,2
Alocação de polos no controlador de tração [λ_d]	{-6 ; -6 ; -6}
Período de amostragem do vento	1 s
Período de amostragem do controlador de voo	30 ms
Período de amostragem do controlador de tração	50 ms
Referência de tração	
Limite inferior de tração na malha externa	500 N
Valor aproximado de C_l	1
Valor aproximado de C_d	0.3
Densidade volumétrica do ar [ρ]	1,225 kg/m ³
Fator de redução na tração durante o recolhimento [k_r]	0,3
Velocidade de enrolamento para estratégia com v_r [v_{retr}]	6 m/s
Tempo de acomodação do filtro de referência	1 s
Altura de medição de vento para referência com base em modelo	180 m

de trazer a asa mais próximo ao solo; isso ocorre devido ao efeito gravitacional, que dificulta o ganho de altitude. Na vista lateral é possível visualizar a faixa de operação, indicada pelas curvas tracejadas, com destaque para a fase de recolhimento. Devido a estratégia usada para a fase de transição, o limite superior radial pode ser ultrapassado dependendo das condições de voo; entretanto, esse limite não indica necessariamente a quantidade máxima de cabo, mas sim o ponto a partir do qual é possível o início do recolhimento. Da mesma forma, o limite inferior pode ser ultrapassado devido à alta velocidade de enrolamento que é atingida durante a fase de recolhimento.

A tração no cabo, indicada na Figura 29a, segue a referência desejada (linha

Figura 28 – Trajetória de voo com estratégia baseada em modelo



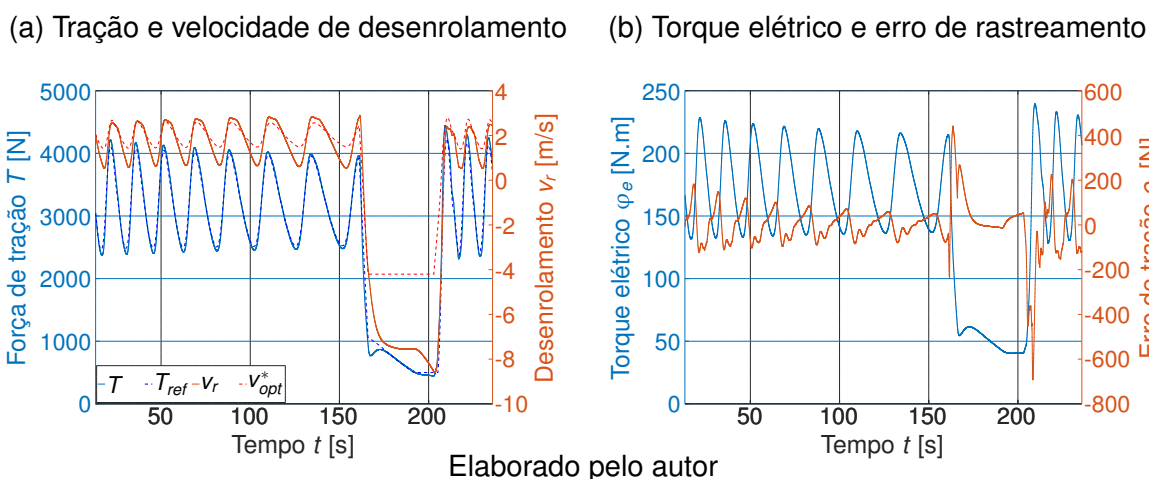
Elaborado pelo autor

tracejada) com um pequeno erro de regime, demonstrando assim a eficácia do controlador de tração para essa condição operacional. A estabilidade global não pode ser garantida sem uma análise aprofundada do sistema e, como esse é de considerável complexidade, não foi realizado um esforço nesse sentido. Nota-se um sobressinal no início da fase de recolhimento quando ocorre uma mudança paramétrica causada pelo comando de arfagem que afeta a intensidade das forças aerodinâmicas e sua distribuição no sentido de colaborar para a redução de tração no cabo. O mesmo efeito ocorre no final da fase de recolhimento quando o comando de arfagem aplicado leva o aerofólio à sua condição inicial. Na mesma figura é indicada a velocidade do carretel, que é positiva durante o desenrolar de cabo e negativa durante o recolhimento. É possível visualizar que para esse caso a velocidade de desenrolamento permanece em torno da velocidade ótima instantânea corrigida (linha tracejada) durante a maior parte da fase de desenrolamento, o que condiz com a estratégia adotada para geração de referência. Durante o recolhimento a velocidade do carretel atinge valores absolutos maiores do que na fase de geração, resultando em um *duty cycle* maior que 0,5. Esse e outros indicadores são resumidos na tabela 3 no final do capítulo, onde é feita a comparação entre as diferentes simulações realizadas.

A atuação do controlador de tração (Figura 29b) é sempre positiva, indicando que a máquina elétrica opera fornecendo um torque elétrico negativo (na convenção adotada φ_e é negativo na equação do movimento (54)). Isso significa que a máquina absorve potência mecânica durante a fase de tração, convertendo-a em potência elétrica, e fornece potência mecânica, aos custos de potência elétrica, durante a fase de recolhimento quando a velocidade radial é negativa. Nos casos onde a referência de tração está mal ajustada ou quando sofre uma variação brusca é possível que ocorra uma inversão sinal do torque elétrico; a máquina passa a fornecer energia durante a fase de geração e o rendimento do sistema passa a ser negativo. Esses casos devem

ser evitados sempre que possível para manter um bom funcionamento do sistema. Na mesma figura é apresentado o erro de tração e pode-se observar que esse erro tende a diminuir conforme o período da órbita aumenta, uma vez que a velocidade da asa varia mais lentamente conforme a quantidade de cabo desenrolado aumenta.

Figura 29 – Estados da unidade de solo com estratégia baseada em modelo

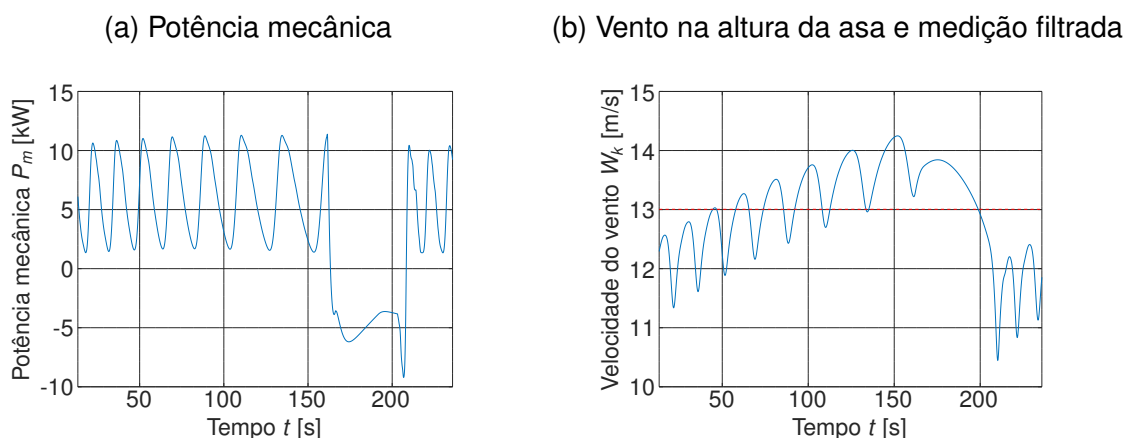


Finalmente, a potência mecânica transmitida pelo cabo para o carretel é indicada na Figura 30a. A característica cíclica de geração é evidenciada pelo formato da potência ao longo do tempo, oscilando conforme a asa realiza as órbitas de voo, cujo período aumenta conforme o cabo se desenrola. O sentido do fluxo de potência é tal que a potência mecânica é positiva quando o cabo está fornecendo energia para a máquina e negativa quando a máquina está fornecendo energia para o cabo. Da mesma forma, quando a potência elétrica for positiva a máquina está gerando energia e quando a potência elétrica for negativa a máquina elétrica está consumindo energia elétrica. Nota-se que a potência elétrica média é sempre mais negativa do que a potência mecânica média, pois as perdas rotacionais causadas pelo movimento da máquina dissipam parte da energia mecânica. Além dessas perdas deve ser adicionado um fator de rendimento do conjunto máquina-inversor para obter a quantidade final de potência que pode ser fornecida na saída do PK.

O vento na altura da asa pode ser visto na Figura 30b, e é possível notar a tendência de aumento na sua intensidade média conforme a asa aumenta sua altitude ao longo da fase de tração. A linha tracejada nesse gráfico indica o valor de saída do filtro de médias móveis que amostra o vento (valor exato) a cada segundo na altura de medição (que para essa estratégia é um ponto fixo aos 180 metros de altura, aproximadamente metade da altura na faixa de operação).

A segunda simulação (Figuras 31, 32 e 33) usa a estratégia de geração de referência de tração baseada no erro entre a velocidade atual de desenrolamento e a velocidade ótima ideal com um fator de correção. Esse fator de correção é escolhido de

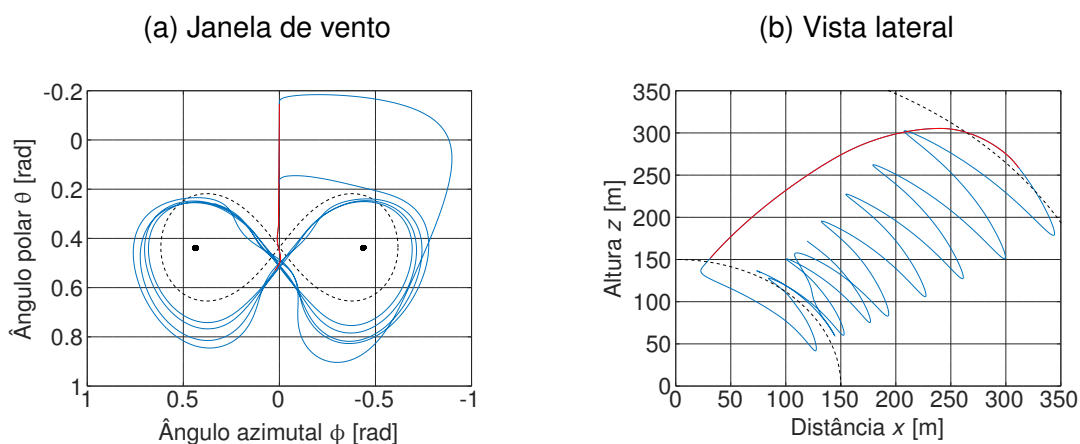
Figura 30 – Potência e velocidade do vento com estratégia baseada em modelo



Elaborado pelo autor

forma que o erro de velocidade torna-se nulo quando a velocidade de desenrolamento é 70% da velocidade ótima segundo Fagiano (2009) (Eq. (40)). A motivação para manter a velocidade nessa faixa é a mesma do caso anterior.

Figura 31 – Trajetória de voo com estratégia que usa velocidade radial



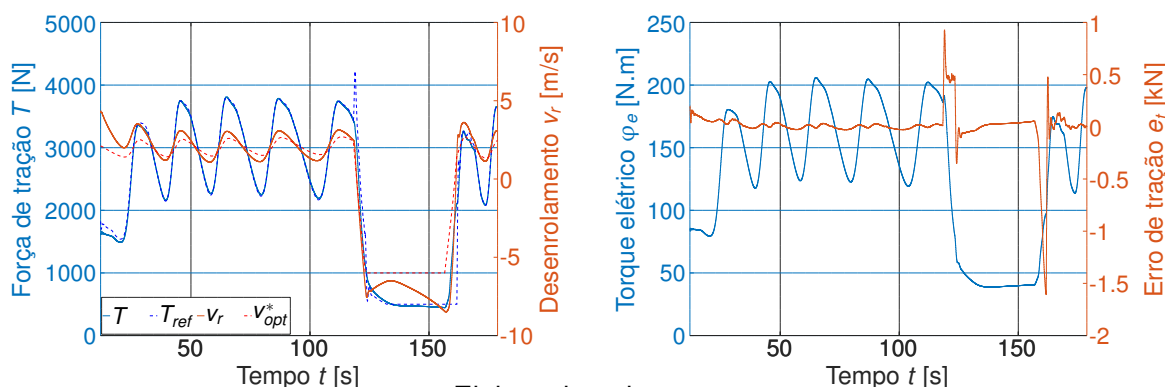
Elaborado pelo autor

A trajetória de voo nesse caso é bem semelhante ao anterior, exceto que o fim da fase de tração ocorreu próximo ao centro da janela de vento; o que favorece a transição para o recolhimento e a potência média gerada devido ao fato de a asa estar saindo de um pico de potência mecânica, que pode ser observado comparando as Figuras 30a e 33a.

Com relação à velocidade de desenrolamento, vista na Figura 32a, nota-se um erro considerável no início do ciclo que se acomoda por volta da segunda órbita, o que ocorre devido ao fator integrador presente no gerador de referência. O sobressinal na referência de tração que ocorre ao final da fase de tração é causado pela rápida troca de referência de velocidade, e não é rastreado pela malha interna tanto pela duração

Figura 32 – Estados da unidade de solo com estratégia que usa velocidade radial

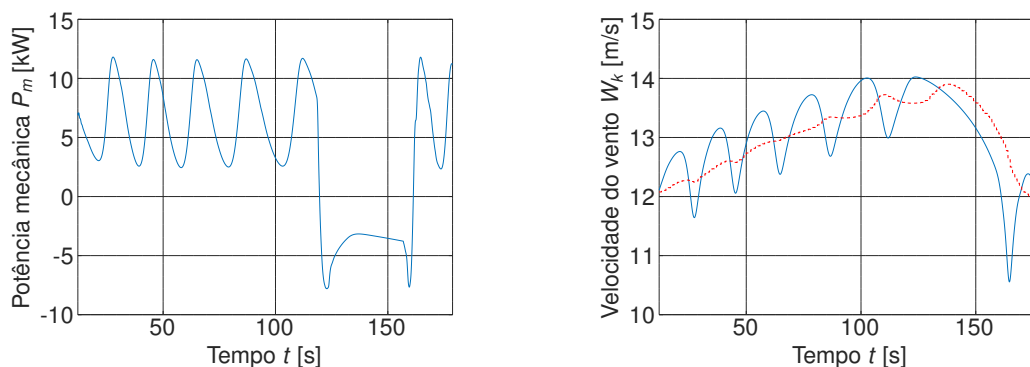
(a) Tração e velocidade de desenrolamento (b) Torque elétrico e erro de rastreamento



Elaborado pelo autor

Figura 33 – Potência e velocidade do vento com estratégia que usa velocidade radial

(a) Potência mecânica (b) Vento na altura da asa e medição filtrada



Elaborado pelo autor

curta quanto pelo fato de o comando de arfagem reduzir as forças aerodinâmicas no sistema e, com isso, aliviar a tração no cabo. Durante o recolhimento, a referência de tração fica a maior parte do tempo sobre o limite inferior (500 N nesse caso) e a tração no cabo não o supera de forma perceptível (vide o erro de tração na Figura 32b) durante essa etapa.

Por fim, na Figura 33b, as linhas tracejadas indicam a saída do filtro de médias móveis com medições periódicas na altura da asa, diferentemente da Figura 30b onde o vento é medido em uma altura fixa.

No geral, para essas condições de simulação, ambas as estratégias obtiveram resultados satisfatórios e um tanto semelhantes. Na Tabela 3 são apresentados resultados de potência média produzida ao longo do ciclo para essas simulações.

4.3.1 Simulações com perturbação na velocidade do vento

As simulações apresentadas até o momento consideram o campo de vento estático, ou seja, apesar de variar com a altura os valores se mantêm constantes ao longo do tempo para qualquer determinada altura. Essas condições são idealizadas e não ocorrem na prática, uma vez que o vento varia constantemente seja de forma suave ou abrupta. Para avaliar as características de robustez do sistema com o controlador proposto, a velocidade do vento na altura de referência é alterada ao longo da simulação das seguintes maneiras:

1. variação em rampa em instantes de tempo pré-definidos;
2. ruído de distribuição gaussiana com filtro passa baixa.

As variações na amplitude do vento na altura de referência são propagadas para todas as alturas de forma proporcional, mantendo o mesmo perfil de vento que é dado em função do terreno e da atmosfera. É realizado dois conjuntos de simulação, primeiramente considerando modificação no vento por rampas e em seguida por ruído filtrado. Assim é possível verificar o comportamento do sistema em cada caso separadamente.

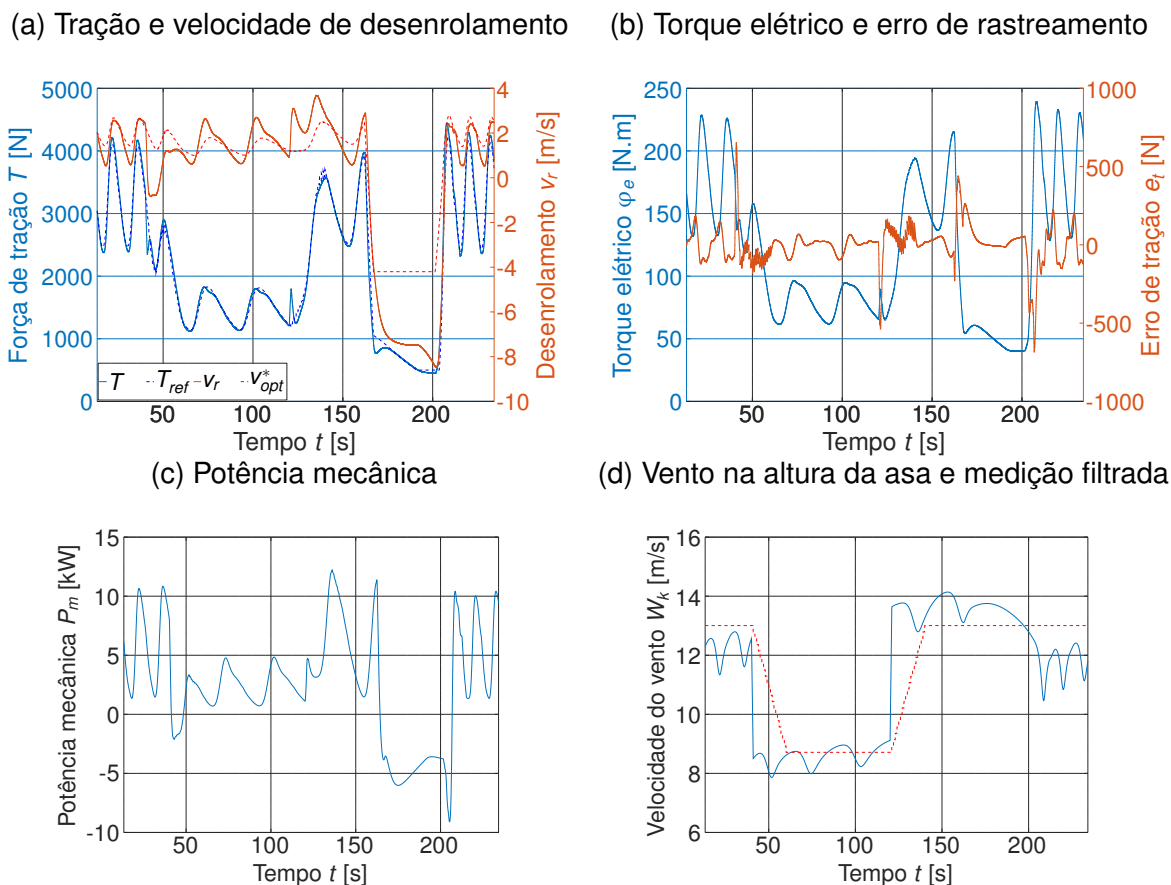
Da mesma forma que na seção anterior, a primeira simulação considera a malha externa com ângulo polar e velocidade do vento. Lembrando que, para essa estratégia, considera-se uma medição do vento com o valor exato em uma altura fixa de 180 metros, obtida a cada segundo, e esse valor passa por um filtro de médias móveis antes de ser usado pelo gerador de referência. Os resultados são apresentados nas Figuras 34, 35 e 36 e exemplificam a robustez do controle de tração frente a variações na intensidade do vento. Nessas figuras são omitidos os gráficos de janela de vento e vista lateral, pois não alteram-se de forma significativa em relação aos já apresentados nas Figuras 28 e 31.

As rampas de variação no vento aplicadas têm duração de um segundo, tanto para subida quanto para descida, o mesmo intervalo em que ocorre a amostragem do vento simulado. Entretanto, o filtro de média móvel faz com que essa variação seja lentamente considerada pelo gerador de referência como pode ser visto pelas linhas tracejadas nas Figuras 34d, 35d e 36d. Assim, pode-se verificar o comportamento do sistema ao sofrer a perturbação até se acomodar no novo ponto de operação, conforme a medição de vento detecta a variação, e depois sofrer novamente uma perturbação e retornar para o ponto de operação inicial.

Na simulação cujo resultado é apresentado na Figura 34, a velocidade do vento é reduzida aos 40 segundos causando uma queda na tração que é seguida de uma queda na velocidade de desenrolamento, causada pela tentativa do controlador de manter a tração conforme a referência. Essa variação na velocidade do vento inclusive provoca o recolhimento de cabo durante um pequeno período, o que não é desejado

em operação normal, mas pode ocorrer durante transitórios onde a tração de referência não está corretamente ajustada.

Figura 34 – Estratégia baseada em modelo com redução no vento



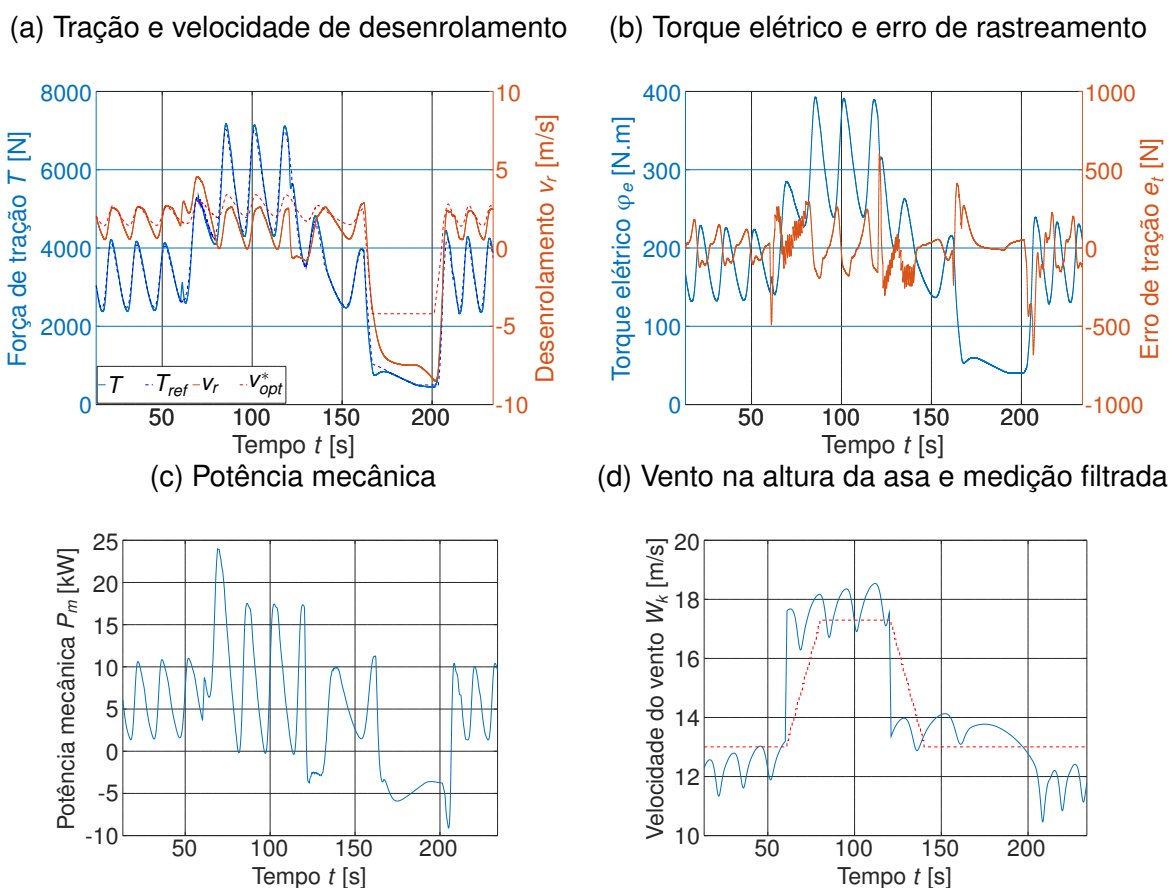
Elaborado pelo autor

Por volta dos 60 segundos, o sistema já alcançou o novo ponto de operação e a velocidade de desenrolamento volta a oscilar em torno do valor ótimo, até os 120 segundos onde ocorre uma perturbação no vento que leva-o para seu valor inicial. Novamente ocorre uma variação rápida na tração seguida por um aumento na velocidade de desenrolamento e o sistema retorna ao ponto de operação inicial aos 140 segundos. Apesar da perturbação abrupta de 33% na velocidade do vento o sistema se manteve estável em voo e a tração permaneceu acima do valor mínimo estipulado.

Nas simulações apresentadas nas Figuras 35 e 36 é aplicada uma perturbação para aumentar a intensidade do vento em 33% aos 60 segundos e mantém-se até os 120 segundos. A diferença entre essas simulações é que na segunda delas é imposto um limite superior para a tração de referência produzida pela malha externa (em 6000 N), permitindo visualizar a capacidade do controlador de manter-se dentro dos limites operacionais definidos.

O comportamento do sistema é semelhante ao observado na Figura 34, exceto que a tendência agora é de aumento na tração devido ao aumento na velocidade do

Figura 35 – Estratégia baseada em modelo com aumento no vento

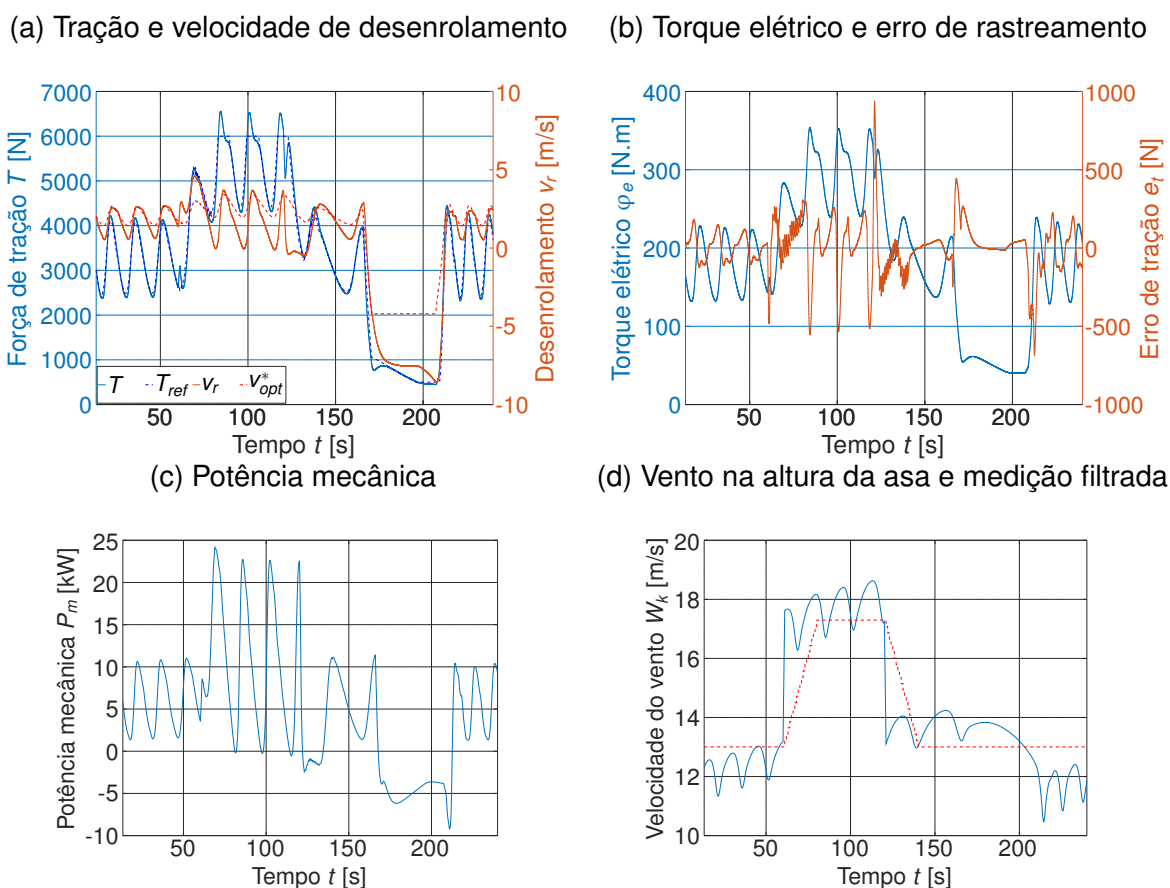


Elaborado pelo autor

vento. Comparando a tração nas Figuras 35a e 36a percebe-se que, apesar do sobressinal ocorrer em 36a, a tração mantém-se relativamente próxima do limite estipulado, enquanto que em 35a a tração segue rastreando a referência com desempenho semelhante ao das condições nominais. A ocorrência de sobressinal ressalta a necessidade de uma margem de segurança entre o limite de tração imposto pelo gerador de referência e a máxima força que o sistema consegue suportar, dada pelo elo mais fraco entre o cabo, a estrutura da unidade de solo e a asa. Observando a Figura 36b é possível verificar que o erro de rastreamento tem picos em torno de 500 N durante a saturação do gerador de referência, o que é pouco menos de 10% do valor absoluto nesse caso, mas esse valor pode ser maior em caso de ventos mais intensos. Nota-se, porém, que a potência mecânica oscila consideravelmente nas órbitas realizadas após o sistema se adequar à perturbação do vento, alcançando valores muito próximos de zero, por conta da baixa velocidade de desenrolamento. Esse comportamento indesejado é um indicativo de que a referência gerada não está bem ajustada.

Essa mesma perturbação é aplicada com o gerador de referência que usa a velocidade radial na Figura 37, sendo assim possível comparar o desempenho das duas estratégias para esse caso. Observando a tração na Figura 37a verifica-se que não

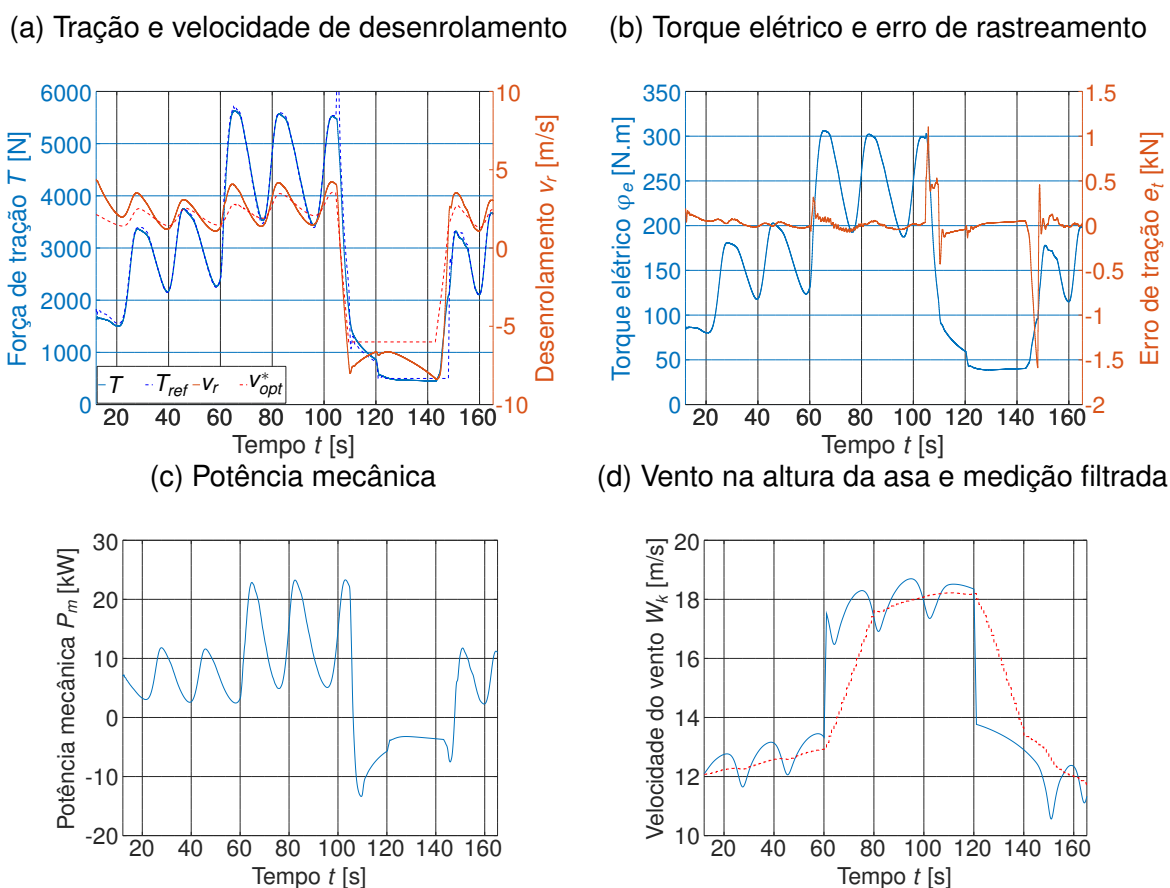
Figura 36 – Estratégia baseada em modelo com aumento no vento e limite de tração



Elaborado pelo autor

ocorre uma variação tão abrupta na tração no momento em que ocorre a perturbação (comparando com a Figura 35a), o que pode ser explicado pela posição da asa na trajetória de voo nesse momento; quanto mais elevada a velocidade tangencial da asa, menor é a influência da velocidade do vento no vento aparente (e por consequência nas forças aerodinâmicas). Como explicado anteriormente, a asa tende a acelerar durante as curvas laterais, devido ao sentido de percurso escolhido para a lemniscata, e assim alcançar uma velocidade tangencial maior na região inferior da janela de vento. Caso a perturbação ocorra nessa região, o efeito será reduzido e torna-se mais difícil avaliar o desempenho do controlador para rejeitar essa perturbação. Outra explicação possível é de que essa estratégia (que usa velocidade radial) é mais efetiva do que a baseada no modelo, entretanto é possível verificar na Figura 37d que o vento na altura da asa já alcançou o pico e está se reduzindo no momento em que a perturbação é aplicada, indicando que a asa está iniciando uma curva lateral. A velocidade de desenrolamento permanece oscilando em torno do valor ótimo corrigido após a perturbação, indicando que o sistema se adaptou bem ao novo ponto de operação, diferente do observado na Figura 35a, onde a velocidade v_r ficou abaixo do desejado após o sistema se acomodar frente à variação do vento. Isso se reflete na potência

Figura 37 – Estratégia que usa velocidade radial com aumento no vento



Elaborado pelo autor

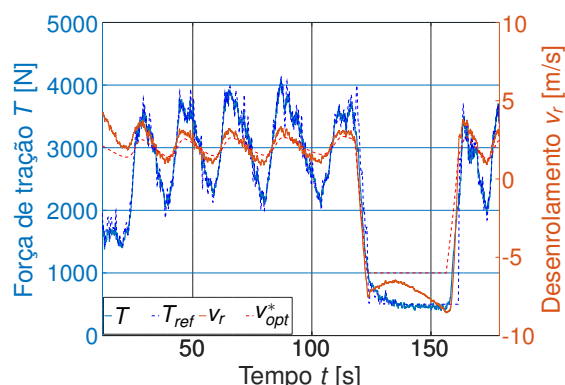
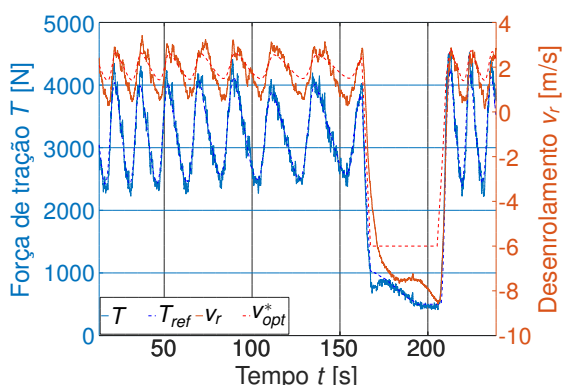
mecânica transferida pelo cabo, vista na Figura 37c, que oscila com média maior do que a obtida na Figura 35c. Por fim, observa-se que nesse caso o vento retorna ao valor inicial durante a fase de recolhimento, causando uma queda na velocidade radial e uma subsequente queda na tração até o nível de saturação inferior, onde permanece sem muita variação até o final da fase de recolhimento.

Na Figura 38 é apresentado um resultado de simulação com perturbação para o vento modelada como ruído gaussiano filtrado por um passa-baixas. Ambas as estratégias para geração de referência são consideradas, e as características do ruído gaussiano são iguais nos dois casos. Assim, espera-se avaliar e comparar o desempenho do sistema submetido a perturbações frequentes na velocidade do vento. Para formar o ruído r^* é usado uma distribuição gaussiana com média W_{r0} e desvio padrão de 1 m/s, com um filtro passa-baixa de primeira ordem com frequência de corte em 4,4 rad/s.

Em ambos os casos a tração manteve-se próxima da referência, cujo formato não se modifica muito comparado com o caso sem perturbação no vento (Figuras 29a e 32a). O erro de rastreamento é ligeiramente menor para a estratégia baseada em modelo (note que a escala dos gráficos nas Figuras 38c e 38d é diferente), pois

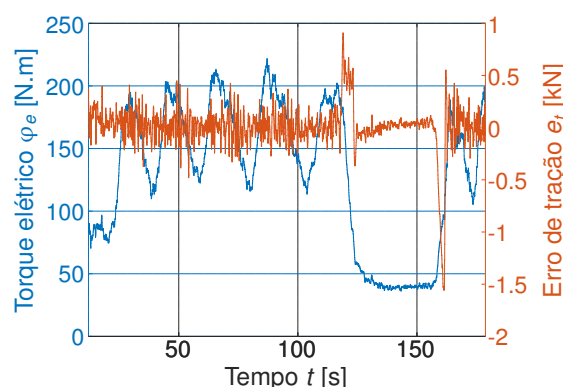
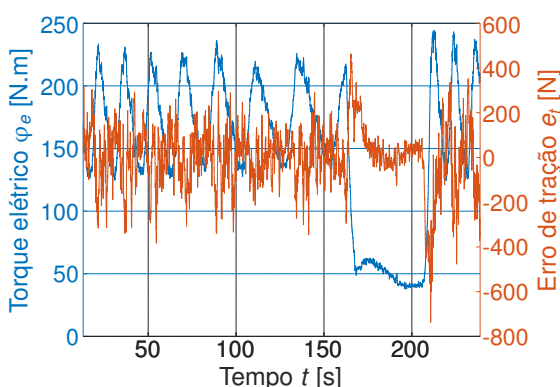
Figura 38 – Resultados com perturbação no vento

(a) Tração e velocidade de desenrolamento (b) Tração e velocidade de desenrolamento



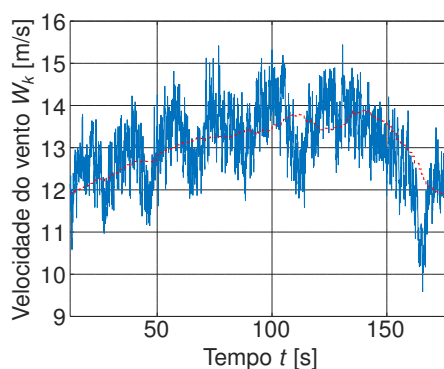
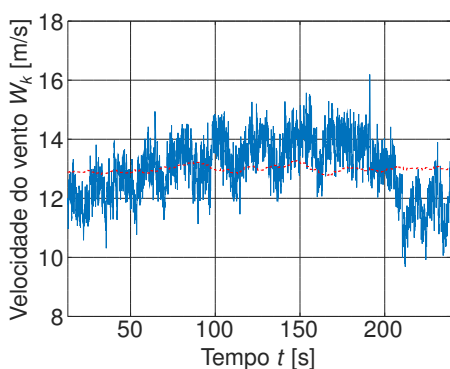
(c) Torque elétrico e erro de rastreamento

(d) Torque elétrico e erro de rastreamento



(e) Vento na altura da asa e medição filtrada

(f) Vento na altura da asa e medição filtrada



Estratégia baseada em modelo

Estratégia que usa velocidade radial

Elaborado pelo autor

o elevado ganho proporcional na malha externa causa variações mais bruscas na referência pela estratégia que usa v_r . No geral, o formato da referência de tração gerada pela estratégia baseada em modelo permanece praticamente inalterado frente à perturbação aplicada, o que é uma boa característica visto que o vento é perturbado com média igual ao valor inicial e, portanto, não corresponde a uma mudança no ponto de operação.

As simulações apresentadas nesta seção permitiram avaliar o desempenho do sistema em diferentes condições de operação. Verificou-se o funcionamento das malhas interna e externa do controlador de tração na ocorrência de perturbações na velocidade do vento em duas etapas, a primeira com variações bruscas e a segunda com variações frequentes, e em ambos casos os resultados foram considerados satisfatórios.

4.4 SÍNTESE DOS RESULTADOS

Neste capítulo foi apresentado uma série de simulações de um sistema PK usando as estratégias de controle desenvolvidas, além de simulações com desenrolamento forçado para verificar a necessidade da correção aplicada na velocidade ótima de desenrolamento para esse caso.

Foi realizada uma análise crítica do desempenho dos controladores projetados, enumerando as qualidades e fraquezas em condições de operação normal e com perturbações na velocidade do vento. Verificou-se um desempenho aceitável para ambas as estratégias adotadas, porém a estratégia com velocidade radial mostrou-se mais eficaz nas simulações onde ocorrem variação brusca no vento, enquanto que a estratégia baseada em modelo rejeitou mais as perturbações na simulação com vento ruidoso. Isso indica que a estratégia baseada em modelo, da forma como foi planejada, deve ser revista para que possa adequar-se melhor a outros pontos de operação (e evitar o recolhimento durante a fase de geração), enquanto que um ajuste nos ganhos usados na estratégia com v_r pode melhorar o desempenho frente à perturbações frequentes no vento.

Quanto ao desempenho da malha interna, verificou-se que o rastreamento de referência ocorre de maneira satisfatória em condições normais de operação. Nota-se um erro maior nas fases de transição, onde ocorre a aplicação do comando de arfagem, devido à variação rápida das características aerodinâmicas da asa. Além disso, durante a fase de retração observou-se uma tração ligeiramente abaixo da saturação inferior, imposta pela malha externa; esse valor foi arbitrado como mínimo para manter o cabo esticado e deve-se observar uma faixa de segurança entre a saturação imposta e o valor mínimo de tração que o sistema consegue suportar antes de perder controlabilidade do voo. Da mesma forma, quando imposto uma saturação superior, verificou-se um sobressinal de aproximadamente 10% na força de tração, sendo necessário uma margem de segurança entre esse valor imposto e a força máxima que o sistema suporta. Finalmente, a avaliação realizada não é suficiente para garantir o desempenho observado para qualquer ponto de operação devido à natureza não linear do sistema; entretanto, para pequenos desvios é esperado um comportamento semelhante ao que foi observado.

Os resultados das simulações desenvolvidas são apresentados na Tabela 3,

onde é possível verificar a potência mecânica média \bar{P}_m (potência de ciclo), a potência elétrica média \bar{P}_e , a razão cíclica D , além de indicadores de eficiência η_p e η_{cyc} . Conforme Fechner e Schmehl (2013), o fator de eficiência η_p é definido pela divisão entre o saldo total de energia mecânica de um ciclo completo e a energia mecânica produzida pela fase de tração. Já a eficiência do ciclo η_{cyc} é definida por Fechner *et al.* (2015) como o produto entre a razão cíclica D e o fator de eficiência η_p . Nota-se que a potência elétrica indicada corresponde ao produto do torque elétrico pela velocidade da máquina, ou seja, não corresponde à potência gerada na prática, pois não considerou-se as perdas elétricas. Para uma estimativa mais adequada considera-se uma eficiência para o conjunto máquina-inversor $\eta_e = 90\%$. Esse valor, \bar{P}_e^* , é menor que o produto $\eta_e \bar{P}_e$, pois a eficiência elétrica reduz a potência gerada na fase de tração e aumenta a potência consumida na fase de recolhimento.

Tabela 3 – Resultados de simulação

Simulação [Figura]	\bar{P}_m [W]	\bar{P}_e [W]	D [%]	η_p [%]	η_{cyc} [%]	\bar{P}_e^* [W]
Nominal (modelo) [30]	3801,0	3377,1	79,76	79,69	63,57	2765,5
Nominal (v_r) [33]	3999,2	3477,7	75,00	79,38	59,53	2828,9
Redução em W_r (modelo) [34]	2475,5	2083,3	77,55	72,17	55,97	1609,3
Aumento em W_r (modelo) [35]	4563,3	4158,5	74,14	81,75	74,14	3460,8
Aumento em W_r (v_r) [37]	5400,2	4811,0	72,95	78,73	72,95	3932,5
Vento com ruído (modelo) [38]	3786,9	3368,6	79,70	79,96	63,73	2763,2
Vento com ruído (v_r) [38]	3997,4	3476,1	75,02	79,20	59,41	2825,0
Fechner <i>et al.</i> (2015)	3735,8	-	80,40	81,70	65,70	-

Elaborado pelo autor

Apresenta-se também os resultados que Fechner *et al.* (2015) mostra, para uma comparação com os valores obtidos. Salienta-se que esses resultados são para outros pontos de operação (altura, vento, trajetória de voo, máquina elétrica, controladores), mas servem para dar uma ideia do desempenho esperado visto que a simulação é realizada, em grande parte, com os parâmetros originais do *Freekitesim*.

Como pode ser observado na Tabela 3, a estratégia com velocidade radial obteve uma melhor performance em relação à potência mecânica média produzida (em torno de 5%) o que remete à dificuldade de considerar alguns termos como constantes na geração de referência baseada em modelo no caso estudado.

No geral, ambas as estratégias propostas atenderam os objetivos definidos, sendo a estratégia que usa velocidade radial a mais simples de aplicar quando não se tem uma boa estimativa dos coeficientes aerodinâmicos da asa.

5 CONSIDERAÇÕES FINAIS

Neste trabalho foi desenvolvido um controlador de tração para um sistema de AWE na configuração PK. Utilizou-se uma estrutura em cascata; para a malha interna foi realizado um controlador por realimentação de estados, e para a malha externa uma estratégia baseada no modelo de ponto de massa para a asa e outra baseada em um controle de velocidade de desenrolamento.

Desenvolveu-se um modelo para o cabo tratando-o como um único segmento de mola, e considerando que a velocidade da asa é uma entrada de perturbação. A partir desse modelo foi projetado um controlador para a tração no cabo.

Implementou-se um controlador de voo com base na literatura existente e definiu-se estratégias para as mudanças das fases de voo.

Realizou-se simplificações no algoritmo estudado para geração de trajetória de voo, reduzindo sua complexidade e tornando-o computacionalmente mais leve, sem prejudicar sua acurácia.

Avaliou-se o uso da velocidade de desenrolamento ótima difundida na literatura, evidenciando que seu uso não resulta na maior potência média nesse estudo de caso. Apontou-se a motivação para esse fato e, a partir dos resultados observados, foi proposto um valor corrigido para essa velocidade ótima especificamente para o caso estudado.

Apresentou-se resultados de simulação para avaliação do desempenho do controlador em situações nominais de operação e com perturbações na velocidade do vento. O desempenho das estratégias empregadas foi comparado através destas simulações e teceu-se comentários a respeito das vantagens e desvantagens de cada abordagem.

Os resultados obtidos indicam que o controlador de tração é capaz de manter um desempenho semelhante ao controlador de velocidade, no que diz respeito à geração de energia, enquanto garante que os limites para a tração no cabo serão respeitados. Para a estratégia de geração de referência baseada em modelo, observou-se uma maior perda de eficiência ao operar em situações onde a velocidade do vento é diferente da qual o modelo foi inicialmente ajustado, o que se deve, em parte, às simplificações realizadas na formulação dessa estratégia. Em contrapartida, a estratégia de geração de referência baseada na velocidade de desenrolamento apresentou um bom desempenho no geral e sua implementação não depende do conhecimento prévio dos coeficientes aerodinâmicos, sendo mais adequada para implementação prática.

5.1 TRABALHOS FUTUROS

Este trabalho abordou problemas relacionados ao controle de tração em aerogeradores cabeados, e dessa abordagem surgem outras questões que devem ser

resolvidas para implementação prática, ou podem ser trabalhadas para melhorar o desempenho do controlador proposto. A validação prática do controlador também é fundamental para garantir seu funcionamento pleno. Sendo assim, algumas sugestões para trabalhos futuros incluem:

- É necessário para a estratégia baseada em modelo adotada uma medição de velocidade do vento em uma altura fixa (180 m), que na prática pode ser complicada de se obter; uma alternativa para esse problema é usar um modelo de perfil de vento formado por uma medição próxima ao solo e outra na asa, proveniente de um sensor ou de um estimador (SCHMIDT *et al.*, 2020), para determinar o vento na altura desejada.
- Para o modelo do cabo foi considerado somente sua capacidade elástica, desprezando tanto o efeito da massa quanto do amortecimento; com uma informação confiável da componente de amortecimento do cabo é esperado que seja possível melhorar o desempenho da malha interna do controlador desenvolvido, especialmente para variações rápidas na velocidade da asa.
- Testes de *Hardware-in-the-Loop*; para verificar o correto funcionamento do controlador em um ambiente controlado, mas que contém os componentes de *hardware* de um protótipo funcional, é o primeiro passo para a validação experimental dos resultados.
- Testes de campo com um protótipo funcional; para obter mais dados sobre o desempenho do sistema em condições reais, e assim validar o controlador proposto, é necessário ensaios em campo.

REFERÊNCIAS

- AHMED, M.; HABLY, A.; BACHA, S. Power maximization of a closed-orbit kite generator system. *In: 50TH IEEE Conference on Decision and Control and European Control Conference*. Orlando, FL: IEEE, dez. 2011. p. 7717–7722.
- AHRENS, Uwe; DIEHL, Moritz; SCHMEHL, Roland (Ed.). **Airborne Wind Energy**. Berlin Heidelberg: Springer, 2013. DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7.
- ARAUJO, Helmut. **Controle da máquina elétrica de um aerogerador com aerofólio cabeado na configuração pumping-kite**. 2017. p. 136. Mestrado em Automação e Sistemas – Programa de Pós Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas, Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis.
- BECHTLE, Philip; SCHELBERGEN, Mark; SCHMEHL, Roland; ZILLMANN, Udo; WATSON, Simon. Airborne wind energy resource analysis. **Renewable Energy**, Elsevier, v. 141, p. 1103–1116, 2019.
- BERRA, Andrea. **Optimal control of pumping airborne wind energy systems without wind speed feedback**. 2020. Master's thesis – Politecnico di Milano, Milano, Italy.
- CHERUBINI, Antonello; PAPINI, Andrea; VERTECHY, Rocco; FONTANA, Marco. Airborne Wind Energy Systems: A review of the technologies. **Renewable and Sustainable Energy Reviews**, v. 51, p. 1461–1476, jul. 2015. DOI: 10.1016/j.rser.2015.07.053.
- DE LELLIS, M.; MENDONCA, A. K.; SARAIVA, R.; TROFINO, A.; LEZANA, A. Electric power generation in wind farms with pumping kites: An economical analysis. **Renewable Energy**, v. 86, p. 163–172, fev. 2016. Disponível em: <https://doi.org/10.1016/j.renene.2015.08.002>.
- DE LELLIS, Marcelo. **Airborne Wind Energy with Tethered Wings: Modeling, Analysis and Control**. Out. 2016. Tese (Doutorado) – Programa de Pós Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas, Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis (SC), Brasil. Disponível em: <http://www.bu.ufsc.br/teses/PEAS0222-T.pdf>.
- DE LELLIS, Marcelo; REGINATTO, Romeu; SARAIVA, Ramiro; TROFINO, Alexandre. The Betz Limit Applied to Airborne Wind Energy. **Renewable Energy**, v. 127, p. 32–40, 2018a. ISSN 0960-1481. DOI: <https://doi.org/10.1016/j.renene.2018.04.034>. Disponível em: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S0960148118304427>.
- DE LELLIS, Marcelo; SARAIVA, Ramiro; TROFINO, Alexandre. Optimization of Pumping Cycles for Power Kites. *In: SCHMEHL, Roland (Ed.). Airborne Wind*

Energy: Advances in Technology Development and Research. Delft, the Netherlands: Springer, 2018b. cap. 14, p. 335–359. DOI: 10.1007/978-981-10-1947-0.

DIEHL, M. Airborne Wind Energy: Basic Concepts and Physical Foundations. *In*: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). **Airborne Wind Energy**. Berlin Heidelberg: Springer, 2013. cap. 1, p. 3–22. DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7_2.

DIEHL, M. **Real-time optimization for large scale nonlinear processes**. 2001. Tese (Doutorado) – University of Heidelberg.

EIJKELHOF, Dylan; RAPP, Sebastian; FASEL, Urban; GAUNAA, Mac; SCHMEHL, Roland. Reference Design and Simulation Framework of a Multi-Megawatt Airborne Wind Energy System. **Journal of Physics: Conference Series**, IOP Publishing, set. 2020. DOI: 10.1088/1742-6596/1618/3/032020.

ERHARD, Michael; STRAUCH, Hans. Control of Towing Kites for Seagoing Vessels. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, v. 21, n. 5, p. 1629–1640, set. 2013. DOI: 10.1109/TCST.2012.2221093. arXiv: 1202.3641 [cs.DS].

ERHARD, Michael; STRAUCH, Hans. Flight control of tethered kites in autonomous pumping cycles for airborne wind energy. **Control Engineering Practice**, v. 40, n. 0, p. 13–26, 2015. ISSN 0967-0661. DOI: 10.1016/j.conengprac.2015.03.001.

FADALI, M.S.; VISIOLI, A. **Digital Control Engineering: Analysis and Design**. [S.l.]: Elsevier Science, 2013. (Engineering professional collection). ISBN 9780123943910. Disponível em: <https://books.google.com.br/books?id=ooZHCxSUYjIC>.

FAGIANO, Lorenzo. **Control of tethered airfoils for high-altitude wind energy generation**. 2009. Tese (Doutorado) – Politecnico di Torino.

FAGIANO, Lorenzo; HUYNH, Khanh; BAMIEH, Bassam; KHAMMASH, Mustafa. On Sensor Fusion for Airborne Wind Energy Systems. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, v. 22, n. 3, p. 930–943, mai. 2014. DOI: 10.1109/TCST.2013.2269865.

FAGIANO, Lorenzo; MILANESE, Mario; PIGA, Dario. High-altitude wind power generation. **IEEE Transactions on Energy Conversion**, IEEE, v. 25, n. 1, p. 168–180, 2010. DOI: 10.1109/TEC.2009.2032582.

FECHNER, Uwe. **Free KiteSim**. Disponível em: <https://bitbucket.org/ufechner/freekitesim>. Acesso em: 24 jun. 2021.

FECHNER, Uwe; SCHMEHL, Roland. Model-Based Efficiency Analysis of Wind Power Conversion by a Pumping Kite Power System. *In*: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). **Airborne Wind Energy**. Berlin Heidelberg: Springer, 2013. cap. 14, p. 249–269. DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7_14.

FECHNER, Uwe; VAN DER VLUGT, Rolf; SCHREUDER, E.; SCHMEHL, Roland. Dynamic Model of a Pumping Kite Power System. **Renewable Energy**, v. 83, p. 705–716, nov. 2015. DOI: 10.1016/j.renene.2015.04.028. arXiv: 1406.6218 [cs.SY].

HESSE, Henrik; POLZIN, Max; WOOD, Tony A.; SMITH, Roy S. Visual Motion Tracking and Sensor Fusion for Kite Power Systems. *In*: SCHMEHL, Roland (Ed.). **Airborne Wind Energy: Advances in Technology Development and Research**. Delft, the Netherlands: Springer, 2018. cap. 17, p. 413–438. DOI: 10.1007/978-981-10-1947-0.

IEA. Disponível em: <https://www.iea.org/fuels-and-technologies/electricity>. Acesso em: 1 set. 2020.

JEHLE, Claudius; SCHMEHL, Roland. Applied Tracking Control for Kite Power Systems. **AIAA Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 37, n. 4, p. 1211–1222, 2014. DOI: 10.2514/1.62380.

KHEIRI, Mojtaba; SABERI NASRABAD, Vahid; BOURGAULT, Frédéric. A new perspective on the aerodynamic performance and power limit of crosswind kite systems. **Journal of Wind Engineering and Industrial Aerodynamics**, v. 190, p. 190–199, 2019. ISSN 0167-6105. DOI: 10.1016/j.jweia.2019.04.010.

LOYD, Miles L. Crosswind kite power. **Journal of Energy**, v. 4, n. 3, p. 106–111, 1980. DOI: 10.2514/3.48021.

LUCHSINGER, R. H. Pumping Cycle Kite Power. *In*: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). **Airborne Wind Energy**. Berlin Heidelberg: Springer, 2013. cap. 3, p. 47–64. DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7_3.

MANWELL, J. F.; MCGOWAN, J. G.; ROGERS, A. L. **Wind Energy Explained: Theory, Design and Application**. 2. ed. Chichester: John Wiley & Sons, Ltd., 2009. DOI: 10.1002/9781119994367.

RAPP, Sebastian; SCHMEHL, Roland; OLAND, Espen; HAAS, Thomas. Cascaded Pumping Cycle Control for Rigid Wing Airborne Wind Energy Systems. **Journal of Guidance, Control, and Dynamics**, v. 42, p. 1–18, jun. 2019. DOI: 10.2514/1.G004246.

SALMA, Volkan; FRIEDL, Felix; SCHMEHL, Roland. Improving reliability and safety of airborne wind energy systems. **Wind Energy**, v. 23, n. 2, p. 340–356, 2020. DOI: 10.1002/we.2433.

SARAIVA, R.; DE LELLIS, M.; BRUHNS BASTOS, M.; TROFINO, A. An algebraic solution for tracking Bernoulli's lemniscate flight trajectory in airborne wind energy systems. *In*: 2019 IEEE 58th Conference on Decision and Control (CDC). [S.l.: s.n.], 2019. p. 5888–5893.

SARAIVA, R.; DE LELLIS, M.; TROFINO, A. Passive Phase Design of a Pumping Kite Wind Generator. *In*: 1. PROCEEDINGS of the 19th IFAC World Congress. Cape Town, South Africa: IFAC, ago. 2014. p. 6764–6769. DOI: 10.3182/20140824-6-ZA-1003.01338.

SCHMIDT, Eduardo. **A state estimation strategy for monitoring, control, and optimization of airborne wind energy systems**. 2017. p. 135. Mestrado em Automação e Sistemas – Programa de Pós Graduação em Engenharia de Automação e Sistemas, Centro Tecnológico, Universidade Federal de Santa Catarina, Florianópolis.

SCHMIDT, Eduardo; DE LELLIS COSTA DE OLIVEIRA, Marcelo; SARAIVA DA SILVA, Ramiro; FAGIANO, Lorenzo; TROFINO NETO, Alexandre. In-Flight Estimation of the Aerodynamics of Tethered Wings for Airborne Wind Energy. **IEEE Transactions on Control Systems Technology**, v. 28, n. 4, p. 1309–1322, 2020. DOI: 10.1109/TCST.2019.2907663.

SCHMIDT, Eduardo; DE LELLIS, Marcelo; SARAIVA, Ramiro; TROFINO, Alexandre. State Estimation of a Tethered Airfoil for Monitoring, Control and Optimization. *In*: PROCEEDINGS of the 20th IFAC World Congress. Toulouse, France: IFAC, jul. 2017.

SILVA, Juliano da; SCHOENKNECHT, Marcos; SILVESTRE, Igor; DE LELLIS, Marcelo; CABRAL, Felipe; TROFINO, Alexandre; WESSLER, Vinícius. Projeto da unidade de voo de um aerogerador com aerofólio cabeado. **Anais da Sociedade Brasileira de Automática**, v. 2, n. 1, 2020.

VAN DER VLUGT, Rolf; PESCHEL, Johannes; SCHMEHL, Roland. Design and Experimental Characterization of a Pumping Kite Power System. *In*: AHRENS, U.; DIEHL, M.; SCHMEHL, R. (Ed.). **Airborne Wind Energy**. Berlin Heidelberg: Springer, 2013. cap. 23, p. 403–425. DOI: 10.1007/978-3-642-39965-7_23.

ZILLMANN, Udo; BECHTLE, Philip. Emergence and Economic Dimension of Airborne Wind Energy. *In*: SCHMEHL, R (Ed.). **Airborne Wind Energy: Advances in Technology Development and Research**. [S.l.]: Springer Singapore, 2017. Hardcover ISBN 978-981-10-1946-3. cap. 1.

APÊNDICE A – ALGORITMO SIMPLIFICADO DE MÍNIMA DISTÂNCIA À LEMNISCATA BASEADO EM ORTOGONAIS DE CASSINI

Este apêndice apresenta a forma simplificada do Algoritmo de Cassini usado na malha externa do controlador de voo. Considere aqui \mathbf{r}_k um vetor em coordenadas polares (ω_k, r_k) que representa um objeto sobre um plano:

$$\mathbf{r}_k = \left[\omega_k \quad r_k \right]'. \quad (92)$$

A Lemniscata de Bernouli é definida no domínio : $[-\pi, -3\pi/4] \cup [-\pi/4, \pi/4] \cup [3\pi/4, \pi]$ e pode ser escrita em coordenadas polares como:

$$\mathbf{r} = \left[\omega \quad a_l \sqrt{2 \cos(2\omega)} \right]', \quad (93)$$

onde a_l é a distância focal que parametriza a curva e ω é a coordenada angular de um ponto sobre a curva.

O método proposto por Saraiva *et al.* (2019) usa curvas ortogonais à Lemniscata para obter uma aproximação da distância mínima entre um objeto e a Lemniscata. Cada curva dessa família cruza a lemniscata em 4 pontos, sendo um deles em cada quadrante. Dessa forma resumida, Saraiva *et al.* (2019) apresentam o seguinte roteiro:

1. Determinar o parâmetro ω_0 que caracteriza a curva ortogonal à lemniscata onde \mathbf{r}_k está contido;
2. Calcular o ângulo ω que indica o ponto onde essa curva cruza a lemniscata. Esse ponto representará a menor distância aproximada entre \mathbf{r}_k e a lemniscata.

Para tal é usado o seguinte conjunto de equações:

$$\omega_0(a_l, \mathbf{r}_k) = \left\{ -\frac{\ln(b)i}{2} \quad ; \quad -\frac{\ln(-b)i}{2} \right\}, \quad (94)$$

onde $i = \sqrt{-1}$, b é calculado por:

$$b = \frac{e^{\omega_k i} \sqrt{(e^{2\omega_k i} a_l^2 - r_k^2)(-a_l^2 + e^{2\omega_k i} r_k^2)}}{e^{2\omega_k i} a_l^2 - r_k^2}, \quad (95)$$

$$\omega(\omega_0) = \left\{ \frac{-\ln(c)i}{2} \quad ; \quad \frac{\ln(-c)i}{2} \quad ; \quad \frac{-\ln(ci)i}{2} \quad ; \quad \frac{-\ln(-ci)i}{2} \right\}, \quad (96)$$

onde c é calculado por:

$$c = (-e^{4\omega_0 i})^{1/4}. \quad (97)$$

Observa-se que em (94) e (96) há múltiplas soluções, porém somente uma é necessária. Para (94) ambas as soluções resultam na mesma curva e para (96) a

solução desejada depende do quadrante de interesse. Apesar do método ser suficiente para determinar a distância aproximada, as equações envolvidas possuem uma complexidade computacional considerável e, por isso, é proposto uma simplificação no algoritmo com o objetivo de remover a dependência de números complexos.

Primeiramente observa-se que o módulo de b e c é 1 para qualquer valor de ω_k , r_k , a_l e ω_0 :

$$b = \frac{e^{\omega_k i} \sqrt{(e^{2\omega_k i} a_l^2 - r_k^2)(-a_l^2 + e^{2\omega_k i} r_k^2)}}{e^{2\omega_k i} a_l^2 - r_k^2} = e^{\omega_k i} \sqrt{\frac{-a_l^2 + e^{2\omega_k i} r_k^2}{e^{2\omega_k i} a_l^2 - r_k^2}} =$$

$$\sqrt{\frac{-(a_l^2 - e^{2\omega_k i} r_k^2)}{a_l^2 - e^{-2\omega_k i} r_k^2}} = \sqrt{\frac{-(a_l^2 - (\cos(2\omega_k) + i \operatorname{sen}(2\omega_k)) r_k^2)}{a_l^2 - (\cos(2\omega_k) - i \operatorname{sen}(2\omega_k)) r_k^2}} =$$

$$\sqrt{\frac{z}{z^*}} = \sqrt{-\frac{z^2}{|z|^2}} = i \frac{z}{|z|} = i \frac{|z| e^{i \arg(z)}}{|z|} = e^{i\delta}, \quad (98)$$

$$\delta = \tan^{-1} \left(\frac{r_k^2 \operatorname{sen}(2\omega_k)}{r_k^2 \cos(2\omega_k) - a_l^2} \right) + \frac{\pi}{2}, \quad (99)$$

$$c = (-e^{4\omega_0 i})^{1/4} = (e^{(4\omega_0 - \pi)i})^{1/4} = e^{(\omega_0 - \pi/4)i}. \quad (100)$$

Ambas as soluções de ω_0 levam para a mesma curva então basta calcular uma delas; opta-se aqui pela primeira solução em (94) e, considerando as observações realizadas, a equação é reescrita como:

$$\omega_0 = -\frac{\ln(b)i}{2} = -i \left(\frac{\ln(|b|) + i \arg(b)}{2} \right) = -\frac{i}{2} \left(0 + i \tan^{-1} \left(\frac{r_k^2 \operatorname{sen}(2\omega_k)}{r_k^2 \cos(2\omega_k) - a_l^2} \right) \right) =$$

$$\frac{1}{2} \tan^{-1} \left(\frac{\operatorname{sen}(2\omega_k)}{\cos(2\omega_k) - \left(\frac{a_l}{r_k}\right)^2} \right) + \frac{\pi}{4}. \quad (101)$$

Substituindo a nova expressão de ω_0 na primeira solução de (96), obtém-se:

$$\omega = -\frac{\ln(c)i}{2} = -i \left(\frac{\ln(|c|) + i \arg(c)}{2} \right) = \frac{1}{2} (0 + \arg(e^{(\omega_0 - \pi/4)i})) =$$

$$\frac{1}{2} (\omega_0 - \pi/4) = \frac{1}{4} \tan^{-1} \left(\frac{\operatorname{sen}(2\omega_k)}{\cos(2\omega_k) - \left(\frac{a_l}{r_k}\right)^2} \right). \quad (102)$$

As soluções de ω são defasadas em $\pi/4$ e podem resultar em uma trajetória imaginária. Para escolher a solução adequada é feito um deslocamento até o quadrante de interesse, conforme o Algoritmo 3.

Algoritmo 3: Deslocamento da solução para o quadrante de interesse

```

quadrante = quadrante_de_interesse();
w = atan2(-sin(2*wk),(al*al/(rk*rk)) - cos(2*wk))/4;
switch quadrante do
  case 1 do
    w -= 2*\pi;
    while w < 0 do
      w += \pi/4;
    end
  end
  case 2 do
    w += 2*\pi;
    while w > 0 do
      w -= \pi/4;
    end
    w += \pi;
  end
  case 3 do
    w -= 2*\pi;
    while w < 0 do
      w += \pi/4;
    end
    w -= \pi;
  end
  case 4 do
    w += 2*\pi;
    while w > 0 do
      w -= \pi/4;
    end
  end
end
end

```

Nota-se que as equações simplificadas operam somente sobre o conjunto de números reais, o que facilita a implementação, reduz a carga computacional e evita possíveis problemas numéricos relacionados a operações com números complexos (comparação, por exemplo).

O algoritmo de Cassini inclui outros passos além dos descritos, porém estes

não são modificados pelas simplificações e foram omitidos. Detalhes sobre como implementar a solução completa podem ser encontrados em Saraiva *et al.* (2019).