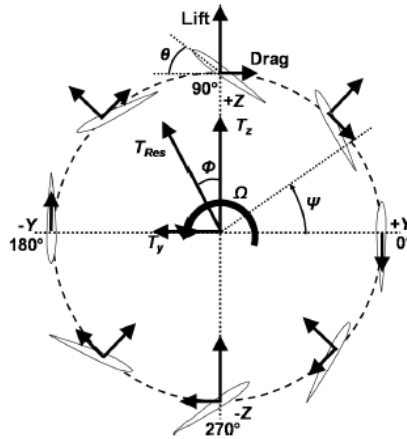




TÉCNICO
LISBOA



Desenvolvimento de um Modelo Aerodinâmico para um Ciclocóptero

Diogo José da Costa Pardal Maurício

Dissertação para obtenção do Grau de Mestre em

Engenharia Aeroespacial

Orientador: Prof. Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Júri

Presidente: Prof. Fernando José Parracho Lau

Orientador: Prof. Filipe Szolnoky Ramos Pinto Cunha

Vogal: Prof. João Manuel Gonçalves de Sousa Oliveira

Abril 2019

Dedicado aos meus queridos pais, Maria Paula e José Martinho.

Agradecimentos

Agradeço ao Professor Dr. Filipe Szolnoky Cunha , que me propôs este tema interessante e desafiante para a elaboração da minha teste de Mestrado e por ter estado sempre disponível para me ajudar.

Ao Instituto Superior Técnico por me ter proporcionado as condições de estudar em tão prestigiante instituição.

Um agradecimento especial para os meus pais, Maria Paula e José Martinho, ao meu irmão, João Filipe, que sempre me apoiaram e ajudaram ao longo do curso nos momentos mais difíceis e á minha querida namorada, Sara Gouveia, que muito me ajudou e apoiou nesta reta final dos meus estudos e na elaboração desta tese.

Agradeço também ao meu avô e amigo, João António, aos meus familiares mais próximos, que me proporcionaram muito apoio, e ao Francisco Pires que também me ajudou na elaboração deste documento.

Chega assim o final de mais uma etapa na minha vida, uma etapa difícil, mas que valeu apenas vivê-la.

Resumo

Nos últimos anos o interesse por “drones” (veículos aéreos não tripulados), tem aumentado no setor militar, no setor de vigilância, na meteorologia, no entretenimento, entre outros, pelo que a necessidade de realizar um estudo de otimização do veículo é essencial.

O objectivo principal desta tese é de estudar o funcionamento geral de um ciclocóptero (um tipo de drone cujas lâminas/asas giram paralelamente ao eixo de rotação), principalmente perceber a maneira de desenvolver sustentação e força propulsiva neste tipo de aparelho.

Apresentar-se-ão os aspectos estruturais fundamentais para a construção de um ciclocóptero e os aspectos aerodinâmicos que regem o seu comportamento.

Serão explicados os modelos numéricos que podem ser aplicados a este tipo de aeronaves, as vantagens, desvantagens e possíveis simplificações.

Usando estes modelos numéricos será explorado como se comporta o ciclocóptero (ao nível das forças produzidas) quando se varia algumas características como o ângulo de ataque, o diâmetro do rotor e a velocidade de rotação.

Palavras-chave: ciclocóptero, rotor, aerodinâmica variável, tubo único, tubo duplo.

Abstract

In the last few years the interest for "drones"(unmanned aerial vehicles) have increased in several sectors. In the military sector, in video surveillance, in meteorology, entertainment, among others, the need to conduct a vehicle optimization was essential.

The main goal of this thesis is to study the general behavior of a cyclocopter (a type of drone whose blades/wings rotate parallel to the axis of rotation), but mainly to understand the way to develop propulsion and propulsive force in this type of equipment.

The fundamental structural aspects in order to build a cyclocopter among the aerodynamic aspects that govern their behavior will be introduced. It will also be explained the numerical models that can be applied to this type of aircraft, the advantages and disadvantages, possible simplifications.

By using this numerical models it will be explored the way that a cyclocopter behave (produced forces) when some of the characteristics like the angle of attack, the rotor diameter and the rotation speed are varied.

Keywords: cyclocopter, rotor, unsteady aerodynamics, single streamtube, double-multiple streamtube .

Conteúdo

Resumo	vii
Abstract	ix
Lista de Tabelas	xiii
Lista de Figuras	xv
List of Acronyms	xvii
List of Variables	xx
1 Introdução	1
1.1 Motivação	1
1.2 Objetivos	1
1.3 Estrutura da Tese	2
2 O Ciclocóptero	3
2.1 Conceitos Gerais	3
2.2 Perspectiva Histórica	4
2.3 Estudos Científicos	9
2.4 Estrutura do Ciclocóptero	15
2.4.1 Pás do Ciclocóptero	16
2.4.2 Mecanismo de Variação do Ângulo de Ataque	16
3 Modelo Aeroelástico/Aerodinâmico	22
3.1 Aerodinâmica Não Estacionária	23
3.1.1 Introdução	23
3.1.2 Fontes de Forças Aerodinâmicas Instáveis	23
3.1.3 Frequência Reduzida	23
3.1.4 Resposta Indicial: Problema de Wagner	24
3.1.5 Solução Recursiva para o Integral de Duhamel	26
3.2 Análise Dinâmica e Escoamento no Rotor	29
3.2.1 Velocidades nas pás	29
3.2.2 Tubo Único e Duplo Tubo de Corrente	31
3.2.3 Cálculo das Forças Aerodinâmicas e Potência nas Pás	36

4	Implementação e Resultados	43
4.1	Modelo Numérico	43
4.1.1	Modelo de Tubo Único	44
4.1.2	Modelo de Duplo Tubo de Corrente	44
4.2	Resultados e Validação do Modelo	45
4.2.1	Validação do Modelo	45
4.2.2	Resultados	47
5	Conclusões	51
5.1	Metas Alcançadas	51
5.2	Trabalhos Futuros	51
	Bibliografia	53

Lista de Tabelas

4.1	Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.2.	46
4.2	Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.3.	47
4.3	Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.5.	47
4.4	Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.5.	48
4.5	Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.6.	48

Lista de Figuras

2.1	Exemplo de um ciclocóptero (a) e esquema vetorial de forças (b) [1].	3
2.2	Exemplo das aeronaves de Sverchkov e de um ciclocóptero francês [2].	4
2.3	Aeronaves de Brooks e de Cadwell, respetivamente [1].	5
2.4	Aeronaves de Strandgren e Nagler, respetivamente [2].	6
2.5	Ciclocópteros da década de 30 [2].	7
2.6	Ciclocóptero de Chabonat, 1976 [2].	8
2.7	Ciclocópteros de Sharpe [2].	8
2.8	Ciclocópteros de Crimmins e Heinz, respetivamente [2].	9
2.9	Capa de Revista Científica e Teste de um rotor. [1].	10
2.10	Exemplo das hélices de Voith-Schneider [1].	11
2.11	Prótipo vs Ensaio Experimental [1].	13
2.12	Exemplos de Ciclocópteros.	14
2.13	Exemplo de mecanismo de variação dos ângulos das pás [11].	16
2.14	Cinemática das pás, forças, e coordenadas [1].	16
2.15	Definições de forças e deformações num ciclocóptero [1].	17
2.16	Rolamentos e ligações do mecanismo de variação dos ângulos das pás [10].	17
2.17	Esquema de funcionamento do mecanismo de controlo com Offset L2 [10].	18
2.18	Sistema de coordenadas [12].	19
2.19	Mecanismo de 4 barras [13].	20
2.20	Ângulo, velocidade angular e aceleração angular da ligação L_4 [11].	21
3.1	Função de Wagner [15].	26
3.2	Componentes das forças e ângulos [12].	29
3.3	Representação das velocidades induzidas [10].	30
3.4	Modelos esquemáticos do escoamento [1].	31
3.5	Tubo de corrente num disco atuador [17].	32
3.6	Modelos esquemático (a) e real (b) da esteira do ciclocóptero [10].	32
3.7	Representação do ângulo induzido para velocidade defletida verticalmente[12].	34
3.8	Esquema de duplo tubo de corrente [12].	35
3.9	Exemplo da distribuição de fluxo de corrente usando o modelo de duplo tubo de corrente [1].	36

3.10	Esquema das velocidades usadas na formulação aerodinâmica [1].	37
4.1	Forças (em gramas-força) na direção z (T_z) e na direção y (T_y) para os resultados experimentais e numéricos em função da velocidade de rotação (rpm) [1].	46
4.2	Forças resultantes T_r (em gramas-força) para os resultados experimentais e numéricos em função da velocidade de rotação (rpm) [1].	46
4.3	Forças T_z e T_y (em gramas) para os resultados numéricos em função do ângulo de picada.	47
4.4	Forças T_z e T_y (em gramas) para os resultados numéricos em função da velocidade do raio (cm) do rotor	48
4.5	Potência P (em Watt) para os resultados numéricos em função da velocidade de rotação (RPM).	48
4.6	Potência P (em Watt) para os resultados numéricos em função da velocidade de avanço (m/s) e para um $\theta_m = 20^\circ$	49

Lista de Acrónimos

2D	Two-Dimensions
3D	Three-Dimensions
BEMT	Blade Element Momentum Teory
CFD	Computational Fluids Dynamics
DTMB	David Taylor Model Basin
MAV	Micro Aerial Vehicle
MIT	Massachusetts Institute of Technology
NACA	National Advisory Committe for Aeronautics
PIV	Particle Image Velocimetry
TML	Teoria do Momento Linear
UAV	Unmanned Aerial Vehicle
UVLM	Unsteady Vortex Lattice Method

Lista de Variáveis

a	localização adimensional do eixo de picada a 3/4 da corda
A_1, A_2	constantes da função indicial de Wagner
b_1, b_2	constantes exponenciais da função indicial de Wagner
b	extensão da pá
c	corda
C_d	coeficiente de arrasto
C_l	coeficiente de sustentação
C_l^c	parte circulatória do coeficiente de sustentação
C_l^{nc}	parte não circulatória do coeficiente de sustentação
C_{D0}	coeficiente médio de arrasto
Cl_α	declive da curva de sustentação
C_P	coeficiente de potência
C_T	coeficiente de impulso
e	fator de eficiência de oswald
F	força resultante
k	frequência reduzida
L_1, L_2, L_3, L_4	comprimento das barras ligantes
\vec{L}	sustentação
M	número de mach
N_b	número de pás
P_u	potência útil da hélice
q	velocidade de picada
R	raio do ciclocópetro
\vec{r}	posição vetorial para um ponto arbitrário da deformada da pá
Re	número de Reynolds
s	tempo reduzido
\vec{S}	forças de pressão
S_m, S_j	áreas de secções rectas do tubo de corrente a montante e a jusante, respetivamente.
t	intervalo de tempo
T_{res}	impulso resultante
U_d	velocidade de escoamento
U_P, U_T	componente da velocidade normal e tangencial ao comprimento da corda, respetivamente

v_d	velocidade interior
v_u	velocidade na parte superior do tubo
v_z, v_i	velocidade induzida
V	velocidade resultante na pá
\vec{V}_b, \vec{V}_w	velocidade das pás e do vento, respetivamente
X_α, Y_α	funções recursivas do ângulo de ataque
X_q, Y_q	funções recursivas do velocidade de picada
W	peso

Símbolos Gregos

α	ângulo de ataque
α_c	aceleração angular da pá
α_e	ângulo de ataque efetivo
β	direção do impulso resultante
γ	ângulo de downwash
η_r	localização do eixo de picada a 3/4 do comprimento da corda
θ	ângulo de picada
μ	coeficiente de viscosidade dinâmica
v	flexão tangencial
ρ	densidade do ar
ϕ	ângulo de fase de excentricidade
ϕ'	resposta indicial
ϕ_w	função de wagner
Ψ	posição azimutal da pá
ω	velocidade angular da pá
Ω	velocidade rotacional

Capítulo 1

Introdução

1.1 Motivação

Nos últimos anos o interesse por veículos aéreos não tripulados ou, mais comumente conhecidos por "drones" tem aumentado nos mais diversificados setores. A sua aplicabilidade pode ser encontrada nos setores militar, vigilância/segurança, meteorologia, transporte, entretenimento entre outros.

Os "drones", quando comparados com as aeronaves "convencionais" são, salvo algumas exceções, de dimensões mais reduzidas. Têm, por isso, a vantagem de ter custos operacionais baixos (consomem pouca energia e têm poucas ou quase nenhuma manutenção), são de fácil utilização, e não requerem, pelos menos para já, de licenças dispendiosas ou de "brevê" para os operar.

A variedade de drones é também extensa. Pode-se encontrar drones de asa fixa mas também de asa móvel (de batimento ou rotativa), sendo esta última (rotativa) a qual este documento se vai debruçar- rotor cicloidal-

O seu campo de aplicabilidade ainda não se encontra fechado, pois poder-se-á melhorar ainda mais este tipo de aparelhos.

1.2 Objetivos

Esta tese tem como principais objetivos perceber o funcionamento geral de um ciclocóptero (quer no plano estrutural quer no plano aerodinâmico) e desenvolver um modelo simplificado que possa prever as cargas nas pás e o desempenho médio do rotor com precisão suficiente para que possa ser usado para cálculos de projeto de rotina.

Na perspetiva estrutural tentar-se-á perceber os mecanismos subjacentes e necessários ao correto desempenho deste veículo aéreo não tripulado. Na perspetiva aerodinâmica pretender-se-á perceber os fenómenos envolvidos, a caracterização do escoamento, e que modelos numéricos poderão ser aplicados.

1.3 Estrutura da Tese

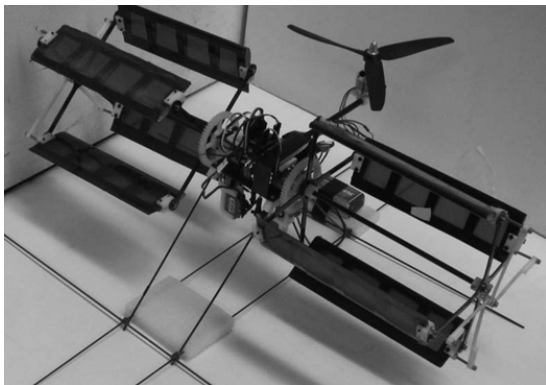
Esta tese é composta por um capítulo introdutório, onde se apresenta e descrevem as motivações e objetivos que impulsionaram este estudo -Capítulo 1- um segundo capítulo onde são introduzidos conceitos gerais do que é um ciclocóptero, uma perspectiva histórica e os estudos científicos que foram realizados ao longo dos tempos - Capítulo 2-. Segue-se o -Capítulo 3- onde são expostos os fundamentos aerodinâmicos que estão por detrás do funcionamento deste micro-veículo aéreo e também os fundamentos que servem de base a modelos numéricos. De seguida são explicados os códigos usados que são sustentados pelos fundamentos do capítulo anterior. São também apresentados os resultados obtidos pelos modelos numéricos e comparados com resultados experimentais desenvolvidos em outros estudos.-Capítulo 4-. Por último tira-se as conclusões e sugere-se possíveis desenvolvimentos futuros - Capítulo 5-.

Capítulo 2

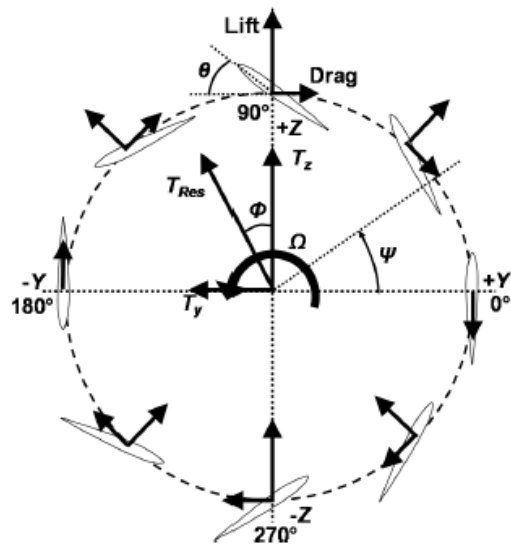
O Ciclocóptero

2.1 Conceitos Gerais

Um ciclocóptero é um sistema de asa rotativa onde as asas, ou pás, giram paralelamente ao eixo de rotação, figura 2.1(a).



(a) Ciclocóptero



(b) Ângulos e vectores de força num ciclocóptero

Figura 2.1: Exemplo de um ciclocóptero (a) e esquema vetorial de forças (b) [1].

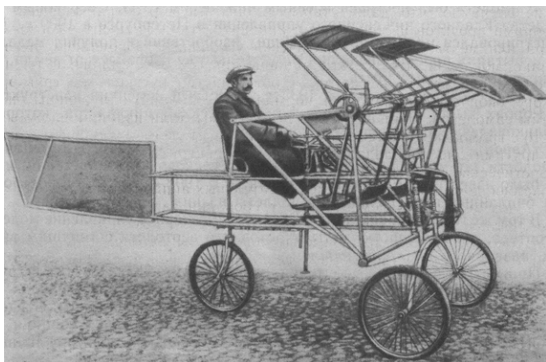
O ângulo de ataque de cada pá varia ciclicamente de acordo com o mecanismo montado no eixo de rotação, de tal forma que as pás experimentam ângulos de ataque positivos e negativos nas posições superior e inferior, respectivamente, de cada ciclo. As forças de resistência e de sustentação produzidas ao longo do ciclo por cada pá, podem ser decompostas numa componente perpendicular e numa tangencial ao perfil alar figura 2.1(b).

Variando a amplitude e o ângulo de fase de cada ciclo, conseguimos obter a força resultante e a respectiva direção pretendida.

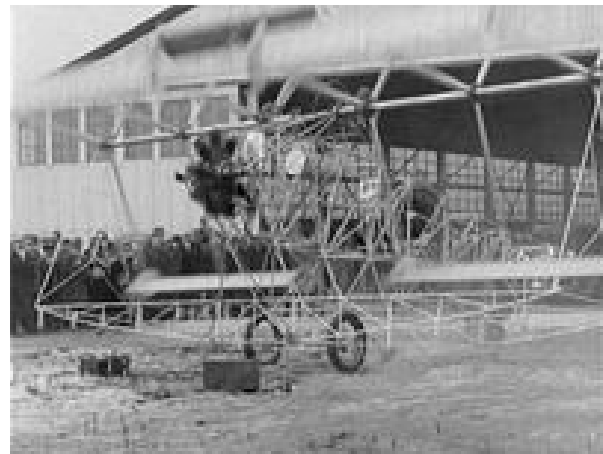
2.2 Perspectiva Histórica

Este subcapítulo segue com rigor as referências [1] e [2] de onde a tradução dos excertos retirados destas referências virão indicadas "entre aspas".

As primeiras abordagens da construção de um ciclocóptero remontam à mais de um século no entanto não existe um consenso de quem foi o primeiro a lançar-se neste assunto. "Em 1909, em São-Petersburgo, o engenheiro militar Sverchkov desenvolveu uma aeronave designada por "Samoljot" também conhecida por "Wheel-orthopter" cujo conceito de funcionamento, embora fosse idêntico ao do ciclocóptero, diferia em alguns aspetos. Esta aeronave era constituída por três superfícies planas e um leme em que o bordo de fuga de uma das superfícies podia ser fletida, substituindo a ação do leme de profundidade. Os rotores consistiam em 12 pás, estabelecidas em pares com um ângulo inferior a 120° , criavam impulso e elevação, sendo que o ângulo de inclinação das pás mudava por mecanismos de excentricidade variável e de molas (figura 2.2(a).)[1]"



(a) "Samoljot" Sverchkov, 1909.



(b) Ciclocóptero francês, desconhecido.

Figura 2.2: Exemplo das aeronaves de Sverchkov e de um ciclocóptero francês [2].

"Entre 1909 e 1914, na França, foi desenvolvido um ciclocóptero, no entanto, não há registos do seu projeto à exceção de uma gravação em vídeo, que pode ser vista em [2], que mostra duas tentativas, mal sucedidas da descolagem da aeronave devido ao mau funcionamento de uma das pás do rotor. Esta aeronave tinha uma cauda distinta em relação às aeronaves construídas na época, como se verifica na figura 2.2(b).[1]"

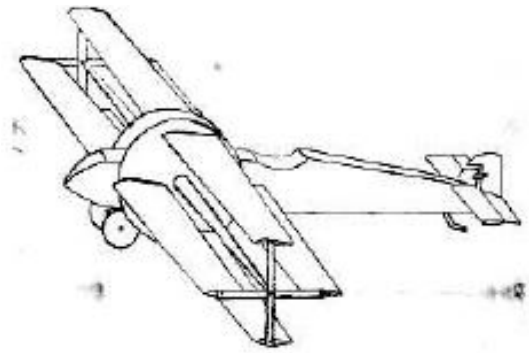
"Em 1920 de acordo com a imprensa, C. Brooks de Pattonville (Montana) trabalhou, durante trinta anos, na criação de uma incrível aeronave com um propulsor semelhante a uma roda de pás [2] ". Não se sabe se o aparelho alguma vez voou mas a avaliar pela figura 2.3(a) disponibilizada na época, o mais provável é que não tenha tido sucesso.

"Em janeiro de 1923 Cadwell [2], engenheiro aeronáutico de Santa Monica, USA, fez um pedido para patentear uma aeronave que ele batizou de cyclogyro. Este, fig.2.3(b), foi projetado para descolagem vertical e transição para voo horizontal. Em 1937, Cadwell, voltou a rever o projeto de 1923 e construiu um novo protótipo, como se observa na figura 2.3(c e d). Cadwell construiu dois longos rotores com três

pás sobre os lados da fuselagem convencional, com o eixo dos rotores a deslocarem-se para a frente e para trás, paralelo ao eixo da fuselagem. Os perfis alares eram engrenados de modo a que o próprio motor radial de 125 HP os girasse, produzindo, deste modo, impulso suficiente para elevar a aeronave. Confirmou-se mais tarde, o sucesso desta aeronave nos testes de elevação a alturas até 1,8 metros [1].”



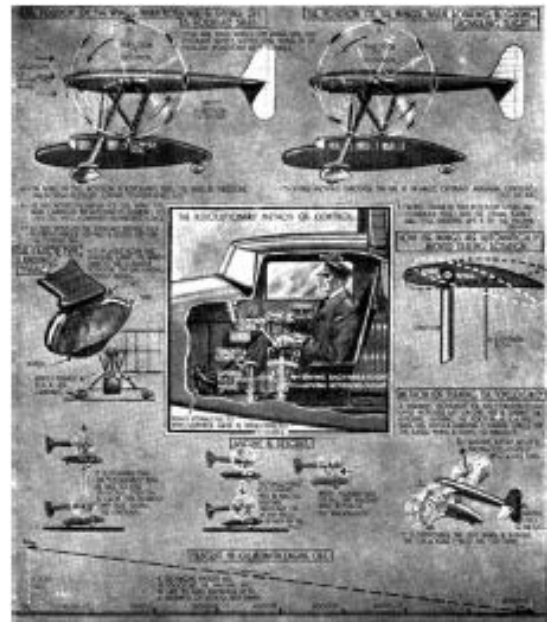
(a) Brooks, 1920.



(b) Ciclocóptero de Cadwell, 1923.



(c) Ciclocóptero de Cadwell, 1937.



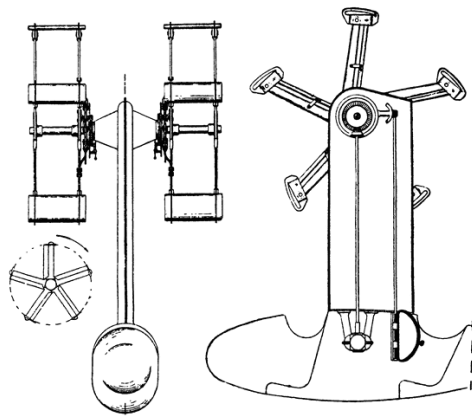
(d) Pormenores do Ciclocóptero de Cadwell, 1937.

Figura 2.3: Aeronaves de Brooks e de Cadwell, respetivamente [1].

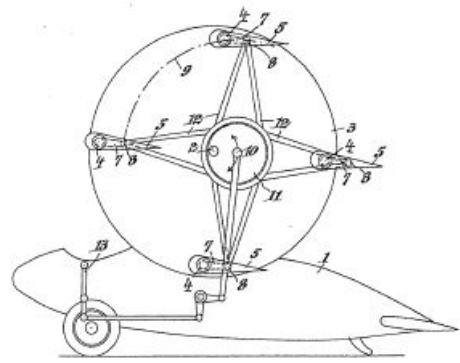
”Em 1924 o engenheiro sueco Strandgren recebeu uma patente para aeronaves que descolavam na vertical (figura 2.4(a)) e após 9 anos, já em 1933 na França, Strandgren completou um conjunto de ensaios experimentais e juntamente com “Lior-et-Olivier” (fábrica francesa de aeronaves) construiu um protótipo (figura 2.4(c)) [2].”

”A aeronave era constituída por rotores de 6 metros, com cinco pás cada um. O motor era um Clerge de 130 cv e o peso na descolagem era cerca de 600 kg. A força de elevação dos rotores era de 800 kg a uma velocidade de rotação igual a 120 rpm, sendo que a sua velocidade máxima de rotação era de 180 rpm. Em 1934, a aeronave estava assim concluída [1].”

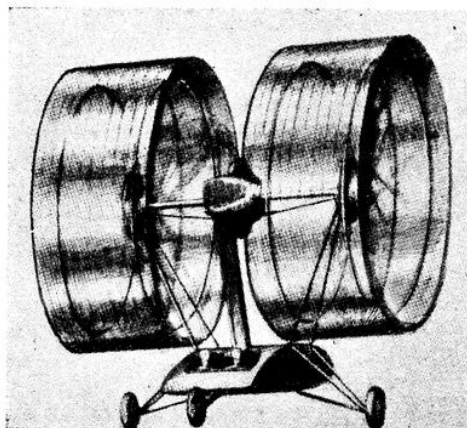
”Em 1926, na Áustria, Bruno Nagler solicitou a patente para um ciclocóptero com duas hélices ci-



(a) Ciclocópetro de Strandgren, 1924.



(b) Ciclocópetro de Nagler, 1926.



(c) Ciclocópetro de Strandgren, 1933.

Figura 2.4: Aeronaves de Strandgren e Nagler, respectivamente [2].

cloidais de 4 pás em ambos os lados, figura 2.4(b). O mecanismo de inclinação do ângulo de ataque da pá era passivo, com um rolamento e uma mola de torção. Uma vez que o centro geométrico da pá coincidia com o seu eixo de rotação, o mecanismo que regulava o ângulo de ataque era movimentado pelas forças aerodinâmicas nela aplicadas. O objetivo era que o piloto conseguisse controlar a tensão nas molas utilizando um mecanismo e assim determinar a cinemática das pás dependendo das condições de voo. Deste modo, o piloto teria o controlo da picada, do rolamento e da guinada em qualquer instante. No entanto, não há informação de que este ciclocópetro tenha sido construído.[1]”

”Na década de 30, Adolf Rohrbach, técnico aeroespacial alemão, projetou um ciclocópetro, que tinha dois ciclorotores colocados aproximadamente na mesma posição das asas de um monoplano de asa-alta, figura 2.5(a). Nos ciclocópetros, o ângulo de ataque da pá varia consoante as velocidades de avanço. Esta variação dos ângulos de ataque é calculada de modo a que tanto a elevação como o impulso se desenvolvam durante a maior parte da rotação. O ciclocópetro de Rohrbach, tinha um comprimento de 8.6 metros, uma altura de 4.3 metros e uma envergadura de 10 metros. As pás tinham um alongamento igual a 14 e um comprimento de 4.4 metros. A potência necessária era de 240 HP, possivelmente provenientes de 2 motores. O peso em vazio calculado era de 680 kg, a carga útil (incluindo três pessoas) era de 270 kg, perfazendo um peso bruto igual a 950 kg. Para este peso, a velocidade máxima seria de 200 km/h. O alcance de voo era de 400 km com passageiros e de 700 km

sem passageiros [1].”

E. A. Schroeder [2], desenvolveu em São Francisco um ciclocóptero com uma configuração mono-plano que, em vez de uma hélice convencional, possuía duas grandes hélices cicloidais (figura 2.5(b)). Em 1933, com base na pesquisa de Rohrbach, Haviland Hull Platt, um engenheiro norte americano, projetou e patenteou o ciclocóptero da figura 2.5(c) cujo projeto da asa do rotor foi submetido a testes extensivos no túnel do vento no MIT em 1927 [1].

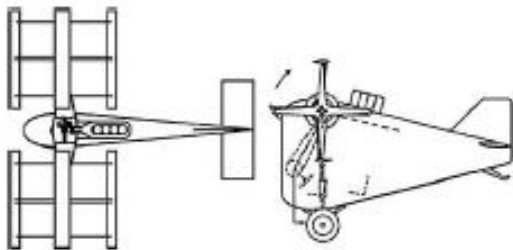
”Em 1935, Rahn Aircraft Corp em Brooklyn, Nova Iorque, fabricou uma aeronave de asa rotativa (figura 2.5(d)) com um lugar e com um motor right Whirlwind 240 cv. Era constituído por duas asas giratórias de 1.8m de cada lado. Teoricamente, estas asas rotativas levariam o avião a subir ou descer verticalmente, ou voar lateralmente sem uma hélice convencional, no entanto nunca ficou registado que esta aeronave alguma vez tenha levantado voo.”[2]



(a) Ciclocóptero de Rohrbach, década de 30.



(b) Ciclocóptero de Schroeder, 1930.



(c) Ciclocóptero de Platt, 1933.



(d) Ciclocóptero de Rahn Aircraft Corp, 1935.

Figura 2.5: Ciclocópteros da década de 30 [2].

”Em 1976, Marcel Chabonat submeteu uma patente para um determinado tipo de ciclocópteros, a que ele designou de rotores de elevação propulsiva, figura 2.6. Os rotores eram constituídos por duas pás. Na primeira versão, a variação do ângulo de ataque era obtido de modo passivo utilizando forças aerodinâmicas e/ou centrífugas. Na descida, a pá produzia sustentação e na subida produzia impulso. Na segunda versão, o ângulo de incidência variava através de mecanismos impostos. Nesta versão teria de possuir diferentes configurações de mecanismos para as diferentes fases de voo (descolagem, subida, cruzeiro, descida e aterragem)”[1].

”Em 1977, Thomas H. Sharpe, desenvolveu um ciclocóptero com um rotor revestido, de pequeno

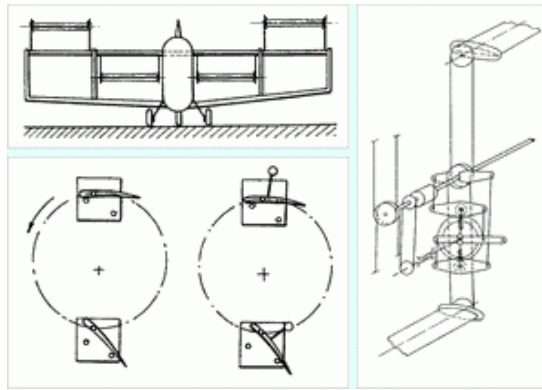
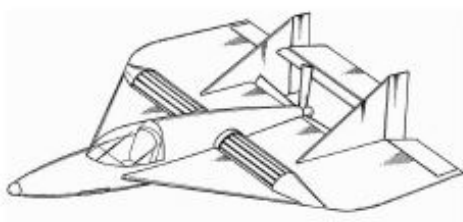
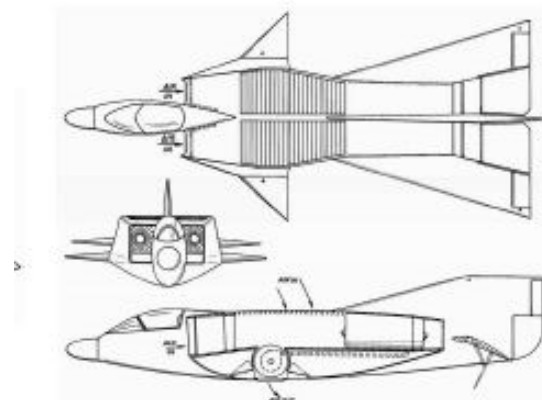


Figura 2.6: Ciclocópetro de Chabonat, 1976 [2].

raio, e colocado sobre as asas como substituto de hélices convencionais fig.2.7(a). Os ângulos de incidência eram controlados por um mecanismo de excentricidades simplificadas. No voo horizontal, os rotores desconectam-se do motor e o impulso horizontal é criado pela variação do ângulo de ataque como se de uma hélice tradicional se tratasse. No voo horizontal, os rotores desconectam-se do motor e o impulso horizontal é criado pela variação do ângulo de ataque como se de uma hélice tradicional se tratasse. A estabilidade longitudinal é garantida pelo estabilizador horizontal que se encontra na trajetória do fluxo criado pelo propulsor. A segunda versão da aeronave, figura 2.7(b), foi realizada para aeronaves de alta velocidade. Foram utilizados motores turbojato e duas entradas de ar (superior e lateral). A transmissão dos motores para os rotores do ciclocópetro era hidráulica. Em voo horizontal, as tomadas e saídas de ar ventilado são reguladas por geometrias variáveis. Nem na primeira nem na segunda versão, a principal vantagem do ciclorotor - a possibilidade de redirecionar instantaneamente o vetor impulso numa gama de 360° - não é usada.”[2]



(a) Primeira configuração de Sharpe, 1977.

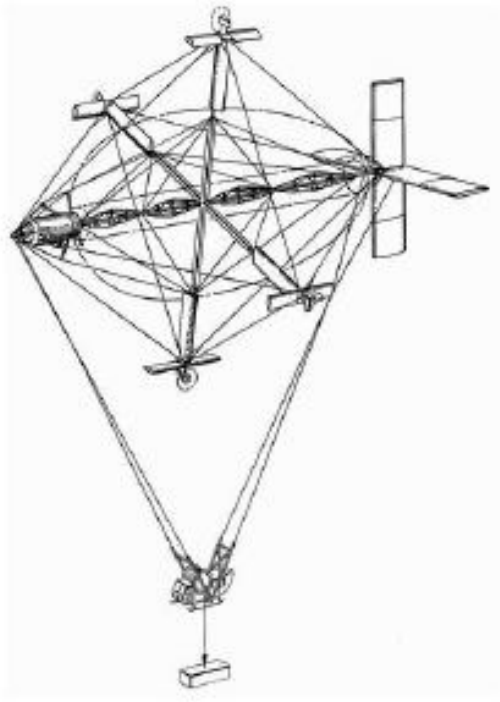


(b) Segunda configuração de Sharpe, 1977.

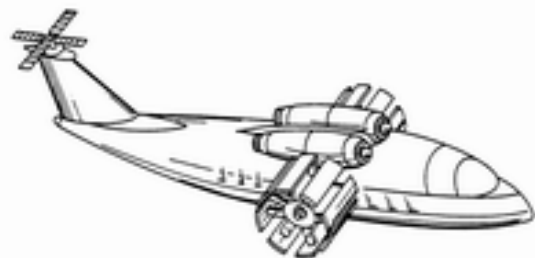
Figura 2.7: Ciclocópetros de Sharpe [2].

Arthur Crimmins, de 1980-1984, desenvolveu uma aeronave combinada com um guindaste voador, figura 2.8(a). O peso é equilibrado pela força de elevação do balão e o peso da carga é levantado pelas asas circulares, pelo que as asas e hélices são montadas em postes rotativos, que também executam a função de pás da hélice. O dispositivo apresenta uma configuração clássica de uma aeronave assim

como de um ciclocópetro e todas as configurações intermédias. [2].



(a) Guindaste voador de Crimmins, 1980.



(b) Ciclocópetro de Heinz, 1992.

Figura 2.8: Ciclocópetros de Crimmins e Heinz, respetivamente [2].

”De 1992-1993, surge a aeronave com hélices “paddle wheel rotorcraft” cuja patente pertence a Heinz Gerhardt, cujo esquema aerodinâmico é equivalente a um ciclocóptero, figura 2.8(b). O equilíbrio longitudinal é providenciado por um propulsor vertical no estabilizador vertical ou por um segundo par de rotores. Uma particularidade deste aparelho era a falta de controlo da cinemática dos ângulos das pás, no entanto, um cilindro hidráulico foi instalado em cada pá, sendo esta constantemente controlada por um computador de acordo com a cinemática necessária, atingindo deste modo, o fluxo ideal de cada pá em todos os modos de voo.”[1].

2.3 Estudos Científicos

Este subcapítulo transcreve alguns excertos da referencia [1], traduções essas que virão “entre aspas”.

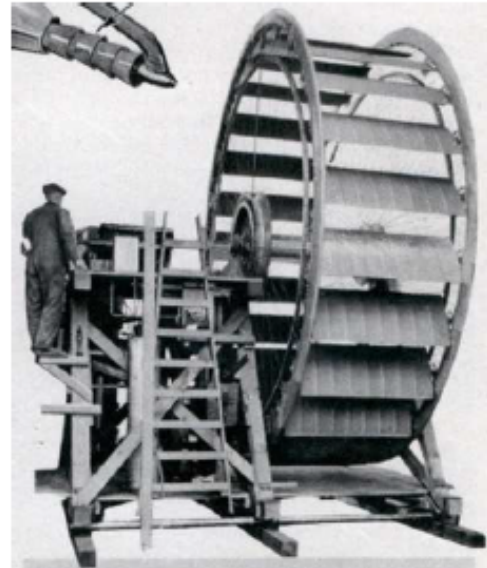
No subcapítulo 2.2 apresentou-se uma perspetiva histórica da evolução no tempo do ciclocópetro, quer a descoberta fosse teoricamente fundamentada ou não. Este subcapítulo vem complementar essa pesquisa, referindo por ordem cronológica as descobertas aeroespaciais validadas teórica e experimentalmente.

Kurst Kirsten, professor da Universidade de Washinton iniciou pesquisas e desenvolvimentos na década de 20 de sistemas de propulsão cicloidal. Como resultados destes estudos desenvolveu a hélice denominada por “Kisten-Boeing” cuja principal característica que identificou foi a possibilidade de direcionar

o vetor impulso em qualquer direção azimutal quase que instantaneamente. Kirsten concluiu também que os resultados provenientes dos ensaios experimentais dependiam fortemente da relação entre a corda do perfil e o diâmetro da hélice. Desenvolve também um dirigível de grandes dimensões com um rotor acionado por um motor de avião HP Wright de 400 cavalos, que através de engrenagens moveu a hélice a apenas 225 rpm. O impulso gerado foi de cerca de 936 N. A figura abaixo, mostra a balança usada para medir o impulso [3].



(a) Revista Popular "Science".



(b) Ciclorotor.

Figura 2.9: Capa de Revista Científica e Teste de um rotor. [1].

Como os resultados alcançados, a nível da eficiência, facilidade de controlo e baixo ruído foram bons, planeou-se instalar as hélices da Boeing-Kirsten no dirigível americano "Shenandoah", dirigível este que, semanas antes da instalação caiu e não havia outro dirigível disponível para realizar o voo. Isso fez com que o desenvolvimento das hélices Kirsten-Boeing parassem [3].

Posteriormente o projeto de Kirsten foi ligeiramente modificado e adaptado para a aplicação de hélices em barcos. Foram instalados três tipos de propulsores num barco experimental, cada um com 16 pás diferentes, figura 2.9b). O barco percorreu uma distância de cerca de 4000 milhas náuticas em água salgada e doce, demonstrando assim a aplicação prática deste tipo de hélices. O barco equipado com uma hélice da Kirsten-Boeing não necessitava de leme devido à sua capacidade de direcionar o vetor do impulso, tendo uma manobrabilidade muito boa. As hélices foram testadas na bacia de testes de modelos navais em Washington e descobriu-se que possuíam uma eficiência de cerca de 80%. Kirsten vendeu a patente para a Voith-Schneider Corp, figura 2.10, tendo estes últimos procedido ao melhoramento do sistema das hélices cicloidais da Voith. É de notar que esta foi, até aos dias de hoje, a única aplicação comercial de hélices cicloidais [1].

No início da década de 30, Strandgren e Whetley aprofundaram os estudos dos rotores cicloidais e realizaram vastas experiências com modelos de ciclocópetros, como anteriormente descrito no subcapítulo 2.2. "O primeiro estudo científico de um ciclocópetro foi realizado por Strandgren em 1933, no



(a) Hélice de Voith-Schneider.



(b) Hélices de Voith-Schneider instaladas em um navio.

Figura 2.10: Exemplo das hélices de Voith-Schneider [1].

qual desenvolveu um modelo analítico que avalia a quantidade da sustentação e propulsão que pode ser gerada por um rotor cicloidal. Strandgren demonstrou também, utilizando esta análise, que o piloto poderia ter controlo completo da magnitude e direção do impulso do ciclorotor, alterando somente a amplitude e a fase da inclinação das pás”[1]. Através desta análise concluiu-se também que se poderia determinar as forças instantâneas das pás que após multiplicadas pelo número das mesmas obter-se-ia assim o impulso do rotor. Strandgren mostrou também que o ciclorotor era capaz de autorrotação em caso de falha do motor propulsor [4].

”Wheatley, também em 1933, publicou uma teoria aerodinâmica simplificada baseada em elementos de pás conjugada com a teoria BEMT (Blade Element Momentum Theory) para prever o desempenho de um ciclocóptero em voo retilíneo. As forças geradas pelas pás foram consideradas constantes ao longo do período e assumiu-se que as velocidades induzidas (horizontal e vertical) eram constantes em módulo em todo o cilindro do rotor. A velocidade em cada secção da pá foi obtida pela soma vetorial da componente rotacional, pela velocidade retilínea e pelas duas velocidades induzidas. Foi também assumido que, a resistencia aerodinâmica C_d é constante e o coeficiente de sustentação, C_l , varia linearmente com o ângulo de ataque $-\alpha$. Uma vez que foram assumidas tantas simplificações, Wheatley esperava apenas resultados qualitativos desta análise.[1]”

Em 1935, Wheatley testou um rotor cicloidal num túnel de vento de comprimento igual a 6 metros. Os ângulo geométricos da pás do rotor foram limitadas a um máximo de 35° pelo mecanismo variável da pá, e o eixo de rotação encontrava-se a 25% da corda. Com este estudo mostrou-se que o rotor testado era capaz de descolar verticalmente, pairar no ar, e voar horizontalmente. Entretanto Wheatley concluiu que o desempenho alcançável pelos ciclorotores em comparação às hélices convencionais da altura estavam muito destas ultimas. No entanto tem que se ter em conta que os seus trabalhos foram limitados pelos fracos conhecimentos na altura relativamente a vários aspetos relacionados com o escoamento em redor das pás e em termos de aerodinâmica não-estacionária [1], [4].

Entre 1944 a 1960, Tanuguchi realizou estudos de desempenho de uma hélice cicloidal baseada em aerodinâmica quase estacionária. Nestes estudos, o impulso total e torção da hélice foram avaliados em conjunto com as forças de sustentação e de arrasto, exercidas em cada secção da pá sendo, deste

modo, necessário o conhecimento dos respetivos coeficientes numéricos. Além disso, seria necessário uma estimativa da magnitude e direção da velocidade induzida em cada secção. Tanuguchi de modo simplificado, assumiu:

- "Velocidades longitudinais induzidas pelo sistema de vórtice (ou seja, velocidades na direção do avanço da hélice) contribuem para a força e torção da hélice"
- "Velocidade de magnitude constante ao longo do comprimento da pá."[1]
- "Que a velocidade induzida não é uma função da posição orbital da pá".[1]
- "O valor da velocidade induzida é obtido usando a Teoria do Momento Linear após aplicado um fator de correção com base em resultados experimentais numa hélice cicloide de seis pás."[1]

"Em 1961, de modo a validar o método de Tanuguchi, realizaram-se modelos computacionais no *David Taylor Model Basin* (DTMB). Os resultados dos cálculos foram comparados com dados disponíveis de investigações experimentais de DTMB em hélices cicloidais de 2-, 3- e 6- pás, com pás semielípticas." À exceção de uma correção ao programa relativamente ao fator de potência (k) e ao coeficiente de arrasto, os resultados computacionais obtidos relativamente aos experimentais foram muito bons. Além da validação com ensaios, foi efetuada uma análise numérica das características de desempenho da hélice numa vasta gama de excentricidades e solidez de pás. As principais conclusões deste estudo foram seguintes:

- "O impulso total, o momento e a eficiência máxima das hélices cicloidais aumentam com o aumento do ângulo máximo da pá."[1]
- "Com um aumento na solidez da pá, o impulso total e a torção aumentam."[1]
- "No entanto, o impulso e a torção de cada pá e a eficiência máxima da hélice diminui com o aumento do número de pás das mesmas dimensões."[1]

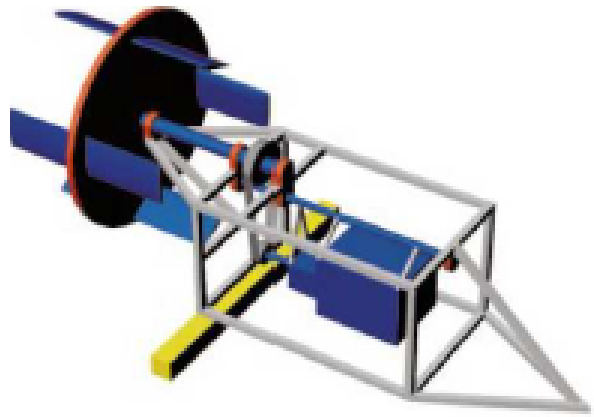
As limitações mais sérias deste método eram:

- "O modo como as velocidades são estimadas, especialmente a suposição de que apenas as componentes longitudinais contribuem para o desempenho da hélice"[1]
- "A suposição de que a velocidade induzida é constante em todo o comprimento da pá. "[1]
- "No facto de que a velocidade induzida não poder ser calculada sem recorrer a ensaios experimentais."[1]

Em 1998, a Bosch Aerospace, construiu um equipamento de teste apto a medir a sustentação, velocidade de rotação e torção necessários a uma hélice cicloidal, figura 2.11b). "A empresa juntamente com a Mcnabb do Laboratório de Voo Raspet da Universidade Estadual do Mississippi avançou com um modelo aerodinâmico simplificado não estacionário para uma hélice cicloidal que permanecesse a pairar a pequenas velocidades de voo retilíneo. A formulação de Garrick [5] foi utilizada na análise da



(a) Protótipo de um Ciclo-UAV.



(b) Ensaios experimental.

Figura 2.11: Protótipo vs Ensaio Experimental [1].

aerodinâmica não estacionária em questão. Foram aplicadas correções 3D a $C_{L\alpha}$ de modo a recriar os efeitos de asa finita. No coeficiente de arrasto incluiu-se o arrasto induzido, assumindo o fator de Oswald (e), que foi ajustado à posteriori para coincidir com os ensaios. A partir da velocidade de rotação, velocidade de avanço do rotor e velocidades induzidas, foram calculados a velocidade e o ângulo de ataque na pá. As velocidades induzidas nas direções vertical e horizontal foram calculadas com base na sustentação, impulso e num fator de correção, utilizando a área projetada do rotor como a área do atuador. As velocidades induzidas foram assumidas como uniformes ao longo do diâmetro do rotor. Os efeitos de interferência da pá foram ignorados nesta análise."Concluiu-se que os resultados se equiparavam mais com os resultados de Wheatley do que com os da Boch Aerospace Company [1],[5].

Com o objetivo de desenvolver um modelo analítico com capacidade de prever a força gerada e a potência consumida pelo ciclorotor, McNabb, desenvolveu em 2001 um modelo analítico que teve como base a teoria da quantidade do movimento e a teoria do perfil delgado em regime não-estacionário. Contudo este modelo dependia fortemente dos resultados experimentais obtidos nos ensaios do ciclorotor em causa tornado a sua aplicação ineficiente para casos em que os dados experimentados não são conhecidos [6].

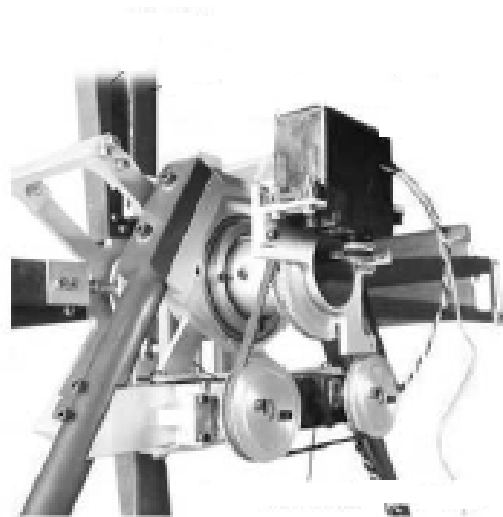
"Em 2003, Iosilevskii e Levy, da Universidade de Technion em Israel, através de uma série de ensaios e estudos numéricos de um ciclocóptero operando num número de Reynolds de cerca de 40.000"e com uma velocidade rotacional que "variava entre os 4000 e 6000 rpm"e com uma variação da amplitude do ângulo de picada da pá "entre os 0° e os 40°"concluíram que "a potência para produzir um determinado impulso era 40% superior à potência prevista pela Teoria do Momento Linear (TML)"[1]."

Entre 2003 e 2008 Kim, na Universidade de Seul, desenvolveu um dos estudos mais emblemáticos sobre ciclocópteros, onde se incluiu tanto ensaios experimentais como estudos analíticos, e ainda se desenvolveu um veículo de voo 2.12a). No plano experimental averiguou-se o desempenho de um rotor cicloidial com uma envergadura de 0.8m, uma corda de 0.15m e um perfil NACA 0012. O número de Reynolds máximo foi aproximadamente 260 000. Neste trabalho foi analisado o efeito do ângulo de picada da pá, o raio do rotor cicloidial, e o número de pás e constou-se que a força obtida e a potência requerida pelo rotor variavam proporcionalmente com o quadrado e o cubo da velocidade

de rotação, respetivamente [6]. No plano dos estudos numéricos incluiu-se um modelo aerodinâmico quase-estacionário, assumindo aerodinâmica linear e modelo de escoamento em tubo de corrente [7]. Na mesma Universidade também se construiu o primeiro ciclocópetro (Unmanned Aerial Vehicle) UAV que era constituído por dois rotores principais rodando na mesma direção. Os comprimentos, longitudinal e lateral, eram de 1,65 e 2,7 metros, respetivamente pesando 43 kg. O ciclocópetro utilizado como UAV, figura 2.12a) era constituído por 4 pás e tinha um diâmetro igual a 1,4 metros, 1 metro de comprimento e uma corda de 0,15 metros. O ciclocópetro produzia um impulso de 441 N (ambos os rotores combinados) a uma velocidade rotacional de 550 rpm, e uma variação de ângulo de picada de 24° com um consumo de 11 HP (o motor instalado era de 16 HP). Ambos os rotores eram impulsionados pelo mesmo motor através de uma transmissão de duas engrenagens, pelo que tinham a mesma rotação por minuto (rpm). De modo a controlar o ciclocópetro durante o voo, o mecanismo de controlo estudado e projetado poderia mudar a magnitude e direção do vetor de impulso em cada um dos rotores de forma independente. O mecanismo de controlo encontra-se ilustrado, esquematicamente, na figura 2.12b). [8].



(a) Ciclocópetro UAV da Universidade de Seoul [1].



(b) Sistema de controlo do ciclocópetro [8].

Figura 2.12: Exemplos de Ciclocópetros.

Posteriormente, em 2006, na Universidade de Singapura, Yu desenvolveu estudos analíticos e experimentais num ciclocópetro a uma escala (Micro Aerial Vehicle) MAV [9]. Os estudos analíticos incluíam 3D *Unsteady Vortex Lattice Method* (UVLM), que foi implementado com o objetivo de prever o impulso e a energia necessária pelo ciclocópetro a pairar. Este método assume que o escoamento é invíscido não rotacional. A nível experimental estudaram o efeito de algumas geometrias da pá no desempenho de um rotor cicloidal. Concluíram que com um perfil de placa plana este apresentava um melhor desempenho a baixo número de Reynolds. Concluíram também que o afunilamento da pá não melhorava o desempenho quando o bordo de fuga da pá era reto. Em contrapartida, concluiu-se que o desempenho melhorava quando o ângulo de picada máximo da pá, na parte superior do ciclo, era um pouco menor que o ângulo máximo de ataque na parte inferior, introduzindo o conceito de ângulos diferentes no topo e base dos ciclorotores.

Em 2008 Hwang, com o objetivo de verificar a viabilidade do rotor cicloidal como meio de propulsão em MAVs, desenvolveu um ciclocóptero com quatro rotores cujas pás possuíam superfícies elípticas. Os resultados demonstraram que o ciclocóptero produzia força suficiente para realizar voo pairado e para o voo horizontal de cruzeiro a baixa velocidade [6].

Em 2009, Nozaki, realizou estudos experimentais num rotor cicloidal para ser utilizado num dirigível de 20 metros. O rotor era constituído por 3 pás com um diâmetro de 2 metros e uma extensão de pá igual a 1 metro e uma corda de 0.3 metros. As pás eram perfil alar NACA 0012. A velocidade operacional máxima foi de 480 rpm e a amplitude de oscilação da pá foi variada entre 0° e 27° . Foi possível observar um atraso de fase de 10° entre a direção do impulso resultante e a direção onde ocorre o ângulo máximo de picada da pá. Por fim, as hélices cicloidais foram instaladas no dirigível. Sendo que este conseguiria fazer uma descolagem vertical e também efetuar voos de ida e volta [1].

Em 2010, Nakai, realizou um ensaio experimental do escoamento em torno de uma hélice cicloidal. Os campos de escoamento foram determinados utilizando uma imagem do *Particle Image Velocimetry* (PIV). Para um número de Reynolds de 140.000 os resultados demonstraram a presença do fenómeno downwash ao redor do rotor. Também se visualizou fenómenos como recolamento da camada limite e o aparecimento de vortices em posições azimutais específicas [6].

Também em 2010, um estudo mais aprofundado do comportamento dos rotores cicloidais foi conduzido por Benedict, Ramasamy e Chopra 2010 [10]. Este estudo teve como foco uma análise experimental dos efeitos de vários parâmetros geométricos sobre o desempenho do ciclorotor de pequena escala e do qual concluíram que, para um número de Reynolds baixo, a secção do perfil alar não assumia um papel significativo no desempenho do ciclorotor. Concluíram também que usando perfis alares curvos obtinha-se uma redução no desempenho do ciclorotor em comparação com perfis simétricos. Outra conclusão retirada destes estudos foi que o desempenho do rotor cicloidal era fortemente influenciado pela razão entre a corda e o raio do rotor - c/R -. No que diz respeito aos ângulos de picada observaram que um ângulo de picada inferior, em valor absoluto, no topo em relação ao valor que atinge na posição inferior melhorava o desempenho aerodinâmico do ciclocóptero.

Recentemente, em 2016, Tang, com o objetivo de prever as cargas aerodinâmicas nas pás do rotor cicloidal, propôs uma abordagem analítica conjugando a teoria da quantidade de movimento com vários métodos, nomeadamente o método da linha de sustentação (desenvolvida por Strickland em 1980 e Coton/Wang em 1999), o modelo da esteira livre, e o modelo semi-empírico de perda aerodinâmica de Leishman-Beddoes. Os resultados deste modelo, embora razoáveis, sobrestimaram a força gerada e subestimaram a potencia requerida [6].

2.4 Estrutura do Ciclocóptero

Um ciclocóptero é composto, de forma genérica, por:

- Pás
- Mecanismo de Variação do Ângulo das Pás (figura 2.13)

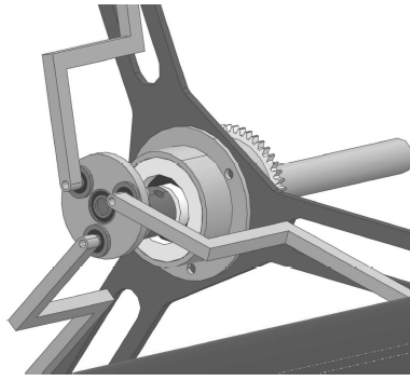
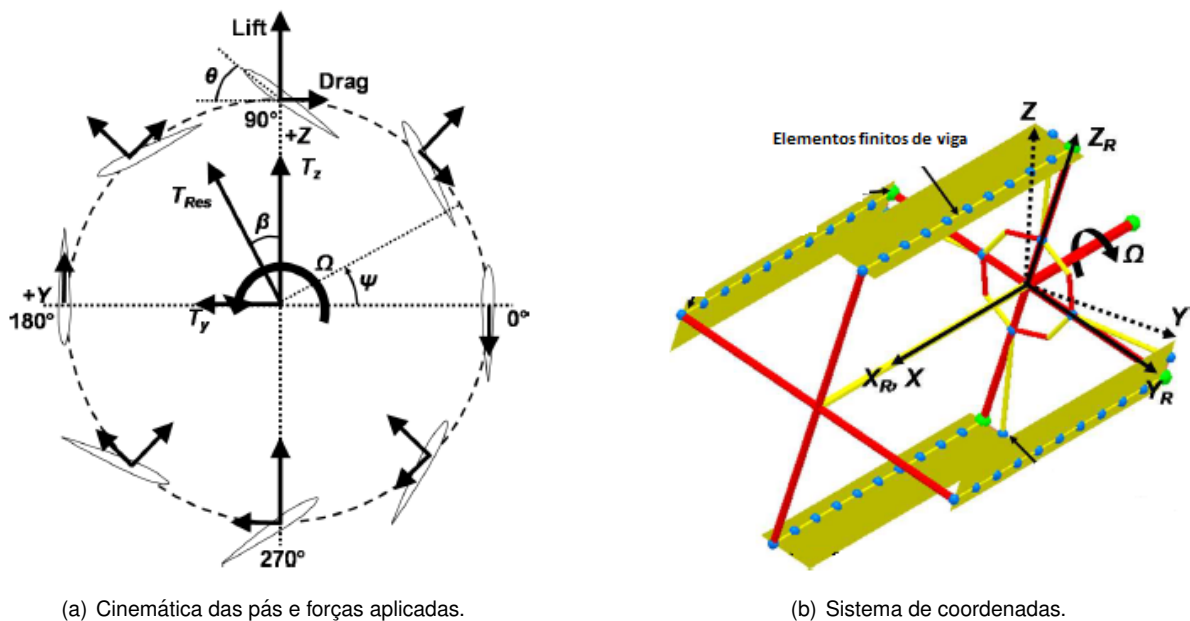


Figura 2.13: Exemplo de mecanismo de variação dos ângulos das pás [11].

2.4.1 Pás do Ciclocóptero

As pás do ciclototor podem ser modeladas, no caso de querermos estudar as suas deformações, como vigas não lineares, isotrópicas de Euler-Bernoulli, submetidas a deformações de flexão radial (w), flexão tangencial (v) e torção elástica (ϕ). O respetivo sistema de coordenadas é mostrado na figura 2.14 e as definições de flexão radial, flexão tangencial e deformação torcional são mostradas na figura 2.15.



(a) Cinemática das pás e forças aplicadas.

(b) Sistema de coordenadas.

Figura 2.14: Cinemática das pás, forças, e coordenadas [1].

2.4.2 Mecanismo de Variação do Ângulo de Ataque

Para este tipo de conceito de ciclototor ser viável como um veículo voador, é importante projetar um mecanismo de variação dos ângulos de ataque o mais leve e simples possível. É aconselhável que a ligação entre o eixo de rotação e o mecanismo seja direta por forma a que a única perda de potência seja proveniente do atrito da fricção entre os movimentos dos componentes.

O mecanismo consiste basicamente em dois rolamentos em que o mais pequeno está inserido no

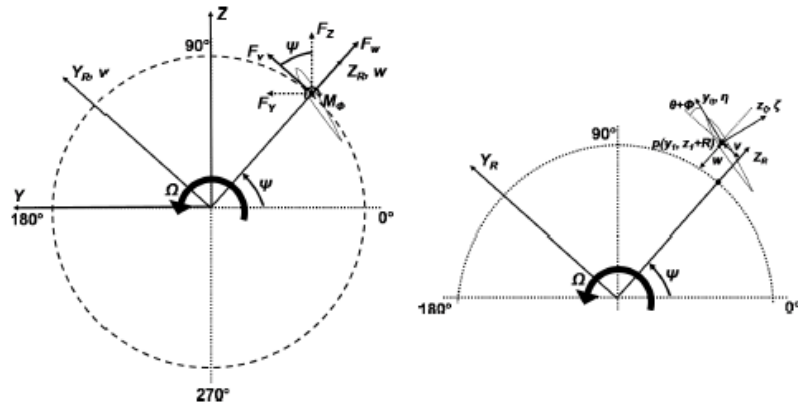


Figura 2.15: Definições de forças e deformações num ciclocóptero [1].

interior do rolamento maior, como mostra a figura 2.16. Estes rolamentos são instalados por forma a que exista um espaçamento entre eles que possibilite um deslocamento, L_2 , entre os seus eixos. (figura 2.17). As barras que estão ligadas às pás do rotor (ponto B da Fig.2.17) e que controlam o ângulo de ataque das mesmas, estão também conectadas ao anel de offset que envolve o rolamento número 2. Os ângulos de ataque das pás podem assim ser alterados através da configuração do tamanho do offset, L_2 alterando também a direção e magnitude do vector da força resultante, T_{res} .

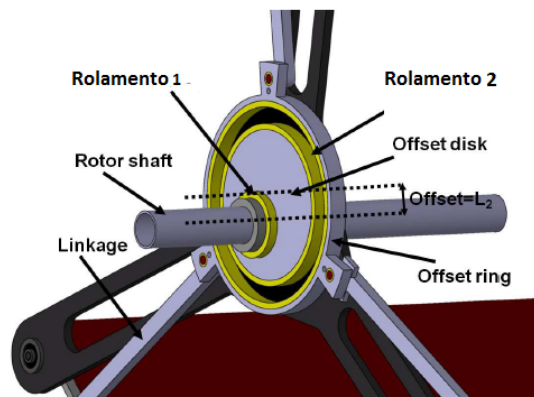


Figura 2.16: Rolamentos e ligações do mecanismo de variação dos ângulos das pás [10].

Cinemática das pás e equação do ângulo de picada

Antes de apresentar as equações cinemáticas que regem o movimento das pás, define-se o sistema de coordenadas (figura 2.18):

- Ψ - Posição azimutal da pá que é medida no sentido anti-horário desde o eixo -Y;
- ϕ - Ângulo de fase da excentricidade, usado para definir a direção do impulso;
- θ - Ângulo de picada da pá medido em relação à tangente da trajetória circular da mesma;
- As forças e velocidades são positivas no sentido positivo dos eixos (Z e Y).

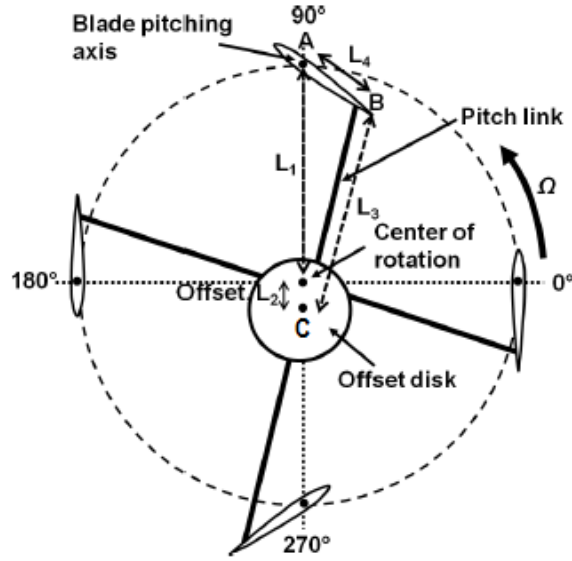


Figura 2.17: Esquema de funcionamento do mecanismo de controle com Offset L2 [10].

Com o objetivo de alcançar um modelo matemático que descreva o movimento das pás, consideremos o sistema mecânico representado na Fig.2.17. A movimentação da pá faz com que os pontos A e B descrevam um movimento de rotação em torno do centro do rotor, O , e em torno do ponto de excentricidade C , respetivamente. A existência da excentricidade C faz com que o movimento da pá descreva uma rotação em torno do ponto A , variando assim a sua inclinação, isto é, o seu ângulo de picada θ . Para além da variação da inclinação da pá ao longo do ciclo de rotação, esta pode também ser alterada em cada posição específica do ciclo de rotação pela deslocação do ponto de excentricidade C . Depois de descrito o funcionamento mecânico do sistema de quatro barras, torna-se necessário escrever o ângulo de picada da pá em função da sua localização azimutal, isto é, $\theta = f(\psi)$.

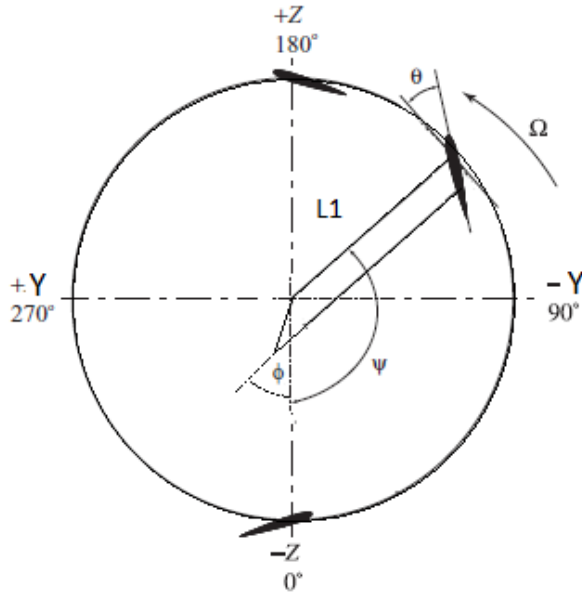
Com base em [13] podemos modelar matematicamente o mecanismo do ângulo de picada das quatro barras representadas esquematicamente na Fig.2.18.

Observando a Fig.2.18(b), verificamos que ângulo de picada θ é igual a $(\pi/2 - \alpha)$, onde α é igual ao somatório de α_1 e α_2 . Aplicando o teorema do seno ao triângulo 1, o ângulo α_1 e a distância do ponto A ao ponto de excentricidade C podem ser facilmente obtidos. A aplicação da lei do coseno ao triângulo 2 permite o cálculo da dimensão da barra L_3 . Estas relações podem ser expressas pelas seguintes equações:

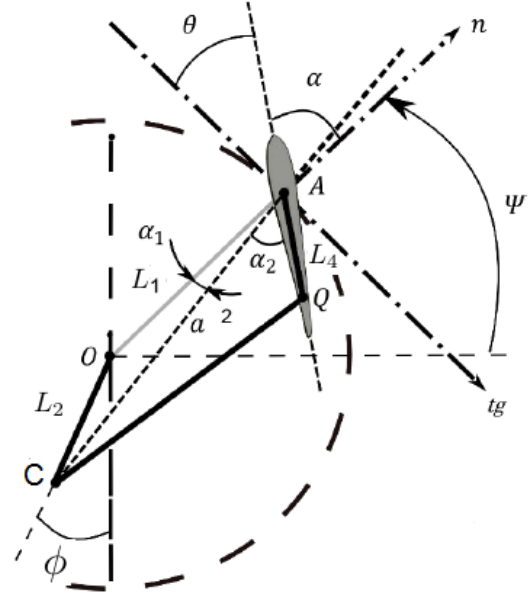
$$L_3^2 = a^2 + L_4^2 - 2aL_4\cos(\alpha_2) \quad (2.1)$$

$$a^2 = L_2^2 + L_1^2 - 2L_2L_1\cos(\Psi + \phi + \frac{\pi}{2}) \quad (2.2)$$

$$\frac{\sin(\alpha_1)}{L_2} = \frac{\sin(\Psi + \phi + \frac{\pi}{2})}{a} \quad (2.3)$$



(a) Sistema de coordenadas.



(b) Coordenadas auxiliares para equações cinemáticas.

Figura 2.18: Sistema de coordenadas [12].

Manipulando algebricamente as três equações anteriores, a equação da variação do ângulo de picada θ vem dada por:

$$\theta = \frac{\pi}{2} - \sin^{-1} \left[\frac{L_2}{a} \cos(\Psi + \phi) \right] - \cos^{-1} \left[\frac{(a^2 + L_4^2 - L_3^2)}{2aL_4} \right] \quad (2.4)$$

Uma vez que o rotor possui uma velocidade de rotação constante Ω , a posição azimutal de cada pá, Ψ , varia uniformemente no tempo. Assim, considerando $\Psi(0)$ como a posição azimutal inicial, a localização de uma pá em cada instante de tempo t é representada pela seguinte equação:

$$\Psi(t) = \Psi(0) + \Omega t \quad (2.5)$$

Depois de conhecida a posição inicial da pá e as posições em cada instante de tempo, $\Psi(t)$, dada pela Eq.2.5, o ângulo de picada de cada pá em cada instante, $\theta(t)$, pode ser então determinado.

Como anteriormente descrito, a pá oscila em torno do ponto A , segundo o ângulo $\theta(t)$, já conhecido. Com o objetivo de incluir efeitos aerodinâmicos devidos ao movimento de oscilação é necessário proceder ao cálculo da velocidade angular ω , e da aceleração angular α_c . A velocidade angular de rotação do rotor, Ω , a velocidade angular da pá, ω , e a aceleração angular da pá α_c são, respectivamente, iguais às derivadas em ordem ao tempo do ângulo azimutal Ψ , do ângulo de picada θ , e da velocidade angular de oscilação da pá ω , ou seja:

$$\Omega = \frac{d\Psi}{dt} \quad (2.6)$$

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} \quad (2.7)$$

$$\alpha_c = \frac{d\omega}{dt} \quad (2.8)$$

Tendo em conta que o ângulo de picada θ é função do ângulo azimutal Ψ que, por sua vez, é função do tempo, t , a aplicação da noção da deriva por cadeia torna-se necessária. Assim, as seguintes equações são naturalmente escritas:

$$\omega = \frac{d\theta}{dt} = \frac{d\theta}{d\Psi} \frac{d\Psi}{dt} = \frac{d\theta}{d\Psi} \Omega \quad (2.9)$$

$$\frac{d\omega}{d\Psi} = \frac{d}{d\Psi} \left[\frac{d\theta}{d\Psi} \Omega \right] = \Omega \frac{d}{d\Psi} \left(\frac{d\theta}{d\Psi} \right) = \Omega \frac{d^2\theta}{d\Psi^2} \quad (2.10)$$

$$\alpha_c = \frac{d\omega}{dt} = \frac{d\omega}{d\Psi} \frac{d\Psi}{dt} = \frac{d\omega}{d\Psi} \Omega = \Omega^2 \frac{d^2\theta}{d\Psi^2} \quad (2.11)$$

Poderíamos utilizar outra abordagem para modelar o mecanismo do ângulo de picada das barras até aqui falado, com base nos fundamentos que vêm descritos em [13] cujo exemplo é demonstrado na figura 2.19.

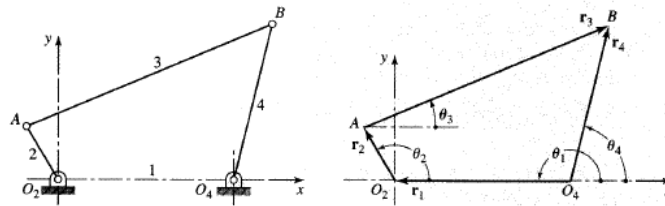


Figura 2.19: Mecanismo de 4 barras [13].

Este exemplo demonstrativo (figura 2.19) é um mecanismo de quatro barras genérico cujas barras que o compõem podem ser transpostas para o caso em estudo. A barra 4 representa a pá, a barra 2 representa o L_2 anteriormente falado onde se realiza o offset (Fig.2.17). A barra 1 o L_1 e finalmente a barra 3 o L_3 .

Substituindo cada ligação por um vetor, podemos escrever a seguinte equação:

$$\vec{r}_1 + \vec{r}_2 + \vec{r}_3 - \vec{r}_4 = 0 \quad (2.12)$$

Se substituirmos cada vector por um número complexo temos:

$$r_1 e^{j\theta_1} + r_2 e^{j\theta_2} + r_3 e^{j\theta_3} + r_4 e^{j\theta_4} = 0 \quad (2.13)$$

Como a ligação 1 é uma barra fixa, a derivada de primeira ordem da equação 2.13 fica:

$$j r_2 \dot{\theta}_2 e^{j\theta_2} + j r_3 \dot{\theta}_3 e^{j\theta_3} + j r_4 \dot{\theta}_4 e^{j\theta_4} = 0 \quad (2.14)$$

Desenvolvendo a equação 2.14, separando a parte real da imaginária e atribuindo $\dot{\theta}_2 = \omega_2$, $\dot{\theta}_3 = \omega_3$ e

$\dot{\theta}_4 = \omega_4$ obtemos, entre outras, a velocidade angular da ligação 4, que corresponde à pá:

$$\omega_4 = \frac{r_2 \omega_2 \text{sen}(\theta_3 - \theta_4)}{r_4 \text{sen}(\theta_4 - \theta_3)} \quad (2.15)$$

Assumindo que o rotor não se encontra a acelerar ($\alpha_2 = 0$), a aceleração angular da pá vem dada por :

$$\alpha_4 = \frac{r_3 \omega_3^2 + r_2 \omega_2^2 \cos(\theta_2 - \theta_3) + r_4 \omega_4 \cos(\theta_4 - \theta_3)}{r_4 \text{sen}(\theta_3 - \theta_4)} \quad (2.16)$$

Todos os ângulos, velocidades e acelerações são definidas como positivas no sentido anti-horário.

A figura 2.20, compara os valores do ângulo de picada (θ_4), os valores da velocidade angular (ω_4) e os da aceleração angular (α_4) com os valores do movimento ideal modelado por sinusóides.

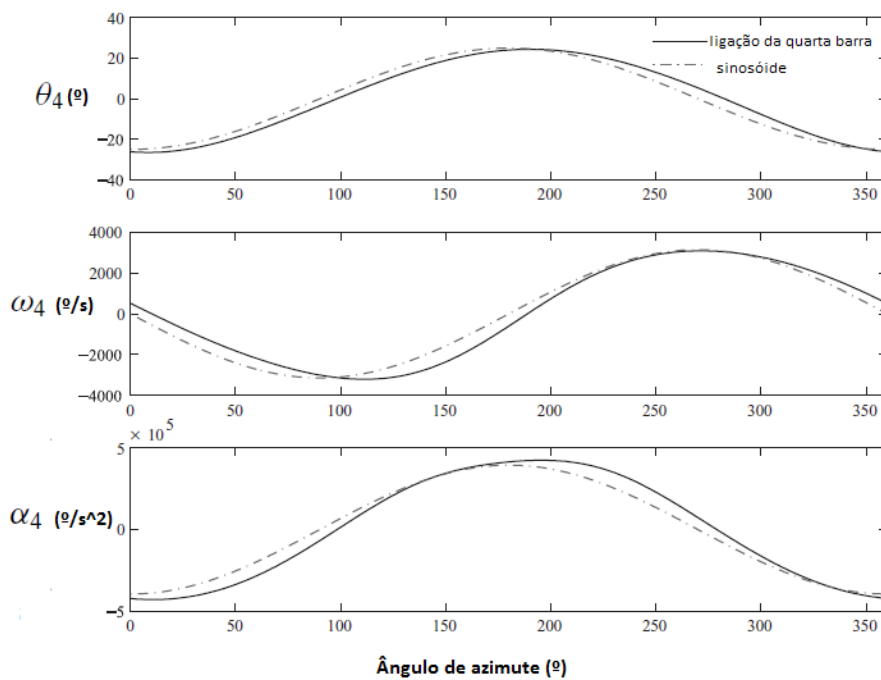


Figura 2.20: Ângulo, velocidade angular e aceleração angular da ligação L_4 [11].

Capítulo 3

Modelo Aeroelástico/Aerodinâmico

Neste capítulo descreve-se os principais fundamentos da aerodinâmica não estacionária necessários à compreensão do caso em estudo -O Ciclocóptero- e a sua aplicabilidade. Seguidamente apresentar-se-á o modelo aerodinâmico utilizado nos cálculos desenvolvidos para prever as cargas nas pás, a força média, e a potência desenvolvida por um ciclorotor.

Estudos experimentais do escoamento do rotor mostram claramente que as pás do rotor cicloidal operam num ambiente aerodinâmico 3D complexo, caracterizado por efeitos instáveis resultantes da grande amplitude de inclinação da pá em frequências reduzidas - k - significativas (secção abordada posteriormente no subcapítulo 3.1.3) ($k \approx 0,18$) [14].

Uma ferramenta de modelação de alta fidelidade, como CFD (*Computational Fluids Dynamics*), seria necessária para captar todos esses efeitos com precisão suficiente. No entanto, no presente estudo, o objetivo é desenvolver um modelo de ordem reduzida que possa prever as cargas nas pás e o desempenho médio do rotor com precisão suficiente para que possa ser usado para cálculos de projeto de rotina.

Nesta análise será utilizado um modelo de elementos de pás com escoamento não estacionário não separado.

Usou-se também formulações de aerodinâmica indicial não estacionária descrita em [15], baseada na função de Wagner e no Princípio de Superposição de Duhamel para obter a sustentação, \vec{L} , circulatória e o momento para variações arbitrárias no ângulo de ataque.

O modelo aerodinâmico não estacionário será implementado juntamente com um modelo de fluxo de escoamento de tubo único *single streamtube model* ou, em alternativa, o modelo de duplo tubo de corrente *double-multiple streamtube model*. Modelos explicados no subcapítulo 3.2.2.

Nesta formulação não se utiliza modelos de separação de camada limite isto porque, em primeiro lugar, diversas análises experimentais descritas em [1] e em [14] não evidenciaram quaisquer fenómenos de perda da camada limite até amplitudes de 40° de inclinação das pás. Uma razão para isso é a grande velocidade induzida, medida na esteira do rotor usando a técnica PIV, que mostra claramente que o ângulo de ataque aerodinâmico real é muito menor do que o ângulo de inclinação. Outra razão poderá ser o facto de que os efeitos não estacionários normalmente atrasam a separação para ângulos

de ataque maiores [1], [14], [16].

3.1 Aerodinâmica Não Estacionária

Nesta secção, (3.1), foi seguida de perto a referência [15] pelo que muitas partes foram diretamente transcritas desta referência.

3.1.1 Introdução

Os níveis de confiança no design de novos UAVs com rotores de asa rotativa, estão fortemente associados à capacidade de prever com exatidão o comportamento aerodinâmico destes sistemas num envelope de voo. Uma dificuldade deste processo está relacionada com a exigente tarefa de conseguir abarcar todos os efeitos da aerodinâmica não estacionária, principalmente a velocidades elevadas e durante manobras. No estudo e modelação aerodinâmica dos rotores temos fenómenos de grande complexidade, como por exemplo, variações bruscas de ângulos de ataque e efeitos tri-dimensionais [15].

O principal objetivo desta secção é apresentar as principais características e técnicas de modelação dos efeitos aerodinâmicos não estacionários inserido no contexto deste estudo.

3.1.2 Fontes de Forças Aerodinâmicas Instáveis

São várias as fontes de forças não estacionárias que podem afetar as cargas nas pás. O ângulo de ataque de um elemento de pá resulta de uma combinação conjunta de fatores como ângulo de picada da pá, ângulos de torção, fibrações, flexão elástica, etc. Os efeitos induzidos na esteira (*downwash*) e as perturbações locais de velocidades elevadas produzidas por vórtices também têm grande influência e os seus efeitos têm de ser considerados nas cargas aplicadas nas pás. Ao nível do elemento de pá os vários efeitos influenciadores pode ser decompostos em:

- Perturbações locais do ângulo de ataque
- Campos de velocidade

A baixos ângulos de ataque, com o escoamento todo colado ao perfil, as várias fontes de efeitos instáveis manifestam-se primeiramente com moderadas amplitudes e variações de fases relativamente a escoamentos quase-estacionários. No entanto, a elevados ângulos de ataque, podem ocorrer perdas dinâmicas, que se caracterizam por elevados picos de sustentação, arrasto e momento de picada. As perdas dinâmicas são também acompanhadas por elevadas variações de fase nas cargas variáveis como resultado do desenvolvimento de fenómenos de histerese no escoamento.

3.1.3 Frequência Reduzida

A frequência reduzida é um parâmetro importante no estudo de escoamentos aerodinâmicos variáveis e é usado para caracterizar o "grau de instabilidade" de um determinado escoamento. Pode ser demons-

trado, usando uma análise dimensional, que a força resultante F num perfil aerodinâmico de corda c , com uma oscilação de frequência angular ω e num escoamento de velocidade V pode ser representado na forma funcional como [15]:

$$\frac{F}{\rho V^2 c^2} = f\left(\frac{\rho V c}{\mu}, \frac{V}{a}, \frac{\omega b}{V}\right) \quad (3.1)$$

constatando, desta forma, que a força resultante no perfil aerodinâmico depende do número de Reynolds, Re , número de Mach, M , e da frequência reduzida, k .

A frequência reduzida é normalmente definida como:

$$k = \frac{\omega b}{V} = \frac{\omega c}{2V} \quad (3.2)$$

Para $k = 0$, o escoamento é considerado estacionário. Para $0 \leq k \leq 0.05$ o escoamento pode ser considerado quase estacionário e os efeitos não estacionários podem ser negligenciados. Para escoamentos com frequência reduzida k entre 0.05 e 0.2 os efeitos não estacionários não podem ser negligenciados. Para frequências acima de 0.2 os fenômenos são fortemente instáveis, e os termos variáveis, como os que estão associados a efeitos de aceleração, dominam o comportamento das cargas aplicadas ao perfil alar.

Para quantificar problemas transientes, o conceito da frequência reduzida única, em termos da caracterização do grau de instabilidade, deixa de ter significado. Nestas situações o normal é utilizar *tempo reduzido*, s , onde:

$$s = \frac{1}{b} \int_0^t V dt = \frac{2}{c} \int_0^t V dt \quad (3.3)$$

que representa a distância relativa percorrida pelo perfil através do escoamento em termos de metade da corda c durante um intervalo de tempo t .

3.1.4 Resposta Indicial: Problema de Wagner

No ambiente do rotor os valores variáveis da velocidade V levam a que a frequência reduzida k se torne num parâmetro ambíguo. Sendo assim, uma teoria formulada no domínio do tempo tem uma aplicação mais ampla e expedita. Em 1925, Wagner [15], obteve uma formulação para a sustentação indicial num perfil alar passando por mudanças degrau a degrau no ângulo de ataque num escoamento incompressível.

A função de Wagner, que é baseada na aerodinâmica indicial, forma um poderoso meio para encontrar as forças e momentos aerodinâmicos no domínio do tempo, como resultado de variações arbitrárias no ângulo de ataque e/ou na velocidade do escoamento. Nesta formulação, a variação do ângulo de ataque ao longo do tempo é discretizada como passo temporal de entrada.

Na análise de rotores, a resposta indicial da sustentação, assume assim um importante ponto de partida no desenvolvimento de uma teoria aerodinâmica variável no domínio do tempo. Consideremos então um sistema genérico sujeito a uma força genérica de função $f(t)$, $t \geq 0$. Se a resposta indicial ϕ'

do sistema for conhecida então a saída do sistema genérico pode ser escrito como:

$$y(t) = f(0)\phi'(t) + \int_0^t \frac{df}{dt}\phi'(t - \sigma)d\sigma \quad (3.4)$$

Por analogia com a equação 3.4 a parte circulatória do coeficiente de sustentação, C_l^c , na resposta a uma variação arbitrária do ângulo de ataque pode ser escrita em termos do integral de Duhamel e como relação com a função de Wagner como:

$$C_l^c(t) = C_{l\alpha} \left[(\alpha(0)\phi_w(s) + \int_0^s \frac{d\alpha(s - \sigma)}{dt}\phi_w(s - \sigma)d\sigma \right] = 2\pi\alpha_e(t) \quad (3.5)$$

onde α_e representa o ângulo de ataque efetivo e contém implicitamente a informação de todos os efeitos da sustentação ao longo do tempo resultante da esteira, $C_{L\alpha}$ representa o coeficiente de sustentação estacionário, dado pela teoria de asas finitas e $\phi_w(s)$ é chamada a função de Wagner, que está representada na Fig.3.1.

O integral de Duhamel pode ser resolvido numericamente ou analiticamente. As soluções analíticas estão maioritariamente restringidas a funções simples, por isso, os métodos numéricos terão de ser aplicados na grande maioria dos casos. A principal dificuldade da resolução do integral está contida na função de Wagner. Embora a função de Wagner seja conhecida com exatidão, a sua forma analítica não contém uma resolução fácil. Por isso é comum substituí-la por uma função exponencial ou aproximação algébrica. Seguidamente um conjunto de práticas e ferramentas numéricas são desencadeadas. Uma das aproximações da função de Wagner pode ser escrita como uma função exponencial de dois termos e quatro coeficientes [15]:

$$\phi_w(s) = 1 - A_1e^{-b_1s} - A_2e^{-b_2s} \quad (3.6a)$$

$$\phi_w(s) = 1.0 - 0.165e^{0.0455s} - 0.335e^{-0.3s} \quad (3.6b)$$

Esta solução tem uma correspondência com a função de Wagner com um erro associado de menos de 1%. Outra aproximação à função de Wagner, atribuída a W.P.Jones, em 1945, tem a forma:

$$\phi_w(s) = 1.0 - 0.165e^{0.041s} - 0.335e^{-0.32s} \quad (3.7)$$

Em cada caso observa-se que $A_1 + A_2 = 0$, o que está de acordo com o resultado exato de Wagner. A principal vantagem da aproximação exponencial reside no facto de ter uma transformada de Laplace simples. Uma aproximação algébrica alternativa à função de Wagner sugerida por Garrick, em 1938, é:

$$\phi_w(s) = \frac{s + 2}{s + 4} \quad (3.8)$$

que, embora não seja tão exata como a aproximação exponencial, (exceto quando $s \rightarrow \infty$) exhibe uma concordância com um erro de menos de 2% com a função exata.

Aquando do cálculo do integral 3.5, o termo $\alpha_e(s)$ pode ser considerado como um ângulo de ataque efetivo no qual está contido todo o seu histórico. O integral (3.5) é normalmente resolvido numerica-

mente para valores discretizados de tempo. Para um sistema amostral discretizado ao longo do tempo $s = s_0, \sigma_1, \dots, \sigma_2, \sigma_1, s$, então $\alpha_e(s)$ pode ser escrito da seguinte maneira:

$$\begin{aligned} \alpha_e(s) &= \alpha(s_0)\phi_w(s) + \sum_{i=1}^{\infty} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma_i)\phi_w(s - \sigma_i)\Delta\sigma_i \\ &= \alpha(s_0)\phi_w(s) + \alpha'(\sigma_1)\phi_w(s - \sigma_1) + \Delta\sigma_1 + \alpha'(\sigma_2)\phi_w(s - \sigma_2)\Delta\sigma_2 + \dots \\ &\quad + \alpha'(\sigma_i)\phi_w(s - \sigma_i)\Delta\sigma_i + \dots \end{aligned} \quad (3.9)$$

com o somatório a estender-se desde o momento inicial até ao instante s . Assim sendo, o resultado para a equação anterior requer o armazenamento de $\alpha'(s), \alpha'(\sigma_1), \dots$ ao longo dos passos temporais e a reavaliação da função indicial para cada $s - \sigma_i$ a cada novo passo temporal. Evidentemente, na grande maioria dos casos, ter-se-á de reter um grande número de degraus unitários. A função resposta indicial também nem sempre é conhecida analiticamente, tal como acontece com as funções de Wagner e Krussner, e por isso um largo conjunto de operações numéricas terão de ser realizadas. Felizmente, existem abordagens alternativas ao problema.

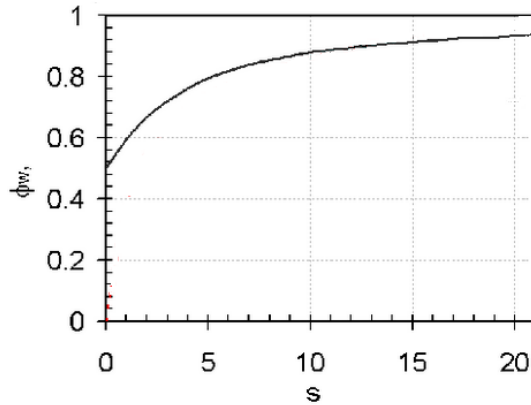


Figura 3.1: Função de Wagner [15].

No caso de a resposta indicial ser conhecida, as forças aerodinâmicas que resultam das variações no ângulo de ataque podem ser obtidas através da sobreposição das respostas aerodinâmicas indiciais usando o integral de Duhamel, construindo, desta forma, um importante ponto de partida no desenvolvimento de uma teoria aerodinâmica variável no domínio do tempo.

3.1.5 Solução Recursiva para o Integral de Duhamel

Se for assumido uma função de crescimento exponencial indicial, tal que [15]:

$$\phi_w(s) = 1 - A_1 e^{-b_1 s} - A_2 e^{-b_2 s} \quad (3.10)$$

então o integral de Duhamel da equação (3.5) pode ser escrito como:

$$\begin{aligned}
\alpha_e(s) &= \alpha(s_0)\phi_w(s) + \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)\phi_w(s-\sigma)d\sigma \\
&= \alpha(s_0)(1 - A_1e^{-b_1s} - A_2e^{-b_2s}) \\
&\quad + \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)(1 - A_1e^{-b_1(s-\sigma)} - A_2e^{-b_2(s-\sigma)})d\sigma \\
&= \alpha(s_0) - A_1\alpha(s_0)e^{-b_1s} - A_2\alpha(s_0)e^{-b_2s} + \int_{s_0}^s d\alpha(s) \\
&\quad - A_1 \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s-\sigma)}d\sigma - A_2 \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_2(s-\sigma)}d\sigma
\end{aligned} \tag{3.11}$$

Notar que os termos $A_1\alpha(s_0)e^{-b_1s}$ e $A_2\alpha(s_0)e^{-b_2s}$ que contêm os valores iniciais de α são termos transientes e podem ser desprezados. Assim sendo, o integral de Duhamel pode ser escrito como:

$$\alpha_e(s) = \alpha(s) - X(s) - Y(s) \tag{3.12}$$

onde os termos X e Y vêm dados por:

$$X(s) = A_1 \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s-\sigma)}d\sigma \tag{3.13}$$

$$Y(s) = A_2 \int_{s_0}^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_2(s-\sigma)}d\sigma \tag{3.14}$$

Assumindo uma amostra de um sistema contínuo com passos temporais Δs e que $s_0 = 0$, então ter-se-á no passo unitário $s + \Delta s$:

$$X(s + \Delta s) = A_1 \int_0^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s+\Delta s-\sigma)}d\sigma \tag{3.15}$$

Expandindo o integral em duas partes obtém-se:

$$X(s + \Delta s) = A_1e^{-b_1\Delta s} \int_0^s \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s-\sigma)}d\sigma + A_1 \int_s^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s+\Delta s-\sigma)}d\sigma \tag{3.16}$$

$$\begin{aligned}
&X(s)e^{-b_1\Delta s} + A_1 \int_s^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s+\Delta s-\sigma)}d\sigma \\
&= X(s)e^{-b_1\Delta s} + I
\end{aligned} \tag{3.17}$$

Note-se que este novo valor, $X(s + \Delta s)$, é uma fórmula recursiva de passo único, relacionada com o valor anterior, $X(s)$, e o novo incremento, I , resultante do novo período.

Considere-se agora o termo I :

$$\begin{aligned}
I &= A_1 \int_s^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{-b_1(s+\Delta s-\sigma)}d\sigma \\
&= A_1e^{-b_1(s+\Delta s)} \int_s^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)e^{b_1\sigma}d\sigma \\
&= A_1e^{-b_1(s+\Delta s)} \int_s^{s+\Delta s} \frac{d\alpha}{ds}(\sigma)f(\sigma)d\sigma
\end{aligned} \tag{3.18}$$

com $f(\sigma) = e^{b_1\sigma}$. Apartir daqui, várias simplificações podem ser feitas. Introduzindo aproximação de diferenças finitas para $d\alpha/ds$ associado ao tempo $s + \Delta s$ tem-se:

$$\left. \frac{d\alpha}{ds} \right|_{s+\Delta s} = \frac{\alpha(s + \Delta s) - \alpha(s)}{\Delta s} = \frac{\Delta\alpha_{s+\Delta s}}{\Delta s} \tag{3.19}$$

que tem um erro de ordem $\sigma'''(s + \Delta s)(\Delta s)^2$, embora este esquema necessite do armazenamento de α nos passos temporais anteriores. A restante parte do integral envolvendo $f(\sigma)$ pode ser escrito de forma exata e I fica:

$$\left. \frac{d\alpha}{ds} \right|_{s+\Delta s} = \frac{3\alpha(s + \Delta s) - 4\alpha(s) + \alpha(s - \Delta s)}{2\Delta s} \quad (3.20)$$

$$I = A_1 \left(\frac{\Delta\alpha_{s+\Delta s}}{\Delta s} \right) \left(\frac{1 - e^{-b_1\Delta s}}{b_1} \right) \quad (3.21)$$

quando usamos a equação (3.19). Se $b_1\Delta s$ tomar valores pequenos tal que $b_1^2(\Delta s)^2$ e as potências superiores possam ser negligenciadas, então:

$$\frac{1 - e^{-b_1\Delta s}}{b_1} \approx \Delta s \quad (3.22)$$

Assim sendo, obtém-se o seguinte resultado para I :

$$I = A_1 \left(\frac{\Delta\alpha_{s+\Delta s}}{\Delta s} \right) \Delta s = A_1 \Delta\alpha_{s+\Delta s} \quad (3.23)$$

Será visto que este último resultado é equivalente a substituir $f(\sigma) = \text{constante} = e^{b_1(s+\Delta s)}$ no período amostral e possui um erro local na ordem de $(\Delta s)^2$. Quando a equação (3.23) é introduzida na equação 3.16 obtém-se a forma recursiva:

$$X(s + \Delta s) = X(s)e^{-b_1\Delta s} + A_1\Delta\alpha_{s+\Delta s} \quad (3.24)$$

ou

$$X(s) = X(s - \Delta s)e^{-b_1\Delta s} + A_1\Delta\alpha_s \quad (3.25)$$

Procedendo de forma similar para o termo Y na equação (3.14) e usando a equação (3.12), obtém-se:

$$\begin{aligned} \alpha_e(s) &= \alpha(0) + \int_0^s d\alpha(s) - X(s) - Y(s) \\ &= \alpha(s) - X(s) - Y(s) \end{aligned} \quad (3.26)$$

onde os termos $X(s)$ e $Y(s)$ são dados pela forma recursiva em que são parte constituinte do algoritmo de cálculo:

$$X(s) = X(s - \Delta s)e^{-b_1\Delta s} + A_1\Delta\alpha_s \quad (3.27)$$

$$Y(s) = Y(s - \Delta s)e^{-b_2\Delta s} + A_2\Delta\alpha_s \quad (3.28)$$

Note-se que as funções recursivas X e Y contêm toda informação histórica da aerodinâmica não estacionária e vão sendo atualizadas a cada passo unitário dispondo soluções numéricas eficientes para a sustentação a cada variação arbitrária do ângulo de ataque α . Os resultados anteriores podem ser estendidos a quaisquer termos exponenciais que possam ser usados para representar a função indicial.

O erro associado a este algoritmo resulta da aproximação usada na equação (3.22), e pode se mostrar que o erro relativo no integral é [15]:

$$e = 2 - \frac{b_1 \Delta s}{1 - e^{-b_1 \Delta s}} - \frac{b_2 \Delta s}{1 - e^{-b_2 \Delta s}} \quad (3.29)$$

Geralmente, para obter erros inferiores a 5%, cada produto $b_1 \Delta s$ e $b_2 \Delta s$ terá de ser inferior a 0.05. Isto requer passos temporais pequenos e nem sempre pode ser praticável um tempo relativo tão curto em muitos problemas envolvendo rotores.

3.2 Análise Dinâmica e Escoamento no Rotor

3.2.1 Velocidades nas pás

Nesta secção, mesmo sabendo que a velocidade do escoamento varia ao longo da corda das pás, considera-se, para o cálculo da força gerada e da potência consumida, o valor da velocidade nos 3/4 do comprimento da corda, relativamente ao ponto onde estão fixas as pás.

A velocidade resultante em cada pá no ponto de rotação é desviada em relação à direção tangencial devido ao fenómeno downwash. Este efeito está representado na figura 3.2 . O desvio corresponde ao ângulo γ .

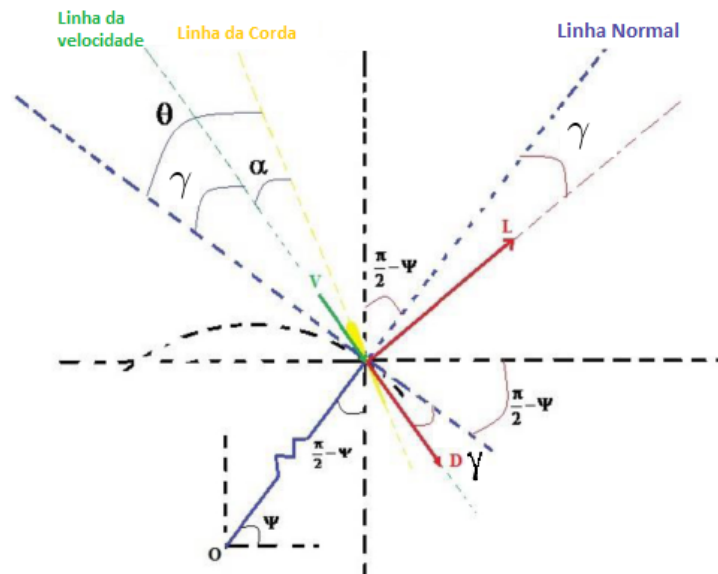


Figura 3.2: Componentes das forças e ângulos [12].

A força de sustentação, \vec{L} , e a força de atrito, \vec{D} , gerada em cada pá podem ser decompostas numa resultante horizontal F_y e numa componente vertical F_z , conforme as Eq.(3.30) e (3.31):

$$F_y = L \cos(\Psi - \gamma) + D \sin(\Psi - \gamma) \quad (3.30)$$

$$F_z = L \sin(\Psi - \gamma) - D \cos(\Psi - \gamma) \quad (3.31)$$

pela observação da Fig.3.2 pode-se também tirar as seguintes relações, relativamente ao ângulo de deflexão do escoamento γ , da velocidade normal U_P e a velocidade tangencial U_T

$$\gamma = \tan^{-1}(U_P/U_T) \quad (3.32)$$

$$U_P = U \text{sen}(\gamma) \quad (3.33)$$

$$U_T = U \text{cos}(\gamma) \quad (3.34)$$

Poder-se-ia, em alternativa, representar a velocidade resultante em função das velocidades induzidas, como estão representadas na Fig.3.3.

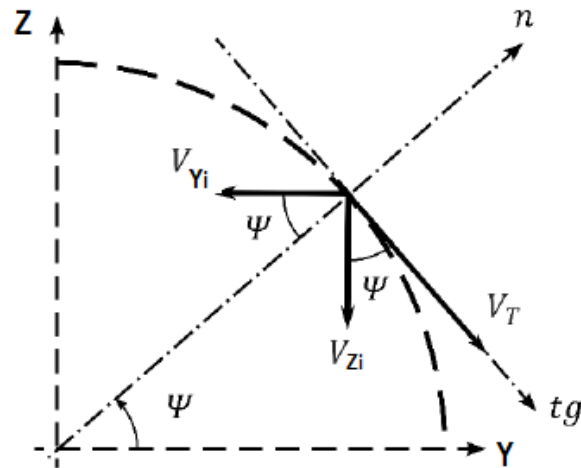


Figura 3.3: Representação das velocidades induzidas [10].

$$U_T = V_T - V_{Yi} \text{sen}(\Psi) + V_{Zi} \text{cos}(\Psi) \quad (3.35)$$

$$U_P = -V_{Yi} \text{cos}(\Psi) - V_{Zi} \text{sen}(\Psi) \quad (3.36)$$

Combinando as Eq. 3.35 e 3.36 com a do ângulo induzido, Eq.3.32, as velocidades induzidas podem ser expressas como:

$$V_{Yi} = V_T \text{sen}(\Psi) - U \text{sen}(\Psi + \gamma) \quad (3.37)$$

$$V_{Zi} = U \text{cos}(\Psi + \gamma) - V_T \text{sen}(\Psi) \quad (3.38)$$

3.2.2 Tubo Único e Duplo Tubo de Corrente

Um modelo de fluxo interno com uma boa precisão é a chave para prever as cargas aerodinâmicas nas pás do ciclorotor. Dois modelos diferentes de fluxo interno baseados no tubo de corrente e na teoria de elemento de pá são examinados nesta subsecção.

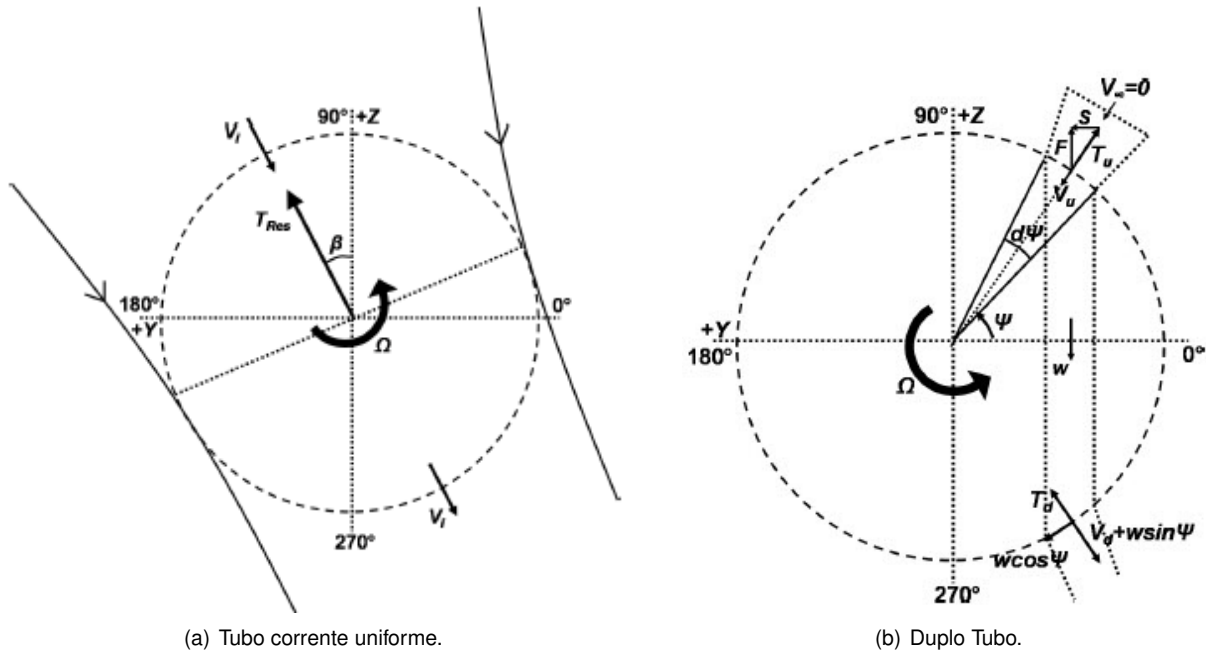


Figura 3.4: Modelos esquemáticos do escoamento [1].

- Modelo de Tubo Único - Todo o rotor é imerso num único tubo de fluxo de corrente como mostrado na figura 3.4(a)
- Duplo Tubo de Corrente - Modelo onde o rotor é dividido num número de tubos independentes cuja parte superior e inferior de cada tubo são estudadas separadamente: figura 3.4(b).

Modelo de Tubo Único

Nesta subsecção "Modelo de Tubo Único" é seguida de perto a referência [17].

No caso em estudo temos energia a ser fornecida ao fluído através das pás do rotor. Para obter um modelo de escoamento será útil, como ponto de partida, o Teorema da Quantidade de Movimento descrita em [17]:

$$\int_V (\rho \vec{g}) dV + \int_S (-p \vec{n}) dS - \int_V \left(\frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t} \right) dV - \int_S (\rho \vec{v} (\vec{v} \cdot \vec{n})) dS = 0 \quad (3.39)$$

em que $\int_V (\rho \vec{g}) dV$ representa as forças de massa que actuam sobre o fluído contido no interior de uma superfície de controlo, $\int_S (-p \vec{n}) dS$ a força exercida, ao longo da superfície de controlo, pelo fluído,

$\int_V (\frac{\partial \rho \vec{v}}{\partial t}) dV$ as forças locais de inércia e $\int_S (\rho \vec{v} (\vec{v} \cdot \vec{n})) dS$ quantidade de movimento através de toda a superfície de controlo.

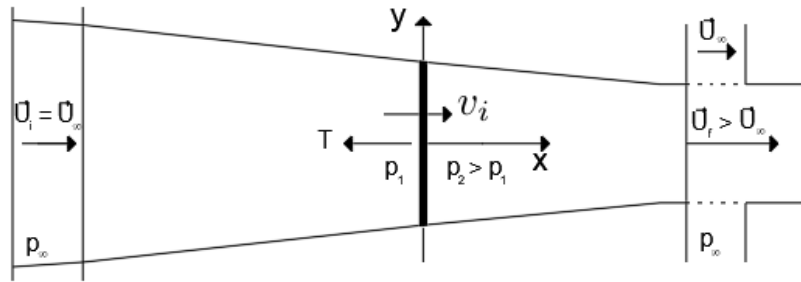
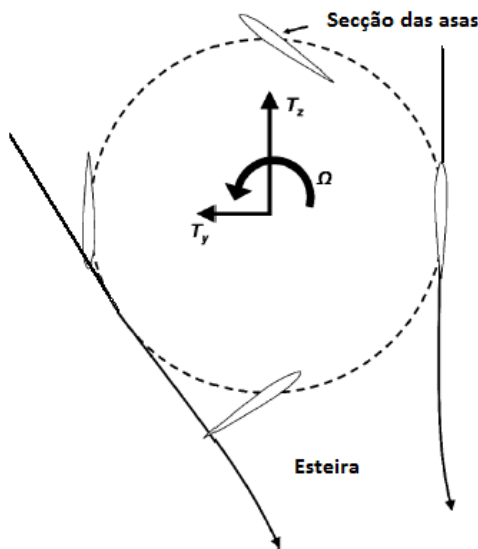
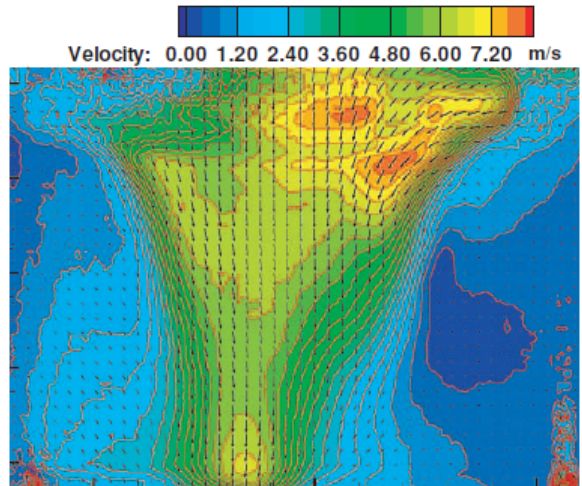


Figura 3.5: Tubo de corrente num disco atuador [17].



(a) Esquema exemplificativo da esteira produzida pelo rotor.



(b) Medições da velocidade média da esteira produzida pelo ciclocóptero.

Figura 3.6: Modelos esquemático (a) e real (b) da esteira do ciclocóptero [10].

Modelando a esteira do ciclocóptero (figura 3.6) como um tubo de corrente (figura 3.5), e admitindo que o rotor é considerado como se tivesse um número infinito de pás, cada uma delas produzindo uma contribuição elementar para a força propulsora, chegamos então a um modelo chamado disco atuador no qual a evolução de velocidade v_i é contínua, por conservação de massa mas a pressão estática apresenta uma descontinuidade de p_1 para $p_2 > p_1$, correspondendo à energia que foi localmente transmitida ao fluido.

Admitindo fluido perfeito e supondo as secções a montante e a jusante do tubo de corrente suficientemente afastadas do disco atuador (Fig. 3.5), a Eq.3.39 descrita em [17] pode ser simplificada e dada por:

$$-\rho U_\infty^2 A_i + \rho U_f^2 A_f = -T \quad (3.40)$$

onde A_i e A_f são, respetivamente, as áreas das secções rectas do tubo de corrente a montante e a jusante do disco atuador e T é a força propulsora.

Por continuidade temos:

$$U_\infty A_i = U_f A_f = v_i A \quad (3.41)$$

pelo que a relação para o módulo de T pode ser reescrita como:

$$T = \rho v_i A (U_f - U_\infty) \quad (3.42)$$

Em termos de descontinuidade da pressão através do disco, T pode ser escrita como:

$$T = (p_2 - p_1) A \quad (3.43)$$

Como existe trocas de energia com o exterior, não se pode aplicar a equação de Bernoulli, no entanto v_i e p_1 podem se relacionar com as condições a montante no infinito: (U_∞, p_∞) , tal como A e p_2 é relacionável com v_i e U_f e p_∞ . Posto isto obtém-se então para a força propulsora T :

$$T = \left((p_\infty + 1/2\rho(U_f^2 - v_i^2)) - (p_\infty - 1/2\rho(U_\infty^2 - v_i^2)) \right) \quad (3.44)$$

Igualando as equações 3.44 e 3.43 para T obtém-se:

$$T = \rho v_i A (U_f - U_\infty) = \frac{1}{2} \rho (U_f + U_\infty) (U_f - U_\infty) A \quad (3.45)$$

da qual resulta:

$$v_i = \frac{U_\infty + U_f}{2} \quad (3.46)$$

A potência propulsiva ou a potência útil da hélice exprime-se como o trabalho da força propulsora por unidade de tempo, ou seja:

$$P_{util} = T U_\infty = \rho v_i A (U_f - U_\infty) U_\infty \quad (3.47)$$

a potência que o rotor fornece ao fluido é expressa pelo diferencial dos caudais de energia cinética:

$$P_{form} = \rho v_i A \left[\frac{1}{2} (U_f^2 - U_\infty^2) \right] U_\infty \quad (3.48)$$

As relações acabadas de obter são aplicáveis desde as hélices propulsoras de aviões a rotores de helicópteros e até ao ciclocóptero em voo a pairar.

Para um ciclocóptero a pairar, a força propulsora tem apenas de equilibrar o peso, W , do ciclocóptero, a velocidade de escoamento de aproximação é agora nula, e obtém-se diretamente das anteriores relações, fazendo $U_\infty = 0$:

$$W = T = \rho v_i A U_f = 2\rho v_i^2 A \quad (3.49)$$

pois $U_F = 2v_i$ de acordo com a equação 3.46.

Chega-se, finalmente, à velocidade do escoamento v_i :

$$v_i = \sqrt{\frac{T}{2\rho A}} \quad (3.50)$$

Um modelo descrito em [1] propõe um modelo semelhante com um fator corretivo $k = 1.15$:

$$v_i = \sqrt{\frac{kT}{2\rho A}} \quad (3.51)$$

A direção do fluxo é sucessivamente atualizado em cada iteração com base na direção do impulso resultante, β , como é ilustrado na figura 3.4(a).

Modelo de Duplo Tubo de Corrente

Nesta subsecção, ("Modelo de Duplo Tubo de Corrente"), foi seguida de perto a referência [1] pelo que muitas partes foram diretamente transcritas desta referência.

No modelo de duplo tubo, o rotor é dividido em vários tubos que cruzam o rotor duas vezes com diferentes valores de velocidade induzida nas metades a montante e a jusante, como mostrado na figura 3.4(b) [12]. É assumido que no rotor em condições aerodinâmicas não-estacionárias, com downwash, o fluido é defletido verticalmente para baixo. As pás produzem sustentação ao forçar um escoamento do ar para baixo. Como reação, o rotor é impulsionado para cima. Uma vez que o modelo é desenvolvido considerando o rotor em estado do voo pairado, a reação deve ser essencialmente vertical, visando o cancelamento do peso do sistema. O ângulo induzido γ é o ângulo entre a velocidade resultante e a linha tangente, Fig.3.7. É visível, pela análise geométrica da Fig.3.7, que γ coincide com o ângulo azimutal Ψ no caso da velocidade defletida verticalmente.

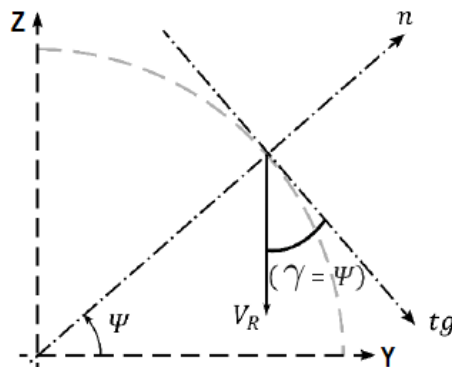


Figura 3.7: Representação do ângulo induzido para velocidade defletida verticalmente[12].

Nos dois pontos de intersecção de cada tubo de corrente com o percurso da pá, a área que esta varre ($Rd\psi$) atua como uma superfície infinitesimal, através da qual o rotor fornece momento axial ao

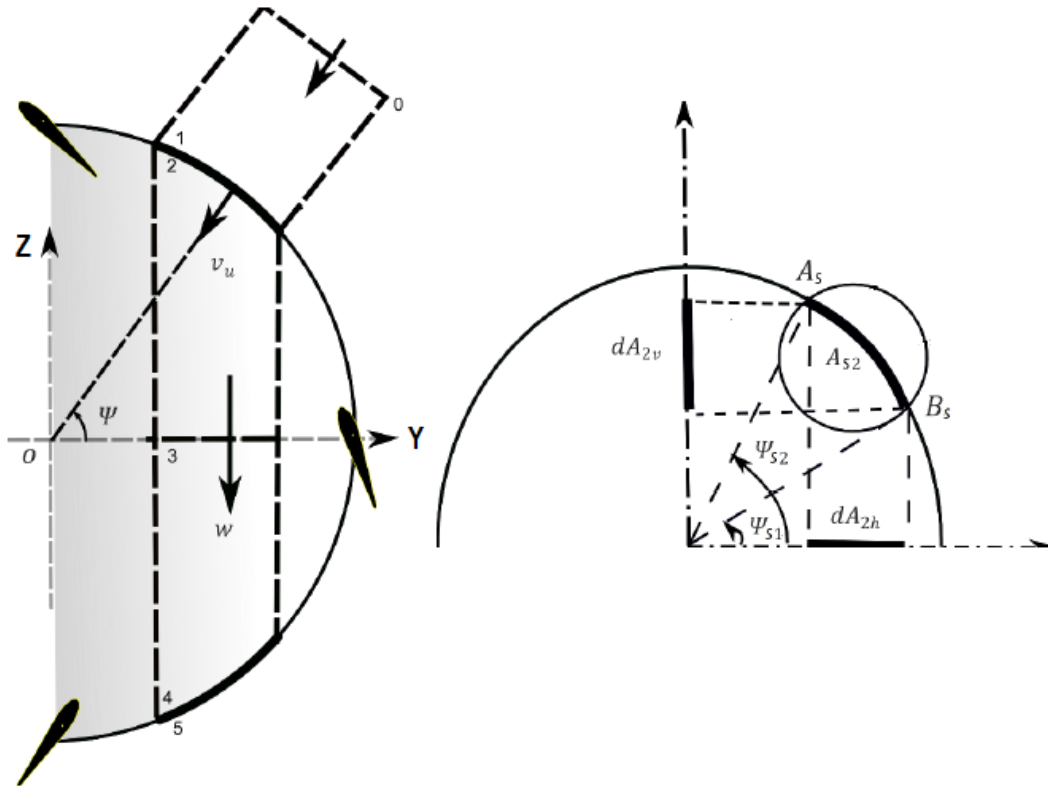


Figura 3.8: Esquema de duplo tubo de corrente [12].

fluxo. Na metade a montante (que será identificado com o índice u), o fluxo entra no rotor na direção radial e flete devido às forças de pressão no tubo de fluxo adjacente, de modo que o tubo de corrente se torne vertical. A flexão do tubo de corrente também é importante para manter a simetria do fluxo dentro do rotor. É também assumido que a pressão do fluxo livre é atingida em algum ponto dentro do rotor e a velocidade nesse ponto é tomada como a velocidade de esteira (w) para a superfície do atuador a montante. A velocidade da esteira forma a velocidade de fluxo livre na superfície do atuador a jusante (zona que será identificada com o índice d). Com base na conservação de massa, momento e energia no tubo de corrente, observando a Fig.3.8 pode-se escrever:

$$\rho dA_{2v}v_u \cos(\Psi) + \rho dA_{2h}v_u \sin(\Psi) = \rho dA_{2h}w \Leftrightarrow \quad (3.52)$$

$$\Leftrightarrow \frac{dA_{2v}}{dA_{2h}} = \frac{w - v_u \sin(\Psi)}{v_u \cos(\Psi)} \quad (3.53)$$

tendo em conta, pela observação do Fig.3.8, que $\frac{dA_{2v}}{dA_{2h}} = \frac{\sin(\Psi)}{\cos(\Psi)}$, a equação 3.53 vem dada por:

$$w = 2v_u \sin(\Psi) \quad (3.54)$$

onde v_u , segundo [1], é dada por:

$$v_u = \sqrt{\frac{dT_u \sin^2 \Psi}{2\rho R d \Psi}} \quad (3.55)$$

Para a metade inferior do rotor, novamente segundo [1], dT_d vem dado por:

$$dT_d = 2\rho R v_d \sqrt{w^2 + 2wv_d \sin \Psi + v_d^2} d\Psi \quad (3.56)$$

A equação acima pode ser resolvida iterativamente por forma a obter a velocidade interior v_d na metade inferior do rotor. $dT_{u,d}$ é obtido através da análise de elementos de pás e é dada por:

$$dT_{u,d} = \bar{F}_w^A \left(\frac{N_b d\Psi}{2\pi} \right) \quad (3.57)$$

onde \bar{F}_w^A é a força na direção radial.

A equação 3.57 é obtida assumindo que para um ciclocóptero com N_b pás, cada pá demora $(d\psi/2\pi)$ em cada tubo de corrente. Uma típica distribuição de fluxo usando o duplo-tubo de corrente é mostrado na figura 3.9

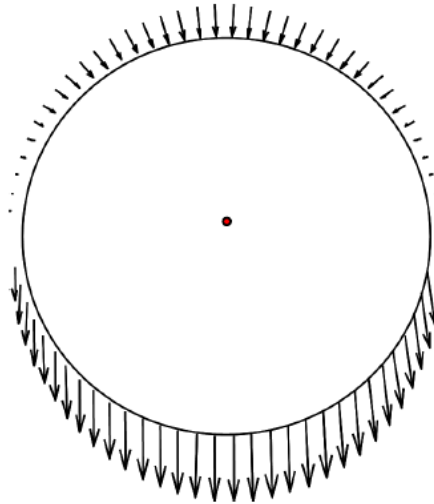


Figura 3.9: Exemplo da distribuição de fluxo de corrente usando o modelo de duplo tubo de corrente [1].

3.2.3 Cálculo das Forças Aerodinâmicas e Potência nas Pás

Nesta secção, foi seguida de perto a referência [1] pelo grande parte das equações foram diretamente transcritas desta referência.

O primeiro passo necessário para o cálculo das forças aerodinâmicas na secção das pás é o cálculo dos do ângulo de ataque.

O ângulo de ataque na secção de cada pá é influenciado por duas componentes:

- Velocidade do vento, \bar{V}_w , consequência do fluxo que entra no rotor.
- Velocidade das pás, \bar{V}_b , nos 3/4 do comprimento da corda, relativamente ao ponto onde estão fixas as pás. Para esta velocidade contribuem, não só o movimento da pá como também a sua rotação.

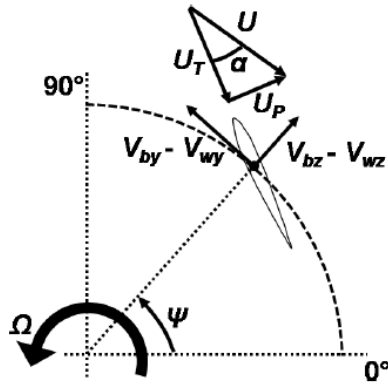


Figura 3.10: Esquema das velocidades usadas na formulação aerodinâmica [1].

A expressão geral para a velocidade resultante na pá, descrita em [1], no sentido horário, no referencial local, será então dada por :

$$\vec{V} = -\vec{V}_w + \vec{V}_b \quad (3.58)$$

\vec{V}_w é dado por:

$$\vec{V}_w = \bar{V}_{wx}\hat{i} + \bar{V}_{wy}\hat{j} + \bar{V}_{wz}\hat{k} \quad (3.59)$$

Para o modelo de tubo único de corrente as componentes apresentam-se do seguinte modo:

$$V_{wx} = 0 \quad (3.60a)$$

$$V_{wy} = -v_i \cos(\Psi - \beta) \quad (3.60b)$$

$$V_{wz} = -v_i \sin(\Psi - \beta) \quad (3.60c)$$

Para a parte superior do modelo de duplo tubo de corrente as componentes vêm dadas por:

$$V_{wx} = 0,$$

$$V_{wy} = 0,$$

$$V_{wz} = -v_u,$$

$$(3.61)$$

E as componentes da parte inferior vêm dadas por:

$$V_{wx} = 0,$$

$$V_{wy} = -w \cos(\Psi),$$

$$V_{wz} = w \sin(\Psi) + v_d,$$

$$(3.62)$$

As componentes da velocidade da pá são definidas por:

$$\begin{aligned}
V_{bx} &= -(\dot{v}' + w'\dot{\theta}_1)\eta_r \cos\theta_1 - (\dot{w}' - v'\dot{\theta}_1)\eta_r \sin\theta_1, \\
V_{by} &= \dot{v} - \eta_r \sin\theta_1 \dot{\theta}_1 + \Omega(w + \eta_r \sin\theta_1 + R), \\
V_{bz} &= \dot{w} + \eta_r \cos\theta_1 \dot{\theta}_1 - \Omega(v + \eta_r \cos\theta_1).
\end{aligned} \tag{3.63}$$

Contudo, como no presente estudo não entramos em linha de conta com as deformações das pás, as equações anteriores podem ser simplificadas, obtendo-se:

$$\begin{aligned}
V_{by} &= \Omega(\eta_r \sin\theta_1 + R), \\
V_{bz} &= -\Omega(\eta_r \cos\theta_1).
\end{aligned} \tag{3.64}$$

A velocidade resultante das pás pode então ser escrita como:

$$\vec{V} = \bar{V}_x \hat{i} + \bar{V}_y \hat{j} + \bar{V}_z \hat{k} = (V_{bx} - V_{wx})\hat{i} + (V_{by} - V_{wy})\hat{j} + (V_{bz} - V_{wz})\hat{k} \tag{3.65}$$

No entanto, as cargas aplicadas na secção da pás são calculadas usando a velocidade resultante e o ângulo de ataque aerodinâmico no sistema de coordenadas da pás deformada rotativa:

$$\begin{bmatrix} U_R \\ U_T \\ U_P \end{bmatrix} = T_{DU} \begin{bmatrix} V_x \\ V_y \\ V_z \end{bmatrix}, \tag{3.66}$$

onde U_R , U_T e U_P , são as velocidades esquematizadas na figura 3.10 e T_{DU} é a matriz de transformação do referencial local para o referencial fixo com o eixo de rotação:

$$T_{DU} = \begin{bmatrix} 1 - \frac{v'^2}{2} - \frac{w'^2}{2} & v' & w' \\ -v' \cos\theta_1 - w' \sin\theta_1 & (1 - \frac{v'^2}{2}) \cos\theta_1 - v'w' \sin\theta_1 & (1 - \frac{w'^2}{2}) \sin\theta_1 \\ v' \cos\theta_1 - w' \sin\theta_1 & -(1 - \frac{v'^2}{2}) \sin\theta_1 - v'w' \cos\theta_1 & (1 - \frac{w'^2}{2}) \cos\theta_1 \end{bmatrix}, \tag{3.67}$$

No caso em estudo, como não entramos em conta com as deformações das pás e apenas se estuda as forças e velocidades em 2D (eixo y e z) a matriz (3.67) toma a seguinte forma:

$$T_{DU} = \begin{bmatrix} \cos\theta_1 & \sin\theta_1 \\ -\sin\theta_1 & \cos\theta_1 \end{bmatrix}, \tag{3.68}$$

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_P^2}. \tag{3.69}$$

$$\alpha = \sqrt{U_T^2 + U_P^2}. \tag{3.70}$$

Como explicado na secção 3.1.4 o coeficiente de sustentação, C_l^c , na resposta a uma variação arbitrária no ângulo de ataque pode ser escrita como:

$$C_l^c(t) = C_{l_\alpha} \left[\alpha(0)\phi(s) + \int_0^s \frac{d\alpha(\sigma)}{ds} \phi(s - \sigma) d\sigma \right] \tag{3.71}$$

$$s = \frac{2}{c} \int_0^t U dt \quad (3.72)$$

em que a expressão aproximada da função de Wagner, para escoamento incompressível pode ser escrita como [15]:

$$\phi_w(s) = 1 - A_1 e^{-b_1 s} - A_2 e^{-b_2 s} \quad (3.73)$$

com $A_1 = 0.165$, $A_2 = 0.335$, $b_1 = 0.0455$ e $b_2 = 0.3$. A componente circulatoria da sustentação tem a contribuição tanto dos ângulos de ataque (α) como da velocidade de picada, q . Para um escoamento incompressível, poder-se-á utilizar a função de Wagner, tanto para α como para uma velocidade angular. O intergral de Duhamel é solucinado por um algoritmo recursivo e a variação efetiva do ângulo de ataque e do ângulo geométrico, os quais contêm um historial dos efeitos da esteira, são dados por:

$$\alpha_e = \alpha - X_\alpha(s) - Y_\alpha(s) \quad (3.74)$$

$$q_e = q - X_q(s) - Y_q(s) \quad (3.75)$$

onde $X_\alpha(s)$ e $Y_\alpha(s)$ são funções recursivas para o ângulo de ataque, α e $X_q(s)$ e $Y_q(s)$ são funções recursivas para a velocidade de picada, q , que são determinadas numericamente usando um passo recursivo nas fórmulas abaixo apresentadas:

$$X_\alpha(s) = X_\alpha(s - \delta s) e^{-b_1 \Delta s} + A_1 \Delta \alpha_s \quad (3.76)$$

$$Y_\alpha(s) = Y_\alpha(s - \delta s) e^{-b_2 \Delta s} + A_2 \Delta \alpha_s \quad (3.77)$$

$$X_q(s) = X_q(s - \delta s) e^{-b_1 \Delta s} + A_1 \Delta q_s \quad (3.78)$$

$$Y_q(s) = Y_q(s - \delta s) e^{-b_2 \Delta s} + A_2 \Delta q_s \quad (3.79)$$

O coeficiente de sustentação da secção inclui tanto a contribuição das componentes circulatoria, C_l^c como a não circulatoria, C_l^{mc} :

$$C_l = C_l^c + C_l^{mc} \quad (3.80)$$

Pelo que, a componentes circulatoria e não circulatoria da sustentação são dadas por:

$$C_l^c = C_{l\alpha} \alpha_e + \frac{1}{2} C_{lq} q_e \quad (3.81)$$

$$C_l^{nc} = \frac{\pi}{2U} c \dot{\alpha} - \frac{\pi}{4} \left(\frac{c}{U} \right)^2 a \ddot{\alpha} \quad (3.82)$$

Uma vez que, o eixo de rotação está inserido a 1/4 da corda, $a = -0.5$. $C_{l\alpha}$ é obtido através da análise CFD e é igual a 5.2. No entanto, nesta análise, foram aplicadas correções, como se observa através da equação 3.83 para obter o $C_{l\alpha}$ para as pás em estudo [1].

$$C_{l\alpha_{finite}} = \frac{C_{l\alpha_{2D}}}{1 + \frac{C_{l\alpha_{2D}}}{2AR\pi}} \quad (3.83)$$

A resistência aerodinâmica do perfil é dado por [1]:

$$C_{d0} = d_0 + d_1\alpha + d_2\alpha^2 \quad (3.84)$$

Com base no estudo em CFD desenvolvido em [10], o valor estático C_{d0} para um perfil NACA 0012 e para um número de Reynolds igual a 25.000, pode ser aproximadamente expresso usando $d_0 = 0.0334$, $d_1 = 0$ (perfil simétrico) e $d_2 = 2.511$. O coeficiente total, C_d , é dado pela soma das componentes C_{d0} e C_{di} :

$$C_d = C_{d0} + C_{di} \quad (3.85)$$

onde C_{di} , é dado por:

$$C_{di} = \frac{C_l^2}{\pi 2ARe} \quad (3.86)$$

O fator de eficiência de Oswald, e , é assumido como 0.85 (valor mais comumente usado) e para ter em conta o facto das pás se encontrarem parcialmente cobertas utiliza-se um rácio igual a 2. As forças normais (F_n^A) e as forças na direção da corda, (F_c^A), são dadas por:

$$F_n^A = 0.5\rho U^2 c (C_l \cos \alpha + C_d \sin \alpha) \quad (3.87)$$

$$F_c^A = 0.5\rho U^2 c (C_l \sin \alpha - C_d \cos \alpha) \quad (3.88)$$

Nesta formulação, o escoamento na direção transversal da pá é ignorado, e portanto, a força na direção x , é nula, ou seja, $F_x^A = 0$. As forças aerodinâmicas no sistema de coordenadas das pás rotativas indeformadas apresentam-se sob a seguinte forma:

$$\vec{F}^A = F_u^A \hat{i} + F_v^A \hat{j} + F_w^A \hat{k} \quad (3.89)$$

em que:

$$\begin{bmatrix} F_u^A \\ F_v^A \\ F_w^A \end{bmatrix} = T_{DU}^T \begin{bmatrix} F_x^A \\ F_c^A \\ F_n^A \end{bmatrix} \quad (3.90)$$

No sistema inercial não rotacional, as forças aerodinâmicas, F_Z^A , F_Y^A , são as seguintes:

$$F_Z^A = F_w^A \sin \Psi + F_v^A \cos \Psi \quad (3.91)$$

$$F_Y^A = -F_w^A \cos \Psi + F_v^A \sin \Psi \quad (3.92)$$

O cálculo da potência consumida é dada por:

$$P = M_R \Omega \quad (3.93)$$

em que Ω a velocidade angular do rotor e M_R é o Momento resultante:

$$M_R = \sum_{i=1}^N (F_{Y_i} R \cos(\Psi_i) + F_{Z_i} R \sin(\Psi_i)) \quad (3.94)$$

sendo i o número de pás.

Capítulo 4

Implementação e Resultados

Neste capítulo será descrito detalhadamente o código desenvolvido em MATLAB[®] utilizado para calcular determinadas propriedades físicas do ciclocóptero a pairar, nomeadamente:

- Forças que actuam nas pás
- Força resultante desenvolvida pelo ciclocóptero na direcção vertical e horizontal
- Potência consumida pelo ciclocóptero

O código foi desenvolvido com base nos fundamentos descritos no Capítulo 3, mais especificamente nos subcapítulos 3.2.2 e 3.2.3.

Este código permite criar rotinas de cálculo tendo como variáveis de entrada:

- Número de pás (N_p)
- Velocidade de rotação do rotor (rpm)
- Tipo de perfil das pás (Cl_α)
- Ângulo de picada das pás (θ)

O ângulo de picada (θ) utilizado como entrada é o ângulo máximo que as pás conseguem atingir. As outras gamas de ângulo de ataque são definidas pelo mecanismo descrito no subcapítulo e são definidas automaticamente pela secção. 2.4.

4.1 Modelo Numérico

Neste subcapítulo apresenta-se o código para os dois modelos de escoamento descrito em 3.2.2, ou seja:

- Modelo de Tubo Único
- Modelo de Duplo Tubo de Corrente

4.1.1 Modelo de Tubo Único

INICIAÇÃO DAS VARIÁVEIS

O código inicia:

- As variáveis das velocidades $V_{wy}, V_{wz}, V_{by}, V_{bz}, V_y, V_z$.
- As variáveis do ângulo de picada (θ) e do ângulo de azimute (ψ).
- A velocidade v_i descrita na equação 3.51.

A velocidade v_i é iniciada com valores próximos de zero até convergir para um valor constante.

CÁLCULO DAS VELOCIDADES

O código calcula:

- As velocidades $V_{wy}, V_{wz}, V_{by}, V_{bz}, V_y, V_z$ descritas na equação (3.60) e na equação (3.64).
- As velocidades U_T e U_P descritas na equação (3.66) até à equação (3.69).

CÁLCULO DAS FORÇAS

De seguida o código executa:

- Iniciação das variáveis $\dot{\alpha}$ e $\ddot{\alpha}$ a zeros.
- O cálculo dos valores $X_\alpha, Y_\alpha...$ descritos na equação (3.76) até à equação (3.79).
- O cálculo dos valores de C_l, C_d descritos na equação (3.80) até à equação (3.86).
- O cálculo dos valores das forças que estão descritas entre a equação 3.87 e a 3.92

CICLO DE CONVERGÊNCIA

Depois dos cálculos das rotinas anteriores obtem-se um valor T_{res} que será usado novamente na equação 3.51 para o cálculo de v_i na parte da "INICIAÇÃO DAS VARIÁVEIS". Todos os passos são repetidos até à convergência do valor de T_{res} .

4.1.2 Modelo de Duplo Tubo de Corrente

Como se pode constatar pelo que foi descrito na secção 3.2.2 entre a equação (3.54) e a equação (3.57) a velocidade da esteira, w , depende do valor dT_u descrito na equação (3.57), que por sua vez depende do valor F_w^A . Este valor F_w^A só pode ser calculado com os valores de C_l e C_d conhecendo a velocidade da U . Posto isto ter-se-á de iniciar a rotina de cálculo com um valor $U = \omega R$ e o ângulo de ataque α igual ao ângulo de ataque geométrico. Dentro do ciclo de convergência actualiza-se sucessivamente o valor de α .

CÁLCULO DE CL

O código executa:

- Cálculo dos valores $X_\alpha, Y_\alpha...$ descritos na equação (3.76) até à equação (3.79).
- Cálculo do C_l da equação (3.81)

CÁLCULO DOS PARÂMETROS DO DUPLO TUBO

O código calcula:

- Cálculo de dT_d apresentado na equação (3.57).
- Convergir a equação (3.56) até obter o valor w

CÁLCULO DAS VELOCIDADES

De seguida o código calcula:

- As velocidades do escoamento V_{wy}, V_{wz} , a montante, descritas pelas equação (3.61)
- As velocidades do escoamento V_{wy}, V_{wz} , a jusante, descritas pelas equação (3.62)
- A velocidade das pás V_{by} e V_{bz} , descritas pela equação (3.64)
- As velocidades U_T e U_P descritas nas equação (3.66) até à equação (3.69).
- O ângulo de ataque α da equação (3.70).

CICLO DE CONVERGÊNCIA

Depois de calculadas as velocidades e o ângulo de ataque α , estes valores são introduzidos nos passos anteriores para calcular novamente os valores de C_l e C_d para o cálculo das forças das equações que estão descritas entre a equação (3.87) e a (3.92). Os cálculos são repetidos sucessivamente até se atingir a convergência.

4.2 Resultados e Validação do Modelo

4.2.1 Validação do Modelo

Para validar o modelo numérico utilizado (modelo de tubo único), recorreremos aos trabalhos experimentais desenvolvidos em [1] e [16].

Nos gráficos das Fig.4.2 e Fig.4.1 estão representados os valores obtidos pelo modelo numérico de tubo único desenvolvido neste documento (linhas verdes), os valores experimentais obtidos em [1] e [16] (pontos azuis) e os valores obtidos pelo modelo numérico em [1] (linhas laranjas). Segue-se também, junto dos gráficos, as características dimensionais do ciclocóptero usadas nos gráficos

Tabela 4.1: Características dimensionais do ciclocóptero usado na Fig. 4.1 e na Fig.4.2.

Características	b (m)	c (m)	R (m)	N_b	θ_{max}
	0.1524	0.0254	0.077	3	35°

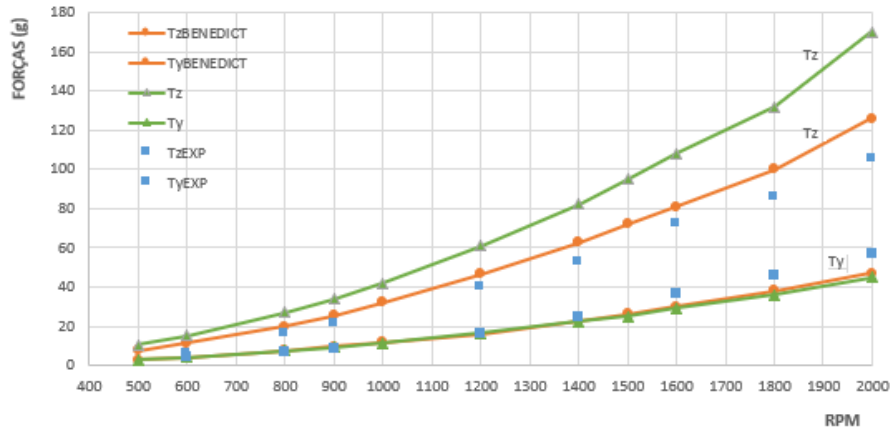


Figura 4.1: Forças (em gramas-força) na direção z (T_z) e na direção y (T_y) para os resultados experimentais e numéricos em função da velocidade de rotação (rpm) [1].

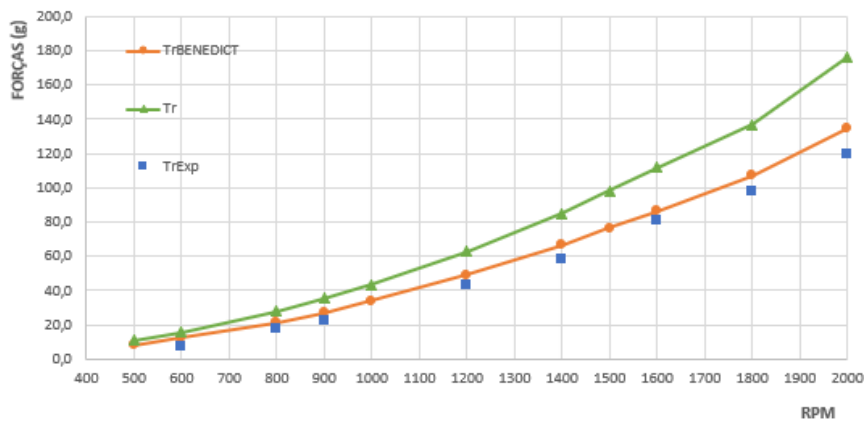


Figura 4.2: Forças resultantes T_r (em gramas-força) para os resultados experimentais e numéricos em função da velocidade de rotação (rpm) [1].

correspondentes (envergadura das pás (b), corda c , raio do rotor (R), número de pás (N_b) e o ângulo de picada máximo(θ_{max})).

Da observação dos resultados apresentados nos gráficos da Fig.4.1 e da Fig.4.2 relativamente ao modelo numérico utilizado, constatamos que:

- Existe uma diferença considerável (cerca de 30%) para os valores da força propulsora T_z entre o modelo usado neste documento e o modelo numérico de tubo único usado em [1].
- Apesar desta diferença, a tendência de crescimento com o aumento da velocidade de rotação é semelhante ao modelo numérico usado aqui, usado em [1] e aos resultados experimentais.
- Constata-se que a diferença entre as forças T_y para os dois modelos é desprezável.

- Tendo em conta que a principal diferença entre o modelo numérico usado neste documento e o modelo usado em [1] diferem apenas na introdução da elasticidade das pás, que é desprezada no primeiro e é considerada no segundo, conclui-se que se deverá entrar com a elasticidade das pás se se quiser ter rigor nos cálculos.

4.2.2 Resultados

No gráfico da Fig.4.3 está apresentado os resultados obtidos pelo modelo desenvolvido neste documento (modelo de tubo único) da força propulsiva na direção do eixo z (T_z) e na direção do eixo y (T_y), em (g), em função do ângulo de picada.

Tabela 4.2: Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.3.

Características	b (m)	c (m)	R (m)	N_b	rpm
	0.1524	0.0254	0.075	3	1500

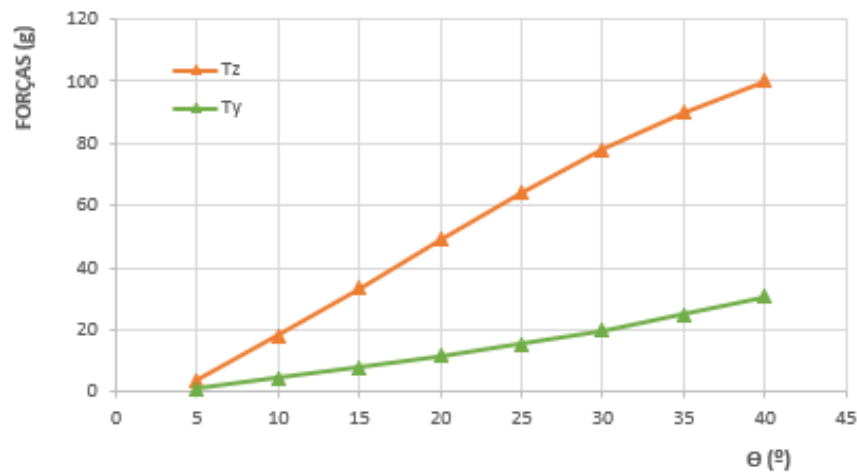


Figura 4.3: Forças T_z e T_y (em gramas) para os resultados numéricos em função do ângulo de picada.

No gráfico da Fig.4.4 está apresentado os resultados obtidos pelo modelo desenvolvido neste documento da força propulsiva na direção do eixo z (T_z) e na direção do eixo y (T_y), em (g), em função do raio R do rotor do ciclocóptero.

Tabela 4.3: Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.5 .

Características	b (m)	c (m)	R (m)	N_b	θ_{max}
	0.1524	0.0254	0.07	3	30;40

No gráfico da Fig.4.5 estão apresentados os resultados obtidos pelo modelo desenvolvido neste documento da potencia propulsiva para ângulos de picada de $\Theta_{max} = 20^\circ$ e $\Theta_{max} = 30^\circ$ em função das rotações, RPM, do rotor do ciclocóptero.

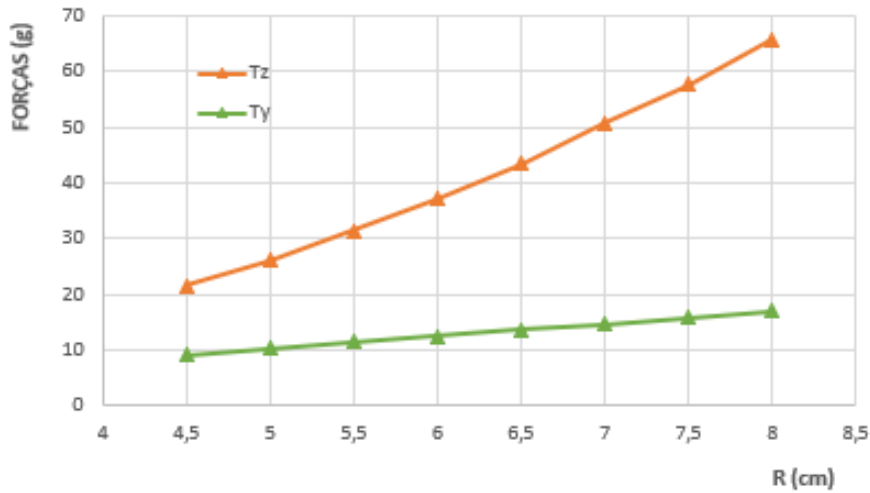


Figura 4.4: Forças T_z e T_y (em gramas) para os resultados numéricos em função da velocidade do raio (cm) do rotor .

Tabela 4.4: Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.5 .

Características	b (m)	c (m)	R (m)	N_b
	0.1524	0.0254	0.07	3

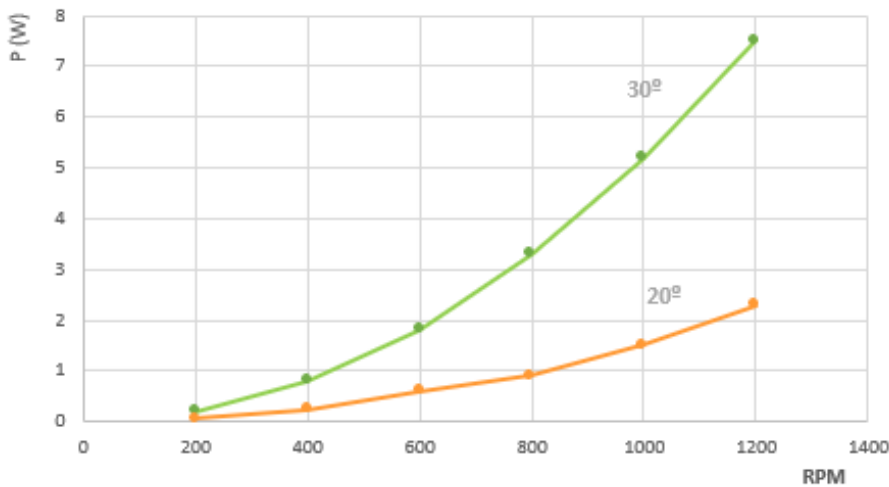


Figura 4.5: Potencia P (em Watt) para os resultados numéricos em função da velocidade de rotação (RPM).

Tabela 4.5: Características dimensionais do ciclocóptero usado na figura 4.6 .

Características	b (m)	c (m)	R (m)	N_b	θ_{max}
	0.1524	0.0254	0.07	3	20

No gráfico da Fig.4.6 estão apresentados os resultados obtidos pelo modelo desenvolvido neste documento da potência propulsiva em função da velocidade de avanço linear do ciclocóptero.

Em relação ao comportamento do ciclocóptero, analisando os gráficos da figura 4.2, 4.3 e 4.4 podemos concluir que:

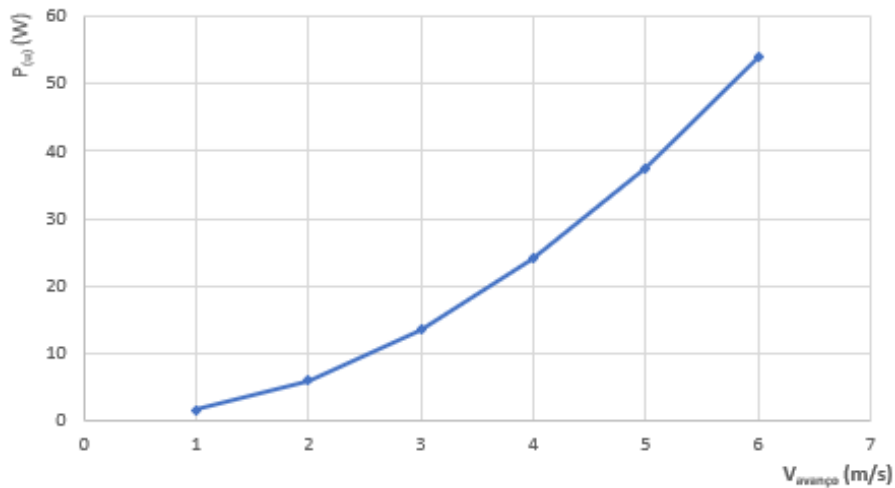


Figura 4.6: Potência P (em Watt) para os resultados numéricos em função da velocidade de avanço (m/s) e para um $\theta_m = 20^\circ$.

- Ambas as forças (T_z e T_y) aumentam com o aumento da velocidade de rotação (figura 4.2). Este aumento não é proporcional, e observa-se que o declive da curva aumenta à medida que a velocidade de rotação aumenta.
- Ambas as forças (T_z e T_y) aumentam com o aumento do ângulo de ataque geométrico, θ_{max} . Este aumento também não é proporcional, principalmente para a força T_z cujo declive da curva diminui ligeiramente à medida que a velocidade de rotação aumenta.
- Ambas as forças, T_z e T_y , aumentam com o aumento do raio do rotor, (R). Este aumento também não é proporcional, principalmente para a força T_z cujo declive da curva aumenta ligeiramente à medida que o raio aumenta.

Capítulo 5

Conclusões

5.1 Metas Alcançadas

O objectivo principal desta dissertação era, para além de compreender o funcionamento básico de um ciclocóptero, compreensão essa que se considera ter sido alcançada, era também desenvolver um modelo numérico que se adaptasse ao tipo de rotor em estudo.

Foram seleccionados dois modelos numéricos (Modelo de Tubo Unico e Modelo de Duplo Tubo de Corrente) e desses dois optou-se pelo primeiro, uma vez que este apresenta maior robustez e fiabilidade nos cálculos numéricos e ciclos de convergência.

Concluiu-se que este modelo se adequa ao escoamento do rotor, no que diz respeito ao cálculo das forças desenvolvidas pelas pás, mas com algumas limitações, isto porque a força calculada por este modelo sobrestimou em cerca de de 30 % a força na direção z medida em trabalhos experimentais. Já a força calculada na direção y mostrou-se próxima destes.

5.2 Trabalhos Futuros

Após a realização deste trabalho concluiu-se que será útil no futuro estudar a influência de algumas características e partes que integram o ciclocóptero, nomeadamente: tipos de perfies alares e diferentes geometrias, diferentes tipos de pás (com afilamento, com winglets ou com outros dispositivos hipersustentadores).

Bibliografia

- [1] M. Benedict. *FUNDAMENTAL UNDERSTANDING OF THE CYCLOIDAL-ROTOR CONCEPT FOR MICRO AIR VEHICLE APPLICATIONS*. PhD thesis, Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, 2010.
- [2] Consultado em: www.rotoplan.narod.ru/history.htm, 2007. Online -15/09/2018.
- [3] H. Sachse. Kirsten-boeing propeller. In *Technical Memorandum 351*. National Advisory Committee for Aeronautics, January 1926.
- [4] C. Strandgren. The theory of the strandgren cyclogyro. In *Technical Report 727*. National Advisory Committee for Aeronautics, November 1933.
- [5] I. Garrick. Propulsion of a flapping and oscillating airfoil. In *Technical Report 567*, pages 419–427. National Advisory Committee for Aeronautics, 1937.
- [6] J. Monteiro. *Estudos sobre o desempenho de rotores cicloidais; Modelação analítica e numérica de efeitos transitórios*. PhD thesis, Departamento de Engenharia Mecânica da Universidade da Beira Interior, 2017.
- [7] C. Yn, I. Park, H. Lee, J. Jung, I. Hwang, S. Kim, and S. Jung. A new vtol uav cyclocopter with cycloidal blades system. *Proceedings of the 60th American Helicopter Society Annual Forum, Baltimore*, June 2004.
- [8] I. Hwang, C. Hwang, S. Min, I. Jeong, C. Lee, Y. Lee, and S. Kim. Design and testing of vtol uav cyclocopter with 4 rotors. *American Helicopter Society 62nd Annual Forum Proceedings*, April 29-May 1 2006.
- [9] H. Yu, L. Bin, and T. Beng. The investigation of a cyclogyro design and performance. *Proceedings of the 25th International Congress of the Aeronautical Sciences, Hamburg, Germany*, September 3-8 2006.
- [10] M. Benedict, I. Chopra, M. Ramasamy, and J. Leishman. Performance of a cycloidal rotor concept for micro air vehicle applications. *Journal of the American Helicopter Society*, 55, pg:022002, 2010. DOI:10.4050/JAHS.55.022002.
- [11] J. Sirohi, E. Parsons, and I. Chopra. Hover performance of a cycloidal rotor for a micro air vehicle. Department of Aerospace Engineering, University of Maryland, College Park, MD.

- [12] J. Monteiro, J. C. Pascoa, and C. Xisto. Analytical modeling of a cyclorotor in forward flight. *SAE International*, 2013. DOI:10.4271/2013-01-2271.
- [13] J. J. Dicker. *Theory of Machines and Mechanisms*. Oxford University Press, 3rd edition, 2003. ISBN:0-1-9-5-15598-X.
- [14] M. Benedict, I. Chopra, M. Ramasamy, and J. Leishman. Experimental investigation of the cycloidal-rotor concept for a hovering micro air vehicle. College Park, MD 20742, April 29 – May 1 2008. Department of Aerospace Engineering University of Maryland, American Helicopter Society International.
- [15] J. Leishman. *Principles of Helicopter Aerodynamics*. CAMBRIDGE UNIVERITY PRESS, 1st edition, 2000. ISBN:0-521-52396-6.
- [16] M. Benedict, I. Chopra, M. Ramasamy, and J. Leishman. Experiments on the optimization of mav-scale cycloidal rotor characteristics towards improving their aerodynamic performance. In *Proceedings of the International Specialists' Meeting on Unmanned Rotorcraft*, College Park, MD 20742, January 20–22 2009. Department of Aerospace Engineering University of Maryland.
- [17] V. Brederode. *Fundamentos de Aerodinâmica Incompressível*. Edição do Autor, 1^a edition, 1997. ISBN:972-97402-0-8.