

Departamento de Ciências Aeroespaciais

Características do Rotor de um Gerador Eléctrico Voador

Tese de Mestrado

Curso de Engenharia Aeronáutica

Pedro Homem M1992
21 de Agosto de 2009, Covilhã

Resumo

No mundo actual, a sobrevivência de uma economia depende em grande parte da energia eléctrica disponível, sendo que a obtenção de energia eléctrica através de processos que não colocam em risco o meio ambiente, é encarada como prioritária, nos dias de hoje. A Sky WindPower Corp. está a desenvolver uma forma de obter energia a partir dos ventos dos Jet Streams e de a transformar em energia eléctrica. Como a potência gerada depende da velocidade ao cubo, a aplicação do *Flying Electric Generator* a cerca de 4500 m de altitude permitirá produzir cerca 34 MW de energia. Este trabalho incidirá no estudo das características aerodinâmicas do rotor de um *Flying Electric Generator*, através da aplicação de métodos de integração numérica.

Abstract

In today's world, the survival of an economy is largely dependent on available electrical energy, and obtaining electricity through processes that do not pose a threat to the environment, is seen as a priority, these days. Sky WindPower Corp. is developing a way to get energy from wind of Jet Streams and transform it into electrical energy. As the power generated depends on the speed by cube, the application of flying electric generator, at approximately 4500 meters above sea level, it's expected to produce approximately 34 MW of power. This work will focus on the study of aerodynamic characteristics of a rotor flying electric generator, through the application of numerical integration methods.

Palavras-chave

- Autogiro
- Energia Renovável
- Força H
- FORTRAN
- Jet Streams
- Métodos de Integração Numérica
- Momento de Picada
- Momento de Rolamento
- Potência
- Rotor
- Tracção

Keywords

- Autogiro
- FORTRAN
- H-Force
- Jet Streams
- Numerical Integration Methods
- Pitching Moment
- Power
- Renewable energy
- Rolling Moment
- Rotor
- Thrust

Índice

1. Objectivos e Introdução	13
1.1. <i>Jet Stream</i>	14
1.2. <i>Flying Electric Generator</i>	16
2. Métodos de dimensionamento	23
3. Procedimentos Adoptados	38
4. Resultados e discussão	40
5. Conclusões gerais e perspectivas futuras	43
6. Bibliografia	45
Anexos	48

Lista de Ilustrações

<i>Ilustração 1 – Esquema relativo aos Jet Streams [7]</i>	14
<i>Ilustração 2 – Carta de Ventos [8]</i>	16
<i>Ilustração 3 - Diagrama do Gerador Eléctrico Voador [5]</i>	19
<i>Ilustração 4 - Velocidades Tangenciais no voo forward [12]</i>	25
<i>Ilustração 5 – Relação entre os Ângulos do rotor [12]</i>	26
<i>Ilustração 6 - Componentes da Velocidade Perpendicular, Up [12]</i>	27
<i>Ilustração 7 – Ilustração Rácio de Solidez [12]</i>	35
<i>Ilustração 8 – Tracção obtida pelo rotor para os diferentes ângulos e raios.</i>	41
<i>Ilustração 9 – Potência gerada pelo rotor para as condições indicadas.</i>	42
<i>Ilustração 10 – Coeficiente de potência [5]</i>	43

Lista de Tabelas

Tabela 1 - Níveis de referência e gradientes do perfil linearmente segmentado da atmosfera terrestre [14] 29

Lista de Símbolos

<i>Símbolo</i>	<i>Definição</i>	<i>Unidades</i>
a	Velocidade do som	m/s
α_0	Ângulo de afunilamento	rad, graus
α_{1s}	Ângulo Flapping longitudinal	rad, graus
b	Número de pás	
β_{1s}	Ângulo Flapping lateral	rad, graus
A	Área do disco do rotor	m^2
A_b	Área da pá	m^2
B	Factor de perda na ponta	
c	Corda da pá	m
c_c	Coefficiente da força na direcção da corda do perfil	
C_d	Coefficiente de arrasto	
c_f	Coefficiente de fricção superficial local	
C_H	Coefficiente de força H	
C_L	Coefficiente de sustentação	
C_M	Coefficiente do momento de picada	
c_N	Coefficiente de força normal	
C_P	Coefficiente de potência	
C_Q	Coefficiente de momento de torção	
C_R	Coefficiente de momento de rolamento	
C_T	Coefficiente de tracção	

$\frac{C_T}{\sigma}$	Coeficiente de carga na pá	
H	Força horizontal no rotor	N
H_D	Altitude geopotencial	m
$L_{M,b}$	Gradiente de temperatura	K/m
<i>Símbolo</i>	<i>Definição</i>	<i>Unidades</i>
M	Número de Mach	
M_0	Peso Molecular	kg/kmol
P	Pressão	Pa
P	Potência do rotor	W
Q	Momento de torção do rotor	N·m
R^*	Constante dos gases	N·m/kmol·K
R	Raio do rotor	m
r	Distância radial	m
Re	Número de Reynolds	
$T_{M,b}$	Temperatura absoluta	K
T	Tracção do rotor	N
v_1	Velocidade induzida	m/s
v_L	Velocidade induzida local	m/s
U	Velocidade resultante no elemento de pá	m/s
\bar{U}_B	Velocidade resultante adimensional	
U_P	Velocidade perpendicular	m/s

\bar{U}_P	Velocidade perpendicular adimensional	
\bar{U}_T	Velocidade tangencial adimensional	
U_T	Velocidade tangencial	m/s
V	Velocidade remota	m/s
x	Rácio do raio do elemento de pá	
α	Ângulo de ataque da pá	rad, graus
α_{TPP}	Ângulo de ataque plano das pontas do rotor	rad, graus
α_{L0}	Ângulo de ataque com sustentação nula	rad, graus
<i>Símbolo</i>	<i>Definição</i>	<i>Unidades</i>
α_S	Ângulo de ataque do plano perpendicular ao rotor	rad, graus
β	Ângulo de flapping da pá	rad, graus
$\dot{\beta}$	Velocidade de flapping	m/s
γ	Rácio dos calores específicos	
μ	Rácio de velocidade na ponta do rotor	
μ	Coefficiente de viscosidade dinâmica	Pa.s
ρ	Densidade do ar	kg/m ³
σ	Solidez do rotor	
Ψ	Azimute da posição da pá	rad, graus
ΩR	Velocidade na ponta do rotor	m/s

Lista de Abreviaturas

ERDA Energy Resources Development Administration

EUA Estados Unidos da América

FEG Flying Electric Generator

GPS Global Positioning System

NSC National Science Foundation

1. Objectivos e Introdução

A sociedade actual depende em grande escala da disponibilidade de fontes de energia eficientes [1]. Grande parte da energia gerada é obtida a partir de recursos não-renováveis como o gás, o carvão, o petróleo e o urânio. Graças a vários factores como a escassez de recursos energéticos não-renováveis e aos efeitos negativos provocados por estes no meio ambiente, de lembrar que estes são apontados como os principais impulsionadores do aquecimento global, os governos de vários países têm apostado na obtenção de energia através de recursos renováveis.

A energia obtida a partir dos recursos renováveis é uma energia mais limpa e permanente, já que tem como principais fontes de energia, entre outras, o sol, as ondas, a biomassa e o vento. Esta última fonte vem sendo utilizada pela humanidade ao longo dos últimos séculos através dos moinhos de vento, criados para produzir farinha a partir da moagem de cereais ou bombear água.

A ideia de usar moinhos de vento deslocáveis com o intuito de se gerar electricidade foi investigada, pelo menos, a partir da década de 30. Na década de 60, a empresa Sheldahl Inc., colocou um gerador de quatro pás, cada uma com 207.3 cm de diâmetro, num balão preso ao solo por um cabo, conseguindo gerar 350 Watts de energia. Nos anos 70 várias propostas chegaram à NSC e à ERDA nos EUA para a investigação da possibilidade da geração de energia a partir de moinhos transportados pelo ar. Estas propostas foram rejeitadas porque interfeririam com as aeronaves e porque não eram atractivas economicamente [1].

Nos últimos anos tem-se registado um aumento impressionante, na obtenção de energia a partir do vento. Estima-se que em 2020 a energia eólica seja capaz de gerar 16% do consumo de electricidade na Europa, correspondendo esse valor a 180 gigawatts de energia [2]. A importância adquirida por este tipo de energia deve-se muito ao refinamento da tecnologia utilizada, dos custos de produção e da energia obtida.

Segundo Schreck e Robinson [3] nos últimos 25 anos as turbinas eólicas atingiram dimensões tais, que são capazes de gerar 5MW de energia, correspondendo a um rotor com um diâmetro de 126 metros, a título de curiosidade a envergadura do 747-400 é de 64.9 m. Neste mesmo período de tempo o preço da energia eólica produzida baixou dramaticamente, de 40 cents/kWh para 5 cents/kWh.

A potência gerada pelas turbinas eólicas não aumenta linearmente com a velocidade do vento, mas sim com o cubo desta. Deste modo e a título de exemplo, duplicando a velocidade do vento aumentamos a potência disponível oito vezes. Esta é a razão principal que leva muitos investigadores a encontrar uma solução que permita extrair electricidade a altitudes elevadas, entre 1 e 10 km de altitude, de forma a conseguir captar os ventos que não são afectados pela turbulência provocada pelo solo, ou os ventos existentes nos Jet Streams.

1.1. Jet Stream

A persistência e velocidade dos ventos da troposfera aumentam proporcionalmente com a altitude. Esses altos ventos atmosféricos são geralmente denominados por Jet Stream [4]. A ocorrência de Jet Streams deve-se à combinação dos efeitos da rotação da Terra e do pôr-do-sol nas regiões tropicais [5].

Existem dois Jet Streams principais, o Jet Subtropical e Jet da Frente Polar, estando estes localizados nos dois hemisférios entre os 30 e os 40 graus de latitude. Segundo Fletcher e Roberts [6], devido à grande massa de terreno da Antárctica, os ventos são mais fortes no Jet Stream do hemisfério sul do que no hemisfério norte. É preciso ter em conta que os Jet Streams não são estacionários, isto é, podem deslocar-se para sul ou para norte e que os ventos no Inverno são mais fortes do que no Verão.

A velocidade média atingida pelos ventos nos Jet Streams ronda os 40m/s, existindo zonas em que estes valores são mais elevados, principalmente na posição mais central. Os ventos dos Jet Streams são permanentes e muito mais constantes do que os que ocorrem na superfície terrestre. A velocidade destes últimos é em média de 5 m/s [1].

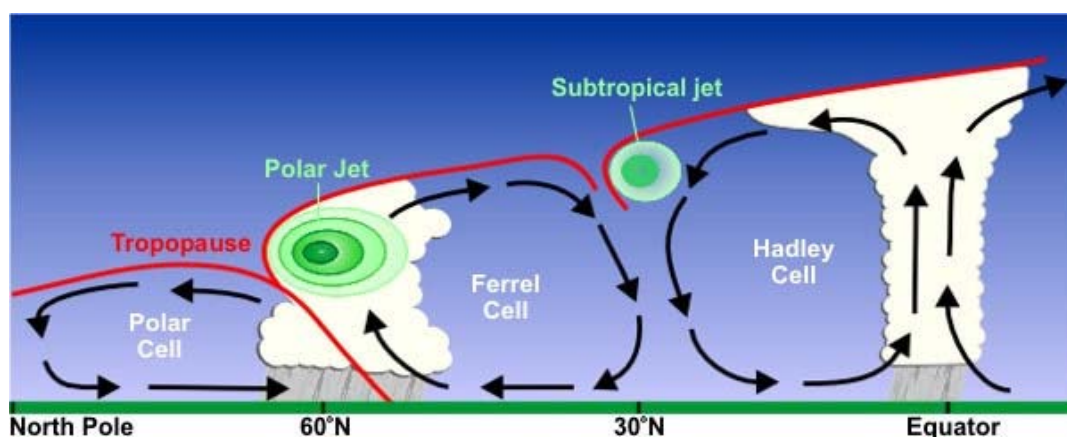
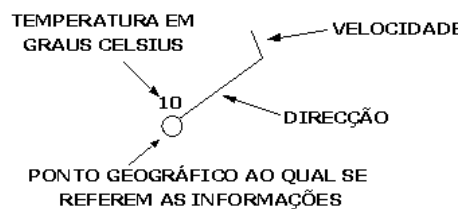


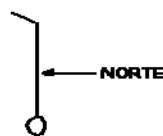
Ilustração 11 – Esquema relativo aos Jet Streams [7]

Como a energia cinética nos Jet Streams resulta do movimento de ar quente do equador para os pólos, a posição e velocidade destes alteram-se com as estações. Deste modo, de forma a aproveitar esta poderosa fonte de energia é necessário que seja colocada abaixo da tropopausa uma plataforma que consiga converter a energia cinética do vento em energia que possa ser utilizada por todos nós na forma de electricidade.

A ilustração 2 mostra-nos uma carta dos ventos a cerca de 4000 metros de altitude, nela é possível verificar que em muitas zonas do globo e a tal altitude é possível obter ventos com velocidades propícias para a obtenção de energia eléctrica. A interpretação de uma carta de vento é baseada na seguinte simbologia

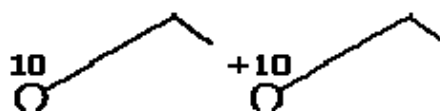


A direcção do vento é representada por hastes de seta na direcção em que o vento está soprar. Por exemplo, se o vento soprar de norte para sul a direcção da haste é:



A velocidade do vento é representada por rebarbas e flâmulas cheias. Uma rebarba completa representa 10 nós, meia rebarba 5 nós e uma flâmula representa 50 nós. Em m/s a velocidade é dada pela tabela do Anexo 1.

A temperatura, em graus Celsius, é acompanhada do sinal (+) quando positiva e sem o sinal, quando negativa; referindo-se ao nível de voo da respectiva carta e ao ponto geográfico em que é medida.



Na imagem 2, FL140, indica que a carta refere-se a um nível de voo de 14000 pés acima do nível do mar, isto é, cerca de 4270 metros.

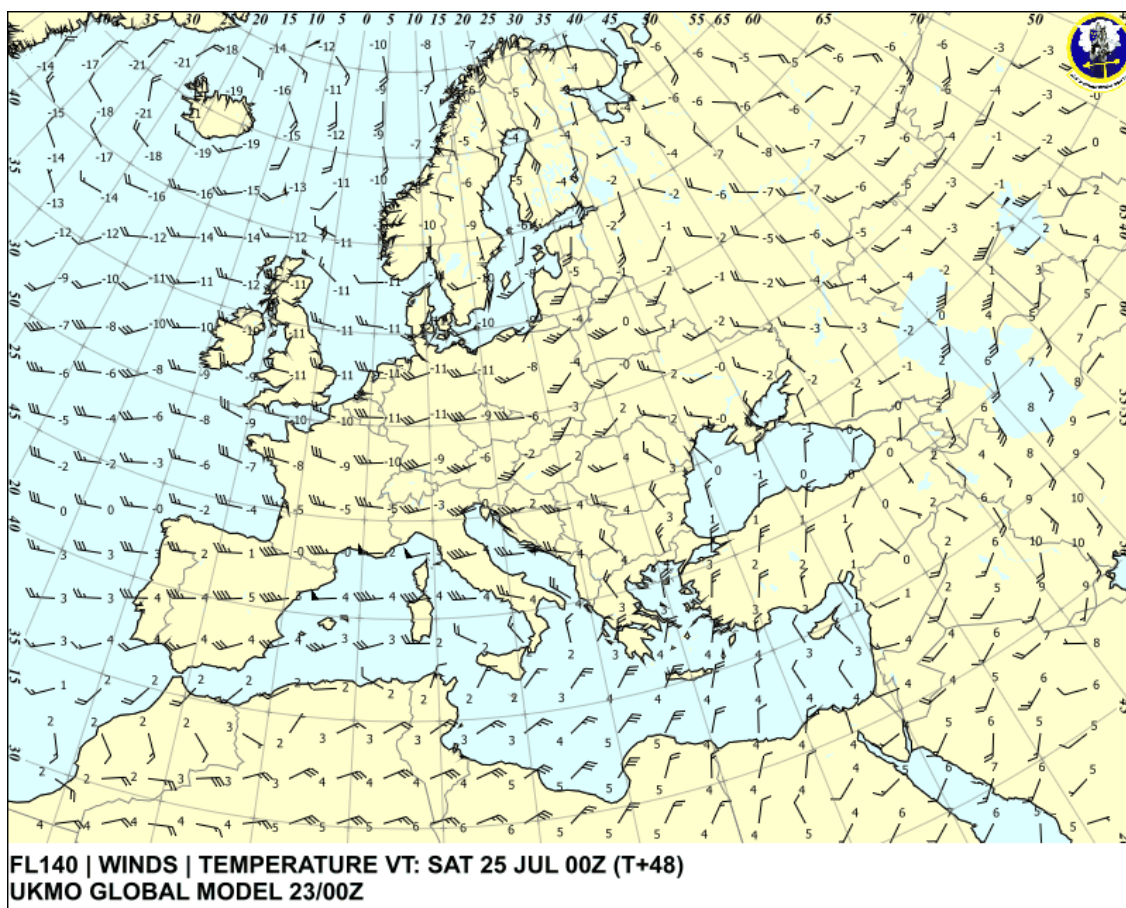


Ilustração 22 – Carta de Ventos [8]

1.2. Flying Electric Generator

Existem várias abordagens distintas com o intuito de obter energia a partir dos ventos dos Jet Streams, estas têm sido estudadas nas últimas décadas nos Estados Unidos, Europa e Austrália. Deste modo e referindo apenas os conceitos mais importantes e alvo de estudos mais aprofundados temos o *ladder mill*, o *rotating kite*, o *turntable kite* e o *rotorcraft*.

A obtenção de energia através do conceito *ladder mill* foi proposta por Ockels onde a energia era gerada pelo movimento de um conjunto de asas ou papagaios que se encontram fixos a um cabo. Este por sua vez está conectado a um gerador estacionado no solo [1]. Nos últimos anos, vários estudos têm sido realizados de forma a otimizar o conceito, ou seja, tem-se procurado alterar a quantidade, a forma dos papagaios, o tipo de cabo e a posição do gerador.

Este conceito funciona de forma muito simples, são utilizados corpos que criam sustentação, podem ser papagaios ou asas, e que se encontram ligados a um cabo que se prolonga até zonas elevadas da atmosfera. No solo encontra-se um gerador que é

accionado por um tambor onde se encontra enrolado cerca de 10 % do comprimento do cabo. A tensão que os papagaios criam no cabo faz com que o cabo se desenrole do tambor, fazendo este girar. A principal característica para o bom funcionamento deste conceito tem a ver com o controlo da dinâmica do papagaio, de modo a que seja gerada alternadamente sustentação elevada e sustentação baixa.

O conceito *rotating kite* está a ser desenvolvido pelos canadianos da Magenn Power Inc.. Consiste na rotação de um balão, insuflado com hélio, que se encontra preso a um cabo reforçado fixo no solo. O cabo também terá que transmitir a energia obtida pela rotação do balão até um transformador situado no solo. O balão posiciona-se entre os 600 e os 1000 pés (183 e os 304 m) de altitude e com ventos entre os 2 e 27 m/s, já que por criar muito arrasto não consegue funcionar a velocidades mais elevadas. Crê-se que possa gerar 10 KW de energia, o suficiente para uma vila com 250 habitantes. [9]

O conceito *turntable kite* é um pouco similar ao do *ladder mill*, visto que consiste em papagaios que por acção do vento originam a obtenção de energia. De um modo geral os papagaios estão presos por fios resistentes mas leves, a uma plataforma giratória situada no solo. Ao serem atingidos pelos ventos do Jet Stream os papagaios vão fazer com que a placa giratória rode sobre o seu eixo vertical de simetria. A esta estará conectada um gerador que produz energia quando se verifica a rotação da placa. Este conceito é o menos estudado dos aqui apresentados já que existe um risco elevado dos cabos dos papagaios enrolarem-se.

Existe ainda uma alternativa a todos os conceitos apresentados anteriormente para a extracção de energia a partir dos ventos dos Jet Streams. É um conceito que tem sido estudado aprofundadamente por Roberts e Blackler [5], [10], por Ho [6], entre outros investigadores. Está a ser explorado comercialmente pela Sky WindPower Corporation, que tem como objectivo colocar no mercado a tecnologia inventada pelo Professor Bryan Roberts. Recentemente foi eleito pela revista Times como uma das 50 melhores invenções do ano de 2008.

Baseia-se num rotorcraft com 2 ou mais rotores, os modelos estudados incluem dois ou quatro rotores, que actuam simultaneamente como elementos geradores de sustentação e de energia, actuando neste caso como turbinas eólicas. A ligação do rotorcraft ao solo é efectuada através de um cabo constituído por condutores isolados de alumínio e fibras de alta resistência. Os condutores de alumínio têm como função

transmitir a energia gerada pelos rotores a um transformador situado no solo, podendo ser revestidas por fibras de Kevlar ou Vectran.

Para o peso do material condutor tem que ser existir um compromisso entre a perda de energia e a geração de calor. Roberts e Blackler [5], [10-11] propõem a utilização de condutores de alumínio para transmissão de voltagens de 15 kV ou mais, já que existe uma boa relação entre o peso destes e a energia transmitida. No mesmo artigo, é referido que de forma a minimizar o custo do kW/hr e de reduzir o custo do cabo, foi escolhido um cabo que permite perdas de energia elevadas e aquecimento elevado do condutor. A perda de energia estimada, entre o cabo e inserção nas linhas comerciais de electricidade, é de 20% no máximo.

No caso de ser utilizado um único cabo principal, este teria que estar conectado, no topo, a outros mais curtos que iriam estar ligados a vários pontos da estrutura. Assim é possível distribuir as cargas entre o cabo principal e a estrutura, reduzindo os esforços nesta. O peso aconselhável para o cabo é de 0.18 kg/kW/1000 pés, apesar de ser possível utilizar um com um peso de 0.36 kg/kW/1000 pés.

O vento quando incide nos rotores inclinados cria sustentação, estilo giroplano, forçando a rotação, o que origina a produção de electricidade. A geração de electricidade e de sustentação ocorrem simultaneamente, podendo ainda o veículo funcionar como um helicóptero, sendo alimentado com energia eléctrica fornecida pelo gerador situado no solo através do cabo. Deste modo é possível fazer descer e subir o veículo, podendo assim colocá-lo em zonas onde os ventos sejam mais fortes ou mesmo aterrá-lo com segurança em situações de previsão de tempestade.

Na situação em que o veículo tem como função a produção de energia, os rotores encontram-se inclinados num ângulo ajustável em relação ao vento, sendo este geralmente de 50 graus. A incidência das pás é reduzida consoante as condições do vento, de forma a manter a produção de energia/potência nos valores calculados sem exceder as cargas dimensionadas para o cabo.

A ilustração 3 corresponde ao diagrama de um modelo de um Gerador Eléctrico Voador (FEG), em voo, constituído por quatro rotores idênticos, situando-se dois deles na frente do veículo e dois na traseira deste. Os rotores adjacentes rodam em direcções opostas, rodando os rotores diagonalmente opostos na mesma direcção. Nesta figura o ângulo de ataque é dado por θ , a componente da tracção total de cada

rotor ao longo do eixo de controlo é dada por T e a componente da força normal ao mesmo eixo é representada por H .

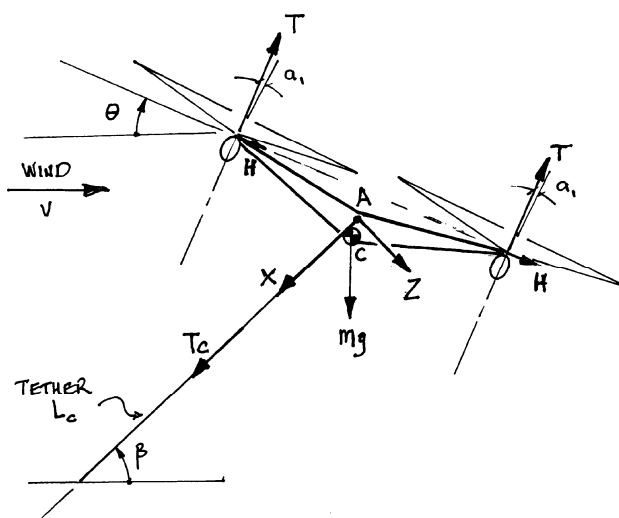


Ilustração 33 - Diagrama do Gerador Eléctrico Voador [5]

Um controlo cíclico do passo dos rotores poderia ser concebível de forma a estabilizar e manter o veículo com a orientação e atitude desejadas. Mas a sua utilização não é adequada devido aos ciclos de esforços repetitivos que são impostos nos mecanismos de controlo e na estrutura do rotor. Estes ciclos tornam a resistência à fadiga demasiado curta, quando por questões económicas se pretende que assuma valores maiores. Deste modo será utilizado o controlo de passo colectivo, isto é, todas as pás, de cada um dos rotores, giram com o mesmo ângulo de ataque, podendo este ser ajustado de tempo a tempo, dependendo dos objectivos de controlo. [11]

Para o caso exemplificado em cima, a atitude do veículo em relação à inclinação, à rotação e à guinada pode ser controlada pela mudança colectiva do passo do rotor. Segundo Roberts e Blacker, [5] não é necessário um controlo cíclico do passo, para mudar o passo das pás enquanto rodam, ao contrário do que acontece nos helicópteros. A variação da inclinação colectiva dos rotores faz com que a tracção desenvolvida por cada rotor varie.

A atitude é controlada pelos dados fornecidos por um sistema de GPS/Giroscópio e funciona da seguinte forma:

- A tracção total do veículo é controlada por uma acção colectiva, igual, no passo de todos os rotores.

- O controlo do rolamento é efectuado por uma oposta, mas igual, acção colectiva no passo entre o par de rotores do lado esquerdo e o do lado direito.
- O controlo da picada é efectuado por uma oposta, mas igual, acção colectiva no passo entre os pares de rotores da frente e os de trás.
- O controlo da guinada é realizado por uma oposta, mas igual, mudança colectiva no passo dos rotores, pares, diagonalmente opostos.

De referir ainda que quando os rotores estão a funcionar como motores, que o ajuste requerido ocorre na direcção oposta à necessária quando estão a funcionar como geradores.

O controlo colectivo do passo dos rotores é feito através de actuadores electrónicos. Os rotores estão ligados a quatro caixas de velocidades separadas, que traccionam quatro motores/geradores. As máquinas eléctricas encontram-se ligadas de forma a assegurar que a velocidade dos rotores não varia entre estes. As quatro unidades estão montadas numa fuselagem fabricada em fibra de compósito e de baixo arrasto.

De forma a manter a posição desejada durante o voo, é necessário um controlo muito preciso. Crê-se que a utilização de um sistema formado por GPS e giroscópios é a forma ideal para efectuar tal controlo [5]. Sugere-se a utilização de três ou mais receptores de GPS e antenas, já que a partir deste número é possível em tempo real estimar directamente a inclinação, o rolamento e a guinada da plataforma. A precisão dos dados recebidos depende da reflexão do sinal transmitido e da distância entre as antenas, quanto maior a separação destas, mais precisos serão os dados. De qualquer forma, se as antenas estiverem separadas 5 metros, a precisão da atitude do veículo deverá ser melhor do que 0.25° , mesmo com reflexão do sinal. Este valor encontra-se dentro das especificações exigidas para o controlo da atitude.

A utilização conjunta de um sistema GPS e de um giroscópio deve-se ao facto de em caso de alguma falha ou indecisão momentânea verificada com o GPS, ser possível obter e avaliar em tempo real a informação obtida através do sistema giroscópico. Os sinais de erro são processados pelo mecanismo de controlo de forma a determinar qual, caso seja necessário, a acção correctiva a tomar. O output do mecanismo de controlo é direccionado para os servos, que por sua vez realizam as acções correctivas.

[11]

Existem ainda outros dois factores relacionados com a utilização do GPS e que devem ser considerados. São estes a rigidez da estrutura do veículo e a performance do

sistema em situações de inclinação significativa do nariz do FEG. Estes ângulos variam entre os 0° quando em voo pairado e os 45° quando está a gerar energia. Na situação de voo pairado, alguns satélites de GPS podem estar obstruídos pelo FEG, mas testes demonstram que os parâmetros relacionados com a atitude do avião podem ser estimados até 45° de inclinação.

O facto de o Gerador Eléctrico Voador não se encontrar fixo ao solo, como é o caso dos aerogeradores convencionais, traz algumas vantagens ao conceito. Segundo Lansdorp e Williams [1] a tecnologia actual dos aerogeradores fixos ao solo consegue apenas suplementar uma pequena fracção da energia total produzida pelas companhias de electricidade. Segundo estes autores, esta limitação deve-se aos seguintes factores:

- Disponibilidade dos ventos a baixa altitude;
- O custo associado à construção dos parques eólicos.
- A baixa produção de energia das turbinas eólicas.

A combinação destes três factores faz com que o método de produção de energia se torne ineficiente quando nos deparamos com uma necessidade de produção de energia a larga escala. A acrescentar há ainda a limitação do tamanho dos parques eólicos devido ao elevado ruído produzido pelos aerogeradores.

Os aerogeradores situados no solo estão sujeitos a ventos turbulentos, motivados por uma camada limite com origem na superfície da Terra, conseguindo gerar energia apenas em 30% do tempo. Pelo contrário, os Geradores Eléctricos Voadores, não se encontram sujeitos a ventos turbulentos por operarem a altas altitudes, possuem uma grande capacidade para reagir às rajadas de vento e podem atingir uma produtividade de 80% em altitudes entre os 4 e os 8 km. É que ao contrário dos aerogeradores terrestres, que são estruturas mais ou menos rígidas e sujeitas a grandes esforços provocados pelas rajadas de vento, os FEG graças à flexibilidade do cabo, à sua elasticidade e à capacidade de alterar a sua forma, conseguem aliviar os carregamentos e a torção provocados pelas rajadas nos rotores, caixas de velocidade, etc. Isto significa que as cargas devidas às rajadas nos FEG são reduzidas em mais do que uma ordem de magnitude ao invés do que acontece nos aerogeradores terrestres.

Outra vantagem relacionada com o conceito FEG é que como estes não se encontram fixos ao solo, podem ser deslocados à medida que os Jet Streams se forem desviando para norte ou para sul consoante as estações do ano. Sendo assim poderiam ser construídas várias zonas constituídas por transformadores terrestres e que permitiriam a conexão do Gerador Eléctrico Voador às linhas comerciais. Esta é outra das razões para uma produtividade elevada, já que os FEG estariam a acompanhar os ventos fortes dos Jet Streams.

Existem, como é óbvio, algumas desvantagens associadas ao conceito apresentado, como o facto de o veículo funcionar a altitudes muito elevadas, pelo que há a necessidade de se criarem zonas restritas para que a operacionalidade dos FEG não entre em conflito com a aviação civil. Por medida de segurança, convém não colocar os FEG junto da população, pelo menos até existir experiência suficiente, relacionada com a operação do veículo, que torne o conceito mais seguro.

Outro problema relacionado é que, mesmo a altas altitudes, por vezes o vento não sopra com força suficiente para permitir que o veículo se estabilize quando sujeito a rajadas de vento ou redemoinhos esporádicos. Em situações como esta, convém poisar a estrutura para evitar que os cabos se emaranhem, ou num caso extremo prevenir a queda da plataforma. Poisar a plataforma e subsequentemente colocá-la a alta altitude é uma operação cara e demorada, pelo que esta opção só deve ser tomada em situações ponderadas [10].

Este trabalho tem como objectivo a escolha de um método numérico que permita efectuar uma análise das características de um rotor na fase de voo para a frente. Este método será aplicado na criação de um programa baseado na linguagem FORTRAN que permitirá obter dados relativos ao rotor ideal, tendo em vista a sua aplicação no Flying Electric Generator.

2. Métodos de dimensionamento

O estudo da performance de um autogiro está de certa forma relacionado com a performance de um helicóptero. Existe uma relação directa entre os parâmetros da performance do autogiro e os parâmetros relevantes referentes à performance de um helicóptero.

O método de integração numérica é utilizado nos cálculos aerodinâmicos do rotor, em voo para a frente, e utiliza as mesmas equações que são frequentemente utilizadas tanto na teoria do elemento de pá como nos métodos de integração fechada. Possui entre outras vantagens o facto de ser necessário realizar menos considerações, reduzindo deste modo as suas limitações, e a capacidade de utilização de dados bidimensionais dos perfis, em função do ângulo de ataque e do número de Mach. Este método também permite lidar com factores como a flexibilidade das pás, a aerodinâmica das superfícies sustentadoras, as características de fluxo desviado, padrões complicados de velocidade induzida, entre outros [12].

Existem duas aproximações distintas no caso de o rotor possuir articulação. Na primeira, e mais comum, é efectuado o cálculo do flapping seguindo uma pá ao longo do azimute, enquanto são avaliados os valores referentes à velocidade, aceleração e deslocamento. Para um conjunto razoável de ângulos do mastro do rotor e condições de controlo, os cálculos irão convergir para uma condição onde o flapping se repetirá de uma revolução para a outra. No segundo método é considerado que a articulação do rotor é fixa, desta forma alterações no passo cíclico do rotor originam momentos de rotação e de picada aerodinâmica. O objectivo do computador é procurar qual o passo cíclico que reduz esses momentos a zero. Os resultados obtidos são os mesmos da primeira aproximação e o tempo dispendido é menor. A segunda aproximação será a utilizada no estudo realizado.

Apesar de haver uma redução no número de limitações e de considerações quando em comparação com outros métodos, continuam a ser adoptadas algumas considerações no método de integração numérica:

- As pás não dobram nem torcem.
- As características bidimensionais do perfil referentes ao arrasto e à sustentação têm que ser conhecidas.

- A distribuição da velocidade induzida é dada pela seguinte expressão:

$$v_L = v_1 \left(1 + \frac{r}{R} \operatorname{sen}\Psi \right) \quad (\text{Equação 11})$$

Equações Básicas

Como já foi referido, algumas das equações presentes no método de integração numérica têm origem no método de elemento de pá. A teoria do elemento de pá calcula as forças na pá, causadas pelo movimento desta através do ar, as forças no rotor e a sua performance. Resumidamente, esta teoria corresponde à teoria da linha sustentadora aplicada à asa rotativa, sendo a base da maioria das análises relativas à aerodinâmica do helicóptero. Isto porque trata com o fluxo detalhado, com as cargas aplicadas na pá; e porque relaciona a performance do rotor com os parâmetros referentes à forma da pá.

Deste modo serão descritas algumas equações presentes no método do elemento de pá e que serão necessárias para a realização dos cálculos através do método de integração numérica.

No voo para a frente, a velocidade que actua num elemento de pá é função quer da posição radial, quer do azimute em que se encontra a pá. A velocidade corresponde à soma de dois vectores, o da velocidade devido à rotação, ΩR , e o da velocidade *forward* do helicóptero, V . A ilustração 4 mostra-nos a definição utilizada para os valores dos ângulos do azimute, ψ , e a soma dos vectores das velocidades para as pás nas posições cardinais do azimute. A velocidade perpendicular com o bordo de ataque, ou tangencial com a corda do elemento, U_T é:

$$U_T = \Omega r + V \operatorname{sen}\Psi \quad (\text{Equação 22})$$

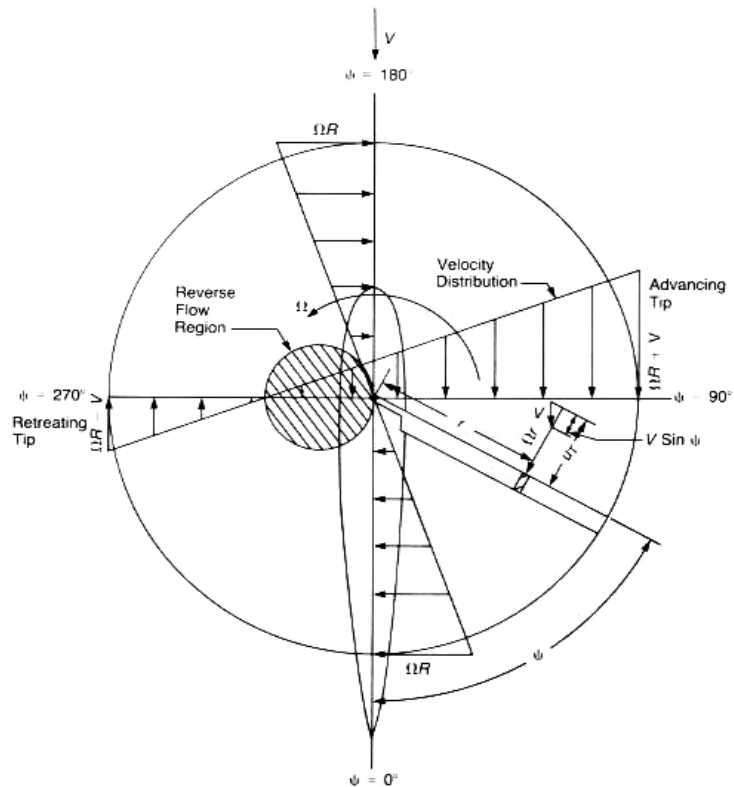


Ilustração 44 - Velocidades Tangenciais no voo forward [12]

A velocidade na ponta do rotor, ΩR , possui valores entre os 152 m/s e os 245 m/s, tanto no rotor principal de um helicóptero como no de cauda. De acordo com o mesmo autor, utilizando a definição do rácio de velocidade na ponta do rotor, μ , a equação para a velocidade tangencial pode ser escrita como:

$$U_T = \Omega R \left(\frac{r}{R} + \mu \sin \Psi \right) \quad (\text{Equação 33})$$

Apesar de em muitos casos a definição de μ ser dada simplesmente por $\mu = \frac{V}{\Omega R}$, no caso estudado como o valor do ângulo do plano das pontas do rotor, α_{TPP} , pode assumir valores elevados, convém que a expressão do rácio de velocidade na ponta do rotor seja dada por:

$$\mu = \frac{V}{\Omega R} \cos \alpha_{TPP} \quad (\text{Equação 44})$$

A velocidade perpendicular, U_P , corresponde a um vector perpendicular à linha do quarto da corda da pá e que se situa no plano paralelo ao do mastro do rotor. É positiva no sentido ascendente e é composta pelos componentes ilustrados na figura

5. A ilustração 6 mostra-nos o ângulo de ataque da pá e a direcção das velocidades U_T e U_P .

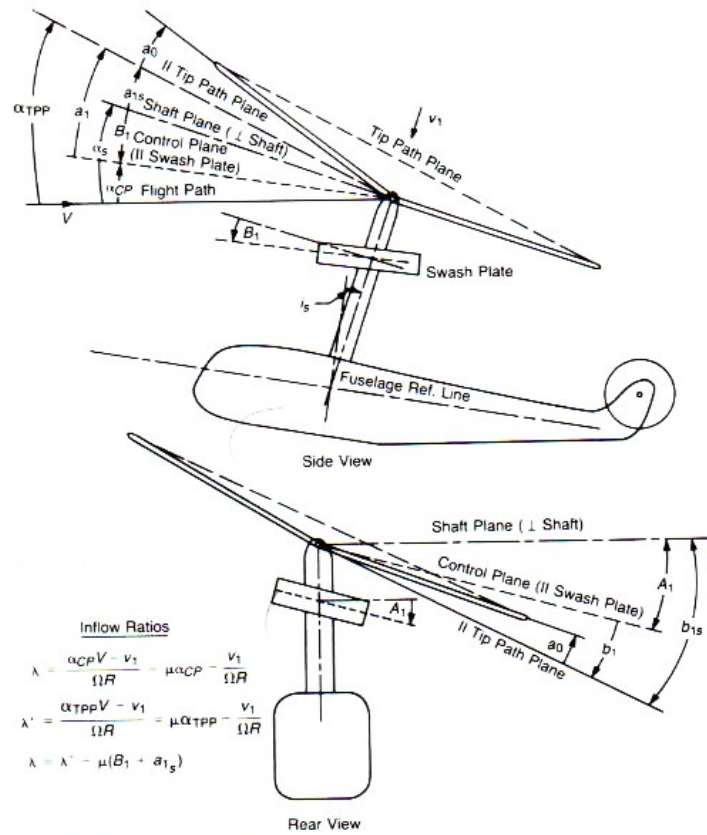


Ilustração 55 – Relação entre os Ângulos do rotor [12]

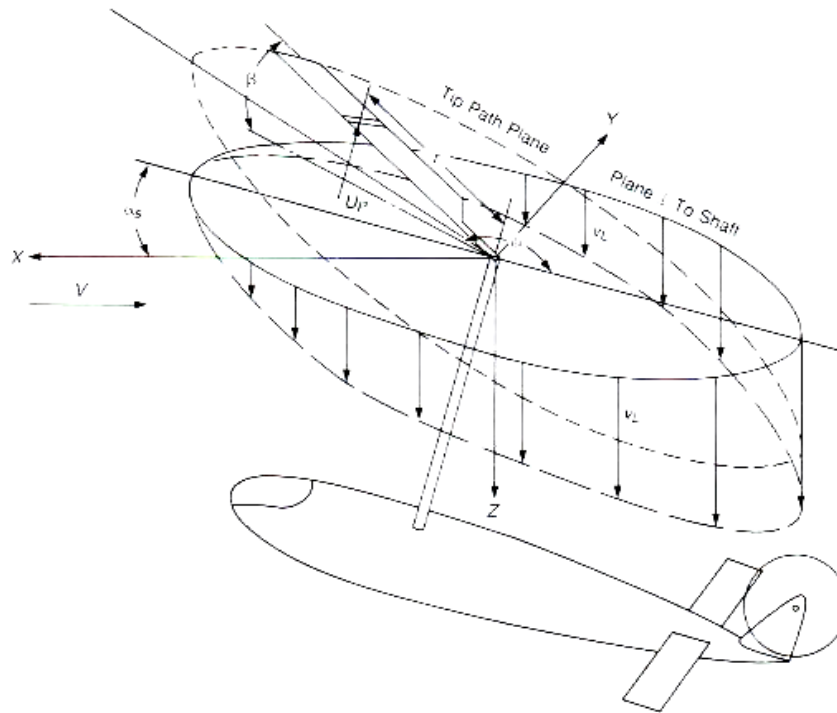


Ilustração 66 - Componentes da Velocidade Perpendicular, U_p [12]

A expressão da velocidade perpendicular:

$$U_p = V\alpha_s - v_L - r\dot{\beta} - V\beta \cos \Psi \quad (\text{Equação 55})$$

Onde,

$$\alpha_s = \alpha_{TPP} - \alpha_{1s} \quad (\text{Equação 66})$$

$$r\dot{\beta} = \Omega R \frac{r}{R(a_{1s} \sin \Psi - b_{1s} \cos \Psi)} \quad (\text{Equação 77})$$

$$\beta = \alpha_0 - \alpha_{1s} \cos \Psi - b_{1s} \sin \Psi \quad (\text{Equação 88})$$

A $V\alpha_s$ corresponde a componente da velocidade *forward* paralela ao mastro do rotor. v_L é a componente que nos dá a velocidade induzida local, que em condições normais de voo pode ser considerada como paralela ao mastro do rotor; a sua fórmula já foi apresentada aquando da indicação das considerações utilizadas no método de integração numérica, Equação 1. A componente $r\dot{\beta}$ resulta da contribuição do flapping da pá, sendo β a equação correspondente ao ângulo de flapping; onde α_0 representa o valor médio ou ângulo de afunilamento, α_{1s} é o ângulo flapping longitudinal e b_{1s} o ângulo flapping lateral. $V\beta \cos \Psi$ é o efeito de flapping. Por ultimo, de notar que α_{TPP}

é o ângulo de ataque do plano da pontas do rotor e que será utilizado em vez do ângulo de ataque do plano perpendicular ao mastro, α_T .

Na expressão de v_1 o valor da velocidade induzida, v_1 , é dado pela expressão:

$$v_1 = \sqrt{-\frac{V^2}{2} + \sqrt{\left(\frac{V^2}{2}\right)^2 + \left(\frac{T}{2\rho A_{rotor}}\right)^4}} \quad (\text{Equação 99})$$

Na Equação 9, $\left(\frac{T}{2\rho A}\right)^4 = v_{induz}^4$, onde T representa a tracção; o seu valor é igual ao peso da aeronave, ρ representa a densidade do ar e A_{rotor} a área do disco do rotor. A equação pertencente à densidade do ar é dada pela Equação 10 e o cálculo para a pressão atmosférica abaixo dos 11000 metros pela Equação 11. A área do disco do rotor é dada pela Equação 12.

$$\rho = \frac{P M}{R^* T} \quad (\text{Equação 1010})$$

$$P = P_b \left[\frac{T_{M,b}}{T_{M,b} + L_{M,b}(H - H_b)} \right]^{\left(\frac{g_0 \cdot M_0}{R^* L_{M,b}}\right)} \quad (\text{Equação 1111})$$

$$A_{rotor} = \pi R^2 \quad (\text{Equação 1212})$$

Nas Equações 10 e 11, R^* é a constante dos gases e o seu valor é 8.31432×10^3 N·m/(kmol·K), $T_{M,b}$ representa a temperatura absoluta e M_a o peso molecular sendo, para o ar, sendo o seu valor igual a 28.9644 kg/kmol. Na Equação 11, $L_{M,b}$ representa o gradiente de temperatura, H a altitude e g_0' é uma constante de valor igual a $9.80665 \text{ m}^2/(\text{s}^2 \cdot \text{m}')$. O subscrito b indica em qual das 7 camadas atmosféricas é aplicado o cálculo da pressão, como nos mostra a tabela 1.

Tabela 11 - Níveis de referência e gradientes do perfil linearmente segmentado da atmosfera terrestre [14]

Sub-script <i>b</i>	Geopotential height <i>H_b</i> (km')	Molecular-scale temperature gradient <i>L_{M,b}</i> (K/km')	Form of function relating <i>T</i> to <i>H</i>
0	0	-6.5	Linear
1	11	0.0	Linear
2	20	+1.0	Linear
3	32	+2.8	Linear
4	47	0.0	Linear
5	51	-2.8	Linear
6	71	-2.0	Linear
7	84.8520		

Após a obtenção da velocidade tangencial, U_T , e da velocidade perpendicular, U_P , é possível calcular a velocidade resultante U e o respectivo número de Mach [12].

$$U = \sqrt{U_T^2 + U_P^2} \quad (\text{Equação 1313})$$

$$M = \frac{U}{\alpha} \quad (\text{Equação 1414})$$

Na Equação 14 α representa a velocidade do som e a sua expressão é:

$$\alpha = \sqrt{\frac{\gamma \cdot R^* \cdot T}{M_0}} \quad (\text{Equação 1515})$$

Na Equação 15 γ é o coeficiente de expansão adiabática para o ar e tem o valor de 1.4. Como já foi referido R^* , T e M_0 representam a constante dos gases, a temperatura absoluta e o peso molecular [13].

Coeficiente de Sustentação

Para um número de Mach menor ou igual do que 0.8. [15]

- Para $|\alpha| < \alpha_{L0}$, abaixo do ângulo de perda de sustentação, o coeficiente de sustentação é dado pela Equação 16. De notar que o ângulo α corresponde ao ângulo de ataque da pá e não do rotor.

$$c_l = \alpha(\alpha - \alpha_{L0}) \quad (\text{Equação 1616})$$

- Se $|\alpha| > \alpha_{L0}$, acima do ângulo de perda de sustentação:

$$c_l = \alpha(\alpha - \alpha_{L0}) - K_1|\alpha - \alpha_{L0}|^{K_2} \quad (\text{Equação 1717})$$

O ângulo de perda de sustentação, α_{L0} , tem como equação:

$$\alpha_{L0} = 11(1 - 2M^4) \quad (\text{Equação 1818})$$

As várias componentes utilizadas no cálculo do coeficiente de sustentação são:

$$\alpha = \frac{0.1}{\sqrt{1 - M^2}} - 0.025M \quad (\text{Equação 1919})$$

$$\alpha_{L0} = -1.2 + 1.125M - \frac{0.009}{0.81 - M} \quad (\text{Equação 2020})$$

$$K_1 = 0.13(1 - M) \quad (\text{Equação 2121})$$

$$K_2 = 1.3 + 0.5M^4 \quad (\text{Equação 2222})$$

Se $|c_l| < |c_{l1}|$ então $c_l = c_{l1}$

$$c_{l1} = 1.15(1 + M)^{0.6} \sin 2(\alpha - \alpha_{L0}) \quad (\text{Equação 2323})$$

Para um número de Mach superior a 0.8

- Para $\alpha < 2^\circ$

$$c_l = \alpha(\alpha - \alpha_{L0}) \quad (\text{Equação 2424})$$

- Quando $\alpha > 2^\circ$

$$c_l = \alpha(\alpha - \alpha_{L0} - K_1(|\alpha| - 2)^{K_2}) \quad (\text{Equação 2525})$$

Onde,

$$\alpha = 0.1466 \quad (\text{Equação 2626})$$

$$\alpha_{L0} = -1.2 + 88.9(M - 0.8)^2 \quad (\text{Equação 2727})$$

$$K_1 = 0.026 + 0.67(M - 0.8) - 4.93(M - 0.8)^2 \quad (\text{Equação 2828})$$

$$K_2 = 1.505 - 6.18(M - 0.8) - 41.7(M - 0.8)^2 \quad (\text{Equação 2929})$$

Se $K_1 < 0$, então $K_1 = 0$

Coeficiente de Arrasto

Para um número de Mach menor ou igual do que 0.8.

- Para $|\alpha| < |\alpha_d|$, ou seja, quando o valor de alfa é inferior ao ângulo em que ocorrem os efeitos de compressibilidade, o coeficiente de arrasto é obtido através da equação 30. A Equação 31 é referente ao ângulo α_d , sendo também utilizada quando $|\alpha| > |\alpha_d|$.

$$c_d = c_{d_{incomp}} = \frac{0.0081 + (65.8\alpha^2 - 0.226\alpha^4 + 0.0046\alpha^6)}{1000000} \quad (\text{Equação 3030})$$

$$\alpha_d = 14 - 30M^3 \quad (\text{Equação 3131})$$

- Se $|\alpha| > |\alpha_d|$, acima do ângulo em que ocorrem os efeitos de compressibilidade, o coeficiente de arrasto é dado pela Equação 32. De referir que nesta situação o valor mínimo que α_d pode ter é -1.2.

$$c_d = c_{d_{incomp}} + K_3 |\alpha - \alpha_d|^{2.58} \quad (\text{Equação 3232})$$

$$K_3 = 0.01 - 0.021M^4 \quad (\text{Equação 3333})$$

Se o valor de c_d for maior do que o de c_{d_1} , então o valor de c_d é igual ao de c_{d_1} .

$$c_{d_1} = 1.05 + 0.05M - 1.04 \cos 2\alpha \quad (\text{Equação 3434})$$

Para um número de Mach maior do que 0.8 o coeficiente de arrasto é dado pela Equação 35. A expressão referente ao $c_{d_{incomp}}$ é a mesma apresentada na Equação 30:

$$c_d = c_{d_{incomp}} + 0.19(M - 0.8)^{0.73} + K_3 |\alpha - \alpha_{LO}|^{2.58} \quad (\text{Equação 3535})$$

Com as expressões de α_{LO} e de K_3 a serem dadas por:

$$\alpha_{LO} = -1.2 + 88.9(M - 0.8)^2 \quad (\text{Equação 3636})$$

$$K_3 = 0.0004 + 0.09(M - 0.8)^3 \quad (\text{Equação 3737})$$

As fórmulas seguintes são apresentadas em [12] como parte do método de integração numérica. Neste método o coeficiente de força normal, ou tracção, tem contribuição da sustentação e do arrasto e é expressado pela equação 38:

$$C_N = c_L \frac{\bar{U}_T}{\bar{U}_B} + c_d \frac{\bar{U}_F}{\bar{U}_B} \quad (\text{Equação 3838})$$

As velocidades tangenciais e perpendiculares são tornadas adimensionais através da divisão pela velocidade de ponta, ΩR .

$$\bar{U}_T = \frac{U_T}{\Omega R} \quad (\text{Equação 3939})$$

$$\bar{U}_P = \frac{U_P}{\Omega R} \quad (\text{Equação 4040})$$

Correspondendo à velocidade adimensional resultante a Equação 41:

$$\bar{U}_B = \sqrt{\bar{U}_T^2 + \bar{U}_P^2} \quad (\text{Equação 4141})$$

A carga na tracção na sua forma adimensional é:

$$\frac{d \frac{C_T}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} = \frac{\bar{U}_B^2}{2} c_N \quad (\text{Equação 4242})$$

E a contribuição da totalidade da pá é:

$$\frac{\Delta C_T}{\sigma} = \frac{\int_{x_0}^B \frac{d \frac{C_T}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} dr}{R} \quad (\text{Equação 4343})$$

Onde x_0 representa o rácio do raio do elemento de pá, $\frac{r}{R}$, para o corte na raiz. Foi decidido que este valor iria situar-se a 20%, a partir da origem, do raio do rotor.

A integração da contribuição total da pá pode ser efectuada pela regra de Simpson. Na referência [12] é dado como exemplo, Equação 44, a divisão da pá em 10 elementos desde o centro de rotação até à ponta da pá.

$$I = \frac{1}{30} [y_0 + 4y_1 + 2y_2 + 4y_3 + 2y_4 + 4y_5 + 2y_6 + 4y_7 + 2y_8 + 4y_9 + y_{10}] \quad (\text{Equação 4444})$$

Na Equação 44, os valores de y correspondem aos calculados pela Equação 42. Ao integral podem ser feitas correcções relacionadas com as perdas na raiz e na ponta da pá, sendo a contribuição total da pá dada pela Equação 45. Nesta equação, B é o factor de perda na ponta e o seu valor varia entre os 0.95 e 0.98 para a maioria dos rotores de helicópteros. [13]

$$\frac{\Delta C_T}{\sigma} = I - \frac{x_0 (y_0 + y_{x_0})}{2} - (1 - B) \frac{(y_B + y_{10})}{2} \quad (\text{Equação 4545})$$

O coeficiente de tracção total é o valor médio dos $\frac{C_T}{\sigma}$ avaliados em N , igualmente espaçadas, posições de azimute ao redor do rotor como nos mostra a equação 46:

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{1}{N} \sum_{n=1}^N \frac{\Delta C_T}{\sigma_n} \quad (\text{Equação 4646})$$

O número de pontos de azimute requeridos dependerá do tipo de computador disponível e do nível de exactidão pretendido. Segundo a referência [12], cerca de 8 pontos serão suficientes para a obtenção de resultados exactos.

A equivalência entre o flapping e a variação do ângulo de incidência, feathering, permite que os cálculos referentes à performance sejam baseados num rotor rígido cujo plano das pontas do rotor seja perpendicular ao mastro e cujos momentos de picada e de rolamento são arredondados com o passo cíclico. Estes cálculos são posteriormente aplicados a qualquer condição em que a tracção e o ângulo de ataque do plano das pontas do rotor sejam os mesmos. As cargas dos coeficientes de picada e de rolamento são dadas pelas equações 47 e 48 respectivamente.

$$\frac{d \frac{C_M}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} = - \frac{\bar{U}_B^2 r}{2 R} \cos \Psi c_N \quad (\text{Equação 4747})$$

$$\frac{d \frac{C_R}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} = - \frac{\bar{U}_B^2 r}{2 R} \operatorname{sen} \Psi c_N \quad (\text{Equação 4848})$$

As integrações dos momentos são realizadas utilizando os mesmos passos aplicados para a tracção.

A força na direcção da corda do perfil, *chordwise*, que contribui para o momento de tracção e para a força H é constituída por 3 componentes resultantes do arrasto de pressão, da fricção da superfície e do declive do vector de sustentação. A expressão do seu coeficiente é dada pela Equação 49:

$$c_c = c_{c_0} + c_{c_{md}} \quad (\text{Equação 4949})$$

Sendo c_{c_0} o coeficiente total da força *chordwise* devido ao arrasto de pressão e fricção superficial:

$$c_{c_0} = c_{d_p} \frac{\bar{U}_T}{\bar{U}_B} + c_f \frac{\bar{U}_T \sqrt{\bar{U}_T^2 + \bar{U}_R^2}}{\bar{U}_B^2} \quad (\text{Equação 5050})$$

Onde,

$$\bar{U}_R = \mu \cos \Psi \quad (\text{Equação 5151})$$

$$c_f = 0.006 \quad (\text{Equação 5252})$$

$$c_{d_p} = c_d - 0.006 \quad (\text{Equação 5353})$$

A componente da força na direcção da corda do perfil devido ao declive do vector de sustentação é:

$$c_{c_{md}} = -c_l \frac{\bar{U}_T}{\bar{U}_B} \quad (\text{Equação 5454})$$

A contribuição do momento de torção de carga é dada pela Equação 55:

$$\frac{d \frac{C_Q}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} = \frac{\bar{U}_B^2 r}{2 R} c_c \quad (\text{Equação 5555})$$

A força horizontal, ou força H, corresponde ao arrasto provocado pelas pás do rotor e é constituída pelo arrasto de pressão, pela fricção da casca e pelo declive do vector de sustentação. A equação respeitante à força horizontal é:

$$\frac{d \frac{C_H}{\sigma}}{d \frac{r}{R}} = \frac{\bar{U}_B^2}{2} \left[c_c \text{sen } \Psi + c_f \frac{\mu}{\bar{U}_T} \cos^2 \Psi \right] \quad (\text{Equação 5656})$$

A integração de ambos os termos é realizada como no coeficiente de tracção, excepto a não aplicação de correcções, devidas às perdas de ponta e ao corte na raiz, à porção da força na direcção da corda do perfil produzida pelo arrasto de pressão e pela fricção superficial.

Após obter os valores referentes a $\frac{C_T}{\sigma}$ e a $\frac{C_Q}{\sigma}$ é possível obter os valores de C_T e de C_Q já que a taxa de solidez do rotor é definida pela Equação 57, ou pela Equação 58, como nos mostra a ilustração 7.

$$\sigma = \frac{\text{Area Total da Pás}}{\text{Area do disco}} \quad (\text{Equação 5757})$$

$$\sigma = \frac{b c}{\pi R} \quad (\text{Equação 5858})$$

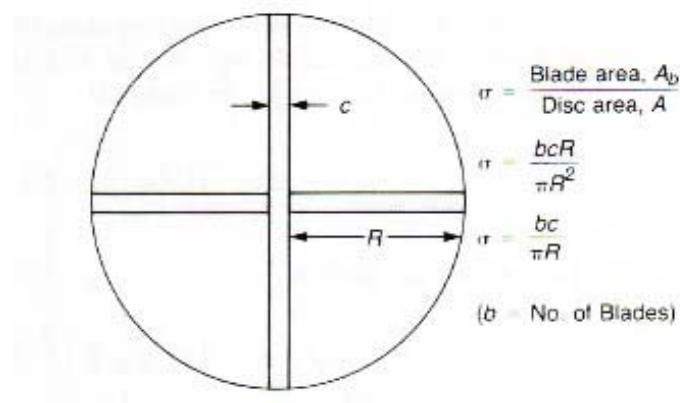


Ilustração 77 – Ilustração Rácio de Solidez [12]

O valor da corda da pá irá variar ao longo do comprimento do rotor sendo dado por:

$$c = c_{int} + \frac{r}{R} (c_{fmal} - c_{intc}) \quad (\text{Equação 5959})$$

Posteriormente é possível calcular os valores da força H , da tracção e do momento de torção, como nos mostram as expressões 60, 61 e 62. A área da pá é representada pela Equação 63, onde b indica o número de pás, c a corda da pá e R o raio.

$$\frac{C_H}{\sigma} = \frac{H}{\rho A_b (\Omega R)^2} \quad (\text{Equação 6060})$$

$$\frac{C_T}{\sigma} = \frac{T}{\rho A_b (\Omega R)^2} \quad (\text{Equação 6161})$$

$$\frac{C_Q}{\sigma} = \frac{Q}{\rho A_b (\Omega R)^2 R} \quad (\text{Equação 6262})$$

$$A_{pá} = b c R \quad (\text{Equação 6363})$$

Porque o momento de tracção está relacionado com a potência por $P = \Omega Q$ então $C_P = C_Q$, [13], pelo que $\frac{C_P}{\sigma}$ será forçosamente igual a $\frac{C_Q}{\sigma}$. A expressão para o cálculo de $\frac{C_P}{\sigma}$ é:

$$\frac{C_P}{\sigma} = \frac{P}{\rho A_b (\Omega R)^3} \quad (\text{Equação 6464})$$

As expressões para o cálculo dos coeficientes de tracção, de momento de torção e de potência, para o autogiro, relacionam-se com os coeficientes dados pelas equações 65, 66 e 67 da seguinte forma [16]:

$$C_{T_w} = 2C_T \left(\frac{\cos \alpha_s}{\mu} \right)^2 \quad (\text{Equação 6565})$$

$$C_{Q_w} = C_{P_w} \left(\frac{\mu}{\cos \alpha_s} \right) \quad (\text{Equação 6666})$$

$$C_{P_w} = 2C_Q \left(\frac{\cos \alpha_s}{\mu} \right)^3 \quad (\text{Equação 6767})$$

O número de Reynolds representa o rácio entre as forças inerciais e as forças viscosas num fluido. Entre outras formas a sua fórmula pode tomar a expressão da Equação 68. Nesta, V representa a velocidade do fluido, c ou L representa a distância percorrida pelo fluido através ou ao redor do objecto, ρ diz respeito à densidade do fluido e μ ao coeficiente de viscosidade dinâmica do fluido. [13]

$$Re = \frac{\rho V c}{\mu}$$

(Equação 6868)

A expressão relativa ao coeficiente de viscosidade dinâmica é dada por:

$$\mu = (1.4566158 \times 10^{-6}) T^{0.5} \left(1 + \frac{\beta}{T}\right)^{-1}$$

(Equação 6969)

Onde $\beta = 110.33$ K e T é expresso em graus Kelvin [17].

3. Procedimentos Adoptados

Como já foi referido, com este trabalho, pretende-se criar um programa na linguagem FORTRAN, baseado em métodos de integração numérica, que nos permita efectuar a análise das características de um rotor na fase de voo para a frente e posteriormente ajudar-nos na escolha do tipo de rotor a utilizar no Flying Electric Generator. O programa foi baseado na linguagem FORTRAN 77 e criado de raiz a partir do programa Force 3.0, não tendo sido testado o seu funcionamento noutra tipo de compilador.

Logo à partida, foram criadas algumas limitações no estudo efectuado, de forma a reduzir a extensão dos dados a analisar. A escolha do rotor teoricamente ideal tem como base essas limitações, isto é, para as condições existentes e não para a generalidade dos rotores. Deste modo foi assumido que:

- O número de pás, b , é igual a 2;
- O valor da corda inicial, c_{ini} , é 0.4 m;
- A velocidade de ponta do rotor é de 150 m/s, ΩR ;
- A velocidade remota, V , é de 13 m/s;
- A tracção, ou o peso da aeronave, T , é de 7000 N;
- A altitude a que se encontra a aeronave, H , cerca de 4000 m;
- O factor de perda na ponta, B , é igual a 0.97;
- O valor da corda inicial é 1.7 vezes maior do que o da corda final.

Decidiu-se que o raio ia variar de 2 a 5 metros, que o azimute seria dividido em 18 ângulos idênticos, distanciados 20° entre si, que o ângulo de incidência das pontas do rotor ia variar dos 0 aos 90° , com um intervalo de 5° entre cada posição e que o ângulo do plano de incidência da pá oscila entre os 0 e os 12° em intervalos de 2° . Deste modo foram criados 4 ciclos, um para o raio, outro para o azimute, outro ciclo para o ângulo de incidência do plano das pontas do rotor e um quarto ciclo foi criado para o número de elementos existentes ao longo da pá. O ângulo de incidência da pá tem que ser alterado no próprio programa, alterando-se o valor de ALF.

Ou seja, por exemplo para um rotor de raio 2, o programa realiza os cálculos para todos os elementos em que se encontra dividida a pá, referentes a todas as estações do azimute e para um determinado ângulo de incidência do rotor, de seguida este

ângulo é alterado e é efectuada a mesma série de cálculos e assim sucessivamente. Se no exemplo dado o valor do raio fosse fixo, quando o ângulo de incidência chegasse aos 90°, era alterado o valor do raio e seriam realizados os cálculos correspondentes.

Os valores respeitantes ao ângulo de afunilamento, ao ângulo de flapping longitudinal e de flapping lateral foram retirados dos gráficos (Anexo 2) obtidos a partir da referência bibliográfica [12]. Como é possível verificar pelos gráficos, os valores dos ângulos α_{1s} e b_{1s} variam consoante o rácio de velocidade na ponta do rotor, μ , ao passo que o ângulo de afunilamento, α_0 , é constante com a variação de μ .

O programa após calcular o número de Reynolds verifica se esse é maior ou menor do que 150000. Caso seja menor, é apresentada uma mensagem a informar que as para as condições a que se encontra sujeito o rotor não cumprem o requisito $Re > 150000$ e o programa é parado.

Depois de efectuados todos os cálculos, através das formulas fornecidas pelos métodos de integração numérica e pelo método do elemento de pá, são obtidos os valores de C_T/σ , C_M/σ , C_R/σ , C_Q/σ e de C_H/σ . É também possível calcular os valores de C_T , C_M , C_R , C_Q e de C_H e os correspondentes valores de tracção, T , do momento de torção, Q , e do arrasto devido ao rotor, força H. A potência gerada também pode ser calculada.

De seguida através da janela de comando DOS, imprimem-se os resultados em documentos de texto, de forma a poderem ser analisados. O procedimento necessário para imprimir os resultados, através do MS-DOS, é o seguinte:

- Localizar a pasta em que se encontra o ficheiro rotor.exe;
- Executar o comando rotor.exe -> nome_do_documento.txt

Desta forma os resultados serão impressos, num ficheiro.txt, na pasta onde se encontra o ficheiro rotor.exe e poderão então ser analisados e tratados de forma mais conveniente. Para localizar a pasta onde se encontra o ficheiro *rotor*, deve-se utilizar o comando `cd localização_x`. *localização_x* representa as várias pastas que é necessário abrir até chegarmos à localização exacta do programa *rotor.exe*.

No estudo dos dados, os coeficientes totais, por exemplo C_M/σ , devem ser analisados quando o azimute está situado nos 360°, porque o programa faz a soma de todos os

$\Delta C_M / \sigma_n$, para determinado α_{TPP} e só quando atinge a 18ª posição do azimute é que o coeficiente total é obtido.

4. Resultados e discussão

Após a análise dos dados alcançados pelo programa rotor.exe, para as condições referidas no capítulo 3, chegou-se à conclusão que o rotor devia ter um raio de 5 metros e uma inclinação de ângulo de pá de 10°. De seguida serão demonstrados os passos que levaram a tal escolha.

A primeira análise realizada, incidiu sobre os valores obtidos para a tracção do rotor. Os valores obtidos pelo programa têm que ser mais elevados do que 7000 N, já que é este o valor estimado do peso da aeronave. Desta forma, analisando os gráficos existentes no Anexo 4, podemos observar que tal requisito é cumprido com:

- Rotor de 4 metros com uma inclinação de 10 graus;
- Rotor de 5 metros com uma inclinação de 8 graus;
- Rotor de 5 metros com uma inclinação de 10 graus.

O valor máximo da tracção é atingido com um raio de 5 metros e uma inclinação de 10°, onde é atingida uma tracção de 10000 Newton. No caso de o rotor ter 5 metros e a inclinação do rotor ser de 8°, é obtida uma tracção de cerca de 8100 N, já para um raio de 4 metros e 10° obtém-se uma tracção de 8000 Newton. A ilustração 8 representa todos os valores de tracção obtidos pelo programa.

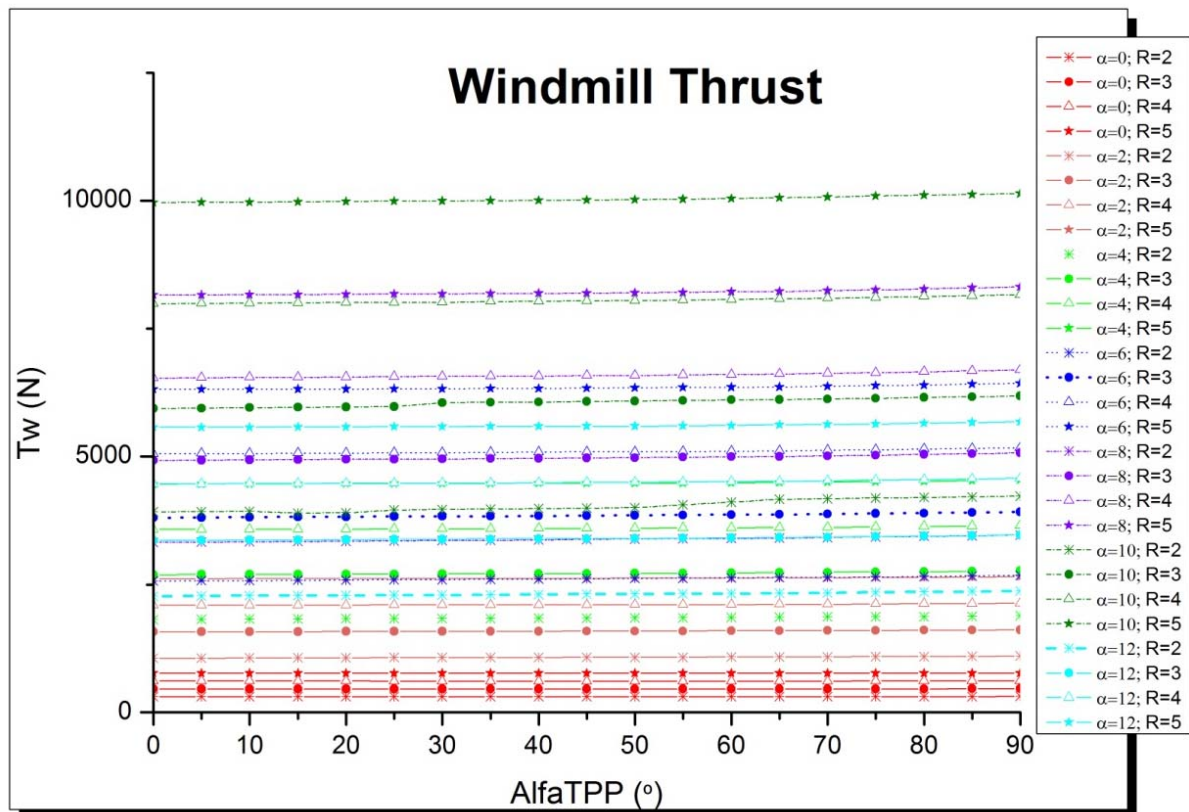


Ilustração 88 – Tracção obtida pelo rotor para os diferentes ângulos e raios.

Depois de analisar as tracções obtidas, foram analisadas os valores da potência para os três casos apontados acima, onde a tracção gerada pelo rotor é superior ao peso do *Flying Electric Generator*. Os dados referentes à potência gerada pelo motor estão presentes na ilustração 9.

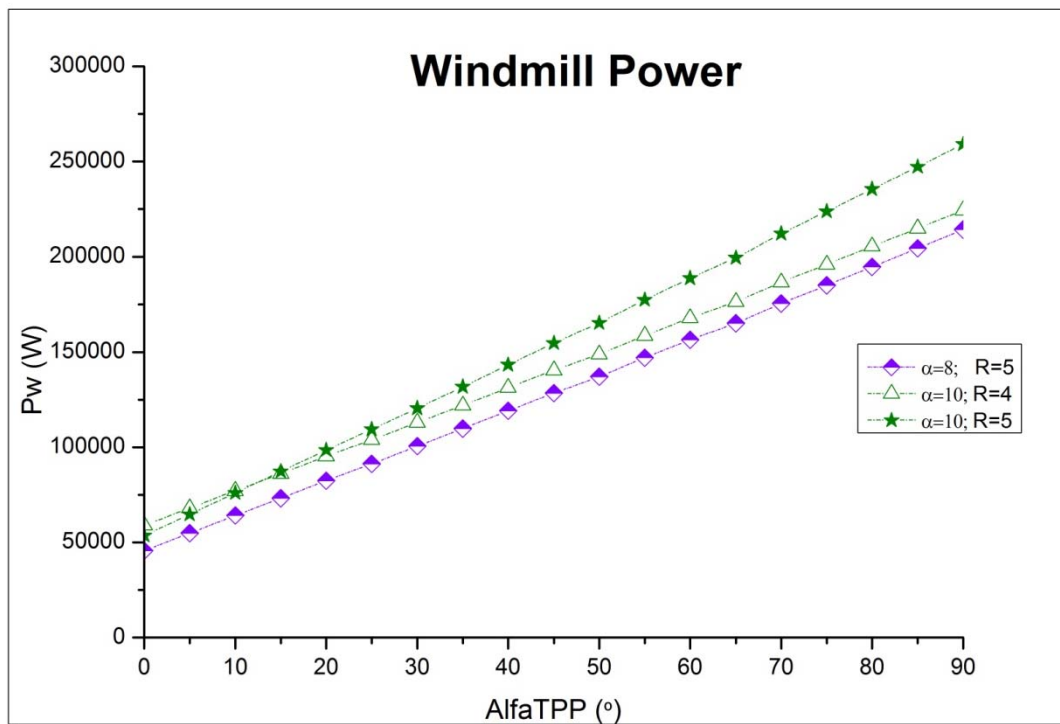


Ilustração 99 – Potência gerada pelo rotor para as condições indicadas.

Deste modo chega-se à conclusão que quando o ângulo de ataque da pá é de 10° , a potência gerada pelo rotor é maior do que quando este assume o valor de 8° . Mesmo sabendo que para uma inclinação de 10° e que para um rotor com um raio de 5 metros são obtidos os melhores valores de tracção e de potência, passou-se à análise dos coeficientes de momento de picada, de momento de rolamento e da força H, para os casos em que a pá do rotor possui uma inclinação de 10° e um raio de 4 e 5 metros.

Sendo assim confirma-se que a escolha de um rotor com um raio de 5 metros e com a pá num ângulo de 10° é a mais acertada. Com tais características obtêm-se os melhores resultados até no que diz respeito aos coeficientes C_R , C_M e C_H . Sendo assim e de acordo com os resultados obtidos pelo programa rotor.exe quando α_{TPP} é igual a 90° a potência gerada atinge o seu valor máximo, 250 kW. A potência mínima é obtida quando $\alpha_{TPP} = 0^\circ$ e o seu valor é de 50 kW.

5. Conclusões gerais e perspectivas futuras

Após a análise dos resultados obtidos pelo programa *rotor*, chegou-se à conclusão que a utilização de um rotor de 5 metros de raio e com um ângulo de incidência da pá igual a 10° era a mais apropriada. Mas os resultados obtidos pelo programa não se adequam com os resultados esperados por Roberts [5], isto é, os valores obtidos, para os coeficientes de potência, através dos métodos de integração numérica parecem não ser influenciados pelo ângulo de ataque do rotor.

Ao contrário do que é indicado em [5], em que o valor de C_p aumenta até determinado ângulo para depois decrescer abruptamente, no nosso caso os valores de C_p e conseqüentemente da potência aumentam à medida que o ângulo do plano das pontas do rotor aumenta, não se verificando um decréscimo a partir de determinado ângulo de α_{TPP} . A ilustração 10 faz referência ao coeficiente de potência obtido por Roberts para vários valores de μ . Outra diferença verificada entre os dois estudos prende-se com os valores alcançados para a quantidade de energia extraída pelo Flying Electric Generator, já que o valor máximo obtido pelo programa *rotor* é de 250 kW, contrastando com os valores esperados por Roberts que se situam entre os 3 e os 30 MW.

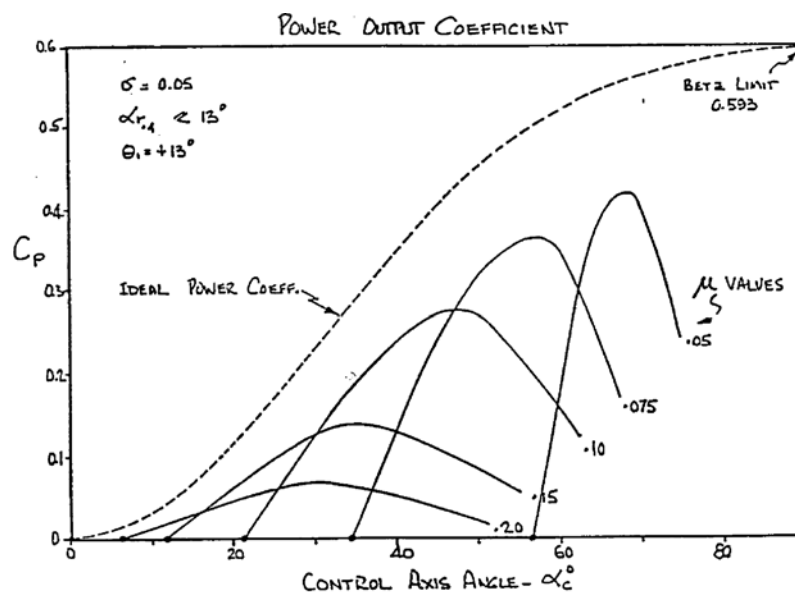


Ilustração 1010 – Coeficiente de potência [5]

Tal discordância entre os valores a que se chegou podem dever-se a vários factores, como o facto de terem sido utilizados métodos distintos para o cálculo das características aerodinâmicas do rotor. No nosso estudo foi utilizado o método de integração numérica enquanto que no estudo de Roberts foram seguidos os métodos de Gessow e Crim [18]. Não é de desprezar a hipótese de o programa *rotor* estar mal concebido, mas as fórmulas foram vistas e revistas e correspondem às existentes nas referências indicadas anteriormente.

Deste modo, conclui-se que a utilização deste método de integração numérica não é o mais aconselhado, sendo preferível a utilização dos métodos utilizados por Gessow e Crim, visto que são métodos que já foram aplicados anteriormente e com mais provas dadas para o cálculo das características aerodinâmicas do rotor de um giroplano. Até porque o método de integração numérica utilizado corresponde a uma adaptação do cálculo realizado para o rotor de um helicóptero e não de um giroplano.

6. Bibliografia

[1] – Lansdorp, B., Williams, P., “The Laddermill - Innovative Wind Energy from High Altitudes in Holland and Australia,” Paper apresentado na Wind Power 2006, Adelaide, Australia, September 2006.

[2] – Centro de Informação Metal Mecânica,

URL: http://www.cimm.com.br/portal/noticia/exibir_noticia/793-europa-poder-ter-180-gw-de-energia-eolica-em-2020 [retirado a 08 de Março de 2009]

[3] - Schreck, S.J., Robinson, M.C, “Horizontal Axis Wind Turbine Blade Aerodynamics in Experiments and Modeling”, *IEEE Transactions on Energy Conversion*; Journal Vol.: 22; Journal Issue: 1, March de 2007, pp. 61-70.

[4] - R. A. Murthy, “Dynamics of tethering cables for a flying electric generator”, Master Thesis, University of Western Sydney, 2000, pp. 12.

[5] - Roberts, B. W., Shepard, D.H., Caldeira, K., Cannon, M.E., Eccles, D.G., Grenier, A.J., Freidin, J.F, “Harnessing High-Altitude Wind Power”, *IEEE Transactions on Energy Conversion*; Journal Vol.: 22; Journal Issue: 1, March 2007, pp. 136-144.

[6] - R. H. S. Ho, “Lateral stability and control of a flying wind generator”, M.E. thesis, Univ. of Sydney, Sydney, Australia, Nov. 1992, pp. 1–157.

[7] – National Weather Service,

URL: <http://www.srh.weather.gov/srh/jetstream/global/jet.htm> [retirado a 13 de Março de 2009].

[8] – 21st Operational Weather Squadron

URL:

http://ows.public.sembach.af.mil/index.cfm?section=dspLoop&image=21OWS_EUROPE_MOD_EL-DATA_UKMO-GLOBAL_WIND-TEMP_FL140_??_00Z [retirado a 24 de Julho de 2009].

[9] – Magenn Power Inc., URL: <http://www.magenn.com/index.php> [retirado a 12 de Março de 2009].

[10] – Sky WindPower Corporation, URL: <http://www.skywindpower.com/ww/index.htm> [retirado a 12 de Março de 2009].

[11] – Roberts, B. W. (To Epping Sydney, AU), “Windmill Kite,” U.S. Patent 20,030,091,437A1, May 15, 2003.

[12] – Prouty, R. W., “Aerodynamics of Forward Flight” *Helicopter performance, stability, and control, 1st ed.*, Krieger Publishing Company, Florida, 1995, pp 119-271.

[13] – Leishman, J.G., “Blade Element Analysis”, *Principles of Helicopter Aerodynamics*, CAMBRIDGE UNIVERSITY, CAMBRIDGE:, 2000, pp.78-126.

[14] – “U.S. Standard Atmosphere, 1976”, U.S. Government Printing Office, Washington, D.C., October, 1976.

[15] – Prouty, R. W., “Airfoils for Rotor Blades” *Helicopter performance, stability, and control*, 1st ed., Krieger Publishing Company, Florida, 1995, pp. 379-441.



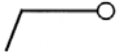



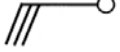
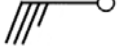


[16] –A. K. Jabbarzadeh, “Optimum twist for windmilling operation of a tethered helicopter,” M.E. thesis, Univ. of Sydney, Sydney, Aug. 1993, pp. 1–122.

[17] – Warsi, Z.U.A., “The Conservation Laws and the Kinetics of Flow”, *Fluid Dynamics: Theoretical and Computational Approaches*, 3rd Ed., CRC Press, July 26, 2005.

[18] – Gessow, A., Crim, A.D., “An Extension of Lifting Rotor Theory to Cover Operation at Large Angles of Attack and High Inflow Conditions”, NACA Technical Note 2665, April 1952.

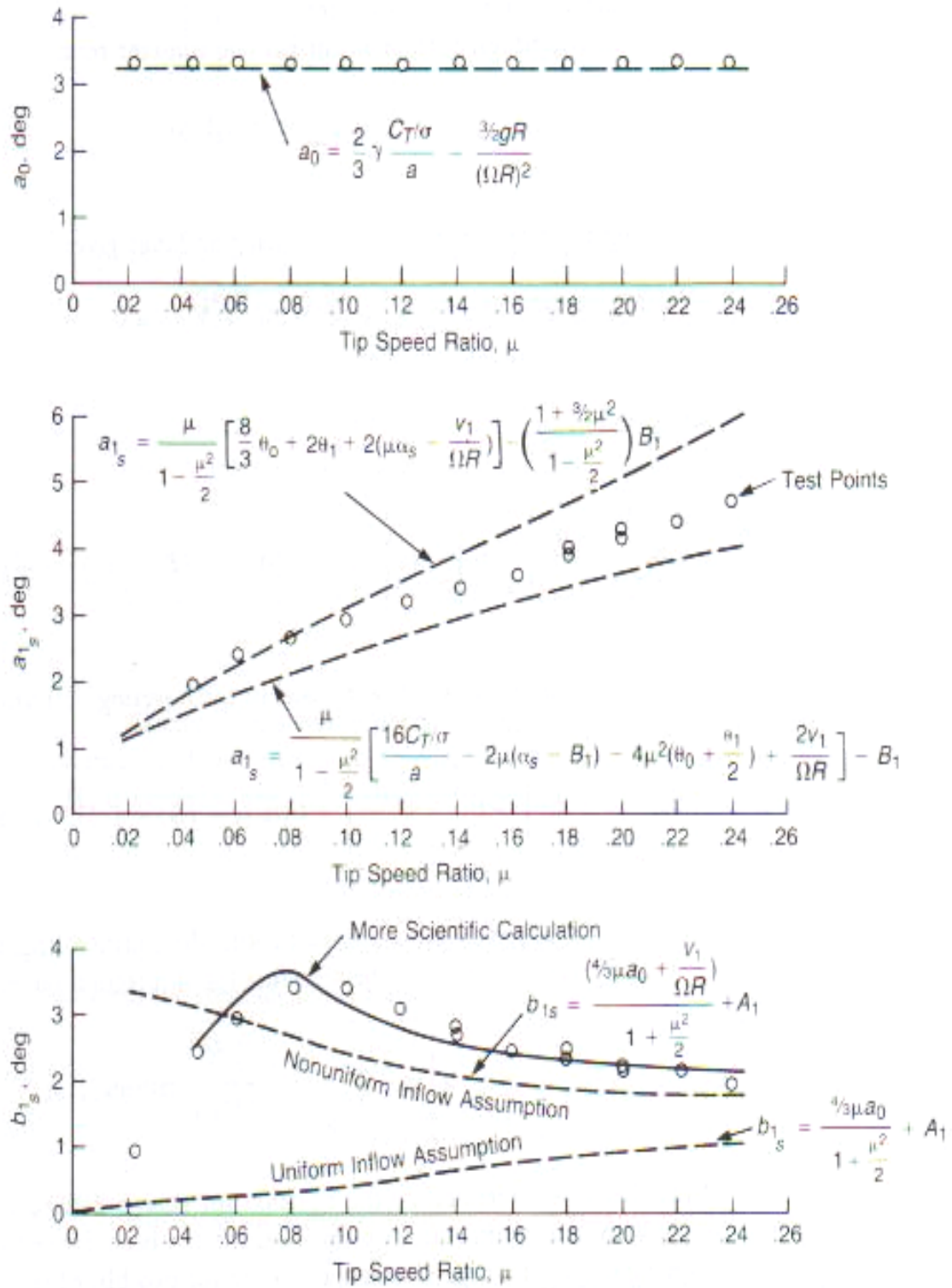
Anexos

Anexo 1

Velocidade em m/s	
0.5 - 1	
1.5 - 3.5	
4 - 6	
6.5 - 8.5	
9 - 11	
11.5 - 13.5	
14 - 16	
16.5 - 18.5	
19 - 21	
21.5 - 23.5	

Anexo 11– Representação da velocidade do vento.

Anexo 2



Anexo 22 – Valores medidos dos Ângulos de Flapping

Anexo 3

PROGRAMA MÉTODO DE INTEGRAÇÃO NUMERICA PARA O CÁLCULO DAS CARACTERISTICAS AERODINAMICAS DO ROTOR

```
REAL r(8,50,50,30), rR(8,50,50,30), deltaa(8,50,50,30)
REAL c(8,50,50,30), Ab(8,50,50,30), SIGMA(8,50,50,30), TW(50), Qw(50)
REAL VL(8,50,50,30), Ut(8,50,50,30), BETA(8,50,50,30)
DIMENSION RBETAL(8,50,50,30), UP(8,50,50,30), U(8,50,50,30)
DIMENSION MACH(8,50,50,30), FI(8,50,50,30), FI1(8,50,50,30)
DIMENSION U1P1(8,50,50,30), U1T1(8,50,50,30), UB(8,50,50,30), Pw(50)
DIMENSION CL(8,50,50,30), CD(8,50,50,30), CN(8,50,50,30)
DIMENSION DCTR(8,50,50,30), DCRR(8,50,50,30), DCHR1(8,50,50,30)
DIMENSION dELTCT(8,50,50,30), DCMR(8,50,50,30), dELTCM(8,50,50,30)
DIMENSION dELTCR(8,50,50,30), dELTCQ(8,50,50,30), UR(8,50,50,20)
DIMENSION dELTCH(8,50,50,30), CCind(8,50,50,30), aL01(8,50,50,20)
DIMENSION CC(8,50,50,30), cDP(8,50,50,30), CC0(8,50,50,20)
DIMENSION Q(50), T(50), ALFAD(8,50,50,30), CL1(8,50,50,30)
DIMENSION K1(8,50,50,30), K2(8,50,50,30), K3(8,50,50,30)
DIMENSION aa(8,50,50,30), aL0(8,50,50,30), CD1(8,50,50,30)
DIMENSION ALFAL(8,50,50,30), Vi(8,50,50,30), Hforce(50)
DIMENSION Power(50), AREA(8,50,50,30), DCHR2(8,50,50,30)
DIMENSION K11(8,50,50,30), DCQR1(8,50,50,30), DCQR2(8,50,50,30)
real i, j, k, l, m, n, miuRey, ICH1, ICH2
real miu, ICR, ICT, ICQ1, ICQ2, icm, MACH, K1, K2, K3, K11, Mzero
data tiplf, YB, fricoef, Mzero/0.97, 0.97, 0.006, 28.9644/
data RGASES /8314.32/
```

- ! PA => Número de pás do rotor
- ! P => Número de elementos em que o rotor esta dividido
- ! Ci => Valor da corda na raiz
- ! OMEGAR => Velocidade na ponta do rotor
- ! VEL => Velocidade remota [m/s]
- ! ALF => Angulo de ataque da pá [graus]
- ! TR => Tracção do rotor/peso da aeronave
- ! TEMP => Temperatura
- ! Mzero => Peso Molecular
- ! RGASES => Constante dos gases
- ! PRESS => Pressao
- ! RO => Densidade do ar
- ! ALFATPP => Angulo de ataque do plano das pontas do rotor
- ! miu => Coeficiente de viscosidade dinamica
- ! A0 => Angulo de afunilamento
- ! A1S => Angulo Flapping longitudinal

- ! B1S => Angulo Flapping lateral
- ! r => Distancia entre o elemento e o centro do rotor
- ! rR => Racio r/R
- ! !c => Valor da corda
- ! Ab => Area da pá
- ! miuRey => coedficiente de viscosidade dinamica do fluido
- ! REYN => Número de Reynolds
- ! SIGMA => Solidez do rotor
- ! Vi => Velocidade induzida
- ! VL => Velocidade induzida local
- ! Ut => Velocidade tangencial
- ! BETA => Angulo de flapping da pá
- ! RBETAL => Velocidade de flapping
- ! UP => Velocidade Perpendicular
- ! U => Velocidade resultante no elemento de pá
- ! AVEL => Velocidade do som
- ! MACH => Número de Mach
- ! CL => Coeficiente de Sustentação
- ! CD => Coeficiente de Arrasto
- ! U1T1 => Velocidade Tangencial Adimensional
- ! U1P1 => Velocidade Perpendicular Adimensional
- ! UB => Velocidade resultante adimensional
- ! CN => Coeficiente de força normal
- ! dCTR => Thrust loading adimensional
- ! dCMR => Pitching moment coefficient
- ! dCRR => Pitching rolling coefficient
- ! dCQR => Torque loading coefficient
- ! dCHR => H-force coefficient
- ! DELTCT => delta Ct/sigma
- ! DELTCM => delta Cm/sigma
- ! DELTCR => delta Cr/sigma
- ! DELTCQ => delta Cq/sigma
- ! DELTCH => delta Ch/sigma
- ! CTsig => Ct/sigma
- ! CMsig => Cm/sigma
- ! CRsig => Cr/sigma
- ! CQsig => Cq/sigma
- ! CHsig => Ch/sigma
- ! Mzero => Peso Molecular
- ! RGASES => Constante dos Gases

PA=2

P=10

Ci=0.4

OMEGAR=150

VEL=13

ALF=10

TR=7000

ALTURA=4000

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

!!!!!!! DENSIDADES E PRESSOES !!!!

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

IF(ALTURA.LT.10999)TEMP=288.15-0.0065*(ALTURA-0)

IF(ALTURA.LT.10999) PRESS=101325*(288.15/(288.15-0.0065*ALTURA))**

+ ((9.80665*MZERO)/(RGASES*(-0.0065)))

IF(ALTURA.LT.10999) RO=(PRESS*MZERO)/(RGASES*TEMP)

IF(ALTURA.GE.11000.AND.ALTURA.LE.19999)PRESS=101325*

+ EXP((-9.80665*MZERO*(ALTURA-11000))/(RGASES*288.15))

IF(ALTURA.GE.11000.AND.ALTURA.LE.19999) TEMP=216.65

IF(ALTURA.GE.11000.AND.ALTURA.LE.19999) RO=(PRESS*MZERO)/(RGASES*

+ TEMP)

! CORDA

CF=CI/1.7

SOMAB=0

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

W=0

DO L=2,5 !!!! W representa o raio

W=L

K=0

DO I=0,360,20 !!!! K representa o azimute

K=K+1

PSI=I*3.14159/180

H=0

DO J=0,-90,-5 !!! J representa o ângulo alfatpp

H=H+1

ALFATPP=J*3.14159/180

J1=-J

MIU=(VEL*COS(ALFATPP))/OMEGAR

A0=3.1

IF(MIU.GE.0.2)A1S=4.2
IF(MIU.GE.0.16.AND.MIU.LT.0.2)A1S=3.5
IF(MIU.GE.0.14.AND.MIU.LT.0.16)A1S=3.2
IF(MIU.GE.0.10.AND.MIU.LT.0.14)A1S=3
IF(MIU.GE.0.08.AND.MIU.LT.0.10)A1S=2.7
IF(MIU.GE.0.06.AND.MIU.LT.0.08)A1S=2.5
IF(MIU.GE.0.04.AND.MIU.LT.0.06)A1S=2.1
IF(MIU.LT.0.04)A1S=1.6

IF(MIU.GE.0.2)B1S=2.1
IF(MIU.GE.0.16.AND.MIU.LT.0.2)B1S=2.5
IF(MIU.GE.0.14.AND.MIU.LT.0.16)B1S=2.8
IF(MIU.GE.0.13.AND.MIU.LT.0.14)B1S=3
IF(MIU.GE.0.11.AND.MIU.LT.0.13)B1S=3.1
IF(MIU.GE.0.07.AND.MIU.LT.0.11)B1S=3.3
IF(MIU.GE.0.05.AND.MIU.LT.0.07)B1S=3
IF(MIU.GE.0.03.AND.MIU.LT.0.05)B1S=2.2
IF(MIU.LT.0.03)B1S=1

!!!! *CONVERSOES EM RADIANOS*

ALFA=ALF*3.14159/180
A01=A0*3.14159/180
A1S1=A1S*3.14159/180
B1S1=B1S*3.14159/180

ALFAS=ALFATPP-A1S1

Z=0
Z1=0
SOMAB=0
DO M=0,P *!!!M representa o número de elementos*
Z=Z+1

AREA(W,K,H,Z)=3.14159*W**2
R(W,K,H,Z)=((Z1)*W)/P
RR(W,K,H,Z)=R(W,K,H,Z)/W
DELTA(W,K,H,Z)=(3.14159*((RR(W,K,H,Z)**2)-
+ (RR(W,K,H,Z-1)**2)))
C(W,K,H,Z)=CI+RR(W,K,H,Z)*(CF-CI)
AB(W,K,H,Z)=((C(W,K,H,Z)+C(W,K,H,Z-1))/2)*

```

+ (R(W,K,H,Z)-R(W,K,H,Z-1))
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!          NÚMERO REYNOLDS          !!!!!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

MIUREY=((1.4566158E-6)*TEMP**0.5)*(1+(110.33/TEMP))**(-1)
REYN=(RO*VEL*C(W,K,H,Z))/MIUREY

IF(REYN.LT.150000) WRITE(6,1)
1  FORMAT('NAO CUMPRE O NÚMERO DE REYNOLDS, ALTERE ALGUMA VARIABEL')
!  WRITE(6,*)REYN
IF(REYN.LT.150000) STOP

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

IF(Z.NE.1)SOMAB=AB(W,K,H,Z)*PA+SOMAB

      SIGMA(W,K,H,Z)=(PA*C(W,K,H,Z))/(3.14159*W)
      VI(W,K,H,Z)=SQRT(-(0.5*VEL**2)+SQRT((0.5*VEL**2)**2+(TR/
+ (2*RO*AREA(W,K,H,Z))**2))
      VL(W,K,H,Z)=VI(W,K,H,Z)*(1+RR(W,K,H,Z)*SIN(PSI))  !!!!!P G. 209
      UT(W,K,H,Z)=OMEGAR*(RR(W,K,H,Z)+MIU*SIN(PSI))
      BETA(W,K,H,Z)=A01-A1S1*COS(PSI)-B1S1*SIN(PSI)
      RBETAL(W,K,H,Z)=OMEGAR*RR(W,K,H,Z)*(A1S1*SIN(PSI)-B1S1*COS(PSI))
      UP(W,K,H,Z)=(VEL*ALFAS)-VL(W,K,H,Z)-RBETAL(W,K,H,Z)-
+ (VEL*BETA(W,K,H,Z)*COS(PSI))

      U(W,K,H,Z)=SQRT((UP(W,K,H,Z)**2)+(UT(W,K,H,Z)**2))
      AVEL=SQRT((1.4*RGASES*TEMP)/MZERO)
      MACH(W,K,H,Z)=U(W,K,H,Z)/AVEL

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!          CL E CD          !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

IF(MACH(W,K,H,Z).LE.0.8) GOTO 2
IF(MACH(W,K,H,Z).GT.0.8)GOTO 3

2  AA(W,K,H,Z)=(0.1/SQRT(1-MACH(W,K,H,Z)**2))-0.025*MACH(W,K,H,Z)
   AL0(W,K,H,Z)=-1.2+1.125*MACH(W,K,H,Z)-(0.009/(0.81-MACH(W,K,H,Z)))
      AL01(W,K,H,Z)=AL0(W,K,H,Z)*3.14159/180
      ALFAL(W,K,H,Z)=11*(1-2*MACH(W,K,H,Z)**4)
      K1(W,K,H,Z)=0.13*(1-MACH(W,K,H,Z))
      K2(W,K,H,Z)=1.3+0.5*MACH(W,K,H,Z)**4
      CL1(W,K,H,Z)=1.15*SIN(2*(ALFA-AL01(W,K,H,Z)))*

```

$$+ (1+\text{MACH}(W,K,H,Z))^{**}0.6$$

$$\text{CDINC}=0.0081+(65.8*\text{ALFA}^{**}2-0.226*\text{ALFA}^{**}4+0.0046*\text{ALFA}^{**}6)/1000000$$

$$\text{ALFAD}(W,K,H,Z)=14-30*\text{MACH}(W,K,H,Z)^{**}3$$

$$\text{K3}(W,K,H,Z)=0.01-0.021*\text{MACH}(W,K,H,Z)^{**}4$$

$$\text{CD1}(W,K,H,Z)=1.05+0.05*\text{MACH}(W,K,H,Z)-1.04*\text{COS}(2*\text{ALFA})$$

$$\text{IF}(\text{ALFAD}(W,K,H,Z).\text{LT}.-1.2) \text{ALFAD}(W,K,H,Z)=-1.2$$

$$\text{IF}(\text{ABS}(\text{ALF}).\text{LT}.\text{ALFAL}(W,K,H,Z)) \text{CL}(W,K,H,Z)=\text{AA}(W,K,H,Z)^*$$

$$+ (\text{ALF}-\text{AL0}(W,K,H,Z))$$

$$\text{IF}(\text{ABS}(\text{ALF}).\text{GT}.\text{ALFAL}(W,K,H,Z)) \text{CL}(W,K,H,Z)=\text{AA}(W,K,H,Z)^*$$

$$+ (\text{ALFA}-\text{AL0}(W,K,H,Z))-\text{K1}(W,K,H,Z)^*$$

$$+ \text{ABS}(\text{ALF}-\text{ALFAL}(W,K,H,Z))^{**}\text{K2}(W,K,H,Z)$$

$$\text{IF}(\text{ABS}(\text{ALF}).\text{LT}.\text{ABS}(\text{ALFAD}(W,K,H,Z))) \text{CD}(W,K,H,Z)=\text{CDINC}$$

$$\text{IF}(\text{ABS}(\text{ALF}).\text{GT}.\text{ABS}(\text{ALFAD}(W,K,H,Z)))\text{CD}(W,K,H,Z)=\text{CDINC}+$$

$$+ \text{K3}(W,K,H,Z)*\text{ABS}(\text{ALF}-\text{ALFAD}(W,K,H,Z))^{**}2.58$$

$$\text{IF}(\text{ABS}(\text{CL}(W,K,H,Z)).\text{LT}.\text{ABS}(\text{CL1}(W,K,H,Z))) \text{CL}(W,K,H,Z)=\text{CL1}(W,K,H,Z)$$

$$\text{IF}(\text{CD}(W,K,H,Z).\text{GT}.\text{CD1}(W,K,H,Z)) \text{CD}(W,K,H,Z)=\text{CD1}(W,K,H,Z)$$

GOTO 4

$$3 \text{K11}(W,K,H,Z)=0.026+0.67*(\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)-4.93^*$$

$$+ (\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}2$$

$$\text{IF}(\text{K11}(W,K,H,Z).\text{LT}.0)\text{K11}(W,K,H,Z)=0$$

$$\text{IF}(\text{ALF}.\text{LT}.2) \text{CL}(W,K,H,Z)=0.1466*(\text{ALF}-(-1.2+88.9^*$$

$$+ (\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}2))$$

$$\text{IF}(\text{ALF}.\text{GT}.2) \text{CL}(W,K,H,Z)=0.1466*(\text{ALF}-(-1.2+88.9*(\text{MACH}(W,K,H,Z)-$$

$$+ 0.8)^{**}2)-\text{K11}(W,K,H,Z)*(\text{ABS}(\text{ALF}-2))^{**}(1.505-6.18*(\text{MACH}(W,K,H,Z)-$$

$$+ 0.8)+41.7*(\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}2))$$

$$\text{CD}(W,K,H,Z)=(0.0081+(65.8*\text{ALF}^{**}2-0.226*\text{ALF}^{**}4+0.0046*\text{ALF}^{**}6)$$

$$+ /1000000)+0.19*(\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}0.73+(0.0004+0.09^*$$

$$+ (\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}3)*\text{ABS}(\text{ALF}-(-1.2+88.9^*$$

$$+ (\text{MACH}(W,K,H,Z)-0.8)^{**}2))^{**}2.58$$

GOTO 4

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

$$4 \text{U1T1}(W,K,H,Z)=\text{UT}(W,K,H,Z)/\text{OMEGAR}$$

$$\text{U1P1}(W,K,H,Z)=\text{UP}(W,K,H,Z)/\text{OMEGAR}$$

$$UB(W,K,H,Z)=SQRT(U1P1(W,K,H,Z)**2+U1T1(W,K,H,Z)**2)$$

$$CN(W,K,H,Z)=(CL(W,K,H,Z)*(U1T1(W,K,H,Z)/UB(W,K,H,Z)))+$$

$$+ (CD(W,K,H,Z)*(U1P1(W,K,H,Z)/UB(W,K,H,Z)))$$

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
 !!!! COEFICIENTES !!!!
 !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

!!!!!!!!!!COEFICIENTE T

$$DCTR(W,K,H,Z)=CN(W,K,H,Z)*(UB(W,K,H,Z)**2)/2$$

$$YBT=YB*DCTR(W,K,H,11)$$

$$YXOT=DCTR(W,K,H,3) \quad !!!\textcircled{2} \text{ o valor de } y2$$

!!!!!!!!!!COEFICIENTE M

$$DCMR(W,K,H,Z)=(-(UB(W,K,H,Z)**2)/2)*CN(W,K,H,Z)*COS(PSI)*$$

$$+ RR(W,K,H,Z)$$

$$YBM=YB*DCMR(W,K,H,11)$$

$$YXOM=DCMR(W,K,H,3) \quad !!!\textcircled{2} \text{ o valor de } y2$$

!!!!!!!!!!COEFICIENTE R

$$DCRR(W,K,H,Z)=(-(UB(W,K,H,Z)**2)/2)*CN(W,K,H,Z)*SIN(PSI)*$$

$$+ RR(W,K,H,Z)$$

$$YBR=YB*DCRR(W,K,H,P+1)$$

$$YXOR=DCRR(W,K,H,3) \quad !!!\textcircled{2} \text{ o valor de } y2$$

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!
 !!!! CALCULOS AUXILIARES PARA DCQ E DCH !!!
 !!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

$$UR(W,K,H,Z)=MIU*COS(PSI)$$

$$CDP(W,K,H,Z)=CD(W,K,H,Z)-FRICOEF$$

$$CC0(W,K,H,Z)=CDP(W,K,H,Z)*(U1T1(W,K,H,Z)/UB(W,K,H,Z))+FRICOEF*$$

$$+ ((U1T1(W,K,H,Z)*SQRT(U1T1(W,K,H,Z)**2+UR(W,K,H,Z)**2))$$

$$+ /(UB(W,K,H,Z)**2))$$

$$CCIND(W,K,H,Z)=-CL(W,K,H,Z)*(U1P1(W,K,H,Z)/UB(W,K,H,Z))$$

$$CC(W,K,H,Z)=CC0(W,K,H,Z)+CCIND(W,K,H,Z)$$

!!!!!!!!COEFICIENTE Q

$$DCQR1(W,K,H,Z)=((UB(W,K,H,Z)**2)/2)*RR(W,K,H,Z)*CC0(W,K,H,Z)$$

$$DCQR2(W,K,H,Z)=((UB(W,K,H,Z)**2)/2)*RR(W,K,H,Z)*CCIND(W,K,H,Z)$$

YBQ=YB*DCQR2(W,K,H,P+1)
 YX0Q=DCQR2(W,K,H,3) *!!!☒ o valor de y2*

!!!!!!COEFICIENTE H

DCHR1(W,K,H,Z)=((UB(W,K,H,Z)**2)/2)*(CC0(W,K,H,Z)*SIN(PSI))
 DCHR2(W,K,H,Z)=((UB(W,K,H,Z)**2)/2)*(CCIND(W,K,H,Z)*SIN(PSI)+
 + (FRICOEF*(MIU/U1T1(W,K,H,Z))*COS(PSI)**2))
 YBH=YB*DCHR2(W,K,H,P+1)
 YX0H=DCHR2(W,K,H,3) *!!!☒ o valor de y2*

! WRITE(6,*)VI(W,K,H,Z), VL(W,K,H,Z), UT(W,K,H,Z), UP(W,K,H,Z) *!activar ou desactivar consoante os valores pretendidos*
 ! WRITE(6,10) U(W,K,H,Z), CL(W,K,H,Z), CD(W,K,H,Z) *!activar ou desactivar consoante os valores pretendidos*
 ! 10 FORMAT(3F8.3, 2X, 3F12.5) *!activar ou desactivar consoante os valores pretendidos*

ICT=(0+4*DCTR(W,K,H,2)+2*DCTR(W,K,H,3)+4*DCTR(W,K,H,4)+
 + 2*DCTR(W,K,H,5)+4*DCTR(W,K,H,6)+2*DCTR(W,K,H,7)+4*DCTR(W,K,H,8)+
 + 2*DCTR(W,K,H,9)+4*DCTR(W,K,H,10)+DCTR(W,K,H,11))/30

ICM=(0+4*DCMR(W,K,H,2)+2*DCMR(W,K,H,3)+4*DCMR(W,K,H,4)+
 + 2*DCMR(W,K,H,5)+4*DCMR(W,K,H,6)+2*DCMR(W,K,H,7)+4*DCMR(W,K,H,8)
 + 2*DCMR(W,K,H,9)+4*DCMR(W,K,H,10)+DCMR(W,K,H,11))/30

ICR=(0+4*DCRR(W,K,H,2)+2*DCRR(W,K,H,3)+4*DCRR(W,K,H,4)+
 + 2*DCRR(W,K,H,5)+4*DCRR(W,K,H,6)+2*DCRR(W,K,H,7)+4*DCRR(W,K,H,8)
 + 2*DCRR(W,K,H,9)+4*DCRR(W,K,H,10)+DCRR(W,K,H,P+1))/30

ICQ1=(0+4*DCQR1(W,K,H,2)+2*DCQR1(W,K,H,3)+4*DCQR1(W,K,H,4)+
 + 2*DCQR1(W,K,H,5)+4*DCQR1(W,K,H,6)+2*DCQR1(W,K,H,7)+4*
 + DCQR1(W,K,H,8)+2*DCQR1(W,K,H,9)+4*DCQR1(W,K,H,10)+DCQR1(W,K,H,11))
 + /30

ICQ2=(0+4*DCQR2(W,K,H,2)+2*DCQR2(W,K,H,3)+4*DCQR2(W,K,H,4)+
 + 2*DCQR2(W,K,H,5)+4*DCQR2(W,K,H,6)+2*DCQR2(W,K,H,7)+4*
 + DCQR2(W,K,H,8)+2*DCQR2(W,K,H,9)+4*DCQR2(W,K,H,10)+DCQR2(W,K,H,11))
 + /30

ICH1=(0+4*DCHR1(W,K,H,2)+2*DCHR1(W,K,H,3)+4*DCHR1(W,K,H,4)+
 + 2*DCHR1(W,K,H,5)+4*DCHR1(W,K,H,6)+2*DCHR1(W,K,H,7)+4*

$$+ \text{DCHR1}(W,K,H,8)+2*\text{DCHR1}(W,K,H,9)+4*\text{DCHR1}(W,K,H,10)+\text{DCHR1}(W,K,H,11))$$

$$+ /30$$

$$\text{ICH2}=(0+4*\text{DCHR2}(W,K,H,2)+2*\text{DCHR2}(W,K,H,3)+4*\text{DCHR2}(W,K,H,4)$$

$$+ 2*\text{DCHR2}(W,K,H,5)+4*\text{DCHR2}(W,K,H,6)+2*\text{DCHR2}(W,K,H,7)+4*$$

$$+ \text{DCHR2}(W,K,H,8)+2*\text{DCHR2}(W,K,H,9)+4*\text{DCHR2}(W,K,H,10)+\text{DCHR2}(W,K,H,11))$$

$$+ /30$$

$$Z1=Z1+1$$

ENDDO

!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

$$\text{DELCT}(W,K,H,P+1)=\text{ICT}-(\text{RR}(W,K,H,3)*(0+\text{YXOT})/2)-((1-\text{TIPLF})*$$

$$+ (\text{YBT}+\text{DCTR}(W,K,H,P+1))/2)$$

$$\text{CTSIG}=(\text{DELCT}(W,1,H,Z)+\text{DELCT}(W,2,H,Z)+\text{DELCT}(W,3,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,4,H,Z)+\text{DELCT}(W,5,H,Z)+\text{DELCT}(W,6,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,7,H,Z)+\text{DELCT}(W,8,H,Z)+\text{DELCT}(W,9,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,10,H,Z)+\text{DELCT}(W,11,H,Z)+\text{DELCT}(W,12,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,13,H,Z)+\text{DELCT}(W,14,H,Z)+\text{DELCT}(W,15,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,16,H,Z)+\text{DELCT}(W,17,H,Z)+\text{DELCT}(W,18,H,Z)+$$

$$+ \text{DELCT}(W,19,H,Z))/18$$

$$\text{DELTCM}(W,K,H,P+1)=\text{ICM}-(\text{RR}(W,K,H,3)*(0+\text{YXOM})/2)-((1-\text{TIPLF})*$$

$$+ (\text{YBM}+\text{DCMR}(W,K,H,P+1))/2)$$

$$\text{CMSIG}=(\text{DELTCM}(W,1,H,Z)+\text{DELTCM}(W,2,H,Z)+\text{DELTCM}(W,3,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,4,H,Z)+\text{DELTCM}(W,5,H,Z)+\text{DELTCM}(W,6,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,7,H,Z)+\text{DELTCM}(W,8,H,Z)+\text{DELTCM}(W,9,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,10,H,Z)+\text{DELTCM}(W,11,H,Z)+\text{DELTCM}(W,12,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,13,H,Z)+\text{DELTCM}(W,14,H,Z)+\text{DELTCM}(W,15,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,16,H,Z)+\text{DELTCM}(W,17,H,Z)+\text{DELTCM}(W,18,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCM}(W,19,H,Z))/18$$

$$\text{DELTCR}(W,K,H,P+1)=\text{ICR}-(\text{RR}(W,K,H,3)*(0+\text{YXOR})/2)-((1-\text{TIPLF})*$$

$$+ (\text{YBR}+\text{DCRR}(W,K,H,P+1))/2)$$

$$\text{CRSIG}=(\text{DELTCR}(W,1,H,Z)+\text{DELTCR}(W,2,H,Z)+\text{DELTCR}(W,3,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,4,H,Z)+\text{DELTCR}(W,5,H,Z)+\text{DELTCR}(W,6,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,7,H,Z)+\text{DELTCR}(W,8,H,Z)+\text{DELTCR}(W,9,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,10,H,Z)+\text{DELTCR}(W,11,H,Z)+\text{DELTCR}(W,12,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,13,H,Z)+\text{DELTCR}(W,14,H,Z)+\text{DELTCR}(W,15,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,16,H,Z)+\text{DELTCR}(W,17,H,Z)+\text{DELTCR}(W,18,H,Z)+$$

$$+ \text{DELTCR}(W,19,H,Z))/18$$

$$\text{DELTCQ}(W,K,H,P+1)=\text{ICQ1}+(\text{ICQ2}-(\text{RR}(W,K,H,3)*(0+\text{YXOQ})/2)-((1-\text{TIPLF})*$$

$$+ (\text{YBQ}+\text{DCQR2}(W,K,H,P+1))/2))$$

```

CQSIG=(DELTCQ(W,1,H,Z)+DELTCQ(W,2,H,Z)+DELTCQ(W,3,H,Z)+
+ DELTCQ(W,4,H,Z)+DELTCQ(W,5,H,Z)+DELTCQ(W,6,H,Z)+
+ DELTCQ(W,7,H,Z)+DELTCQ(W,8,H,Z)+DELTCQ(W,9,H,Z)+
+ DELTCQ(W,10,H,Z)+DELTCQ(W,11,H,Z)+DELTCQ(W,12,H,Z)+
+ DELTCQ(W,13,H,Z)+DELTCQ(W,14,H,Z)+DELTCQ(W,15,H,Z)+
+ DELTCQ(W,16,H,Z)+DELTCQ(W,17,H,Z)+DELTCQ(W,18,H,Z)+
+ DELTCQ(W,19,H,Z))/18

```

```

DELTC(W,K,H,P+1)=ICH1+(ICH2-(RR(W,K,H,3)*(0+YX0H)/2)-((1-TIPLF)*
+ (YBH+DCHR2(W,K,H,P+1))/2))
CHSIG=(DELTC(W,1,H,Z)+DELTC(W,2,H,Z)+DELTC(W,3,H,Z)+
+ DELTC(W,4,H,Z)+DELTC(W,5,H,Z)+DELTC(W,6,H,Z)+
+ DELTC(W,7,H,Z)+DELTC(W,8,H,Z)+DELTC(W,9,H,Z)+
+ DELTC(W,10,H,Z)+DELTC(W,11,H,Z)+DELTC(W,12,H,Z)+
+ DELTC(W,13,H,Z)+DELTC(W,14,H,Z)+DELTC(W,15,H,Z)+
+ DELTC(W,16,H,Z)+DELTC(W,17,H,Z)+DELTC(W,18,H,Z)+
+ DELTC(W,19,H,Z))/18

```

```

CT=CTSIG*(SOMAB/AREA(W,K,H,Z))
CM=CMSIG*(SOMAB/AREA(W,K,H,Z))
CR=CRSIG*(SOMAB/AREA(W,K,H,Z))
CQ=CQSIG*(SOMAB/AREA(W,K,H,Z))
CH=CHSIG*(SOMAB/AREA(W,K,H,Z))
!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!!

```

```

CTW=2*CT*(COS(ALFATPP)/MIU)**2
CPW=2*CQ*(COS(ALFATPP)/MIU)**3
CQW=CPW*(MIU/COS(ALFATPP))

```

```

TW(H)=CTW*0.5*RO*3.14159*W*W*VEL**2
PW(H)=CPW*0.5*RO*3.14159*W*W*VEL**3
QW(H)=CQW*0.5*RO*3.14159*W*W*W*VEL**2

```

```

T(H)=CTSIG*RO*SOMAB*OMEGAR**2
Q(H)=CQSIG*RO*SOMAB*W*OMEGAR**2
HFORCE(H)=CHSIG*RO*SOMAB*OMEGAR**2
POWER(H)=Q(H)*OMEGAR

```

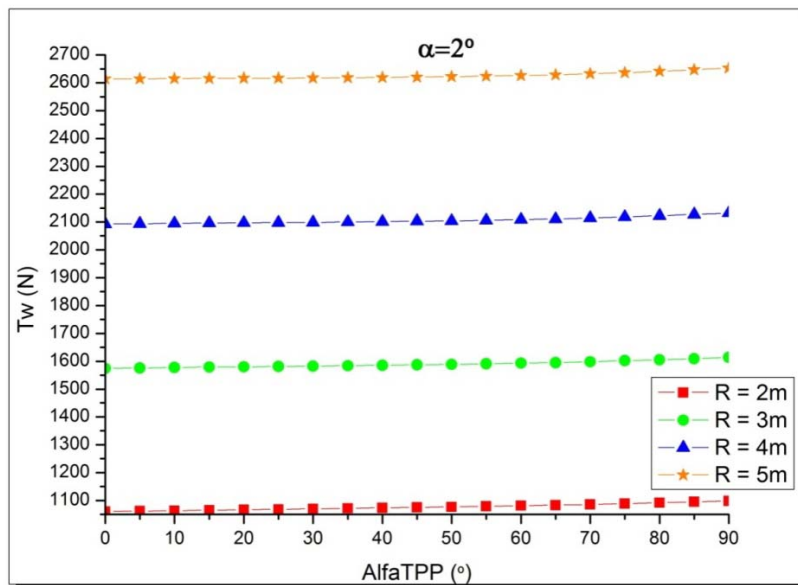
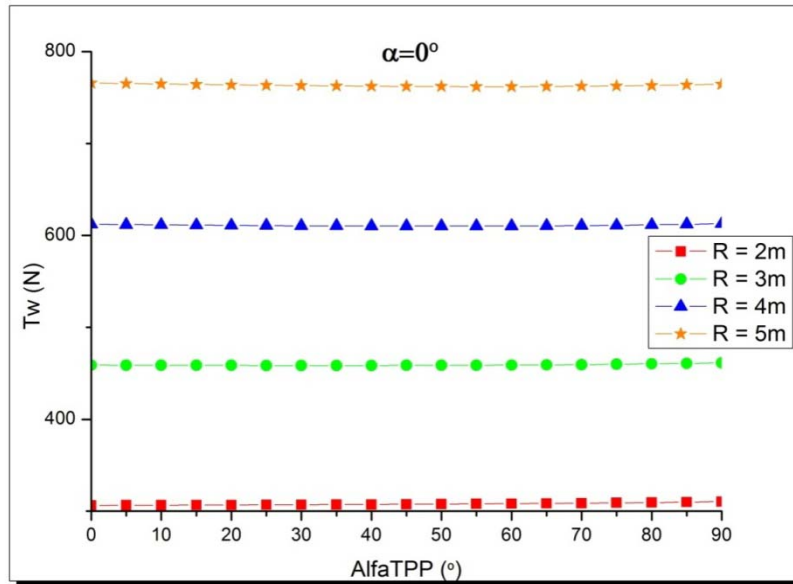
```

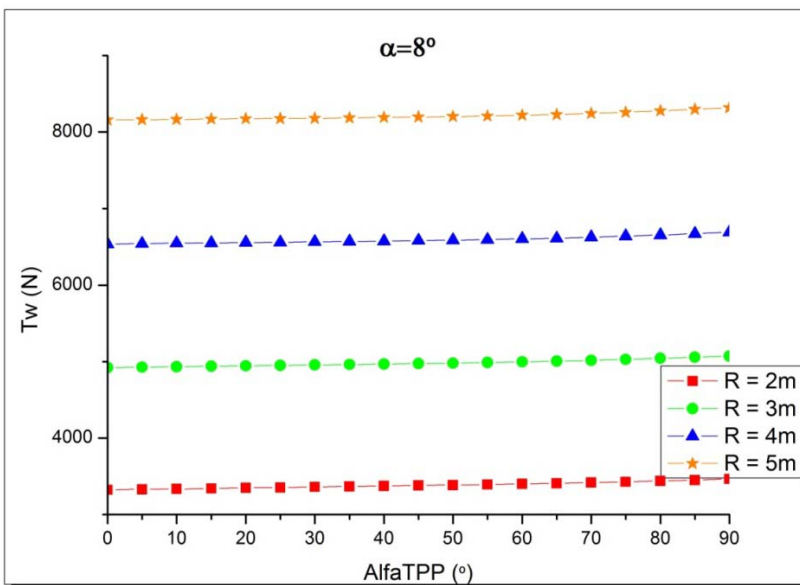
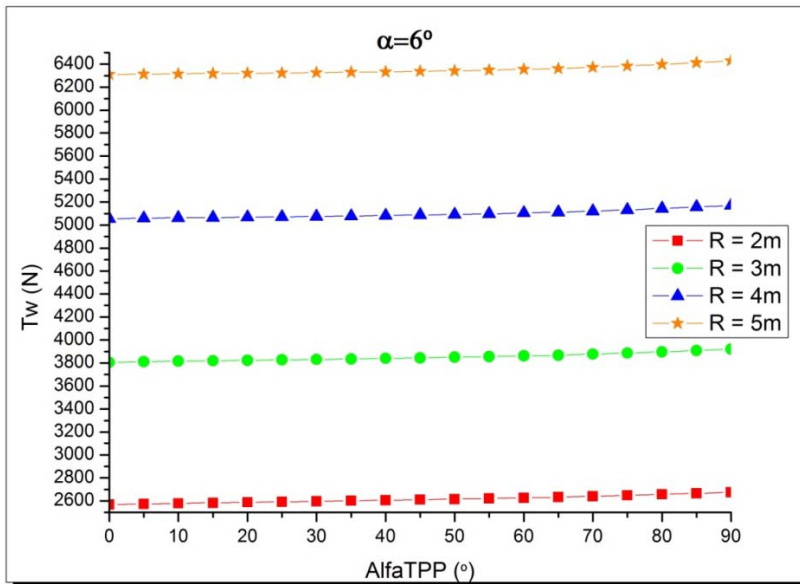
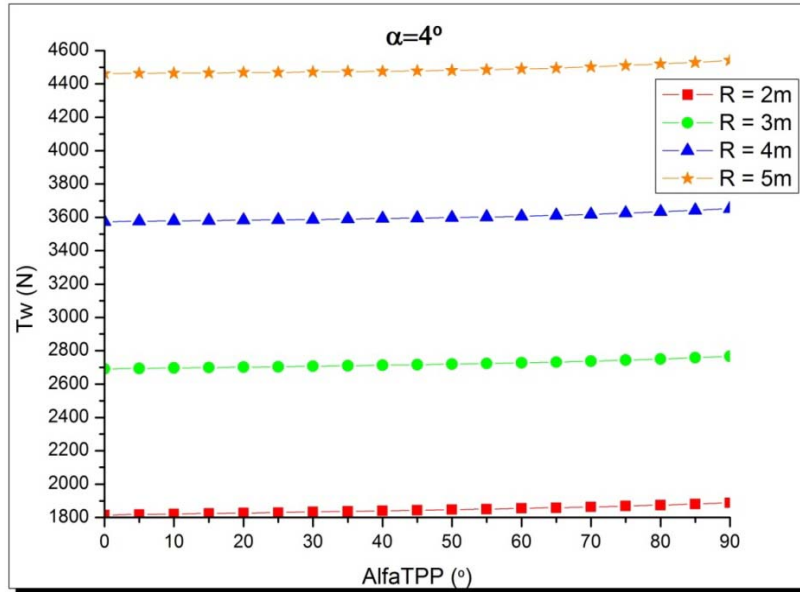
! WRITE(6,*) L,I,J1, CT, CM, CR      !Activar ou desactivar consoante os valores pretendidos
! WRITE(6,*) CQ, CH, TW(H), QW(H), PW(H)      !Activar ou desactivar consoante os valores
pretendidos
ENDDO
ENDDO
ENDDO
END

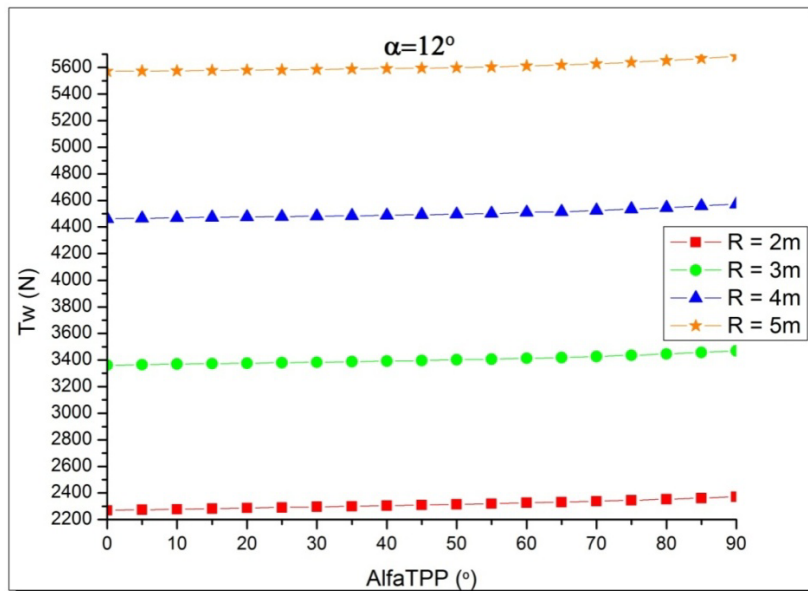
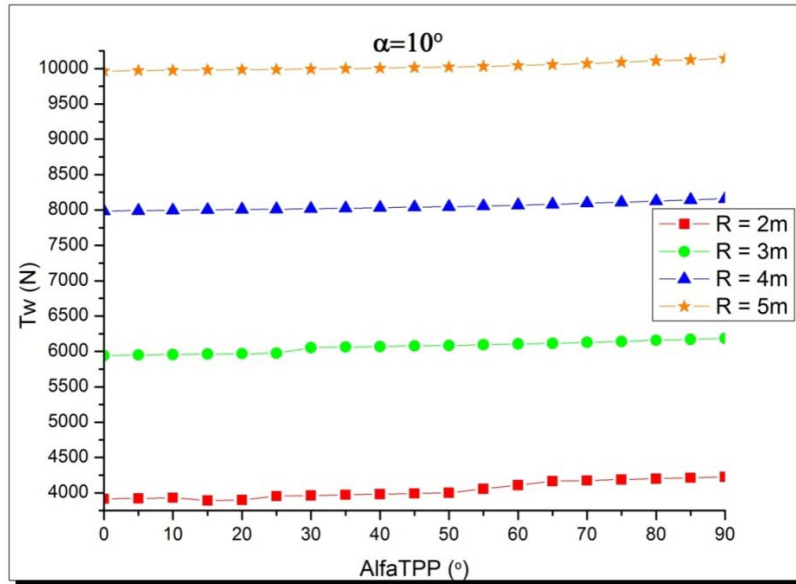
```

Anexo 4

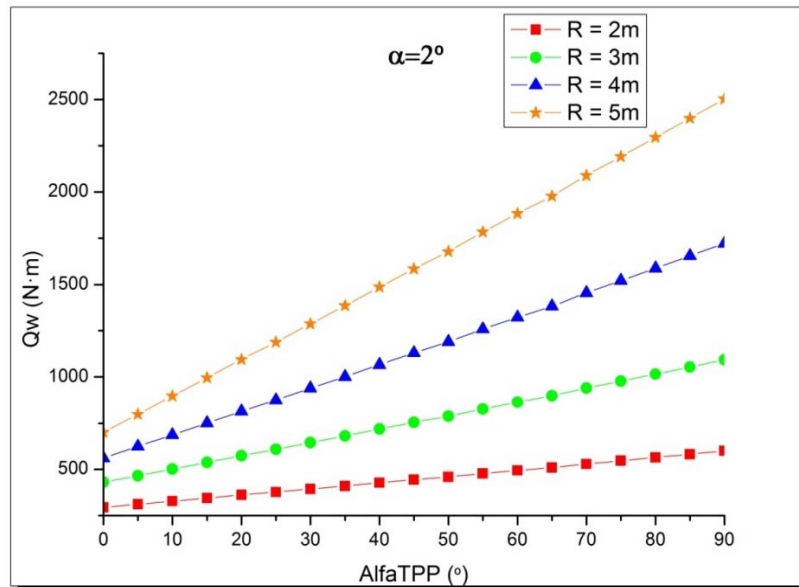
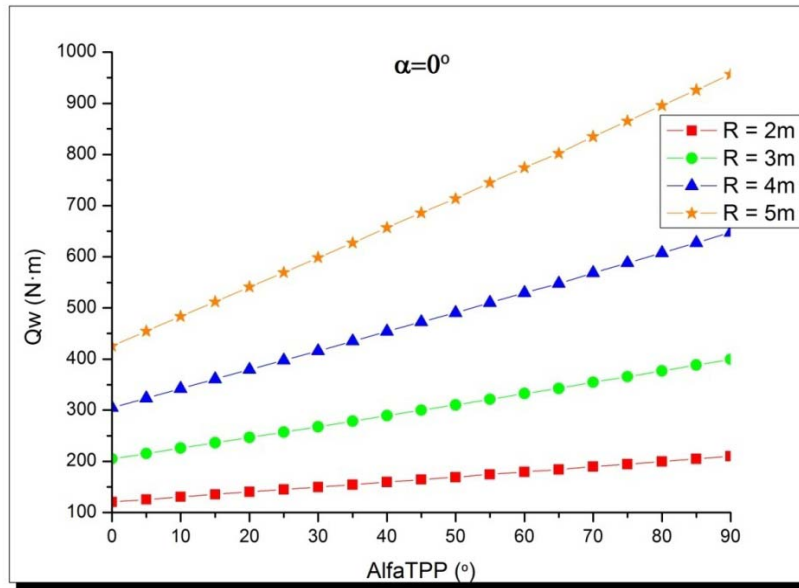
Tracção do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.

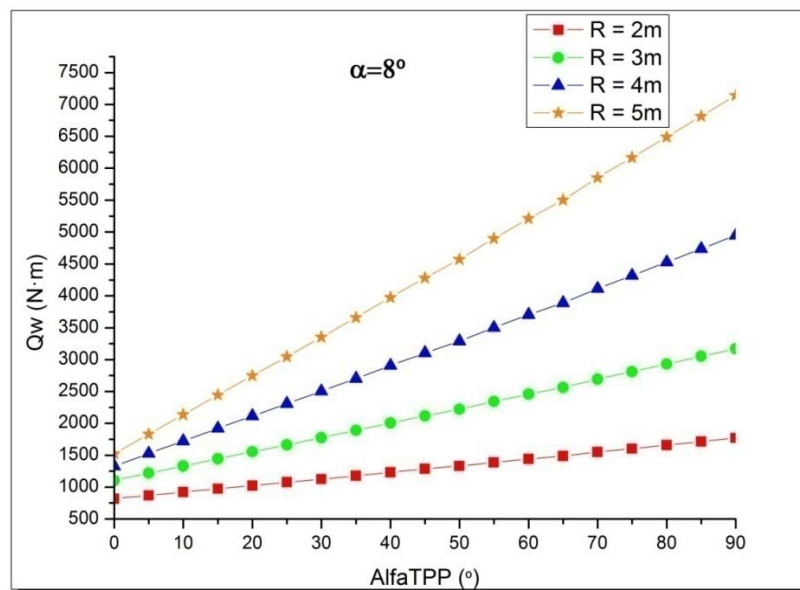
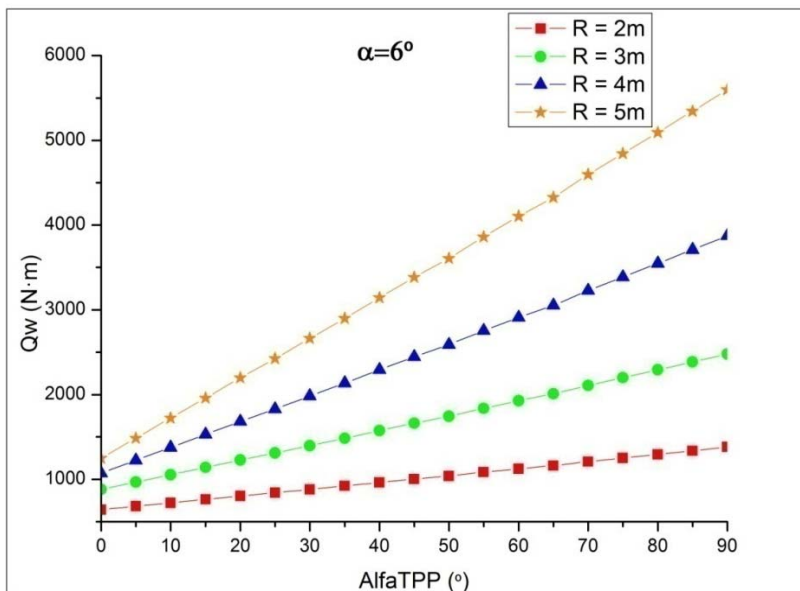
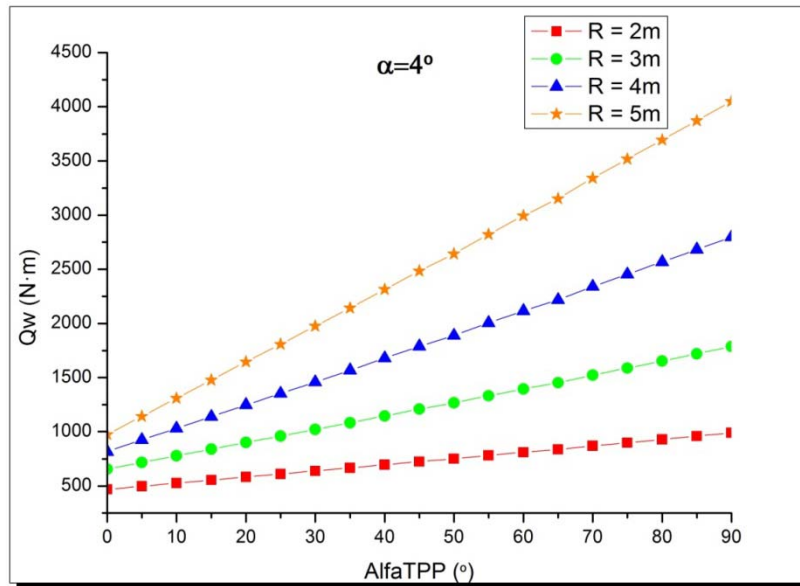


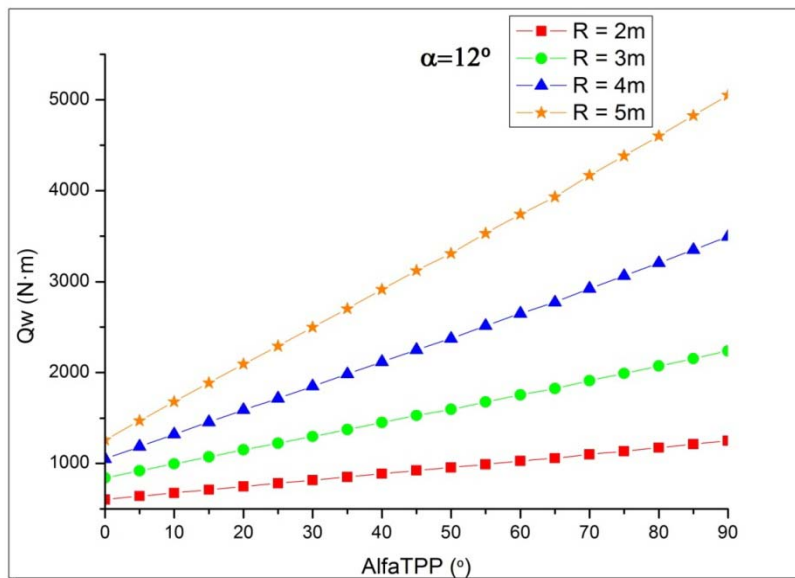
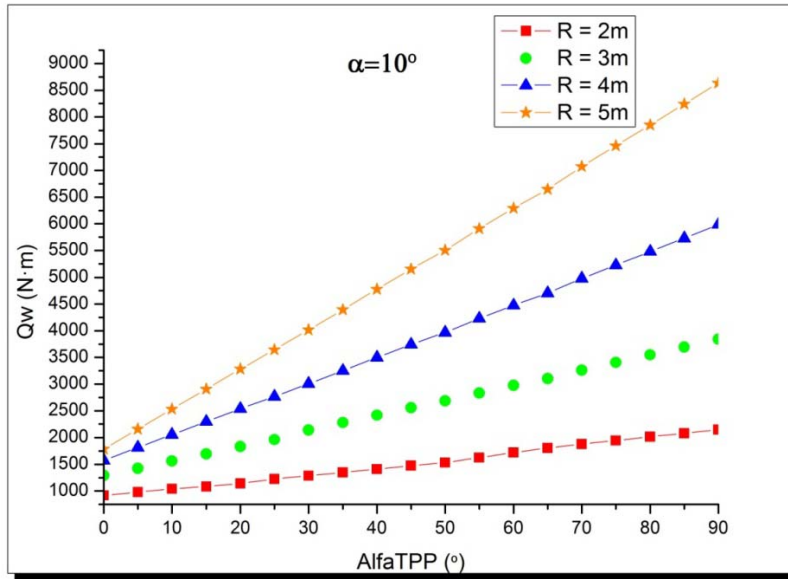




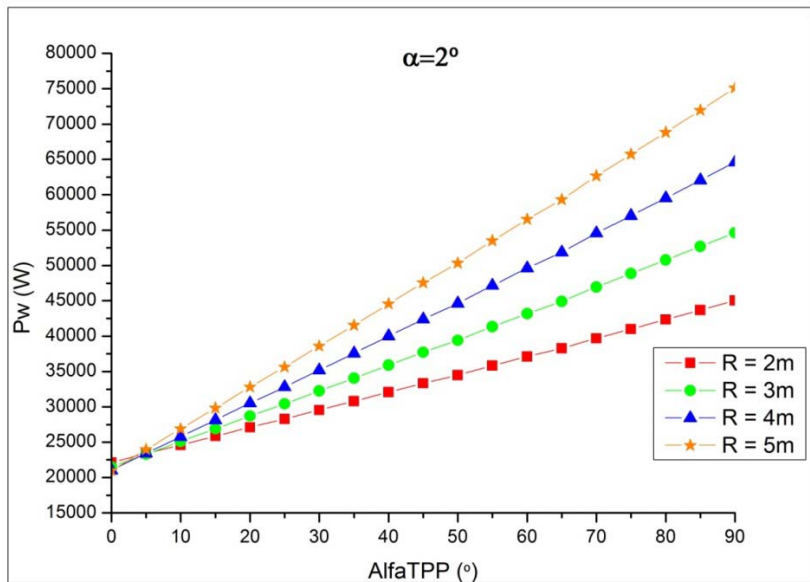
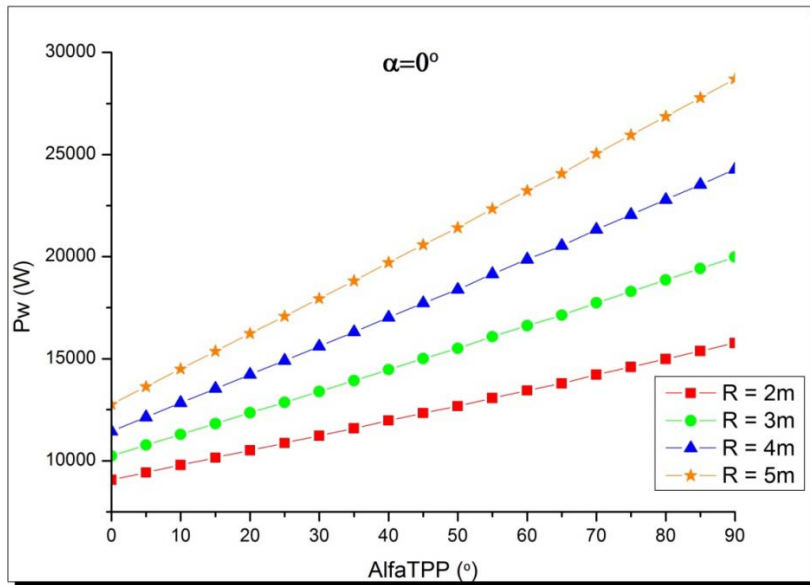
Torção do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.

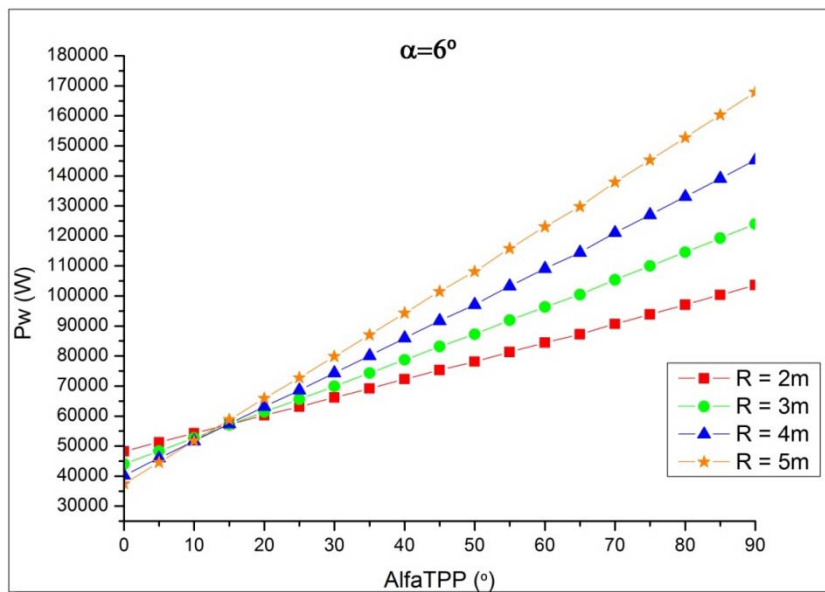
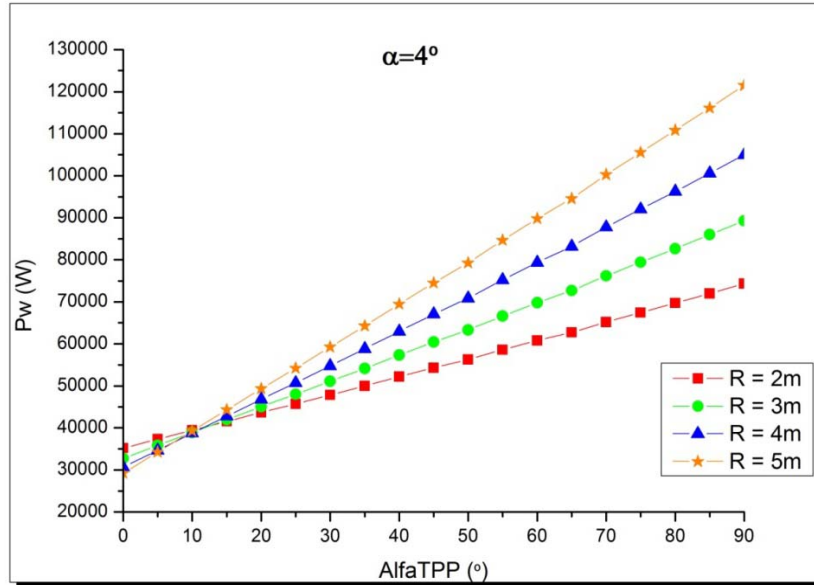


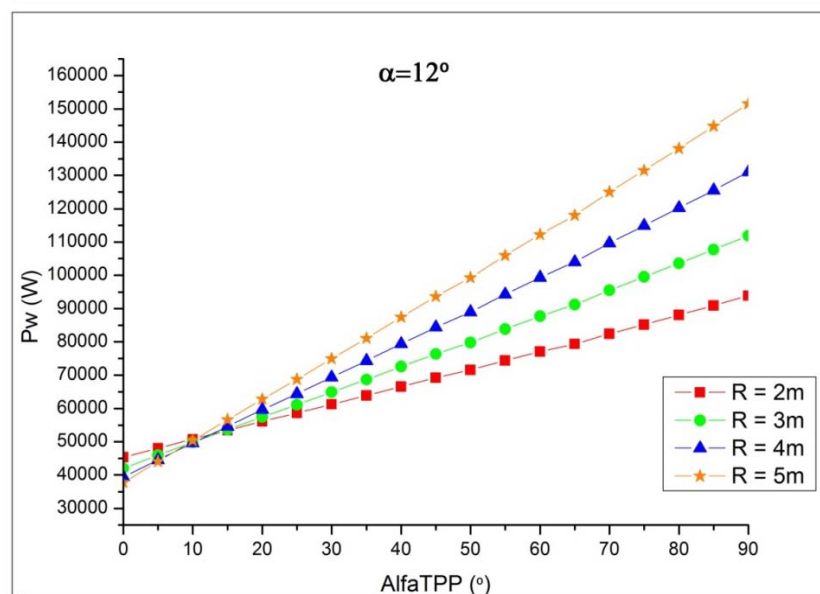
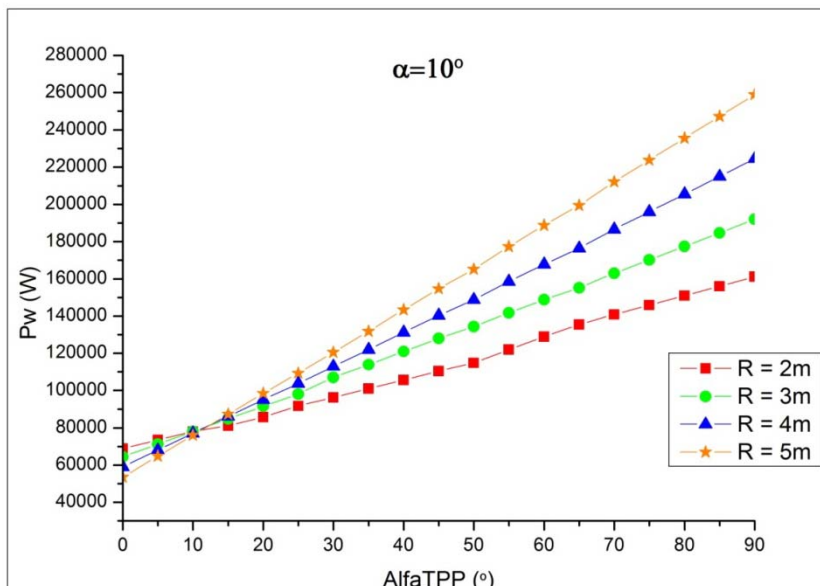
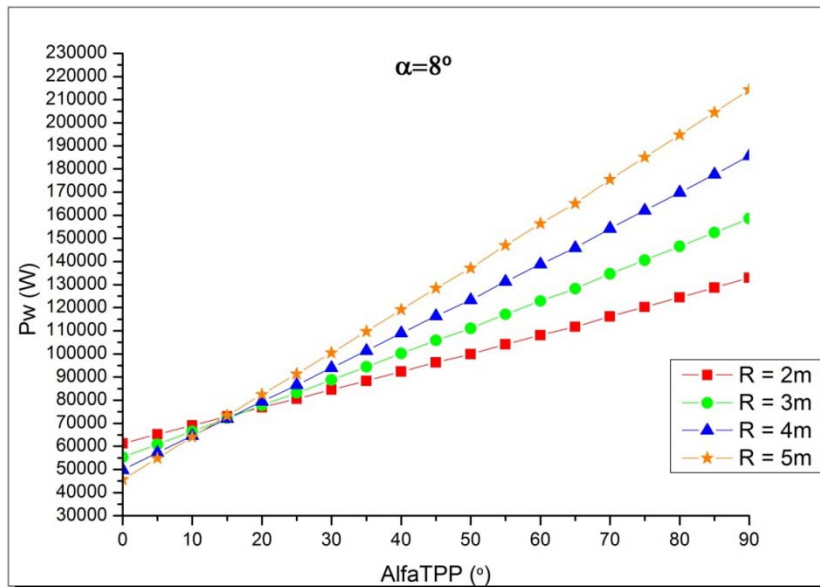




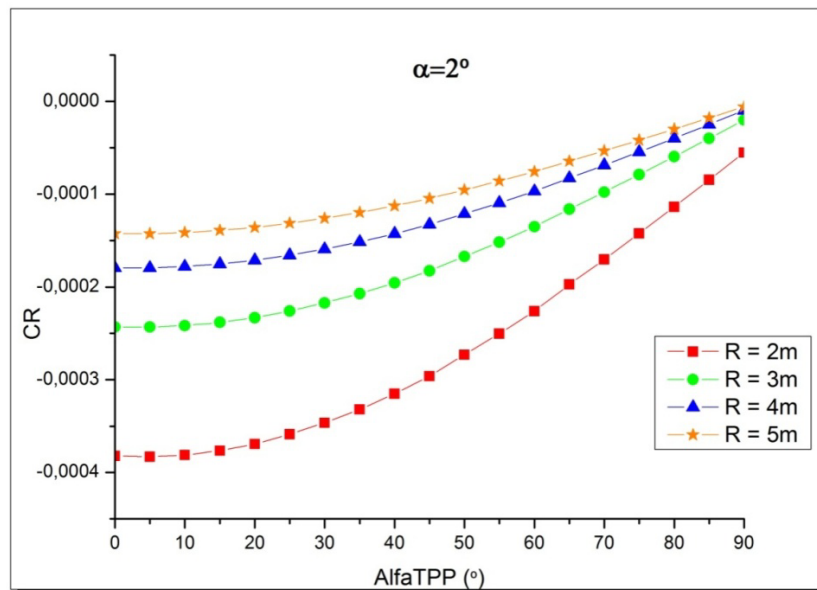
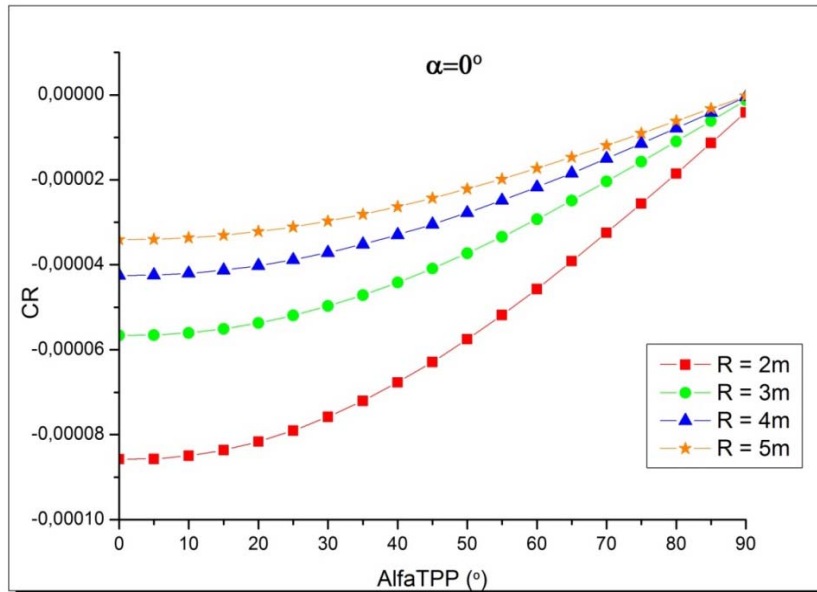
Potência do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.

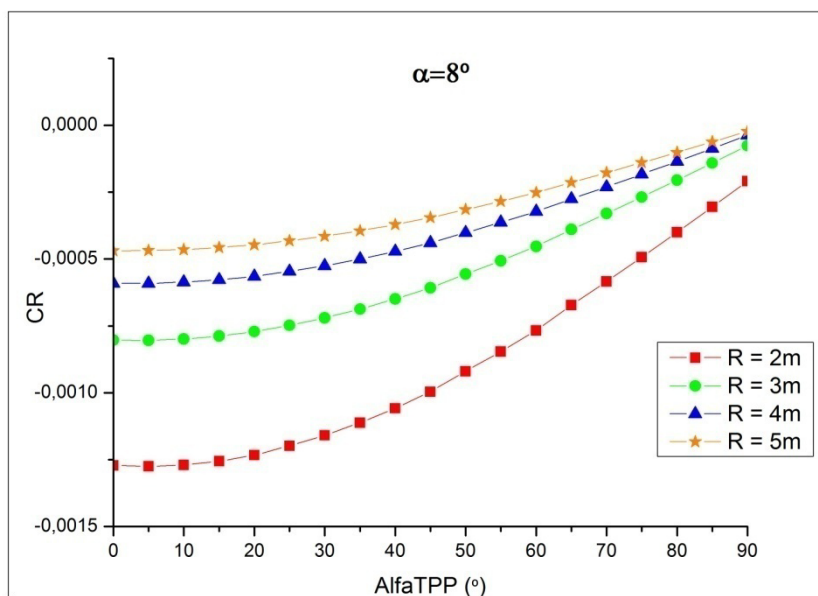
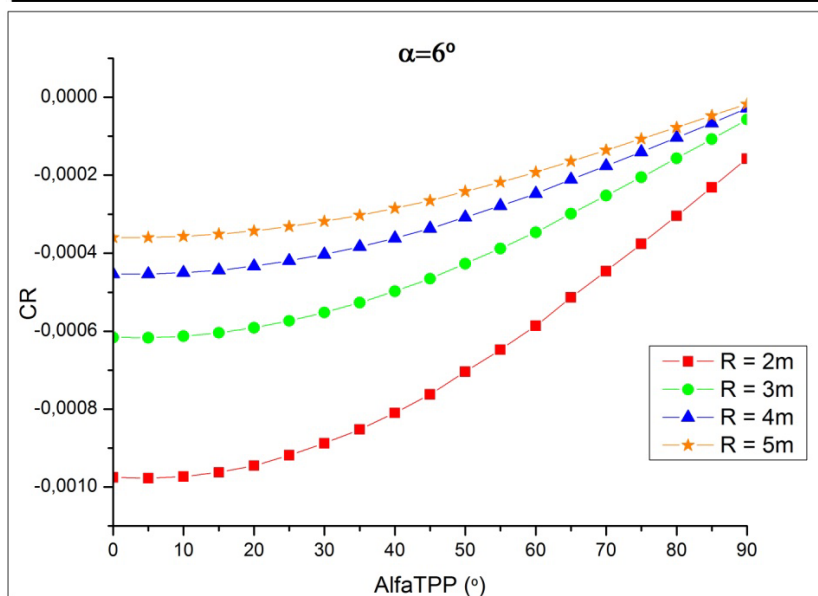
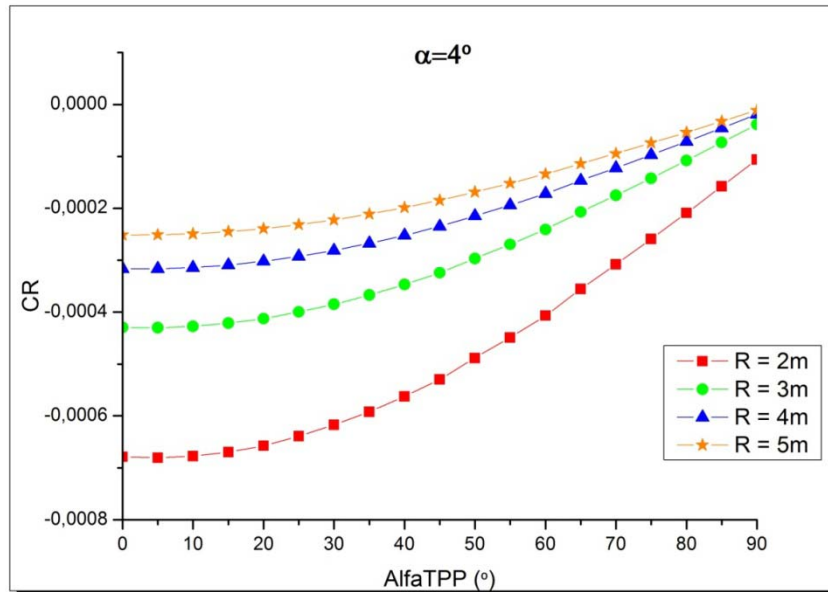


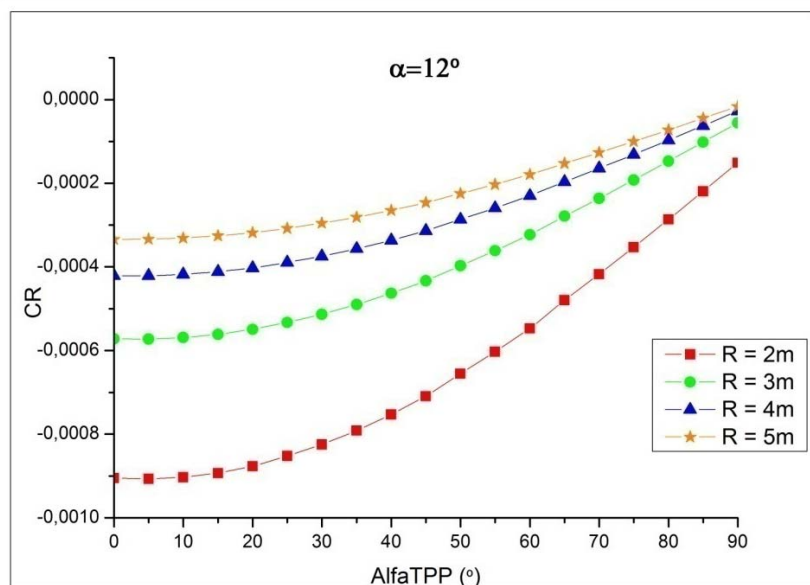
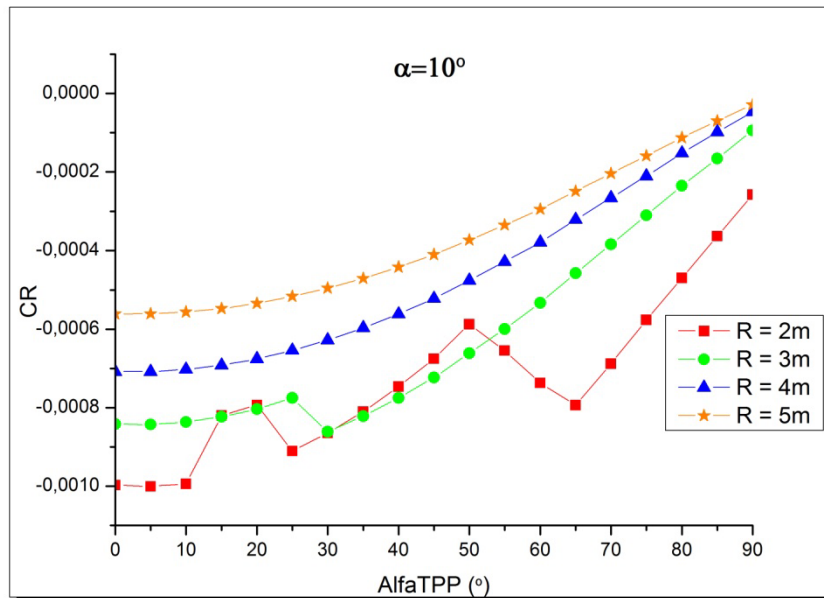




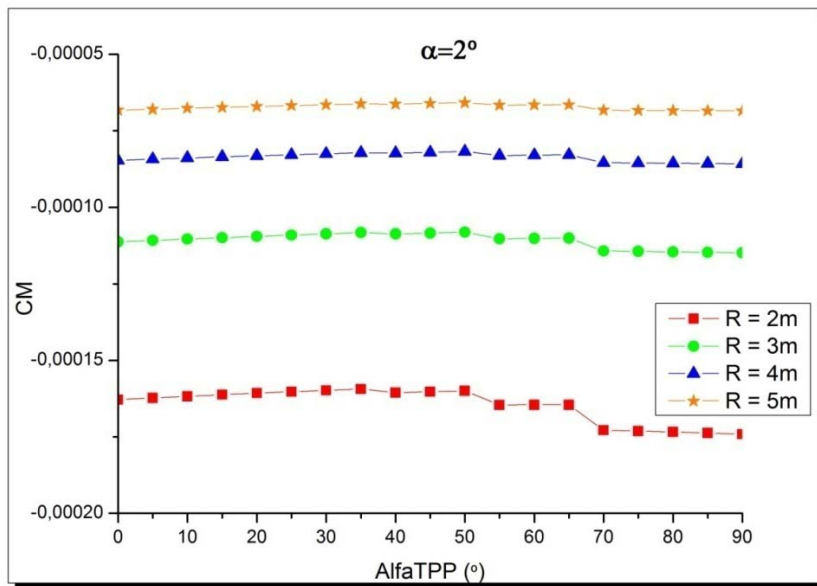
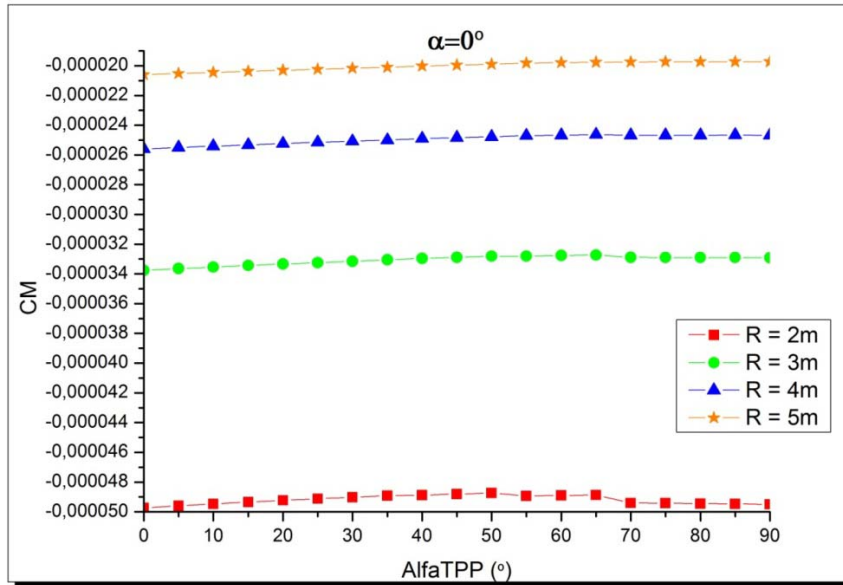
Coefficiente do momento de rolamento do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.

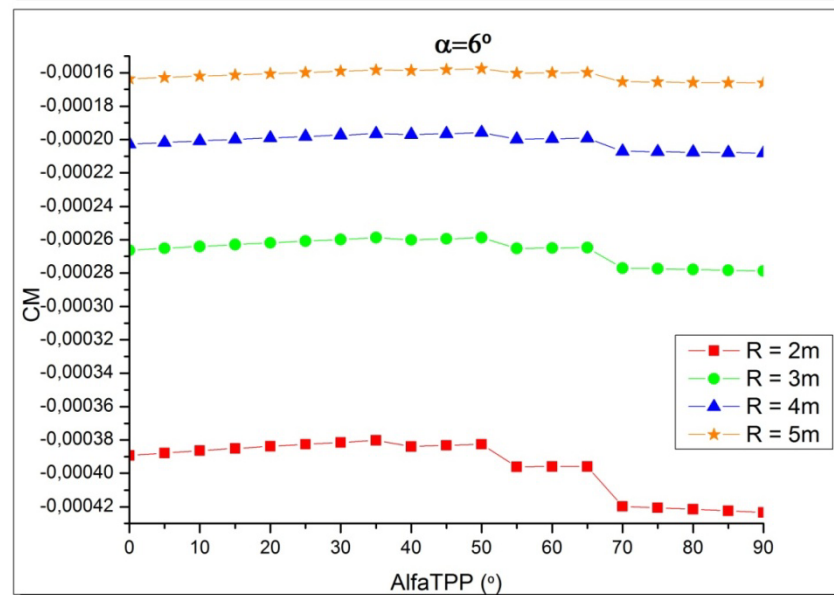
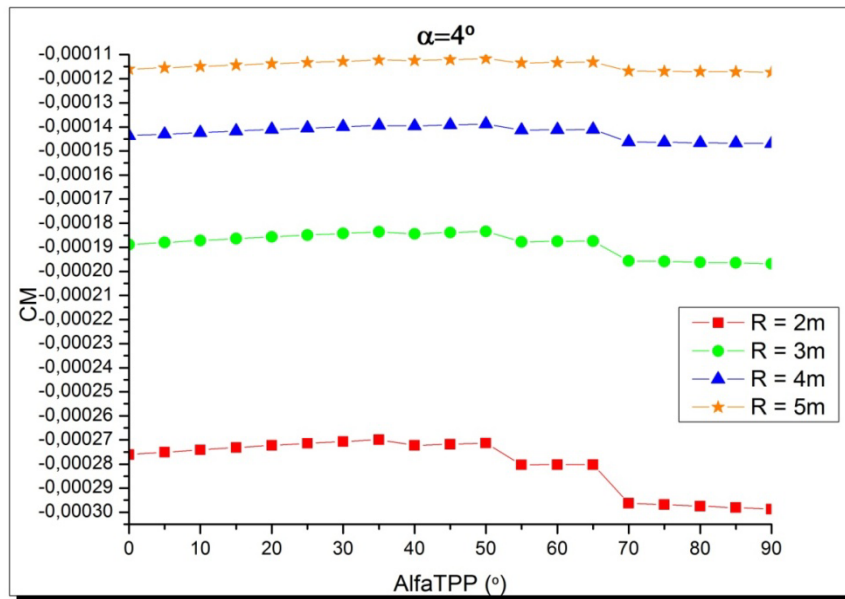


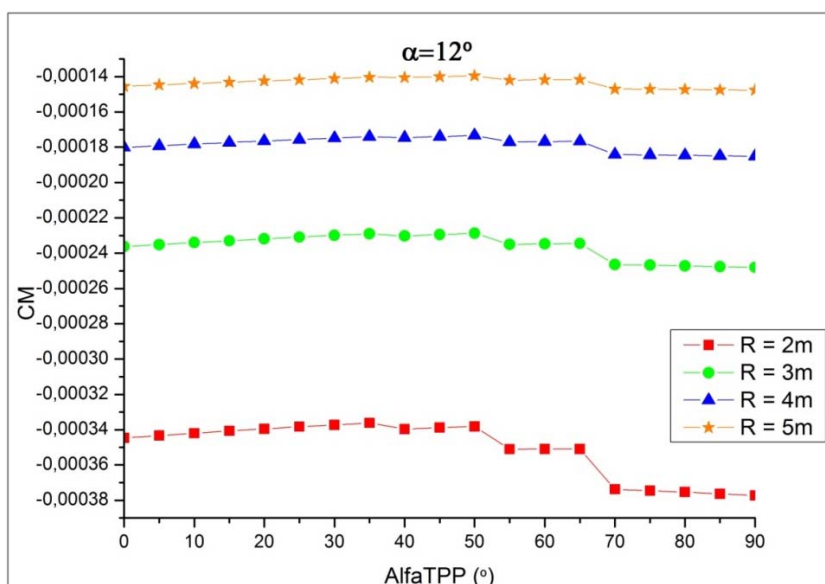
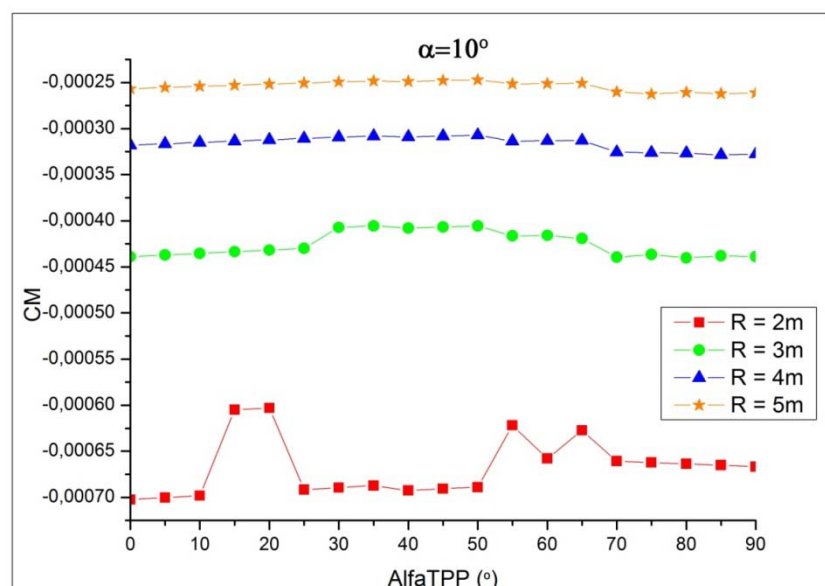
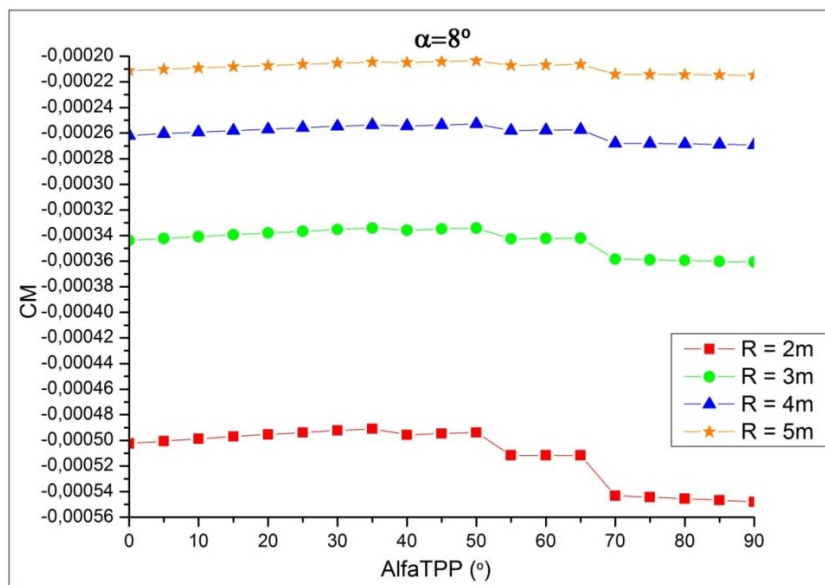




Coefficiente do momento de picada do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.







Coefficiente da Força H, coeficiente do arrasto do rotor de um autogiro para diferentes ângulos de ataque do rotor.

