

UNIVERSIDADE FEDERAL DE UBERLÂNDIA

ENGENHARIA AERONÁUTICA

GUILHERME MIQUELIM CAIRES

ANÁLISE DO DESEMPENHO DE HELICÓPTEROS E SUAS APLICAÇÕES

Uberlândia – Minas Gerais

2018

GUILHERME MIQUELIM CAIRES

ANÁLISE DO DESEMPENHO DE HELICÓPTEROS E SUAS APLICAÇÕES

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia como requisito à obtenção do título de obtenção do grau de Bacharel em Engenharia Aeronáutica.

Orientador: Leonardo Sanches.

UBERLÂNDIA

2018

TERMO DE APROVAÇÃO

GUILHERME MIQUELIM CAIRES

ANÁLISE DO DESEMPENHO DE HELICÓPTEROS E SUAS APLICAÇÕES

Projeto de Conclusão de Curso apresentado ao Curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia como requisito à obtenção do título de Bacharel em Engenharia Aeronáutica, pela seguinte banca examinadora:

Aprovado em: ____ de _____ de _____.

Professor Dr. Leonardo Sanches

Orientador

Universidade Federal de Uberlândia, UFU.

Engenheiro Leonardo Campanine Sicchieri

Universidade Federal de Uberlândia, UFU.

Professor Dr. Tobias Souza Moraes

Universidade Federal de Uberlândia, UFU.

Dedico este trabalho aos meus pais, minha namorada, minha família e todos que sempre acreditaram que eu chegaria até aqui.

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente aos meus pais Clóvis e Helena por sempre colocarem as minhas necessidades antes das deles, me dando todas as condições de me formar como engenheiro. Agradeço também ao resto de minha família que sempre esteve ao meu lado e torceu por mim.

À minha namorada Jayne por estar ao meu lado desde que nos conhecemos, sempre dando conselhos, me ajudando e me alegrando (juntamente como nosso trio). Aos meus amigos tanto da minha cidade natal quanto de Uberlândia (em especial ao pessoal da turma 06 da engenharia aeronáutica) por todos os momentos juntos.

Por fim à Faculdade de Engenharia Mecânica da UFU, por sua estrutura física e pelo corpo docente de alto nível – em especial ao meu orientador Leonardo Sanches que além de um excelente professor foi também um grande amigo nessa jornada.

RESUMO

Este trabalho irá estudar um pouco sobre aeronaves de asa rotativa, mais especificamente helicópteros. Será visto o histórico desse tipo de aeronave, um pouco sobre sua aerodinâmica e desempenho e como as equações de desempenho afetam na escolha de projeto do tipo de rotor.

Para isso foram realizadas pesquisas históricas sobre esse tipo de aeronave, foram deduzidas as equações de desempenho as quais depois foram, com o auxílio de dados de helicópteros já famosos no mercado, colocadas em prática. A partir dos resultados dessas equações a análise de projeto foi feita.

Palavras-Chave: helicópteros, asa rotativa, rotor, desempenho, análise de projeto.

ABSTRACT

This paper will study about rotary wing aircrafts, more specifically helicopters. It will be seen the history of this type of aircraft, a little about its aerodynamics and performance and how the performance equations affect in choosing the rotor type during design.

For this historical researches on this type of aircraft were carried out, the performance equations were deduced which after, with the aid of data from famous helicopters that already are in the market, were put into practice. From the results of these equations the project analysis was done.

Keyword: helicopters, rotary wing, rotor, performance, design analysis.

LISTA DE FIGURAS

Figura 1: La Hélice, de Leonardo da Vinci. (Fonte: pt.wikipedia.org/wiki/Helicóptero_de_Leonardo_da_Vinci)	2
Figura 2: Helicóptero de Gustave Ponton d'Amecourt. (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015).....	3
Figura 3: O helicóptero Focke-Wulf FW-61 (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015).....	4
Figura 4: O helicóptero de Igor Sikorsky (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015).....	4
Figura 5: Comandos de voo do helicóptero (Fonte: http://blog.hangar33.com.br/conheca-os-comandos-que-controlam-os-helicopteros/).....	6
Figura 6: Partes do rotor principal . (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015).....	7
Figura 7: Helicópteros com rotores simples. Na esquerda Bell 206 - sem o sistema fenestron, na direita Kamov Ka-60 - com o sistema fenestron. (Fonte: https://br.rbth.com/defesa/2017/06/21/ka-60-de-helicoptero-militar-a-limusine-aerea_787105).....	9
Figura 8: Helicóptero com rotor tandem – Boeing CF47 (Fonte: https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Chinook_(UK_variants)).....	10
Figura 9: Helicóptero com rotor contra-rotativo - Kaman K-Max (Fonte: http://vantvirtual.blogspot.com/2013/02/helice-ou-rotor-de-helicoptero.html)	11
Figura 10: Helicóptero com rotor coaxial (Fonte: https://www.quora.com/Why-coaxial-helicopter-rotor-blades-are-so-uncommon).....	12
Figura 11: Helicóptero com rotor duplo - Mil mi 12 (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015).....	12
Figura 12: Helicóptero do tipo notar - MD 520-n (Fonte: https://www.militaryaircraft.de/pictures/civilian/helicopter/MD-500/MD-500.html).....	13
Figura 13: Ângulos e velocidades de uma pá (Fonte: Vedovoto, 2015)	15
Figura 14: Forças produzidas pela pá (Fonte: Vedovoto, 2015)	15
Figura 15: Forças durante o voo vertical (Fonte: http://www.danubewings.com/helicopter-hovering-flight/ - adaptado pelo autor)	18
Figura 16: Forças atuante no helicóptero durante o voo horizontal (Fonte: http://www.danubewings.com/helicopter-forward-flight/)	19
Figura 17: Forças e velocidades do fluido no voo pairado (Fonte: Filippone, 2006)...	20
Figura 18: Forças em um helicóptero durante o voo horizontal (Fonte: Filippone, 2006).....	28
Figura 19: Modelo dinâmico de uma aeronave em subida	31

Figura 20: Potência necessária para o voo pairado.....	37
Figura 21: Autonomia para voo pairado	38
Figura 22: Velocidade induzida por velocidade de subida	39
Figura 23: Potência necessária para várias velocidades de subida	40
Figura 24: Potência necessária para voo de cruzeiro	41
Figura 25: Eficiência aerodinâmica em cruzeiro	42
Figura 26: Autonomia em cruzeiro	42
Figura 27: Alcance em cruzeiro	43
Figura 28: Potência necessária para várias velocidades de cruzeiro	44
Figura 29: Alcance para várias velocidades de cruzeiro	45
Figura 30: Autonomia para várias velocidades de cruzeiro.....	45
Figura 31: Tração e potência para diferentes tipos de motores (Fonte: Monash University archives).....	49

LISTA DE TABELAS

Tabela 1: Dados do helicóptero Eurocopter EC-365	34
Tabela 2: Dados do helicóptero Boeing Vertol CH 47SD.....	35
Tabela 3: Dados do helicóptero Kaman K-MAX	35
Tabela 4: Dados do helicóptero Kamov Ka-50	36
Tabela 5: Dados do helicóptero MD 520-N	36
Tabela 6: Resultados de desempenho para voo pairado	38
Tabela 7: Máximas velocidades de subida	40
Tabela 8: Resultados de desempenho do voo em cruzeiro	43

LISTA DE SÍMBOLOS

A_{disco} – Área do disco do rotor

A_{ref} – Área de referência

c – Corda da pá

C_D – Coeficiente de arrasto

$\overline{C_D}$ – Coeficiente de arrasto das pás

C_L – Coeficiente de sustentação

C_p – Coeficiente de potência

C_T – Coeficiente de potência

D – Força de arrasto

E – Autonomia de voo

E_{ff} – Eficiência aerodinâmica

F – Força resistiva

g – gravidade terrestre

h – Altura em relação ao solo

L – Força de sustentação

$\dot{m}$ – Fluxo mássico de combustível

N – número de pás

P – Potência total

P_w – Potência para vencer a força peso

P_D – Potência para vencer a força de arrasto das pás

P_L – Potência de perdas

P_P – Potência para vencer a força de arrasto da fuselagem

P_{tr} – Potência para manter o rotor traseiro funcionando

Q – Torque resistivo

r – Posição adimensional

R – Alcance de voo

R – Força aerodinâmica resultante

R – Raio do disco do rotor

SFC – Consumo específico de combustível

T – Força tração/empuxo

V_c – Velocidade de subida da aeronave
 V_h – Velocidade induzida do rotor no voo pairado
 V_{local} – Velocidade do elemento de pá
 v_i – Velocidade induzida do rotor
 V_R – Velocidade relativa
 V_∞ – Velocidade da Aeronave; Velocidade do Fluido
 w – Velocidade de downwash
 W – Peso da aeronave
 y – Posição do elemento de pá
 α – Ângulo de ataque
 β – Ângulo geométrico
 ϕ – Ângulo de deslizamento
 ψ – Ângulo de azimute
 γ – Ângulo da força resultante
 ρ – Densidade do ar
 μ – Velocidade adimensional
 Ω – Velocidade Angular

SUMÁRIO

1.	Capítulo I – Introdução.....	1
2.	Capítulo II – Revisão Bibliográfica.....	2
2.1.	Histórico.....	2
2.2.	Aplicações, vantagens e desvantagens.....	5
2.3.	Principais elementos	5
2.4.	Tipos de rotores	8
3.	Capítulo III – Aerodinâmica dos helicópteros.....	14
3.1.	Teoria dos elementos de pá.....	14
3.2.	Voo vertical.....	18
3.3.	Voo horizontal	18
4.	Capítulo IV - Desempenho de helicópteros.....	20
4.1.	Desempenho em voo pairado.....	20
4.2.	Desempenho em voo de subida vertical	25
4.3.	Desempenho em voo horizontal	27
5.	Capítulo V – A escolha do tipo de rotor baseado em questões de desempenho.....	34
5.1.	Análise de desempenho para as aeronaves descritas	37
5.2.	Análise de desempenho com variação na velocidade de cruzeiro	44
6.	Capítulo VI – Considerações finais	47
7.	Referências	48
8.	Anexos.....	49
8.1.	Uso da potência ao invés de tração	49

1. Capítulo I – Introdução

Helicópteros são um tipo de aeronave mais pesada que o ar, a qual são propulsionadas por rotores. Como esses rotores são giratórios helicópteros são considerados aeronaves de asa rotativa.

Destaca-se que foi verificado que existem poucos aprofundamentos no curso de engenharia aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia referente a helicópteros. Deste modo pesquisar um pouco sobre esse tipo de aeronaves é extremamente importante para conhecer seus histórico e suas funcionalidades. Ressalta-se ainda que os helicópteros são aeronaves que possuem um mercado mundial significativo.

Ao iniciar a pesquisa teve-se como perguntal inicial: helicópteros com diferentes tipos de rotores possuem diferente funcionalidades, baseando em seu desempenho? Devem ser usados para diferentes tipos de trabalhos? A hipótese inicial era que sim, helicópteros que possuem o mesmo tipo de rotores devem ser usados para missões em específico, já que seu desempenho proporciona tal efeito.

Tendo essas situações em mente esse trabalho tem como objetivo um estudo geral dos helicópteros, mais especificamente:

- Estudo do histórico dos helicópteros;
- Discussão das partes, missões e aplicações de helicópteros;
- Estudo da aerodinâmica dos helicópteros;
- Estudo do desempenho dos helicópteros;
- Aplicações das equações de desempenho para diferentes tipos de helicópteros e análise do melhor tipo de rotor.

O método escolhido para essa pesquisa foi o bibliográfico, com estudo de algumas teorias sobre helicópteros em livros, slides e pesquisa de informações em páginas das próprias fabricantes.

Acredita-se que o estudo dos helicópteros trará muitos benefícios, dentre eles a busca de conhecimento de um diferente tipo de aeronave, compreendendo seus detalhes técnicos e funcionalidades.

2. Capítulo II – Revisão Bibliográfica

2.1. Histórico

Embora o voo por asa fixa seja o principal foco dos historiadores da aviação, o voo por asa rotativa foi o primeiro a ser registrado na história.

Esse primeiro registro se deu na China, cerca de 400 anos antes de Cristo. Os primeiros voos com asa rotativa se deram por rotores com penas de aves presas em uma haste; essas quando giradas na palma da mão ganhavam sustentação e eram capazes de voar. Atualmente esse primeiro esboço serve como um brinquedo infantil.

Já a primeira máquina com motor rotativo veio através de Leonardo da Vinci, com o nome de “La Hélice”. Embora nunca tenha saído do papel foi uma introdução ao mundo do helicóptero e seu desenho virou a base fundamental dele. Essa máquina pode ser vista na figura 1.

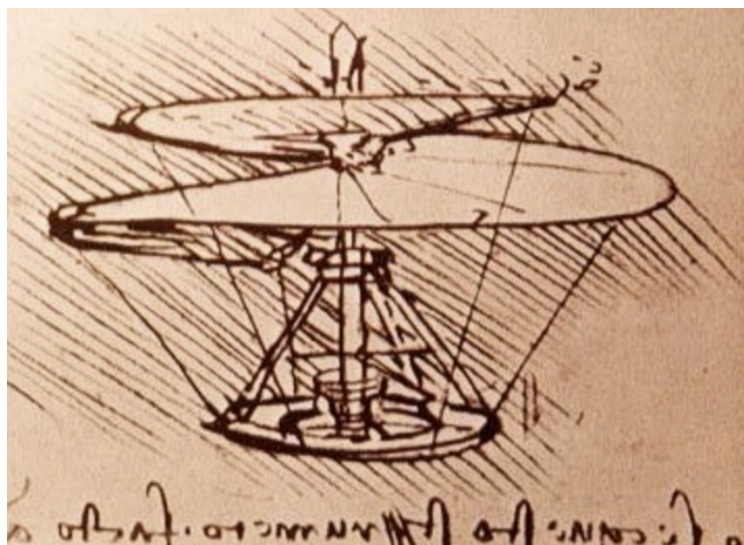


Figura 1: La Hélice, de Leonardo da Vinci. (Fonte: pt.wikipedia.org/wiki/Helicóptero_de_Leonardo_da_Vinci)

Por muito tempo pequenos avanços foram feitos, mas nenhum com grandes significados. Para citar alguns deles: Mikhail Lomonosov desenvolveu um rotor coaxial impulsionado por molas; Launoy e Bienvenu desenvolveram um modelo que consistia de dois rotores girando para lados opostos com penas de peru - melhoria no problema do torque; Cossus de França desenhava uma máquina movida à motor com três rotores.

O nome helicóptero surgiu em 1861 através do francês Gustave Ponton d'Amecourt que idealizou um modelo com hélices contrarrotativas, movidas também por um motor a vapor (o qual pode ser visto na figura 2). A origem do nome vem do grego e significa hélice (Helix) + asa (Pteron).

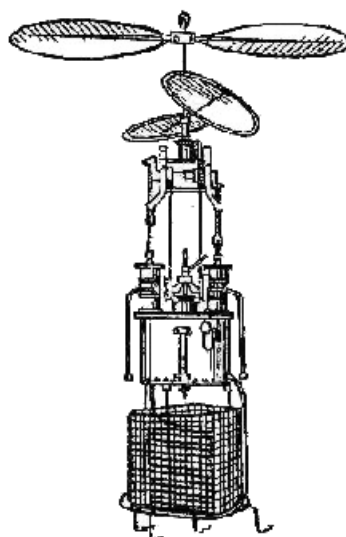


Figura 2: Helicóptero de Gustave Ponton d'Amecourt. (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015)

Os grandes avanços no desenvolvimento dos helicópteros surgiram no início do século XIX, devido ao avanço do uso do motor de combustão interna. Com isso se tem as primeiras notícias de helicópteros que saíram do chão sem ajuda nenhuma: primeiro com Paul Cornu em 1907 (ficou alguns segundos no ar) e depois com Etienne Oehmichen em 1924 ao completar um voo fechado.

Também no início do século XX, em 1920 mais precisamente, o espanhol Juan de La Cierva juntou as ideias de aeronaves de asa fixa com asa rotativa ao adicionar rotores em um avião comum. Essa nova aeronave ficou conhecida como “Autogiro” e algumas de suas ideias foram incorporadas na construção de helicópteros.

O primeiro voo realmente bem sucedido em um helicóptero aconteceu em 1937 com o alemão Heinrich Focke. O helicóptero Focke-Wulf FW-61, que pode ser visto na figura 3, conseguiu atingir grandes feitos, tais como: uma hora e meia de voo, deslocamento em todas as direções, estabilidade e controle satisfatórios.



Figura 3: O helicóptero Focke-Wulf FW-61 (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015)

Porém foi com o ucraniano Igor Sikorsky em 1940 que o helicóptero consegue ser plenamente desenvolvido e atingir todos os seus requisitos de controle, estabilidade e aerodinâmica. Sikorsky abriu uma fábrica nos Estados Unidos e todos os helicópteros atuais se baseiam nos modelos construídos em sua fábrica. O helicóptero de Igor é mostrado na figura 4.



Figura 4: O helicóptero de Igor Sikorsky (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015)

No geral pode-se dizer que o desenvolvimento dos helicópteros não foi tão acelerado quanto o de aeronaves com asa fixa. Porém com o passar dos anos (principalmente em épocas de guerras) passaram a perceber que o helicóptero possuía grandes vantagens, ganhando assim extrema importância no cenário mundial.

2.2. Aplicações, vantagens e desvantagens

A grande vantagem do helicóptero é que ele pode decolar e pousar na vertical (VTOL), sendo assim é a aeronave ideal para missões com terrenos de difícil acesso – principalmente para missões de resgate. Mesmo quando não é possível realizar o pouso o helicóptero consegue pairar no ar em baixas altitudes, permitindo que equipes desçam e cheguem ao local desejado.

Outra vantagem do helicóptero é que ele pode voar em baixas altitudes e em baixas velocidades por bastante tempo, levando assim a suas aplicações militar: acertar alvos no chão (menor velocidade maior precisão no tiro) e de deixar previsões para os soldados de forma rápida e prática. Por serem lentos ficam mais passíveis de sofrerem um ataque também, sendo assim normalmente é utilizado uma aeronave de asa fixa no auxílio militar dos helicópteros.

Por fim pode-se dizer que as grandes desvantagens do helicóptero são sua difícil manutenção, sua restrição dinâmica e seu alto custo. Isso se deve ao fato que os helicópteros possuem peças mais complexas que as aeronaves convencionais, além de possuir alt níveis de vibração.

2.3. Principais elementos

Comandos de voo:

São 4 os principais comandos de voo de um helicóptero: o cíclico, o coletivo, os pedais e a manete de RPM. Dependendo da tecnologia do helicóptero a transmissão de comandos é mecânica, podendo ter ajuda de servos hidráulicos e/ou elétricos.

O cíclico fica localizado entre as pernas do piloto que o controla através de sua mão direita. Sua função é permitir as manobras no plano horizontal do helicóptero, permitindo que

ele vá para frente e para trás ou para a direita e para a esquerda. Ele altera o passo das pás, aumentando em um setor e diminuindo em outro de diâmetro oposto fazendo com que o plano de rotação se incline para a direção de voo desejada.

O coletivo é uma alavanca localizada do lado esquerdo do piloto. Sua função é o controle vertical do helicóptero (subir e descer). O coletivo altera o ângulo de ataque das pás do rotor principal, mudando assim a sustentação gerada por elas.

Os pedais são responsáveis pela capacidade do helicóptero girar sobre seu próprio eixo e controlam o ângulo de ataque das pás do rotor de cauda, dando mais ou menos torque para a aeronave. Vale lembrar que os pedais em posição neutra já estão gerando um torque positivo, o qual anula o torque gerado pelo rotor principal.

Por fim há a manete de RPM que fica localizada junto com o coletivo. Ela é responsável pelo controle de combustível admitido, permitindo que os demais comandos se realizem. A manete de RPM se ajusta automaticamente, sendo necessário apenas um ajuste fino por parte do piloto.

Os comandos de voo são demonstrado na figura 5.

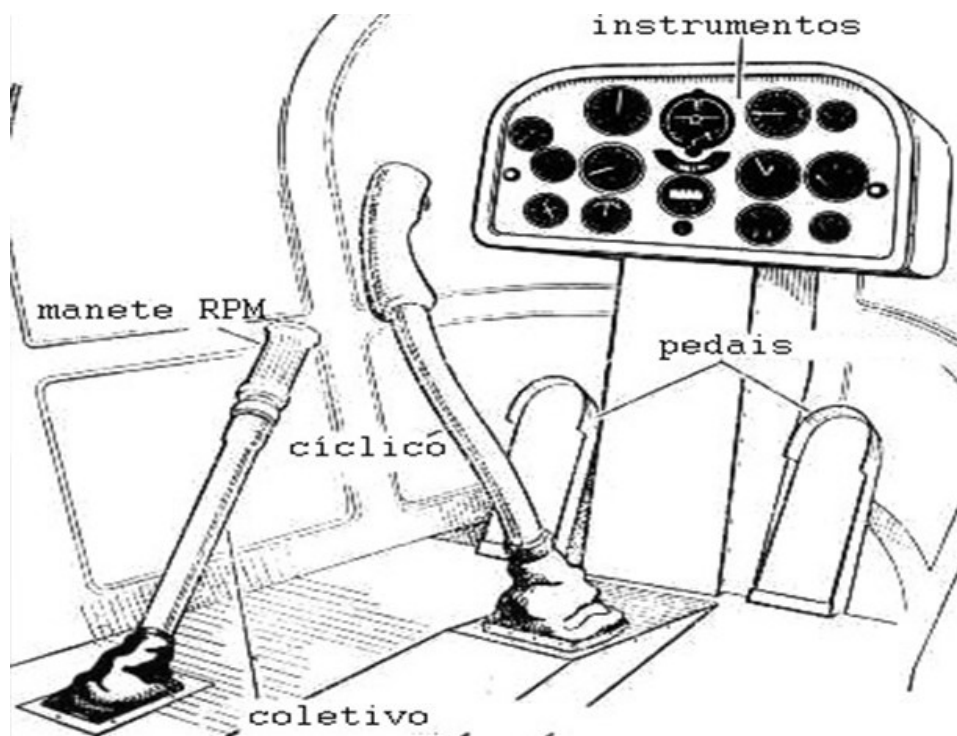


Figura 5: Comandos de voo do helicóptero (Fonte: <http://blog.hangar33.com.br/conheca-os-comandos-que-controlam-os-helicopteros/>)

Rotor principal:

O rotor principal pode ser considerado como a parte mais importante de um helicóptero já que ele é o responsável por transformar a potência do motor em forças de tração e sustentação da aeronave. Logo ele é peça fundamental na estabilidade e direcionabilidade da aeronave. O rotor recebe a força do motor através do sistema de transmissão.

As principais peças do rotor principal são:

- Pás: Responsável pela sustentação;
- Mastro: Eixo vertical que recebe o movimento giratório da transmissão principal, levando ao rotor principal. É o eixo de acionamento do rotor.
- Cubo: Liga o rotor ao mastro;
- Punhos (ou garras): Ligam as pás ao cubo;
- Braço de arrasto: Fixa as pás aos punhos, impedindo o avanço e/ou recuo deles;
- Swash-Plate (unidade misturadora): Leva os movimentos do cíclico e do coletivo às pás do rotor. É composto por uma estrela estacionária (inferior), que recebe os movimentos do cíclico e do coletivo e uma rotativa (superior), que gira com o rotor principal, transmitindo os movimentos para as pás. A transmissão do comando é feita com o auxílio de uma haste, conhecida como “haste de comando”, e de uma peça chamada “chifre de mudança de passo”;
- Freio do Rotor: Ferramenta para parar o rotor após o desligamento dos motores; nem todos os helicópteros possuem essa peça.

As peças do rotor são demonstradas na figura 6.

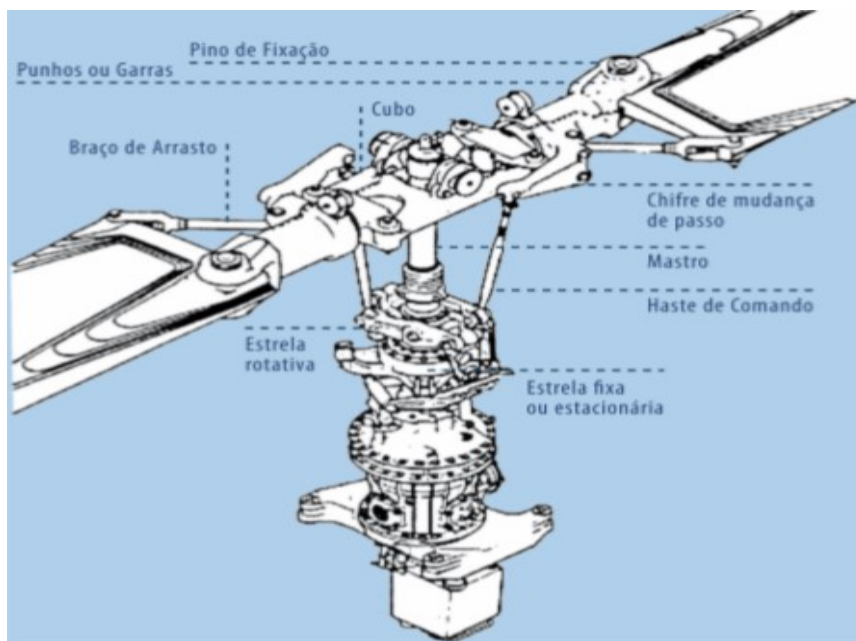


Figura 6: Partes do rotor principal . (Fonte: Machado e Reisendorfer, 2015)

Rotor de cauda:

Serve para anular o torque gerado pelo rotor principal. Sua rotação é cerca de 5 vezes menores que a do rotor principal. Seus componentes são basicamente as pás e o sistema de transmissão (que transmite os comandos dos pedais).

Outros elementos:

Sobre os motores de um helicóptero pode-se dizer que dois tipos são utilizados: o motor a pistão com explosão interna e o motor a reação turbo-eixo (semelhante a um turbo hélice), sendo esse segundo mais utilizado nos dias de hoje.

Os demais elementos principais de um helicóptero podem ser comparados com os de uma aeronave com asa fixa. São os principais: fuselagem, estabilizadores verticais e horizontais, tanques de combustível, trem de pouso, etc.

2.4. Tipos de rotores**Rotor simples:**

Configuração mais comum nos dias de hoje. O helicóptero possui dois rotores, um principal e um na cauda. Tem como principal vantagem o baixo custo de produção e simplicidade mecânica.

Uma variedade desse tipo de helicóptero é o Fenestron. Nele o rotor traseiro é protegido por uma conduta, permitindo uma maior segurança ao redor da aeronave.

A figura 7 demonstra um exemplo de helicóptero com rotor simples sem Fenestron e um com Fenestron.



Figura 7: Helicópteros com rotores simples. Na esquerda Bell 206 - sem o sistema fenestron, na direita Kamov Ka-60 - com o sistema fenestron. (Fonte: https://br.rbth.com/defesa/2017/06/21/ka-60-de-helicoptero-militar-a-limusine-aerea_787105)

Rotor Tandem:

Dois rotores principais colocados em linha (um na parte dianteira e outro na traseira do helicóptero em diferentes alturas) e em mastros distintos. O torque é anulado devido à contrariedade da rotação dos rotores. Tem como vantagem um ótimo desempenho no levantamento de peso (toda a potência do motor pode ser usada na criação de sustentação ao invés de perder uma parte para o equilíbrio do torque), já a desvantagem é a complexidade do sistema mecânico.

O sistema do coletivo é o mesmo para ambos os rotores, porém o sistema do cíclico é oposto entre eles – por exemplo: para ir para frente o rotor dianteiro terá seu passo reduzido enquanto o rotor traseiro terá seu passo aumentado, permitindo o voo. O pedal também opera de forma contrária para os dois rotores; ele inclina um rotor para um lado e o outro rotor para o outro lado, permitindo assim o giro.

Um exemplo de helicóptero com rotor tandem se encontra na figura 8.



Figura 8: Helicóptero com rotor tandem – Boeing CF47 (Fonte: [https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Chinook_\(UK_variants\)\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Boeing_Chinook_(UK_variants))))

Rotor contra-rotativo (ou rotores entrelaçados):

Dois rotores principais praticamente que juntos, porém com dois mastros distintos e em diferentes angulações. Nesse tipo o torque também é anulado pela contrariedade da rotação dos rotores, não necessitando do rotor traseiro. Sua vantagem é a ótima manobrabilidade lateral (devido a inclinação das pás), além de suportar cargas maiores (novamente devido ao fato que toda a potência do motor vai para criação de sustentação), já a desvantagem é a construção que exige muito tempo e atenção (como o cálculo da sincronização das pás, por exemplo) e o problema de que a sustentação não é gerada de forma vertical.

Nesse tipo de helicópteros o sistema do cíclico e do coletivo atua de maneira conjunta para ambos os rotores. Os pedais realizam o giro do helicóptero através de estabilizadores verticais.

Um exemplo de helicóptero com rotor contra rotativo se encontra na figura 9.



Figura 9: Helicóptero com rotor contra-rotativo - Kaman K-Max (Fonte: <http://vantvirtual.blogspot.com/2013/02/helice-ou-rotor-de-helicoptero.html>)

Rotor coaxial:

Dois rotores principais no mesmo mastro, girando em sentidos contrários para anular o torque um do outro. A principal vantagem é a grande quantidade de carga que consegue transportar (toda a potência do motor vai para criação de sustentação) e uma segunda vantagem é que esse é o tipo de helicóptero mais silencioso (grande parte dos ruídos de helicópteros surge da interação dos fluidos que passam de um rotor para outro em mastros separados); e as desvantagens são a difícil montagem do mastro e a manutenção complexa.

O sistema do cíclico e do coletivo é o mesmo para ambos (eles transmitem o comando para o rotor inferior que passa para o rotor superior), e os pedais atuam em estabilizadores verticais.

Um exemplo de helicóptero com rotor coaxial se encontra na figura 10.



Figura 10: Helicóptero com rotor coaxial (Fonte: <https://www.quora.com/Why-coaxial-helicopter-rotor-blades-are-so-uncommon>)

Rotor duplo:

Dois rotores principais colocados em linha (um lado a lado do outro) em mastros distintos. A principal vantagem é a grande quantidade de carga que consegue transportar (potência do motor toda para a sustentação), já a desvantagem é o grande arrasto parasita que ele gera (uma pequena asa é necessária para acomodar os dois rotores em linha).

O sistema do cíclico e do coletivo é o mesmo para ambos rotores e os pedais atuam como estabilizadores verticais.

Um exemplo de helicóptero com rotor duplo se encontra na figura 11.



Figura 11: Helicóptero com rotor duplo - Mil mi 12 (Fonte: Machado e Reisdorfer, 2015)

NoTar:

Apresentam apenas o rotor principal, sem nenhum rotor traseiro. O torque é balanceado através de uma conduta de ar: há uma entrada de ar na fuselagem, logo após o rotor e antes da cauda do helicóptero, esse ar é direcionado para duas pequenas aberturas que ficam na cauda; as quais geram uma força através do efeito Coandã que irá balancear o torque gerado pelo rotor principal.

Por não possuírem rotor traseiro são helicópteros menores que os demais, tendo portanto as vantagens e desvantagens dessa configuração. Sobre as vantagens as principais são a segurança em solo (apenas um rotor) e o baixo ruído provocado por ele.

O giro do helicóptero pelos pedais se dá pela variação da velocidade do ar na saída do sistema notar.

Um exemplo de helicóptero notar se encontra na figura 12.



Figura 12: Helicóptero do tipo notar - MD 520-n (Fonte: <https://www.militaryaircraft.de/pictures/civilian/helicopter/MD-500/MD-500.html>)

3. Capítulo III – Aerodinâmica dos helicópteros

3.1. Teoria dos elementos de pá

A aerodinâmica de helicópteros durante o voo é baseada na teoria dos elementos de pá. Nessa teoria a pá de uma hélice é considerada um aerofólio rotativo que descreve um movimento helicoidal, porém que reage da mesma maneira que um aerofólio convencional de uma aeronave de asa fixa.

As pás são divididas em finitos elementos (por isso o nome da teoria), sendo que cada um dos elementos possui características geométricas e aerodinâmicas específicas. A divisão nos elementos não é aleatória e sim definida a partir da “estação da pá”, que é um comprimento em relação à linha de centro da hélice.

A ideia básica dessa teoria é que a combinação dos efeitos aerodinâmicos (arrasto e sustentação) de cada um dos elementos de pá gera uma força aerodinâmica resultante (R). A decomposição dessa força gera a força de tração na direção do movimento (T) - a qual fará o helicóptero se movimentar - e uma resistiva na direção paralela ao plano de rotação da hélice (F), a qual gera um torque resistivo (Q) que deve ser superado pela força do motor.

Para entender a matemática é necessário antes definir alguns termos do voo:

- Velocidade relativa (V_R): Os aerofólios das pás realizam tanto movimento de rotação quanto de translação, cada um com sua respectiva velocidade (sendo V_∞ a velocidade do helicóptero – movimento de translação – e ΩR a velocidade tangencial). A combinação dessas duas velocidades é a velocidade relativa do aerofólio avaliado na pá;
- Ângulo de ataque (α): Ângulo formado pela corda do aerofólio e a direção do seu movimento relativo ao ar;
- Ângulo geométrico (β): É o ângulo de incidência do aerofólio/pá. É medido em relação ao plano de rotação da hélice e a linha da corda da pá. Positivo na direção do movimento da aeronave e negativo na direção contrária;
- Ângulo de deslizamento (ϕ): Ângulo formado entre a velocidade resultante e o plano de rotação da hélice;

- Ângulo da força resultante (γ): É o ângulo entre a força de sustentação e a força resultante.

A teoria dos elementos de pá pode ser demonstrada pelas figuras 13 e 14 abaixo. Vale destacar porém que essas figuras tratam especificamente para a análise de uma seção de uma pá de um motor a hélice, sendo assim certas adaptações devem ser realizadas para a compreensão no helicóptero.

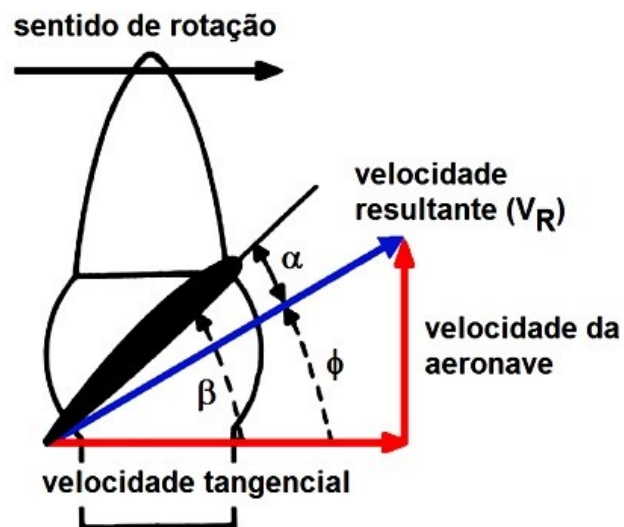


Figura 13: Ângulos e velocidades de uma pá (Fonte: Vedovoto, 2015)

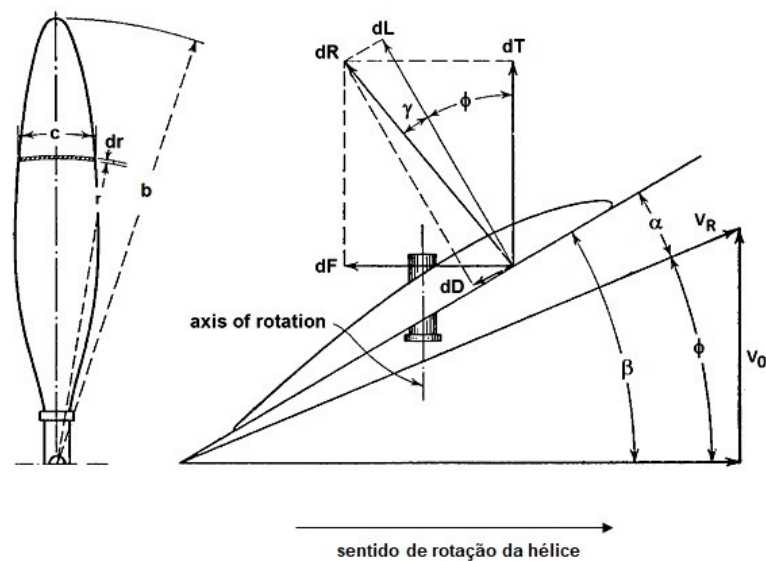


Figura 14: Forças produzidas pela pá (Fonte: Vedovoto, 2015)

O cálculo das forças existentes na pá pode ser demonstrado a seguir, com o auxílio das equações 2.1 até 2.11.

Forças aerodinâmicas:

As forças aerodinâmicas de sustentação (L) e arrasto (D), avaliadas em um perfil aerodinâmico, são dadas por definições já padrões da engenharia:

$$dL = 0,5 \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot C_L \cdot dy \quad (2.1)$$

$$dD = 0,5 \cdot \rho \cdot V_R^2 \cdot c \cdot C_D \cdot dy \quad (2.2)$$

Onde:

- $V_R =$ Velocidade relativa;
- $y =$ Posição do elemento de pá;
- $\rho =$ Densidade do ar;
- $c =$ Corda de uma seção da pá, localizada na seção;
- C_D e $C_L =$ Coeficientes de arrasto e sustentação da seção da pá.

As forças aerodinâmicas resultantes são dadas pela integração das equações 2.1 e 2.2 em relação à área total, multiplicadas pelo número total de pás (N).

Força de empuxo:

Decompondo a força de empuxo na direção da força resultante:

$$dT = dR \cdot \cos(\phi + \gamma) \quad (2.3)$$

Mas a força de sustentação também pode ser decomposta em função da força resultante:

$$dR = \frac{dL}{\cos(\gamma)} \quad (2.4)$$

Logo, ao combinar as equações 2.3 e 2.4:

$$dT = \frac{dL}{\cos(\gamma)} \cdot \cos(\phi + \gamma) \quad (2.5)$$

Substituindo a equação 2.1 na equação 2.5:

$$dT = 0.5 \cdot \rho \cdot C_L \cdot V_R^2 \cdot c \cdot dy \cdot \frac{\cos(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma)} \quad (2.6)$$

A força de empuxo total é dada pela integração da equação 2.6, multiplicada pelo número de pás (N).

Torque resistivo:

Decompondo a força resultante na direção da força resistiva:

$$dF = dR \cdot \sin(\phi + \gamma) \quad (2.7)$$

Ao substituir a equação 2.4 na equação 2.7:

$$dF = \frac{dL}{\cos(\gamma)} \cdot \sin(\phi + \gamma) \quad (2.8)$$

Sabendo que o torque é definido pela força multiplicado pelo braço, tem-se que:

$$dQ = dF \cdot r \quad (2.9)$$

Portanto o torque resistivo em função da força de sustentação é dado ao substituir a equação 2.8 na equação 2.9:

$$dQ = \frac{dL}{\cos(\gamma)} \cdot \sin(\phi + \gamma) \cdot r \quad (2.10)$$

Substituindo a equação 2.1 na equação 2.10:

$$dQ = 0.5 \cdot \rho \cdot C_L \cdot V_R^2 \cdot c \cdot r \cdot dr \cdot \frac{\sin(\phi + \gamma)}{\cos(\gamma)} \quad (2.11)$$

O torque resistivo total é dada pela integração da equação 2.11 em relação ao braço total, multiplicada pelo número de pás (N).

3.2. Voo vertical

As forças atuantes em um helicóptero durante um voo vertical são, de maneira simplificada, demonstradas na figura 15.



Figura 15: Forças no helicóptero durante o voo vertical (Fonte: <http://www.danubewings.com/helicopter-hovering-flight/> - adaptado pelo autor)

Nesse caso a sustentação é uma componente da tração gerada pelo rotor. Para que ocorra um voo vertical é necessário que haja uma diferença inicial entre essa tração e o peso do helicóptero. Essa diferença é controlada pelo coletivo o qual irá mudar o ângulo de ataque de todas as pás de forma conjunta através da swash-plate, fazendo com que o helicóptero suba ou desça.

3.3. Voo horizontal

As forças atuante em um helicóptero durante um voo horizontal são demonstradas na figura 16.

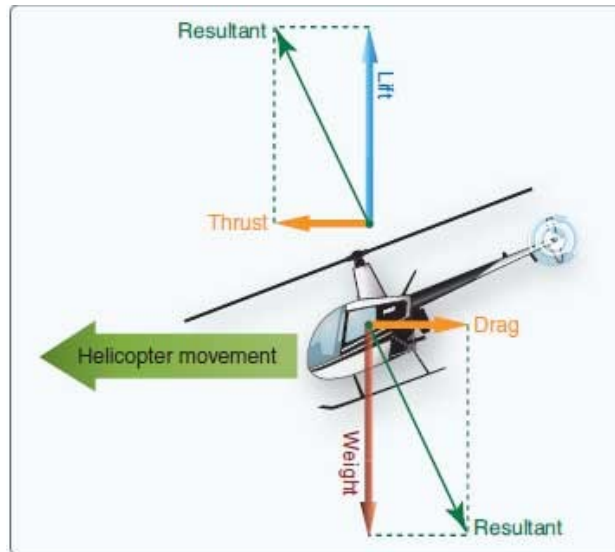


Figura 16: Forças atuante no helicóptero durante o voo horizontal (Fonte: <http://www.danubewings.com/helicopter-forward-flight/>)

Nesse tipo de voo a swash-plate irá possuir uma inclinação de modo que cada pá possua um ângulo de ataque diferente. Dessa maneira uma parte do helicóptero irá possuir mais sustentação que a outra, gerando um torque que irá inclinar a aeronave. Como a aeronave a força resultante total ficará perpendicular com o plano do rotor, conforme figura 16. E essa força resultante pode ser decomposta na direção horizontal e vertical, realizando o voo horizontal.

É interessante ressaltar nesse caso sobre a precessão giroscópica: ao aplicar a segunda lei de Newton para um objeto em rotação chega-se ao resultado de que uma força aplicada à massa rotativa manifesta-se 90° após o ponto de aplicação. Logo, se o piloto quiser ir para frente em um helicóptero em que o rotor principal gira no sentido anti-horário, por exemplo, a swash-plate deve aumentar o passo do lado esquerdo do rotor.

4. Capítulo IV - Desempenho de helicópteros

Nesse capítulo as principais equações de desempenho serão deduzidas. Para isso algumas considerações serão utilizadas, tais como:

- Densidade do ar constante (fluido incompressível);
- Coeficiente de arrasto das pás constante para todo elemento de pá;
- Corda da pá igual para todos os elementos.

4.1. Desempenho em voo pairado

4.1.1. Potência no rotor para voo pairado

As forças e as velocidades do fluido que atuam em um voo pairado são dadas, de maneira simplificada, na figura 17.

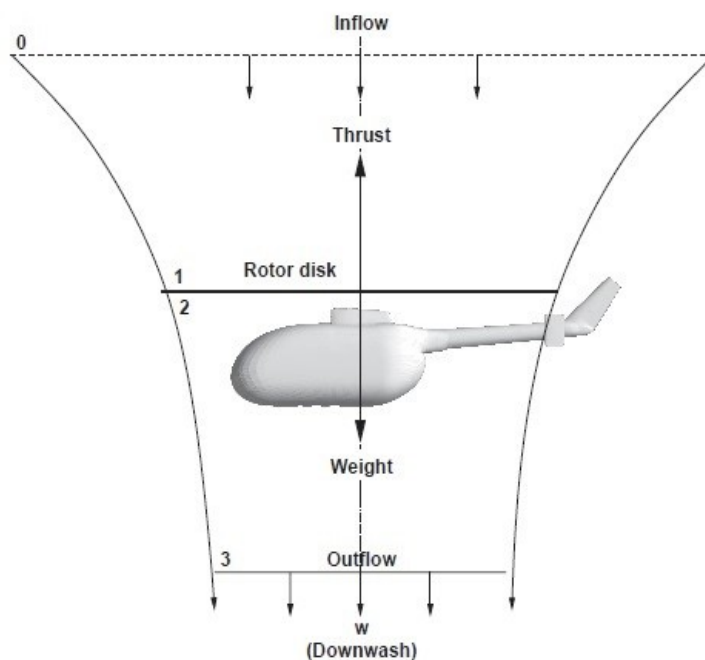


Figura 17: Forças e velocidades do fluido no voo pairado (Fonte: Filipponi, 2006)

Logo, para manter a aeronave em seu estado é necessário que haja um equilíbrio entre a tração e peso na direção vertical de voo. A tração analisada é chamada de tração equivalente, já que ela já é calculada para vencer o arrasto provocado pelo fluido que sai do

rotor. Helicópteros, por se tratarem de aeronaves a hélice, são estudados pela potência ao invés da tração conforme anexo 7.1. Portanto a potência necessária para manter um helicóptero em voo pairado é:

$$P = P_w + P_D + P_L + P_{tr} \quad (3.1)$$

onde:

- P_w = potência necessária para vencer a força peso;
- P_D = potência necessária para vencer a força de arrasto gerada nas pás;
- P_L = potência de perdas;
- P_{tr} = potência necessária para manter o rotor traseiro em funcionamento.

Potência para vencer a força peso

Ao aplicar a formulação integral de mecânica dos fluidos no tubo de corrente que passa pelo rotor se obtém a velocidade induzida do rotor no hover (V_h) a qual é dada por:

$$V_h^2 = \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A_{disco}} \quad (3.2)$$

onde: $A_{disco} = \pi \cdot R^2$.

Sabe-se que $P_w = T \cdot V_h$ (3.3) e que para haver equilíbrio de forças entre o peso e a tração $W = T$ (3.4).

Logo ao substituir as equações 3.3 e 3.4 na equação 3.2:

$$P_w = \frac{W^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot A_{disco}}} \quad (3.5)$$

Essa é a potência “pura” para vencer a força peso, porém em um helicóptero existem muitas perdas por vórtice e turbulência nas pontas das pás. Sendo assim um parâmetro “k”, que varia entre 1 e 1,25 é incluído para melhor calcular da potência. Logo:

$$P_w = \frac{W^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot A_{disco}}} \cdot k \quad (3.6)$$

Potência para vencer o arrasto das pás

Conforme a teoria dos elementos de pá cada pá do rotor irá gerar uma força de arrasto na direção horizontal de voo. Logo é necessário que haja uma força de tração para frente para equilibrar o voo (por isso que foi dito no capítulo 2 que as forças demonstradas na figura 15 eram uma aproximação. Porém essa força de arrasto é pequena e pode ser desconsiderada no equilíbrio de forças (mas não no cálculo da potência).

Matematicamente:

$$P_D = D \cdot V_{local} \quad (3.7)$$

O arrasto “D” pode ser calculado pelo arrasto gerado por um elemento de pá, conforme equação 2.2:

$$dD = 0.5 \cdot \rho \cdot V_{local}^2 \cdot \overline{C_D} \cdot dA \quad (3.8)$$

Pela teoria dos elementos de pá a área do elemento estudado pode ser definida por $dA = c \cdot dy$ (3.9) e sua velocidade por $V_{local} = \Omega \cdot y$ (3.10).

Onde:

- y = distância do elemento de pá até a raiz da pá;
- Ω = velocidade angular da pá;
- $\overline{C_D}$ = coeficiente de arrasto da seção da pá;
- c = corda da pá na seção analisada.

Logo a potência necessária para vencer cada elemento é dada pela combinação das equações 3.8, 3.9, 3.10 com 3.7:

$$dP_D = 0.5 \cdot \rho \cdot c \cdot \Omega^3 \cdot y^3 \cdot \overline{C_D} \cdot dy \quad (3.9)$$

Se normalizarmos a posição radial “y” do elemento pelo raio total da pá “R”:

$$r = \frac{y}{R} \rightarrow dy = dr \cdot R$$

$$dP_D = 0.5 \cdot \rho \cdot c \cdot \Omega^3 \cdot R^4 \cdot r^3 \cdot \overline{C_D} \cdot dr \quad (3.9 \text{ a})$$

Integrando a equação normalizada 3.9 e multiplicando pelo número total de pás “N”:

$$P_D = \frac{1}{8} \cdot \rho \cdot c \cdot \overline{C_D} \cdot \Omega^3 \cdot R^4 \cdot N \quad (3.9 \text{ b})$$

Potência para manter o rotor traseiro

Utilizando o mesmo princípio da potência para vencer o peso, ao aplicar a formulação integral de mecânica dos fluidos, juntamente com a equação de Bernoulli unidimensional a velocidade induzida no rotor traseiro ($V_{h_{tr}}$) é dada por:

$$V_{h_{tr}}^2 = \frac{T_{tr}}{2 \cdot \rho \cdot A_{discotr}} \quad (3.10)$$

E a potência, novamente considerando um fator de perda “ k_{tr} ”, o qual varia de 1 a 1,25, é dada por:

$$P_{tr} = \frac{T_{tr}^{\frac{3}{2}}}{\sqrt{2 \cdot \rho \cdot A_{discotr}}} \cdot k_{tr} \quad (3.11)$$

Potência de perdas:

É uma potência proporcional ao torque e a potência transmitida no eixo, além de outros aspectos característicos de cada helicóptero. Não há uma equação específica para ela, podendo ser obtida por simulações e testes experimentais.

Potência total:

Logo a potência total é dada pela soma das equações 3.6, 3.9 e 3.11, além da soma das potências de perda.

4.1.2. Autonomia de voo pairado

O consumo de combustível para um motor a hélice é conhecido na engenharia e dado por:

$$\dot{m}_{fuel} = SFC \cdot P \quad (3.12)$$

onde: SFC = o consumo específico de combustível do motor.

A variação do peso depende do consumo de combustível:

$$\frac{dW_i}{dt} = \frac{-dW_f}{dt} = -g \cdot \dot{m}_{fuel} = -g \cdot SFC \cdot P_{motor} \quad (3.13)$$

deixando em função do coeficiente adimensional:

$$\frac{dW}{dt} = g \cdot SFC \cdot \rho \cdot A_{disco} \cdot \Omega^3 \cdot R^3 \cdot C_p \quad (3.14)$$

Sabe-se que no voo pairado $W = T$, logo:

$$\frac{dW}{dt} = \frac{dT}{dt} \quad (3.15)$$

também em função do coeficiente adimensional:

$$\frac{dW}{dt} = \rho \cdot A_{disco} \cdot \Omega^2 \cdot R^2 \cdot \frac{dC_t}{dt} \quad (3.16)$$

Combinando as equações 3.14 e 3.15 se obtém:

$$\frac{dC_t}{C_p} = g \cdot SFC \cdot \Omega \cdot R \cdot dt$$

$$\frac{dC_t}{dt} = g \cdot SFC \cdot \Omega \cdot R \cdot C_p$$

e (3.17a)
(3.17b)

Voltando a equação 3.16, ao substituir a variação do coeficiente de tração ao tempo (equação 3.17):

$$\frac{dW}{dt} = \rho \cdot A_{disco} \cdot \Omega^2 \cdot R^2 \cdot g \cdot SFC \cdot \Omega \cdot R \cdot C_p \quad (3.18 \text{ a})$$

$$dt = \frac{dW}{A_{disco} \cdot \Omega^2 \cdot R^2 \cdot g \cdot SFC \cdot \Omega \cdot R \cdot C_p} \quad (3.18 \text{ b})$$

Integrando no tempo a equação 3.18:

$$E = \frac{W_{inicial} - W_{fuel}}{\rho \cdot A_{disco} \cdot \Omega^3 \cdot R^3 \cdot g \cdot SFC \cdot C_{p_{rotor(médio)}}} \quad (3.19)$$

É possível também escrever a autonomia em função dos coeficientes adimensionais, ao combinar as equações 3.16, 3.17 e 3.18

$$E = \frac{1}{g \cdot SFC \cdot \Omega \cdot R} \cdot \int_{final}^{inicial} \frac{dC_t}{C_p} \quad (3.20)$$

4.2. Desempenho em voo de subida vertical

4.2.1. Velocidade de subida

As forças existentes em um voo de subida vertical são as mesmas de um voo pairado, conforme figura 17.

Uma definição de tração, vindo da área de propulsão, é que a tração é pode ser definida pelo fluxo de ar que passa pelo rotor multiplicado pela velocidade de downwash “w”:

$$T = \dot{m} \cdot w \quad (3.21)$$

Pela definição de fluxo mássico, já conhecido da engenharia:

$$\dot{m} = \rho \cdot A_{disco} \cdot V_{resultante} = \rho \cdot A_{disco} \cdot (V_c + V_i) \quad (3.22)$$

onde:

- V_c = velocidade de subida do helicóptero;
- V_i = velocidade induzida do rotor durante a subida.

Novamente ao aplicar a formulação integral de mecânica dos fluidos, juntamente com a equação de Bernoulli unidimensional se obtém que: $w = 2 \cdot V_i$ (3.23).

Substituindo as equações 3.22 e 3.23 na equação 3.21 e deixando em função da velocidade induzida do rotor:

$$V_c = \frac{T}{2 \cdot \rho \cdot A_{disco} \cdot V_i} - V_i^2 \quad (3.24a)$$

ou, deixando em função da velocidade de subida da aeronave:

$$V_i = -0,5 \cdot V_c + 0,5 \cdot \sqrt{V_c^2 + \frac{2 \cdot T}{\rho \cdot A_{disco}}} \quad (3.24b)$$

Se a subida for realizada com uma velocidade constante as forças peso e tração se equilibrarão, logo as equações 3.24 podem ser escritas em função do peso do helicóptero.

4.2.2. Potência no rotor necessária na subida

A potência necessária para realizar a subida se mantém do mesmo jeito que no voo pairado, conforme equação 3.1: $P = P_w + P_D + P_L + P_{tr}$. Porém agora a potência necessária para vencer o peso será diferente:

$$P_w = T \cdot V_L = T \cdot (V_c + V_i) = T \cdot V_c + T \cdot V_i \quad (3.25)$$

Substituindo a velocidade induzida encontrada, para uma situação de subida com velocidade constante:

$$P_w = 0,5 \cdot W \cdot V_c + 0,5 \cdot W \cdot \sqrt{V_c^2 + \frac{2 \cdot W}{\rho \cdot A_{disco}}} \quad (3.26)$$

A equação acima mostra dois fatores interessantes:

- Em termos de desempenho a velocidade de subida é limitada apenas pela potência da aeronave, porém em termos gerais questões dinâmicas devem ser levadas em consideração;
- Para valores de V_c pequenos a potência P_w volta a ser igual para a situação de voo pairado, comprovando as equações demonstradas.

4.2.3. Considerações para o voo pairado e voo de subida

Efeito solo:

É comprovado que a velocidade de downwash é afetada quando o helicóptero está muito perto do solo – a velocidade de downwash é bloqueada pelo solo, se espalhando por todas as direções. Algumas equações foram determinadas para mostrar o efeito do solo, sendo as duas principais descritas por Cheeman & Bennet (1955, apud Filippone, 2006, p.331) (equação 3.27) e por Hayden (1976, apud Filippone, 2006, p.331) (equação 3.28). São elas:

$$\frac{P_{efeito\ solo}}{P} = \frac{1}{1 + \frac{d}{8 \cdot h}} \quad (3.27)$$

$$\frac{P_{efeito\ solo}}{P} = \frac{1}{0,9926 + 0,03794 \cdot \left(\frac{d}{h}\right)^2} \quad (3.28)$$

Nessa situação d é o diâmetro do disco do rotor e h a altura da base do helicóptero até o solo. Considera-se o efeito solo nas situações em que $\frac{h}{d} \leq 0,25$.

4.3. Desempenho em voo horizontal

4.3.1. Potência no rotor para voo horizontal

As forças e as velocidades que atuam no voo horizontal são demonstradas na figura 18:

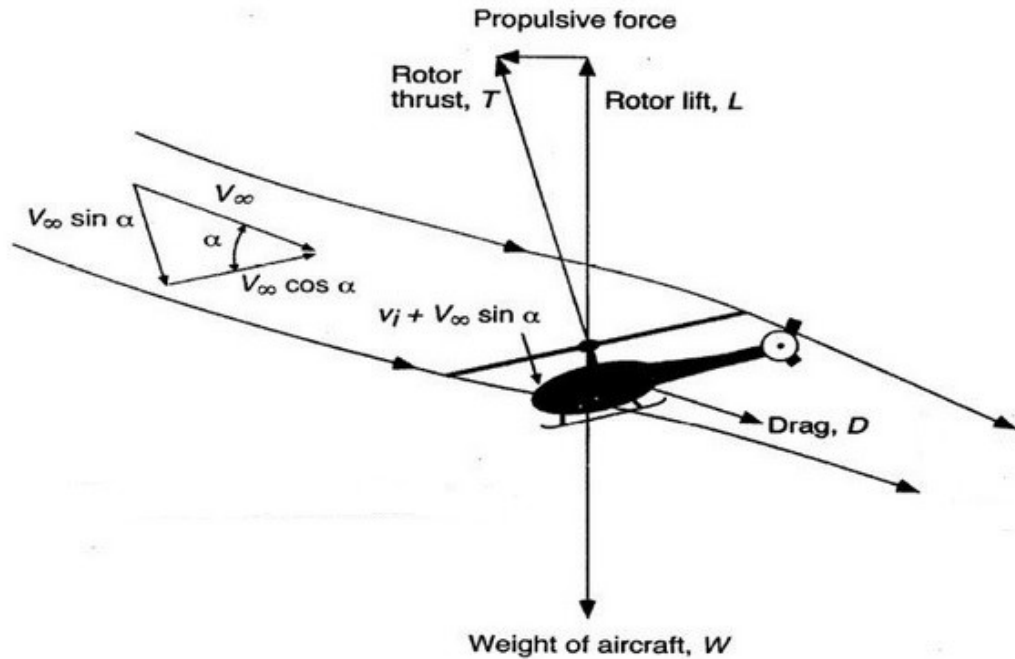


Figura 18: Forças em um helicóptero durante o voo horizontal (Fonte: Filippone, 2006)

Logo, para o voo horizontal não acelerado:

$$T \cdot \cos(\alpha) = W \quad (3.28a)$$

$$T \cdot \sin(\alpha) = D \quad (3.28b)$$

A potência necessária para que o helicóptero realize o voo horizontal são:

$$P = P_w + P_D + P_p + P_L + P_{tr} \quad (3.29)$$

onde:

- P_w = potência necessária para vencer a força peso;
- P_D = potência necessária para vencer a força de arrasto gerada nas pás;
- P_p = potência necessária para vencer a força de arrasto da fuselagem;
- P_L = potência de perdas;
- P_{tr} = potência necessária para manter o rotor traseiro em funcionamento.

Potência para vencer a força peso:

O cálculo para essa potência se assemelha ao caso do voo pairado:

$$\begin{aligned}
P_w &= T \cdot V_L \cdot k = T \cdot V_\infty \cdot \sin(\alpha) \cdot k + T \cdot v_i \cdot k \\
P_w &= \frac{W}{\cos(\alpha)} \cdot V_\infty \cdot \sin(\alpha) \cdot k + \frac{W}{\cos(\alpha)} \cdot v_i \cdot k
\end{aligned} \tag{3.30}$$

Sendo assim é necessário calcular a velocidade induzida do rotor durante o voo horizontal (v_i). Esse cálculo é feito a partir de equações já conhecidas:

$$T = \dot{m} \cdot w; w = 2 \cdot v_i; \dot{m} = \rho \cdot A_{disco} \cdot V_{disco}$$

A velocidade do disco é igual a resultante dos componentes normal e perpendicular da velocidade dos fluidos:

$$V_{disco} = \sqrt{[V_\infty \cdot \cos(\alpha)]^2 + [V_\infty \cdot \sin(\alpha) + v_i]^2} \tag{3.31}$$

Substituindo as equações da velocidade de downwash, fluxo máximo e a equação 3.31 na equação de tração:

$$T = 2 \cdot \rho \cdot A_{disco} \cdot v_i \cdot \sqrt{[V_\infty \cdot \cos(\alpha)]^2 + [V_\infty \cdot \sin(\alpha) + v_i]^2} \tag{3.32}$$

Com o equilíbrio de forças já visto:

$$v_i = \frac{W}{2 \cdot \rho \cdot A_{disco} \cdot \cos(\alpha) \cdot \sqrt{[V_\infty \cdot \cos(\alpha)]^2 + [V_\infty \cdot \sin(\alpha) + v_i]^2}} \tag{3.33}$$

Logo a potência necessária para vencer a força peso é dada pela equação 3.30 ao substituir a velocidade induzida do rotor, dada pela equação 3.33. Essa equação não se resolve de maneira simplificada, sendo necessários cálculos computacionais para tal.

Potência para vencer o arrasto nas pás:

Esse caso segue o caso de voo vertical ou voo pairado, ou seja:

$$\begin{aligned}
P_D &= D_{pá} \cdot V_{local} \\
D_{pá} &= 0.5 \cdot \rho \cdot V_{local}^2 \cdot \overline{C_D} \cdot dA
\end{aligned} \tag{3.34}$$

Nesse caso, porém, a velocidade local depende da posição da pá, já que há a velocidade do fluido do voo horizontal. Sendo assim é necessário introduzir um novo ângulo para os cálculos: o ângulo de azimuth (ψ), o qual define a posição da pá em relação à direção do voo. Sendo assim:

$$V_{local} = \Omega \cdot y + V_{\infty} \cdot \sin(\psi) \quad (3.35a)$$

Normalizando:

$$r = \frac{y}{R} \rightarrow dy = dr \cdot R$$

$$\mu = \frac{V_{\infty}}{\Omega \cdot R}$$

Portanto:

$$V_{local} = \Omega \cdot y + \mu \cdot \Omega \cdot R \cdot \sin(\psi) = \Omega \cdot R \cdot \left(\frac{y}{R} + \mu \cdot \sin(\psi) \right) \quad (3.35a)$$

Substituindo as equações 3.35 na equação 3.34, integrando a equação e multiplicando pelo número total de pás:

$$P_D = \frac{\pi}{8} \cdot \rho \cdot c \cdot \overline{C_D} \cdot \Omega^3 \cdot R^4 \cdot N \cdot (1 + 3 \cdot \mu^2) \quad (3.36)$$

Potência para vencer a força de arrasto da fuselagem:

A potência necessária para vencer o arrasto da fuselagem é dada por:

$$P_p = D \cdot V_{\infty} \quad (3.37)$$

E nesse caso o arrasto é dado pela definição já padrão da engenharia:

$$D = 0.5 \cdot \rho \cdot V_{\infty}^2 \cdot C_D \cdot A_{ref} \quad (3.38)$$

onde:

- C_D = coeficiente de arrasto da aeronave;
- A_{ref} = área de referência que é dada pela área frontal do helicóptero.

Logo a potência necessária é dada por:

$$P_p = 0.5 \cdot \rho \cdot V_\infty^3 \cdot C_D \cdot A_{ref} \quad (3.39)$$

Demais potências:

As outras duas potências (potência necessária para o rotor traseiro e potência de perdas) são dadas da mesma maneira que o voo pairado ou voo em subida.

4.3.2. Velocidade de subida

Ao aplicar uma tração maior do que a necessária para um voo reto nivelado surge um excesso de força resultante, o qual irá gerar uma sustentação e uma força propulsiva maiores. Esse excesso de sustentação irá fazer a aeronave subir com um ângulo de trajetória (γ). O modelo dinâmico de uma aeronave (tanto asa fixa como asa rotativa) em subida é conhecido e demonstrado pela figura 19.

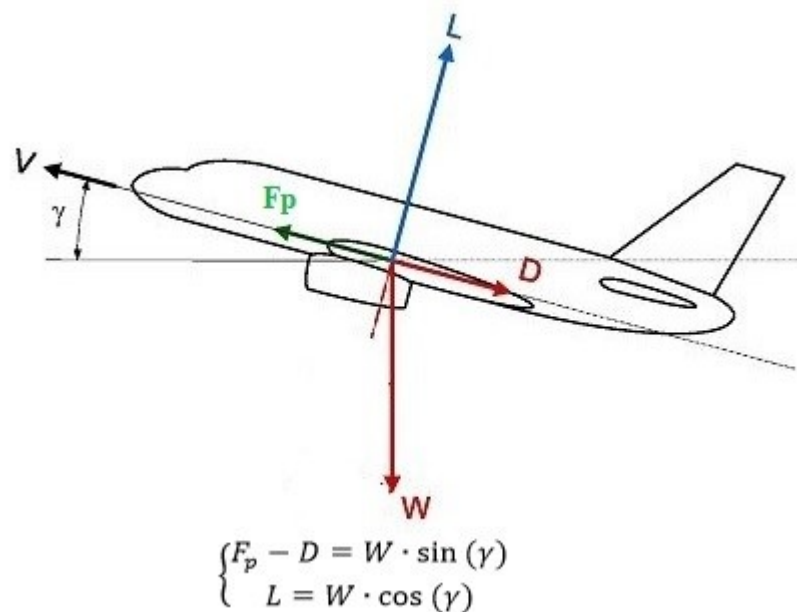


Figura 19: Modelo dinâmico de uma aeronave em subida

onde F_p é a componente da tração que equivale à força propulsiva.

A velocidade de subida é dada então por:

$$V_c = V_\infty \cdot \sin(\gamma) = V_\infty \cdot \frac{F_p - D}{W} = \frac{P_{excesso} - P_{voo\ nivelado}}{W} \quad (3.40)$$

4.3.3. Eficiência aerodinâmica

A eficiência aerodinâmica de helicópteros é definida da mesma forma que aeronaves de asa fixa, sendo a razão da sustentação pelo arrasto:

$$E_{ff} = \frac{L}{D} = \frac{T}{D} \cdot \cos(\alpha) = \frac{V_\infty}{V_\infty} \cdot \frac{T}{D} \cdot \cos(\alpha) = V_\infty \cdot \frac{W}{P_{rotor}} \quad (3.41)$$

4.3.4. Autonomia

A dedução para a autonomia é a mesma para o caso de voo pairado e parte de:

$$\frac{dW_i}{dt} = \frac{-dW_f}{dt} = -g \cdot \dot{m}_{fuel} = -g \cdot SFC \cdot P_{motor} \quad (3.42)$$

Nesse caso, como há a velocidade do fluido que altera o valor da potência total é mais prático deixar a autonomia em função de um potência média, ao invés de um coeficiente adimensional médio. Sendo assim, ao integral a equação:

$$E = \frac{W_i - W_f}{g \cdot SFC \cdot P_{rotor\ médio}} \quad (3.43)$$

4.3.5. Alcance

Para o alcance basta lembrar que:

$$V_\infty = \frac{dR}{dE} \quad (3.44)$$

Logo, a equação 3.42 se torna:

$$\frac{dW_i}{dR} = \frac{-dW_f}{dR} = \frac{-g \cdot \dot{m}_{fuel}}{V_\infty} = -\frac{g \cdot SFC \cdot P}{V_\infty} \quad (3.44)$$

Ao integrar a equação 3.44:

$$R = \frac{V_{\infty} \cdot (W_i - W_f)}{g \cdot SFC \cdot P_{rotor_{m\u00e9dio}}} \quad (3.45)$$

5. Capítulo V – A escolha do tipo de rotor baseado em questões de desempenho

O objetivo desse capítulo é analisar como os diferentes tipos de rotores afetam o desempenho do helicóptero e assim poder analisar qual o melhor para determinadas missões.

A tendência histórica é que helicópteros do mesmo tipo de rotores possuam características semelhantes. Sendo assim será escolhido apenas um helicóptero de cada configuração (exceto de rotor duplo, devido seu desuso) e serão definidas algumas características para realizar os cálculos. Tais características se encontram nas tabelas 1,2,3,4 e 5.

Tabela 1: Dados do helicóptero Eurocopter EC-365

Eurocopter EC-365			
Característica	Valor	Símbolo	Unidade
Tipo de rotor	Rotor simples	-	-
Tipo de motor	2 Turbomeca Arriel C2	-	-
Peso máximo de decolagem	41.680,0	MTOW	N
Peso de combustível	8.800,0	W_{fuel}	N
Potência máxima cruzeiro (cada motor)	550,0	P_{motor}	kW
Velocidade de cruzeiro	72,5	V_{∞}	m/s
Diâmetro disco (rotor principal)	11,95	$2 \cdot R$	m
Número de pás (rotor principal)	5	N	-
Corda da pá (rotor principal)	0,4	c	m
Rotação angular (rotor principal)	350,0	Ω	rpm
Diâmetro disco (rotor traseiro)	1,10	$2 \cdot R_{tr}$	m
Área frontal	7,5	A_{ref}	m^2
Coeficiente de arrasto (pás)	0,007	$\overline{C_D}$	-
Coeficiente de arrasto (aeronave)	0,028	C_D	-
Altitude de cruzeiro	4.500,0	h_{cruise}	m
Consumo total de combustível	245,0	$\dot{m}_{fuel}$	kg/h

Tabela 2: Dados do helicóptero Boeing Vertol CH 47SD

Boeing Vertol CH 47SD			
Característica	Valor	Símbolo	Unidade
Tipo de rotor	Rotor tandem	-	-
Tipo de motor	2 Lycoming T55-L712	-	-
Peso máximo de decolagem	240.215,0	MTOW	N
Peso de combustível	34.555,0	W_{fuel}	N
Potência máxima cruzeiro (cada motor)	3.100,0	P_{motor}	kW
Velocidade de cruzeiro	80,85	V_{∞}	m/s
Diâmetro disco (rotor principal)	18,29	$2 \cdot R$	m
Número de pás (rotor principal)	3 em cada rotor	N	-
Corda da pá (rotor principal)	0,81	c	m
Rotação angular	225	Ω	rpm
Área frontal	14,05	A_{ref}	m^2
Coeficiente de arrasto (pás)	0,008	$\overline{C_D}$	-
Coeficiente de arrasto (aeronave)	0,035	C_D	-
Altitude de cruzeiro	6095,0	h_{cruise}	m
Consumo total de combustível	245,0	$\dot{m}_{fuel}$	kg/h

Tabela 3: Dados do helicóptero Kaman K-MAX

Kaman K-MAX			
Característica	Valor	Símbolo	Unidade
Tipo de rotor	Rotor contra-rotativo	-	-
Tipo de motor	Honeywell TS317A-1	-	-
Peso máximo de decolagem	53.400,0	MTOW	N
Peso de combustível	6.915,0	W_{fuel}	N
Potência máxima cruzeiro (cada motor)	1.342,0	P_{motor}	kW
Velocidade de cruzeiro	41,45	V_{∞}	m/s
Diâmetro disco (rotor principal)	18,29	$2 \cdot R$	m
Número de pás (rotor principal)	2 em cada rotor	N	-
Corda da pá (rotor principal)	0,44	c	m
Rotação angular	270	Ω	rpm
Área frontal	5,2	A_{ref}	m^2
Coeficiente de arrasto (pás)	0,007	$\overline{C_D}$	-
Coeficiente de arrasto (aeronave)	0,029	C_D	-
Altitude de cruzeiro	4.570,0	h_{cruise}	m
Consumo total de combustível	225,0	$\dot{m}_{fuel}$	kg/h

Tabela 4: Dados do helicóptero Kamov Ka-50

Kamov Ka-50			
Característica	Valor	Símbolo	Unidade
Tipo de rotor	Rotor coaxial	-	-
Tipo de motor	2 Klimov TW3-117VMA	-	-
Peso máximo de decolagem	105.950,0	MTOW	N
Peso de combustível	12.753,0	W_{fuel}	N
Potência máxima cruzeiro (cada motor)	1.638,0	P_{motor}	kW
Velocidade de cruzeiro	75,0	V_{∞}	m/s
Diâmetro disco (rotor principal)	14,5	$2 \cdot R$	m
Número de pás (rotor principal)	3 em cada rotor	N	-
Corda da pá (rotor principal)	0,76	c	m
Rotação angular	313,0	Ω	rpm
Área frontal	10,35	A_{ref}	m^2
Coeficiente de arrasto (pás)	0,008	$\overline{C_D}$	-
Coeficiente de arrasto (aeronave)	0,031	C_D	-
Altitude de cruzeiro	5.500,0	h_{cruise}	m
Consumo total de combustível	406,5	$\dot{m}_{fuel}$	kg/h

Tabela 5: Dados do helicóptero MD 520-N

MD 520-N			
Característica	Valor	Símbolo	Unidade
Tipo de rotor	Notar	-	-
Tipo de motor	Rolls-Royce 250-C20	-	-
Peso máximo de decolagem	14.900,0	MTOW	N
Peso de combustível	1.795,0	W_{fuel}	N
Potência máxima cruzeiro (cada motor)	313,0	P_{motor}	kW
Velocidade de cruzeiro	63,5,0	V_{∞}	m/s
Diâmetro disco (rotor principal)	8,34	$2 \cdot R$	m
Número de pás (rotor principal)	5	N	-
Corda da pá (rotor principal)	0,28	c	m
Rotação angular	477,0	Ω	rpm
Área frontal	4,89	A_{ref}	m^2
Coeficiente de arrasto (pás)	0,004	$\overline{C_D}$	-
Coeficiente de arrasto (aeronave)	0,024	C_D	-
Altitude de cruzeiro	4.900,0	h_{cruise}	m
Consumo total de combustível	130,0	$\dot{m}_{fuel}$	kg/h

5.1. Análise de desempenho para as aeronaves descritas

Ao aplicar as equações de desempenho vistas durante essa monografia obtêm-se nos seguintes resultados para as diferentes configurações de aeronaves apresentadas anteriormente:

Voo pairado:

Para o voo pairado foi considerado na análise uma altitude igual para todas aeronaves, sendo essa de 750m. A escolha desse valor se deu pelo fato que uma grande utilização do voo pairado é em missões de resgate em montanhas, sendo assim a aeronave ficaria pairada em altitudes do tamanho de uma montanha.

Os resultados das equações de desempenho (potência necessária e autonomia de voo) para voo pairado das aeronaves são demonstrados nas figuras 20 e 21.

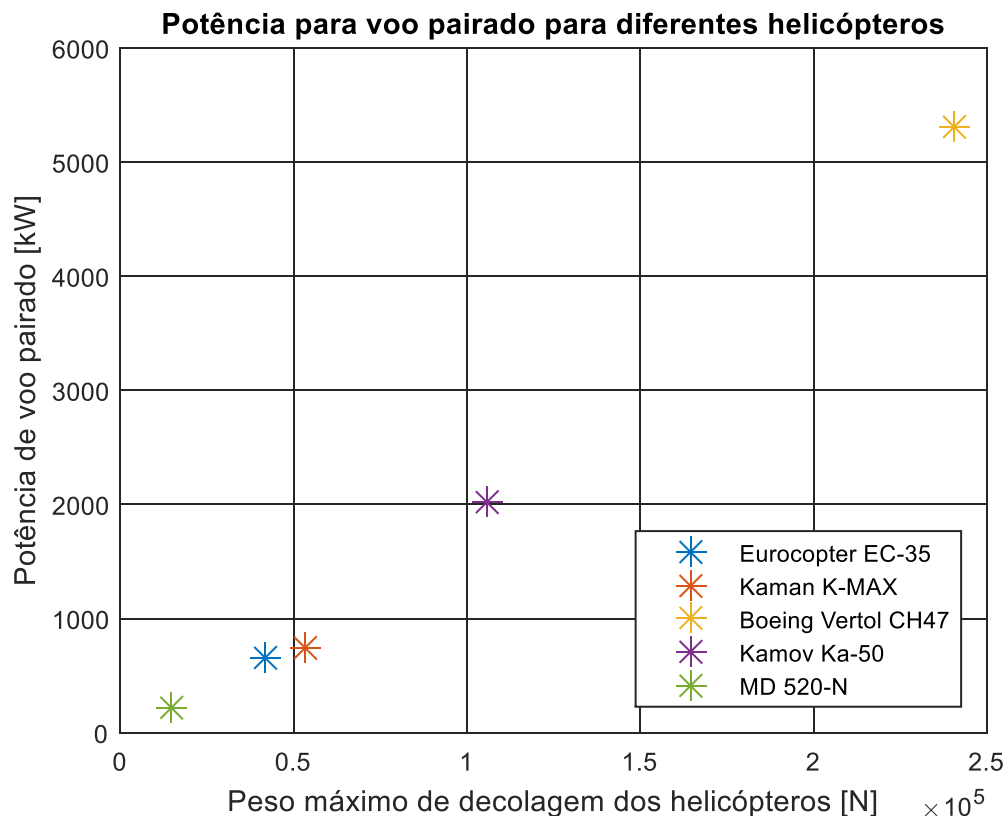


Figura 20: Potência necessária para o voo pairado

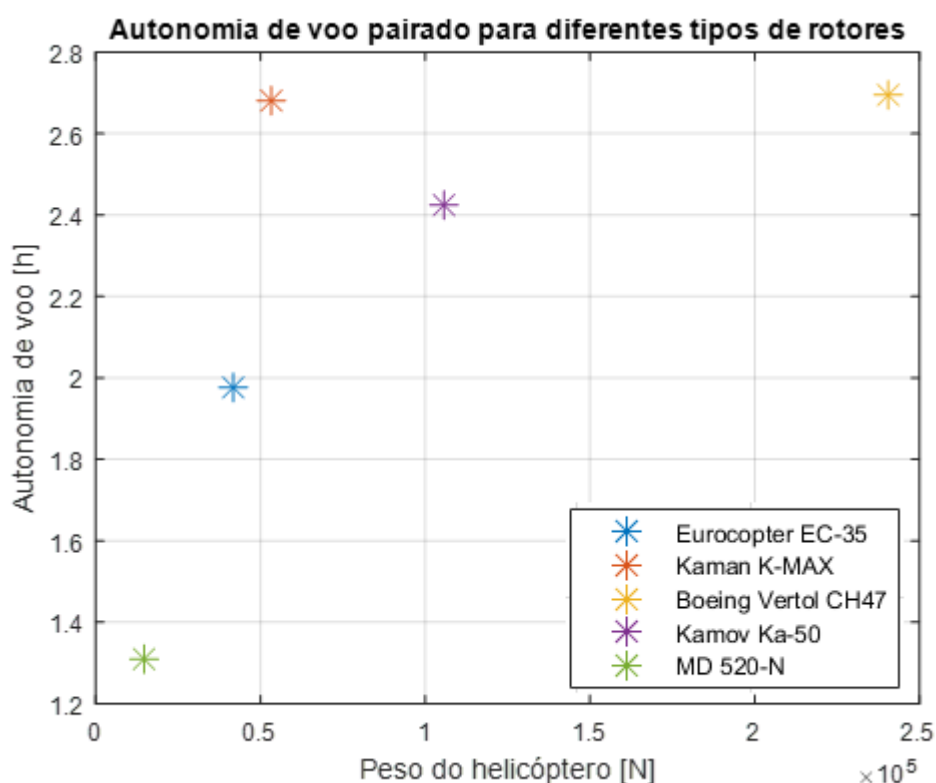


Figura 21: Autonomia para voo pairado

A partir das figuras 20 e 21 é possível montar a tabela 6 com os resultados obtidos.

Tabela 6: Resultados de desempenho para voo pairado

Desempenho para voo pairado		
Tipo de rotor	Potência necessária [kW]	Autonomia [h]
Simples	656,1	1,97
Tandem	5301,3	2,69
Contra-Rotativo	741,2	2,68
Coaxial	2025,7	2,42
Notar	222,6	1,31

A primeira informação possível de obter com os resultados da tabela 6 é que aeronaves com rotores contra-rotativo são mais indicadas para quando o objetivo principal é o voo pairado, pois são as aeronaves que possuem a maior relação autonomia/peso. Logo esse tipo de aeronave é indicado para missões de salvamento e resgate, onde a aeronave não pode ser muito grande/pesada porém deve pairar por um tempo alta para realizar as missões.

Subida vertical:

O objetivo agora é analisar as equações de desempenho para uma subida vertical. Primeiramente é feita uma análise na figura 22 de como a velocidade induzida varia em função da velocidade de subida.

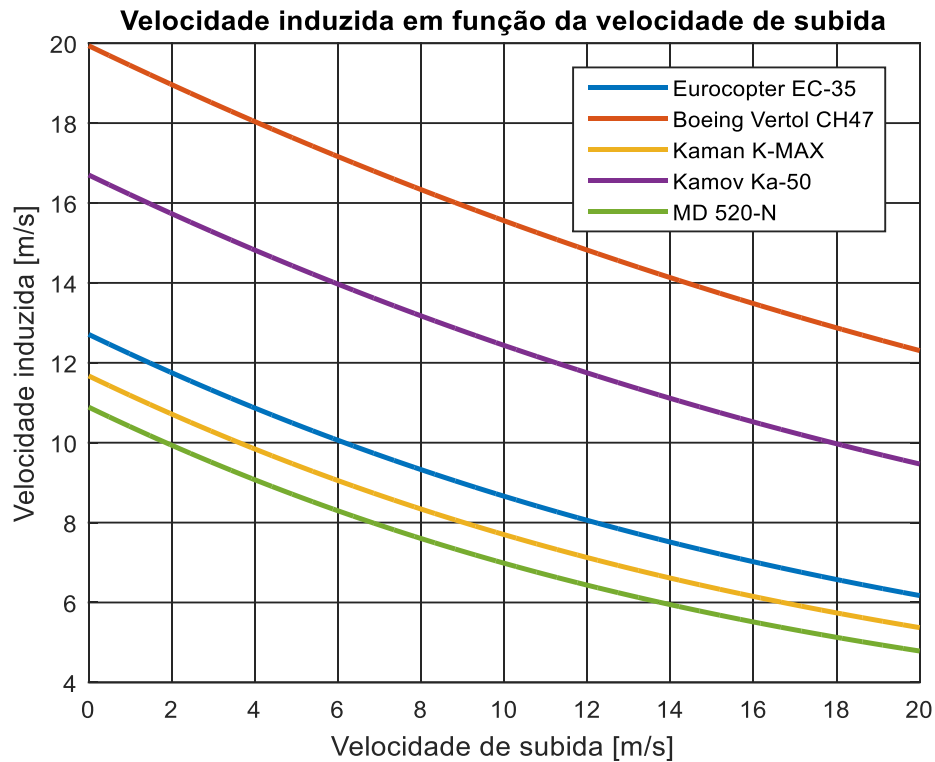


Figura 22: Velocidade induzida por velocidade de subida

A análise mais importante porém é aquela onde a potência necessária varia com a velocidade de subida. Essa análise é feita na figura 23 e nela há um asterisco para cada uma das aeronaves descritas. Esse asterisco representa a potência máxima que o motor consegue ceder para o rotor, logo as aeronaves não conseguem velocidades de subidas maiores que aquelas marcadas pelos asteriscos.

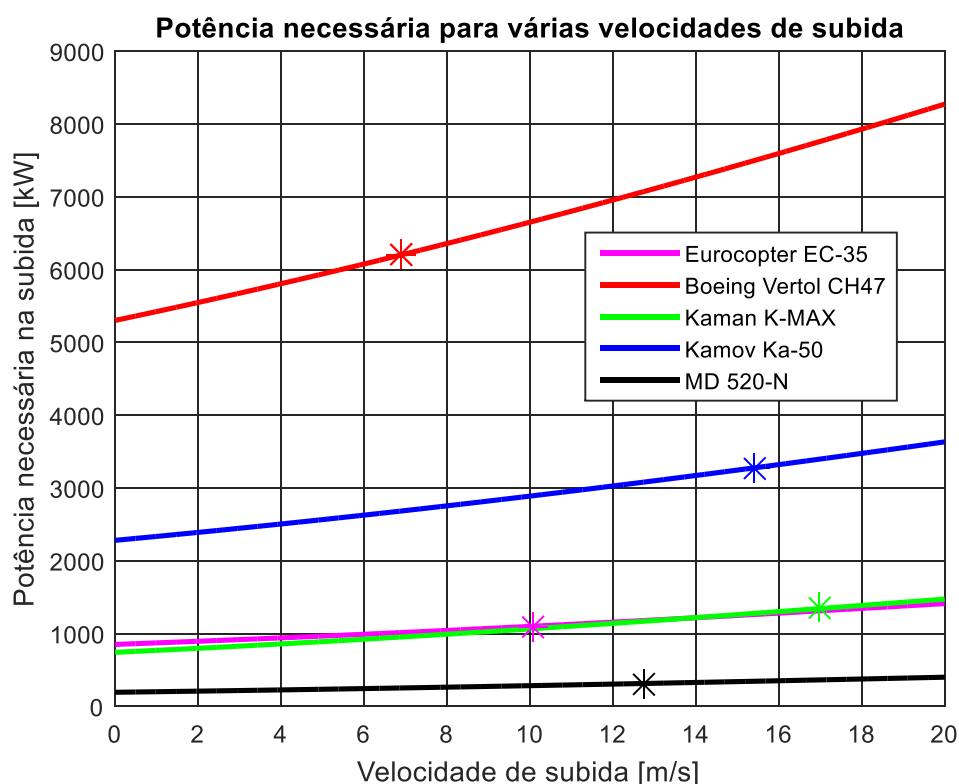


Figura 23: Potência necessária para várias velocidades de subida

A alta velocidade de subida vertical é necessária para fins militares, quando o helicóptero deve atacar um local fechado e sair rapidamente de lá. Helicópteros militares de ataque também devem possuir um alto MTOW para poderem carregar armamento. Sendo assim, ao comparar a relação máxima velocidade de subida/MTOW nota-se que o rotor coaxial é recomendado para esse tipo de missão.

As máximas velocidades de subida, baseadas na potência máxima do rotor, são descritas na tabela 7.

Tabela 7: Máximas velocidades de subida

Desempenho para voo de subida vertical		
Tipo de rotor	Máx. velocidade de subida [m/s]	Velocidade induzida [m/s]
Simples	10,48	8,51
Tandem	6,90	16,78
Contra-Rotativo	16,61	6,01
Coaxial	15,42	10,69
Notar	12,72	6,25

Voo horizontal:

Para o voo horizontal foi considerado a altitude e velocidade de cruzeiro de cada aeronave, conforme as tabelas 1,2,3,4 e 5. Também foi feito um cálculo do ângulo de ataque inicial, através das equações 3.28. Os resultados são:

- Eurocopter EC-365 (Rotor simples): $\alpha = 5.8743^\circ$
- Boeing Vertol CH47 (Rotor tandem): $\alpha = 2.5017^\circ$
- Kaman K-MAX (Rotor contra-rotativo): $\alpha = 1.65066^\circ$
- Kamov Ka-50 (Rotor coaxial): $\alpha = 3.39735^\circ$
- MD 520-N (Notar): $\alpha = 6.738112^\circ$

A partir dessa determinação do ângulo de ataque é possível aplicar as equações de desempenho (potência necessária, eficiência aerodinâmica, autonomia e alcance) para voo horizontal uniforme. Os resultados obtidos se encontram nas figuras 24, 25, 26 e 27:

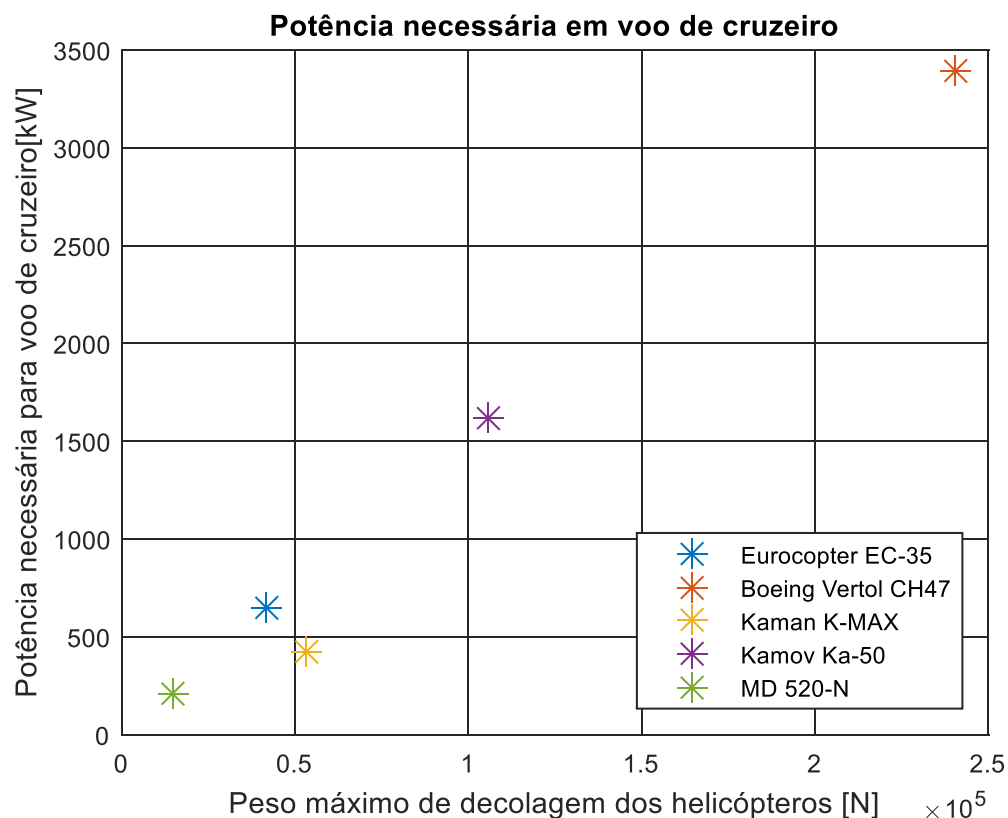


Figura 24: Potência necessária para voo de cruzeiro

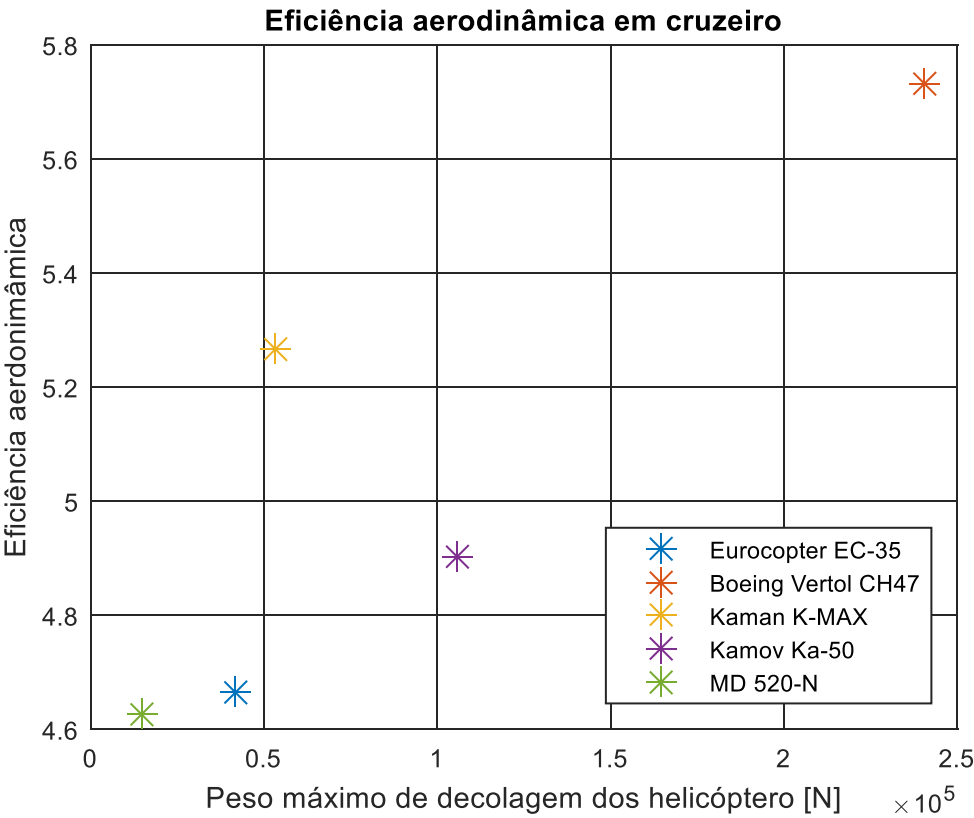


Figura 25: Eficiência aerodinâmica em cruzeiro

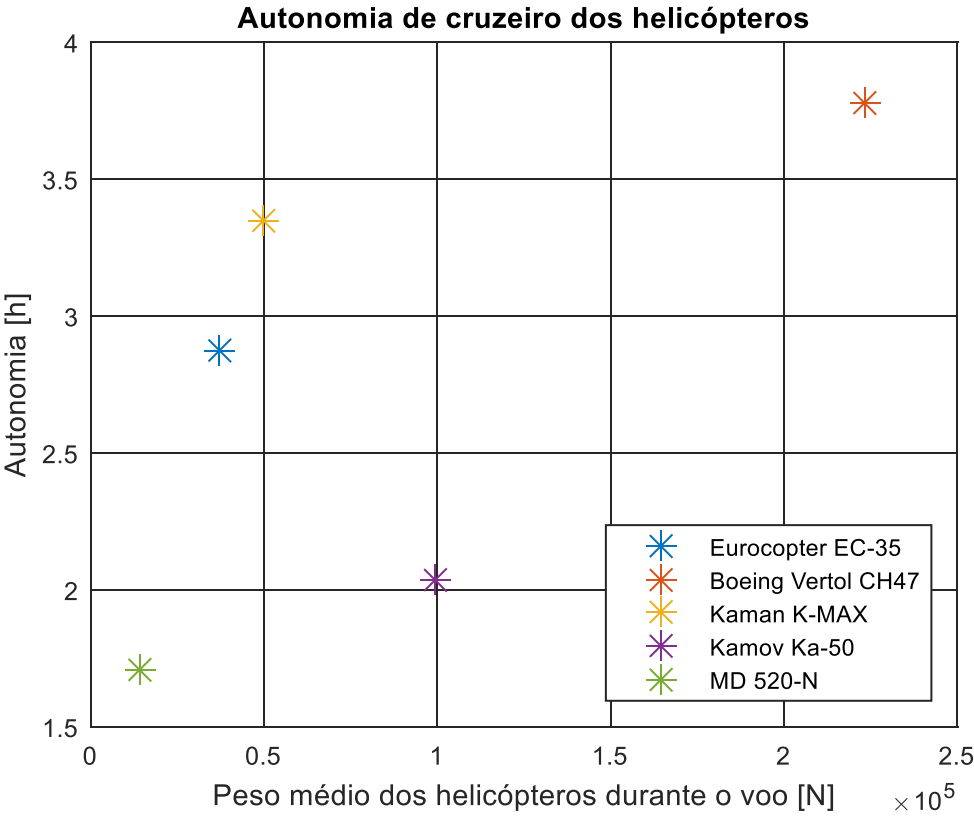


Figura 26: Autonomia em cruzeiro

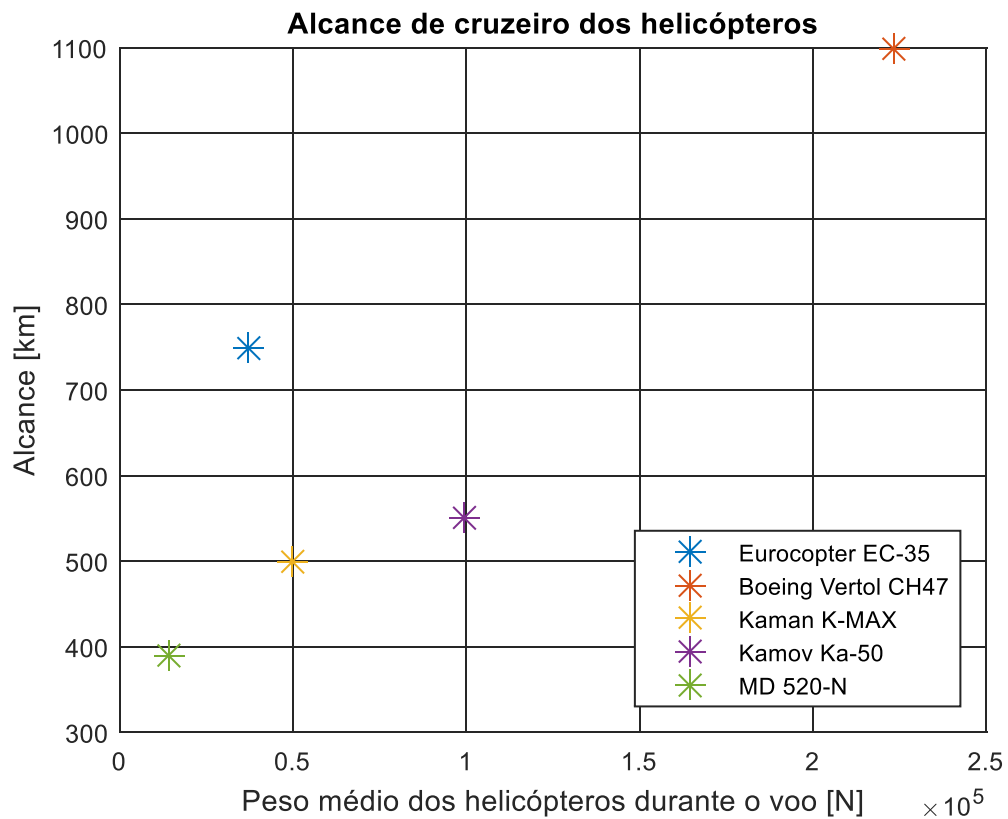


Figura 27: Alcance em cruzeiro

Para melhor entendimento dos valores obtidos ao aplicar as equações de desempenho em voo horizontal uniforme para os diferentes tipos de helicópteros é montada a tabela 8.

Tabela 8: Resultados de desempenho do voo em cruzeiro

Tipo de rotor	Desempenho para voo horizontal de cruzeiro			
	Potência necessária [kW]	Eficiência aerodinâmica	Alcance [km]	Autonomia [h]
Simples	647,8	4,66	750,2	2,87
Tandem	3388,3	5,73	1100,1	3,78
Contra-Rotativo	420,2	5,27	499,6	3,34
Coaxial	1621,8	4,91	550,2	2,04
Notar	204,6	4,63	390,0	1,71

Com os resultados da tabela 8 pode-se chegar a algumas conclusões:

- Helicópteros possuem uma eficiência aerodinâmica muito baixa, quando comparado com aeronaves de asa fixa (nas quais a eficiência chega até 18);
- Aeronaves com rotores tandem possuem alto alcance e autonomia, além de possuírem alto MTOW. Logo são recomendadas para transporte de cargas;

- Aeronaves notar necessitam de pouca potência, mas possuem baixo alcance e autonomia, portanto são recomendadas para missões rápida e curtas, ou seja, missões de patrulhamento.

5.2. Análise de desempenho com variação na velocidade de cruzeiro

Para finalizar a análise de desempenho foi variada a velocidade de cruzeiro para as aeronaves, a fim de ver se existe alguma velocidade ótima. Os resultados da potência necessária, do alcance e da autonomia para diferentes velocidades de cruzeiro são mostrados nas figura 28, 29 e 30, respectivamente.

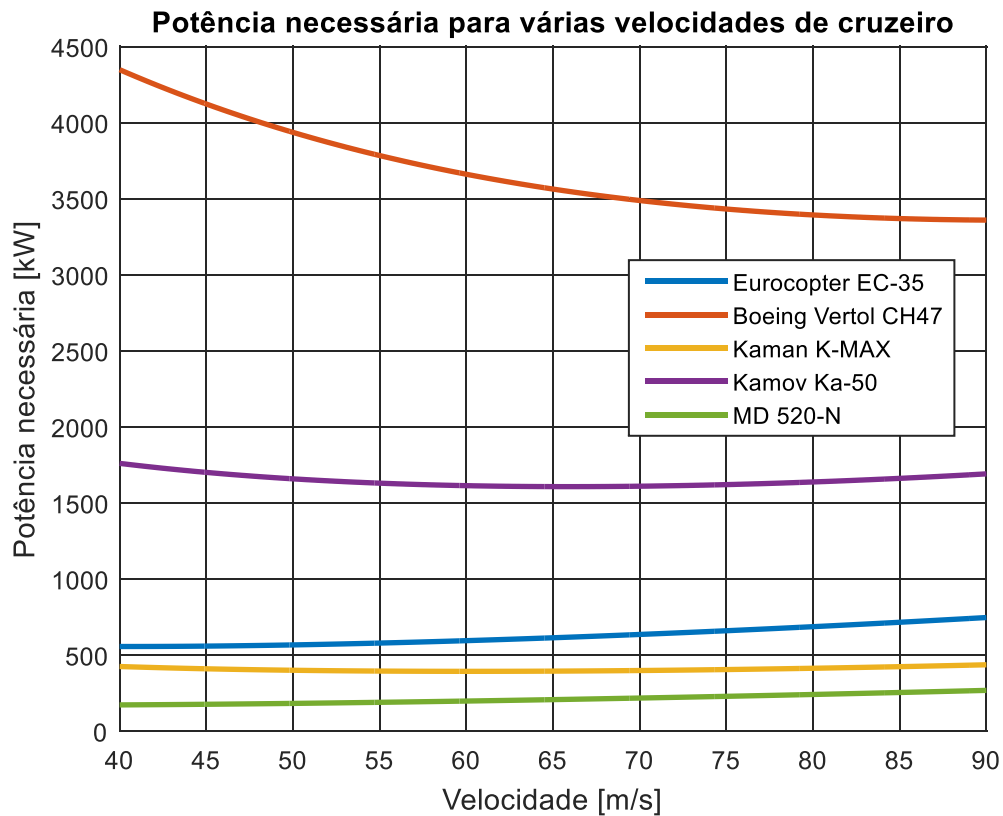


Figura 28: Potência necessária para várias velocidades de cruzeiro

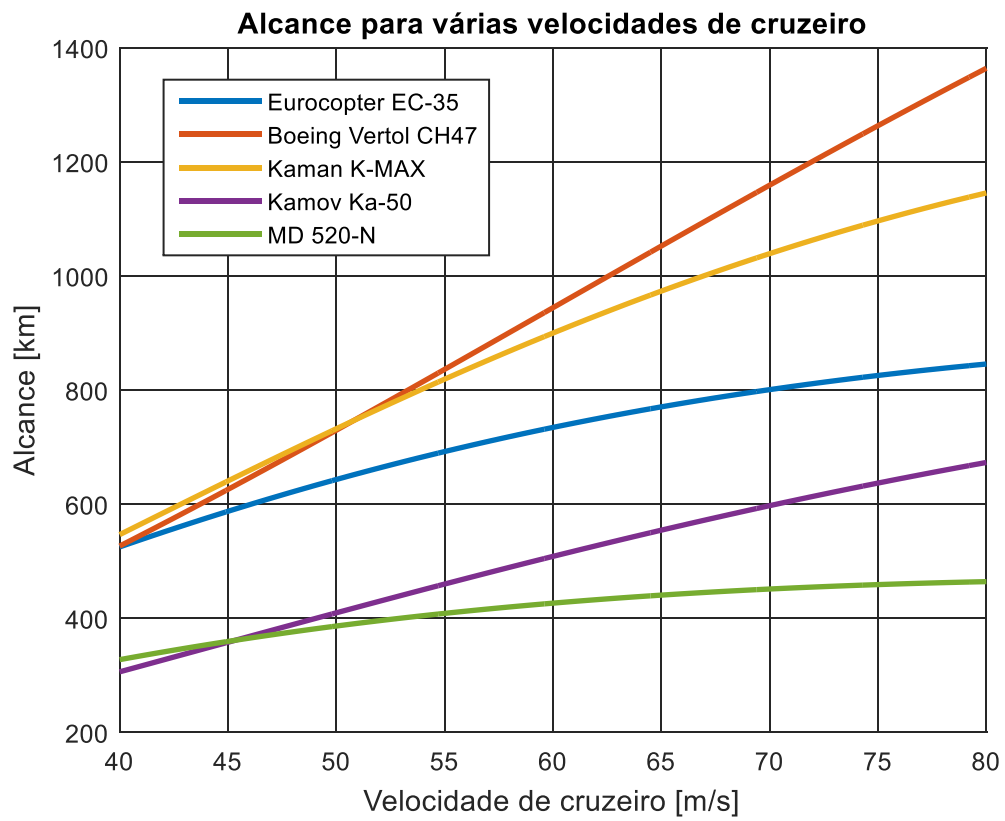


Figura 29: Alcance para várias velocidades de cruzeiro

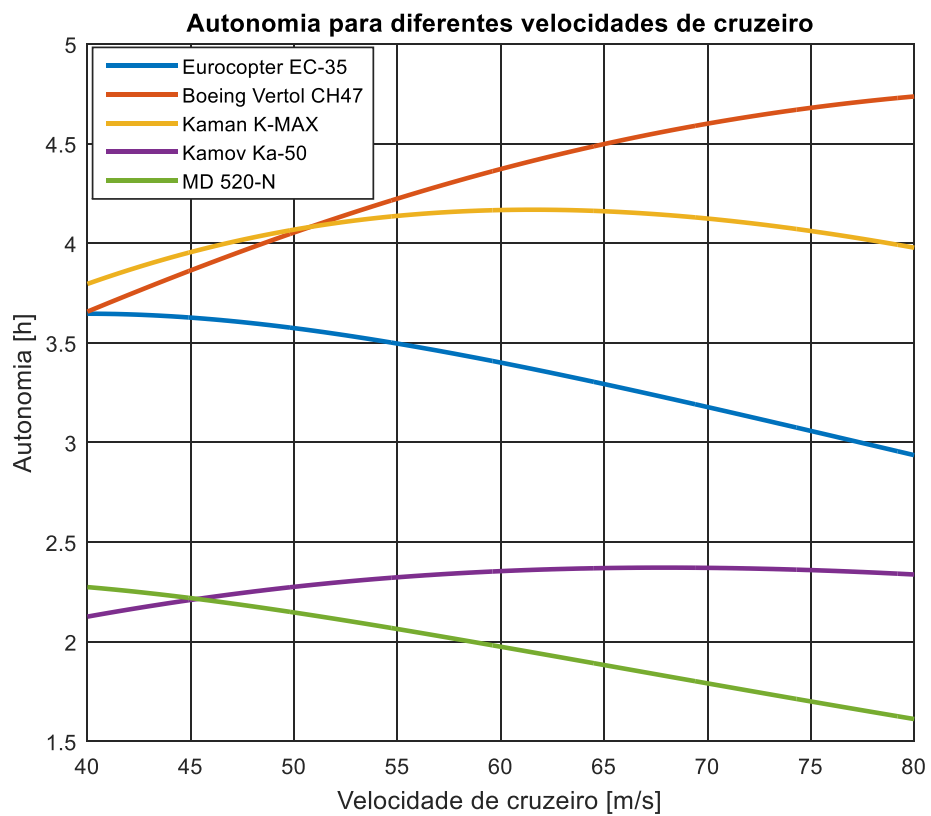


Figura 30: Autonomia para várias velocidades de cruzeiro

Com as figuras 28, 29 e 30 é possível notar que os gráficos possuem formato parabólico (ao analisar as curvas do rotor coaxial é mais fácil notar, os demais são um pouco mais difíceis devido à faixa de velocidade utilizada). O que isso quer dizer é que há sim uma velocidade ótima de operação.

Isso se deve ao fato de que a potência do rotor necessária para vencer o peso decresce com o aumento da velocidade, enquanto as demais potências aumentam. A velocidade ótima depende do tipo de aeronave, mas muitas vezes ela não é a velocidade de operação por questões dinâmicas.

6. Capítulo VI – Considerações finais

Para finalizar a presente monografia é necessário então reforçar as missões que cada tipo de rotor se encaixa, levando em conta seu desempenho. Rotores tandem são melhores aproveitados para missões de transporte de carga, devido ao seu alto alcance e alto MTOW. Rotores contra-rotativos são indicados para missões onde o foco é voo pairado ou missões de baixa velocidade em baixa altitude, portanto são mais recomendados em missões de resgate ou de pulverização. Rotores coaxiais são usados em missões de guerra, para ataque e evasão rápida. Rotores notar têm seu uso principal em patrulhamento rápido e de baixa altitude, então podem ser usados pela polícia, por exemplo (notar é um tipo novo de helicóptero e seu desenvolvimento está apenas começando). Já os rotores simples possuem uma ampla opção de uso, podem ser usado para todas as missões, tendo seus benefícios e desvantagens – é o tipo de helicóptero mais famoso no mundo.

Por fim deve-se citar que o principal ponto a ser melhorado em futuras pesquisas é a integração entre áreas. Várias simplificações foram feitas por não haver um estudo conjunto de diversas áreas, sendo algumas delas: uso do coeficiente de arrasto constante (necessário integração com a aerodinâmica), uso do SFC constante (necessário integração com a área propulsiva) e, principalmente, análise das questões dinâmicas já que aeronaves de asa rotativa possuem uma dinâmica muito complexa a qual é, na maioria das vezes, o limitante para o voo.

7. Referências

FILIPPONE, A. **Flight Performance of Fixed and Rotary Wing Aircraft**. Oxford: Elsevier, 2006.

SEDDON, J; NEWMAN, S. **Basic Helicopter Aerodynamics**. Chichester: Wiley, 2011.

WATKINSON, J. **The Art of the Helicopter**. Oxford: Elsevier, 2004

J. MACHADO, A.; L. REISDORFER M. **Conhecimento Geral dos Helicópteros**. Palhoça: UnisusVirtual, 2011.

C NELSON, W. **Airplane Propeller Principles**. London: Wiley, 1944

VEDOVOTO, J. M; VENSON, G.G, **Aula Hélices**. 2017. Material apresentado para a disciplina Propulsão de Aeronaves no curso de Engenharia Aeronáutica da Universidade Federal de Uberlândia

AIRBUS. **AS365 N3+ specifications**. Disponível em <<https://www.airbushelicoptersinc.com/products/AS365-specifications.asp>>. Acesso em 3 jun 2018.

BOEING. **H-47 CHINOOK**. Disponível em <<https://www.boeing.com/defense/ch-47-chinook/>>. Acesso em 3 jun 2018

KAMAN. **K-MAX AERIAL TRUCK HELICOPTER**. Disponível em <<http://www.kaman.com/aerosystems/solutions/air-vehicles-mro/k-max>>. Acesso em 3 jun 2018.

MD HELICOPTERS. **MD 520N**. Disponível em <<https://www.mdhelicopters.com/md-520n.html>>. Acesso em 3 jun 2018.

RUSSIAN HELICOPTERS. **Kamov Design Bureau**. Disponível em <<http://www.russianhelicopters.aero/en/kamov/>>. Acesso em 3 jun 2018

8. Anexos

8.1. Uso da potência ao invés de tração

O motor das aeronaves a jato, na velocidade e altitude de cruzeiro, irá produzir tração que é independente da velocidade do ar; enquanto o motor das aeronaves a hélice produzirá potência que é independente da velocidade do ar.

Isso ocorre, pois a vazão volumétrica de ar ingerido pelo motor (além da queima de combustível) por um motor a pistão é independente da velocidade, enquanto para um motor a jato ela é proporcional à velocidade do ar.

Graficamente:

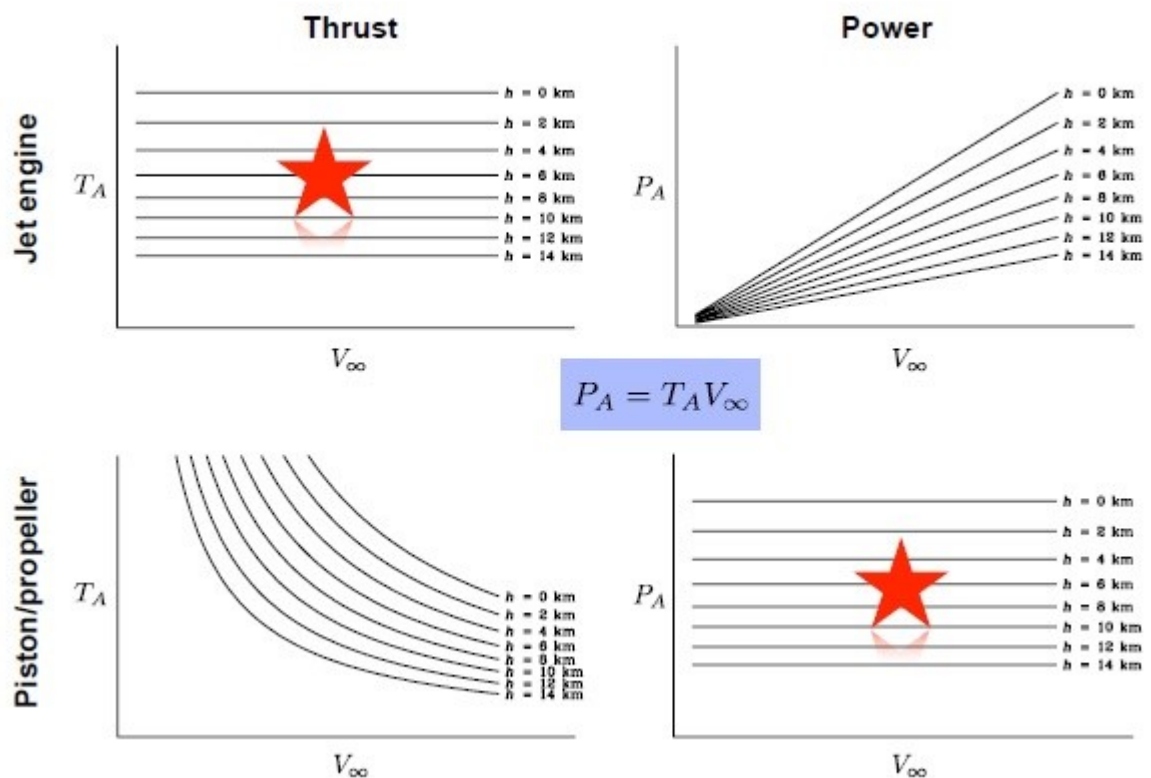


Figura 31: Tração e potência para diferentes tipos de motores (Fonte: Monash University archives)