

Quadricóptero, Aspectos Gerais e Análises da Propulsão Elétrica

Leonam Pecky da Silva
leonampecky@msn.com
IFF

Cedric Salotto Cordeiro
salotto@uol.com.br
IFF

Resumo: Este trabalho tem o objetivo de apresentar uma visão geral da teoria de vôo do quadricóptero que está sendo desenvolvido no Instituto Federal Fluminense, com a proposta de fazer coleta de dados ambientais. Serão analisados resultados de empuxo e torque obtidos em experiências de laboratório para determinação do sistema propulsor elétrico mais adequado.

Palavras Chave: Quadricóptero - VANT - Brushless - Propulsor - UAV

1. INTRODUÇÃO

No cenário da aviação, surgiram diversos produtos aeronáuticos para atenderem necessidades específicas do homem, contudo, havia sempre a presença física de um piloto em tais aparelhos. Com o advento da inovação tecnológica, sistemas mais elaborados puderam ser criados, de forma que as aeronaves vieram a funcionar fisicamente distantes de quem os controlava, ou de forma autônoma. Surge, então, o Veículo Aéreo Não Tripulado (VANT), munido de elevado número de sensores e mecanismos capazes de realizarem diversas tarefas, inclusive em situações de alto risco de acidente.

O presente trabalho apresenta o desenvolvimento do veículo aéreo não tripulado de asas rotativas (VANTAR) do tipo quadricóptero, que está sendo construído no Instituto Federal Fluminense (IFF) para executar tarefas de coleta de dados ambientais. A aeronave voará com carga útil de até 1 kg para uma altitude máxima de 300m, nas versões semi-rádio controlado e autônomo.

Uma breve visão geral do projeto é descrita na segunda seção, a teoria de vôo que rege esta aeronave é explanada na terceira, os métodos das experiências bem como materiais e cálculos ocupam a quarta, os dados obtidos são analisados na quinta e as conclusões na sexta seção.

2. PROJETO

Este quadricóptero tem por objetivo principal possibilitar a coleta de dados ambientais, como amostras de atmosfera em diversas altitudes e fazer fotografias aéreas de regiões de preservação ambiental. Estes dados serão utilizados pelo programa de mestrado profissional em engenharia ambiental do IFF.

Devido a esse objetivo, o mesmo possui a característica de ter o seu centro de massa em uma região vazia, que é disponibilizada para a acomodação de cargas úteis de diversos tamanhos e formatos. Um esboço desta aeronave é apresentado na figura 2.1.

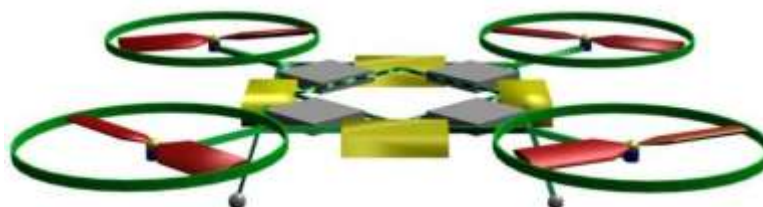


Figura 2.1. Esboço do quadricóptero do IFF

Construído com varetas de fibra de carbono, na geometria estrutural periférica estão distribuídas uniformemente as quatro baterias de Lítio Polímero (LiPo) e os quatro controladores de velocidade eletrônicos (ESC – Electronic Speed Control), tendo em cada vértice uma longarina para sustentação de cada motor.

A eletrônica que compõe a aeronave está alocada nas quatro áreas triangulares entre os dois quadrados estruturais. A tabela 2.1 descreve brevemente os principais componentes eletro-eletrônicos deste quadricóptero.

Tabela 2.1. Descrição da eletrônica

Descrição dos dispositivos eletrônicos	Massa (g)
4 Motores EMAX 2826	992
4 ESCs HobbyKing – 90A	412
4 Baterias LiPo 3S 3600mAh	1208
1 Transceptor XStream OEM RF Mod.	40
1 GPS U-BLOX ANTARIS 4	60
3 Gyros – Sensor tipo MEMS	180
3 Acelerômetros	90
1 Computador de bordo (MCF51JM128)	20
1 Outros (placas, mecânica e etc.)	700

Esta aeronave deverá ter uma massa de aproximadamente 4,7 kg (~ 46,1 N) se transportando carga útil de 1 kg, assim, cada propulsor (arranjo motor/hélice) deverá gerar um empuxo de no mínimo um quarto deste valor (~ 11,52 N).

3. TEORIA DE VÔO

3.1. PRINCÍPIOS

O vôo de um quadricóptero é obtido a partir do diferencial de pressão resultante gerado pela rotação do conjunto de quatro hélices posicionadas paralelamente e no mesmo plano horizontal, equidistantes do centro de massa da aeronave. Com o aumento da velocidade de rotação das hélices obtém-se menor pressão sobre elas surgindo um vetor resultante de força para cima chamada empuxo. Conforme esta fica maior, menor ou igual que a força peso a aeronave subirá, descerá ou ficará flutuando respectivamente.

3.2. ESTABILIDADE

Diversas forças surgem, além do empuxo, quando se aplica rotação a uma hélice. A resultante provoca múltiplos distúrbios na estabilidade do vôo, como rotação da aeronave ao redor do seu centro de massa, vibrações mecânicas e redução do empuxo.

Aeronaves de dois rotores horizontais girando no mesmo sentido terão um torque resultante no eixo axial do centro de massa com o sentido contrário, produzindo um movimento de giro de todo o conjunto. Para solucionar este problema, uma hélice deverá ter seu movimento inverso da outra, assim, os torques se anularão. Neste caso o passo de uma das hélices também deverá ser invertido para que o fluxo de ar seja no mesmo sentido da outra.

Vibrações mecânicas originadas dos vórtices nas hélices surgem quando o ar adquire movimento de turbilhonamento na superfície das pás, acarretando descolamento do fluido e variações de pressão. Consequentemente ocorrerão vibrações mecânicas e perda de sustentação. Uma das soluções é a alteração do perfil das hélices.

Com o aumento da velocidade de rotação da hélice o empuxo também aumenta e isto forçará um deslocamento vertical da aeronave, porém seja por motivo de inércia ou de arrasto isto não ocorrerá proporcionalmente, pois as pás tenderão a flexionarem-se. Para diminuir este problema usam-se hélices fabricadas com outros tipos de materiais, como madeira ou fibra de carbono.

3.3. DIREÇÃO, SENTIDO E MANOBRABILIDADE

Com o controle independente da velocidade de rotação de cada hélice, é possível a aeronave se deslocar sob uma ampla variedade de trajetórias.

Conforme a figura 3.3.1, para velocidades iguais nos quatro rotores, o quadricóptero estará sujeito a um deslocamento na vertical a partir da resultante do empuxo contra o peso.

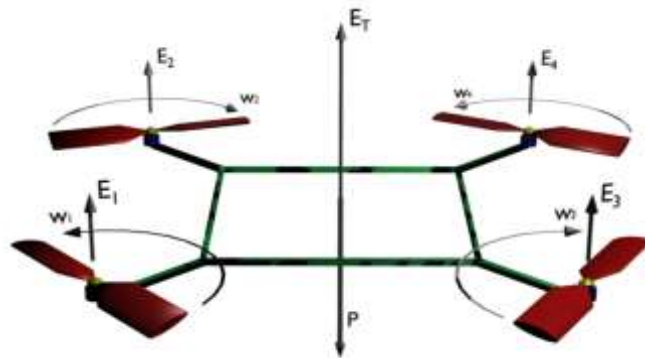


Figura 3.3.1. Aeronave em equilíbrio

A rotação da aeronave ao redor do eixo axial do centro de massa é obtida através da resultante dos torques gerados pelas hélices. Como exemplo, se as velocidades angulares dos rotores W_1 e W_4 forem iguais entre si e maiores do que as dos rotores W_2 e W_3 , tendo estes iguais velocidades angulares, o giro da aeronave será no sentido horário. Os torques T_1 e T_4 têm o sentido horário enquanto T_2 e T_3 anti-horários, produzindo um torque resultante T_R no sentido horário (positivo) conforme a equação (1) e figura 3.3.2.

$$T_R = T_1 + T_4 - T_2 - T_3 \quad (1)$$

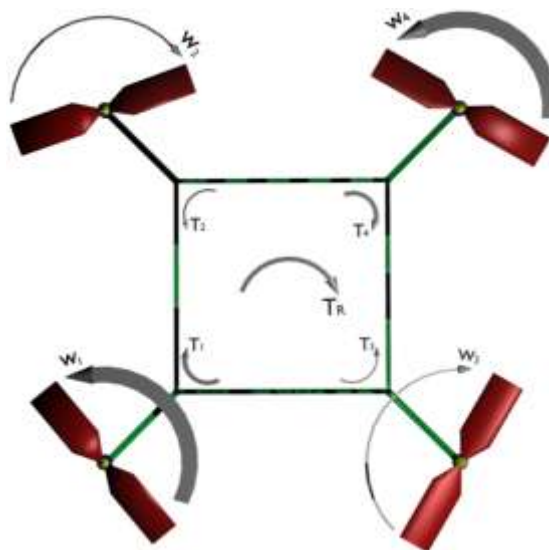


Figura 3.3.2. Giro horário, T_R positivo

Caso o torque resultante seja negativo a aeronave girará no sentido anti-horário.

Nota-se que haverá um aumento do empuxo total para esta manobra, conseqüentemente ocorrerá variação da altitude da aeronave. Para solucionar este problema é necessário equilibrar os empuxos por meio da variação proporcional inversa da velocidade angular dos pares de rotores, ou seja, se W_1 e W_4 são aumentados, W_2 e W_3 devem ser diminuídos. Assim, o empuxo total será mantido conforme a equação (2).

$$E_T = E_1 + E_2 + E_3 + E_4 \quad (2)$$

O vôo nivelado para frente ou para trás decorre da variação das velocidades de duas hélices vizinhas lateralmente em relação às outras duas, como exemplificado na figura 3.3.3.

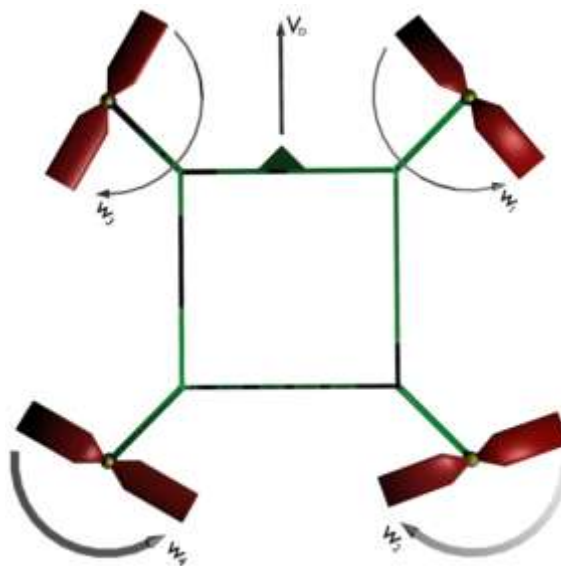


Figura 3.3.3. Deslocamento horizontal

Os torques produzidos pelos rotores W_2 e W_4 se cancelam, assim como os dos W_1 e W_3 , contudo o empuxo resultante da combinação de E_2 com E_4 são maiores do que o de E_1 com E_3 . Neste caso a aeronave terá um deslocamento horizontal no sentido da velocidade de deslocamento (V_D).

Combinações de motores com rotações adequadas produzirão manobras diversas, como exemplo, curva para direita em vôo ascendente mostrada na figura 3.3.4.

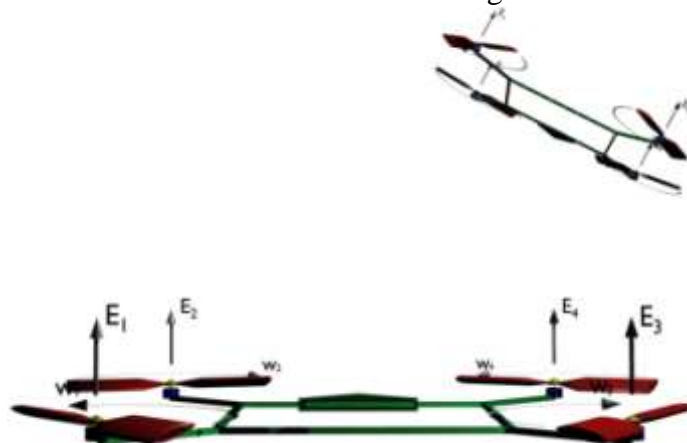


Figura 3.3.4. Deslocamento ascendente para direita

4. MEDIÇÕES E MÉTODOS

4.1. EXPERIMENTOS E CÁLCULOS

O desempenho desejado de uma aeronave em seu vôo é diretamente proporcional a eficiência exercida pelos propulsores, ou seja, conjunto motor/hélice. Devido à grande variedade destes, tornam-se necessários testes laboratoriais para a identificação do melhor arranjo.

O motor, dispositivo responsável por converter energia elétrica em mecânica, deverá possuir alto rendimento e proporcionar um empuxo suficiente para a elevação do quadricóptero. Assim, escolheu-se o motor de corrente contínua brushless (sem escovas) EMAX 2826, que possui baixa massa (230g) e segundo o fabricante oferece um alto rendimento (para consumo de 20 a 30 amperes) e projetado para aeronaves com massas de 1,8 kg a 2,8 kg.

A hélice, principal responsável por causar a movimentação de massas de ar e gerar propulsão (empuxo), pode possuir diversas características construtivas, como números de pás, material fabricado (madeira, nylon, fibra de carbono...), diâmetro, passo e outras características que resultam principalmente em valores distintos de empuxo e torque. Com intuito de identificar a melhor hélice e saber seus respectivos valores de empuxo e torque, construiu-se dois experimentos, um para cada grandeza.

Nos experimentos foram utilizados metais com baixa massa específica e polímero com baixo coeficiente de atrito, como a barra de alumínio com um eixo rotativo apoiado em buchas de teflon® (Politetrafluoretileno) respectivamente, e equipamentos de boa precisão, como uma balança digital (precisão de 1g) e um tacômetro digital a laser, de modo a proporcionar um resultado final com o menor erro possível.

A obtenção dos empuxos gerados por cada tipo de hélice foi possível a partir da construção do instrumento mecânico montado conforme a figura 4.1.1

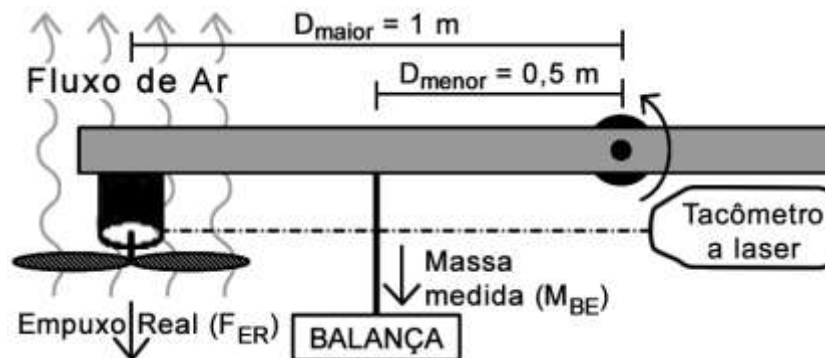


Figura 4.1.1. Instrumento para medir empuxo

Baseando-se no conceito de alavanca (barra de alumínio), encontrou-se o empuxo através da equação (3). Do eixo de rotação da barra até o centro do motor tem-se a distância maior, D_{maior} , e até a haste da balança a distância menor, D_{menor} . F_{ER} é a força de empuxo real e F_{EM} é a força de empuxo obtido através da multiplicação entre M_{BE} (massa indicada pela balança) e a gravidade do planeta Terra ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$).

$$F_{ER} \times D_{maior} = F_{EM} \times D_{menor} \quad (3)$$

Fazendo-se a substituição de $D_{\text{maior}} = 1 \text{ m}$ e $D_{\text{menor}} = 0,5 \text{ m}$, obtêm-se a equação (4) e observa-se que o valor da força de empuxo real será a metade da força onde a haste da balança está apoiada.

$$F_{ER} = F_{EM} / 2 \quad (4)$$

Em relação ao torque, obtiveram-se seus valores a partir do segundo instrumento montado conforme a figura 4.1.2, onde o ponto de apoio da barra de alumínio está sob o motor e este fixado nela.

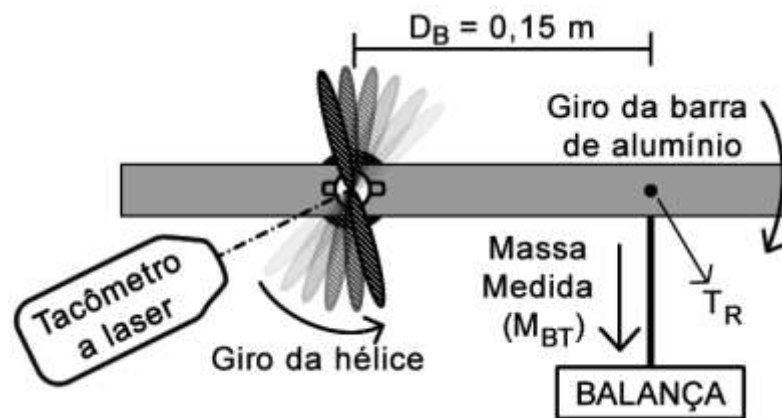


Figura 4.1.2. Instrumento para medir torque

O conceito de torque é dado pela equação (5)

$$T_R = F_M \times D_B \quad (5)$$

em que D_B é a distância do eixo da barra até a haste da balança com o valor de 0,15 m, T_R é o torque resultante e F_M é a força onde a haste da balança está apoiada obtida através da multiplicação entre M_{BE} (massa indicada pela balança) e a gravidade do planeta Terra ($g = 9,81 \text{ m/s}^2$).

Paralelamente à montagem mecânica, os experimentos necessitavam de uma montagem elétrica, que está ilustrada pelo diagrama unifilar na figura 4.1.3.

Esta arquitetura possibilita a verificação de diversas variáveis, como tensão fornecida ao ESC (V_{ESC}), a corrente consumida por ele (I_{ESC}) e também a determinação no gerador de frequência da largura do pulso (T_P) enviada ao ESC.

A tensão aplicada no ESC foi obtida por um voltímetro analógico configurado com fundo de escala em 50 volts, que por motivos construtivos não sofre interferência por indução eletromagnética.

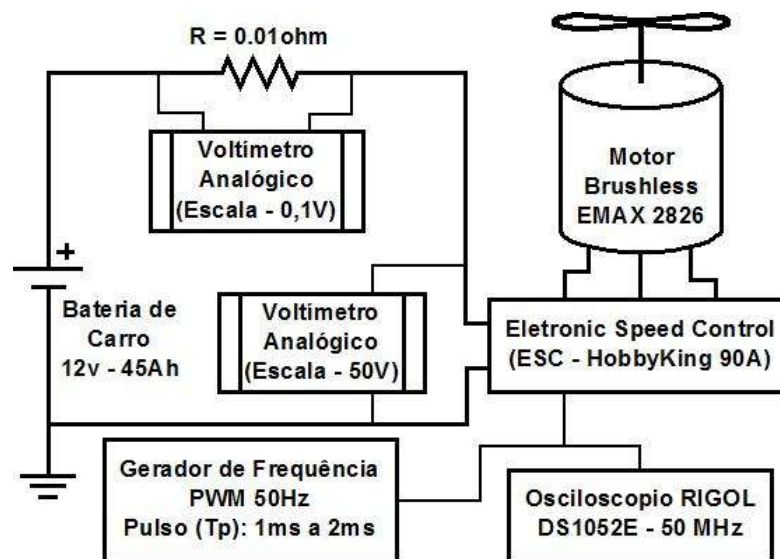


Figura 4.1.3. Diagrama unifilar da montagem elétrica

Em relação à corrente consumida pelo ESC, a mesma foi medida de forma indireta utilizando-se o conceito da Lei de Ohm, que indica que a diferença de potencial entre dois pontos de um condutor é proporcional ao fluxo de elétrons que nele passa. Demonstrada pela equação (6), V_R é a tensão sobre a resistência obtida pelo voltímetro analógico na escala de 0,1 volts, R é a resistência conhecida de um condutor com o valor de 0,01 ohm e I é a corrente elétrica desconhecida.

$$V_R = R \times I \quad (6)$$

Substituindo os valores conhecidos e reorganizando a equação (6), obtemos a corrente elétrica em amperes conforme a equação (7).

$$I = V_R \times 100 \quad (7)$$

Quanto ao pulso enviado ao ESC, o mesmo possui frequência de 50 Hz e tem sua largura (L_P) alterada de 1 a 2 milissegundos (ms), que conseqüentemente altera a rotação no motor de 0% a 100% respectivamente.

4.2. DADOS COLETADOS

A execução dos experimentos mostrados na subseção anterior resultou na medição de diversas variáveis (como a rotação do motor (Rot_{Mot}), a tensão fornecida ao ESC (V_{ESC}), a tensão na resistência (V_R) e as massas indicadas pela balança (M_{BE} e M_{BT})) e o cálculo de outras (como o empuxo (F_{ER}), o torque (T_R), a corrente consumida pelo ESC (I_{ESC}) e a potência fornecida ao ESC (P_{ESC})). Todas de suma importância para a obtenção do melhor arranjo motor/hélice.

As possibilidades de arranjo são diferenciadas por cada modelo de hélice utilizada com o motor brushless. Os modelos das hélices estão descritas na tabela 4.2.1 e os seus designs na figura 4.2.1. Sendo o valor antes do 'x' referente ao diâmetro e o posterior referente ao passo e ambos em polegadas.

Tabela 4.2.1 Descrição das Hélices

Referência	Modelo e característica
9 x 7,5	Slow Flyer Tipo APC (Resina)
11 x 4,7	Tipo GWS EP (Resina)
11 x 5	Master Airscrew G/F 3 Series (Nylon)
12 x 8	Master Airscrew (Madeira)
13 x 8	Turnigy Light Electric (Madeira)

**Figura 4.2.1.** Design das hélices

Os dados foram coletados e tabelados a partir da variação decrescente da largura do pulso (L_p) entre 1,9 e 1,2 ms com passo de 0,1 ms, como a tabela 4.2.2. No entanto, na tabela 4.2.3 o valor de $L_p = 1,5$ ms foi substituído por valores de 1,56 ms e 1,44 ms.

Tabela 4.2.2 Hélice 12 x 8 –Empuxo (F_{ER})

Variáveis medidas				Variáveis calculadas		
Rot_{Motor} (RPM)	$V_{ESC}(V)$	$V_R(mV)$	M_{BE} (g)	I_{ESC} (A)	P_{ESC} (W)	F_{ER} (N)
6600	11,3	345	3300	34,5	389,9	16,19
6270	11,3	290	3000	29,0	327,7	14,72
5780	11,5	210	2500	21,0	241,5	12,26
5170	11,8	160	2000	16,0	188,8	9,81
4800	11,8	125	1700	12,5	147,5	8,34
3920	11,8	70	1160	7,0	82,6	5,69
3800	12,0	60	1070	6,0	72,0	5,25
3220	12,0	40	770	4,0	48,0	3,78
2400	12,0	20	420	2,0	24,0	2,06

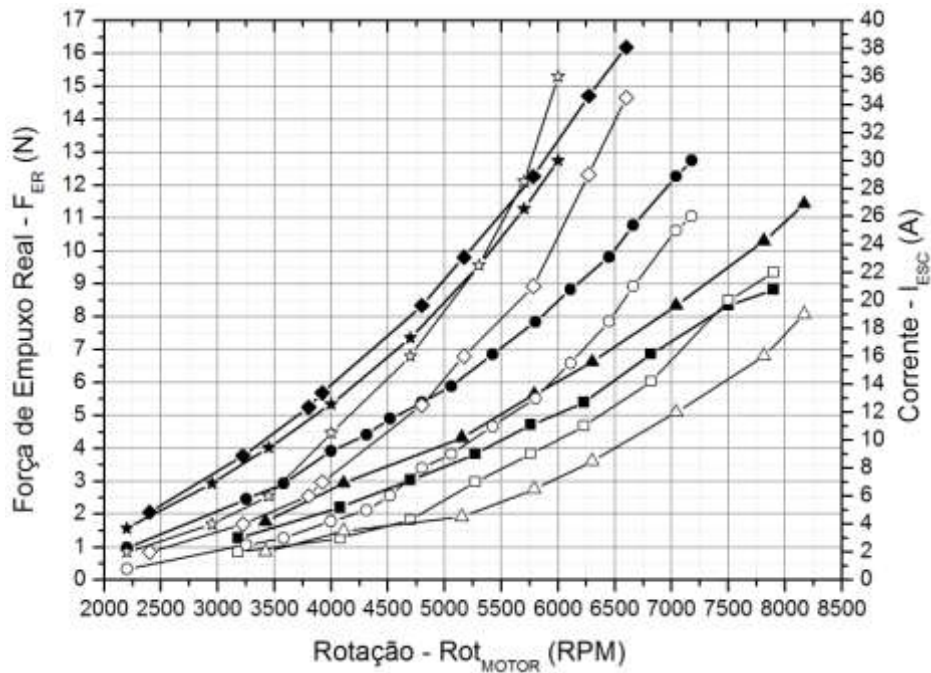
Tabela 4.2.3 Hélice 12 x 8 – Torque (T_R)

Variáveis medidas				Variáveis calculadas		
Rot _{Motor} (RPM)	V _{ESC} (V)	V _R (mV)	M _{BE} (g)	I _{ESC} (A)	P _{ESC} (W)	T _R (N.m)
6720	11,3	340	340	34,0	384,2	0,500
6400	11,5	290	290	29,0	333,5	0,427
5775	11,5	220	250	22,0	253,0	0,368
5230	11,8	160	198	16,0	188,8	0,291
4500	12,0	100	150	10,0	120,0	0,221
3820	12,0	60	105	6,0	72,0	0,155
3250	12,0	40	82	4,0	48,0	0,121
2400	12,0	20	50	2,0	24,0	0,074

Para uma melhor análise, as principais variáveis de todos os arranjos podem ser visualizadas nos gráficos a seguir de acordo com a legenda mostrada na figura 4.2.2.



Figura 4.2.2. Legenda dos Gráficos

Figura 4.2.3. Empuxo (F_{ER})/Corrente (I_{ESC}) X Rotação (Rot_{Motor})

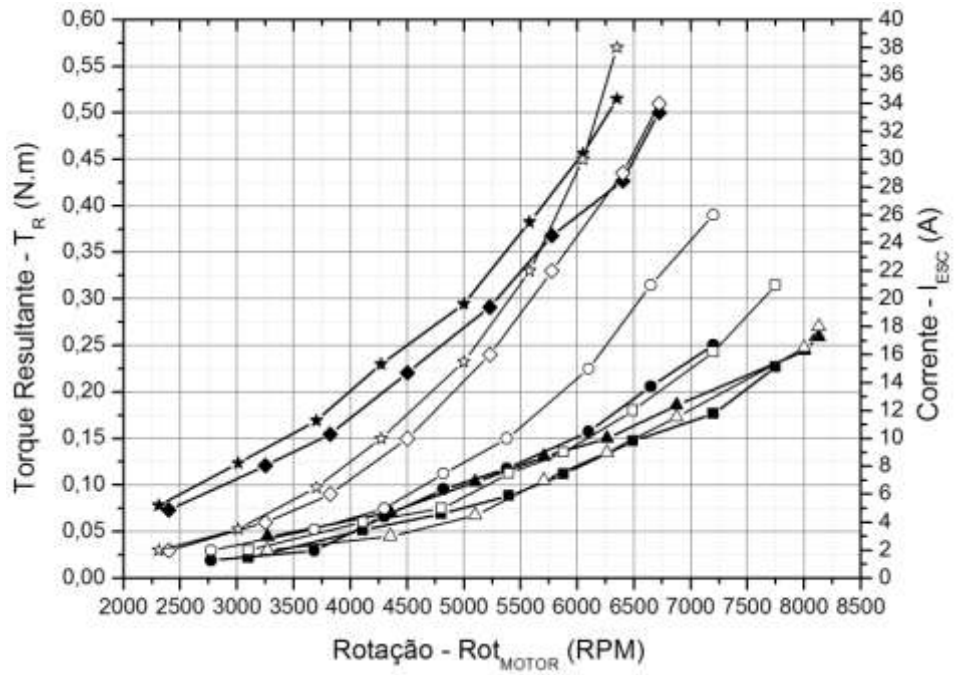


Figura 4.2.4. Torque (T_R)/Corrente (I_{ESC}) X Rotação (Rot_{MOTOR})

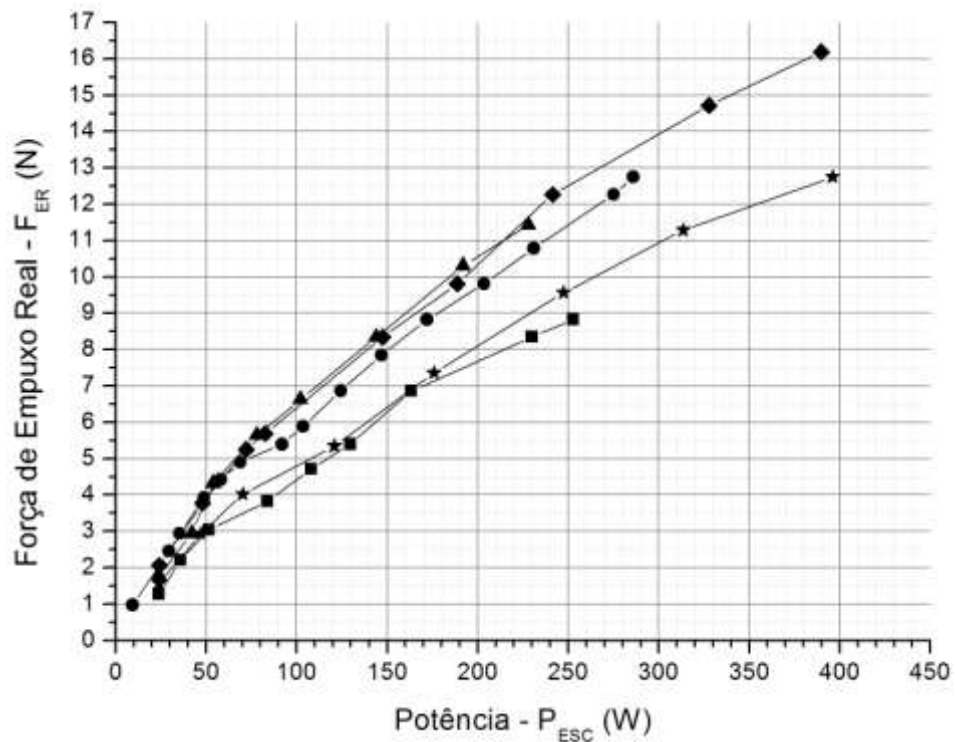


Figura 4.2.5. Empuxo (F_{ER}) X Potência (P_{ESC})

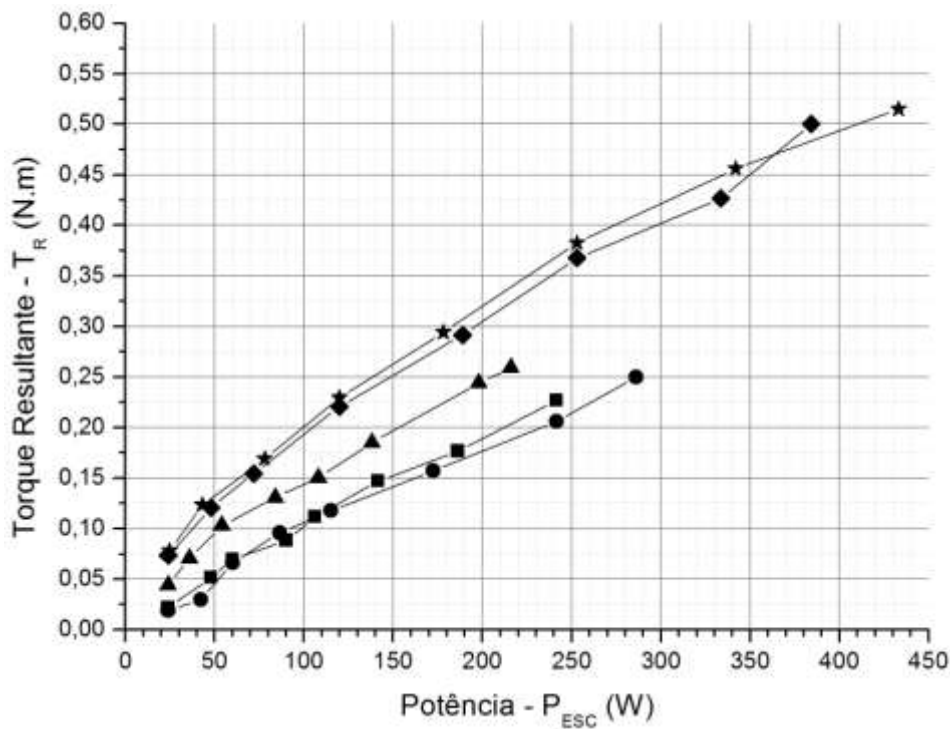


Figura 4.2.6. Torque (T_R) X Potência (P_{ESC})

5. ANÁLISE DOS DADOS

5.1. INTRODUÇÃO

Diante dos gráficos apresentados na seção anterior, nota-se que a hélice 13 x 8 apresenta alto consumo por empuxo e outras apresentam empuxo insuficiente (9 x 7,5 e 11 x 5) para o quadricóptero voar. Porém as hélices 12 x 8 e 11 x 4,7 fornecem as melhores características para compor os propulsores, desta forma então as subseções a seguir apresentarão uma análise detalhada dessas características.

5.2. EMPUXO

Analisando o empuxo (F_{ER}) em função da potência (P_{ESC}) e calculando a razão (R_{PE}) através da equação (8), obtém-se o quanto de potência cada propulsor necessita para gerar 1 N de empuxo.

$$R_{PE} = P_{ESC} / F_{ER} \quad (8)$$

Observa-se, através da figura 4.2.5 (Empuxo (F_{ER}) X Potência (P_{ESC})), que para o mesmo empuxo de 12,26 N o arranjo com a hélice 11 x 4,7 necessita de uma potência igual a 275 W, enquanto que com a hélice 12 x 8 necessita de 241,5 W. Calculando-se os valores de R_{PE} , obtém

22,43 W/N e 19,69 W/N respectivamente. Assim conclui-se que para a região próxima deste ponto, a hélice 12 x 8 é mais eficiente que a 11 x 4,7.

Paralelamente a isto, sabe-se que as curvas presentes na figura 4.2.3 não são lineares e que os valores de R_{PE} ao longo das mesmas também não serão os mesmos, porém como a não linearidade da curva é pequena ao redor deste ponto, a tendência é que estes valores permaneçam bem próximos, ou seja, que a hélice 12 x 8 continue sendo a mais eficiente.

5.3. TORQUE

Analisando o torque de acordo com a figura 4.2.6, Torque (T_R) X Potência (P_{ESC}), observa-se que a hélice 12 x 8 produz um T_R maior que a 11 x 4,7, resultando-se em maiores velocidades de giro da aeronave em torno do próprio eixo.

5.4. ROTAÇÃO

Verifica-se na figura 4.2.3, Empuxo (F_{ER})/Corrente (I_{ESC}) X Rotação (Rot_{Motor}), que a hélice 12 x 8 produz maior empuxo do que a 11 x 4,7 para uma mesma rotação. A partir desta análise, conclui-se que a aeronave será mais sensível a pequenas mudanças na rotação dos propulsores ao utilizar a hélice 12 x 8, proporcionando variações bruscas de atitude, conseqüentemente necessitando um rápido processamento dos sinais para controle e ajustes na estabilidade.

5.5. CORRENTE

Nota-se que a hélice 11 x 4,7 produz seu maior empuxo (12,75 N) dentro da faixa de corrente (20 a 30 A) de maior rendimento do motor e observa-se que o mesmo não ocorre para a hélice 12 x 8, visto que seu maior empuxo (16,19 N) consome aproximadamente 34,5 A. Porém, o conjunto dos quatro propulsores com esta hélice produz 58,8 N com 29 A em cada motor, ou seja, dentro da faixa de alto rendimento e com empuxo maior que o peso do quadricóptero com carga útil máxima.

5.6. MELHOR ARRANJO

Em vista das análises efetuadas nas subseções anteriores, conclui-se que os propulsores com a hélice 12 x 8 serão melhores, pois os quatro em conjunto geram empuxo suficiente para a elevação da aeronave com carga útil máxima (~ 46,1 N) sem que os motores necessitem chegar a sua rotação máxima (6600 RPM), ou seja, se houver necessidade o quadricóptero ainda possuirá empuxo extra de aproximadamente de 18,66 N.

6. CONCLUSÕES

O presente trabalho foi de grande valia, pelo fato de que sem os dados aqui relatados não se saberia o desempenho e as características de vôo da aeronave.

Face à proposta de um veículo semi-autônomo a autônomo, estes dados contribuem para o aprimoramento do controle de atitude da aeronave.

Conclui-se que para se obter uma excelente performance é de extrema importância a escolha adequada do sistema propulsor.

6. REFERÊNCIAS

ALONSO, M; FINN, E. J. (1972). Física: um curso universitário. Volume 1: Mecânica. Edgard Blucher, São Paulo – SP.

GILES, RANALD V.; EVETT, JACK B. , LIU, CHENG. (1996). Mecânica dos fluidos e hidráulica. 2 ed. Makron Books, São Paulo - SP

KOTWANI, K.; S.K. SANE ; ARYA, H. ; K. SUDHAKAR. “Experimental Characterization of Propulsion System for Mini Aerial Vehicle”. 31st National Conference on FMFP, December 16-18, 2004, Jadavpur University, Kolkata

LANARI BO, A.P.; MIRANDA, H.H.F. “Concepção de uma plataforma experimental para estudo de controle de um modelo reduzido de helicóptero”. Faculdade de Engenharia Mecatrônica, Universidade de Brasília, Brasília, 2004.

SANTANA, P. H.; BRAGA, M.A. “Concepção de um veículo aéreo não-tripulado do tipo quadricóptero”. Faculdade de Engenharia Mecatrônica, Universidade de Brasília, Brasília, 2008.