

CENTRO FEDERAL DE EDUCAÇÃO TECNOLÓGICA DE MINAS GERAIS



Relatório Técnico de Elétrica

06

Antônio Sousa
Gabriel Viana
Gustavo Pereira
Leonardo Vaz
Renato Freitas
Tiago Dornelas
Piloto - Rodrigo Zanasi
Orientador: Anthony Chiaratti

Brasil

2017, v-1.0

Agradecimentos

Agradecemos aos voluntários que desenvolveram o pacote Abntex 2!

Lista de símbolos

α	Ângulo de ataque
α_s	Ângulo de ataque de estol
β	Ângulo de derrapagem
φ	Ângulo de inclinação lateral
θ	Ângulo de atitude
ψ	Ângulo de proa
C_{m_α}	Derivada do coeficiente de momento de arfagem com relação ao ângulo de ataque
C_{L_α}	Derivada do coeficiente de sustentação com relação ao ângulo de ataque
C_{l_β}	Derivada do coeficiente de momento de rolamento com relação ao ângulo de derrapagem
C_{n_β}	Derivada do coeficiente de momento de guinada com relação ao ângulo de derrapagem
δ_a	Deflexão de aileron
δ_p	Deflexão de profundor
δ_l	Deflexão de leme
δ_m	Comando de manete
C_L	Coeficiente de sustentação
C_M	Coeficiente de momento de arfagem
C_{HT}	Coeficiente de volume de cauda horizontal
C_{VT}	Coeficiente de volume de cauda vertical
c_l	Coeficiente de sustentação de perfil
V	Velocidade
V_{stall}	Velocidade de estol
V_{man}	Velocidade de manobra

V_{cruz}	Velocidade de cruzeiro
V_r	Velocidade de rotação para decolagem em pista
W	Peso da aeronave
T	Tração
L	Sustentação
D	Arrasto
μ	Coefficiente de atrito
α_F	Ângulo do motor com relação ao eixo longitudinal
g	Aceleração da gravidade
n_z	Fator de carga vertical
CP	Centro de pressão
CG	Centro de gravidade
ME	Margem estática
R	Raio de curva
$MTOW$	<i>Maximum Weight take off</i>

Sumário

	Introdução	5
1	ARQUITETURA	6
2	OBTENÇÃO E VALIDAÇÃO DE DADOS	7
2.1	Componentes	7
3	DEMANDAS	9
3.1	Determinação de demandas	9
3.2	Correntes	9
4	ESCOLHA DOS COMPONENTES	12
4.1	Bateria	12
4.2	Servos	13
4.3	Regulador de Tensão	14
4.4	Receptor	15
5	PROJETO DA FIAÇÃO	17
5.1	Tipo de Cabeamento	17
6	LISTA DE OUTPUTS	19
7	CONCLUSÃO	20

Introdução

Introdução do relatório.

1 Arquitetura

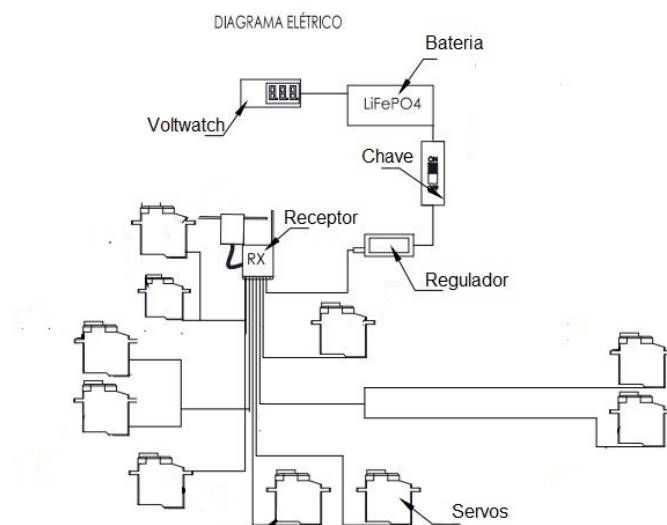
A equipe CEFASST elaborou um sistema elétrico que visa o melhor desempenho, segurança e funcionalidade à aeronave projetada, respeitando o regulamento da competição. Para otimizar o projeto, tratou-se todos os componentes elétricos individualmente com objetivo de encontrar os que melhor se adaptam a aeronave.

Durante o voo cada superfície móvel requer um determinado torque, obtido analiticamente, definindo diferentes servos. Realizou-se pesquisas de mercado visando servomotores que atendessem a demanda do projeto, e posteriormente testados para assegurar os dados fornecidos pelos fabricantes juntamente com um receptor compatível ao número de servos e ao rádio utilizado pela equipe.

Para garantir o funcionamento apropriado de cada um destes componentes é imprescindível a menor perda de potência possível fornecida pela bateria ao servomotor, tornando o dimensionamento da fiação um fator de alta relevância, assim como a bateria a ser utilizada.

Através da telemetria acoplada aos protótipos desenvolvidos, foram obtidos dados durante voos de testes indicando o valor máximo alcançado pela corrente, auxiliando na decisão de diversos componentes, visando alguns aspectos como peso e qualidade de construção. A fim de respeitar o regulamento, também foi utilizado uma chave geral e um Voltwatch, para monitoramento da tensão da bateria, conforme diagrama da **Figura 1**.

Figura 1 – Diagrama Elétrico



Fonte: Equipe

2 Obtenção e validação de dados

Com o objetivo de validar os cálculos teóricos a equipe optou pela utilização de um sistema de telemetria, que consiste em um circuito eletrônico embarcado que faz diversas medições e envia para uma base no solo em tempo real, podendo monitorar diversas variáveis que influenciam no desempenho do avião durante o voo.

Diante das necessidades da equipe e pensando em um sistema que fosse adaptável; podendo ser utilizado em diversos protótipos; e de fácil manutenção, foi desenvolvido um sistema de telemetria próprio, tanto em hardware, quanto em software, focando mais nos objetivos do projeto.

2.1 Componentes

Foi escolhido o Microcontrolador ATMEGA328 (1) devido a facilidade de compra no mercado nacional e ao bom custo/benefício quando comparados a outros MCU compatíveis, tais como PIC18F4550/PIC18F255 da Microchip ou a série MSP430G2x da Texas Instruments.

Para transferir os dados de maneira remota, optou-se pelo módulo APC220 (2), um par de sensores que comunicam-se através de radiofrequência, que pode ser alterada entre 418 e 455 MHz, e possui uma interface serial para leitura e envio de dados. A frequência de 418 MHz foi escolhida por obter maior distância de comunicação nos campos de testes da equipe com Baudrate de 9600 bps e alcance de 800 m, suficiente para comunicação e segurança da estação de solo.

Com o objetivo de minimizar o risco de perda de dados por possíveis falhas no sinal, foi utilizado um cartão de memória (3) embarcado, sendo possível analisar todo os dados do voo posteriormente, sem nenhuma falha ou perda de informações.

O sensor GPS NEO-6M foi utilizado para traçar a rota do protótipo, fornecendo o posicionamento geográfico (latitude/longitude), velocidade, data e hora, quantidade de satélites captados, altitude, dentre outros dados não utilizados.

Os chips ADXL345 e L3G4200D fornecem valores da aceleração do deslocamento vertical e rotacional, respectivamente, nos três eixos. Com esses dados são validados valores de pitch e o roll durante o voo.

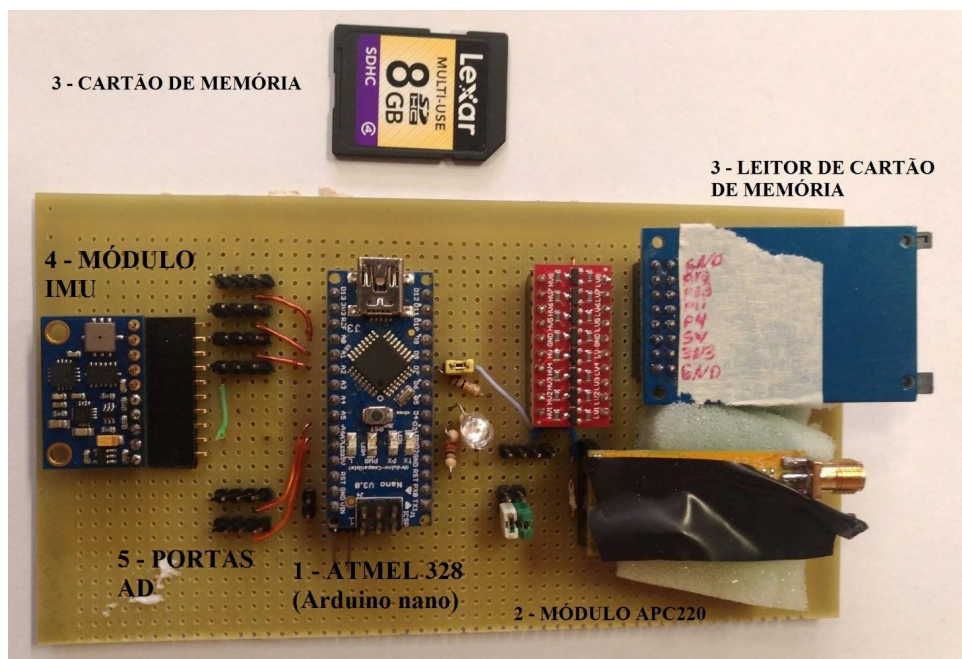
Para complementar, foi adicionado ao Hardware o Chip HMC5883L que é capaz de medir o campo magnético da terra e indicar em qual sentido o nosso protótipo está deslocando. Além de todos citados, com o Chip BMP085 é possível mensurar a temperatura

e pressão atmosférica, que, juntamente com o tubo de pitot, mede a velocidade relativa.

Para facilitar a construção do Hardware, foi utilizado um módulo (4) que une todos os chips listados, de forma que foi possível realizar a comunicação individual com cada um, através do protocolo I2C. Além disso, para aumentar a propriedade adaptativa do circuito, a equipe utilizou barras de pino com sequência específica para adaptação ao hardware da maioria dos sensores analógicos. Tal sequência consiste em um conjunto de 4 pinos para cada porta analógica do MCU, tal que, por padrão, seguem a seguinte ordem: Ground–5V–SINAL– Ground (5). Diante dessa configuração, podemos ligar de maneira simplória sensores que possuem padrão distinto do normalmente utilizado em aeromodelismo (Ground –5V-SINAL), tais como, 5V–SINAL– Ground.

É de extrema importância a medição de componentes elétricas como tensão e corrente durante todo o voo. Para isso, foi utilizado o sensor ACS712 para a medição da corrente total demandada por toda a aeronave e as correntes em cada servo separadamente. Para medir a tensão, foi aplicado um simples circuito divisor de tensão, para adequar os valores da bateria 7utilizada aos valores do conversor analógico-digital do MCU.

Figura 2 – Circuito Parcial da Telemetria Utilizada



Fonte: Equipe

3 Demandas

De acordo com a telemetria empregada em nossos protótipos e testes estáticos nos componentes e cálculos analíticos, foi possível mensurar as principais demandas elétricas da aeronave. A seguir haverá o detalhamento da aquisição de dados das demandas de torque e corrente do projeto.

3.1 Determinação de demandas

De acordo com a tabela de inputs, estão listados abaixo os torques requeridos de cada servo.

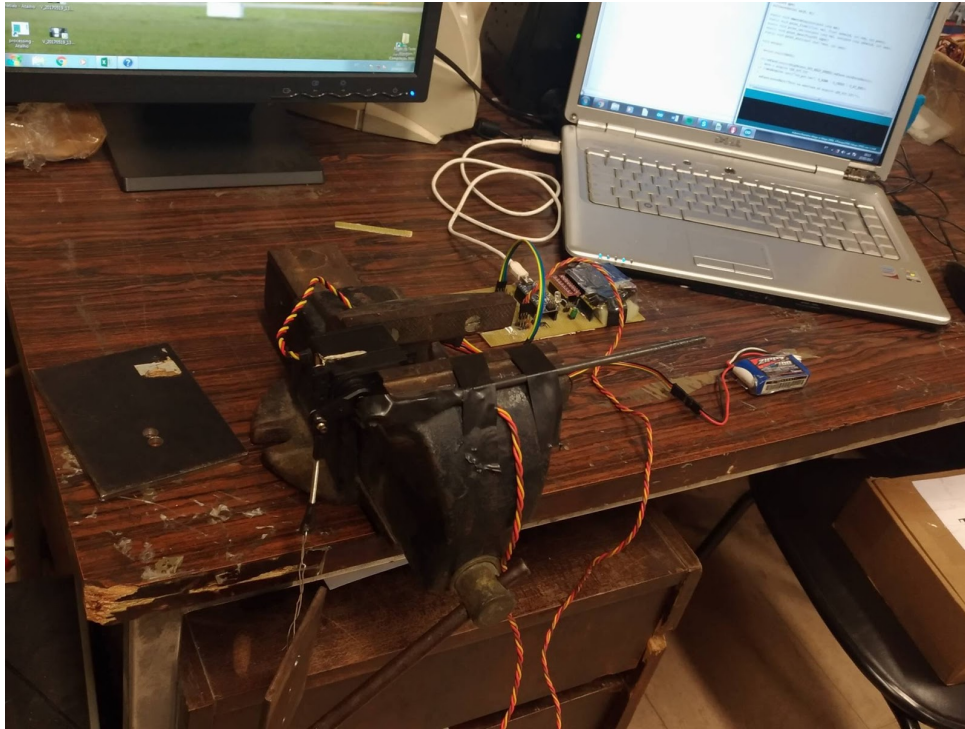
Tabela 1 – Torques calculados para cada servo

Dispositivo	Torques Requeridos(Kgf*cm)
Servo1	0,89
Servo2	3,47
Servo3	3,56
Servo4	8,90
Servo5	3,90
Servo6	3,90
Servo7	1,02
Servo8	1,02
Servo9	4,10
Servo10	4,10

3.2 Correntes

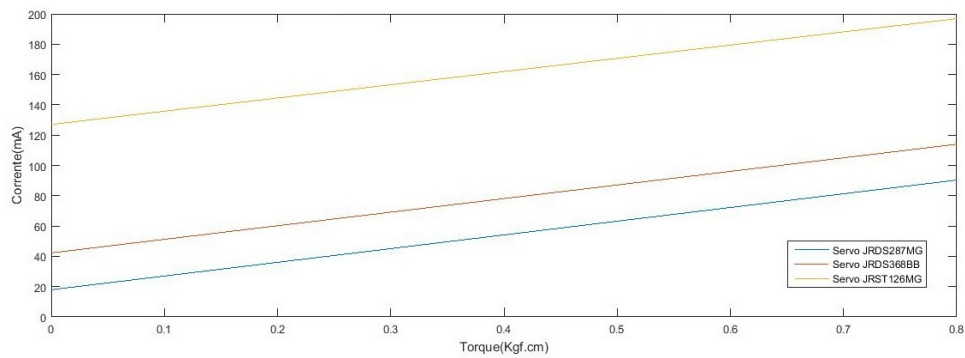
Para determinar a curva característica de corrente em função do torque aplicado, para cada servo, a equipe realizou o teste de carga com medição de corrente, dessa forma foi possível analisar de forma mais ampla as configurações e variações de corrente nos servos. No teste, foi variada a carga inserida no atuador sendo medida a corrente, através da telemetria. Posteriormente, foi feito a utilização do método dos mínimos quadrados para a otimização matemática dos resultados, obtendo dessa forma o modelo linear de Corrente x Torque [P.C. Sen 1996], como demonstrado no Gráfico 1, que foi ilustrado n **Figura 4.**

Figura 3 – Montagem corrente x torque



Fonte: Equipe

Figura 4 – Ilustração do gráfico Corrente(mA) x Torque (KGF.cm)



Fonte: MATLAB®

Com o método dos mínimos quadrados utilizado no MATLAB®, foi possível notar que o resultado do experimento é satisfatório, visto que os resultados das correntes para os torques requeridos foram próximos de acordo com a telemetria empregada durante os voos da equipe, com uma variação de 5% para mais ou para menos.

Tabela 2 – Equações da corrente em função do torque

Modelo	Corrente
<i>JRDS287MG</i>	$i = 90,481 T + 17,945$
<i>JRDS368bb</i>	$i = 89,66 T + 42,259$
<i>JRST126MG</i>	$i = 87,256 T + 127,05$

De acordo com as equações acima, foi possível prever a corrente para a carga requerida, a **Tabela 3** demonstra os resultados obtidos.

Tabela 3 – Corrente demandada de acordo com a carga exigida

Dispositivo	Corrente Máxima(mA)
<i>Servo1</i>	98,483
<i>Servo2</i>	353,379
<i>Servo3</i>	361,448
<i>Servo4</i>	903,628
<i>Servo5</i>	391,933
<i>Servo6</i>	391,933
<i>Servo7</i>	110,235
<i>Servo8</i>	110,235
<i>Servo9</i>	409,865
<i>Servo10</i>	409,865

4 Escolha dos Componentes

4.1 Bateria

De acordo com diversos ensaios e testes feitos de forma dinâmica e estática, dentre as possibilidades permitidas pelo regulamento, a equipe optou pela bateria LiFePO 4 de 500mAh 15C de 6.6Vda fabricante ProTek RC.

Figura 5 – Bateria ProTek 500mAh



Fonte: ebay

Para a escolha de tal bateria, foi realizado um teste de consumo via Extreme Power Analyzer, wattímetro ilustrado na Figura 5, com intuito de confirmar o consumo de corrente durante uma missão com um tempo de voo de 195,0 s, além do tempo na área de inspeção, que durou aproximadamente 70 s. A carga total requerida foi de 390,23mAh, aumento aproximado de 80% quando comparado ao nosso protótipo anterior, justificado pela inclusão de mais 4 servos (2 flaps e 2 freios), que demandam alta carga, principalmente na hora do pouso e da decolagem. Aplicando FS obtivemos um consumo final adotado de aproximadamente 448,76mAh. Comercialmente, o valor mais próximo e com o melhor custo benefício, foi a bateria citada anteriormente, com carga total de 500mAh.

Figura 6 – Extreme Power Analyzer



Fonte: RCECHO

4.2 Servos

Para selecionar os servos, primordialmente, foi levado em consideração os cálculos teóricos de torque máximo para cada superfície móvel da aeronave. Após saber o esforço que cada servo será exposto, a equipe escolheu, dentre as marcas disponíveis no mercado, aquela que possui uma melhor relação entre três fatores importantes, sendo eles o menor peso, a melhor qualidade de construção e a que demonstrou melhor durabilidade por experiência da equipe.

A [Tabela 4](#) demonstra as especificações dos componentes escolhidos.

Tabela 4 – Descrição dos servos utilizados e torque do fabricante

Dispositivo	Função	Modelo	Massa(g)	TMF(N.m)
<i>Servo1</i>	Acelerador	JRDS287MG	13	0,113
<i>Servo2</i>	Bequilha	JRDS368BB	25	0,423
<i>Servo3</i>	Leme	JRDS368BB	25	0,423
<i>Servo4</i>	Profundor	JRST126MG	47	1,003
<i>Servo5</i>	Aileron direito	JRDS368BB	25	0,423
<i>Servo6</i>	Aileron esquerdo	JRDS368BB	25	0,423
<i>Servo7</i>	Freio direito	JRDS287MG	13	0,113
<i>Servo 8</i>	Freio esquerdo	JRDS287MG	13	0,113
<i>Servo 9</i>	Flap direito	JRDS368BB	25	0,423
<i>Servo 10</i>	Flap esquerdo	JRDS368BB	25	0,423

4.3 Regulador de Tensão

Sem a utilização do regulador de tensão, seria aplicado a tensão da bateria, que, em servos comuns, é superior a sua tensão de funcionamento, o que causaria danos ao sistema elétrico dos servos. Diante disso, para um sistema sem o regulador, seria necessário alterar todos os servos para modelos que suporte tal tensão, conhecidos como servos High-voltage. O principal ponto positivo de tal sistema é a economia de peso, devido a ausência de um UBEC, porém, como os servos serão ligados diretamente na bateria, ao longo do voo a tensão da bateria tende a diminuir, devido a demanda e descarga, diminuindo o torque máximo suportado pelo servo, sendo necessário um superdimensionado a fim de garantir o torque necessário em tensões mais baixas do que a nominal do servo.

Utilizando o regulador de tensão, opção escolhida pela equipe, acrescentamos peso ao sistema elétrico, portanto, temos uma tensão fixa e igual à nominal do servo, garantindo um torque máximo constante, proporcionando a segurança e o funcionamento correto de todo o sistema elétrico durante o voo.

Considerando os valores fornecidos na [Tabela 3](#) Tabela 2, totalizou-se um valor de corrente máximo de 3541mA, que somado a corrente necessária para alimentar o receptor e o satélite, aproximadamente 500mA de acordo com o fabricante, resultaria em um total de 4041mA, que após aplicação do FS, obtemos 4647,15mA . Diante desses dados, foi escolhido o UBEC Turnigy 6V/8A, que se enquadra dentro de todos os parâmetros necessários de corrente e tensão e possui chave geral ([Figura 7](#)) de acordo com os requisitos impostos pelo regulamento da competição, desligando o circuito referente ao receptor e aos servos.

Figura 7 – UBEC Turnigy 8A



Fonte: HobbyKing

4.4 Receptor

O receptor AR8000 DSMX® high-speed 8-channel receiver foi o escolhido por se adequar melhor às demandas do projeto. Tal escolha foi feita a partir da análise da quantidade de servomotores presentes na aeronave, das especificações de distância em que o mesmo atua e facilidade de compra do mesmo. O receptor escolhido tem dois canais a menos que a quantidade de servos da aeronave, para correção desse fato foi utilizado uma extensão em Y para os servos do aileron e do freio, de forma que fosse possível o comando para todos os servomotores e mantendo um equilíbrio de massa na asa, já que os servos do aileron são posicionados de maneira simétrica devido ao sinal enviado a eles.

Algumas características do AR8000 DSMX® podem ser ressaltadas, como sua blindagem eletromagnética, que é produzida por sua estrutura de fibra de carbono, e evita a livre passagem de ondas eletromagnéticas pelo receptor. Outra característica marcante é

a alta 14 velocidade de resposta do receptor, sendo esse um diferencial para os comandos das superfícies móveis.

5 Projeto da Fiação

A fim de obter a menor perda de potência possível, respeitando as dimensões do projeto, e minimizando o gasto excessivo de material, foram realizadas medidas dos comprimentos para cada fiação do seu respectivo servo até seu canal equivalente no receptor. Dessa forma a equipe pôde confeccionar cabos de tamanhos mais apropriados, de acordo com a [Tabela 5](#).

Tabela 5 – Comprimento da fiação para cada conexão

Conexões	Comprimento (m)
<i>Leme</i>	0,625
<i>Aileron Esquerdo</i>	1,07
<i>Aileron Direito</i>	1,07
<i>Profundor</i>	0,83
<i>Flap Esquerdo</i>	1,74
<i>Flap Direito</i>	1,74
<i>Bequilha</i>	0,93
<i>Motor</i>	0,94
<i>Freio Esquerdo</i>	0,13
<i>Freio Direito</i>	0,13

5.1 Tipo de Cabeamento

A escolha do tipo de cabeamento se restringiu aos cabos AWG 24 e AWG 26 ([Tabela 6](#)), visto que os mesmos são mais fáceis de serem comprados, com maior confiabilidade. A Tabela 5 demonstra as principais características dos tipos de AWG, o que será necessário para efetuar os cálculos posteriores.

Tabela 6 – Especificações básicas dos cabos

Bitola AWG	Diâmetro (mm)	Ohms por km ($T = 20^{\circ}C$)	Corrente máxima
<i>23</i>	0.57404	20.36	4.7
<i>24</i>	0.51054	25.67	3.5
<i>25</i>	0.45466	32.37	2.7
<i>26</i>	0.40386	40.81	2.2
<i>27</i>	0.36068	51.27	1.7

A partir dos dados acima e do comprimento dos condutores de cada conexão, pôde-se calcular a resistência intrínseca de cada um deles a uma temperatura de 20°C para ambas as bitolas. Por fim, a [Tabela 7](#) segue com os resultados dos cálculos de resistência para os cabos 15AGW 24 e AGW 26, respectivamente.

Tabela 7 – Resistências mensuradas dos cabos AWG 24 e 26

Conexões	Resistência AWG 24	Resistência AWG 26
<i>Leme</i>	0,0526235	0,0836605
<i>Ailerons</i>	2 x 0,090091432	2 x 0,143226776
<i>Profundor</i>	0,069884008	0,111101144
<i>Flaps</i>	2 x 0,146503824	2 x 0,232910832
<i>Freios</i>	2 x 0,010945688	2 x 0,017401384
<i>Motor</i>	0,079145744	0,125825392
<i>Bequilha</i>	0,078303768	0,124486824

Com o objetivo de evitar qualquer tipo de falha técnica no circuito elétrico, garantindo maior segurança em voo, de acordo com as tabelas acima a escolha mais sensata foi o cabo AWG 24 por apresentar uma menor resistência e consequentemente uma menor dissipação de potência. Apesar do AWG 26 apresentar massa relativamente menor, não é relevante quando comparado ao outro cabo analisado.

6 Lista de Outputs

Tabela 8 – Lista de Outputs

OUTPUTS			
<i>Variáveis</i>	<i>Valor</i>	<i>Unidades</i>	<i>Relatório</i>
<i>Velocidade de decolagem</i>	11,8	m/s	Desempenho
<i>Tempo máximo de voo</i>	195	Segundos	Desempenho
<i>Torque do servo do profundor</i>	1,003	N.m	Estabilidade

7 Conclusão

Se é que terá um capítulo de conclusão..