



**CONTROLE DE ESTABILIZAÇÃO PARA  
HELICÓPTEROS NÃO TRIPULADOS USANDO  
TÉCNICA PID**

**LAVRAS - MG**

**2010**

**MATEUS OLIVEIRA PEREIRA**

**CONTROLE DE ESTABILIZAÇÃO PARA HELICÓPTEROS NÃO  
TRIPULADOS USANDO TÉCNICA PID**

Monografia de graduação apresentada ao Departamento de Ciência da Computação da Universidade Federal de Lavras como parte das exigências do Curso de Ciência da Computação para obtenção do título de Bacharel em Ciência da Computação.

Orientador:

Prof. Dr. Luiz Henrique Andrade Correia

Co-Orientador:

Prof. Tomás de Aquino Ferreira

LAVRAS - MG

2010



Eu dedico este trabalho à minha mãe,  
que mesmo sem saber ou entender grande parte  
do que aqui está escrito, nunca deixou de dizer:  
“vá em frente que você é capaz”.

## AGRADECIMENTOS

Agradeço a meus professores orientadores Luiz e Tomás, que apoiaram este trabalho mesmo não se tratando de suas áreas de pesquisa.

Agradeço ao professor João Giacomini que com apenas uma palavra me deu uma luz que ajudou a entender melhor sobre os controladores PID.

Agradeço ao amigo Alessandro Cunha / ITA que ajudou com uma boa quantidade de material didático para pesquisa.

Agradeço ao amigo Marcelo Campos / UDESC que me ajudou com algumas metáforas que me fizeram pensar mais e perguntar menos.

Agradeço a todos os professores do DEX e DCC que me tiraram dúvidas sempre que precisava de algo.

E, principalmente, agradeço a todos os amigos que se interessaram pelo projeto, que foram no DCC prestigiar e ver de perto o trabalho, e quando algo dava errado, sempre falaram para continuar porque no final ia dar certo.

## RESUMO

Este trabalho apresenta um sistema para controle de vôo de um helicóptero não tripulado. O uso de aeronaves não tripuladas vem crescendo na última década, sendo de grande importância em missões de risco para o homem ou inapropriadas para aeronaves de maior porte. O sistema básico baseia-se em controladores PID (Proporcional, Integrativo e Derivativo) para manter o helicóptero estabilizado no ar, sendo que este sistema vem sendo aprimorado para incorporar uma unidade inercial para proporcionar um controle total sobre a aeronave. Foram realizadas simulações integradas com o simulador de vôo *Flight Simulator 2004* e os resultados obtidos mostraram que o sistema proposto é capaz de realizar a estabilização do helicóptero de forma satisfatória.

**Palavras-Chave:** Helicóptero, dinâmica de vôo, controlador PID, navegação inercial.

## ABSTRACT

This work presents control system applied on unmanned helicopters. The usage of unmanned aerial vehicles (UAV) have grown up in the last 10 years and is crucial for missions classified as dangerous for humans or places where heavier planes cannot access. This basic system uses PID controllers to stabilize and hover the helicopter, and it has been improved to use an Inertial navigation system to provide a fully aircraft control. Simulations were made using the *Flight Simulator 2004* and the obtained results had shown the proposed system is capable of executing the helicopter hover task.

**Key-Words:** Helicopter, flight dynamics, PID controller, inertial navigation.

**SUMÁRIO**

1	INTRODUÇÃO .....	1
1.1	Objetivos .....	3
1.2	Motivação.....	3
1.3	Definição do problema .....	3
1.4	Organização do trabalho.....	4
2	REFERENCIAL TEÓRICO .....	5
2.1	O helicóptero .....	5
2.1.1	Princípios de vôo do helicóptero .....	5
2.1.2	O prato de controle.....	9
2.1.3	Comando coletivo .....	15
2.1.4	Comando cíclico.....	17
2.1.5	Efeito de precessão giroscópica .....	20
2.1.6	Características de vôo do helicóptero.....	20
2.2	Sistemas de controle.....	26
2.2.1	Sistema em malha aberta versus malha fechada .....	28
2.2.2	Controlador PID .....	30
2.3	Navegação inercial .....	39
2.3.1	Sistema de coordenadas .....	41
3	METODOLOGIA .....	43
3.1	Simulação.....	44
3.1.1	O Simulador de vôo FS2004 .....	45
3.1.2	Software de controle.....	46
3.1.3	Sintonia dos PIDs .....	51
3.2	Sistema de estabilização embarcado .....	53



3.2.1	Hardware embarcado.....	54
3.2.2	Software embarcado.....	61
3.2.3	Aplicação de controle.....	69
3.3	Cálculo Inercial.....	71
4	RESULTADOS E DISCUSSÕES.....	73
4.1	Resultados da simulação.....	73
4.2	Resultados do experimento.....	76
4.3	Resultados da análise para o cálculo inercial.....	77
5	CONCLUSÕES.....	78
6	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	80

## LISTA DE FIGURAS

Figura 1 - Exemplo de uma operação de risco .....	2
Figura 2- Arquiteturas dos helicópteros .....	5
Figura 3 - Tipos de aerofólios .....	6
Figura 4 - Ângulo de ataque .....	7
Figura 5 – Relação entre coeficiente de sustentação $\times$ ângulo de ataque.....	8
Figura 6 - Prato de controle.....	10
Figura 7 - Montagem Hiller .....	12
Figura 8 - Montagem Bell .....	13
Figura 9 - Composição Bell-Hiller.....	14
Figura 10 - Comandos coletivos.....	16
Figura 11 - Comandos cíclicos.....	18
Figura 12 - Comando throttle para o deslocamento .....	21
Figura 13 - Sustentação translada.....	22
Figura 14 - Efeito torque .....	23
Figura 15 - Efeito solo.....	26
Figura 16 – Diagrama de blocos para um sistema em malha fechada completo.	29
Figura 17 – Malha aberta versus malha fechada .....	30
Figura 18 - Controlador PID .....	34
Figura 19 - Resposta ao degrau unitário.....	36
Figura 20 - Análise da curva de resposta .....	37
Figura 21 - Controlador proporcional .....	38
Figura 22 - Oscilação típica com período $P_{CR}$ .....	38
Figura 23- Propagação do erro .....	40
Figura 24 - Sistema de coordenadas.....	41

Figura 25 - Software de controle e <i>Flight Simulator 2004</i> .....	46
Figura 26 - Fluxo de dados no simulador.....	47
Figura 27 - Coordenadas adotadas .....	49
Figura 28 - Fluxograma de execução do simulador .....	50
Figura 29 - Helicóptero do projeto.....	54
Figura 30 - Circuito de controle para o modelo .....	56
Figura 31 - Sensor capacitivo de aceleração .....	57
Figura 32 - Pulsos de controle do servomecanismo .....	58
Figura 33 - Sensor ultrassônico.....	60
Figura 34 - Malha de PID.....	62
Figura 35- Temporização dos servos .....	66
Figura 36 - Modelagem para o mixer de comandos.....	67
Figura 37 - Gráfico para o primeiro caso (sem vento) .....	74
Figura 38 - Gráfico para o segundo caso(vento de 15kts).....	75
Figura 39 - Gráfico para o terceiro caso (vento de 25kts).....	76
Figura 40 - Resultado da integração numérica.....	77

## 1 INTRODUÇÃO

Após a revolução comunista de 1917, o russo Igor Sykorsky migrou da antiga União Soviética para os Estados Unidos e começou seus trabalhos de pesquisa sobre a asa giratória (SANTOS, 2000). Seu objetivo foi colocar em movimento circular as asas estacionárias de um avião, desenvolvendo, então, um novo aparelho para a aviação. Sykorsky foi pioneiro neste ramo da aviação, e, em meados da década de 40, já produzia destes novos aparelhos em série. Logo este aparelho passou a se chamar helicóptero, originado do Grego *helix* (giratório) *pteron* (asa).

O helicóptero foi considerado inovador por decolar e pousar na vertical sem o uso de balões e/ou levitação por gases, desde então este meio de transporte tornou-se indispensável para uso civil e militar. Diferente das demais aeronaves convencionais, a capacidade de se manter estacionário no ar por longos períodos de tempo é de grande utilidade no auxílio a operações militares de ataque em terra, operação de salvamento, construções, combate a incêndios, entre outras.

A ação de pairar um helicóptero no ar é uma das mais desafiadoras tarefas. Essa tarefa exige uma grande habilidade e experiência do piloto para manter o helicóptero estacionário sobre o local desejado para a operação. A Figura 1<sup>1</sup> apresenta uma situação típica. Devido ao helicóptero gerar o seu próprio fluxo de ar através de seu rotor principal, o ambiente a pairar-se torna bastante turbulento. Essas correntes fluindo através das superfícies de controle e fuselagem do aparelho geram ao piloto uma constante necessidade de correção e reposicionamento manual, o que acarreta em atraso ou falha na missão, ou, até mesmo, um acidente.

---

<sup>1</sup> [www.webshots.com](http://www.webshots.com)



**Figura 1 - Exemplo de uma operação de risco**

Para o controle efetivo durante uma operação de pairada, é necessário comandar os seguintes sistemas: cíclico, definindo movimentos longitudinais e laterais; coletivo, definindo movimentos verticais; e os pedais, definindo movimentos sobre o *heading* (direção) (PADFIELD, 2007). O que torna difícil este controle é o fato de que uma correção em um dos comandos implica em outro ajuste nos demais. O helicóptero pairado em estado perfeito possui todos estes comandos em equilíbrio e imune a perturbações externas.

Tomar o controle sobre todos estes comandos é uma tarefa que não se pode delegar a um piloto que não tenha habilidade suficiente nos comandos para tal. Entretanto, para um sistema computadorizado, isto não mais representa um grande problema. Sistemas de controle automáticos baseados em controladores PID (Proporcional, Integrativo e Derivativo) são capazes de executar esta tarefa com precisão e tempo de resposta ainda melhores do que uma pessoa.

## **1.1 Objetivos**

O objetivo principal deste trabalho é desenvolver um sistema de controle em malha fechada que seja capaz de monitorar o comportamento do helicóptero e enviar comandos de controle para que este se mantenha estabilizado no ar. Este sistema é baseado em controladores PID.

A partir deste sistema desenvolvido, é feita uma simulação integrada com o software *Flight Simulator 2004* com o objetivo de verificar a capacidade e eficácia deste sistema de controle.

Após a simulação é desenvolvido um sistema real de controle utilizando um helicóptero, rádio-controlado, adaptado para instalar este sistema de controle. O objetivo desta etapa é prover uma base para projetos futuros para uma aeronave completamente autônoma.

## **1.2 Motivação**

A ausência de uma aeronave deste tipo no mercado nacional motivou o desenvolvimento deste tipo de aparelho, cujo objetivo é prover uma unidade de apoio tático em operações militares e/ou civis. Tal aeronave pode, então, ser delegada, e realizar tarefas como reconhecimento de terreno, fotografia aérea de fazendas ou plantações, ataque de bombas de efeito moral, dentre outras tarefas necessárias para operações militares e/ou civis.

## **1.3 Definição do problema**

O problema em questão para este trabalho está relacionado à dificuldade para manter o helicóptero estacionário sobre determinado ponto ou alvo. Esta será a base para o desenvolvimento futuro de uma aeronave completamente

autônoma e não tripulada (UAV – *Unmanned Aerial Vehicle*), que seja capaz de substituir o homem em locais onde não é possível o acesso com aeronaves de maior porte ou áreas consideradas perigosas para o homem.

#### **1.4 Organização do trabalho**

Este trabalho trata, de forma distinta, sobre três diferentes áreas de estudo. Durante o desenvolvimento deste, nomenclaturas e jargões foram mantidos em inglês devido a tais nomes serem melhores difundidos na sua forma original.

Na seção 2.1 será descrito o helicóptero, o voo e como são as formas de controle desta aeronave. Na seção 2.2, descrevem-se os sistemas de controle em malha aberta e malha fechada. Na seção 2.3 são abordados tópicos sobre sistemas de coordenadas inerciais e algumas equações dinâmicas de voo mais específicas do helicóptero.

O desenvolvimento deste trabalho está descrito no capítulo 3 e foi subdividido em duas seções. Na seção 3.1 é descrito o desenvolvimento da simulação do sistema de estabilização e na seção 3.2 é descrito o experimento prático utilizando um helicóptero de rádio-controle.

Por fim, o capítulo 4 descreve os resultados obtidos durante a simulação e o experimento, e o capítulo 5 expõe a conclusão deste trabalho.

## 2 REFERENCIAL TEÓRICO

Este trabalho toma como base teórica três independentes áreas de estudo. Estas áreas estão detalhadas nas seções: 2.1, sobre o helicóptero; 2.2, sobre sistemas de controle, os quais serão empregados no controle de estabilização; e 2.3, sobre sistemas de coordenadas e navegação inercial. A seção a seguir aborda a área de aerodinâmica e controle de vôo do helicóptero.

### 2.1 O helicóptero

Existem diferentes arquiteturas para o projeto de um helicóptero. Dentre as arquiteturas apresentadas na Figura 2, a mais comum é (a) helicóptero de um rotor principal e um rotor de cauda. Outras arquiteturas como (b) dois rotores em tândem, (c) *tilt-rotor* ou (d) concêntricos de contra-rotação possuem uma dinâmica e controle do vôo estruturalmente diferente da arquitetura convencional, e, a princípio, não serão abordados neste trabalho.



Figura 2- Arquiteturas dos helicópteros

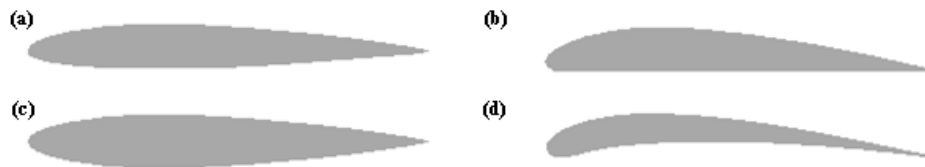
#### 2.1.1 Princípios de vôo do helicóptero

Para início da compreensão do controle de um helicóptero, primeiro se faz necessário entender como é o seu vôo. Para manter o helicóptero no ar, temos como base a sustentação provida por uma asa. Esta sustentação, do inglês, *lift*, é uma força vertical que age contra a força gravitacional a fim de que o helicóptero alce vôo. Esta força gerada pelo aerofólio é baseada no teorema de Bernoulli (ANDERSON, 2001), no qual, um fluido deslocando sobre um lado (maior) de uma superfície com velocidade maior do que o outro (menor), produz



uma diferença de pressão, que, por sua vez, produz uma força resultante no sentido do maior lado, com menor pressão. Para que a asa opere de forma correta, o fluxo de ar deve se separar no bordo de ataque (parte frontal) e os segmentos superior e inferior se re-encontrarem no bordo de fuga (parte traseira). No caso do vôo, a parte superior da asa é a mais longa.

Existem basicamente quatro perfis de aerofólios, os quais estão ilustrados na Figura 3<sup>2</sup>: (a) semi-simétricos, (b) planos, (c) simétricos e (d) côncavos. Esta definição está diretamente relacionada ao formato do intradorso (parte inferior) e o extradorso (parte superior) do aerofólio.



**Figura 3 - Tipos de aerofólios**

Aerofólios com perfil simétrico são capazes de prover sustentação para ambos os lados, dependendo apenas do ângulo de ataque. É este fator que possibilita um avião, ou helicóptero, a efetuar vôos invertidos (em dorso). À medida que a asa se move pelo ar, ocorre uma queda de pressão na parte superior do aerofólio e a pressão inferior proporciona uma força resultante para cima. Quanto mais rápido o ar se movimentar, maior a força resultante (ANDERSON, 2001). Existem outras forças envolvidas, tais como arrasto (atrito aerodinâmico) e turbulências (não-linearidade no fluxo de ar). Estas forças

---

<sup>2</sup> [www.aaa.org.ag](http://www.aaa.org.ag)

limitam a velocidade máxima do ar e, conseqüentemente, a sustentação máxima produzida pelo aerofólio. A força resultante de sustentação depende de alguns parâmetros, como densidade do ar, velocidade de vôo, coeficiente de sustentação e o formato estrutural da asa. As equações abaixo representam o cálculo da sustentação,  $L$ , e força de arrasto (atrito),  $D$ , para um aerofólio (ANDERSON, 2001):

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_L$$

$$D = \frac{1}{2} \rho v^2 A C_D$$

Onde:  $\rho$  representa a densidade relativa do ar,  $v$  a velocidade do ar,  $A$  a área alar do aerofólio, e,  $C_L$  e  $C_D$  representam, respectivamente, o coeficiente de sustentação e coeficiente de arrasto. Este coeficiente depende, dentre outros fatores, do perfil aerodinâmico do aerofólio e do ângulo de ataque  $\alpha$ . O ângulo de ataque,  $\alpha$ , é o ângulo formado entre a linha de corda e o vento relativo ao aerofólio, conforme a Figura 4.

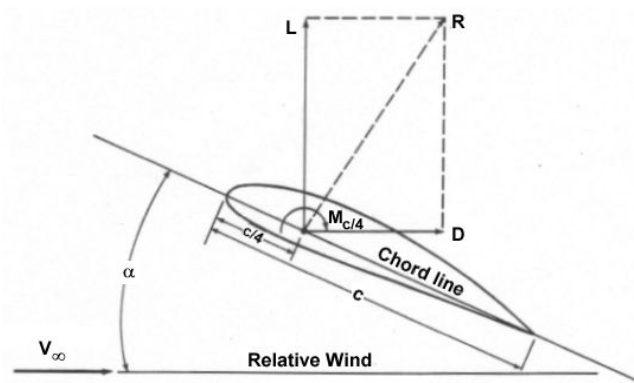


Figura 4 - Ângulo de ataque

Um fator importante que influencia a força de sustentação é o ângulo de ataque ( $\alpha$ ). Este ângulo é definido como o ângulo entre a linha de corda (*chord line*) e a direção de vôo (*relative wind*). A Figura 4<sup>3</sup> detalha estas linhas, juntamente com as forças de sustentação e arrasto. Sendo assim, quanto maior este ângulo, maior a força resultante produzida pelo aerofólio. Existe um ângulo crítico que limita a sustentação do aerofólio. Este ângulo crítico é o momento em que a camada de ar superior, que se desloca sobre o extradorso, começa a se desprender da estrutura da asa. Na Figura 5<sup>4</sup> é mostrado esse limite com um gráfico típico para um aerofólio semi-simétrico.

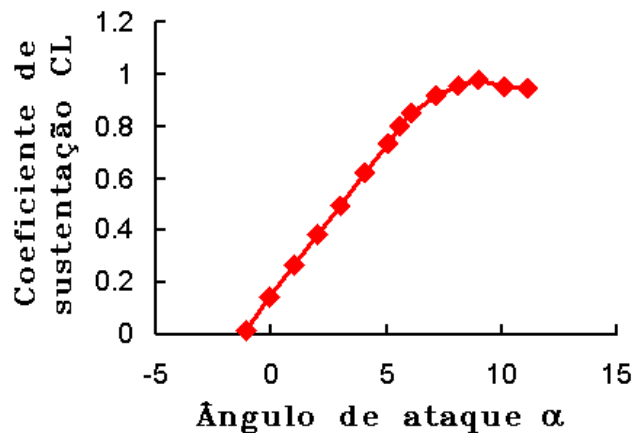


Figura 5 – Relação entre coeficiente de sustentação  $\times$  ângulo de ataque

No caso dos aviões, o movimento longitudinal, no sentido frontal, proporciona o fluxo de ar necessário para que o aerofólio seja capaz de produzir sustentação. Tal seja essa velocidade mínima que a força de sustentação é capaz

---

<sup>3</sup> [www.aerospaceweb.org](http://www.aerospaceweb.org)

<sup>4</sup> [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov)

de sobrepor a força gravitacional e proporcionar o vôo da aeronave. No caso dos helicópteros, suas asas são as pás do rotor principal, e o fluxo de ar necessário é fornecido mediante a rotação destas pás no eixo central do rotor. O ângulo de ataque destas asas é, no caso do helicóptero, chamado de *pitch*. Existem helicópteros em que o rotor possui pás com o *pitch* fixo. Neste caso a sustentação é controlada de acordo com a velocidade de rotação do rotor. Na maioria dos helicópteros o *pitch* é ajustável e, além de proporcionar uma variação na sustentação, é também usado para impor deslocamentos sobre o helicóptero. A Figura 5<sup>5</sup> mostra a relação entre o ângulo de ataque (*pitch*) e o coeficiente de sustentação. O mecanismo responsável por este controle é chamado de prato, do inglês, *swashplate*. Todo o conjunto do rotor principal é chamado de *rotorhead*. Somente helicópteros com o *pitch* ajustável serão abordados neste trabalho.

As seções subseqüentes apresentam alguns conceitos sobre o funcionamento e o vôo do helicóptero.

### **2.1.2 O prato de controle**

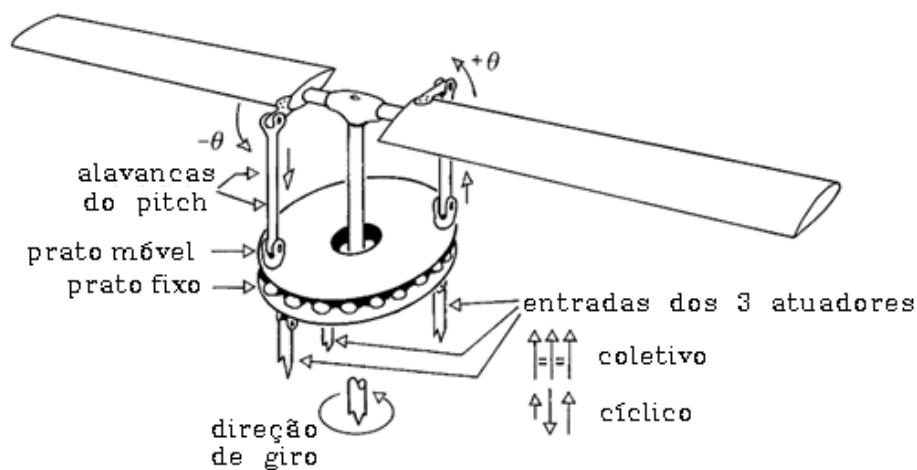
O prato de controle de um helicóptero é responsável por comandar o *pitch* de cada pá do rotor principal. O comando é efetuado mediante alavancas que controlam a rotação da pá no eixo perpendicular ao eixo de rotação do rotor principal. Estas alavancas giram em conjunto com o rotor principal. A junção entre estas alavancas e o comando na base do helicóptero é feita pelo prato. O prato é o que proporciona todo o controle sobre o helicóptero. Ele faz a junção

---

<sup>5</sup> [www.nasa.gov](http://www.nasa.gov)

entre o corpo estacionário do helicóptero e o rotor que está em giro (PADFIELD, 2007). A Figura 6<sup>6</sup> ilustra como é feita esta junção.

Existem duas formas de se controlar o *pitch* das pás: forma conjunta, também chamada de comando coletivo; e forma independente, chamada de comando cíclico. Para cada um destes comandos o helicóptero produz um movimento resultante diferente. Estes comandos estão descritos nas seções 2.1.3 e 2.1.4, respectivamente. Existem diferentes tipos de pratos, sendo os mais difundidos, os modelos Hiller e Bell (RC HELICOPTER, 2010).



**Figura 6 - Prato de controle**

As seções subseqüentes descrevem estes dois modelos e um terceiro originado da fusão destes dois.

---

<sup>6</sup> Padfield, 2007

### 2.1.2.a Montagem Hiller

A montagem Hiller é fácil de ser identificada, pois, junto às pás principais, existem outras duas chamadas de *fly-bar* (RC HELICOPTER, 2010). O *fly-bar*, menor e apenas com aletas aerodinâmicas nas pontas, é defasado em 90° em relação às pás principais. Possui livre movimento de inclinação fazendo com que ele sempre se mantenha no plano horizontal independente da inclinação do rotor. Uma das principais funções é suavizar a entrada de comandos para o rotor, além de absorver impactos de rajadas de ventos incidentes sobre o helicóptero. O comando para o *pitch* proveniente do prato é aplicado sobre o *fly-bar*, e este comanda diretamente o *pitch* das pás principais. Esta correção automática também implica em uma menor sensibilidade dos comandos e, conseqüentemente, uma resposta lenta. Esta montagem é mais comum em helicópteros menores, em escala e/ou de rádio-controle. Porém, esta montagem limita a apenas duas pás no rotor, visto que o *fly-bar* deve ser montado em 90° com o eixo das pás principais. A Figura 7<sup>7</sup> exemplifica um modelo de montagem Hiller. O *fly-bar* está localizado abaixo das pás principais, e apenas seu eixo aparece na foto. Uma visão geral do helicóptero está na Figura 29, página 54.

---

<sup>7</sup> Rc Helicopter, 2010



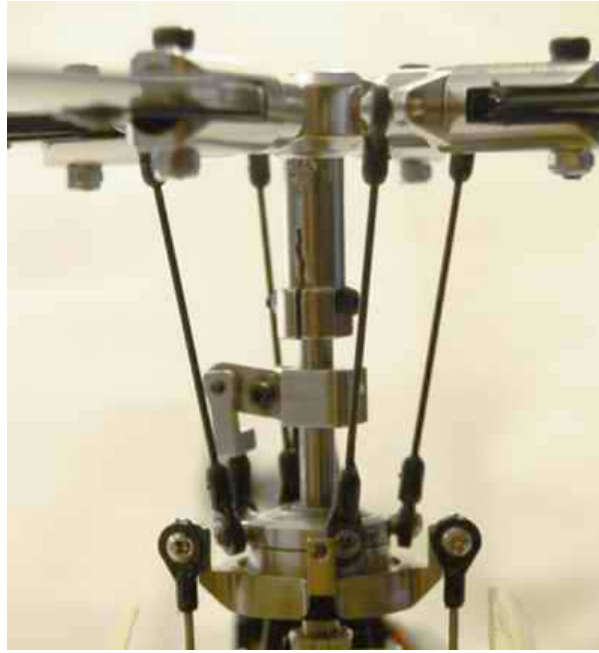
**Figura 7 - Montagem Hiller**

### **2.1.2.b Montagem Bell**

A montagem Bell, ao contrário da montagem Hiller, não possui o *fly-bar* (RC HELICOPTER, 2010). É mais comum em helicópteros tripulados. Ela é capaz de controlar o *pitch* de rotores de múltiplas pás. Os comandos do prato vão diretamente para o *pitch* obtendo assim uma resposta rápida nos comandos. No entanto não há atenuação e nem auto-correção dos comandos. A Figura 8<sup>8</sup> exemplifica um modelo de montagem Bell.

---

<sup>8</sup> Rc Helicopter, 2010



**Figura 8 - Montagem Bell**

### **2.1.2.c Montagem composta Bell-Hiller**

Como o próprio nome diz, esta montagem é a junção dos dois modelos, Bell e Hiller, a fim de se obter o melhor de ambos (RC HELICOPTER, 2010). A resposta rápida de uma montagem Bell com a suavidade e autocontrole de uma montagem Hiller. Para helicópteros de rádio controle esta é uma das montagens mais comuns.

A montagem Hiller possui uma resposta lenta, utilizada em modelos rádios-controlados devido a estes terem um menor porte e responderem rapidamente aos comandos. Já a montagem Bell tem uma resposta rápida e é



usado em helicópteros tripulados por serem mais pesados e terem uma resposta lenta.

Descritos o funcionamento da asa e os modelos de *rotorhead* (conjunto completo do rotor principal e prato de comando) existentes nos modelos rádio-controlados, as seções subsequentes descrevem os comandos de controle do helicóptero e os movimentos resultantes que cada um proporciona. A Figura 9<sup>9</sup> exemplifica uma montagem composta Bell-Hiller. Neste caso o *fly-bar* foi montado sobre as pás principais. Parte das aletas aerodinâmicas estão visíveis nesta foto.



**Figura 9 - Composição Bell-Hiller**

---

<sup>9</sup> [www.towerhobbies.com](http://www.towerhobbies.com)

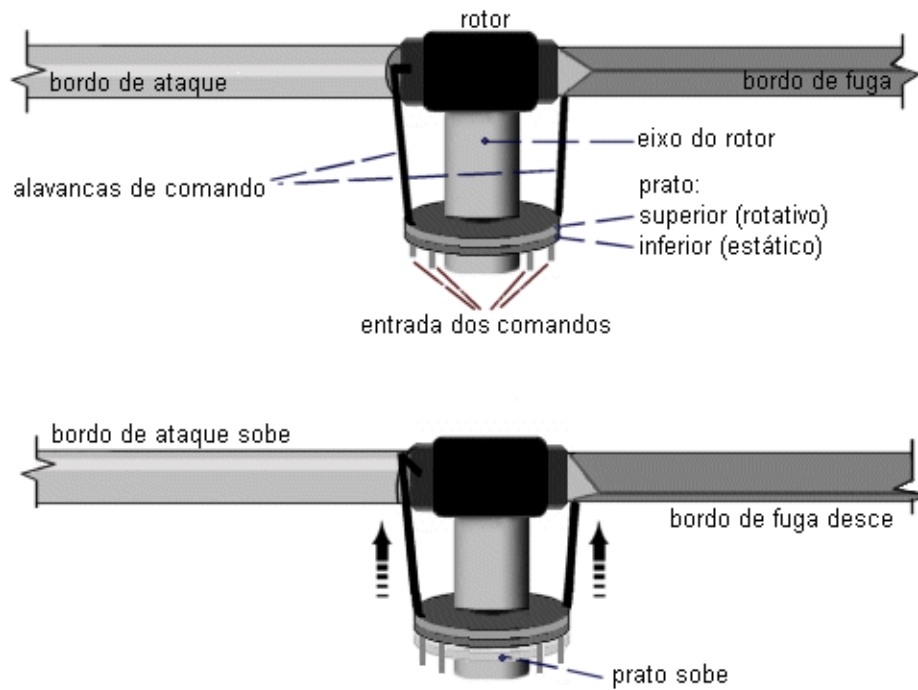
### 2.1.3 Comando coletivo

O comando coletivo é responsável por modificar o ângulo de *pitch* das pás de forma conjunta e igual. Este comando proporciona o aumento ou redução conjunta da força de sustentação das pás fazendo com que o helicóptero tenha uma reação de subir ou descer. Este comando, em termos de controle, é chamado de *throttle*. Sendo assim, um aumento no coletivo proporciona um aumento de sustentação e conseqüentemente o helicóptero decola. Analogamente, a redução no coletivo reduz a sustentação e o helicóptero inicia uma descida (PADFIELD, 2007).

O comando coletivo tem como objetivo aumentar a sustentação conjunta de todas as pás de forma que o helicóptero alce vôo. Para aumentar a sustentação, foi descrito na seção 2.1.1, o aumento do ângulo de ataque (*pitch* das pás) gera um aumento na sustentação. Assim, a mecânica do comando coletivo é imprimir um aumento conjunto do *pitch*, o que resulta em elevar o bordo de ataque e abaixar o bordo de fuga. A Figura 10<sup>10</sup> ilustra o movimento das pás de acordo com o comando coletivo aplicado.

---

<sup>10</sup> [www.rc-airplane-world.com](http://www.rc-airplane-world.com)



**Figura 10 - Comandos coletivos**

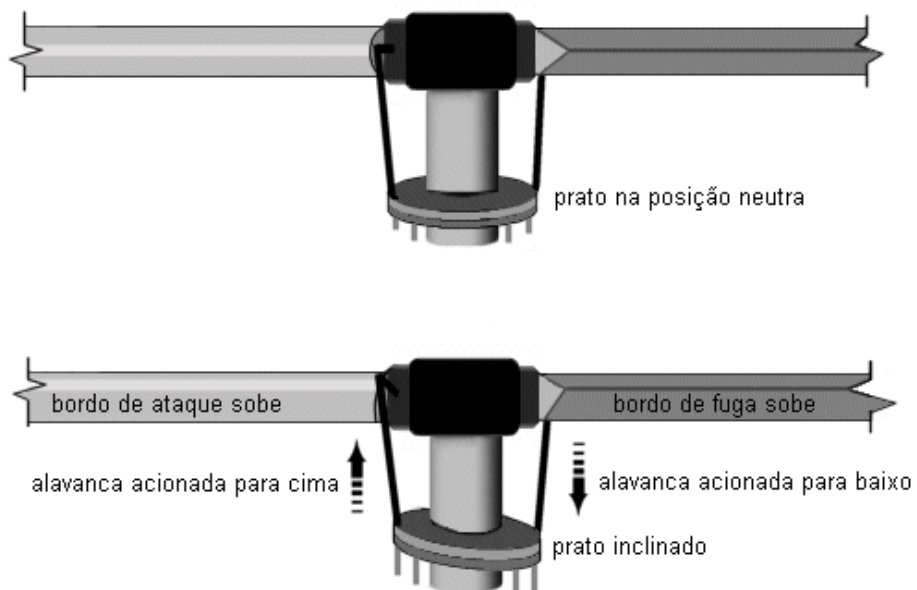
Existe, então, uma posição central tal que as forças de sustentação e gravidade entram em equilíbrio e o helicóptero entra em vôo pairado. Na maioria dos helicópteros, a potência desprendida do motor principal e o *pitch* do rotor são proporcionais. Visto que o aumento de *pitch* implica em um maior esforço aerodinâmico e maior arrasto, é necessário aumentar a potência do motor. O ideal é que a rotação seja mantida constante.

#### 2.1.4 Comando cíclico

O comando cíclico é feito inclinando-se o prato para que as alavancas de controle das pás tenham uma posição diferente, e conseqüentemente, um *pitch* diferente em cada uma das pás (PADFIELD, 2007). Como efeito desta variação, cada uma das pás gera uma sustentação diferente da outra. Esta sustentação diferente implica em uma torção sobre o eixo do rotor, que por sua vez proporciona um movimento de giro sobre o helicóptero. Este giro pode ser decomposto em duas componentes ortogonais, nos eixos longitudinal e lateral, perpendiculares ao eixo de rotação do rotor. Este controle, apesar de único, proporciona dois comandos considerados independentes no helicóptero: *aileron*, que é um comando lateral o qual implica em um movimento de giro sobre o eixo longitudinal, chamado de *roll*; e, *elevator*, que é um comando longitudinal o qual implica em um movimento de giro sobre o eixo lateral, chamado de *pitch*. Apesar de serem referenciados como comandos de *aileron* e *elevator*, estes são nomes de superfícies de controle originárias do avião, sendo que tais nomes se tornaram comuns para referenciar o comando aplicado à aeronave. Vale lembrar que o conceito *pitch* está relacionado ao ângulo de ataque da asa, que no caso do avião é também o ângulo de inclinação no eixo lateral. Neste contexto de comandos de controle, o *pitch* define o movimento da aeronave e não das pás do rotor (PADFIELD, 2007).

O comando cíclico tem como objetivo enviar comandos ao rotor que modifiquem de forma independente o *pitch* de cada uma das pás, de acordo com a posição angular em que elas se encontram. Neste caso, o prato de controle é

inclinado em dois eixos possíveis: longitudinal e lateral. A Figura 11<sup>11</sup> ilustra o movimento das pás de acordo com o comando cíclico aplicado, o qual, neste caso, resulta em um aumento da sustentação pela pá do lado esquerdo e uma redução de sustentação da pá do lado direito. Esta diferença resulta em um movimento de rotação no sentido horário.



**Figura 11 - Comandos cíclicos**

---

<sup>11</sup> [www.rc-airplane-world.com](http://www.rc-airplane-world.com)

Como efeito deste comando tem-se o controle no deslocamento do helicóptero nos eixos longitudinal e lateral. A diferença de sustentação resulta em uma resposta de giro sobre estes eixos, ou uma resultante entre eles. Este giro proporciona uma inclinação e por sua vez a força de sustentação total sobre o helicóptero é deslocada da vertical e possui então componentes nos três eixos. Cada componente em um desses eixos proporciona uma aceleração resultante e o helicóptero entra em deslocamento. Dessa forma uma única força vertical é decomposta em componentes para cada eixo, ao mesmo tempo em que o deslocamento lateral inicia, o helicóptero tende a descer, pois a componente vertical responsável por contrapor a gravidade é reduzida.

O mais importante sobre este controle é que o *pitch* não é diferente para cada uma das pás, mas sim de acordo com a posição atual em que ela se encontra durante o percurso de giro do rotor principal. Para fins de exemplo, se o *pitch* é aumentado na parte de trás do prato, e, conseqüentemente, reduzido na parte dianteira, o resultado desde comando é que no momento em que a pá está em movimento pela parte de trás, ela tem o seu *pitch* maior do que o momento em que ela está em movimento pela parte da frente. Esta resposta é a mesma para todas as pás. Visto que cada uma das pás está em uma posição radial fixa em relação ao rotor, sempre que uma delas estiver de um lado, a outra, estará no lado oposto do prato.

Em suma, pode-se considerar que o comando:

- Cíclico à frente gira o helicóptero para frente;
- Cíclico para trás gira o helicóptero para trás;
- Cíclico à esquerda gira o helicóptero para a esquerda;

- Cíclico à direita gira o helicóptero para a direita.

Até aqui já foi descrito o básico sobre o voo do helicóptero, as seções subsequentes abordam algumas peculiaridades sobre o voo desse tipo de aeronave.

### **2.1.5 Efeito de precessão giroscópica**

O efeito de precessão giroscópica está diretamente ligado ao comando cíclico. Ele acarreta em um atraso de  $90^\circ$  na resposta de sustentação das pás. Dessa forma, se a sustentação é aplicada sobre o prato para a posição traseira, ela só terá efeito no momento em que a pá estiver  $90^\circ$  à frente da sua posição. Para um rotor girando no sentido horário, como resultado deste efeito, temos que um comando aplicado para o lado esquerdo resulta em uma resposta esperada de um comando à frente.

Apesar desse efeito parecer confuso para conceituar os comandos, ele é compensado no próprio rotor. Esta correção é feita conectando as alavancas de ligação entre o prato e o rotor de forma a adiantar estes  $90^\circ$ . Assim, os comandos aplicados ao prato são conceitualmente idênticos a resposta do helicóptero.

### **2.1.6 Características de voo do helicóptero**

Uma das mais importantes considerações é o fato da inclinação proporcionada pelo comando cíclico implicar em uma redução da sustentação, e, conseqüentemente, levar a uma perda de altitude do helicóptero (PADFIELD, 2007). Para comandos suaves sobre o cíclico a variação de altitude torna-se desprezível. Porém, para o início de um deslocamento, a quantidade de cíclico em demanda é relativamente grande e implica em uma grande perda de altitude.

Como reação, é necessário que o comando coletivo seja aumentado a ponto de vencer esta perda de altitude. Analogamente, ao sair de um vôo para entrar em regime estacionário, o helicóptero ao entrar em situação nivelada não possui mais sua sustentação decomposta em outras forças sendo ela toda em efeito contra a gravidade. Conseqüentemente o helicóptero tende a um ganho de altitude. Esta dependência entre os controles torna o helicóptero um sistema mais complexo para se tomar o controle.

#### 2.1.6.a Efeito de sustentação translada

A sustentação translada ocorre quando o helicóptero está em movimento. O rotor é submetido a um fluxo de ar no mesmo plano, e este fluxo aumenta a sustentação total. Este efeito é diretamente proporcional à velocidade de vôo (PADFIELD, 2007). Como consequência deste efeito, a quantidade de *throttle* aplicada ao helicóptero pode ser reduzida. O gráfico da Figura 12<sup>12</sup> demonstra um comportamento típico para a intensidade de *throttle* necessária para sair de um regime pairado e entrar em um vôo com velocidade constante.

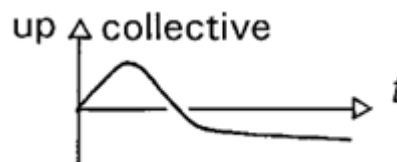


Figura 12 - Comando throttle para o deslocamento

Esta variação de comando é de tal forma, pois, inicialmente, é necessário aplicar um comando coletivo à frente a fim de promover o

---

<sup>12</sup> Padfield, 2007



deslocamento do helicóptero. Entretanto isto resulta em uma perda de altitude e uma maior intensidade de coletivo (*throttle*) é necessária. Após entrar em regime de movimento, sob efeito de sustentação translada, há um aumento de sustentação e deve-se reduzir o coletivo a fim de diminuir a razão de subida do helicóptero.

A Figura 13<sup>13</sup> ilustra o fluxo de ar no rotor principal no momento em que o helicóptero está em deslocamento.

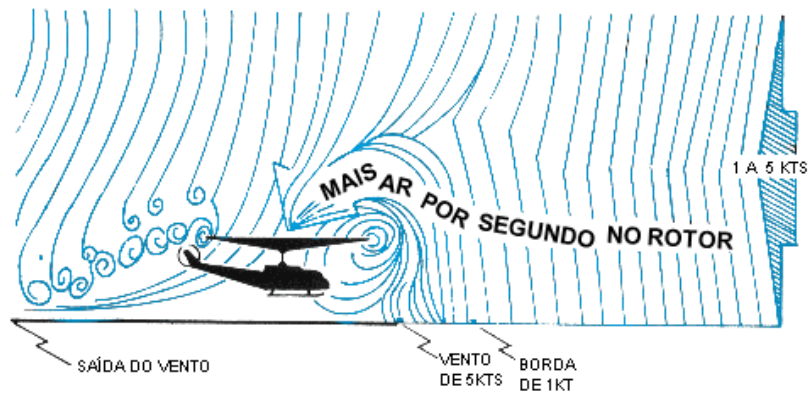


Figura 13 - Sustentação translada

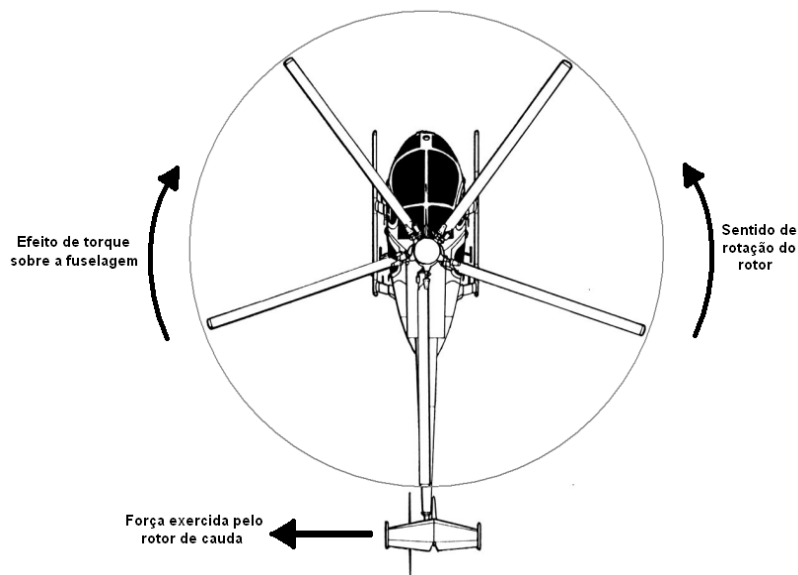
### 2.1.6.b Torque

De acordo com a terceira lei de Newton, "Para toda ação existe uma reação". Um helicóptero possui um rotor, o qual possui massa, e está constantemente em rotação. Esta ação resulta em uma reação na qual o corpo do helicóptero tende a girar em sentido contrário. Ainda não mencionado aqui,

<sup>13</sup> [www.copters.com](http://www.copters.com)

existe um outro mecanismo de comando que é o rotor de cauda. Além de proporcionar movimentos de giro em torno do eixo vertical, *yaw*, ele atua como um estabilizador para evitar que o helicóptero gire descontroladamente no ar (PADFIELD, 2007).

A Figura 14<sup>14</sup> ilustra as forças de ação e reação do rotor principal e a força aplicada pelo rotor de cauda para compensar este movimento resultante.



**Figura 14 - Efeito torque**

Como todos os demais controles do helicóptero, este também não é constante. Qualquer variação dos comandos cíclico e/ou coletivo resulta em uma

---

<sup>14</sup> Padfield, 2007

diferença no torque gerado pelo rotor, e, conseqüentemente, um ajuste sobre o rotor de cauda é necessário.

O controle do rotor de cauda é similar ao comando coletivo do rotor principal. Sua rotação é proporcional ao rotor principal, pois são interligados por sistemas, os mais comuns, como eixos e engrenagens, ou, correias dentadas. Isto possibilita que um aumento de torque no rotor principal seja proporcional à reação do rotor de cauda. Porém estes dois parâmetros não são lineares entre si.

Existem modelos de helicópteros que possuem dois rotores em contra-rotação. Nestes casos não se faz necessário o uso de um rotor de cauda. O torque gerado por um dos rotores compensa o torque do outro. Entretanto, o comando de *yaw* não é mais feito de forma direta, atuando um rotor de cauda, mas sim, variando-se a proporção de coletivo entre os dois rotores. A desvantagem deste modelo de controle é o fato da resposta ser em termos de reação do torque e não de uma ação direta do rotor de cauda. Dessa forma, a resposta é lenta e prejudica o desempenho no caso de aeronaves de grande porte.

Outro sistema semelhante ao rotor de cauda é conhecido como NOTAR (*NO Tail Rotor*). Este sistema utiliza a turbina principal (ou uma *ducted-fan*) com a saída de gases na cauda, vetorada, a fim de reagir contra o torque. Porém possui a mesma deficiência do sistema de rotores contra-rotativos, pois depende do torque como forma de movimento de *yaw*.

Existem modelos de helicópteros que utilizam motores de cauda no lugar do convencional rotor de cauda. A diferença é que o motor de cauda não está interligado ao motor principal. O controle de *yaw* é feito alterando a

velocidade deste motor. Em efeitos práticos, ocorre o mesmo caso dos outros métodos, em que apenas o efeito de torque é utilizado para prover o movimento de *yaw*. Sendo assim, este controle não é eficiente, comparado ao rotor de cauda.

Foi descrito que o rotor de cauda cria uma força lateral a fim de contrapor o efeito de torque do rotor principal. Analisando esta força mais a fundo, nota-se que além de contrapor o efeito de torque, esta força, em regime estacionário, próxima a um valor constante tende a levar o helicóptero a um deslocamento no sentido contrário. Para que esta força seja contraposta, é necessário aplicar um leve comando de *aileron* no sentido contrário à reação do rotor de cauda.

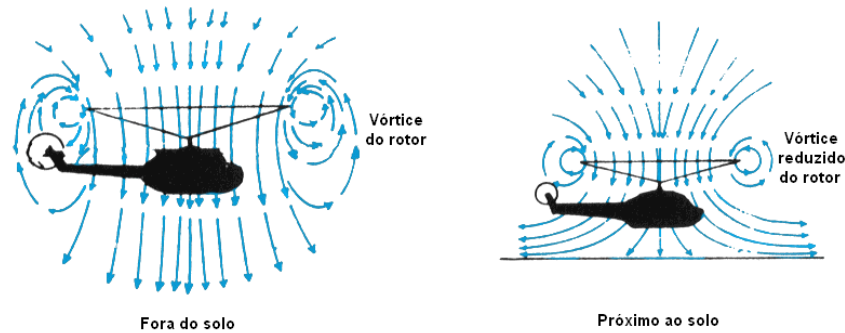
#### **2.1.6.c Efeito solo**

O Efeito solo, como o nome já induz, é um efeito que acontece quando o helicóptero se encontra próximo ao solo. É mais notável em situações de vôo pairado. Devido ao intenso fluxo de ar através do rotor, uma região de alta pressão é formada entre ele e o solo. Essa região de alta pressão sob o rotor causa uma redução no arrasto gerado pelo rotor e um aumento na sua sustentação (PADFIELD, 2007). De forma simples, pode-se considerar o efeito solo como uma bolha de ar. Este efeito aumenta à medida que o helicóptero se aproxima do solo, e diminui à medida que se afasta, como mostra a Figura 15<sup>15</sup>. Em termos práticos, é bem útil pois resulta em um auto-ajuste mantendo a altitude do helicóptero estável. Na prática, a região deste efeito está em uma

---

<sup>15</sup> [www.copters.com](http://www.copters.com)

altura do solo aproximada entre 1 e 1/2 da dimensão do diâmetro do rotor do helicóptero (RC HELICOPTER, 2010).



**Figura 15 - Efeito solo**

Até aqui foi descrita a dinâmica de voo e controle do helicóptero. A seção a seguir aborda sistemas de controle que serão empregados para tomar estes controles sobre a aeronave.

## 2.2 Sistemas de controle

Sistemas de controle automático são de fundamental importância para o avanço da engenharia e da ciência. Tais sistemas podem ser empregados em diversas áreas, tais como robótica móvel, veículos aeroespaciais, direcionamento de mísseis e bombas. Não apenas em aplicações, a teoria de controle também é fundamental para o desenvolvimento destes equipamentos, para otimizar o desempenho de sistemas dinâmicos e gerenciar processos repetitivos aliviando o esforço humano desta tarefa (OGATA, 2007). Antes de prosseguir, algumas terminologias básicas devem ser definidas:

- **Variável controlada e variável manipulada:** a variável *controlada* é a grandeza ou a condição que é medida e controlada. A variável *manipulada* é a grandeza ou condição modificada pelo controlador, de modo que, durante o processo, a variável *controlada* seja alterada. Em geral, a variável *controlada* é a saída do sistema enquanto a variável *manipulada* representa sua entrada. A relação entre a variável *controlada* e a variável *manipulada* é definida pela *planta*.
- **Plantas ou Sistemas a controlar:** um sistema a controlar pode ser parte de um equipamento ou apenas um conjunto de componentes de um equipamento que funcionam de maneira integrada, com o objetivo de realizar determinada operação. Em termos gerais, pode-se considerar qualquer objeto físico a ser controlado como tal. É onde existe a relação em que a variável *manipulada* exerce influência sobre a variável *controlada* a fim de prover um meio de alterar, indiretamente, o valor da variável *controlada*.
- **Processos:** uma operação natural de progresso contínuo ou um desenvolvimento caracterizado por uma série de modificações graduais que se sucedem umas às outras de modo relativamente estável, avançando em direção a determinado resultado ou objetivo (OGATA, 2007). Neste trabalho, denota-se *processo* toda atividade ou conjunto de atividades a serem executadas sobre determinado objeto a ser controlado.
- **Distúrbios:** um *distúrbio interno* é um sinal que tende a afetar de maneira adversa o valor da variável de saída de um sistema. E por sua vez, um *distúrbio externo* é oriundo de fontes externas ao sistema que

também tende a afetar de maneira adversa quaisquer que sejam os valores monitorados pelo controlador.

- **Controle com realimentação:** um sistema que estabeleça uma relação de comparação entre a saída e a entrada de referência, utilizando a diferença como meio de controle, é denominado *sistema de controle com realimentação*. Um exemplo bastante simples seria a válvula automática de uma caixa d'água. À medida que o nível da água aumenta, a bóia de controle sobe e fecha a entrada de água. Se o nível da água cai, a bóia desce e abre novamente possibilitando a entrada de mais água.

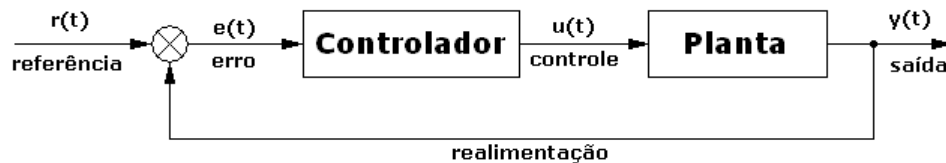
Os sistemas de controle podem ser de dois tipos distintos: malha aberta e malha fechada. A seção abaixo descreve estas formas de controle, incluindo vantagens e desvantagens entre cada uma.

### **2.2.1 Sistema em malha aberta versus malha fechada**

Os sistemas de controle em malha aberta são aqueles em que o sinal de saída do sistema não exerce nenhuma ação de controle na sua entrada (OGATA, 2007). Em outras palavras, aplica-se uma entrada fixa ao sistema e não há controle algum sobre a saída. Um exemplo prático destes sistemas é um forno, elétrico ou a gás, em que se define um tempo de operação que este permanece aquecendo o alimento no seu interior. Mas não há controle algum, sendo que a operação depende apenas do tempo ou potência de operação definido no aparelho, sem que se saiba se o alimento já está pronto ou não.

Entretanto, um sistema em malha aberta precisa de calibração prévia e/ou um maior conhecimento sobre o modelo em questão. Pois para cada entrada fornecida, espera-se uma condição fixa de operação. É necessário, também, que se conheça todas as suas características ou relação entre entrada/saída do sistema, e, mesmo assim, na presença de distúrbios o sistema em malha aberta não é capaz de executar tal tarefa com devida precisão.

Os sistemas de controle em malha fechada são característicos por terem os dados de saída do processo em controle como fonte de dados de entrada para tomadas de decisão. Em geral, estes sistemas possuem uma entrada de controle desejada (referência, ou *set-point*) que, comparada com a saída do sistema (realimentação, ou *control-point*), obtém-se uma diferença numérica (erro). A Figura 16<sup>16</sup> apresenta o diagrama de blocos de um sistema de malha fechada completo. Essa diferença entre os valores é o ponto fundamental para o sistema efetuar o controle sobre o processo.



**Figura 16 – Diagrama de blocos para um sistema em malha fechada completo**

Na Figura 17<sup>17</sup> apresentamos uma comparação entre o sistema em malha aberta e malha fechada. Nota-se o comportamento de saída estável para o caso

---

<sup>16</sup> Ogata, 2007

<sup>17</sup> Ogata, 2007



em que a malha fechada fornece um controle de realimentação para a saída. Assim, um sistema em malha aberta continua integrando indefinidamente o erro enquanto o sistema de malha fechada consegue estabilizar em um ideal definido pela referência. Na Figura 17 (a) está o esquema para um sistema em malha aberta e (b) está o esquema para o sistema de controle fechado. Na Figura 17 (c) e (d), respectivamente, estão os gráficos de saída para os sistemas.

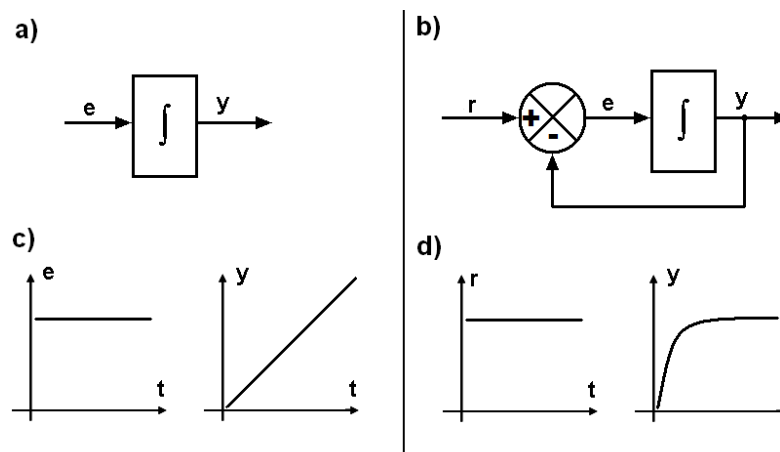


Figura 17 – Malha aberta versus malha fechada

Este trabalho aborda apenas controladores de malha fechada, neste caso, controladores PID, descritos a seguir.

### 2.2.2 Controlador PID

Um sistema bastante difundido no ambiente de controle e automação é o controlador PID (*Proportional, Integrative, Derivative*). Atualmente, mais da metade dos controladores industriais adotam este controlador PID ou uma versão modificada dele. Esse controlador se baseia em três parâmetros independentes: Proporcional, Integrativo e Derivativo. Existem outras variações, tais como I-PD

ou PID com dois graus de liberdade que têm ganhado espaço nos estudos sobre este controlador. Uma aplicação bem útil para os controladores PID é quando não se conhece o modelo matemático da planta em controle, embora não proporcionem um controle ótimo.

### 2.2.2.a Teoria do controlador PID

O sistema em controle pode ser resumido em quatro equações independentes, todas em função do tempo, de acordo com a Figura 16<sup>18</sup>, onde:

- $r(t)$  – função que representa a entrada de referência.
- $y(t)$  – função que representa a saída do sistema. (variável controlada)
- $e(t)$  – função que representa o erro (referência – saída).
- $u(t)$  – função que representa a entrada de controle enviada ao sistema. (variável manipulada)

O controlador PID é um sistema de controle desenvolvido a partir de equações matemáticas, e pode ser desmembrado em três canais independentes. Cada canal provê uma forma de controle diferente para o sistema, baseado nas respostas linear, acumulativa e diferencial. A saída resultante do controlador é obtida efetuando-se o somatório ponderado entre a saída de cada canal. Em teoria, o controlador PID pode ser utilizado para controlar qualquer sistema desde que este apresente uma saída mensurável (*control-point*), um valor ideal conhecido para esta saída (*set-point*) e uma entrada de ajuste (*control-output*)

---

<sup>18</sup> Ogata, 2007

que é responsável por alterar o valor de saída. O erro, diferença entre o valor ideal e a saída mensurada, é a base de cálculo para o sistema de controle.

A equação (1) representa a saída resultante do controlador, dadas as entradas independentes de cada canal, definidos nas equações (2), (3) e (4):

$$u(t) = P(t) + I(t) + D(t) \quad (1)$$

Estes três parâmetros possuem funções bem específicas dentro deste sistema de controle. O canal proporcional fornece uma resposta diretamente associada ao erro  $e(t)$ , de acordo com a equação (2):

$$P(t) = K_p * e(t) \quad (2)$$

Este valor é ajustado por uma constante  $K_p$ , que determina a intensidade da reação (ganho) do controle para o erro de entrada. Este controle é dito proporcional, pois, depende unicamente da diferença atual entre os dois valores de entrada. Este erro é proporcionalmente enviado ao processo para que, dadas as reações a esta entrada, altere seu comportamento a fim de tornar a saída *control-point* igual à entrada *set-point*.

O sistema de controle que possui apenas um sinal proporcional não se mostra muito eficiente, pois, um valor pequeno para  $K_p$  acarreta em um longo tempo de resposta e um valor alto tende a levar o processo a um regime instável ou oscilante. O sistema apenas com o sinal proporcional não é capaz de se adaptar a perturbações externas tampouco adaptar a sistemas não-lineares.

Para contornar estes problemas, incluem-se os canais integrativo e derivativo. O canal integrativo tem por finalidade acumular (integrar) os valores

de erro calculados ao longo do tempo de execução do controle, de acordo com a equação (3):

$$I(t) = K_I * \int_0^t e(\tau) d\tau \quad (3)$$

onde,  $t$  representa o tempo atual desde o início da execução do controlador, e  $\tau$  uma variável utilizada na integração.

Este canal proporciona um efeito característico por diminuir o tempo de reação do sistema para uma mudança de entrada em *set-point* e reduzir a oscilação resultante ao longo do tempo, causada por ressonância entre o processo e o tempo de execução do controle. A intensidade deste canal é definida pelo ganho  $K_i$ . O canal integrativo pode ser eliminado fazendo-se  $K_i = 0$ .

O canal derivativo tem por finalidade detectar mudanças bruscas no valor do erro em relação ao tempo (derivar) e aplicar uma resposta contrária de grande magnitude ao processo. Esta resposta evita que a saída do processo, *control-point*, se afaste muito da entrada *set-point*, a fim de se evitar que o sistema entre em um regime fora de controle. A intensidade deste canal é definida pelo ganho  $K_d$ . O canal derivativo pode ser eliminado fazendo-se  $K_d = 0$ . A equação (4) define a saída do canal derivativo:

$$D(t) = K_D * \frac{d}{dt} e(t) \quad (4)$$

A Figura 18<sup>19</sup> ilustra a arquitetura em blocos do sistema de controle PID, onde:

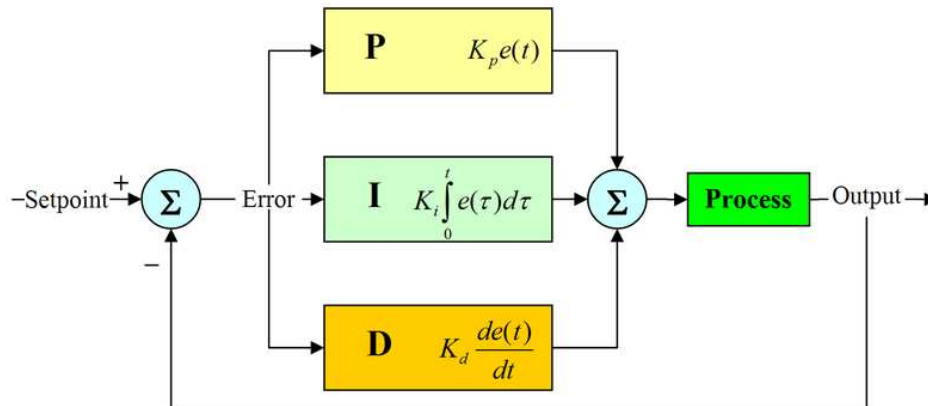


Figura 18 - Controlador PID

### 2.2.2.b Análise de resposta para as constantes $K_p$ , $K_i$ e $K_d$ do controlador

- **Canal Proporcional:** quanto maior o valor da constante  $K_p$  maior a intensidade da resposta a uma perturbação externa. Um valor muito grande pode acarretar instabilidade, levando o sistema a um regime oscilatório.
- **Canal Integrativo:** um valor alto implica em uma redução no tempo de estabilização do estado final, removendo oscilações residuais (*steady-state error*). Um efeito negativo do uso de valores altos é o aumento do *overshot* (disparo inicial), podendo, também, levar o sistema a um regime oscilatório.

---

<sup>19</sup> Ogata, 2007

- **Canal Derivativo:** um valor alto implica em uma redução no *overshot* inicial, porém leva o sistema a um regime instável devido a um efeito de amplificação do ruído no valor de referência amostrado.

O processo de ajustar estes parâmetros de cada canal de controle é chamado de sintonia. A seção a seguir descreve dois métodos para este processo.

### 2.2.2.c Sintonia do controlador PID

Seja o diagrama de blocos apresentado na Figura 16<sup>20</sup>, se o modelo matemático desta planta é conhecido, então é possível aplicar várias técnicas de projeto na determinação dos parâmetros do controlador que vão definir o seu comportamento final de operação, desde o regime transitório até atingir o regime estacionário. Contudo, se o modelo matemático da planta é muito complexo ou não pode ser obtido facilmente, então uma abordagem analítica deste controlador não poderá ser aplicada. Recorre-se, então, a métodos experimentais para obter tais parâmetros.

Este processo de obter os parâmetros  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$  ideais, ou próximos, é chamado de sintonia do controlador. Ziegler e Nichols (apud OGATA, 2007) sugeriram regras para esta sintonia baseadas na resposta experimental da planta mediante um sinal de entrada no formato de um degrau unitário. Esta regra é bem útil nos casos onde não se conhece o modelo matemático da planta.

Entretanto, vale salientar que o método de sintonia definido por Ziegler e Nichols não fornece os resultados finais para os valores de  $K_p$ ,  $K_i$  e  $K_d$ . Este

---

<sup>20</sup> Ogata, 2007

método fornece um ponto de partida aceitável mas ainda é necessário um ajuste fino para atingir o melhor resultado de operação do controlador PID. A proposta deste método de sintonia define regras para se obter os parâmetros do controlador baseado nas características da planta a ser controlada, e pode ser executada de duas formas diferentes: o primeiro e o segundo método.

No primeiro método, obtém-se experimentalmente a resposta da planta a uma entrada em degrau unitário. Este método só pode ser aplicado caso a curva de saída tenha um formato típico de um 'S'. Tal curva pode ser obtida experimentalmente ou mediante simulação do modelo matemático da planta. A Figura 19<sup>21</sup> ilustra a entrada e a saída esperada da planta.



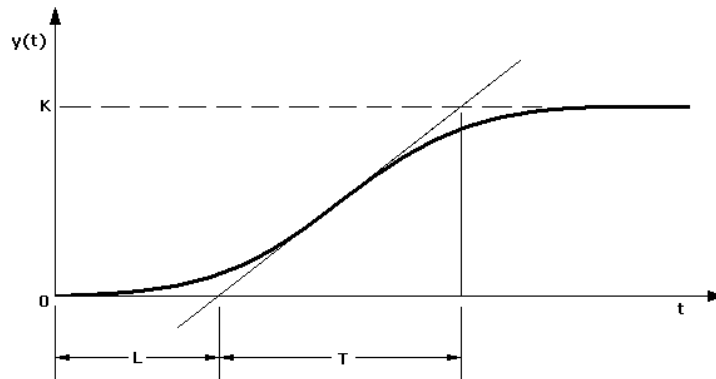
**Figura 19 - Resposta ao degrau unitário**

A curva em formato de 'S' pode ser caracterizada por dois parâmetros; o atraso  $L$  e a constante de tempo  $T$ . Para obter estes valores, traça-se uma linha tangente à curva no ponto de inflexão. Os parâmetros são obtidos nos pontos onde a reta tangente intercepta o eixo  $t$  e a reta  $y(t) = K$ , como mostra a Figura 20<sup>22</sup>.

---

<sup>21</sup> Ogata, 2007

<sup>22</sup> Ogata, 2007



**Figura 20 - Análise da curva de resposta**

A partir destes parâmetros e uma análise matemática sobre a modelagem do controlador, obtém-se o Quadro 1 (OGATA, 2007) como regra de sintonia para o controlador:

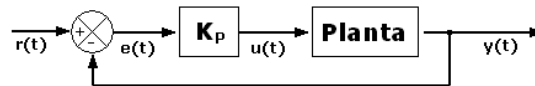
**Quadro 1 - Parâmetros para sintonia no primeiro método**

Tipo de controlador	$K_p$	$K_i$	$K_d$
P	$\frac{T}{L}$	-	-
PI	$0,9 \frac{T}{L}$	$\frac{L}{0,3}$	-
PID	$1,2 \frac{T}{L}$	$2L$	$1,5L$

No segundo método, define-se os parâmetros  $K_I = 0$  e  $K_D = 0$ . O controlador, então, apresenta apenas o canal proporcional como forma de

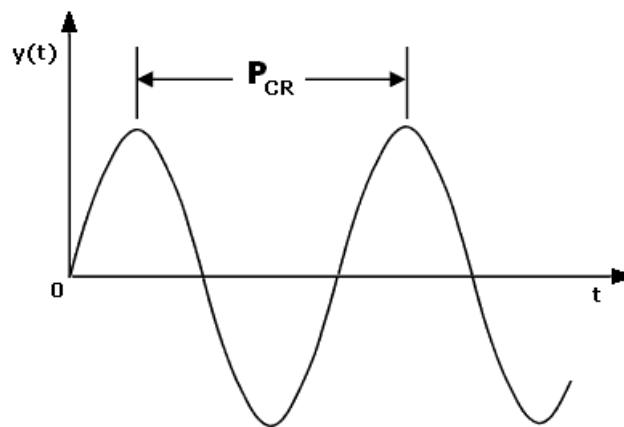


resposta. A Figura 21<sup>23</sup> apresenta uma configuração do sistema de controle necessária para realizar o experimento de ajuste dos parâmetros.



**Figura 21 - Controlador proporcional**

A partir deste ambiente, incrementa-se o valor de  $K_P$  até que seja obtido o valor crítico  $K_{P_{CR}}$ . Este valor é notável a partir do momento em que a resposta da planta passa a se comportar de forma oscilatória, como mostrado na Figura 22<sup>24</sup>.



**Figura 22 - Oscilação típica com período  $P_{CR}$**

---

<sup>23</sup> Ogata, 2007

<sup>24</sup> Ogata, 2007

Assim, o ganho crítico  $K_{PCR}$  e o período crítico  $P_{CR}$  são determinados de forma experimental. O Quadro 2 (OGATA, 2007) mostra os parâmetros para a sintonia do controlador.

**Quadro 2 - Parâmetros para sintonia no segundo método**

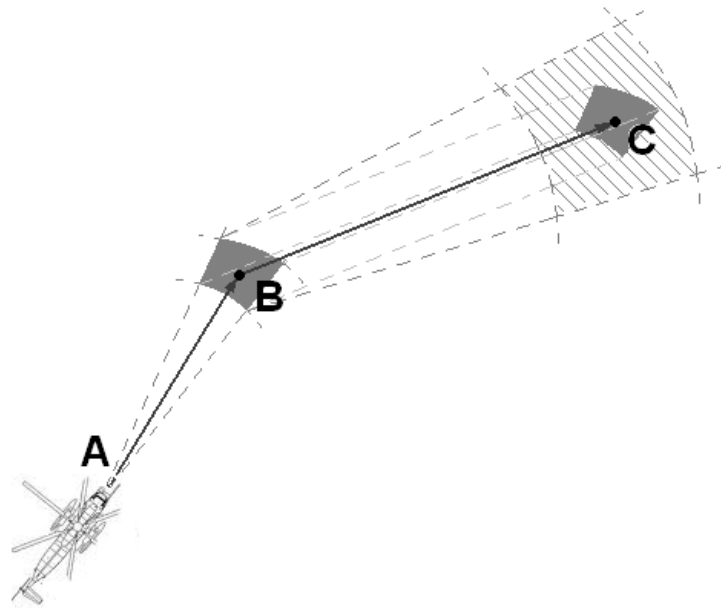
<b>Tipo de controlador</b>	<b>Kp</b>	<b>Ki</b>	<b>Kd</b>
P	$0,5K_{PCR}$	-	-
PI	$0,45K_{PCR}$	$\frac{1}{1,2}P_{CR}$	-
PID	$0,6K_{PCR}$	$0,5P_{CR}$	$0,125P_{CR}$

Esta seção abordou sistemas de controle a serem empregados no controle do helicóptero. A seguir serão abordados alguns tópicos sobre sistemas de coordenadas e navegação inercial a serem utilizados como dados de entrada para estes sistemas de controle.

### 2.3 Navegação inercial

Um sistema de navegação inercial usualmente inclui sensores de movimento, aceleração (acelerômetros) e/ou rotação (giroscópios), além de um processador para o cálculo integrativo em tempo real dos valores obtidos destes sensores. O sistema inercial é inicialmente alimentado com a sua posição atual, oriunda de fontes externas, tais como GPS (*Global Positioning System*) (GROOVES, 2008). Baseado apenas no deslocamento fornecido pelos sensores inerciais, o sistema continuamente integra tais valores obtidos ao longo deste tempo e calcula as grandezas necessárias para obter a variação da sua posição. Com esta variação e a posição inicial conhecida, o sistema é capaz de calcular a nova posição com mais velocidade que sistemas posicionais.

O sistema inercial sem auxílio posicional possui uma desvantagem. O erro integrativo acumulado ao longo do tempo adicionado à imprecisão e ao atraso de resposta de alguns sensores inerciais, propaga uma grande diferença entre a posição real e a inercialmente calculada. Entretanto, sistemas híbridos com sistemas posicionais e inerciais são empregados de forma que o sistema posicional de tempos em tempos corrige a posição calculada pelo sistema inercial. A Figura 23<sup>25</sup> exemplifica, de forma exagerada, a propagação do erro inercial ao longo das integrações de posição e velocidade.



**Figura 23- Propagação do erro**

---

<sup>25</sup> Groves, 2008

Nesta propagação, o erro está associado a imprecisão nos valores para a direção (*heading*) e deslocamento entre os pontos A, B e C mensurados ao longo do tempo.

### 2.3.1 Sistema de coordenadas

Existem duas coordenadas que costumamos utilizar: coordenadas inerciais com referência na base e coordenadas referenciadas ao próprio corpo do helicóptero. A Figura 24<sup>26</sup> mostra estes dois sistemas de coordenadas. O ponto “Centro de Massa” é o centro de massa do helicóptero, o qual se baseia todos os cálculos inerciais (BEKIR, 2007). A origem do sistema de pontos euclidianos pode ser um ponto geo-referenciado (GPS) ou monitorado nos âmbitos da região local (LPS).

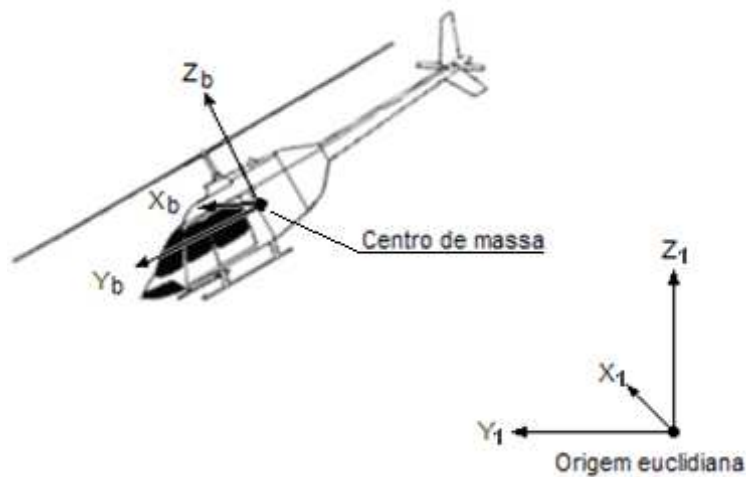


Figura 24 - Sistema de coordenadas

---

<sup>26</sup> Bekir, 2007

A transformação entre estes dois sistemas de coordenadas é dada pela matriz  $M_b$  que representa a orientação relativa entre eles. Esta matriz definida por (BEKIR, 2007) pode ser expressa pela equação (5):

$$M_{IB} = \begin{bmatrix} \cos \psi & \sin \psi & 0 \\ -\sin \psi & \cos \psi & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} \cos \theta & 0 & -\sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ \sin \theta & 0 & \cos \theta \end{bmatrix} * \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \varnothing & -\sin \varnothing \\ 0 & \sin \varnothing & \cos \varnothing \end{bmatrix} \quad (5)$$

Onde,  $\psi$ ,  $\theta$  e  $\varphi$  são os ângulos de Euler (ângulos de atitude da fuselagem) referentes ao helicóptero com respeito às coordenadas de base. Devido à ortogonalidade da transformação de coordenadas, a matriz de rotação para as coordenadas de corpo é igual à transposta da matriz do sistema referenciado à base. Assim, a transformação entre os dois sistemas pode ser expressa por:

$$[x_B \quad y_B \quad z_B]^T = M_{IB}^T * [x_1 \quad y_1 \quad z_1]^T \quad (6)$$

Onde,  $(x_1, y_1, z_1)$  e  $(x_B, y_B, z_B)$  são as coordenadas de posição do helicóptero referentes à base e as coordenadas referentes ao corpo, respectivamente.

### **3 METODOLOGIA**

Conforme Gil (1946), a pesquisa deste trabalho é de natureza tecnológica, com uma abordagem qualitativa e objetivos exploratórios. Está classificado como pesquisa-ação, utilizando técnicas de simulação e o desenvolvimento de um protótipo real. Esta pesquisa é realizada no campo e em laboratório.

A execução deste trabalho foi realizada nos âmbitos do Laboratório de Pesquisa I situado nas dependências do Departamento de Ciência da Computação da Universidade Federal de Lavras e ocorreu no período de Janeiro a Junho de 2010.

Pesquisa-ação, conforme Thiollent (apud GIL, 1946), é um tipo de pesquisa com base empírica que é concebida e realizada em associação com uma ação ou com a resolução de um problema, que, neste trabalho, é manter o helicóptero parado no ar de forma autônoma.

Este trabalho pode ser dividido em três etapas: estudo, simulação e experimentação. Primeiramente foi estudado o voo do helicóptero e o controlador PID para que, então, fosse desenvolvido um sistema para controlar e estabilizar o helicóptero.

A partir deste sistema desenvolvido, a próxima etapa foi realizar testes em um ambiente simulado. A simulação está descrita na seção 3.1.

Após a simulação e o sistema de controle melhorado, passou-se então para a etapa de experimentação. Foi adquirido um modelo de helicóptero rádio-controlado, sensores de aceleração e giro, microcontroladores e outros eletrônicos em geral. Estes procedimentos e materiais utilizados estão descritos na seção 3.2.

### 3.1 Simulação

Para a simulação foi utilizado o simulador de voo para computador, *Microsoft Flight Simulator 2004*, com um componente adicional capaz de prover uma interface externa para acesso aos dados do simulador via troca de mensagens do *Windows*. O pacote utilizado contendo esta interface está descrito no item 3.1.2.b. Esta biblioteca foi desenvolvida por Downson (2010). Através dela, é possível, então, ter acesso a dados inerciais de voo das aeronaves em simulação, bem como enviar comandos referentes ao controle do voo.

Inicialmente foi desenvolvido um software de coleta de dados. Dados inerciais de voo do helicóptero foram coletados e uma análise a priori foi feita para desenvolver o sistema de controle completo do helicóptero. O método computacional para o sistema inercial a ser implementado será testado e poderá ser validado de acordo com os dados coletados do simulador. Pois, o resultado calculado sobre o deslocamento pode ser comparado com os valores fornecidos pelo simulador de voo.

Para os testes iniciais do sistema de controle, desenvolveu-se um software integrado ao simulador de voo capaz de obter informações inerciais sobre o helicóptero e também enviar comandos para controle do voo. Este software possui uma rede de malhas PID que tomam o controle sobre os comandos da aeronave.

Essa simulação teve por finalidade implementar o sistema de controle, obter uma visão geral de como o sistema ia se comportar, ajustar os parâmetros de execução dos PIDs e, a partir deste ponto, refinar o controle de estabilização. O método de ajuste destes parâmetros está descrito na seção 3.1.3.

### 3.1.1 O Simulador de voo FS2004

O Simulador de voo *Flight Simulator 2004* é um software de simulação desenvolvido pela empresa *Microsoft*. Este simulador retrata de forma fiel o comportamento da aeronave, possui configuração com níveis de realismo, podem ser escolhidas diferentes aeronaves e aeroportos para o voo, além de proporcionar configurações avançadas para as condições atmosféricas.

Este simulador está suficiente para os propósitos deste trabalho. A escolha deste simulador se deve, em primeira instância, ao fato de ter acesso aos dados internos mediante o uso da biblioteca FSUIPC, descrita na seção 3.1.2.b em maiores detalhes.

O modelo de helicóptero Robinson R22 foi escolhido pois é o menor deles e está mais próximo do comportamento de um helicóptero RC, e deste modo a simulação não estaria tão longe do que se esperava para o resultado real.

Para o cenário de simulação, foram feitos três ambientes diferentes para os testes:

- Sem ventos;
- Rajadas de 15kts (27,78 km/h);
- Rajadas de 25kts (46,3 km/h).

O uso de rajadas de ventos se deve ao fato desta etapa de testes tratar apenas de resposta a nível de aceleração, sendo que um vento constante resultaria apenas em um deslocamento com velocidade constante. Sem um sistema inercial integrado não é possível obter estes dados para o controle.



### 3.1.2 Software de controle

Para a etapa de simulação foi desenvolvido o software de controle utilizando a linguagem C/C++ e a IDE de desenvolvimento Borland C++ Builder 2009. O objetivo deste software foi testar todos os mecanismos de controle a serem implementados no helicóptero real antes do experimento, para que, então, fosse possível analisar o comportamento deste a fim de evitar o início dos testes às cegas. A tela do programa de controle (esquerda) e o simulador *FS2004* (direita) estão apresentados na Figura 25.

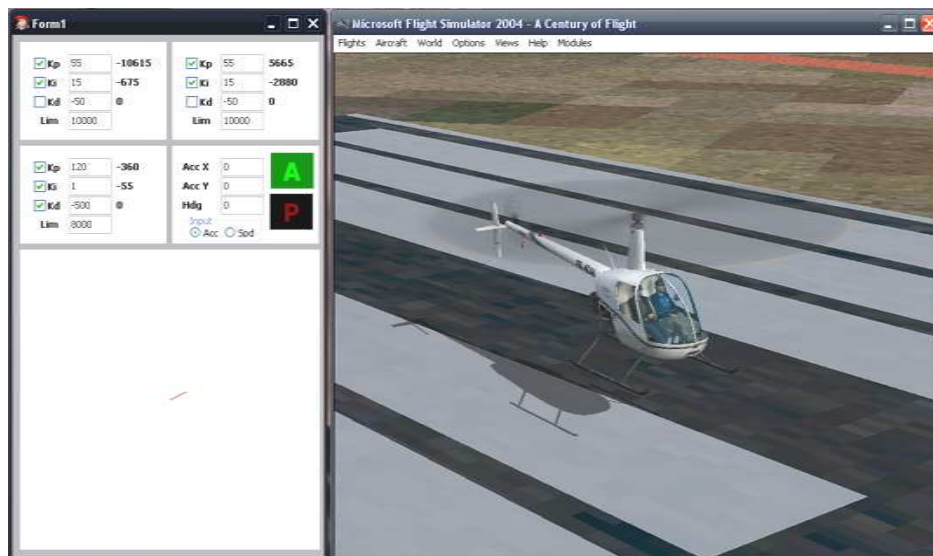
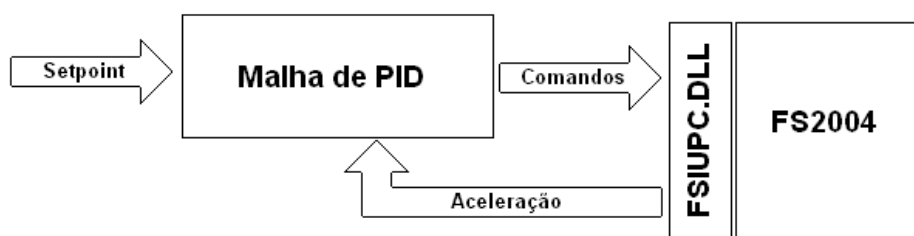


Figura 25 - Software de controle e *Flight Simulator 2004*

#### 3.1.2.a Estruturas de dados

Basicamente, o software possui um fluxo de dados que, em malha fechada, proporciona o controle do helicóptero. Este fluxo inicia-se a partir da simulação de vôo do helicóptero pelo simulador de vôo. Então, os dados

inerciais são coletados via interface com DLL (*Dynamic Link Library*) e enviados aos controladores PID. A saída destes é então encaminhada, também via interface com DLL, para o simulador de vôo. Este, mediante os comandos recebidos, toma novas reações e inicia-se um novo ciclo de controle. Este ciclo está ilustrado na Figura 26.



**Figura 26 - Fluxo de dados no simulador**

Para este simulador, os dados de leitura e escrita utilizados são apresentados, respectivamente, no Quadro 3 e no

Quadro 4.

**Quadro 3 - Dados de entrada**

Endereço	Nome	Tipo	Unidade
0x3060	Aceleração no eixo X	<i>double</i>	Pés / s <sup>2</sup>
0x3070	Aceleração no eixo Y	<i>double</i>	Pés / s <sup>2</sup>
0x0580	Direção ( <i>Heading</i> )	Inteiro 32	°

**Quadro 4 - Dados de saída**

Endereço	Nome	Tipo	Variação
0x0BB2	Comando para <i>elevator</i>	Inteiro 16	-18363 a +18363
0x0BB6	Comando para <i>aileron</i>	Inteiro 16	-18363 a +18363

0x0BBA	Comando para o <i>rudder</i>	Inteiro 16	-18363 a +18363
--------	------------------------------	------------	-----------------

Estes dados de entrada, descritos no Quadro 3, são lidos do simulador e enviados ao PID, tomando apenas uma conversão de valores. Visto que o PID implementado utiliza apenas tipos inteiros, os dados em formato ponto flutuante obtidos do simulador, em pés/s<sup>2</sup> são convertidos para valores inteiros na casa de pés/s<sup>2</sup> \* 100, mantendo uma precisão de duas casas decimais. O resultado de saída do PID está limitado na faixa de -10000 a +10000, sendo que esta saída não passa por nenhuma modificação antes de ser enviada ao simulador. Esta saída está diretamente associada às variáveis do

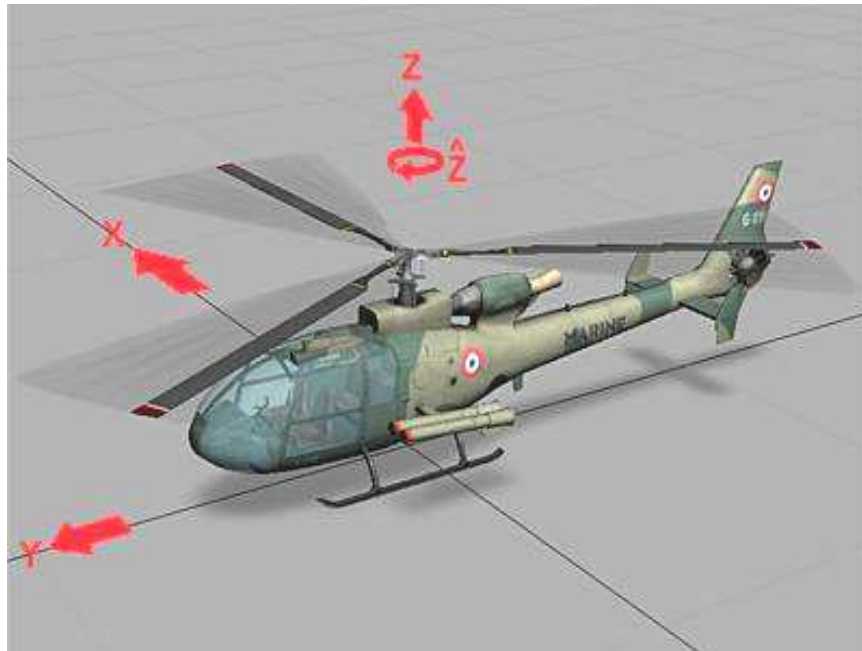
Quadro 4.

Os comandos de controle da aeronave são comandos que implicam movimentos de rotação em torno de algum eixo. O deslocamento, então, é resultante deste movimento de giro. Assim, a relação de comandos possui os eixos X e Y trocados. Dessa forma, um comando sobre o *aileron* proporciona um movimento de giro no eixo Y, que por sua vez acarreta em um deslocamento no eixo X. A associação entre variável de entrada e variável de saída e a configuração dos PIDs de controle estão descritos no Quadro 5.

**Quadro 5 - Configuração dos PIDs de controle**

PID	K <sub>p</sub>	K <sub>i</sub>	K <sub>d</sub>	Limite	Entrada	Saída
<i>Roll</i>	30	15	0	±10000	Aceleração X	<i>Aileron</i>
<i>Pitch</i>	30	15	0	±10000	Aceleração Y	<i>Elevator</i>
<i>Heading</i>	100	1	500	±8000	Direção ( <i>Heading</i> )	<i>Rudder</i>

Os eixos ordenados do simulador de vôo não estão de acordo com a orientação adotada neste projeto, porém apenas os eixos Y e Z estão trocados. A Figura 27 apresenta o sistema de coordenadas adotado neste projeto.



**Figura 27 - Coordenadas adotadas**

Neste software de controle para a simulação foram implementados três objetos de controle do tipo PID. Estes foram associados de acordo com as respectivas variáveis de entrada (*control-point*) e saída (*control-output*). O fluxograma de controle para este simulador está descrito na Figura 28. Esta modelagem representa apenas a execução de um único canal de controle, pois, todos os canais são executados da mesma forma, salvo as diferentes variáveis de entrada e saída. Este fluxograma representa apenas o processo de execução

durante o evento de timer, este que controla a frequência de operação do sistema de controle.

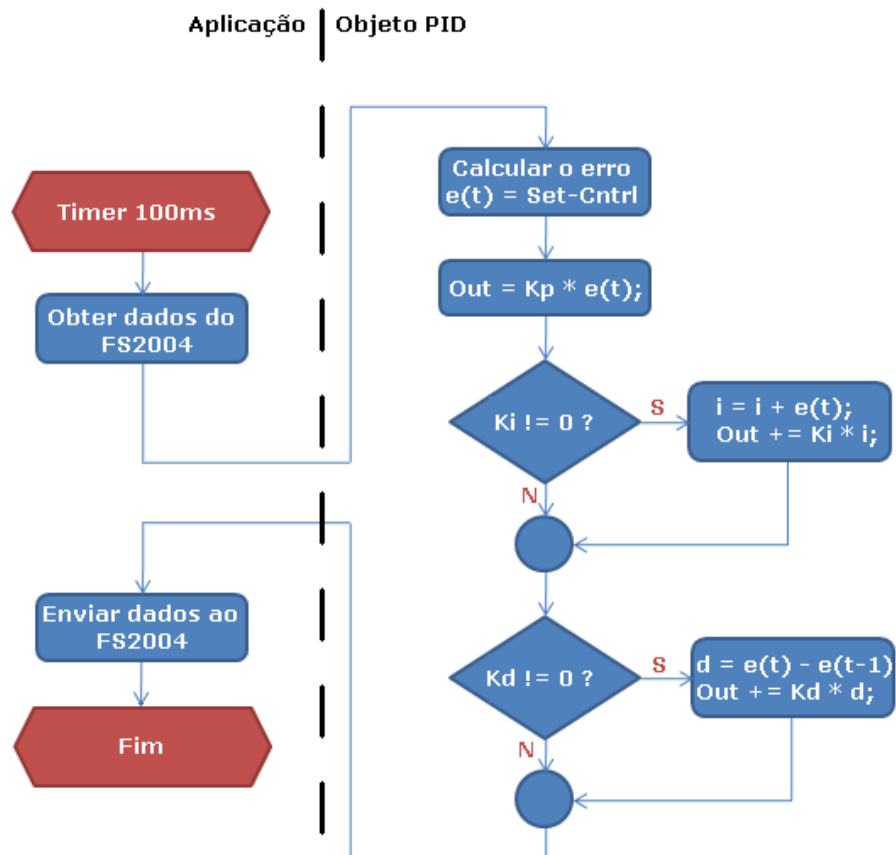


Figura 28 - Fluxograma de execução do simulador

### 3.1.2.b Biblioteca de acesso ao simulador

Para o acesso aos dados do simulador de vôo é necessário adquirir um pacote de ferramentas e utilitários para então fazer uma integração com a DLL

(DOWSON, 2010). Foi utilizado um código em C, em que os dados são lidos diretamente em memória através dos endereços de cada variável. As variáveis disponíveis para leitura e/ou escrita no simulador são listadas por um programa chamado *FS Interrogate*, também disponibilizado junto com este pacote da biblioteca.

Para o uso deste pacote são necessárias apenas quatro funções de comandos: *FSUIPC\_Link*, *FSUIPC\_Read*, *FSUIPC\_Write*, *FSUIPC\_Process*. E são apenas dois passos executados durante a simulação: Primeiro passo é necessário fazer o link da biblioteca com o simulador de vôo, através da função de *Link*, e, segundo, executar as operações desejadas. Tais operações são feitas de forma atômica, assim, executam-se várias chamadas às funções *Read/Write* e para finalizar deve ser chamada a função *Process*.

Para usar esta biblioteca, é necessário copiar o módulo *FSUIPC.DLL* para o local onde o *Flight Simulator 2004* foi instalado e incluir os módulos de acesso desenvolvidos em C. Detalhes sobre este procedimento encontram-se na documentação do pacote disponibilizado por Dowson (2010).

### **3.1.3 Sintonia dos PIDs**

Antes de iniciar a sintonia dos parâmetros, é necessário definir o intervalo de execução. De acordo com o descrito na seção 2.2 sobre sistemas em malha fechada, é de suma importância que o sistema de controle seja mais lento do que o sistema a ser controlado. O tempo de resposta do helicóptero em

questão simulado não foi medido, um intervalo de 100ms foi atribuído baseado em sistemas inerciais já conhecidos pelo autor.

A sintonia das constantes dos PIDs foi feita de forma manual. Primeiro, inicia-se os PIDs apenas com o canal proporcional e uma constante pré-definida baseado na intensidade da entrada e a amplitude de saída. Com estes primeiros valores, inicia-se o teste e monitora-se o comportamento do controle do PID. Esta constante do canal proporcional é aumentada até que se encontre iminente a um regime oscilatório do sistema. Este valor é, então, o valor crítico ( $K_{PCR}$ ) para o sistema em controle. Encontrado este valor crítico, o canal integrativo é habilitado e a partir deste ponto obtêm-se os parâmetros para ambos os canais de controle de acordo com o Quadro 2.

Da mesma forma como foi feito para a constante  $K_p$ , ajusta-se  $K_i$  de forma incremental até que seja obtido um resultado satisfatório para o sistema. De forma resumida, podemos descrever o seguinte algoritmo utilizado para a sintonia:

1. Obter um valor inicial para  $K_p$ .
2. Incrementar este valor até que o sistema fique iminente a um regime oscilatório.
3. Calcular o valor final das constantes de acordo com o Quadro 2.
4. Incrementar o valor de  $K_i$  até que o sistema fique com uma resposta satisfatória.

Após a simulação e ajustes no sistema de controle, foi feito, então o desenvolvimento do hardware embarcado de controle. A seção seguinte descreve o sistema embarcado desenvolvido.

### 3.2 Sistema de estabilização embarcado

Para a etapa experimental deste trabalho, tomou-se como base um modelo de helicóptero rádio-controlado (RC) “E-Sky Belt-CP V2”. A escolha deste modelo foi baseada em alguns pontos-chave:

- É um modelo tipo acrobático. Possui uma boa relação peso-potência, fator que possibilita a instalação dos sistemas eletrônicos sem que esta carga extra tenha um grande impacto no vôo deste helicóptero.
- Possui o sistema de rotor principal do tipo Bell-Hiller, o que suaviza os esforços exigidos sobre os servos-atuadores de controle cíclico e coletivo. Este modelo de rotor possibilita comandos suaves e de rápida resposta.
- Este modelo possui um rotor de cauda do tipo *belt-cp*, ao contrário de muitos outros que possuem um motor elétrico. O fato do rotor de cauda ser diretamente acionado pelo motor principal, ajustando-se apenas o *pitch* das pás, proporciona uma resposta de comando muito mais eficiente. Este modelo de rotor de cauda é o mesmo modelo empregado em aeronaves reais.
- Diferente dos demais helicópteros RC encontrados no mercado, este modelo apresenta um sistema de controle que mais se aproxima dos



helicópteros reais. Sendo assim os resultados obtidos podem ser mais facilmente comparados.

- É um modelo já difundido no mercado, o que possibilita uma fácil busca por peças de reposição e *upgrades* caso fosse necessário para este projeto.

A Figura 29 mostra o modelo utilizado no experimento deste trabalho:



**Figura 29 - Helicóptero do projeto**

O desenvolvimento do hardware a ser embarcado no helicóptero do projeto está detalhado na seção a seguir.

### **3.2.1 Hardware embarcado**

O sistema desenvolvido utiliza sensores de aceleração baseados em sistemas micro-mecânicos (MMA – *Micro-Mechanics Accelerometer*). Os

sensores são dispostos em três canais, obtendo informações de aceleração em X, Y e Z. Estes sensores passam por um filtro para que a própria vibração do helicóptero não influencie na resposta de comando.

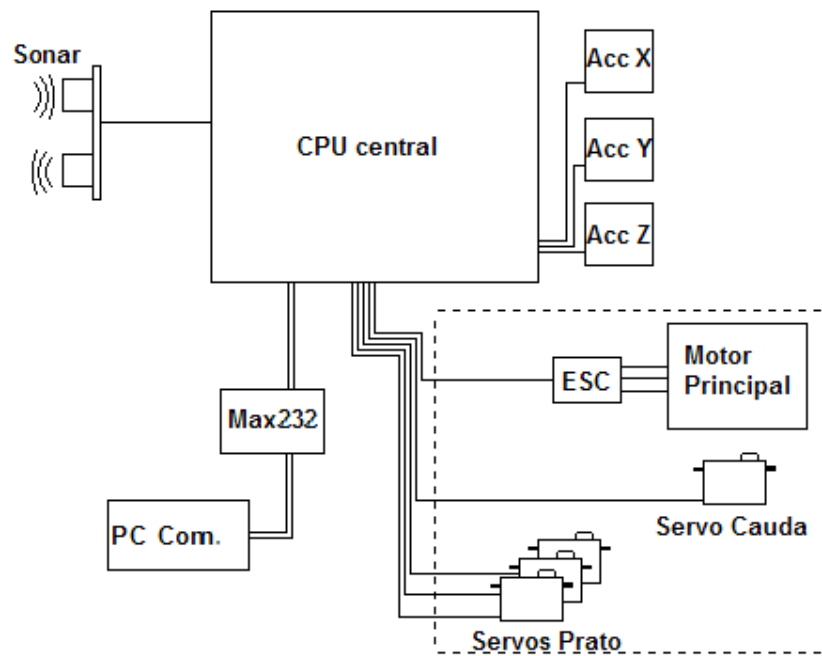
O controle do helicóptero está subdividido em cinco mecanismos de comando, que são:

- Controle linear de velocidade do rotor principal.
- Três comandos mixados para os mecanismos cíclico e coletivo.
- Controle de *pitch* do rotor de cauda.

Os três comandos mixados são os mais críticos, pois são comandos finos, de posição, que controlam a inclinação das pás. Estas, por sua vez, atuam na inclinação em X e Y do helicóptero que por sua vez resulta no deslocamento em Y e X, respectivamente. (vide seção 2.1.5 sobre Precessão Giroscópica). Estes comandos também são responsáveis pelo deslocamento em Z (coletivo). Estes três comandos sobre o prato são dispostos, em geral, igualmente espaçados em 120°. Desta forma, esta configuração acarreta em uma melhor resposta aos comandos laterais do que os comandos longitudinais. Uma nova solução a este problema está aparecendo no mercado e utiliza servos posicionados em 140°, porém poucos rádios ainda são capazes de mixar os comandos em ângulos diferentes do usual 120°.

Como computador de bordo, utilizou-se o microcontrolador ATmega16 (ATMEL, 2009), rodando com frequências de 8-16MHz. Futuramente, será desenvolvido um módulo inercial para equipar e auxiliar o sistema. Para este, será empregado o microcontrolador ATmega644 com frequência de 20MHz para

o cálculo inercial contínuo do deslocamento. Mediante necessidades de processamento, este processador pode ou não ser substituído por um de melhor desempenho, mantendo o tempo de resposta dentro dos limites estabelecidos. O diagrama de blocos do hardware embarcado a ser desenvolvido está apresentado na Figura 30. Este sistema também inclui um cartão de memória tipo SD para armazenamento de dados inerciais e/ou comandos do controle, ao longo do voo, para futuras análises computacionais.

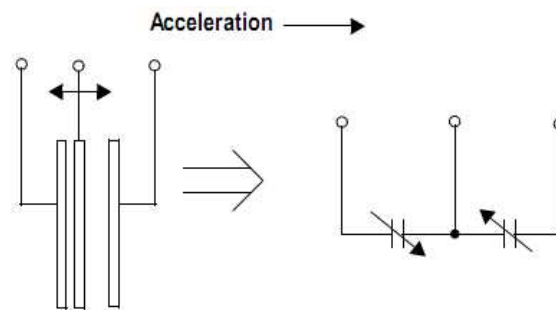


**Figura 30 - Circuito de controle para o modelo**

A seguir será descrito individualmente cada componente do hardware desenvolvido.

### 3.2.1.a Acelerômetros

Neste projeto foi utilizado um acelerômetro MMA7260QT (FREESCALE, 2005). Este acelerômetro, de baixo custo, é baseado em sensores capacitivos e possui internamente 3 eixos. A Figura 31<sup>27</sup> ilustra a mecânica do sensor para detecção do movimento.



**Figura 31 - Sensor capacitivo de aceleração**

Este sensor possui apenas saídas analógicas de tensão que variam, conforme a aceleração, entre valores de 0v a 3,3v. Possui quatro níveis de sensibilidade: 1,5g/2g/4g/6g. Para uma posição de repouso, na posição horizontal, onde a aceleração é nula, obtém-se uma saída de tensão no ponto médio entre 0v e 3,3v, ou seja, 1,65v. Neste projeto o sensor está com a sensibilidade padrão, 6g, e sua saída é de 200mv/g. Sendo assim, com uma variação de  $\pm 1,65v$  temos que a saída máxima está limitada em  $\pm 8,25g$ .

---

<sup>27</sup> Freescale, 2005

### 3.2.1.b Servomecanismos

Os servos utilizados neste projeto fazem parte do conjunto completo do helicóptero. Estes mecanismos são atuadores, que aplicam um comando de posição, fixo, mediante um sinal de controle digital. Este controle é baseado em pulsos com modulação em largura. A Figura 32<sup>28</sup> mostra três posições notáveis e os pulsos de controle:

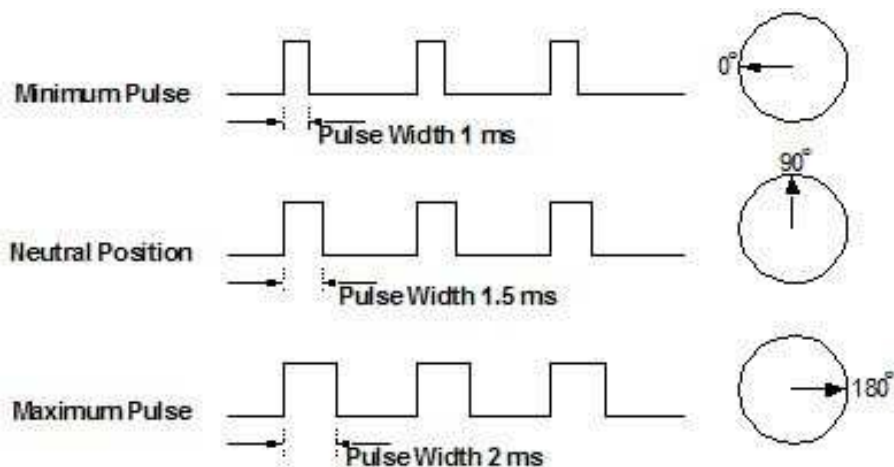


Figura 32 - Pulsos de controle do servomecanismo

Os pulsos de entrada são modulados com largura entre 1ms e 2ms, sendo espaçados em 20ms, entretanto, este espaçamento não é crítico, podendo oscilar entre 15ms e 50ms. O comando destes mecanismos é linear e varia de 0° a 180° conforme o Quadro 6.

<sup>28</sup> [www.societyofrobots.com](http://www.societyofrobots.com)

**Quadro 6 - Pulsos do servo**

<b>Largura (ms)</b>	<b>Posição</b>
1	0° (ou 90° à esquerda)
1,5	90° (ou centralizado)
2	180° (ou 90° à direita)

### 3.2.1.c Motor brushless e ESC

O motor brushless utilizado faz parte do conjunto completo do helicóptero. É o motor que aciona o rotor principal e, através de uma correia dentada, o rotor de cauda. Este motor é trifásico e possui um sistema de controle chamado de ESC (*Electronic Speed Controller*). Este controlador toma como entrada um sinal digital idêntico ao sinal enviado aos servos, sendo que a largura de pulso é proporcional à velocidade do motor, e não referente à posição, como nos servos. Como saída, este controlador envia três ondas senoidais referentes ao acionamento de um motor trifásico. Para este trabalho, considera-se apenas que os pulsos enviados ao controlador são referentes à velocidade do motor e maiores detalhes de operação não serão discutidos.

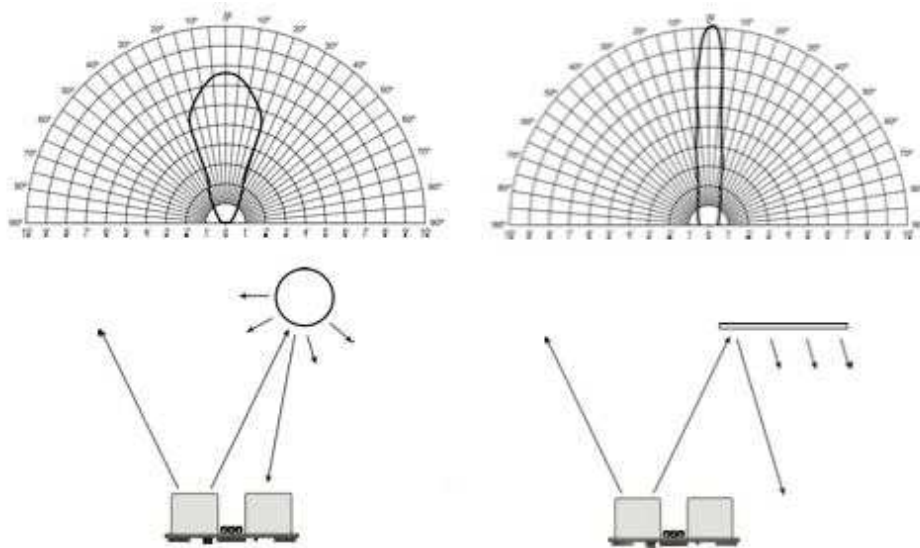
### 3.2.1.d Sensor de distância

Para uma melhor referência de proximidade em relação ao solo, utilizou-se um sensor de distância para medir a altura do helicóptero em relação ao solo. Este sensor é baseado na propagação de ondas ultrassônicas para calcular a distância até o objeto à frente. A Figura 33<sup>29</sup> exibe dois casos que exemplificam

---

<sup>29</sup> itp.nyu.edu

a operação deste sensor. As linhas de contorno representam o alcance da leitura do sensor para o dado tipo de objeto que se encontra à sua frente. O arco está subdividido em radiais que indicam a abertura, em graus, que o sinal é recebido e em anéis que representam a distância do objeto ao sensor. O anel externo representa a maior distância alcançada pelo sensor e as demais divisões são apenas para referência.



**Figura 33 - Sensor ultrassônico**

A saída do sinal é feita em forma de pulsos com modulação em largura. A largura do pulso é o tempo, em milissegundos, desde o envio do feixe ultrassônico até a detecção do seu eco. Dada a velocidade do som e a duração do pulso, obtém-se a distância através da equação (7) de velocidade:

$$D = 340 * \frac{\Delta t}{1000} * \frac{1}{2} \quad (7)$$

Dentre outras características deste sensor, seu limite de operação está entre 20cm e 150cm. Valores fora desta faixa não são computados.

### **3.2.1.e Microcontrolador**

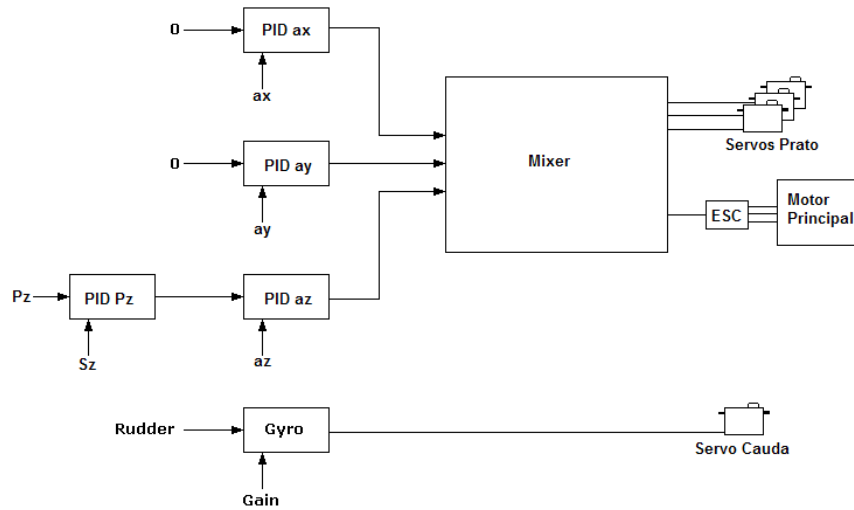
O microcontrolador ATmega16 (ATMEL, 2009) utilizado neste projeto é fabricado pela empresa Atmel, na família de processadores AVR. Este microcontrolador possui um processador RISC de 8-bits, *clock* interno entre 1MHz e 16MHz. Aceita alimentação entre 2,7v e 5,5v. Neste projeto está sendo utilizado alimentação de 5v. Dentre outros recursos, este microcontrolador possui periféricos de hardware, tais como: *timers* para controle de tempo, interrupções internas e externas para programação orientada a eventos, comunicação serial UART (*Universal asynchronous Receiver and Transmitter*) e SPI (*Serial Peripheral Interface*).

A seção a seguir descreve o software embarcado no processador.

### **3.2.2 Software embarcado**

Em termos gerais, o software baseia-se na mesma estrutura de controle que foi desenvolvido no simulador. Primeiramente é feita a leitura dos sensores de aceleração, estes dados passam por um filtro. A partir dos dados coletados, a malha de PIDs é alimentada com estes novos valores e, assim, os valores de saída de controle são obtidos. Estes dados de controle são então mixados para que sejam enviados aos servos de controle do helicóptero. Em termos gerais, o software de controle está esquematizado na Figura 34.





**Figura 34 - Malha de PID**

Nesta malha de controladores, as linhas representam aqueles responsáveis por cada componente do sistema de coordenadas, e, portanto, são linearmente independentes. A primeira coluna de controladores é responsável por um controle lento sobre o erro da posição ao longo do tempo, fornecendo uma entrada diferente para a segunda coluna de controladores. Esta primeira coluna só será desenvolvida após o sistema inercial, que está proposta para trabalhos futuros. Esta segunda coluna é então responsável pela resposta rápida mediante variações no deslocamento. Para este trabalho, cujo objetivo é manter o helicóptero estabilizado e pairado no ar, então têm-se as entradas de posição  $a_x$ , e  $a_y$  forçadas em zero. A entrada  $P_z$  está associada a um controle simples de manobras, que está descrito na seção 3.2.3. Para uma futura expansão para navegabilidade, pode ser necessário a inserção de uma camada intermediária a fim de calcular o deslocamento com velocidades em  $v_x$ ,  $v_y$  e  $v_z$ .

Os controles na malha acima são descritos tais que:

- Aceleração  $a_i$  oriunda dos sensores inerciais para uma rápida correção da variação de posição.
- Posição  $S_i$  oriunda do computador inercial que continuamente calcula o deslocamento e posição do helicóptero; e do sensor ultrassônico de altura.
- Mixer faz a combinação das componentes linearmente independentes em  $x$ ,  $y$  e  $z$  para o mecanismo de prato do helicóptero, cujos servos são dispostos em  $120^\circ$ .
- A ultima linha de controladores PID não se aplica no experimento real pois o helicóptero já possui um dispositivo *Heading-Hold-Gyro* que executa este trabalho.

### 3.2.2.a Leitura do acelerômetro

A leitura do acelerômetro é feita utilizando o conversor analógico-digital interno do microcontrolador, com resolução de 10-bits e operando a uma frequência interna de 1MHz. Os valores lidos de aceleração variam de 0 a 1023 linearmente proporcionais ao valor de tensão de saída de 0v a 3,3v. Considerando a saída em repouso do acelerômetro em aproximadamente 1,65v, temos então a leitura digital de 512 como valor neutro de aceleração.

Devido à vibração gerada pelo rotor principal do helicóptero, é necessário um filtro de entrada para as leituras do sensor. Foi implementado um

filtro EWMA para este fim. Esse filtro é simples e apenas faz uma média ponderada entre o valor atual e o último valor lido, de acordo com a equação (8):

$$a(t) = \frac{((a(t-1)*\alpha)+(a_{LIDO}*(64-\alpha))}{64} \quad (8)$$

Onde  $a(t)$  representa o valor filtrado de aceleração;  $a_{LIDO}$  o valor atual amostrado; e  $a(t-1)$  o último valor lido pelo sensor. A variável  $\alpha$  define o peso entre as duas leituras, e deve estar na faixa entre 0 e 64. O valor limite para 64 está relacionado ao fato da multiplicação de  $\alpha$  com o maior valor possível de aceleração, 1023, não ocasionar um *overflow* em 16-bits.

### 3.2.2.b Leitura de distância

A leitura do pulso fornecido pelo sensor ultrassônico de distância é feita utilizando dois periféricos independentes do microcontrolador. Utilizou-se o recurso de interrupção externa INT\_0 para capturar os eventos de borda de subida (*rising edge*) e descida (*falling edge*) gerados pelo pulso; e, também, Timer1 para a medida do tempo entre estes dois eventos de interrupção.

Obtendo-se o tempo de duração deste pulso, pode-se calcular a distância do helicóptero ao solo de acordo com a equação (7), descrita na seção 3.2.1 sobre o sensor ultrassônico.

### 3.2.2.c Controle do servomecanismo

Para o controle dos servos do helicóptero, foi desenvolvido um módulo de controle para até 8 servos simultâneos. Este módulo utiliza o periférico Timer2, de 8-bits, para gerar pulsos com resolução de 8 $\mu$ s.

Os pulsos para o servo são valores entre 1ms e 2ms. Para tal, o Timer2 foi configurado com divisor de frequência (*prescaller*) de 1:64. Assim, o *clock* de operação para o Timer2 é obtido dividindo-se o *clock* inteiro da cpu, de 8MHz, por 64, obtendo-se então o *clock* de 125kHz. Os valores para o timer gerar os pulsos no padrão do servo estão descritos no Quadro 7. Estes valores variam de acordo com cada modelo de servo, e foram medidos experimentalmente de acordo com o alinhamento da posição da alavanca de comando do servo.

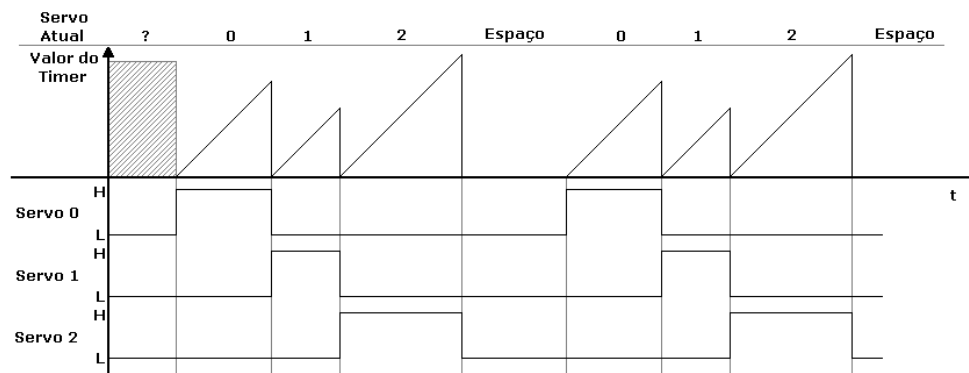
**Quadro 7 - Valores de pulso para o Timer2**

<b>Largura (<math>\mu</math>s)</b>	<b>Timer</b>	<b>Posição</b>
1080	135	0° (ou 90° à esquerda)
1560	195	90° (ou centralizado)
2040	255	180° (ou 90° à direita)

Cada pulso é gerado individualmente para cada servo, sendo que, para controlar vários servos de forma conjunta, os pulsos dos demais servos são gerados seqüencialmente durante o intervalo de 20ms entre cada pulso de um mesmo servo.

Para gerar cada pulso é utilizado a interrupção de *output compare* gerada pelo hardware interno do Timer2. Primeiramente, o Timer2 é inicializado com o valor zero e o valor desejado do pulso é inserido no registrador de controle OCR2 (*OutputCompareRegister2*). Então o Timer2 é disparado e o pulso possui a duração em nível lógico alto até que a interrupção ocorra. A Figura 35 mostra

em detalhes a saída de cada servo, de forma reduzida para apenas 3 servos simultâneos, em função do intervalo de tempo obtido pelo Timer2.



**Figura 35- Temporização dos servos**

### 3.2.2.d Mixer de comandos

O fato dos comandos de controle do helicóptero serem linearmente independentes e o prato de controle ser simultaneamente controlado por três servos, implica em que estes comandos sejam mixados a fim de se obter uma nova saída proporcional para cada um dos servos. No modelo adquirido, este trabalho era feito pelo próprio controle remoto. Neste caso, este controle foi implementado no software de controle.

A modelagem<sup>30</sup> para este controle está ilustrada na Figura 36. A situação lateral indica um comando de cíclico à frente e a situação frontal indica um

<sup>30</sup> Transformações geométricas para o cálculo da posição de cada servo.

comando de cíclico à esquerda. A equação (9) exhibe o cálculo para obter os comprimentos  $a$  e  $b$ ; As equações (10) e (11) exibem os cálculos para obter os comprimentos de  $c$ . Os cálculos foram baseados proporcionalmente aos comprimentos, em centímetros, medidos no prato do helicóptero. Esta modelagem aborda apenas o comando cíclico. O comando coletivo, como afeta todos os servos em conjunto, é apenas adicionado ao valor de saída.

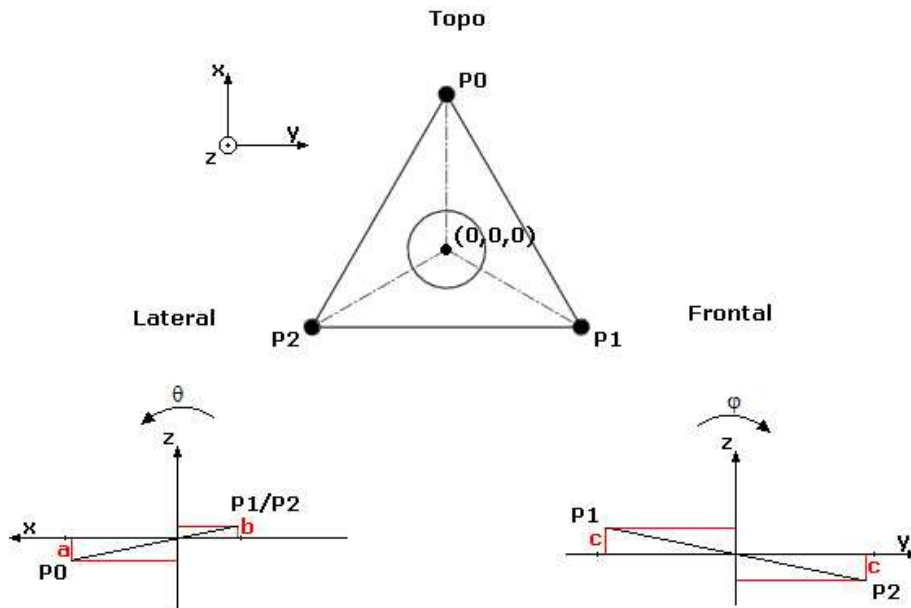


Figura 36 - Modelagem para o mixer de comandos

$$P_0 = -20 \sin \theta \quad (9)$$

$$P_2 = 10,5 \sin \theta - 17,5 \sin \varphi \quad (10)$$

$$P_3 = 10,5 \sin \theta + 17,5 \sin \varphi \quad (11)$$

Para este helicóptero, os ângulos de entrada estão limitados a  $\pm 10^\circ$  com precisão de  $0,1^\circ$ , sendo números inteiros, na faixa de  $\pm 100$ . Este ângulo mimites está relacionado às dimensões físicas do helicóptero e a resposta de comandos do prato. A saída também está na faixa de  $\pm 100$  unidades e posteriormente é convertida para os valores de controle dos servos.

### 3.2.2.e Controlador PID

O controlador PID implementado utiliza apenas valores inteiros para execução. Internamente são armazenados os parâmetros de configuração,  $K_p$ ,  $K_i$ , e  $K_d$ ; os valores de limite  $L_{SUP}$  e  $L_{INF}$ , e outras variáveis internas.

Os valores parciais, *Integrativo* e *Derivativo* são as componentes de cada canal, respectivamente. O valor armazenado em *SetPoint* é o valor constantemente comparado à entrada durante a execução. *Error* é o valor calculado da diferença entre o valor lido e o valor definido para *SetPoint*. O campo *LastErr* armazena o último erro calculado para que seja feita a leitura da variação do erro, como é feita no canal derivativo.

A execução é feita através de uma função em que é passado como parâmetro o objeto PID em questão e o valor de entrada lido, e como retorno, esta função informa o valor de saída do PID.

A estrutura abaixo apresenta todos os parâmetros necessários para a execução do PID:

```
/* Estrutura do PID */
typedef struct
{
    /* Limites de saida */
    int LimSup;
    int LimInf;

    /* Fatores */
    int Kp;
    int Ki;
    int Kd;

    /* Parciais */
    int Integrativo;
    int Derivativo;

    /* Dados internos */
    int Error;
    int LastErr;
    int SetPoint;
}StPid;
```

### 3.2.3 Aplicação de controle

A aplicação de controle é responsável por utilizar todos os serviços e utilidades implementadas para o sistema em geral que foram abordados na seção 3.2.1. Esta aplicação executa a mesma seqüência de comandos que foram estruturados na simulação, baseados em coleta de aceleração, execução dos PIDs e envio dos comandos ao aparelho. Esta aplicação pode ser decomposta em 3 atividades, conforme descrito a seguir.

#### 3.2.3.a Controle básico de estabilização

Esta etapa é responsável pelo mais baixo nível de controle, e demanda maior velocidade de execução. Esta camada executa a uma freqüência de



amostragem de 20Hz. É responsável por tomar conta do vôo controlado da aeronave, sob comandos diretos ou provenientes de outras camadas de aplicação.

### **3.2.3.b Módulo inercial básico**

Este módulo não foi desenvolvido neste trabalho e fica como atividade futura. Esta etapa de controle está encarregada de coletar os dados de aceleração e rotação do modelo, processá-los e armazená-los em uma estrutura de dados inerciais. Estes dados servirão de base para tomada de decisões do sistema.

Os dados básicos do sistema são provenientes de aceleração e giro. Este módulo será responsável por coletar as informações destes sensores e filtrar a interferência da ação da gravidade sobre o sensor de aceleração, mediante equações e transformadas geométricas 2D e 3D.

Será também empregado o sensor ultrassônico como sensor de proximidade do solo, com o mesmo efeito de um rádio-altímetro empregado na aviação real.

### **3.2.3.c Manobras elementares**

Será implementado junto ao sistema inercial, como primeira etapa de trabalhos futuros, um início do controle de algumas manobras. Para este primeiro controle, será implementado o controle de decolagem e pouso. Este controle irá utilizar em conjunto os dados inerciais de aceleração e posicionais de altura, fornecidos pelo sensor ultrassônico.

A seção a seguir mostra uma etapa de cálculo inercial que foi experimentada em computador, e será empregada futuramente no desenvolvimento de um sistema inercial.

### 3.3 Cálculo Inercial

Este hardware proposto para um futuro trabalho possui um computador inercial, responsável e dedicado à leitura dos sensores e o cálculo inercial de posição. Esta cálculo é feito de forma numérica, pois os dados de aceleração são obtidos ao longo do tempo e não se comportam como uma função conhecida, passível de integração analítica. Para o cálculo inercial é estabelecido um intervalo de tempo  $dt$  tal que é utilizado como unidade de integração dos valores lidos de aceleração. O valor crítico para este intervalo  $dt$  está diretamente ligado à capacidade de processamento da CPU inercial e do tempo de resposta dos sensores inerciais.

O cálculo numérico é feito respeitando as equações mecânicas (12) e (13) para velocidade e deslocamento:

$$V = V_0 + a * dt \quad (12)$$

$$S = S_0 + V * dt \quad (13)$$

Assim, para uma sequência de valores amostrados em tempo real, estes dois valores são constantemente calculados e fornecem um valor acumulado para velocidade e posição. Para análise desta forma de cálculo, foi feita uma simulação com os seguintes parâmetros:

- Aceleração respeitando uma forma de onda senoidal, sendo  $a = \sin(\theta)$ ;  $0 < \theta < 2\pi$ ;
- Intervalo de tempo,  $dt$ , estabelecido em 50ms (0.05s)
- Velocidade e Posição iniciais  $V_0 = 0$  e  $S_0 = 0$

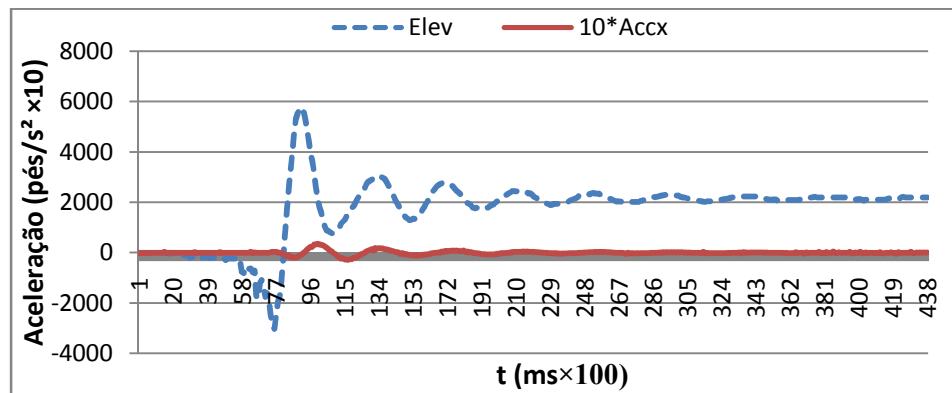
## 4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

Em primeira instância, o objetivo para este trabalho foi desenvolver um sistema para manter o helicóptero em vôo pairado de forma autônoma, sem intervenção humana externa. Para uma segunda etapa, será desenvolvido um sistema inercial dedicado para monitorar os sensores e efetuar os cálculos de deslocamento. Uma posterior melhoria inclui o recebimento de comandos do piloto para deslocamento e atuar nos comandos de vôo para movimentar a aeronave de forma suave e controlada. A partir desta segunda funcionalidade desenvolvida, ela pode ser estendida a receber dados de navegação em uma determinada rota e não apenas recebendo ordens diretas do piloto sobre o comando do aparelho. Sendo assim, se tornará uma aeronave não tripulada completa.

### 4.1 Resultados da simulação

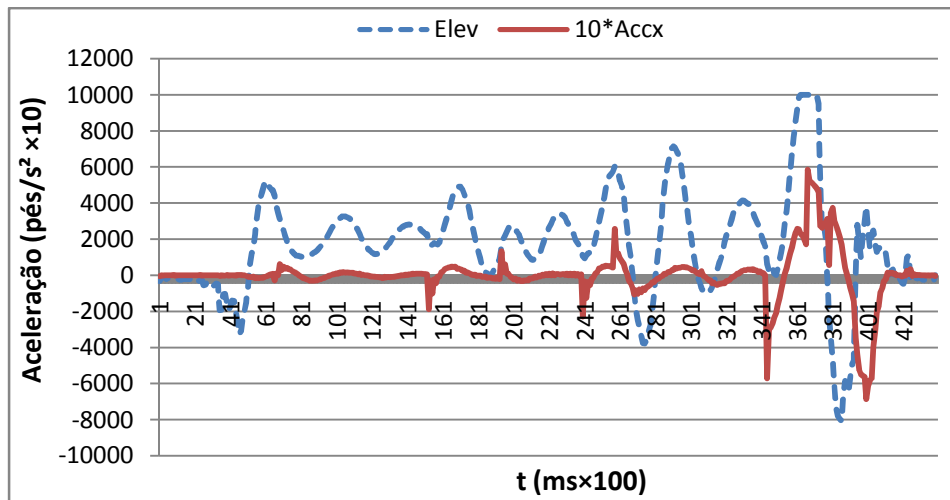
O resultado esperado era para o sistema manter o helicóptero sob controle mesmo que este apresentasse certa ineficiência em relação a oscilações ou atrasos de resposta. A análise gráfica e visual da simulação mostrou que o resultado obtido foi satisfatório, sendo que no primeiro caso de testes, com ausência de ventos, o aparelho se manteve completamente imóvel, sendo deslocado apenas pelo efeito resultante do rotor de cauda (vide seção 2.1.6.b). Os gráficos abaixo estão dispostos apenas para referência entre a leitura de aceleração e o comando aplicado. No eixo das abscissas está o número da amostra colatada em vôo e o eixo das ordenadas está a grandeza referente à aceleração (referenciada como *AccX*), em escala de  $\text{pés/s}^2 \times 10$  e comando de *elevator* (referenciado como *Elev*), sendo que este não possui unidade específica, representando apenas a intensidade do comando aplicado à aeronave.

O gráfico da Figura 37 mostra o resultado obtido para esta primeira etapa. O ruído inicial se deve ao fato do sistema já iniciar ativado antes de decolar. A instabilidade na decolagem acabou por injetar este ruído no sistema.



**Figura 37 - Gráfico para o primeiro caso (sem vento)**

No segundo caso, testado com rajadas de ventos de 15kts, o controle apresentou uma resposta de tempo satisfatória sendo que em nenhum caso houve perda de controle ou movimentos bruscos sobre o aparelho. Porém, nesta simulação não houve controle sobre o comando coletivo, ou seja, o efeito de sustentação translada gerado pela rajada não é corrigido e isso resultou em uma oscilação vertical. A Figura 38 mostra o resultado obtido nesta simulação. Nota-se o momento em que ocorre uma rajada de vento mais forte (amostra 337) e o sistema de controle toma uma resposta de correção imediata para o efeito, e depois contrária quando o vento é cessado.



**Figura 38 - Gráfico para o segundo caso (vento de 15kts)**

No terceiro caso, testado com rajadas de ventos de 25kts, o sistema apresentou uma leve perda de controle em alguns casos de rajadas consecutivas, a oscilação vertical se tornou mais intensa devido ao maior efeito de sustentação translada. A Figura 39 exibe o gráfico do resultado obtido. Nota-se momentos onde o sistema de controle chegou ao limite de operação, onde os picos e vales do gráfico estão saturados. Nota-se que entre as amostras 346 e 392 o sistema começou a entrar em regime de estabilização, reduzindo a amplitude de oscilação. Porém outra rajada levou o helicóptero a voltar a picos nos comandos de controle.

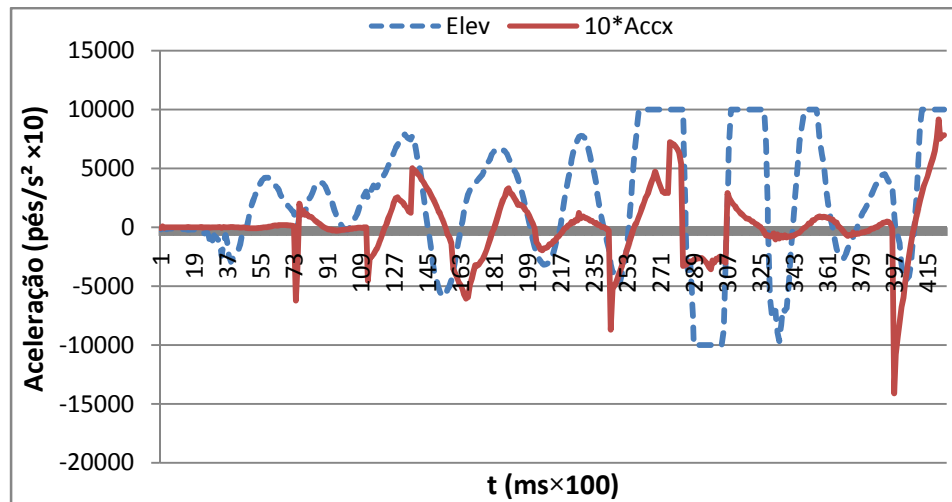


Figura 39 - Gráfico para o terceiro caso (vento de 25kts)

#### 4.2 Resultados do experimento

O hardware para este sistema foi desenvolvido e embarcado sob o helicóptero de rádio-controle. Os serviços de software foram implementados e testados no sistema. Estes são: controle de servo, mixer de comandos, leitura do acelerômetro e controlador PID. Todos apresentaram-se eficientes durante a execução.

Nesta etapa detectou-se que o efeito de interferência da gravidade afeta o sensor de aceleração de forma contrária ao deslocamento, diferente da forma a qual foi prevista durante a etapa de simulação. Isso acarreta em uma perda de controle devido a inversão no sentido do comando. Esta interferência não havia sido abordada neste trabalho, e para que este sistema seja funcional, será necessário implementar um sistema inercial. Tal sistema, simples, com adicional

de um giroscópio visa apenas calcular e remover a interferência causada pela gravidade sobre o deslocamento real. A correção para este problema já está em estudo e definida como proposta para trabalhos futuros.

### 4.3 Resultados da análise para o cálculo inercial

O gráfico da Figura 40 representa o resultado obtido para Aceleração ( $\text{cm/s}^2$ ), Velocidade ( $\text{cm/s}$ ) e Posição ( $\text{cm}$ ).

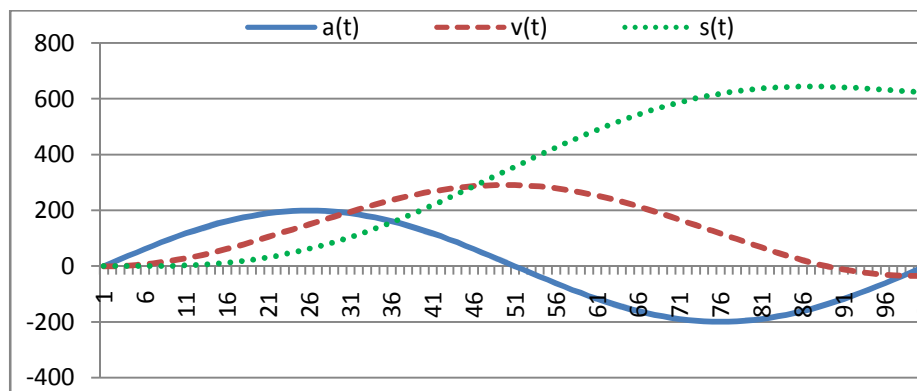


Figura 40 - Resultado da integração numérica

Este resultado revelou que um atraso na integração para o cálculo da velocidade e posição acarreta em uma pequena perda de informação. O gráfico da Figura 40 mostra que a velocidade final  $v(t)$  ficou com um valor abaixo de zero. Sendo que a aceleração foi simétrica, a velocidade final correta era esperada em zero. Por este mesmo motivo, o valor calculado para a distância  $s(t)$  também sofreu uma queda.



## 5 CONCLUSÕES

Este trabalho apresentou o desenvolvimento de um sistema de controle para a estabilização de um helicóptero. No desenvolvimento deste sistema foi empregado técnicas de controle em malha fechada utilizando controladores PID. Este controlador PID foi eficiente na estabilização do helicóptero e se mostrou capaz de contornar o problema em questão mantendo o controle do helicóptero.

Para testar a eficiência do controlador PID na estabilização do helicóptero foi desenvolvido um software de controle integrado ao *Flight Simulator 2004*. Este *software* passou por uma fase de ajustes na interface com a DLL para relacionar de forma correta os dados de leitura e comandos, mediante pequenos testes de controle manuais. Os resultados da simulação mostraram que o sistema de controle é eficiente quanto à operação de estabilização do aparelho. No entanto, na presença de rajadas de ventos intensas notou-se que o atraso de resposta do helicóptero, mediante os comandos de controle enviados, acarretou em uma leve perda de controle. Foram feitos ajustes específicos na sintonia e no tempo de execução dos PIDs ao longo do tempo, de forma a adaptar o sistema para prover um melhor controle para manobras e na presença de ventos intensos.

A partir da simulação foi feita uma análise dos valores de leitura, comandos e demais parâmetros internos, como sintonia e o tempo de execução dos controladores PID. Esta análise levou a obter os parâmetros iniciais do sistema embarcado mediante uma escala entre estes valores coletados no simulador e no experimento.

O experimento foi desenvolvido conforme abordado neste trabalho e a etapa de testes manuais foi de acordo com o esperado após a simulação. Contudo, a execução automática do sistema apresentou uma resposta diferente

da que foi prevista durante a simulação. Foi analisado o comportamento do sensor de aceleração e concluiu-se que é possível contornar este problema através de transformações geométricas para calcular e eliminar o efeito da gravidade. Após analisado tal efeito, estão em andamento estudos sobre métodos matemáticos de transformações geométricas para a correção deste problema. Futuramente, prepara-se o desenvolvimento de um novo hardware embarcado contendo novos sensores e um microcontrolador dedicado a fazer tal cálculo de transformação. Munido deste novo hardware com melhores recursos, novos testes de estabilidade serão efetuados.

## 6 REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

Anderson, John D. Jr. **Fundamentals of Aerodynamics**, Third Edition, McGraw-Hill, 2001

ATMEL. **8-bit AVR Microcontroller with 16K Bytes In-System Programmable Flash. ATmega16 ATmega16L**, Revisão 2466S, Maio de 2009

Bekir, Esmat. **Introduction to Modern Navigation Systems**, World Scientific, 2007

Dowson, Peter. **FSUIPC Interface**, <http://www.schiratti.com/dowson.html>, Acessado em Fevereiro de 2010.

Freescale Semiconductor. **MMA7260Q Technical Data**, Junho de 2005

Gil, Antônio Carlos. **Como elaborar projetos de pesquisa**, Atlas, 1946

Groves, Paul D.. **Principles of GNSS, Inertial, and Multisensor Integrated Navigation Systems**, Artech House, 2008

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de controle moderno**. 4ª edição, Pearson Prentice Hall, 2007.

PADFIELD , Gareth D.. **Helicopter flight dynamics**. Second Edition, Blackwell, 2007

Rc Helicopter, **Helicopter Controls**, [www.rchelicopterfun.com](http://www.rchelicopterfun.com), Acessado em Janeiro de 2010

Santos , Luís Ricardo. Um Helicóptero Internacional, **Aviao Revue**, Nº 12, pág 32, Setembro de 2000