

Aplicações Estratégicas para Veículos Aéreos Não-Tripulados tipo Quadrirrotor Utilizando Vôo Autônomo e Câmera Estabilizada

André Luís da Silva

*Centro de Engenharia, Modelagem e Ciências Sociais Aplicadas
Universidade Federal do ABC
CEP 09.210-170, Rua Santa Adélia, 166, Santo André, SP, Brasil*

Andrei Battistel

*Programa de Engenharia Elétrica
COPPE/Universidade Federal do Rio de Janeiro, C.P. 68504
CEP 21.945-970-Rio de Janeiro, RJ, Brasil*

e-mails: andreluis.silva@ufabc.edu.br,battistel@ufrj.br

Resumo—In this paper, a design summary about the development of an unmanned aerial vehicle (UAV) highlighting strategic applications and possibilities is presented. The UAV is an helicopter of the quadrotor type. The discussion is focused in the kalman filter for attitude and position estimation, along with algorithms for camera stabilization and tracking of a point of interest. Flight test results show that the quadrotor is able to perform autonomous flight with the implemented Kalman filter, as well as to achieve a satisfying camera stabilization. The algorithms make possible to perform reasonably precise missions without investing in more expensive hardware, using a low cost platform. Here, an application concerning the reconnaissance of an area along a trajectory pointing for a target is discribed. However, the platform can be integrated in applications of major complexity.

Keywords—Inertially stabilized platforms, orientation control

I. INTRODUÇÃO

A utilização e o desenvolvimento de veículos aéreos não-tripulados (VANT) têm crescido nos últimos anos, bem como a quantidade de suas aplicações. Além da aplicabilidade no campo civil, como para sensoriamento remoto, há diversas aplicações de interesse estratégico, como para sobrevôo de áreas de risco e supervisão para segurança [2].

Em [2] é apresentada uma classificação de VANTs segundo os seguintes grupos: Micro/Mini VANTs, VANTs Táticos, VANTs Estratégicos, VANTs de Missões Especiais. Cada classe possui categorias levantadas com base no tamanho, máxima altitude e autonomia. A cada perfil enquadram-se tipos específicos de missão, a maioria de caráter militar, tais como: vigilância, filmagem, nós de comunicação, busca e resgate, envio de armas, anti-radar, anti-aviões.

A complexidade da aplicação é diretamente proporcional ao investimento e a sofisticação do equipamento. Por exemplo, o VANT americano Global Hawk da empresa Northrop Grumman, que é da categoria HALE (alta altitude, longa autonomia) dentro da classe estratégicos. Em termos de papel operacional, ele é similar ao Lockheed U-2. A versão RQ-4A possui comprimento de 13.54m, envergadura de 35.41m, altura de 4.62m, massa máxima de decolagem de 10.387 Kg. Possui

radar de abertura sintética e custo unitário da ordem de 100 milhões de dólares.

Embora sistemas bem sofisticados já existam no exterior, esta é uma tecnologia pouco desenvolvida no Brasil. Mas iniciativas existem e muitos VANTs encontram-se em desenvolvimento tais como na empresa Flight Technologies e Gyrofly Innovations. A busca de independência tecnológica, ou mesmo de compreensão do cenário é de vital importância.

A empresa Gyrofly, situada no Parque Tecnológico de São José dos Campos, produz uma aeronave mini-VANT, que consiste num helicóptero tipo quadrirrotor, que está sendo desenvolvido segundo apoio da FINEP. O modelo, chamado Gyro 200, tem massa de cerca de 1kg e um *payload* de 250g, suficiente para carregar uma câmera compacta. Uma fotografia deste equipamento é apresentada na figura 1.



Figura 1. Quadrirrotor Gyro 200 da Gyrofly.

Apesar de simples, um quadrirrotor é bastante interessante, uma vez que possibilita decolagem e pouso vertical, além da característica do vôo pairado (ou *hover*). O projeto e desenvolvimento de quadrirrotores tem caráter bastante multidisciplinar, visto que envolve diversos problemas de engenharia, como mecânica de voo, navegação e guiagem, geração de trajetórias, ou mesmo posicionamento por servo visão [4], [5], [7]. Além disso, o entendimento dos sistemas e possibilidades de aplicação e operação desta aeronave pode servir como base para desenvolvimentos mais sofisticados. Seu relativo baixo custo possibilita o uso em diversas missões, inviáveis para

aeronaves maiores, ou que ofereçam riscos para os indivíduos envolvidos.

O desenvolvimento deste projeto passa por uma série de barreiras tecnológicas e científicas, visto que além da mecânica de voo, o controle a navegação de um veículo deste tipo não são triviais. Os sensores inerciais necessários são muitas vezes caros, indisponíveis ou de má qualidade, o que torna um desafio a obtenção de uma medida confiável de atitude (orientação) por fusão de dados. Este é ainda um tema aberto de pesquisa, [10], [3].

Neste contexto, este trabalho aborda a aplicação de quadricópteros em missões de interesse estratégico através de algoritmos de controle e navegação que possibilitem a obtenção do voo autônomo no Gyro200, isto é, sem a necessidade de um piloto. O cenário de interesse é, por exemplo, reconhecer uma determinada área percorrendo uma trajetória especificada por um usuário e, através de um sistema de estabilização inercial, obter imagens de um alvo cuja posição é conhecida.

A restrição do estudo a equipamentos quadricóptero se deve ao seu baixo custo e possibilidade de utilização de tecnologia nacional, com investigação profunda de sistemas, das possibilidades de aumentar precisão, bem como geração de base conceitual e tecnológica para desenvolvimentos mais sofisticados.

O quadricóptero utiliza sensores inerciais automotivos de baixo custo, de tecnologia MEMS¹, dispondo de medidas de acelerômetros, giroscópios, magnetômetros, barômetro e GPS. A fim de combinar as medidas destes sensores e gerar uma estimativa melhorada de posição, velocidade e atitude (PVAT), implementam-se filtros de Kalman estendidos (FKE). O desenvolvimento e validação desses filtros é um dos focos do trabalho em questão.

Para o problema de estabilização inercial da câmera a bordo do Gyro 200, deseja-se manter invariante a linha de visada da câmera na presença de movimentos do VANT, possibilitando a aquisição de melhores imagens. Para isto, utiliza-se a informação de atitude obtida na navegação e um gimbal dois eixos, sobre o qual a câmera é montada. Aborda-se ainda o problema de seguimento de um objeto cuja posição é conhecida, comumente referida como ponto de interesse (POI).

II. DESCRIÇÃO GERAL DO PROBLEMA

Considera-se o emprego do quadricóptero em uma missão de reconhecimento onde são especificadas posições, ou *waypoints*, para as quais o VANT deve se deslocar enquanto observa um alvo de posição conhecida. Para tal é necessário:

- controle de posição do veículo, que requer conhecimento da orientação e de um modelo dinâmico do VANT;
- compensação na direção de apontamento da câmera de forma a manter o alvo desejado no campo de visão;
- estabilização inercial da câmera a fim de isolar a imagem dos movimentos e manobras do quadricóptero.

O entendimento de uma missão de tal espécie propicia a generalização para casos mais sofisticados, como por exemplo, o voo de formação colaborativo para seguir um alvo, exemplos são discutidos em trabalhos tais como a referência [6].

¹Microelectromechanical systems

Para fins de experimento e simulação, estabelece-se como rota um quadrado de 50m de lado a ser percorrido a uma altura aproximada de 20m. Esta rota é especificada pela escolha de quatro *waypoints*, de coordenadas (0,50), (50,50), (50,0) e (0,0), onde a origem é o ponto de decolagem. Supõe-se que o ponto a ser observado se encontra na posição (25,25).

Assim, são delineadas estratégias de controle do quadricóptero baseadas em uma modelagem da mecânica de vôo; estimação da orientação utilizando fusão de dados por Filtro de Kalman Estendido (FKE); estabilização inercial da câmera utilizando os dados de orientação obtidos; compensação do ângulo de apontamento da câmera a fim de seguir o alvo cuja posição é conhecida.

III. MECÂNICA DE VOO E CONTROLE DO VANT

Sob o ponto de vista de mecânica de voo, o quadricóptero pode ser tratado como um corpo rígido. Neste caso, são necessárias 6 equações de cinemática: 3 de rotação e 3 de translação; bem como 6 equações de dinâmica: 3 de rotação e 3 de translação. Os constituintes básicos da modelagem são os sistemas de coordenadas, a descrição das forças e momentos e a forma de parametrização de atitude.

Os motores do quadricóptero são numerados de 1 a 4 no sentido horário. Os par 1 e 3 gira no sentido horário enquanto o par 2 e 4 gira no sentido anti-horário. As quatro hélices provocam forças de tração paralelas e estas atuam sobre quatro pontos coplanares. Este plano é denominado plano das hélices. Considera-se ainda que os quatro motores são idênticos e que a força de arrasto é desprezível. Estas convenções são representadas na Fig. 2.

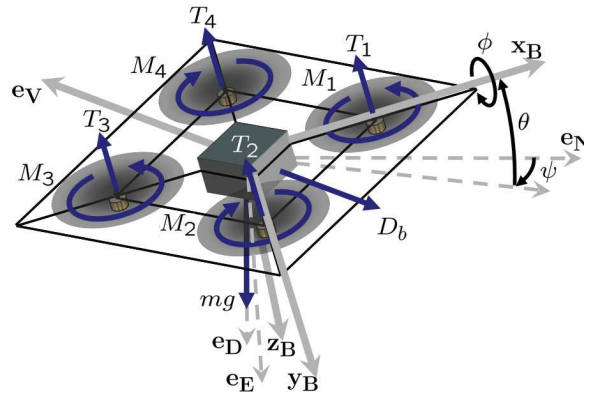


Figura 2. Convenções adotadas no quadricóptero, fonte: Hoffmann et al., 2007, p. 7.

O vetor posição do VANT é descrito no sistema NED (do inglês, *north-east-down*) e é denotado por $\mathbf{R} = [x_n \ y_e \ z_d]^T$. Analogamente, a velocidade é escrita como $\mathbf{V} = [v_n \ v_e \ v_d]^T$.

Da segunda lei de Newton, a equação de dinâmica de translação é:

$$m\dot{\mathbf{V}} = m\mathbf{g} + \mathbf{C}_0^b \mathbf{F}_b \quad (1)$$

onde m é a massa do corpo, g é a aceleração da gravidade, $\mathbf{F}_b$ é o somatório das forças não gravitacionais sobre o corpo, escrito em seu sistema, $\mathbf{C}_0^b$ é a matriz de transformação de coordenadas do sistema do corpo para o NED:

$$\mathbf{C}_0^b = \mathbf{R}_z(\psi)\mathbf{R}_y(\theta)\mathbf{R}_x(\phi) \quad (2)$$

onde $R_i(k)$ é a rotação elementar de um ângulo k ao redor do eixo i [8]. Para a mecânica de rotação, considera-se a velocidade angular dada por $\omega = [p \ q \ r]^T$ escrita no referencial do corpo e tomada em relação ao inercial. Bem como levanta-se a soma de todos os momentos que agem sobre o corpo: $\mathbf{M} = [\mathcal{L} \ \mathcal{M} \ \mathcal{N}]^T$. Deste modo, escreve-se a equação de Euler para a dinâmica de rotação:

$$\mathbf{I}\dot{\omega} = \mathbf{M} - \omega \times \mathbf{I}\omega \quad (3)$$

onde $\mathbf{I}$ é a matriz de inércia do corpo rígido.

As forças e momentos são modeladas para o caso de voo pairado, onde o vetor velocidade com respeito ao solo é considerado nulo. Assume-se ainda que a força de arrasto é desprezível e que os motores são idênticos, de forma que o modelo de força devido às hélices é dado por, [4]:

$$\mathbf{F}_b = [0 \ 0 \ -T]^T \quad (4)$$

onde:

$$T = k_f (\Omega_1^2 + \Omega_2^2 + \Omega_3^2 + \Omega_4^2) \quad (5)$$

é a força de tração total atuante sobre o quadricóptero, sendo Ω_i a velocidade de rotação do i -ésimo motor. k_f é um parâmetro dependente da aerodinâmica das hélices, denominado constante de força.

Os momentos que atuam sobre o quadricóptero podem ser:

- (i) aqueles provocados pelo braço de alavanca das forças F_i de cada motor com respeito ao centro de massa;
- (ii) momentos aerodinâmicos de reação em cada hélice, devido ao arrasto que atua nas mesmas.

Dadas as hipóteses consideradas, os momentos do tipo (i) são os de *roll* $\mathcal{L}$ e *pitch* $\mathcal{M}$, dados por:

$$\mathcal{L} = F_4 l - F_2 l = k_f l (\Omega_4^2 - \Omega_2^2) \quad (6)$$

$$\mathcal{M} = F_1 l - F_3 l = k_f l (\Omega_1^2 - \Omega_3^2) \quad (7)$$

onde l é a distância do centro de cada hélice até o centro de massa. Os momentos de reação somam-se para gerar o momento de *yaw* que atua sobre o VANT. O sentido de cada elemento de momento depende do sentido de rotação da respectiva hélice, de forma que o resultado é:

$$\mathcal{N} = M_1 - M_2 + M_3 - M_4 = k_m (\Omega_1^2 - \Omega_2^2 + \Omega_3^2 - \Omega_4^2) \quad (8)$$

onde k_m é a constante de momento, que depende principalmente da geometria da hélice.

Suponha que, para executar uma determinada manobra, seja necessária uma demanda de tração T , e de momentos $\mathcal{L}$, $\mathcal{M}$ e $\mathcal{N}$. As Eq. (5), (6), (7) e (8) sugerem que esta necessidade é atendida por valores adequados das rotações Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 e Ω_4 . De fato, resolvendo um sistema formado por estas quatro equações, obtém-se:

$$\begin{aligned} \Omega_1 &= \sqrt{u_T + u_\theta + u_\psi} \\ \Omega_2 &= \sqrt{u_T - u_\phi - u_\psi} \\ \Omega_3 &= \sqrt{u_T - u_\theta + u_\psi} \\ \Omega_4 &= \sqrt{u_T + u_\phi - u_\psi} \end{aligned} \quad (9)$$

onde:

$$u_T = \frac{1}{4} \frac{T}{k_f}, \quad u_\phi = \frac{1}{2} \frac{\mathcal{L}}{k_f l}, \quad u_\theta = \frac{1}{2} \frac{\mathcal{M}}{k_f l}, \quad u_\psi = \frac{1}{4} \frac{\mathcal{N}}{k_m} \quad (10)$$

Então, para realizar uma manobra que demande uma tração T e momentos $\mathcal{L}$, $\mathcal{M}$ e $\mathcal{N}$, é preciso obter rotações Ω_1 , Ω_2 , Ω_3 e Ω_4 segundo as equações (9) e (10). Essas rotações desejadas são obtidas por comandos enviados aos motores elétricos, que, por sua vez, também são sistemas dinâmicos. No entanto, geralmente, essa dinâmica é ignorada, considerando que o tempo de resposta dos motores é bem menor que as constantes de tempo mecânicas.

IV. FILTRO DE KALMAN

Para obtenção de uma medida de PVAT, é empregado um Filtro de Kalman Estendido (FKE). Como já citado, o quadricóptero dispõe de magnetômetros, acelerômetros, giroscópios, barômetro e GPS. O FKE é então utilizado para a fusão dos dados dos diferentes sensores.

Fisicamente, a dinâmica de translação é acoplada à dinâmica de rotação. Além disso, ao estabelecer as equações do filtro de Kalman, a dinâmica de rotação também torna-se acoplada à dinâmica de translação. No entanto, na implementação, gerou-se dois filtros de Kalman diferentes: um para estimar o estado de rotação, outro para estimar o estado de translação. A razão da separação diz respeito à realização nos processadores embarcados: separando os dois filtros, ambos podem funcionar a taxas de amostragem diferentes, a rotação operando a uma taxa mais alta. Fisicamente, isso é justificado pelas constantes de tempo de rotação serem bem menores que as da translação.

O filtro de rotação estima os ângulos de Euler ϕ e θ utilizando como representação o quatérnio; enquanto o filtro de translação estima as velocidades inerciais v_n , v_e , v_d , as coordenadas x_n , y_e no sistema NED local, bem como a altura H . As entradas do filtro de rotação são a leitura de velocidade angular dos giroscópios, a leitura dos acelerômetros e a estimativa de aceleração NED, vinda do filtro de translação. O valor de ψ é dado por uma unidade inercial.

Como se deseja operar tanto em ambiente interno quanto externo, o filtro de translação comuta entre dois modos: com e sem GPS. As entradas neste caso são as leituras dos acelerômetros e do barômetro. Sendo assim, é esperado que somente a altura e a velocidade para cima permaneçam limitadas, devido ao *drift* dos acelerômetros. O filtro de translação com GPS, naturalmente, dispõe das leituras das velocidades v_n , v_e , v_d e latitude e longitude, a partir das quais x_n , y_e são facilmente determinados.

Um tópico que requer especial atenção é a alocação dos sensores e sua especificação. No filtro de Kalman em questão, é utilizada uma frequência de processamento de 500Hz para a rotação, velocidades menores podem deteriorar o desempenho. Então, sensores que operam nessa frequência são necessários. A alocação de sensores para a rotação é feita de modo que os acelerômetros sejam usados como observações de saída para ϕ e θ e os giroscópios para a propagação das equações de estado. A utilização do magnetômetro para estimação de ϕ e θ é perigosa, visto que distúrbios magnéticos podem provocar erros na estimativa e possível capotamento da aeronave. Por esta razão, as medidas do magnetômetro são usadas apenas para estimar ψ , o que é feito num filtro de Kalman da IMU. Quanto à translação, os acelerômetros são usados na propagação da equação de estado, como usual. Para observações no

canal vertical (altura) as medidas do GPS não são confiáveis, por isso, o barômetro é adotado. As medidas do GPS não são usadas diretamente para controle visto sua baixa taxa de atualização, que é 5Hz. Além disso, seus erros, da ordem de 4 metros, inviabilizam a realimentação.

O quadricóptero é dotado de controles de rotação e translação. O controle de rotação atua sobre os ângulos de Euler ϕ , θ e ψ ; existe uma malha PID modificada para cada um deles. As parcelas proporcional e integral recebem as estimativas de ϕ e θ advindas do filtro de Kalman, bem como de ψ proveniente da unidade inercial. As parcelas derivativas recebem as velocidades p , q e r medidas pelos giroscópios. O controle de translação atua sobre a altura H e as coordenadas longitudinais x_n e y_e . Existe uma malha PID modificada para cada uma dessas variáveis. As parcelas integral e proporcional recebem as estimativas de H , x_n e y_e provenientes do filtro de Kalman. As parcelas derivativas recebem as velocidades v_d , v_n e v_e também estimadas pelo filtro de Kalman. Como o quadricóptero é sub-atuado (quatro variáveis de controle e 6 variáveis controladas), na condição de voo autônomo, somente as variáveis ψ , H , x_n e y_e são controladas independentemente. Nesta situação, o controle de ϕ e θ é utilizado na malha interna que governa o deslocamento horizontal x_n - y_e .

A figura 3 mostra a trajetória tridimensional em voo autônomo, sem controle de piloto, estimada pelo filtro de Kalman. O ensaio foi realizado em ambiente *outdoor* com um helicóptero Gyro 200 ED, com os controles PID agindo sobre os ângulos de Euler, altura e deslocamento horizontal, conforme explicado acima. É possível notar a partir deste resultado que o erro máximo com respeito a referência é de cerca de 2.5m, no que diz respeito aos deslocamentos horizontais. Para a altura, o erro é de cerca de 1m. Esta é uma precisão bastante aceitável, tendo em vista o custo e a qualidade dos sensores adotados. A figura 4 mostra os dados de ângulos de Euler estimados pelo filtro, obtidos neste ensaio. Os ângulos ϕ e θ são comandados pela malha de controle de x_n - y_e de modo a obter a trajetória horizontal desejada. O ângulo ψ é controlado de modo a permanecer constante próximo de um dado valor inicial.

Os resultados mostram a capacidade do quadricóptero em realizar o voo autônomo, de maneira razoavelmente próxima da referência, tendo em vista a qualidade dos sensores utilizados. No entanto, não é possível ter uma noção precisa dos erros de estimação, visto que não há acesso a uma medida mais precisa para comparar com as estimativas do filtro de Kalman. Uma forma aproximada de realizar esta avaliação é através de simulação, onde o valor da variável é facilmente obtido, acessando o estado da planta.

Uma simulação representativa do caso de voo autônomo em questão foi realizada. Nesta simulação, foram incluídos erros de *bias* e ruído branco nos sensores acelerômetro, giroscópio, barômetro e GPS. Também foram incluídos erros de amostragem, de acordo com a frequência de operação dos equipamentos. Foram simulados todos os controladores, incluindo dos motores elétricos, juntamente com erros de discretização e medida das rotações dos motores. Os erros médios e absolutos obtidos nesta simulação podem ser vistos na tabela I. Os erros médios indicam a tendência de desvio da

Tabela I
 ERROS MÉDIOS E ABSOLUTOS DO FKE

	Erros Médios	Erros Médios Absolutos
ϕ (graus)	0.35	0.60
θ (graus)	0.11	0.56
v_n (m/s)	0.0018	0.25
v_e (m/s)	0.021	0.25
v_u (m/s)	-0.042	0.23
x_n (m)	0.27	0.64
y_e (m)	0.19	0.38
H (m)	0.013	0.22

estimativa para valores acima ou abaixo da variável real. Os erros absolutos representam a amplitude média dos erros.

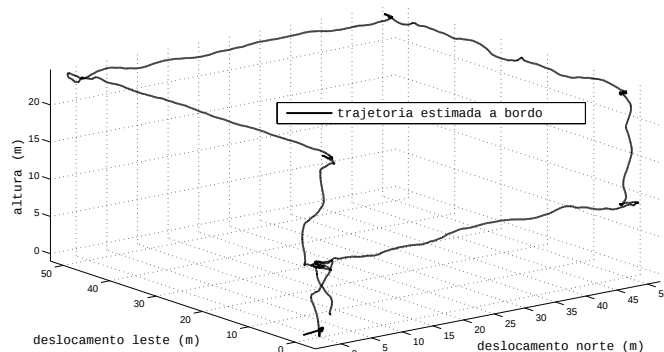


Figura 3. Trajetória do quadricóptero estimada pelo filtro de Kalman em voo autônomo.

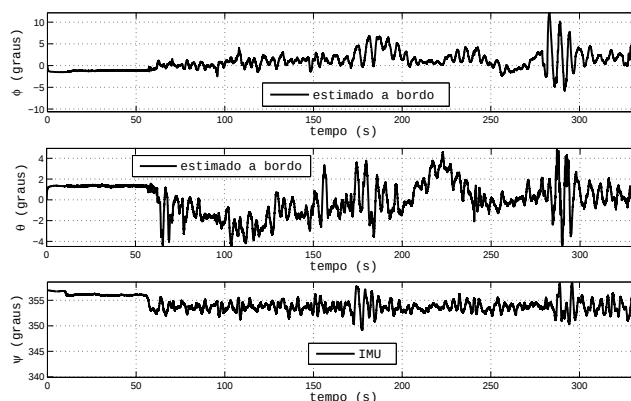


Figura 4. Ângulos de Euler estimados pelo filtro de Kalman no ensaio em voo.

O quadricóptero é um veículo instável e uma estimação suficientemente precisa dos ângulos ϕ e θ é fundamental para sua estabilização via controle automático. O atendimento deste objetivo com sensores de baixo custo, com melhoria da performance via filtro de Kalman, é uma importante contribuição tecnológica, por permitir uma missão mais precisa e segura, enquanto mantendo os custos aceitáveis, sem apelar para unidades inerciais mais avançadas.

V. ESTABILIZAÇÃO DE CÂMERA E PONTO DE INTERESSE

Como dito anteriormente, um dos objetivos deste trabalho é obter um sistema de estabilização de câmera para o Gyro

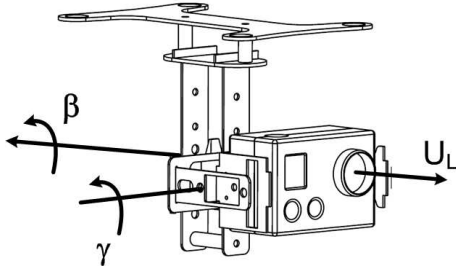


Figura 5. Montagem da câmera indicando linha de visada e ângulos de compensação

200. Tem-se a câmera montada sobre um gimbal de dois eixos ortogonais, conforme a Fig. 5. A direção que se quer apontar é chamada linha de visada e o objetivo de controle é mantê-la invariante na presença de movimentos externos.

Assim, o algoritmo deve obter os ângulos de compensação a serem efetuados pelo gimbal a partir dos dados de atitude obtidos pelo FKE. Neste caso, apenas os movimentos rotacionais são compensados.

Para o seguimento de um ponto de interesse, porém, a distância até o ponto que se quer apontar é suposta conhecida. Desta forma, a linha de visada é recalculada com base no deslocamento do VANT e os movimentos translacionais são compensados. No caso do ponto de interesse, o yaw do quadrrrotor é utilizado como grau de liberdade, isto é, pode ser comandado automaticamente para seguir um alvo.

A hipótese de que a distância ao alvo é conhecida é razoável no contexto de navegação autônoma onde um usuário especifica waypoints do voo previamente, por coordenadas de GPS. Deseja-se observar durante o percurso um objeto cuja posição pode ser também especificada.

A. Algoritmo de compensação

Busca-se um algoritmo capaz de manter a orientação da câmera em uma dada atitude de referência na presença de movimentos externos. A orientação desejada é denotada por C_a^{0*} :

$$C_a^{0*} = C_b^{0*}(\phi^*, \theta^*, \psi^*) R_x(\beta^*) R_y(\gamma^*) \quad (11)$$

onde ϕ^* , θ^* , ψ^* , β^* e γ^* são os valores de referência, tomados no momento em que a estabilização é ligada. Desta forma, a matriz C_a^{0*} representa uma orientação fixa.

Deseja-se comandar o yaw do quadrrrotor e os graus de liberdade do gimbal da câmera, denotados por β e γ , de forma que a orientação real C_{aL} seja igual à desejada:

$$C_b^0(\phi, \theta, \psi) R_x(\beta) R_y(\gamma) = C_a^{0*} \quad (12)$$

Onde C_b^0 é a orientação do VANT em relação ao inercial, que é função dos ângulos de *roll-pitch-yaw*. Como estes são disponíveis, é preciso calcular ψ_d , β e γ de forma que a Eq. (12) seja satisfeita, sendo ψ_d o ângulo de yaw desejado e ψ o real medido.

Note que a Eq. (12) representa um sistema de nove equações não-lineares com cinco incógnitas, de razoável complexidade. Uma vez que o interesse é em estabilizar apenas a direção para

a qual a câmera aponta, o problema pode ser simplificado considerando-se a linha-de-visada desta, dada pela primeira coluna da matriz de orientação [9]. Isto é:

$$U_L = C_a^0 e_x \quad (13)$$

sendo a linha-de-visada o vetor $U_L = [U_L^x \ U_L^y \ U_L^z]^T$ no sistema de coordenadas do quadrrrotor.

Assim, escreve-se:

$$C_b^0(\phi, \theta, \psi) R_x(\beta) R_y(\gamma) e_x = C_a^{0*} e_x \quad (14)$$

onde $e_x = [1 \ 0 \ 0]^T$. Desta forma, o problema se reduz a três equações e três variáveis.

Dada a estrutura do problema, propõe-se como uma possível solução:

$$\beta_d = -\phi \quad (15)$$

$$\gamma_d = -\theta + \text{atan2}(U_L^z, \sqrt{U_L^{x2} + U_L^{y2}}) \quad (16)$$

$$\psi_d = \text{atan2}(U_L^y, U_L^x) \quad (17)$$

Esta solução utiliza a idéia de cálculo de cinemática inversa através de projeções conforme [8]. A escolha $\beta = -\phi$ assegura que a câmera é isolada do movimento de *roll* do UAV, uma vez que se tratam de rotações sucessivas ao redor do mesmo eixo.

Decompondo-se o vetor linha-de-visada no sistema de coordenadas do quadrrrotor, pode-se observar que o ângulo de yaw é dependente apenas de x e y ², enquanto o ângulo γ depende das três componentes. A solução proposta em (15) é obtida calculando-se as tangentes dos dois ângulos em relação às componentes do vetor U_L^* . A solução foi validada tanto analiticamente quando por simulação e experimentos em voo.

Note que, no entanto, a solução proposta compensa apenas os movimentos translacionais do VANT.

B. Seguimento de Point-of-Interest

No caso de seguimento de um ponto de interesse (POI), deseja-se compensar também os movimentos translacionais do veículo a fim de manter um determinado objeto no campo de visão. O algoritmo anterior pode ser usado desde que se atualize a linha-de-visada desejada. Esta é calculada com base no conhecimento da posição do ponto para o qual se quer apontar e é dada pela diferença entre os vetores posição:

$$U_L = p_{POI} - p_{quadrrrotor} \quad (18)$$

Tem-se que a posição p_{POI} é conhecida previamente, enquanto a posição $p_{quadrrrotor}$ é obtida através do deslocamento NED fornecido pelo filtro de Kalman de translação. Uma extensão futura é a obtenção de uma estimativa da posição do objeto de interesse utilizando algoritmos de processamento de imagem.

A Fig. 6 mostra a integração dos Filtros de Kalman e translação e rotação com os algoritmos de estabilização de câmera e ponto de interesse.

²esta afirmação é possível devido ao fato de a escolha $\beta = -\phi$ manter a câmera na horizontal

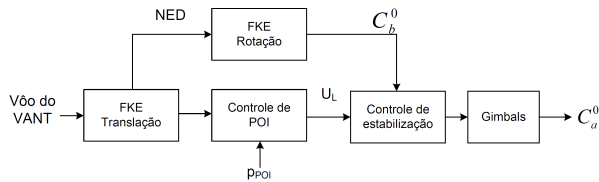


Figura 6. Diagrama de bloco mostrando arquitetura do sistema

VI. SIMULAÇÃO DE MISSÃO DE RECONHECIMENTO

Os resultados de simulação são obtidos utilizando dados de voo autônomo do Gyro200 para a missão descrita na seção II. A dinâmica dos servomecanismos é incluída a fim de obter um resultado mais realista. Considera-se que estes são descritos por um pelo modelo de primeira ordem $G(s) = 1/(s + 0.07)$ cuja constante de tempo é obtida das especificações do mecanismo. Um compensador proporcional é empregado e supõe-se que o controle interno é preciso o suficiente para dispensar uma malha externa, visto que os servomecanismos não possuem encoders.

Na Fig. 8, observa-se o resultado para estabilização de *roll* e *pitch* quando a linha de visada é dada pela direção $U_L = [1 \ 0 \ 1]$. Note que, por isso, a correção de elevação se mantém em torno de -45° .

O resultado similar para o cenário onde se deseja seguir o POI é visto na Fig. 9, onde se pode observar que o yaw passa a ser atuado por volta a fim de compensar o deslocamento visto na Fig. 9. Na Fig. 7, são mostradas as direções de apontamento para diferentes posições do quadrirrotor, representado pelo círculo verde. Note que a direção aponta para o centro do quadrado como é desejado.

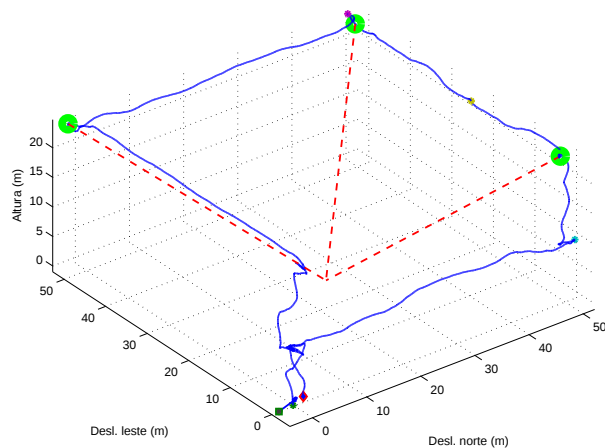


Figura 7. Trajetória mostrando direção de apontamento (pontilhado) da câmera para diferentes posições do quadrirrotor (círculo verde)

Uma medida de desempenho que pode ser utilizada para este tipo de análise é o erro angular [1], definido por $e_{ang} = \cos(U_L^* \cdot U_L)$, quantificando a diferença entre as direções desejada e obtida. Na Fig. 10 nota-se que os erros são bastante baixos para os dois casos, permitindo que os objetos de interesse sejam mantidos no centro do plano de imagem.

O algoritmo foi implementado e testado em vôo no

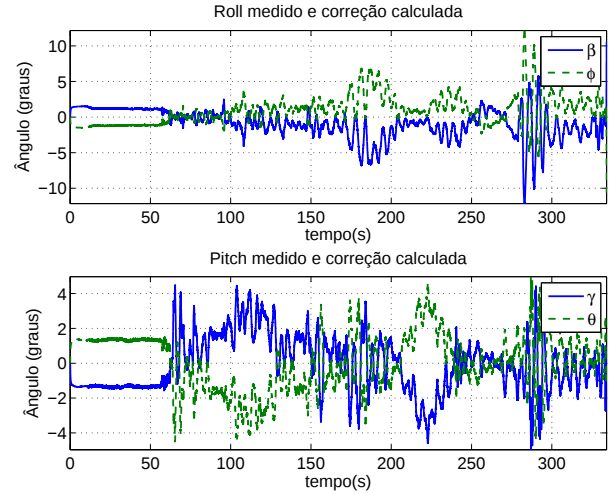


Figura 8. (a) *roll* externo e correção de balanço β (b) *pitch* externo e correção de elevação γ

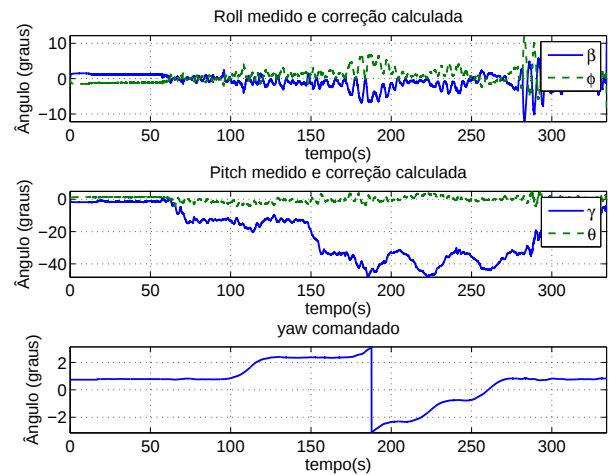


Figura 9. (a) *roll* externo e correção de balanço β (b) *pitch* externo e correção de elevação γ

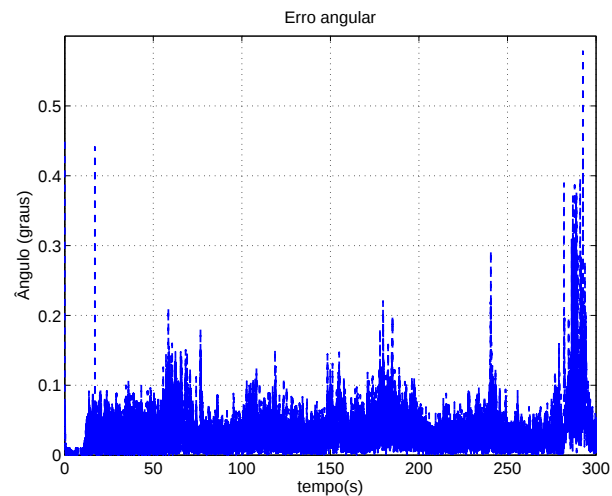


Figura 10. Erro angular

Gyro200, no entanto sem implementar a variação de yaw para o apontamento. Pode-se observar na Fig. 11 alguns quadros extraídos da filmagem obtida com a câmera embarcada em que a área especificada é mantida no centro da imagem. No terceiro quadro, pode-se notar que esta está levemente deslocada para a esquerda do plano da imagem. Tal fato deve-se à necessidade de compensação do yaw para obter a centralização neste caso. Ainda assim, nota-se que o resultado é satisfatório e que é possível manter um ponto de interesse no campo de visão durante o voo autônomo.



Figura 11. Sequência de quadros retirados de filmagem feita com o objetivo de avaliar o desempenho do algoritmo de estabilização

VII. CONCLUSÕES

Os resultados obtidos com o Filtro de Kalman Estendido mostram a possibilidade de obter um voo autônomo de razoável precisão utilizando sensores de baixo custo. O FKE é projetado para que o quadricóptero opere tanto em ambiente externo quando interno, quando há ausência de sinal GPS. Além da navegação, o algoritmo de estabilização inercial de câmeras é apresentado, mostrando a possibilidade de não apenas compensar os movimentos externos do VANT na câmera como também de seguir um alvo cuja posição é conhecida.

O quadricóptero é um veículo instável e uma estimação suficientemente precisa dos ângulos ϕ e θ é fundamental para sua estabilização via controle automático. O atendimento deste objetivo com sensores de baixo custo, com melhoria da performance via filtro de Kalman, é uma importante contribuição tecnológica, por permitir uma missão mais precisa e segura, enquanto mantendo os custos aceitáveis, sem apelar

para unidades inerciais mais avançadas. A melhoria das estimativas de posição e velocidade via filtro de Kalman também é fundamental para permitir o voo autônomo que pode ser adotado para missões tão simples quanto à ilustrada neste trabalho, até para voos colaborativos, ou inserção em áreas hostis.

Trabalhos futuros incluem a utilização de servovisão para posicionamento do quadricóptero e auxílio no seguimento de objetos de interesse. Voo colaborativo e melhoria de unidades inerciais para aplicações de maior precisão também são desejáveis.

REFERÊNCIAS

- [1] Andrei Battistel, Fernando Lizarralde, and Liu Hsu. Inertially stabilized platforms using two gyroscopic measures and sensitivity analysis to unmodeled motion. *American Control Conference*, 2012.
- [2] Maria de Fátima Bento. Unmanned aerial vehicles: An overview. *Inside GNSS*, 3(1):54–61, jan,feb 2008.
- [3] Joong-hee Han, Jay Hyoun Kwon, Imyeong Lee, and Kyoungah Choi. Position and attitude determination for uav-based gps, imu and at without gcps. In IEEE, editor, *Multi-Platform/Multi-Sensor Remote Sensing and Mapping (M2RSM)*, 2011 *International Workshop on*, pages 1–5, jan 2011.
- [4] Gabriel Hoffmann, Haomiao Huang, Steven Waslander, and Claire Tomlin. Quadrotor helicopter flight dynamics and control: Theory and experiment. In AIAA, editor, *AIAA Guidance, Navigation and Control Conference and Exhibit*, Hilton Head, South Carolina, aug 2007. AIAA-2007-6461.
- [5] Haomiao Huang, Gabriel M. Hoffmann, Steven L. Waslander, and Claire J. Tomlin. Aerodynamics and control of autonomous quadrotor helicopters in aggressive maneuvering. In IEEE, editor, *Robotics and Automation, 2009. ICRA '09. IEEE International Conference on*, pages 3277–3282, may 2009.
- [6] Daniel Mellinger, Nathan Michael, and Vijay Kumar. Trajectory generation and control for precise aggressive maneuvers with quadrotors. *The International Journal of Robotics Research*, 2012. published online 25 January 2012.
- [7] A. Sanchez, L. R. García Carrillo, E. Rondon, R. Lozano, and O. Garcia. Hovering flight improvement of a quad-rotor mini uav using brushless dc motors. *Journal of Intelligent and Robotic Systems*, 61(1-4):85–101, 2011.
- [8] L. Sciacivco, B. Siciliano, L. Villani, and G. Oriolo. *Robotics: modelling, planning and control*. Springer Verlag, 2009.
- [9] J. T. Wen and K. Kreutz-Delgado. The attitude control problem. *IEEE Trans. Aut. Contr.*, 36(10):1148–1162, 1991.
- [10] Jan Wendel, Oliver Meister, Christian Schlaile, and Gert F. Trommer. An integrated gps/mems-imu navigation system for an autonomous helicopter. *Aerospace Science and Technology*, 10(6):527–533, sep 2006.