

Modelagem de um VANT de Asas Fixas para o Planejamento e Controle de Missões

Olinda de Lima Farias Alves
Seção de Mísseis e Foguetes (SMF)
Centro Tecnológico do Exército (CTEx)
Rio de Janeiro, RJ, Brasil
23020-470
Email: olinda@ctex.eb.br

Antonio Eduardo Carrilho da Cunha
Seção de Engenharia Elétrica (SE/3)
Instituto Militar de Engenharia (IME)
Rio de Janeiro, RJ, Brasil
22.290-270
Email: carrilho@ime.eb.br

Roberto Ades
Escola de Comando e Estado-Maior
do Exército (ECEME)
Rio de Janeiro, RJ, Brasil
22.290-270
Email: rades@ime.eb.br

Resumo—Este trabalho trata da modelagem e controle de uma aeronave para aplicação no Planejamento de Missões de Veículos Aéreos Não-Tripuláveis (VANT). A metodologia utilizada baseia-se em apresentar a modelagem não-linear da aeronave escolhida, linearizá-la, em seguida executar os projetos das malhas de controle (estabilização, guiamento e geração de trajetórias) para o modo lateral-direcional. Por fim são realizadas simulações para uma determinada missão e são analisadas as condições de exequibilidade. Estes procedimentos podem ser implementados e validados na forma de simuladores de voo ou numa plataforma experimental.

Palavras-Chave—Modelagem, Controle, VANT.

I. INTRODUÇÃO

Uma definição simples de planejamento de missão é a capacidade de mapear a melhor rota para o alvo com o maior nível de segurança e probabilidade de sucesso. Neste contexto, a premissa deste trabalho é produzir um modelo aerodinâmico de uma aeronave de asas fixas para o planejamento de missões de VANT - missões estas, que são complexas e compostas de diversas etapas.

Existem diversos trabalhos que empregam os ditos métodos formais em engenharia para o planejamento e controle de missões de VANT. Especificamente, em [1] e [2], a verificação de sistemas híbridos [3] é empregada, enquanto em [4] emprega-se a teoria de controle supervisorio de Sistemas Híbridos [5].

A proposta deste artigo é fornecer um modelo de um VANT de asas fixas, na forma de um sistema dinâmico híbrido [6], com as malhas de estabilização, guiamento e geração de trajetórias projetadas, para o planejamento de missões segundo as abordagens de [1], [2] e [4]. Simulações computacionais foram utilizadas como forma de validação do modelo obtido. Um trabalho similar é o de [7] onde utiliza-se a identificação paramétrica para o projeto das malhas de controle. Pode-se citar também [8], o qual apresenta leis de controle para o modo lateral sob influência do vento (estabilização); [9], exhibe um algoritmo de guiamento que utiliza modelos de controle preditivo e [10], que apresenta um algoritmo de geração de trajetória.

Assim, a contribuição deste artigo foi no sentido da abordagem de diferentes disciplinas que o assunto sobre aeronaves exige: modelagem, controle, planejamento de missões, etc. Desta forma, foi realizada uma integração entre a modelagem e o controle em simulações de missão usando sistemas dinâmicos híbridos.

Este artigo está organizado da seguinte forma: na seção II é apresentada a formulação do problema, na seção III é descrito o modelo não-linear da aeronave e sua linearização. Na seção IV foram projetadas as malhas de controle e em seguida, na seção V, foi gerado o sistema híbrido resultante do conjunto de trajetórias e foram realizadas simulações. Por fim, na seção VI encontram-se as conclusões deste trabalho, bem como as contribuições e propostas para trabalhos futuros.

II. FORMULAÇÃO DO PROBLEMA

Seleciona-se uma aeronave de asas fixas pois as aplicações militares requerem alta velocidade a frente, grande raio operacional e baixa assinatura acústica. Além disso, os aviões podem ser projetados de forma a se comportarem de forma inerentemente estável e são, portanto, comparativamente fáceis de pilotar a partir de uma estação de controle em terra. A aeronave escolhida foi o *Cessna Skylane 182*, devido a disponibilidade de uma plataforma de testes no Centro Tecnológico do Exército (CTEx) [11], [12].

As malhas de controle interna e externa a serem utilizadas neste trabalho, encontram-se representadas na Fig. 1. A aeronave fornece as variáveis atualizadas aos *sensores*. Estas são enviadas ao bloco **navegação** responsável por fornecer a posição, altitude e velocidades angulares e lineares da aeronave, em relação a um sistema de coordenadas de referência. Estas informações são repassadas aos blocos *guiamento*, *estabilização* e *geração de trajetória*. A **estabilização** está relacionada à técnica de controle da atitude da aeronave em torno do seu centro de massa. O **guiamento** refere-se à técnica de controle da posição do centro de massa da aeronave. Neste trabalho será utilizada a técnica do Guiamento Comandado [13]. Esta estratégia foi escolhida pois são necessários comandos de referência para manter o eixo longitudinal do veículo apontado para

o ponto de referência imaginário, localizado sobre a trajetória de referência ou especificado na forma de um ponto de passagem. A **geração de trajetória** tem a função de processar os dados produzidos pelo sistema de navegação e compará-los com os dados da aeronave, gerando os sinais de erros correspondentes e transformando-os em comandos de direção desejados. Esta malha interna realimenta a malha externa, **controle da missão**, responsável por gerar a trajetória a ser seguida pela aeronave.

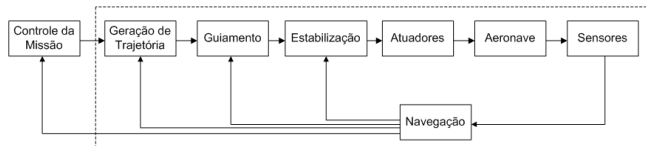


Figura 1: Malhas de Controle.

O enfoque deste trabalho se dará no modo lateral-direcional da modelagem da aeronave escolhida, em virtude dos modos longitudinal e lateral serem desacoplados após a linearização. Considera-se, portanto, que haja um efetivo controle longitudinal da aeronave.

III. MODELAGEM

A. Modelo Aerodinâmico

O modelo aerodinâmico não-linear da aeronave utilizado foi extraído de [14]. Versões com diferentes configurações podem ser encontradas em [12], [15] e [16]. Os parâmetros para a aeronave Cessna foram extraídos de [14]. Não apresentam-se as equações completas do modelo neste artigo, apenas faz-se menção às principais variáveis. O modelo completo apresenta as seguintes variáveis de estado:

$$X^T = [M, \alpha, \beta, p, q, r, \phi, \theta, \psi, x, y, z] \quad (1)$$

em que:

- β : ângulo de deslize lateral, ângulo entre o vetor velocidade e o plano de simetria x-z da aeronave; (Fig.2a)
- ψ : ângulo de guinada, ângulo entre o plano x_b e o plano de referência (x-z); (Fig.2a)
- M : número de Mach ($V_T = v_s \cdot M$), com V_T velocidade da aeronave e v_s velocidade do som; (Fig.2b)
- α : ângulo de ataque, descrito em termos das componentes da velocidade da aeronave; (Fig.2b)
- θ : ângulo de arfagem, definido em relação ao referencial inercial da aeronave; (Fig.2c)
- ϕ : ângulo de rolagem, ângulo de rotação em torno do eixo longitudinal; (Fig.2d)
- p, q e r : velocidades angulares de rolagem, arfagem e guinada, respectivamente e
- x, y e z : coordenadas de posição da aeronave no plano de referência.

As variáveis de entrada são:

$$U^T = [\eta, \delta_e, \delta_a, \delta_r] \quad (2)$$

em que (vide Fig. 3):

- η : fração do empuxo máximo (T/T_M);
- δ_e : deflexão do profundor (*elevator*);
- δ_a : deflexão dos *aileron*s e
- δ_r : deflexão do leme (*rudder*).

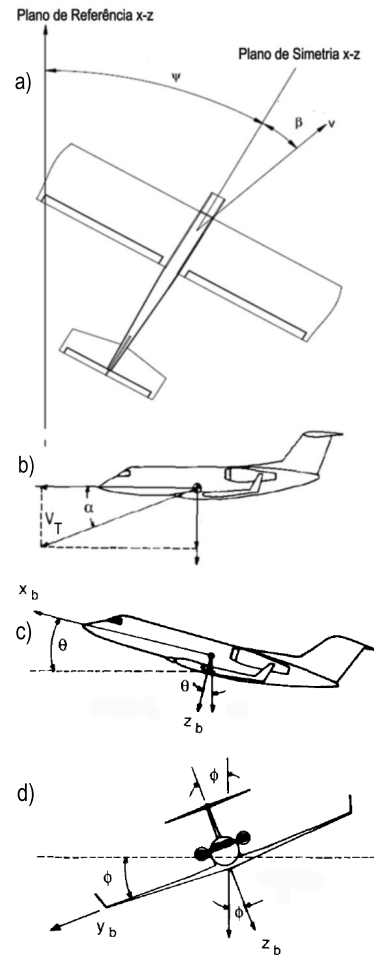


Figura 2: Ângulos da aeronave [15].

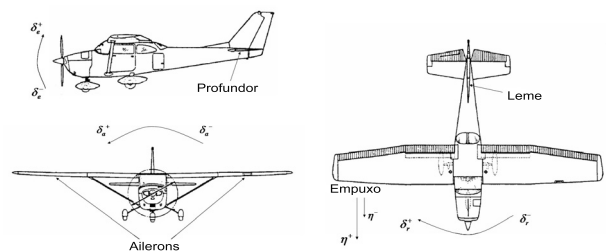


Figura 3: Entradas da aeronave [14].

B. Linearização

O modelo aerodinâmico não-linear da seção III-A, foi utilizado para a obtenção de um modelo linear. Neste

processo foram excluídas as variáveis x , y e z . O ponto de equilíbrio é definido de acordo com (3).

$$\begin{aligned} \dot{M}, \dot{\alpha}, \dot{\beta}, \dot{p}, \dot{q}, \dot{r}, \dot{\phi}, \dot{\theta} &= 0 \\ \beta, \phi, p, q, r &= 0 \end{aligned} \quad (3)$$

e as condições:

- $M = 0,196$ à uma altitude de 1524 m para um voo de cruzeiro [14] e

- Ângulo de trajetória, que relaciona θ e α , nulo (voo plano e nivelado).

Com isso, o sistema de 9 equações não-lineares ($M, \alpha, \beta, \phi, \theta, \psi, p, q, r$) do modelo da aeronave da seção III-A foi resolvido utilizando-se o comando *fsolve* do MATLAB. Desta forma, foram obtidos os parâmetros adicionais do ponto de equilíbrio, de acordo com (4).

$$\begin{aligned} \alpha_e &= 0,0718 \text{ rad} & \theta_e &= 0,0718 \text{ rad} \\ \eta_e &= 0,0048 & \delta_{e_e} &= -0,0499 \text{ rad} \\ \delta_{a_e} &= 0 \text{ rad} & \delta_{r_e} &= 0 \text{ rad} \end{aligned} \quad (4)$$

A linearização foi realizada utilizando-se o método do Jacobiano [16]. Neste método as equações não-lineares implícitas são escritas da forma de (5).

$$\begin{aligned} f_1(\dot{\mathbf{X}}, \mathbf{X}, \mathbf{U}) &= 0 \\ f_2(\dot{\mathbf{X}}, \mathbf{X}, \mathbf{U}) &= 0 \\ &\vdots \\ f_8(\dot{\mathbf{X}}, \mathbf{X}, \mathbf{U}) &= 0, \end{aligned} \quad (5)$$

as quais são obtidas, respectivamente pelas três equações de forças, variáveis M, α e β , duas equações cinemáticas, variáveis ϕ, θ e as três equações de momento, variáveis p, q e r , movendo-se todos os termos não-nulos para o lado direito das equações. O vetor de estados reduzido é dado por (1) excluindo-se as coordenadas x, y e z e o ângulo de guinada ψ , os quais são retirados pois são independentes. O vetor de entradas é dado por (2).

A consideração que é feita é a de pequenas perturbações na condição de estado estacionário (equilíbrio) $(\mathbf{X}_e, \mathbf{U}_e)$. Então deriva-se um conjunto de equações de estado lineares com coeficientes constantes. Expande-se as equações de estado não-lineares (5) em séries de Taylor sobre o ponto de equilíbrio $(\mathbf{X}_e, \mathbf{U}_e)$ e mantém-se somente os termos de primeira ordem. Assim, percebe-se que as perturbações no estado, as derivadas do estado e os vetores de entrada devem satisfazer à (6).

$$\begin{aligned} \nabla_{\dot{\mathbf{X}}} f_1 \delta \dot{\mathbf{X}} + \nabla_{\mathbf{X}} f_1 \delta \mathbf{X} + \nabla_{\mathbf{U}} f_1 \delta \mathbf{U} &= 0 \\ &\vdots \end{aligned} \quad (6)$$

$$\nabla_{\dot{\mathbf{X}}} f_9 \delta \dot{\mathbf{X}} + \nabla_{\mathbf{X}} f_9 \delta \mathbf{X} + \nabla_{\mathbf{U}} f_9 \delta \mathbf{U} = 0,$$

nas quais, ∇ representa um vetor linha dos operadores das primeiras derivadas parciais, como ilustrado em (7).

$$\nabla_{\mathbf{X}} f_i = \left[\frac{\partial f_i}{\partial X_1} \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_2} \quad \dots \quad \frac{\partial f_i}{\partial X_n} \right]. \quad (7)$$

A equação (6) pode ser escrita na forma de equações de espaço de estado lineares implícitas de acordo com (8).

$$E \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} + \mathbf{B} \mathbf{u} \quad (8)$$

na qual, as letras minúsculas, \mathbf{x} e \mathbf{u} representam as perturbações nos valores de equilíbrio dos vetores de estado e de entrada. As matrizes dos coeficientes são da forma de (9) e (10).

$$E = - \begin{bmatrix} \nabla_{\dot{\mathbf{X}}} f_1 \\ \vdots \\ \nabla_{\dot{\mathbf{X}}} f_9 \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad A = \begin{bmatrix} \nabla_{\mathbf{X}} f_1 \\ \vdots \\ \nabla_{\mathbf{X}} f_9 \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad (9)$$

$$B = \begin{bmatrix} \nabla_{\mathbf{U}} f_1 \\ \vdots \\ \nabla_{\mathbf{U}} f_9 \end{bmatrix} \quad \begin{matrix} X = X_e \\ U = U_e \end{matrix} \quad (10)$$

estas matrizes são chamadas de *matrizes Jacobianas* [16] e devem ser calculadas sobre o ponto de equilíbrio.

O procedimento da linearização evidenciou o desacoplamento dos modos longitudinal e lateral. O modo lateral possui como variáveis de estado (β, p, r e ϕ), como variáveis de entrada (δ_a e δ_r), onde o δ_a é responsável pelo movimento de rolagem e δ_r garante o alinhamento do avião durante a realização de manobras. As matrizes A e B são definidas por (11) e (12).

$$A = \begin{bmatrix} \frac{Y_\beta}{V_T} & \frac{Y_p}{V_T} & -\left(1 - \frac{Y_r}{V_T}\right) & \frac{g \cos \theta_e}{V_t} \\ L_\beta & L_p & L_r & 0 \\ N_\beta & N_p & N_r & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (11)$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 & L_{\delta_a} & N_{\delta_a} & 0 \\ \frac{Y_{\delta_r}}{V_T} & L_{\delta_r} & N_{\delta_r} & 0 \end{bmatrix}^T \quad (12)$$

nas quais $L_\beta, L_p, L_r, N_\beta, N_p, N_r, L_{\delta_a}, L_{\delta_r}, N_{\delta_a}, N_{\delta_r}$ são as derivadas látero-direcionais [14].

Serão utilizados para o projeto das malhas de controle, as saídas β e ϕ , sendo que as outras serão estimadas.

IV. TÓPICOS DO CONTROLE

A. Malha de Estabilização

Para o projeto do controlador desta malha foi considerado o controlador LQG (Linear Quadrático Gaussiano) [17]. Este controlador foi escolhido após simulações com outros controladores e por apresentar o melhor desempenho. A presente malha está representada na Fig. 4.

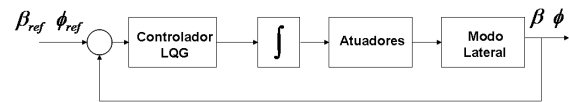


Figura 4: Malha de Estabilização

Na Fig. 4, o ângulo β deve ter um valor de referência que é zero e o ângulo ϕ é oriundo da malha de guiamento. O bloco modo lateral é conforme o obtido na seção III-B. O bloco *atuadores* tem como função de transferência $H(s) = 10/(s+10)$ [18]; e o bloco *integrador* foi utilizado para anular os erros de estado estacionário ao degrau e foi determinado a partir de [18].

As matrizes de ponderação foram escolhidas fazendo-se os elementos da diagonal principal referentes às variáveis

β e ϕ , inversamente proporcionais ao valor máximo destes ângulos.

Os parâmetros de desempenho para o controlador LQG foram definidos como máxima ultrapassagem $< 2\%$ para o β e ϕ e tempo de acomodação de 300 s para o β e de 10 s para o ϕ , a corresponder às Figs. 5 e 6 para os modelos linear e não-linear. Conclui-se que para uma entrada degrau de 10° em ϕ , o ângulo de deslize lateral estabiliza-se após 2,5 s e que o desempenho do controlador LQG projetado tanto para o modelo linear como para o não-linear está adequado.

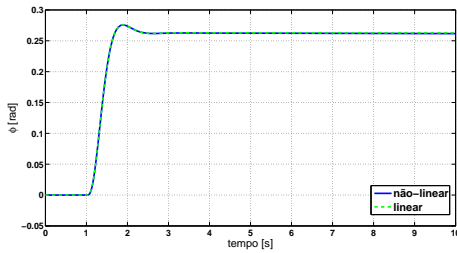


Figura 5: Ângulo de rolagem - Controlador LQG.

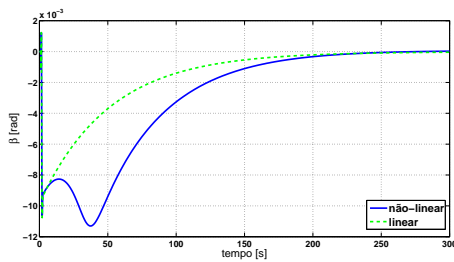


Figura 6: Ângulo de deslize lateral - Controlador LQG.

B. Guiamento

A Fig. 7 ilustra a conexão das malhas de geração de trajetória e de guiamento à malha de estabilização. O bloco da malha de estabilização inclui a malha fechada da seção IV-A juntamente com as equações linearizadas para as variáveis ψ , x e y .

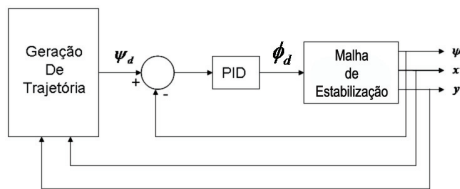


Figura 7: Malhas de guiamento e de Geração de Trajetória.

O controlador utilizado para a malha de guiamento foi do tipo PID (Proporcional-Integral-Derivativo). O motivo da escolha por este controlador foi devido ao fato deste ser

o mais encontrado nas literaturas existentes. O controlador foi ajustado por intermédio do *Root-Locus* da função de transferência com entrada ϕ e saída ψ , de acordo com o 2º Método da regra de *Ziegler-Nichols*[19]. O ganho proporcional obtido foi $K_p = -6,8$. Como a função de transferência possui um pólo na origem, se tornou desnecessário a utilização dos ganhos K_i e K_d . A simulação do ângulo de guinada com o controlador PID está ilustrada na Fig. 8, para uma situação de um degrau de 10° (0,1745 rad) no ψ_d .

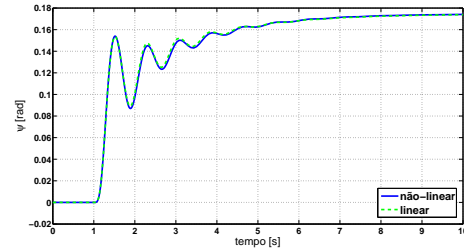


Figura 8: Ângulo de guinada - Malha de Guiamento.

Pode-se concluir da Fig. 8 que a curva do modelo não-linear se aproximou consideravelmente do modelo linear, o que demonstra o bom desempenho do controlador PID projetado.

C. Geração da Trajetória

Foram definidos dois algoritmos de geração de trajetória, especificamente: trajetória retilínea e circular, conforme [13] e [10].

1) *Trajetoária Retilínea*: Para entendimento utiliza-se a Fig. 9, em que \vec{p} é o ponto de passagem; \vec{t} é o ponto de passagem destino e \vec{a} é a posição atual da aeronave.

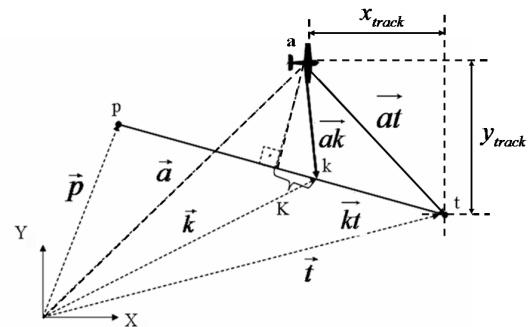


Figura 9: Modelo e condição de parada da trajetória retilínea.

A referência para a aeronave é dada pelo vetor \vec{ak} , de acordo com (13).

$$\vec{ak} = \vec{t} - l_{kt} \frac{\vec{t} - \vec{p}}{\|\vec{t} - \vec{p}\|} - \vec{a} = (x_{ak}, y_{ak}) \quad (13)$$

em que:

$$l_{kt} = \vec{at} \cdot \frac{(\vec{t} - \vec{p})}{\|\vec{t} - \vec{p}\|} - K \quad (14)$$

Em (14), K é o parâmetro de convergência de rastreo, g é a aceleração da gravidade e respeita a (15) definida em [14], com valor de aproximadamente 1248,80m.

$$K = \frac{V_T^2}{g \tan(\phi_{max})} \quad (15)$$

A condição de parada é determinada por (16), que significa que quando $x_{at} \leq 0$ e $y_{at} \leq 0$, a aeronave deve parar.

$$\vec{at} = \frac{(\vec{t} - \vec{p})^T (\vec{t} - \vec{a})}{\|\vec{t} - \vec{p}\|} = (x_{at}, y_{at}) \quad (16)$$

O ângulo de guinada desejado é calculado por meio de (17):

$$\psi_{des} = \arctan \frac{y_{ak}}{x_{ak}} \quad (17)$$

O sinal de erro a ser enviado para o PID é indicado por (18):

$$\psi_{erro} = \psi_{des} - \psi_n \quad (18)$$

Em que ψ_n é o ângulo ψ normalizado entre $[-\pi, \pi]$.

2) *Trajetoária Circular*: Dados o ponto a ser sobrevoado $\vec{w}\vec{p}$ e o raio de convergência K , a referência para a trajetória circular é dada pelo vetor unitário \vec{r} :

$$\vec{r} = \frac{\vec{a} - \vec{w}\vec{p}}{\|\vec{a} - \vec{w}\vec{p}\|} \quad (19)$$

Emprega-se o mesmo algoritmo utilizado na trajetória retilínea com os vetores \vec{p} e \vec{t} definidos por (20) e (21):

$$\vec{p} = \vec{w}\vec{p} + K\vec{r} \quad (20)$$

$$\vec{t} = \vec{p} + \vec{r}_\perp \quad (21)$$

em que \vec{r}_\perp é o vetor unitário perpendicular ao vetor \vec{r} .

Foram realizadas simulações com as trajetórias retilínea (partindo do ponto (0m,0m) e indo para o ponto de tangência do círculo com centro em (4000m,-800m) e raio K , e circular (ao redor deste ponto) com os modelos linear e não-linear. A trajetória retilínea juntamente com a circular está ilustrada na Fig. 10.

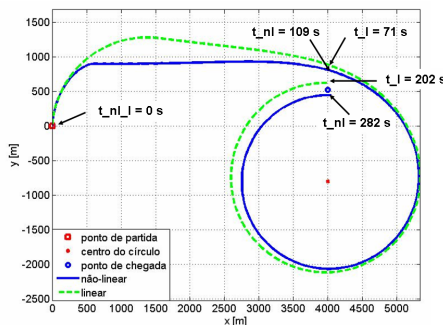


Figura 10: Trajetórias retilínea e circular geradas a partir dos modelos linear e não-linear.

Na Fig. 10 a aeronave parte do ponto (0m,0m) com ângulo de guinada inicial (ψ_0) de 90° . Em seguida , a

aeronave se desloca para o ponto (4000m,600m), ponto de tangência com a circunferência de centro (4000m,-800m), durante aproximadamente 190 s para o modelo não-linear e 71 s para o modelo linear. Após este deslocamento, a aeronave *Cessna* realiza um sobrevoo (uma volta) ao redor do ponto (4000m,-800m) com raio K e chega ao fim do sobrevoo com 282 s para o modelo não-linear e 202 s para o modelo linear.

De acordo com a Fig. 10, verifica-se que as malhas de estabilização, guiamento e geração de trajetória estão operando adequadamente para o modelo não-linear. A diferença entre as trajetórias circulares se deve ao desacoplamento existente no modelo linear e inexistente no não-linear. Estes comportamentos diferenciados são justificados também, devido à inexistência do controle do modo longitudinal.

V. CONTROLE DA MISSÃO

A modelagem da Missão foi realizada na forma de um Sistema Híbrido [6], o qual está ilustrado na Fig. 11.

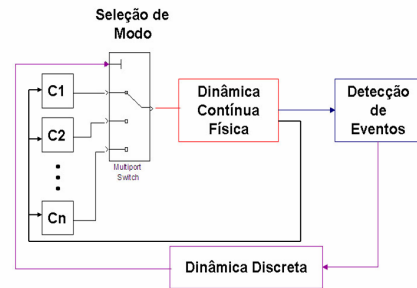


Figura 11: Sistema Híbrido.

Na Fig. 11 existem alguns *Controladores Contínuos* ($C1, \dots, Cn$), nos quais se encontram os comandos para cada etapa da missão. Há uma chave, a qual é ativada sucessivamente mediante um comando da *Dinâmica Discreta*, em que é realizada a *Seleção do Modo*. Em seguida existe o bloco da *Dinâmica Contínua Física*, onde estão os blocos completos do modo lateral, estabilização, guiamento e geração de trajetória. Por fim, o bloco de *Detecção de Eventos*, que representa a condição de mudança de modos. O bloco *Dinâmica Discreta* contém uma máquina de estados, onde se encontram as etapas da missão. Supõe-se que o sistema híbrido permaneça estável ante aos chaveamentos e que não ocorram comportamentos espúrios do tipo Zeno [6].

Foi realizado uma simulação de missão completa conforme a descrição a seguir: a aeronave deve sair do ponto (0m,0m) até o ponto (10000m,0m), em seguida ir para o ponto (10000m,-10000m) e sobrevoar este ponto com raio K durante 300 s, a seguir o VANT deve ir para o ponto (0m,-10000m) e por fim retornar para o ponto (0m,0m). O estudo de caso, implementado no ambiente *MATLAB/Simulink* está ilustrado na Fig. 12. O bloco

dinâmica discreta, implementado utilizando-se o *Stateflow*, é mostrado na Fig. 13.

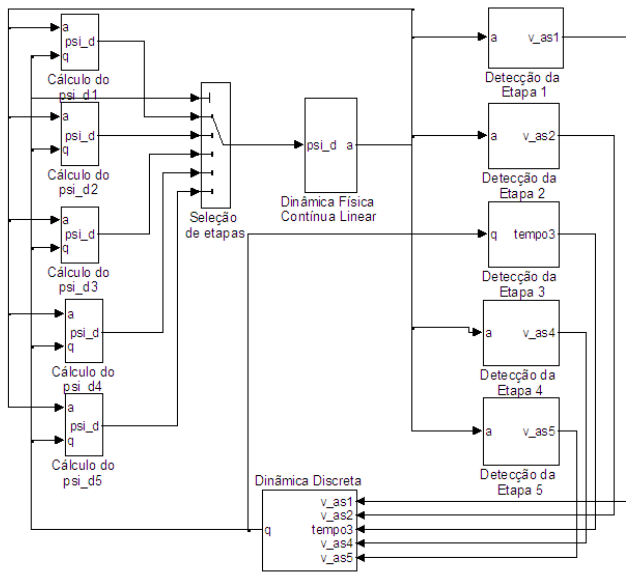


Figura 12: Sistema híbrido resultante da missão.

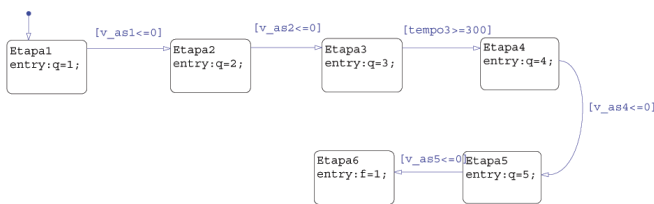


Figura 13: Dinâmica Discreta.

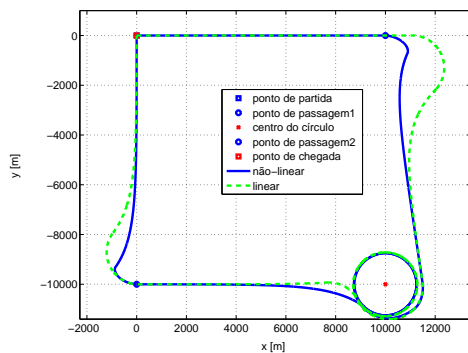


Figura 14: Trajetória do VANT.

Portanto é notório verificar que os modelos não-linear e linear executaram adequadamente a trajetória estabelecida, com os desvios já esperados devido à inexistência do controlador do modo longitudinal e também pelo fato do modelo não-linear ser mais lento que o modelo linear.

VI. CONCLUSÕES

Desta forma, este trabalho teve como principal contribuição a integração da modelagem com o controle, de uma aeronave de asas fixas (*Cessna Skylane 182*), na simulação de uma missão usando sistemas dinâmicos híbridos para posterior aplicação no Planejamento e Controle de Missões. Neste trabalho foi utilizado somente o modo látero-direcional, considerando que há um efetivo controle no modo longitudinal.

As limitações deste trabalho foram no sentido da não abordagem do controle do modo longitudinal, daí a discrepância na trajetória circular dos modelos linear e não-linear. Pode-se inferir também a não modelagem da influência do vento e do consumo de combustível, necessárias para a parte externa de caracterização do contexto operacional.

E como perspectivas para trabalhos futuros sugere-se a validação do modelo em simuladores de voo, como o *Flight Gear* [20] ou na plataforma experimental existente no CTEEx [11].

REFERÊNCIAS

- [1] C. Seibel, J.-M. Farines, and J. E. R. Cury, "Towards using hybrid automata for the mission planning of unmanned aerial vehicles," in *Hybrid Systems V*, ser. Lecture Notes in Computer Science, P. Antsaklis, W. Kohn, M. Lemmon, A. Nerode, and S. Sastry, Eds., no. 1567. Springer-Verlag, 1998, pp. 324–340.
- [2] G. S. Costa and A. E. Carrilho da Cunha, "Utilização da verificação de sistemas híbridos para o planejamento de missões de veículos aéreos não-tripulados," *XVII Congresso Brasileiro de Automação*, 2008.
- [3] G. Frehse, "Phaver: Algorithm verification of hybrid systems past hytech," *Hybrid Systems: Computation and Control HSCC'05*, 2005.
- [4] R. O. Garrido and A. E. Carrilho da Cunha, "Aplicação da síntese de supervisores de sistemas híbridos ao planejamento de missões de veículos aéreos não tripulados," *IX Simpósio Brasileiro de Automação Inteligente*, 2009.
- [5] J. M. E. González, A. E. Carrilho da Cunha, J. E. R. Cury, and B. H. Krogh, "Supervision of event driven hybrid systems: Modeling and synthesis," in *Anais do 4th International Workshop on Hybrid Systems: Computation and Control (HSCC 2001)*, ser. LNCS, M. D. Benedetto and A. Sangiovanni-Vincentelli, Eds., vol. 2034, Rome, Italy, Março, pp. 0247–0261.
- [6] R. Goebel, R. G. Sanfelice, and A. R. Teel, "Hybrid dynamical systems," *IEEE Control Systems Magazine*, Abril 2009.
- [7] E. M. Hemerly, N. S. B. Neto, B. C. O. Maciel, and L. C. S. Góes, "Identificação e controle de veículos autônomos não-tripulados com asa fixa," *Congresso Brasileiro de Automatica - 2006*, 2006.
- [8] M. Niculescu, "Lateral track control law for aerosonde uav," in *39th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*. University of Washington, Janeiro 2001.
- [9] J. Bélanger, A. Desbiens, and E. Gagnon, "Uav guidance with respect of arrival specifications," *16th Mediterranean Conference on Control and Automation*, 2008.
- [10] G. J. Pappas, S. Bayraktar, and G. E. Fainekos, "Experimental cooperative control of fixed-wing unmanned aerial vehicles," *43rd IEEE Conference on Decision and Control*, December 14–17 2004.
- [11] A. R. Pereira and N. D. Neves, "Planejamento de trajetórias e simulação de voo autônomo de aeronave em escala reduzida." *Revista CTEEx P&D*, 2007.
- [12] F. Jensen and D. R. H. Pedersen, "Autonomous aircraft: A nonlinear approach." *Faculty of Engineering and Science - Aalborg University - Institute of Electronic Systems - Department of Control Engineering*, PROJECT PERIOD: 9-10th. semester, 2005.

- [13] J. H. Blakelock, *Automatic Control of Aircraft and Missiles*, 2nd ed. John Wiley & Sons, 1991.
- [14] J. Roskam, *Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls*. Lawrence KS: DARcorporation, 1979, vol. 1.
- [15] R. C. Nelson, *Flight Stability and Automatic Control*. McGraw-Hill Book Company, 1989.
- [16] B. L. Stevens and F. L. Lewis, *Aircraft Control and Simulation*, 10th ed. New York, Chichester, Brisbane, Toronto, Singapore: John Wiley & Sons, Inc, 1992.
- [17] G. F. Franklin, J. D. Powell, and M. L. Workman, *Digital Control of Dynamic Systems*, 3rd ed., A.-W. L. Inc, Ed., 1998.
- [18] M. Q. A. R. Pereira, "Pesquisa e desenvolvimento de veículo aéreo não tripulado no ctex," *I Simpósio do DCT sobre Veículo Aéreo Não Tripulado*, Julho 2008.
- [19] K. J. Åström and T. Hägglund, "The future of pid control," *Control Engineering Practice*, no. 9, pp. 1163–1175, 2001.
- [20] C. L. Olson, "Flight gear," <http://www.br.flightgear.org/>, Fevereiro 2010.