

UMA CONTRIBUIÇÃO À MODELAGEM DINÂMICA DE VEÍCULOS AÉREOS NÃO TRIPULADOS DE ASA FIXA

Douglas Roberto Zaions*
Everton Spuldaro**
Bruno Ricardo Padilha***

Resumo

Este trabalho envolve o estudo da mecânica do voo, da engenharia de controle e de pilotos automáticos, visando à descrição do comportamento dinâmico de veículos aéreos não tripulados (VANTs) de asa fixa. O estudo objetiva o identificar o conhecimento sobre a modelagem dinâmica dessas aeronaves, a fim de desenvolver futuros pilotos automáticos. Realizou-se, então, uma revisão bibliográfica relacionada à modelagem dinâmica de aeronaves e VANTs, baseada fundamentalmente na mecânica de voo e na engenharia de controle. Este estudo contribuiu para identificar a literatura técnica que aborda a modelagem de VANTs de asa fixa, e nela, as principais variáveis e equações matemáticas relacionadas à dinâmica desses sistemas. Como resultado do trabalho, conhece-se o comportamento dinâmico dos VANTs de asa fixa de modo a desenvolver pilotos automáticos de VANTs em trabalhos futuros.

Palavras-chave: VANTs. Piloto automático. Controle de aeronaves.

1 INTRODUÇÃO

O projeto de veículos aéreos tem sido constantemente aprimorado em decorrência do desenvolvimento da tecnologia aeroespacial. As especificações têm sido cada vez mais refinadas com o intuito de conceber aeronaves com ótimo desempenho no âmbito em que são projetadas.

Nelson (1998) salienta que o avanço no projeto das aeronaves modernas tem requerido o desenvolvimento de várias tecnologias. Entre elas, citam-se: aerodinâmica, estruturas, materiais, propulsão e controle de voo.

O autor cita que as aeronaves tripuladas incorporam atualmente vários tipos de sistemas de controle que auxiliam a tripulação na navegação e no gerenciamento de voo, além de melhorar as características de estabilidade inerentes à aeronave. Já em relação a VANTs, Yanushevsky (2011) salienta que o futuro destas aeronaves é que efetuem suas missões de modo autônomo. É previsível que sejam controladas por programas computacionais, que realizem as ações de um piloto, e que possuam características que refletem a inteligência artificial (AI) com reações de um piloto em situações específicas para as quais serão projetadas.

Dessa forma, percebe-se que a necessidade fundamental para o desenvolvimento de VANTs que atuem de modo autônomo é a construção de um sistema de controle, comumente chamado de piloto automático.

Com a finalidade de contribuir para a modelagem dinâmica de VANTs de asa fixa, o presente trabalho propõe a análise da mecânica do voo, da engenharia de controle e de pilotos automáticos. A abordagem é realizada visando a estágios de desenvolvimento futuros nos quais se deseja elaborar um piloto automático para o controle de VANTs de asa fixa.

* Professor de Engenharia de Produção Mecânica e Engenharia Mecânica da Universidade do Oeste de Santa Catarina de Joaçaba; Pesquisador e orientador do projeto de pesquisa; douglas.zaions@unoesc.edu.br

** Acadêmico do Curso de Engenharia de Produção Mecânica da Universidade do Oeste de Santa Catarina de Joaçaba; evertonspuldaro@gmail.com

*** Engenheiro de Produção Mecânica pela Universidade do Oeste de Santa Catarina de Joaçaba; bruno.aerodesign@gmail.com

2 FUNDAMENTAÇÃO TEÓRICA

Com a ascensão da utilização de VANTs para fins civis, observa-se a necessidade da pesquisa e desenvolvimento de tecnologias, bem como de modelos matemáticos que aperfeiçoem o controle automático desses veículos, haja vista que estes têm de operar de forma autônoma (NELSON, 1998; YANUSHEVSKY, 2011).

Da necessidade de realizar o controle automático dessas aeronaves, surgem os requisitos dos sistemas que cumprirão tais atividades e, conseqüentemente, questionamentos de utilização e quais tecnologias, teorias matemáticas e de controle devem ser empregadas para modelar esses equipamentos.

Baseado na mecânica do voo e na suposição de que as aeronaves são sólidos rígidos, tradicionalmente o estudo do movimento de aeronaves está dividido em duas áreas: desempenho e estabilidade e controle. O estudo destas áreas garante uma aproximação da realidade, porém, proporciona para os sistemas de controle, quando em operação, boas condições de controlabilidade para a aeronave.

Conforme Tierno, Cortés e Marquez (2012), o propósito do estudo de desempenho é estabelecer a configuração de aeronaves mais adequada para realizar determinada missão e precisar a utilidade operacional de um avião já desenhado. Já a estabilidade e controle se relaciona à qualidade do voo e em como as aeronaves realizam suas tarefas, principalmente ao que se relaciona com a segurança e a confiabilidade do sistema.

A partir de estudos realizados em Nelson (1998), Yanushevsky (2011), Franchini e García (2010), Ogata (2010), Tierno, Cortés e Marquez (2012) e Bittar (2012), apresenta-se neste trabalho, de forma sintetizada, a mecânica do voo, a engenharia de controle e os modelos de pilotos automáticos. Salienta-se que as obras dos autores mencionados são de relevada importância à modelagem dinâmica de VANTs de asa fixa.

3 METODOLOGIA

A fim de contribuir com a modelagem dinâmica de VANTs, utilizou-se como metodologia a pesquisa bibliográfica apresentada na forma de uma fundamentação teórica. Para Gil (2002), a pesquisa bibliográfica caracteriza um estudo feito por meio de leituras concentradas, realizando análises e interpretação em vários materiais de autores diferentes. Os pontos julgados importantes são anotados e compõem o estudo.

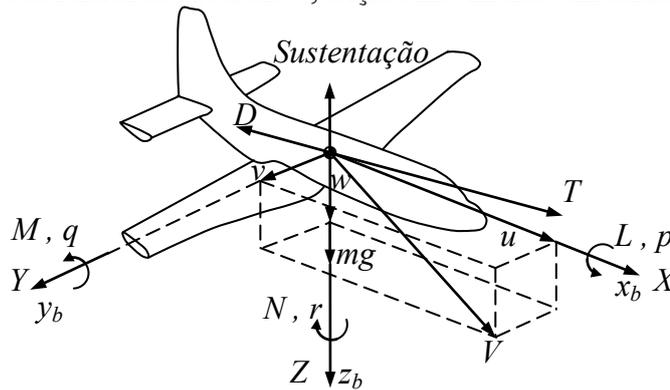
4 RESULTADOS E DISCUSSÕES

4.1 ESTUDO DA MECÂNICA DO VOO

Segundo Tierno, Cortés e Marquez (2012), a mecânica do voo utiliza uma série de sistemas de referência específicos com o fim de projetar sobre eles as forças e momentos, as acelerações e as velocidades lineares e angulares, e as posições e rotações, as quais interferem nas equações dinâmicas e cinemáticas do movimento de uma aeronave.

Tais sistemas utilizam uma representação genérica como $F(O, x, y, z)$, com uma origem (O) e três eixos mutuamente perpendiculares entre si, formando um triedro. O Desenho 1 ilustra os eixos de referência: sistema de referência inercial $F_I(O_p, x_p, y_p, z_p)$, sistema de referência geocêntrico $F_g(O_g, x_g, y_g, z_g)$, sistema de referência eixos terra $F_e(O_e, x_e, y_e, z_e)$, sistema de referência eixos horizonte local $F_h(O_h, x_h, y_h, z_h)$ e sistema de referência eixos vento $F_w(O_w, x_w, y_w, z_w)$. O Desenho 2, por sua vez, apresenta o sistema de referência eixos corpo $F_b(O_b, x_b, y_b, z_b)$.

Desenho 3 – Eixos de referência da aeronave, forças e movimentos em sentido positivo



Fonte: adaptado de Nelson (1989).

De acordo com a terminologia apresentada no Desenho 3, tem-se:

- a) X, Y e Z : componentes das forças aerodinâmicas nas direções x_b, y_b e z_b ;
- b) u, v e w : velocidades lineares nas direções x_b, y_b e z_b ;
- c) L, M e N : momentos de rolamento, arfagem e guinada;
- d) p, q e r : velocidades angulares de rolamento, arfagem e guinada;
- e) mg : força gravitacional;
- f) T : força propulsora;
- g) D : arrasto aerodinâmico;
- h) $Sustentação$: força aerodinâmica de sustentação.

Conhecendo-se a terminologia utilizada para os principais componentes que influenciam o movimento da aeronave, é possível, então, determinar os modelos dinâmicos e cinéticos dela.

4.1.1.1 Relações dinâmicas

O modelo dinâmico do movimento de um avião está constituído por dois teoremas fundamentais da mecânica clássica: o teorema da quantidade de movimento e o teorema do momento cinético.

O teorema da quantidade de movimento, supondo que o gasto de combustível da aeronave é suficientemente lento, estabelece que:

$$\vec{F} = m \frac{d\vec{V}}{dt} \quad (1)$$

Onde:

\vec{F} = Resultante das forças exteriores

\vec{V} = Velocidade absoluta do centro de massas do avião (em eixos inerciais)

m = Massa do avião

t = Tempo

Por sua vez, o teorema do momento cinético estabelece que:

$$\vec{G} = \frac{d\vec{h}}{dt} \quad (2)$$

$$\vec{h} = I\vec{\omega} \quad (3)$$

Onde:

\vec{G} = Resultante dos momentos exteriores ao redor do centro de massas

\vec{h} = Momento cinético total do avião

$\vec{\omega}$ = Velocidade angular absoluta do avião

I = Tensor de inércia do avião

Dessa forma, introduzindo as ações aerodinâmicas, propulsoras e gravitacionais, no teorema da quantidade de movimento e do momento cinético, além de realizar as devidas operações, obtém-se as equações dinâmicas gerais para uma aeronave:

$$-mg\sin\theta + F_{Tx} + F_{Ax} = m(\dot{u} - rv + qw) \quad (4)$$

$$mg\cos\theta\sin\phi + F_{Ty} + F_{Ay} = m(\dot{v} + ru - pw) \quad (5)$$

$$mg\cos\theta\cos\phi + F_{Tz} + F_{Az} = m(\dot{w} - qu + pv) \quad (6)$$

$$L_T + L_A = I_x\dot{p} - J_{xz}\dot{r} + (I_z - I_y)qr - J_{xz}pq \quad (7)$$

$$M_T + M_A = I_y\dot{q} - (I_z - I_x)pr + J_{xz}(p^2 - r^2) \quad (8)$$

$$N_T + N_A = I_z\dot{r} - J_{xz}\dot{p} - (I_x - I_y)pq + J_{xz}qr \quad (9)$$

Nas equações descritas, os momentos aerodinâmicos, L_A , M_A e N_A , que representam os movimentos de rolagem, arfagem e guinada da aeronave, são comandados por três superfícies aerodinâmicas de controle denominadas ailerons, profundor e leme, cujas deflexões se representam, respectivamente, por δ_a , δ_e e δ_r . É importante salientar que estas deflexões interferem também nos três componentes de força aerodinâmica (F_{Ax} , F_{Ay} , F_{Az}), e, dessa forma, as seis equações de forças e momentos estão acopladas.

4.1.1.2 Relações cinemáticas angulares, lineares e determinação da trajetória

Para determinar as relações cinemáticas da aeronave, considera-se o sistema de eixos terra (que é a referência) como inercial. Quando assim considerado, é comum afirmar que é aplicada a “hipótese de terra plana”.

Projetando os vetores de rotação de eixos terra em eixos corpo, obtém-se as três relações angulares diretas:

$$p = \dot{\phi} - \dot{\psi} \sin \theta \quad (10)$$

$$q = \dot{\theta} \cos \phi + \dot{\psi} \cos \theta \sin \phi \quad (11)$$

$$r = -\dot{\theta} \sin \phi + \dot{\psi} \cos \theta \cos \phi \quad (12)$$

Derivando, obtém-se as relações cinemáticas angulares inversas:

$$\dot{\phi} = p + (q \sin \phi + r \cos \phi) \tan \theta \quad (13)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \phi - r \sin \phi \quad (14)$$

$$\dot{\psi} = (q \sin \phi + r \cos \phi) \sec \theta \quad (15)$$

Quanto às relações cinemáticas de translação (refere-se à trajetória percorrida pela aeronave), podem ser obtidas integrando-se as velocidades da aeronave projetadas em eixos terra, as quais são expressas pelas seguintes equações:

$$\dot{x}_e = (\cos \theta \cos \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \cos \psi - \cos \phi \sin \psi)v + \\ + (\cos \phi \sin \theta \cos \psi + \sin \phi \sin \psi)w \quad (16)$$

$$\dot{y}_e = (\cos \theta \sin \psi)u + (\sin \phi \sin \theta \sin \psi + \cos \phi \cos \psi)v + \\ + (\cos \phi \sin \theta \sin \psi - \sin \phi \cos \psi)w \quad (17)$$

$$\dot{z}_e = -\sin \theta u + \sin \phi \cos \theta v + \cos \phi \cos \theta w \quad (18)$$

4.1.2 Estabilidade e controle

Para analisar a estabilidade e controle de uma aeronave, considera-se esta como um sólido rígido, no qual observam-se as dimensões geométricas e a sua distribuição de massa. Estuda-se como as forças e momentos atuam sobre a aeronave, e como esses parâmetros definem o movimento do seu centro de gravidade, bem como a orientação e velocidades angulares com as quais a aeronave se move.

Franchini e García (2010) salientam que um veículo está em equilíbrio quando se encontra em repouso ou em movimento uniforme, ou seja, tanto a quantidade de movimento linear quanto a angular são constantes. Embora seja mais habitual que o equilíbrio seja definido pelo estado de repouso, no caso de uma aeronave, a configuração de equilíbrio se refere a um movimento uniforme, em outras palavras, o estado de equilíbrio de uma aeronave em movimento se caracteriza pelo fato de as velocidades angulares serem nulas e consiste em um movimento de translação retilíneo.

Além disso, os autores citam que a estabilidade é uma propriedade relacionada com o estado de equilíbrio da aeronave. Ela estuda o comportamento da aeronave quando alguma das variáveis que descrevem seu estado de equilíbrio sofre uma variação (uma rajada de vento lateral, por exemplo), e mais particularmente, se essa modificação das variáveis se amplifica ou decai. A alteração de uma das variáveis que descreve o estado de equilíbrio

da aeronave é denominada perturbação. No conceito de estabilidade, assume-se que os comandos de controle da aeronave se encontram fixos e não atuam para compensar os movimentos que aparecem como consequências das perturbações.

No que se refere ao controle, essa área da mecânica do voo analisa o uso dos comandos de voo para que a aeronave adquira um determinado estado de equilíbrio (passando de um estado de equilíbrio a outro diferente), assim como a geração de movimentos acelerados, manobras, ou as ações apropriadas dos comandos para estabilizar o movimento de uma aeronave que seja instável, por exemplo.

Franchini e García (2010) afirmam que o controle estuda a forma em que a deflexão dos comandos modifica a orientação da aeronave no espaço (atitude), definida por meio do ângulo de ataque, do momento de rolagem, de guinada, e outras variáveis de voo como velocidade, velocidades angulares, altitude, etc.

Ainda quanto à estabilidade, o seu estudo está voltado à análise do comportamento da aeronave quando uma das variáveis que descreve o estado de equilíbrio sofre alguma variação, perturbação; e dependendo da escala do tempo em que se estuda tal comportamento, trata-se de estabilidade estática quando o importante é o instante imediatamente posterior à perturbação, enquanto se trata de estabilidade dinâmica quando se obtém a evolução ao longo do tempo do movimento posterior à perturbação do estado de equilíbrio.

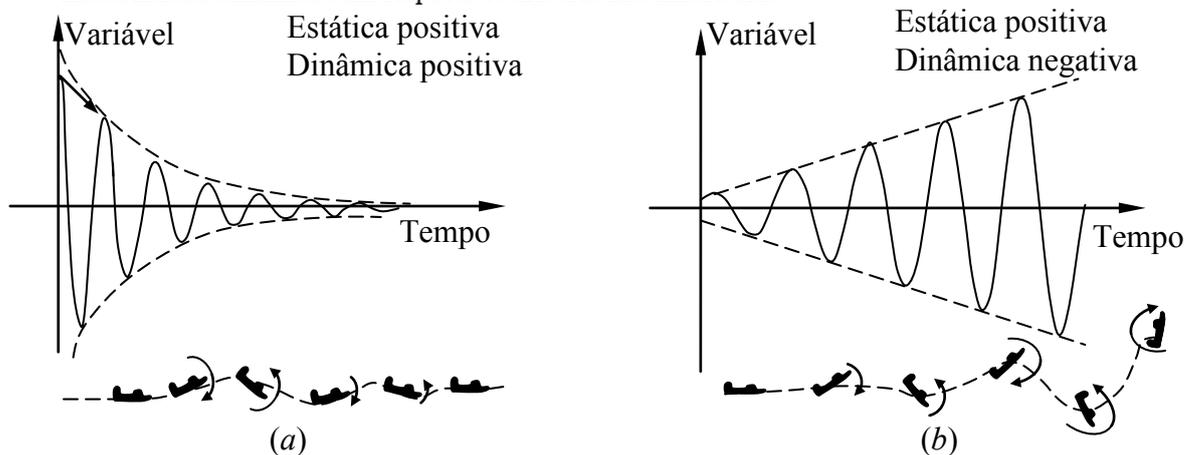
Os autores revelam que na estabilidade estática se estudam as forças e momentos que aparecem imediatamente após a mudança de alguma variável que caracteriza o estado de equilíbrio de forma instantânea. Se a tendência inicial das forças e momentos posteriores à modificação do estado de equilíbrio é de que a alteração das variáveis que descrevem o movimento da aeronave tenham a tendência de se amplificar ou aumentar, diz-se que é instável estaticamente ou que apresenta estabilidade negativa. Por outro lado, se a alteração das variáveis tende a decair ou diminuir, tem-se que a aeronave é estaticamente estável ou tem estabilidade estática positiva.

A estabilidade dinâmica, conforme Franchini e García (2010), estuda a evolução no tempo das variáveis de voo (ângulo de ataque, momento de rolagem, arfagem, e de guinada, velocidade, velocidades angulares, altitude, etc.) quando a condição de equilíbrio foi modificada por uma perturbação. Para essa análise, necessita-se resolver o sistema formado pelas Equações 5 a 10, as quais descrevem o movimento da aeronave.

Diz-se que uma aeronave é dinamicamente estável (ou tem estabilidade dinâmica positiva) quando, diante de uma perturbação, as variáveis que descrevem seu movimento decaem ou diminuem seus valores até alcançarem ao cabo do tempo o mesmo estado de equilíbrio ou outro diferente. Ao contrário, diz-se que uma aeronave tem estabilidade dinâmica negativa ou é dinamicamente instável quando as alterações das variáveis causadas por uma perturbação do estado de equilíbrio inicial se amplificam ou aumentam de forma que, ao passar do tempo, não se alcança nenhum estado de equilíbrio.

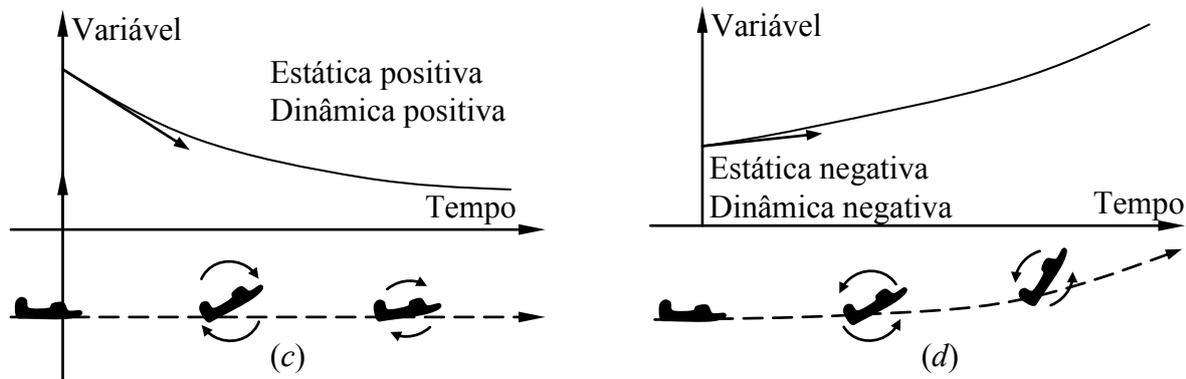
Os diagramas a seguir ilustram o entendimento conceitual e físico de estabilidade estática e dinâmica de uma aeronave.

Diagrama 1 – (a) Estabilidade estática e dinâmica com resposta oscilatória amortecida; (b) Estabilidade estática e instabilidade dinâmica com resposta oscilatória não amortecida



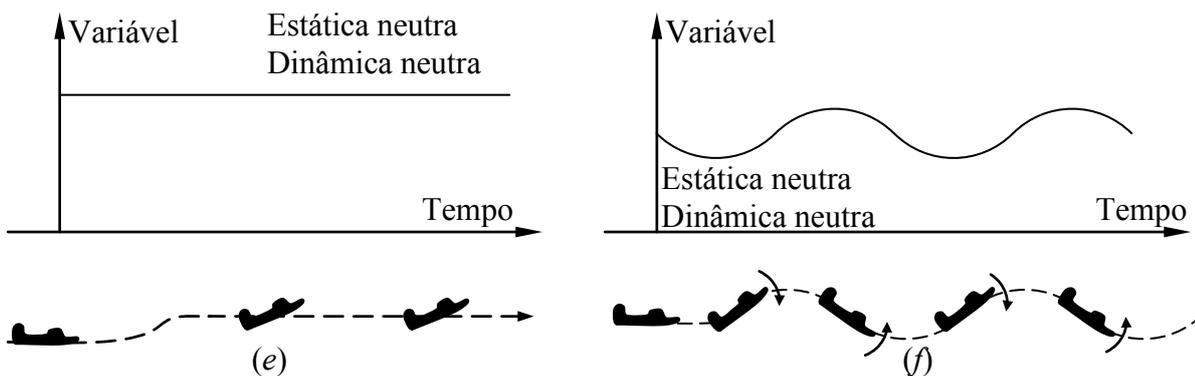
Fonte: adaptado de Franchini e García (2010).

Diagrama 2 – (c) Estabilidade estática e dinâmica com resposta não oscilatória; (d) Instabilidade estática e dinâmica com resposta não oscilatória



Fonte: adaptado de Franchini e García (2010).

Diagrama 3 – (e) Estabilidade estática e dinâmica neutra; (f) Estabilidade estática e dinâmica neutra.



Fonte: adaptado de Franchini e García (2010).

Segundo Tierno, Cortés e Marquez (2012), é habitual supor que a aeronave possui um plano de simetria (o plano $x_b - z_b$) e, portanto, seus movimentos podem se decompor em duas grandes categorias:

- a) *Movimento Longitudinal*: todas as variáveis lateral-direcionais do problema são identicamente nulas ($\beta, \phi, p, r, \delta_a, \delta_r$), e assim, as três equações dinâmicas lateral-direcionais (uma de força segundo o eixo y_b , perpendicular ao plano de simetria, e duas de momentos segundo os eixos x_b e z_b , que formam o plano de simetria) são identicamente nulas, e somente se deve representar duas equações dinâmicas de forças (segundo os eixos x_b e z_b) e uma equação dinâmica de momentos (segundo o eixo y_b).
- b) *Movimento lateral-direcional*: alguma das variáveis lateral-direcionais do problema não são identicamente nulas, e dessa forma, deve-se representar as três equações dinâmicas lateral-direcionais, além das longitudinais.

4.1.2.1 Estabilidade e controle dinâmicos: linearização das equações do movimento

A estabilidade e controle dinâmicos analisam o movimento logo após uma condição de referência, como consequência de uma perturbação exterior (estabilidade) ou do acionamento dos comandos de voo segundo uma lei dada (controlabilidade). Efetua-se esse estudo com a hipótese de pequenas perturbações a partir de uma situação de voo estacionário, o qual permite linearizar as equações do movimento.

De acordo com Tierno, Cortés e Marquez (2012), substituindo todas as variáveis perturbadas do movimento, além de todas as componentes de força e momentos, nos sistemas dinâmicos de forças, momentos exteriores e momentos ao redor dos eixos de giros da aeronave, nas relações cinemáticas angulares e lineares (Equação 5 a 10), como também, considerando a condição de voo estacionário de referência e eliminando termos de ordem superior ao primeiro nas variáveis de perturbação, se obtém:

$$-mg\sin\theta_s\Delta\theta + \Delta F_{Tx} + \Delta F_{Ax} = m(\Delta\dot{u} - v_s\Delta r - r_s\Delta v + w_s\Delta q + q_s\Delta w) \quad (19)$$

$$\begin{aligned} -mg\sin\theta_s\sin\phi_s\Delta\theta + mg\cos\theta_s\cos\phi_s\Delta\phi + \Delta F_{Ty} + \Delta F_{Ay} = \\ = m(\Delta\dot{v} + u_s\Delta r + r_s\Delta u + v_s\Delta p + p_s\Delta w) \end{aligned} \quad (20)$$

$$\begin{aligned} -mg\sin\theta_s\cos\phi_s\Delta\theta - mg\cos\theta_s\sin\phi_s\Delta\phi + \Delta F_{Tz} + \Delta F_{Az} = \\ = m(\Delta\dot{w} - u_s\Delta q - q_s\Delta u + v_s\Delta p + p_s\Delta v) \end{aligned} \quad (21)$$

$$\Delta L_T + \Delta L_A = I_x\Delta\dot{p} - J_{xz}\Delta\dot{r} + (I_z - I_y)(q_s\Delta r + r_s\Delta q) - J_{xz}(p_s\Delta q + q_s\Delta p) \quad (22)$$

$$\Delta M_T + \Delta M_A = I_y\Delta\dot{q} - (I_z - I_x)(p_s\Delta r + r_s\Delta p) + J_{xz}(2p_s\Delta p - 2r_s\Delta r) \quad (23)$$

$$\Delta N_T + \Delta N_A = -J_{xz}\Delta\dot{p} + I_z\Delta\dot{r} - (I_x - I_y)(p_s\Delta q + q_s\Delta p) + J_{xz}(q_s\Delta r + r_s\Delta q) \quad (24)$$

$$I_\alpha\Delta\ddot{\delta}_\alpha = \Delta H_\alpha + \Delta F'_\alpha e_\alpha \quad (25)$$

$$I_\epsilon\Delta\ddot{\delta}_\epsilon = \Delta H_\epsilon + \Delta F'_\epsilon e_\epsilon \quad (26)$$

$$I_r\Delta\ddot{\delta}_r = \Delta H_r + \Delta F'_r e_r \quad (27)$$

$$\Delta p = \Delta\dot{\phi} - \sin\theta_s\Delta\dot{\psi} - \dot{\psi}_s\cos\theta_s\Delta\theta \quad (28)$$

$$\begin{aligned} \Delta q = \cos\phi_s\Delta\dot{\theta} + \sin\phi_s\cos\theta_s\Delta\dot{\psi} - (\dot{\theta}_s\sin\phi_s - \dot{\psi}_s\cos\phi_s\cos\theta_s)\Delta\phi \\ - \dot{\psi}_s\sin\phi_s\sin\theta_s\Delta\theta \end{aligned} \quad (29)$$

$$\begin{aligned} \Delta r = \cos\phi_s\cos\theta_s\Delta\dot{\psi} - \sin\phi_s\Delta\dot{\theta} - (\dot{\psi}_s\sin\phi_s\cos\theta_s + \dot{\theta}_s\cos\phi_s)\Delta\phi \\ - \dot{\psi}_s\cos\phi_s\sin\theta_s\Delta\theta \end{aligned} \quad (30)$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{x}_e &= \cos\theta_s \cos\psi_s \Delta u + (\sin\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s - \cos\phi_s \sin\psi_s) \Delta v + \\ &\quad + (\cos\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s + \sin\phi_s \sin\psi_s) \Delta w - \\ &\quad - [\cos\theta_s \sin\psi_s u_s + (\sin\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s + \cos\phi_s \cos\psi_s) v_s + \\ &\quad + (\cos\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s - \sin\phi_s \cos\psi_s) w_s] \Delta \psi + \\ &\quad + (-\sin\theta_s u_s + \sin\phi_s \cos\theta_s v_s + \cos\phi_s \cos\theta_s w_s) \cos\psi_s \Delta \theta + \\ &\quad + [(\cos\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s + \sin\phi_s \sin\psi_s) v_s - \\ &\quad - (\sin\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s - \cos\phi_s \sin\psi_s) w_s] \Delta \phi \end{aligned} \tag{31}$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{y}_e &= \cos\theta_s \sin\psi_s \Delta u + (\sin\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s + \cos\phi_s \cos\psi_s) \Delta v + \\ &\quad + (\cos\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s - \sin\phi_s \cos\psi_s) \Delta w + \\ &\quad + [\cos\theta_s \cos\psi_s u_s + (\sin\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s - \cos\phi_s \sin\psi_s) v_s + \\ &\quad + (\cos\phi_s \sin\theta_s \cos\psi_s + \sin\phi_s \sin\psi_s) w_s] \Delta \psi + \\ &\quad + (-\sin\theta_s u_s + \sin\phi_s \cos\theta_s v_s + \cos\phi_s \cos\theta_s w_s) \cos\psi_s \Delta \theta + \\ &\quad + [(\cos\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s - \sin\phi_s \cos\psi_s) v_s - \\ &\quad - (\sin\phi_s \sin\theta_s \sin\psi_s + \cos\phi_s \cos\psi_s) w_s] \Delta \phi \end{aligned} \tag{32}$$

$$\begin{aligned} \Delta \dot{z}_e &= -\sin\theta_s \Delta u + \sin\phi_s \cos\theta_s \Delta v + \cos\phi_s \cos\theta_s \Delta w - \\ &\quad - (\cos\theta_s u_s + \sin\phi_s \sin\theta_s v_s + \cos\phi_s \sin\theta_s w_s) \Delta \theta + \\ &\quad + (\cos\phi_s \cos\theta_s v_s - \sin\phi_s \cos\theta_s w_s) \Delta \phi \end{aligned} \tag{33}$$

Por fim, particularizando o movimento para uma condição de referência de voo estacionário retilíneo simétrico com asas niveladas, além de introduzir o conceito de eixos de estabilidade e Derivadas de Estabilidade, obtém-se, pelo Desenvolvimento de Bryan, as equações linearizadas dimensionais desacopladas do movimento longitudinal e do movimento lateral-direcional.

Equações longitudinais:

$$\left(X_u - m \frac{d}{dt} \right) \Delta u + X_w \Delta w - mg \cos\theta_s \Delta \theta = -X_{\delta_e} \Delta \delta_e \tag{34}$$

$$Z_u \Delta u + \left(Z_w + (Z_{\dot{w}} - m) \frac{d}{dt} \right) \Delta w + \left[(Z_q + m u_s) \frac{d}{dt} - mg \sin\theta_s \right] \Delta \theta = -Z_{\delta_e} \Delta \delta_e \tag{35}$$

$$\begin{aligned} M_u \Delta u + \left(M_w + M_{\dot{w}} \frac{d}{dt} \right) \Delta w + \left(M_q \frac{d}{dt} - I_y \frac{d^2}{dt^2} \right) \Delta \theta = \\ = - \left(M_{\delta_e} + M_{\delta_e} \frac{d}{dt} \right) \Delta \delta_e \end{aligned} \tag{36}$$

$$\begin{aligned} H_{\epsilon u} \Delta u + \left(H_{\epsilon w} + H_{\epsilon \dot{w}} \frac{d}{dt} \right) \Delta w + H_{\epsilon q} \frac{d \Delta \theta}{dt} = \\ = \left(-H_{\epsilon \delta_e} - H_{\epsilon \delta_e} \frac{d}{dt} + I_\epsilon \frac{d^2}{dt^2} \right) \Delta \delta_e - \Delta F_{\epsilon e} \end{aligned} \tag{37}$$

$$\frac{d \Delta \theta}{dt} = \Delta q \tag{38}$$

Equações lateral-direcionais:

$$\left(Y_v - m \frac{d}{dt}\right) \Delta v + Y_p \Delta p + (Y_r - m u_z) \Delta r + mg \cos \theta_s \Delta \phi = -Y_{\delta_r} \Delta \delta_r \quad (39)$$

$$\begin{aligned} L_v \Delta v + \left(L_p - I_x \frac{d}{dt}\right) \Delta p + \left(L_r + J_{xz} \frac{d}{dt}\right) \Delta r = \\ = -\left(L_{\delta_a} + L_{\delta_a} \frac{d}{dt}\right) \Delta \delta_a - L_{\delta_r} \Delta \delta_r \end{aligned} \quad (40)$$

$$\begin{aligned} N_v \Delta v + \left(N_p + J_{xz} \frac{d}{dt}\right) \Delta p + \left(N_r - I_z \frac{d}{dt}\right) \Delta r = \\ = -N_{\delta_a} \Delta \delta_a - \left(N_{\delta_r} + N_{\delta_r} \frac{d}{dt}\right) \Delta \delta_r \end{aligned} \quad (41)$$

$$H_{\alpha p} \Delta p + H_{\alpha r} \Delta r = \left(-H_{\alpha \delta_a} - H_{\alpha \delta_a} \frac{d}{dt} + I_\alpha \frac{d^2}{dt^2}\right) \Delta \delta_a - \Delta F'_a e_a \quad (42)$$

$$H_{r v} \Delta v + H_{r p} \Delta p + H_{r r} \Delta r = \left(-H_{r \delta_r} - H_{r \delta_r} \frac{d}{dt} + I_r \frac{d^2}{dt^2}\right) \Delta \delta_r - \Delta F'_r e_r \quad (43)$$

$$\frac{d \Delta \phi}{dt} = \Delta p + \tan \theta_s \Delta r \quad (44)$$

$$\frac{d \Delta \psi}{dt} = \sec \theta_s \Delta r \quad (45)$$

4.2 ESTUDO DA ENGENHARIA DE CONTROLE

O projeto e desenvolvimento de pilotos automáticos requer o conhecimento de teorias de controle que possam ser utilizadas para reger tais sistemas.

Diante disto, Ogata (2010, p. 1) estabelece que:

As teorias de controle comumente usadas hoje são a teoria de controle clássico (também chamada teoria de controle convencional), a teoria de controle moderno e a teoria de controle robusto [...] O controle automático é essencial em qualquer campo da engenharia e da ciência. O controle automático é um componente importante e intrínseco em sistemas de veículos espaciais, sistemas robóticos, modernos sistemas de manufatura e quaisquer operações industriais que envolvam o controle de temperatura, pressão, umidade, viscosidade, vazão, etc.

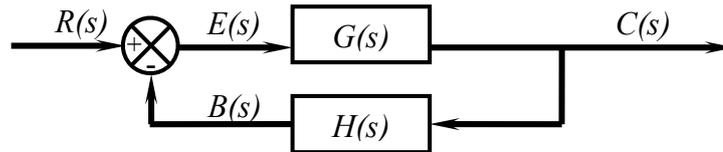
Conforme Ogata (2010),

[...] o modelo matemático de um sistema dinâmico é definido como um conjunto de equações que representa a dinâmica do sistema com precisão ou, pelo menos, razoavelmente bem [...] Construir modelos matemáticos adequados é a parte mais importante da análise de sistemas de controle como um todo.

O controle automático efetuado por um sistema de controle pode ter diversos componentes. Para demonstrar as funções que são exercidas em cada um destes componentes, na engenharia de controle normalmente se utiliza um diagrama chamado de diagrama de blocos.

Um diagrama de blocos de um sistema é uma representação gráfica das funções desempenhadas por cada componente e do fluxo de sinais entre eles. Esses diagramas descrevem o inter-relacionamento que existe entre os vários componentes [...] Em um diagrama de blocos, todas as variáveis do sistema são ligadas umas às outras por meio de blocos funcionais. O bloco funcional ou simplesmente bloco é um símbolo da operação matemática que é aplicada ao sinal de entrada do bloco que produz o sinal de saída. (OGATA, 2010).

Diagrama 4 – Sistema genérico de malha fechada



Fonte: Ogata (2010).

O Diagrama 4 ilustra um diagrama de blocos de um sistema genérico de malha fechada, no qual:

$G(s)$ = Função de transferência que representa a dinâmica do sistema

$H(s)$ = Função de transferência que realimenta o sistema

$C(s)$ = Sinal de saída do bloco (variável a ser controlada)

$E(s)$ = Sinal de erro ou atuação

$R(s)$ = Sinal de referência

$B(s)$ = Sinal de saída da realimentação

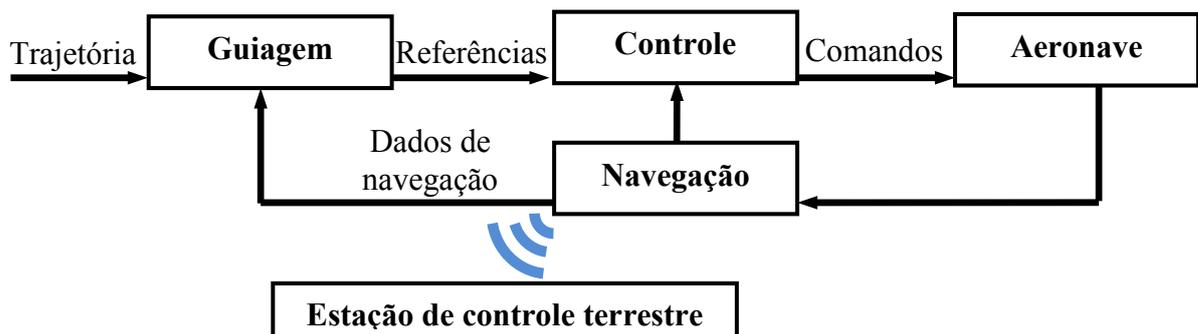
O diagrama de blocos apresenta uma grande vantagem em relação a uma representação matemática abstrata pura, em decorrência de ser possível visualizar o fluxo de sinais do sistema real, facilitando a compreensão da dinâmica do sistema.

4.3 O PILOTO AUTOMÁTICO

Nelson (1998 apud BITTAR, 2012, p. 40) revela que o piloto automático (PA) é um sistema desenvolvido para guiar veículos sem a assistência humana. Tierno, Cortés e Marquez (2012), por sua vez, em um conceito mais técnico, definem PA como um sistema de controle de voo que permite estabelecer e manter determinadas condições dos parâmetros de voo.

Segundo Bittar (2012), qualquer piloto automático é constituído por um sistema de navegação, um sistema de guiagem, um sistema de controle e uma estação de controle em solo, como ilustra o Diagrama 5.

Diagrama 5 – Sistemas de um piloto automático



Fonte: adaptado de Bittar (2012).

Três tipos de piloto são empregados em VANTs: o piloto manual, o semiautomático e o automático. O piloto manual é constituído por um operador em terra que envia comandos de deflexão das superfícies de controle (aileron, profundor e leme, e os respectivos compensadores) e de motor através de um rádio controle. Nesse tipo de piloto, o operador em terra tem total controle da aeronave (BITTAR, 2012).

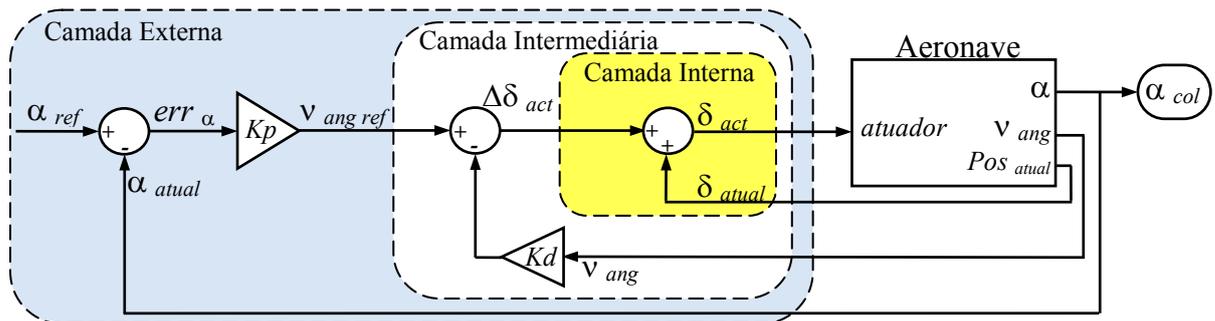
O piloto semiautomático realiza o controle de atitude da aeronave, limitando o controle do operador em terra; este deixa de atuar diretamente nas superfícies e passa a enviar referências para os ângulos de atitude (rola-

gem, arfagem e guinada). O piloto semiautomático, embarcado na aeronave, recebe essas informações e, por meio de um gerenciador de superfícies de controle, gera os estímulos necessários para fazer a aeronave alcançar os valores impostos pelo operador em terra atendendo às limitações da aeronave (BITTAR, 2012).

O piloto automático, sendo uma extensão do piloto semiautomático citado, controla todos os movimentos da aeronave completando uma missão sem a necessidade de um piloto em terra. Logo, o piloto semiautomático pode ser entendido como um controlador de atitude, enquanto o piloto automático controla todas as variáveis da aeronave, desde a atitude até a altitude, direção e velocidade em relação ao ar (BITTAR, 2012).

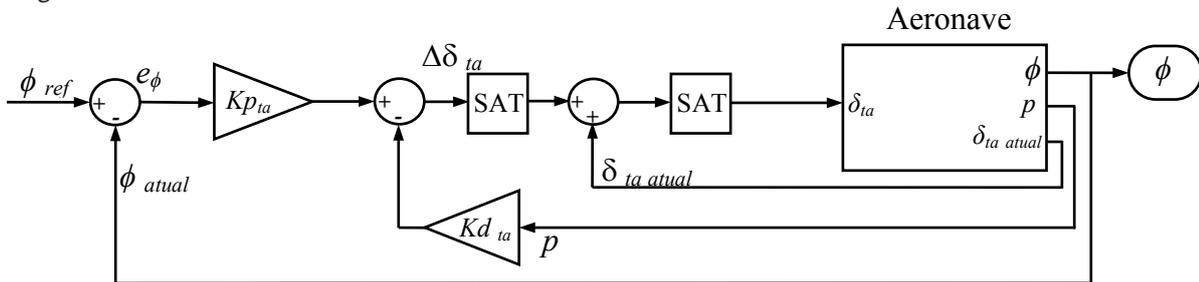
Os diagramas a seguir ilustram as malhas de controle genéricas para um sistema de controle de um PA. Para maiores informações quanto ao modelo matemático que rege tais malhas, sugere-se consultar Nelson (1998) ou Bittar (2012).

Diagrama 6 – Malha genérica de controle de atitude



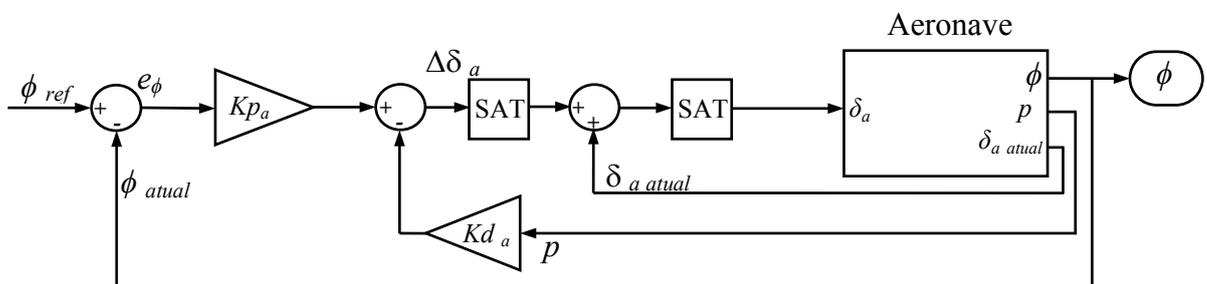
Fonte: adaptado de Bittar (2012).

Diagrama 7 – Malha de controle de roll em voo estabilizado



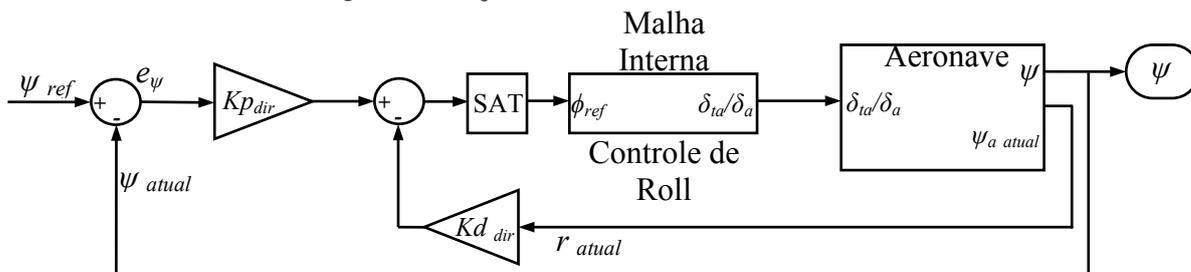
Fonte: adaptado de Bittar (2012).

Diagrama 8 – Malha de controle de roll em voo em manobra



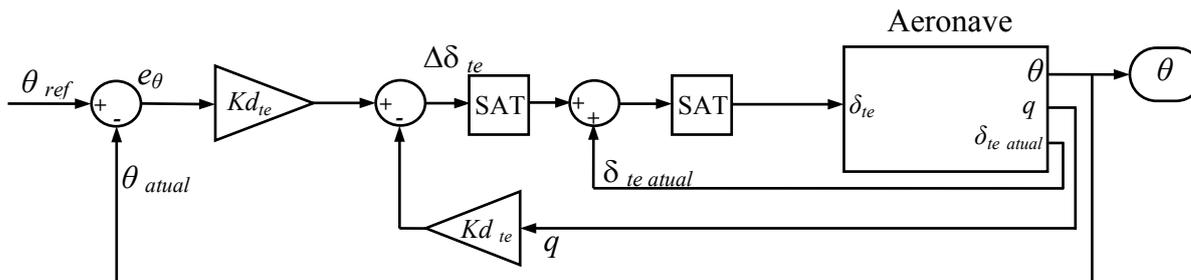
Fonte: adaptado de Bittar (2012).

Diagrama 9 – Malha de controle de ângulo de direção



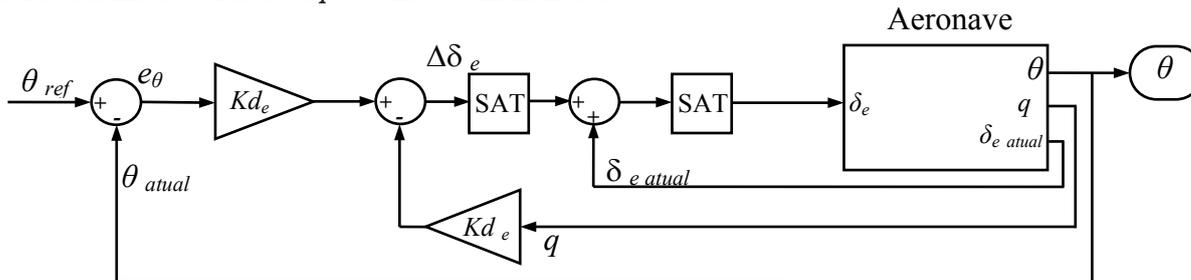
Fonte: adaptado Bittar (2012).

Diagrama 10 – Malha de controle de pitch em voo estabilizado



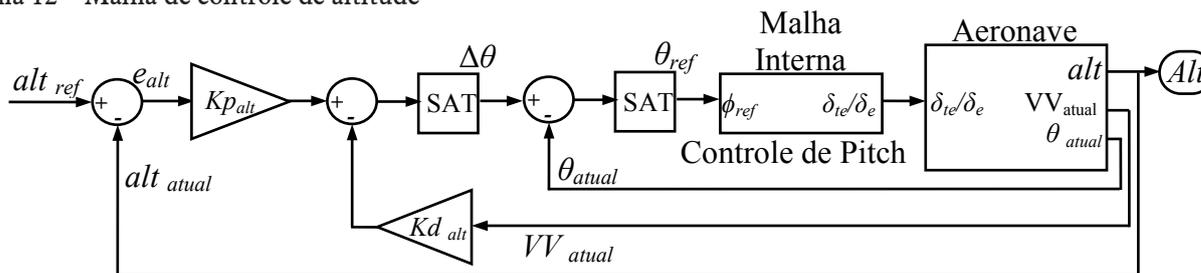
Fonte: adaptado Bittar (2012).

Diagrama 11 – Malha de controle de pitch em voo em manobra



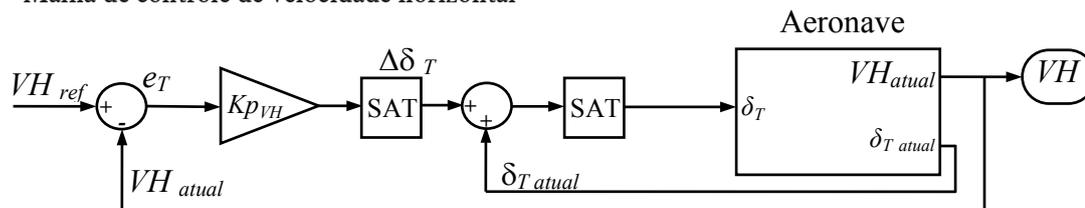
Fonte: adaptado Bittar (2012).

Diagrama 12 – Malha de controle de altitude



Fonte: adaptado Bittar (2012).

Diagrama 13 – Malha de controle de velocidade horizontal



Fonte: adaptado Bittar (2012).

5 CONCLUSÃO

Neste trabalho foram introduzidos os conceitos de modelagem dinâmica para VANTs por meio da revisão bibliográfica sintetizada a partir de Nelson (1998), Yanushevsky (2011), Franchini e García (2010), Ogata (2010), Tierno et al (2012) e Bittar (2012).

O artigo fundamentou a mecânica de voo, a engenharia de controle, e os pilotos automáticos e, por intermédio desses estudos, identificaram-se as variáveis que devem ser empregadas para o projeto de pilotos automáticos.

Percebeu-se pelos estudos que as equações de estabilidade e controle dinâmico não lineares e mesmo as linearizadas são extremamente complexas e exigem grande capacidade de processamento dos pilotos automáticos.

Com base nas equações apresentadas neste trabalho, sugere-se para trabalhos futuros o desenvolvimento e a simulação de uma malha de controle para o controle autônomo do movimento longitudinal de um veículo aéreo não tripulado (VANT) de asa fixa.

REFERÊNCIAS

FRANCHINI, Sebastián; GARCÍA, Oscar López. **Introducción a la Ingeniería Aeroespacial**. Madrid: J. Meseguer y A. Sanz, 2010. 529 p.

GIL, Antonio Carlos. **Como elaborar projetos de pesquisa**. 4. ed. São Paulo: Atlas 2002. 175 p.

NELSON, Robert C. **Flight stability and automatic control**. New York: McGraw-Hill, 1989. 284 p.

NELSON, Robert C. **Flight stability and automatic control**. 2. ed. New York: McGraw-Hill, 1998.

OGATA, Katsuhiko. **Engenharia de controle moderno**. 5. ed. São Paulo: Pearson Prentice Hall, 2010. 809 p.

RABBATH, Camile Alain; LÉCHEVIN, Nicolas. **Safety and reliability in cooperating unmanned aerial systems**. Singapore: Word Scientific, 2010. 234 p.

TIERNO, Miguel Ángel Gómez; CORTÉS, Manuel Pérez; MARQUEZ, César Puentes. **Mecánica del vuelo**. 2. ed. Madrid: Ibergarceta Publicaciones, S. L., 2012. 482 p.

YANUSHEVSKY, Rafael. **Guidance of unmanned aerial vehicles**. New York: CRC Press, 2011. 371 p.

