

Estudo de um Método de Baixo Custo para Identificação Paramétrica de Pequenas Aeronaves

Guilherme N. Barufaldi, Marcus H. Victor Jr., Takashi Yoneyama, Luis C. S. Góes, Maurício A. V. Morales
Instituto Tecnológico de Aeronáutica – Praça Mal. Eduardo Gomes, 50, Vila das Acácias, CEP 12228-900, São José dos Campos, SP - Brasil

Resumo — O crescimento do mercado de veículos aéreos não tripulados estimula a pesquisa para este tipo de aeronave. Entretanto, para muitos destes veículos, as pequenas dimensões e a pequena capacidade de carga paga disponível tornam muito difícil a instalação de sistemas embarcados, o que dificulta também a medição de parâmetros em voo. A partir da reconstrução dos ângulos aerodinâmicos, é possível, desenvolver um sistema de aquisição de dados baseado em poucos sensores, o que torna prática a sua utilização para a identificação paramétrica da aeronave. Este trabalho descreve um estudo para verificar a factibilidade de uma metodologia de reconstrução dos ângulos aerodinâmicos, a partir dos dados inerciais da aeronave. Simulações foram feitas utilizando-se modelos de aeronaves baseados em derivadas de estabilidade. Verificou-se, então, a eficácia do método na ausência de ruído.

Palavras-Chave — Integração de sistemas embarcados, VANT, identificação paramétrica.

I. INTRODUÇÃO

O mercado de Veículos Aéreos Não Tripulados (VANTs) encontra-se em franca expansão, ocupando uma parcela significativa da pesquisa aeronáutica atual. Desde a década de 1980, quando os primeiros VANTs tornaram-se operacionais, a presença desse tipo de aeronave vem crescendo, especialmente no contexto militar. A evolução da teoria de controle e dos computadores de voo, bem como a miniaturização de componentes eletrônicos, tornou real a possibilidade de pequenas aeronaves autônomas ou telecomandadas. Atualmente, existem veículos bastante avançados como o MQ-9 Reaper ou o Global Hawk, ambos desenvolvidos nos Estados Unidos da América (EUA) para fins militares. O Global Hawk é capaz de realizar voos de longo alcance completamente autônomos, em que não há a necessidade de controle à distância por um piloto em terra. O MQ-9 pode realizar desde vigilância até ataque ao solo e caça.

No meio acadêmico, os pequenos VANTs tornaram-se comuns devido à sua atraente capacidade de ser uma ferramenta de pesquisa e desenvolvimento, atrelada a custos relativamente baixos de construção e menor infra-estrutura de operação exigida. Assim, boa parte dos VANTs é composta de veículos relativamente pequenos, muitas vezes lançados a mão. Devido às pequenas dimensões, este tipo de aeronave

frequentemente sofre com problemas relacionados à qualidade de voo, diferentes dos enfrentados por aeronaves maiores. As dimensões reduzidas e o regime de voo, o qual frequentemente ocorre em baixas velocidades, tornam estes veículos mais suscetíveis a rajadas de vento. Além disso, pelo fato de não serem tripulados, estes veículos são concebidos de forma menos conservadora, não sendo raras as adoções de soluções mais ousadas para a diminuição do peso estrutural ou a melhora das qualidades aerodinâmicas, como empenagem em V ou redução do volume de cauda. Deste modo, não é incomum observar VANTs com qualidade de voo e controlabilidade deficitárias durante sua fase de desenvolvimento, o que torna a sua pilotagem potencialmente difícil. Em VANTs de tamanho reduzido, é difícil o embarque de sistemas de controle automático ou de aquisição de dados mais sofisticados, no que tange ao uso de sondas e dispositivos de consideráveis volume e peso. O excedente de massa devido ao sistema de aquisição, via de regra, penaliza o desempenho de tal classe de aeronaves.

O presente trabalho propõe estudar a factibilidade de um método de baixo custo para se identificar os parâmetros de uma aeronave desse tipo, bem como para estimação de estados, necessários para a implementação de sistemas de controle automático, guiamento e navegação. Contextualizados os usos dos VANTs, bem como a aplicação de aeronaves de pequeno porte e suas restrições e benefícios, este trabalho não pretende investigar a fundo os métodos apresentados, nem exaurir as possibilidades para estudos compreendendo ruído ou perturbações exógenas, mas sim analisar a possível utilização de um sistema passível de ser implementado em tais aeronaves, dotadas de sistemas de aquisição de dados com características de processamento e armazenamento modestas.

II. MÉTODO

A análise de qualidade de voo de pequenas aeronaves vem tomando vulto no meio acadêmico, mas ainda não há muito consenso sobre padrões. Andrisani e Peters [1] investigaram as características do modo de período curto para pequenas aeronaves, equipando um aeromodelo com instrumentação adequada e comparando os dados medidos com previsões teóricas. O trabalho aponta que os padrões de qualidade de voo para pequenas aeronaves são bastante diferentes daqueles considerados ideais para grandes aeronaves. Em especial, concluíram que frequências e amortecimentos maiores são desejáveis para que este tipo de avião mantenha um padrão de controlabilidade aceitável.

Guilherme N. Barufaldi, guilherme.barufaldi@gmail.com, Marcus H. Victor Jr., marcus.henrique.victor.junior@gmail.com, Takashi Yoneyama, takashi@ita.br, Luis C. S. Góes, goes@ita.br, Maurício A. V. Morales, morales@ita.br, Tel +55-12-3947-6993, Departamento de Mecânica do Voo, Divisão de Engenharia Aeronáutica, Instituto Tecnológico de Aeronáutica.

Cotting [2] separou aeronaves grandes e pequenas em classes comparáveis, analisando o número de Reynolds e o peso máximo de decolagem, a fim de iniciar um trabalho de correção para padrões de qualidade de voo.

No campo da análise de experimentos, Morelli [3] propõe metodologias de redução de dados no domínio da frequência, para se obter parâmetros modais e aerodinâmicos de aeronaves em tempo real e com pouco processamento, utilizando-se o próprio computador de bordo do avião. Ainda na mesma linha de pesquisa, Morelli propõe em [4] a identificação de parâmetros em tempo real, sem a medida do escoamento em torno da aeronave, reconstruindo os ângulos aerodinâmicos a partir de dados inerciais.

Adaptando-se a metodologia apresentada em [4], é possível realizar, a partir de um sistema de aquisição de dados embarcado relativamente simples, a identificação de parâmetros de uma aeronave. A simplicidade do sistema reside no fato de que ele necessita de menos variáveis medidas e, portanto, menos sensores. Com isto, além da disponibilidade de sensores de custo e tamanho reduzido, é possível construir um sistema de aquisição de dados a partir de um micro controlador de baixo custo [5].

Variáveis medidas – A redução no número de variáveis deve-se ao fato de que, no coração do método estudado, não se medem os ângulos aerodinâmicos. Os ângulos de ataque α e de derrapagem β em geral não podem ser medidos diretamente, visto que os tipos de sonda utilizados para este fim são tipicamente pesados e caros para as aplicações em pequenos VANTs. Assim, é interessante obter os ângulos aerodinâmicos de maneira indireta. As equações cinemáticas [6] para a translação da aeronave, no referencial do corpo, são dadas por (1), (2) e (3).

$$\dot{u} = rv - qw - g \sin \theta + gn_x \quad (1)$$

$$\dot{v} = pw - ru + g \cos \theta \sin \varphi + gn_y \quad (2)$$

$$\dot{w} = qu - pv + g \cos \theta \cos \varphi + gn_z \quad (3)$$

Em que n_x , n_y e n_z são os fatores de carga medidos pelos acelerômetros; u , v e w são as componentes da velocidade no referencial do corpo; p , q e r são as componentes da velocidade angular no referencial do corpo, medidas pelos girômetros; θ e φ são os ângulos de Euler entre os referenciais do corpo e da Terra, suposto inercial, e g é a aceleração da gravidade.

Então, a velocidade aerodinâmica verdadeira (TAS), o ângulo de ataque e o ângulo de derrapagem podem ser calculados por (4), (5) e (6), respectivamente.

$$V = \sqrt{u^2 + v^2 + w^2} \quad (4)$$

$$\alpha = \tan^{-1} \frac{w}{u} \quad (5)$$

$$\beta = \sin^{-1} \frac{v}{V} \quad (6)$$

Considera-se que as manobras feitas para os ensaios em voo são manobras de pequenas perturbações, em torno de uma condição de equilíbrio de voo reto nivelado (regime permanente), e com pouco vento, de forma que os ângulos

aerodinâmicos sejam pequenos. Essas hipóteses de pequenos ângulos e perturbações permitem simplificação de (4), (5) e (6), resultando em (7), (8) e (9).

$$u \approx V \approx \text{constante} \quad (7)$$

$$\alpha \approx \frac{w}{V} \quad (8)$$

$$\beta \approx \frac{v}{V} \quad (9)$$

Desse modo, conforme proposto por Morelli [4], (7), (8) e (9) podem ser utilizadas para simplificar (2) e (3), obtendo-se (10) e (11).

$$\dot{\alpha} \approx q - \beta p + \frac{g}{V} (\cos \theta \cos \varphi + n_z) \quad (10)$$

$$\dot{\beta} \approx p \alpha - r + \frac{g}{V} (\cos \theta \sin \varphi + n_y) \quad (11)$$

As equações (10) e (11) fornecem uma nova dinâmica, aproximada, para α e β , e podem, portanto, ser usadas para a reconstrução destas duas variáveis de estado ao longo do tempo, por meio de integração.

Para a condição de equilíbrio de voo reto nivelado sem derrapagem, tem-se as condições iniciais dadas por (12) – (17).

$$\dot{u} = \dot{v} = \dot{w} = \dot{\alpha} = \dot{\beta} = 0 \quad (12)$$

$$p = q = r = 0 \quad (13)$$

$$v = 0 \quad (14)$$

$$n_y = 0 \quad (15)$$

$$\beta = \varphi = 0 \quad (16)$$

$$\theta = \alpha \quad (17)$$

Tem-se ainda que, para a condição inicial de referência, o ângulo de ataque é dado por (18).

$$\alpha(0) = \sin^{-1} n_x(0) \quad (18)$$

Os ângulos φ e θ também podem ser obtidos diretamente da Unidade de Medidas Inerciais (IMU), caso esta possua giroscópios ou um algoritmo interno para a estimação destes estados. Entretanto, as unidades de medidas inerciais de dimensões reduzidas comercialmente disponíveis disponibilizam, em geral, apenas as componentes da velocidade angular no referencial do corpo, isto é, p , q e r . Neste caso, é possível utilizar os dados inerciais disponíveis para se obter φ e θ por meio das dinâmicas representadas em (19) e (20).

$$\dot{\varphi} = p + \tan \theta (q \sin \varphi + r \cos \varphi) \quad (19)$$

$$\dot{\theta} = q \cos \varphi - r \sin \varphi \quad (20)$$

Tipicamente, os dados provenientes das IMUs, em especial os das comercialmente disponíveis, são assaz ruidosos, o que levaria a um erro acumulativo no tempo no processo de integração das dinâmicas. Para se tratar esse problema, é necessário projetar um sistema de aquisição de dados, bem como as estruturas que o suportam e o conectam à aeronave, inerentemente insensíveis a ruídos mecânicos.

Além disso, são necessários métodos de filtragem e estimação. Porém, o tratamento e a análise dos efeitos do ruído fogem ao escopo deste trabalho.

Para se avaliar a viabilidade do método, optou-se por implementar uma rotina de simulações em MATLAB® utilizando-se uma função dinâmica construída a partir de um modelo de aeronave, colocando-se como saídas tanto os estados necessários ao modelo, quanto os ângulos aerodinâmicos reconstruídos com a dinâmica aproximada apresentada em (10) e (11) – os ângulos aerodinâmicos verdadeiros são calculados a partir das variáveis de estado, por meio das equações (5) e (6). Para a integração das equações, utilizou-se o *Simulink*®.

III. RESULTADOS

O estudo foi conduzido utilizando-se os modelos de duas aeronaves bastante distintas: o AT-26 Xavante e um pequeno VANT de motor elétrico, construído no Centro de Desenvolvimento de Pequenas Aeronaves (CDPA) do ITA. O modelo para o AT-26 é real, identificado em voo [7]. Para se obter o modelo da pequena aeronave, mostrada na Fig. 1, utilizou-se o *Athena Vortex Lattice* (AVL) [8] para se calcular as derivadas de estabilidade e controle e a posição do ponto neutro, e um modelo em *CATIA*® para a obtenção das propriedades de inércia e também do centro de massa do avião.



Fig. 1. Pequeno VANT elétrico para estudos e testes, construído no CDPA-ITA.

Para ambas as aeronaves, utilizaram-se entradas tipo *dublê*, aplicadas em primeiro momento no profundor e, em segundo, no leme, para se excitar separadamente os modos de período curto e *dutch roll*. Partindo-se da condição de equilíbrio em voo reto e nivelado, avaliou-se a resposta dos estados de interesse para os respectivos modos, bem como os ângulos aerodinâmicos reconstruídos. Os períodos das entradas *dublê* foram calculados como aproximadamente iguais aos períodos de cada modo.

O resultado para o AT-26 Xavante, em voo reto e nivelado a 38000 pés de altitude com velocidade TAS de 200 m/s é mostrado nas Fig. 2 a Fig. 4. A Fig. 2 exhibe a resposta do modo curto de período da aeronave. A entrada na deflexão do profundor δ_p é exibida ao alto, seguida da taxa de arfagem,

do ângulo de ataque real e do ângulo de ataque reconstruído. Pode-se notar que este modo é bem amortecido. Nota-se também que a evolução do ângulo reconstruído é praticamente idêntica à do ângulo real.

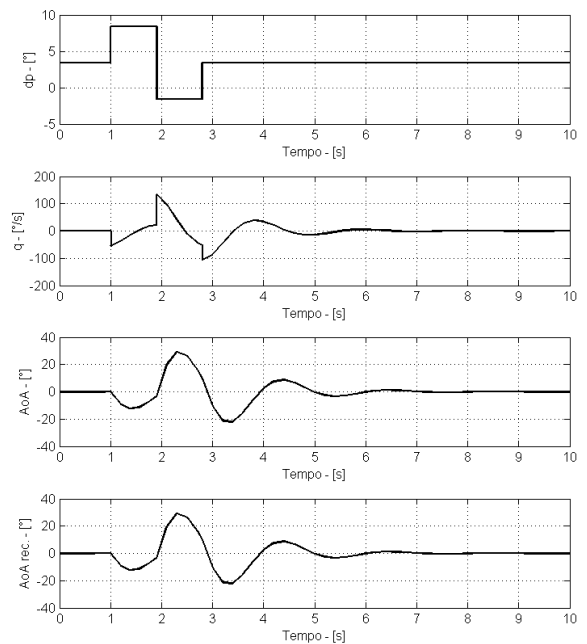


Fig. 2. Resposta em período curto da aeronave AT-26 e ângulo de ataque reconstruído. Entrada tipo *dublê* no profundor.

Para avaliar a evolução do ângulo de derrapagem, excitou-se o modo de *dutch roll* também por meio de uma entrada tipo *dublê* no leme. A resposta da aeronave é mostrada na Fig. 3, na qual a entrada no leme δ_l é exibida ao alto, seguida da taxa de guinada, do ângulo de derrapagem real e do ângulo reconstruído. É possível observar que o amortecimento do modo *dutch roll* é muito menor do que o do modo de curto período nesta condição de voo. Ressalta-se que o AT-26 é conhecido pela qualidade de voo pobre para este modo nas referidas condições. Nota-se novamente que a evolução do ângulo reconstruído é praticamente igual à do ângulo de derrapagem real. Outro gráfico bastante comum no estudo deste modo oscilatório é o retrato de fase da resposta, exibido na Fig. 4. Nota-se que o sistema é estável, sendo o ponto de equilíbrio um foco. Entretanto, muitas oscilações ocorrem devido ao fraco amortecimento. Observa-se também, na Fig. 4, que o retrato de fase feito a partir do ângulo de derrapagem reconstruído é praticamente idêntico àquele feito com o ângulo real.

Os resultados para o pequeno VANT, em voo reto nivelado a 300 pés de altitude e velocidade TAS de 15 m/s, são mostrados nas Fig. 5 a Fig. 7. A Fig. 5 exhibe a resposta do modo de curto período à excitação *dublê* no profundor, de maneira análoga à da Fig. 2. Nota-se que a resposta na taxa de arfagem é bastante acentuada, provavelmente devido ao grande profundor e aos pequenos momentos de inércia. Nota-se também que o amortecimento é bastante acentuado, consideravelmente maior do que no modo de curto período

do AT-26. Novamente, a evolução do ângulo reconstruído é praticamente idêntica à do ângulo real.

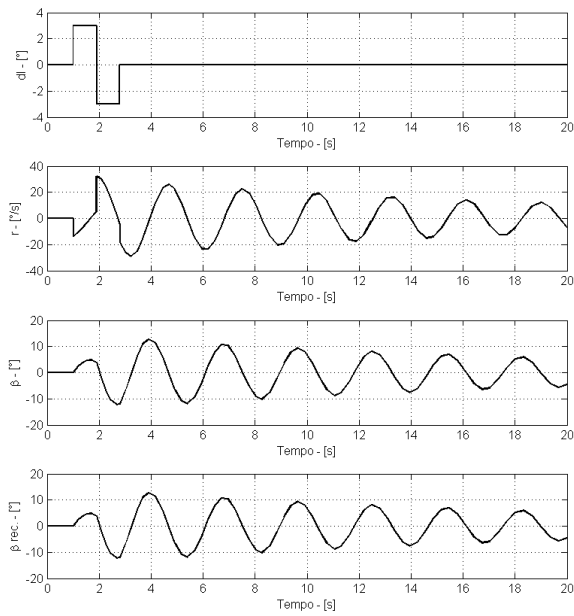


Fig. 3. Resposta do modo *dutch roll* da aeronave AT-26 e ângulo de derrapagem reconstruído. Entrada tipo dublê no leme.

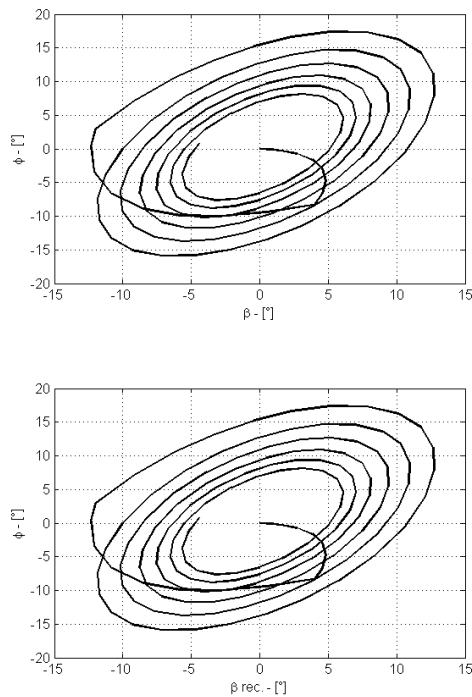


Fig. 4. Retratos de fase da resposta do modo *dutch roll* do AT-26 para a entrada dublê no leme, usando β real e β reconstruído.

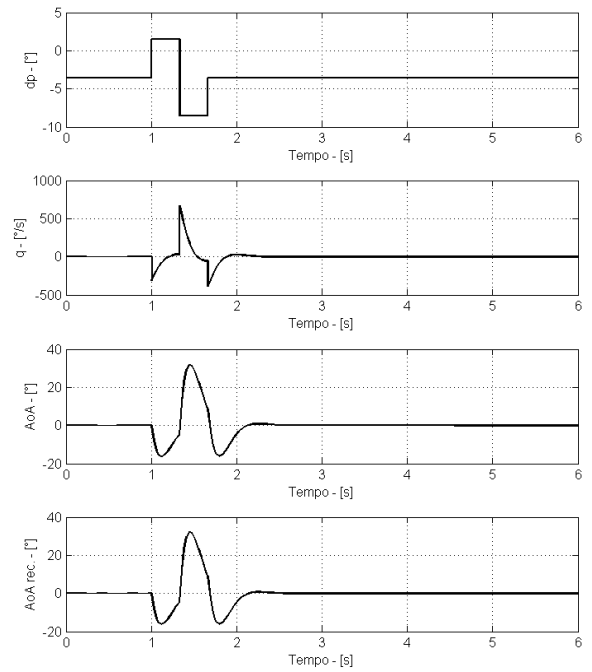


Fig. 5. Resposta em período curto do pequeno VANT e ângulo de ataque reconstruído. Entrada tipo dublê no profundor.

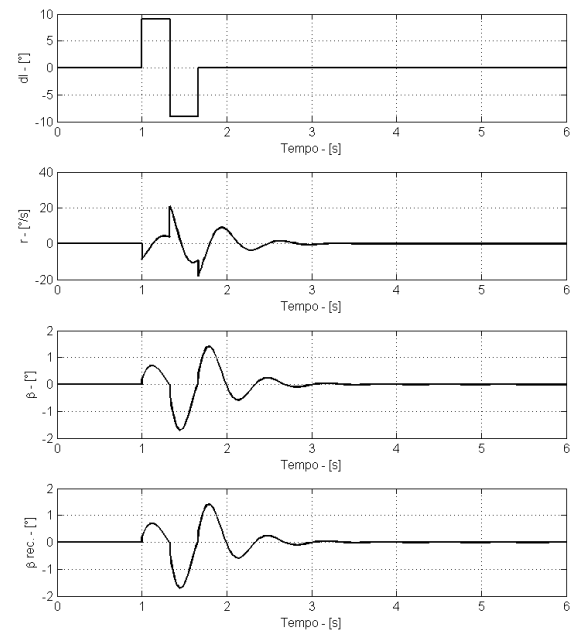


Fig. 6. Resposta do modo *dutch roll* do pequeno VANT e ângulo de derrapagem reconstruído. Entrada tipo dublê no leme.

Fig. 6 exibe a resposta do modo *dutch roll* do pequeno VANT à uma entrada tipo dublê no leme. Imediatamente, é possível observar que este modo é bem amortecido no pequeno VANT, diferentemente do que ocorre para o AT-26. A Fig. 7 mostra o retrato de fase da resposta deste modo oscilatório, tanto para o ângulo de derrapagem real quanto

para o ângulo reconstruído. Nota-se, na Fig. 6 e na Fig. 7, que a evolução do ângulo reconstruído é praticamente idêntica à do ângulo real.

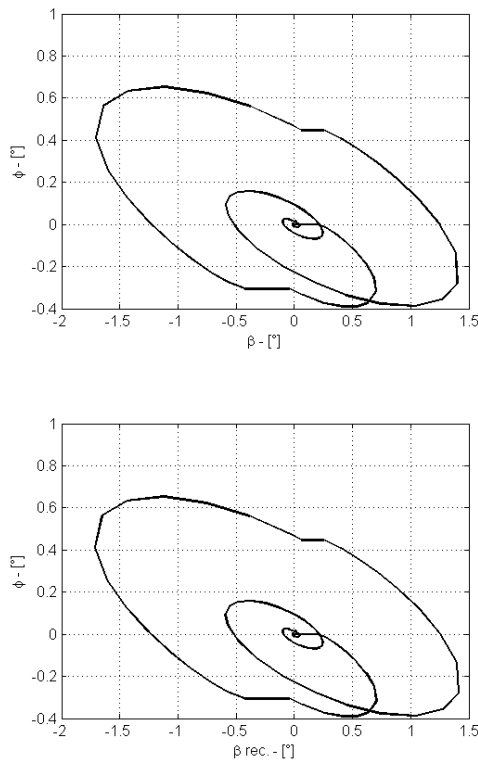


Fig. 7. Retrato de fase da resposta do modo *dutch roll* do pequeno VANT para a entrada dublê no leme, usando β real e β reconstruído.

Nota-se também que, de forma geral, os modos do pequeno VANT possuem maiores frequências e maiores amortecimentos do que os modos do AT-26, como era esperado, devido às diferenças entre as aeronaves [1].

IV. DISCUSSÃO

Observando-se os resultados, nota-se que a reconstrução dos ângulos aerodinâmicos foi bem sucedida para os casos simulados, incluindo até mesmo condições além da região de linearidade do sistema, com altas variações nos controles e nos ângulos reais. A validade do método ressalta a sua utilidade prática.

Dois motivos importantes devem ser levados em conta para se explicar o sucesso do método. Primeiro, o modelo de forças e momentos utilizados para descrever o comportamento físico das aeronaves foi baseado em derivadas de estabilidade. Deste modo, embora as equações para a dinâmica de corpo rígido da aeronave representem um sistema não linear, o modelo físico por trás delas é essencialmente linear. Se um modelo de forças e momentos mais completo, não linear, fosse utilizado para as simulações, muito provavelmente a reconstrução dos ângulos aerodinâmicos não seria tão exata para deflexões muito grandes das superfícies de comando, já que os estados do

sistema seriam levados amplitudes maiores, fora do regime onde a hipótese de linearidade é válida.

Em segundo lugar, não foram considerados, em nenhum momento, efeitos de ruído e desvios nos estados, os quais certamente estariam presentes caso (10) e (11) fossem calculadas a partir da fusão dos dados de sensores. Estes efeitos são cumulativos em integrações, e poderiam provocar desvios nas reconstruções, o que tornaria o método menos eficaz. Para este caso, seria necessário utilizar métodos de filtragem e estimação de estados, como por exemplo um filtro de Kalman. Além disso, o próprio projeto do sistema de aquisição de dados deveria levar em conta a presença de ruído, de maneira que sua arquitetura seja concebida para ser menos suscetível a ruídos, tanto os de origem mecânica, como vibrações, quanto os de origem eletromagnética.

Entretanto, o sucesso das simulações estimula a continuidade da pesquisa. Embora haja outros formatos de equações que possibilitem a reconstrução de α e β , (10) e (11) possuem um formato em que os dados de sensores são diretamente relacionados, e não se utilizam derivadas calculadas previamente o que certamente diminui a sensibilidade do método aos efeitos do ruído. Além disto, o método deve se tornar menos sensível à medida que a velocidade da aeronave cresce, devido ao fato de que, em ambas as equações, efetua-se uma divisão pela norma do vetor velocidade TAS, V_T , cujo valor numérico é bastante superior ao medido pelos outros sensores, e cuja medição é um pouco menos suscetível a ruídos. O formato apresentado também torna mais fácil a implementação de um filtro de Kalman.

V. CONCLUSÃO

É possível concluir que o método é válido e os resultados das simulações encorajam a continuidade dos trabalhos. Foi possível observar que, na ausência de ruído, a reconstrução dos ângulos aerodinâmicos foi bem sucedida, de forma que a implementação do método apresentado para a identificação paramétrica de pequenas aeronaves é factível. Deste modo, pode ser possível, a custo reduzido, a obtenção empírica de um modelo físico para as aeronaves, i.e., a identificação da planta em malha aberta, quase inexistente para esta classe de aeronaves, o que melhoraria o estudo deste tipo de veículo, além de tornar possível a implementação de sistemas de navegação e guiamento, os quais tipicamente necessitam do conhecimento prévio do sistema. Sugere-se para trabalhos futuros o estudo dos efeitos de ruído, na reconstrução, bem como maneiras para tratá-los.

REFERÊNCIAS

- [1] D. Andrisani, M. E. Peters. "The determination of longitudinal flying qualities requirements for light weight unmanned aircraft", AIAA Guidance, Navigation and Control Reference, 1997, p. 1322-1331.
- [2] M. C. Cotting, "An initial study to categorize unmanned aerial vehicles for flying qualities evaluation", AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, 2009.
- [3] E. A. Morelli, "Real-time parameter estimation in the frequency domain", Journal of Guidance, Control and Dynamics, 2000, 23, vol. 5, p. 812-818.

- [4] E. A. Morelli, "Real-time aerodynamic estimation without air flow angle measurement", *Journal of Aircraft*, 2012, 49, vol. 4, p. 1064-1074.
- [5] G. N. Barufaldi, "Estudo de uma metodologia de baixo custo para ensaios em voo de pequenas aeronaves", Trabalho de Graduação, 2012, Instituto Tecnológico de Aeronáutica - São José dos Campos, SP.
- [6] B. L. Stevens, F. L. Lewis, "Aircraft Control and Simulation", Second Edition, Wiley.
- [7] M. F. de Oliveira, "Estimação paramétrica de derivadas de estabilidade e controle da aeronave AT-26 Xavante usando modelo global não linear", Dissertação de mestrado, 2007, Instituto Tecnológico de Aeronáutica - São José dos Campos, SP.
- [8] M. Drela, "Athena Vortex Lattice (AVL)", Massachusetts Institute of Technology. Disponível em: <
<http://web.mit.edu/drela/Public/web/avl/>>. Acesso em: 01/07/2014.