

Projeto do Sistema de Controle de uma Bomba Inteligente com Alcance Estendido

Carlos Henrique Machado Silva Esteves¹, Marcus Vinicius Preisighe Viana² e José Márcio Pereira Figueira²

¹Instituto de Aeronáutica e Espaço, ²Grupo Especial de Ensaios em Voo - Pça Mal Eduardo Gomes, 50 - Vila das Acácias - São José dos Campos - SP

Resumo — Este trabalho desenvolve o sistema de pilotagem de uma bomba inteligente com alcance estendido. A modelagem aerodinâmica em seis graus de liberdade é apresentada. O modelo não-linear desenvolvido é linearizado e trimado. São projetados três subsistemas de controle, um sistema de aumento de estabilidade, um controlador de rolamento e um seguidor de aceleração. Cada controlador é projetado através de análise no lugar das raízes em uma condição central do envelope, e os ganhos projetados e requisitos obtidos são utilizados, respectivamente, como condições iniciais e função de custo para métodos de otimização numérica, permitindo a obtenção automática dos ganhos dos controladores em todo o envelope de voo. São apresentados os resultados obtidos para cada subsistema, em diversas condições.

Palavras-Chave — Bomba inteligente, Controle, Modelagem.

I. INTRODUÇÃO

O emprego de armamento guiado apresenta significativas vantagens em relação ao emprego de armamento não-guiado. O uso de bombas, quando possível, apresenta um custo menor que o uso de mísseis e, em geral, propicia uma maior capacidade de destruição. Estes fatos, aliados à pouca publicação de trabalhos no Brasil sobre sistemas de pilotagem e guiamento para bombas motivam o estudo deste assunto. Como exemplos de trabalhos publicados no Brasil, pode-se citar [1], que apresenta a modelagem e projeto do sistema de controle, com três graus de liberdade, de uma bomba com *strakes* laterais para alcance estendido; e [2], que apresenta a modelagem com seis graus de liberdade e projeto do sistema de controle de um míssil anti-navio.

Uma bomba não-guiada típica apresenta empenagem de dimensões reduzidas, necessária apenas para garantir sua estabilidade em voo. É usual o projeto de módulos de guiamento para bombas não-guiadas. Uma forma de implementar um módulo de guiamento é substituir a empenagem da bomba não-guiada por uma de maior superfície, que proporciona mais sustentação gerando maior capacidade de manobra. *Canards* podem ser inseridos como superfícies de controle. Os *canards*, em geral, apresentam dimensões relativamente pequenas, mas com um braço longo em relação ao centro de massa do artefato, proporcionando momentos aerodinâmicos razoáveis. Uma bomba com este tipo de módulo de guiamento é estudada neste trabalho.

Este trabalho detalha o desenvolvimento do sistema de pilotagem de uma bomba inteligente. Inicialmente é apresentada a modelagem do artefato, realizada com seis graus de liberdade com auxílio de software semi-empírico. O modelo não-linear desenvolvido é linearizado e trimado. A trajetória do artefato deve ser dividida em duas fases, uma de

navegação, enquanto o alvo ainda está distante, e outra terminal, quando o alvo está próximo e o artefato deve voar diretamente a ele. Na fase de navegação, devem ser mantidas deflexões nos *canards* que resultem em um ângulo de ataque que proporcione o máximo alcance possível. Para isso, é implementado um controlador de rolamento, para que o artefato não role e as deflexões mantidas gerem sustentação na direção desejada. Além disso, é implementado um sistema de aumento de estabilidade para amortecer as oscilações naturais do sistema. Para a fase terminal, são implementados seguidores de aceleração, capazes de seguir uma referência de aceleração gerada pela lei de guiamento. As simulações são realizadas em MATLAB/Simulink.

II. MODELAGEM

O artefato estudado é baseado numa bomba Mk-83 com módulo de guiamento a *laser Paveway II*. Para facilitar a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos, a geometria é simplificada para um perfil tangente-ogiva truncado, com o final do corpo sendo um tronco de cone. A massa do artefato é considerada 500 kg. A Fig. 1 mostra a geometria em escala.

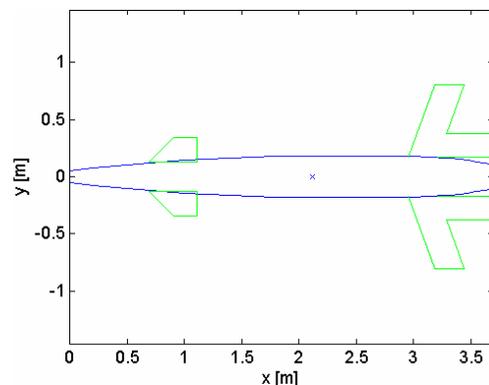


Fig. 1 – Geometria do modelo desenvolvido.

O software Missile DATCOM [3] é utilizado para a modelagem aerodinâmica neste trabalho. Tal software utiliza métodos semi-empíricos e permite a obtenção dos coeficientes aerodinâmicos e das derivadas de estabilidade estáticas e dinâmicas de um corpo em diversas condições de ângulo de ataque α e derrapagem β , altitude h , número de Mach e deflexões δ_i nas superfícies de controle. Neste trabalho, os parâmetros aerodinâmicos são obtidos para números de Mach entre 0.4 e 1.15, α e β entre -40° e $+40^\circ$ e deflexões nos *canards* entre -30° e $+30^\circ$. A simetria é utilizada na obtenção dos parâmetros quando possível.

A condição de voo padrão, na qual o ângulo de rolamento é nulo, é definida com uma configuração em X dos *canards* (que são alinhados com a empenagem traseira) e os sistemas de controle são projetados com base nesta configuração. Segundo [4], a configuração em X apresenta maior arrasto em voo trimado e é estaticamente estável em rolamento, ao contrário da configuração em +.

A vantagem de utilizar quatro superfícies de controle simétricas é a possibilidade de gerar sustentação rapidamente em qualquer direção. Este tipo de configuração é conhecida como *skid-to-turn*. A Fig. 2 mostra a orientação dos *canards* em relação ao sistema de referência do corpo (vista traseira) e exemplos de comandos do tipo profundor, leme e aileron.

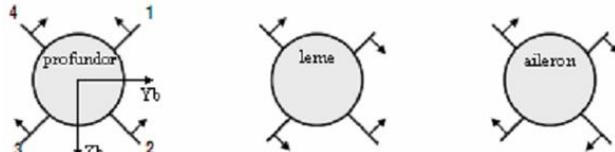


Fig. 2 - Orientação dos *canards* e comandos do tipo profundor, leme e aileron.

A Fig. 3 mostra alguns dos parâmetros obtidos na modelagem. Nota-se a curva de coeficiente de arrasto (C_D) por Mach, com o C_D aumentando significativamente quando começa o regime transônico; a curva do coeficiente de sustentação (C_L) por α , com o C_L aumentando praticamente linearmente com o α ; a curva de c_m por α , onde é possível verificar a estabilidade estática do artefato, já que, com α positivo, o c_m é negativo, resultando em um momento restaurador negativo. Analisando a curva C_L/C_D por α verifica-se que o valor de C_L/C_D é máximo em torno de $\alpha=6^\circ$. Este dado é bastante importante, pois mostra a condição de voo que deve ser mantida para que o artefato atinja o maior alcance possível [5]. Esta condição deve ser perseguida durante a fase de navegação do artefato, antes do chaveamento para o guiamento terminal.

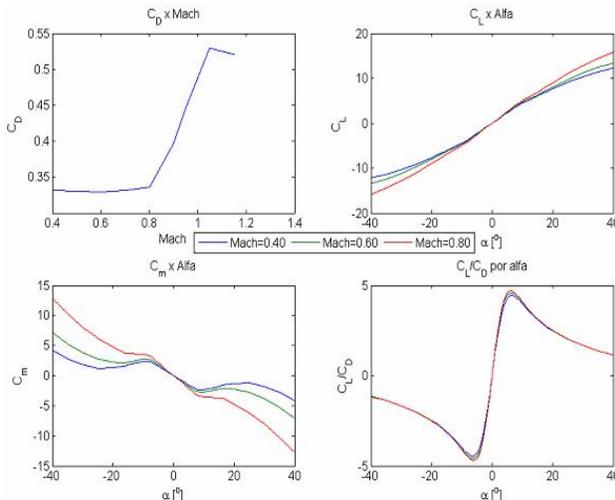


Fig. 3 - Curvas C_D x Mach, C_L x α , C_m x α e C_L/C_D x α .

III. LINEARIZAÇÃO E TRIMAGEM

O sistema estudado é não-linear, portanto, para possibilitar a aplicação de técnicas de controle linear, o

sistema deve ser linearizado. São definidos diversos pontos no envelope de voo, dados por números de Mach entre 0.4 e 1.15 e altitudes entre 0 e 10 km. Para cada ponto, são encontradas as condições de equilíbrio instantâneas e, a partir destas condições, o modelo é linearizado numericamente.

A obtenção dos pontos equilíbrio instantâneos é realizada através da minimização das derivadas dos estados, baseada no método de otimização numérica Simplex de Nelder-Mead, descrito por [6]. Tal estratégia também é utilizada por [7], na obtenção dos pontos de equilíbrio de uma aeronave. Como resultados, obtêm-se, para cada ponto no envelope, os ângulos de ataque e velocidades de arfagem de equilíbrio dado que não há deflexões nos *canards*; e as deflexões necessárias para manter um ângulo de ataque desejado. A Fig. 4 mostra o valor da deflexão em cada *canard* (do tipo profundor), para manter o ângulo de ataque que garante o máximo alcance, em cada ponto do envelope.

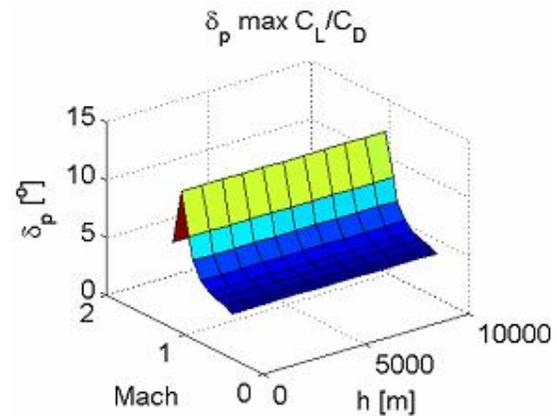


Fig. 4 – Comando tipo profundor para C_L/C_D máximo.

Após a obtenção dos pontos de equilíbrio, o modelo é linearizado numericamente através do método das pequenas perturbações, conforme feito em [7]. Desta forma, a derivada de cada estado é escrita em função linear dos outros estados e das entradas de controle.

Com o modelo linearizado, os modos de rolamento, arfagem e guinada podem ser desacoplados e é possível obter o diagrama de polos do sistema. A Fig. 5 mostra os polos do modo longitudinal superpostos para todas as condições de voo, onde é possível notar os modos de período curto (rápido e razoavelmente amortecido) e a fugóide (lenta e pouco amortecida). A Fig. 6 mostra uma comparação entre respostas dos sistemas linear e não-linear. Nota-se que o modelo linearizado representa bem o modelo não-linear numa região próxima ao ponto de equilíbrio instantâneo.

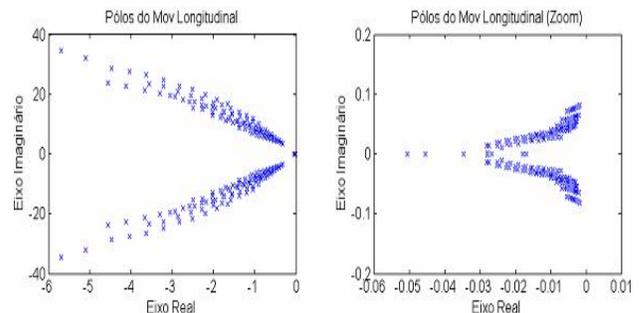


Fig. 5 – Polos do modo longitudinal.

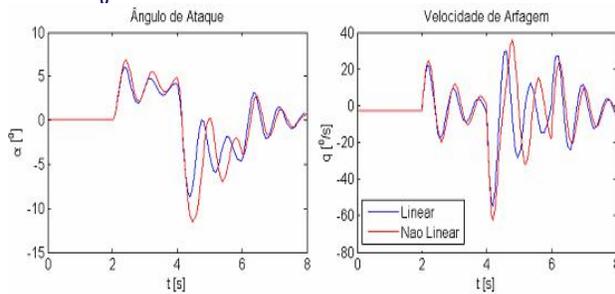


Fig. 6 – Respostas dos modelos à entrada *doublet* de 3º do tipo profundo.

IV. SISTEMAS DE PILOTAGEM

São projetados três subsistemas para realizar a pilotagem do artefato, o sistema de aumento de estabilidade, o controlador de rolamento, e os seguidores de aceleração. A estratégia de projeto dos controladores é a mesma: inicialmente realiza-se a análise do lugar das raízes em uma condição central, definida como Mach=0,6 e h=6 km. Tal análise permite obter ganhos que propiciem um desempenho razoável. Os ganhos obtidos são utilizados como condição inicial, e o desempenho obtido é utilizado como função de custo para métodos de otimização numérica aplicados de forma a obter, automaticamente, os ganhos que cumpram os requisitos dados pela função de custo em todo o envelope de voo. As funções de custo utilizadas na otimização numérica retornam valores infinitos caso a margem de ganho do controlador seja inferior a 6 dB, ou a margem de fase seja inferior a 45°. Desta forma, garante-se uma boa margem de estabilidade para os controladores projetados automaticamente.

A. Sistema de Aumento de Estabilidade

A Fig. 6 mostra que as respostas do sistema em malha aberta a entradas do tipo profundo são bastante oscilatórias. Para amortecer tais oscilações, utiliza-se um controlador proporcional, denominado sistema de aumento de estabilidade, que realimenta a velocidade de arfagem em comandos do tipo profundo. A Fig. 7 mostra o diagrama deste sistema.

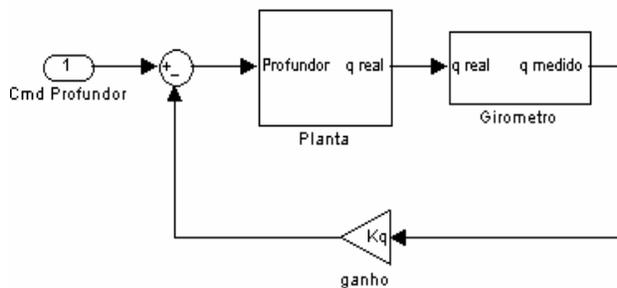


Fig. 7 – Diagrama de blocos do sistema de aumento de estabilidade.

A Fig. 8 mostra respostas obtidas na condição central, com e sem o sistema de aumento de estabilidade, para diferentes entradas degrau do tipo profundo. Nota-se que o sistema cumpre seus objetivos e amortece significativamente as oscilações da resposta.

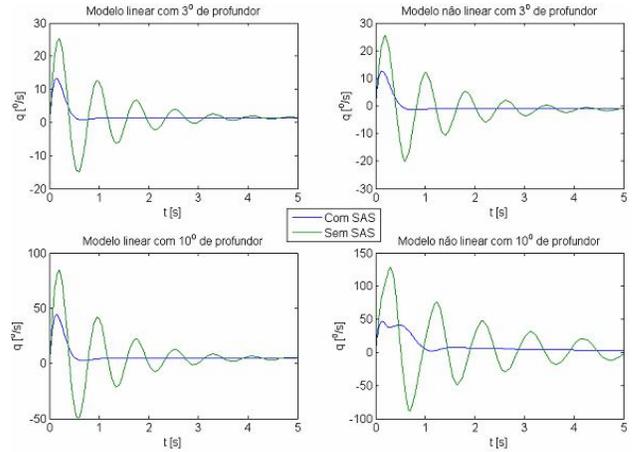


Fig. 8 – Exemplos de respostas, com e sem o sistema de aumento de estabilidade, para diferentes entradas do tipo profundo.

O ganho proporcional obtido para o controlador na condição central é extrapolado para todo o envelope de voo pelo método de otimização conhecido como *Sequential Quadratic Programming* (SQP). Tal método realiza otimização sujeita a restrições. Como requisito de desempenho, define-se a relação entre o *undershoot* e o *overshoot* da resposta em velocidade de arfagem como sendo 5%. Desta forma, garante-se um bom amortecimento independentemente das amplitudes dos sinais. Define-se uma restrição para o ganho entre 0 e 30, para velocidade de arfagem em rad/s. A Fig. 9 mostra o ganho proporcional otimizado, e o valor obtido do requisito em todo o envelope de voo. Nota-se que o requisito é cumprido com grande precisão em todo o envelope.

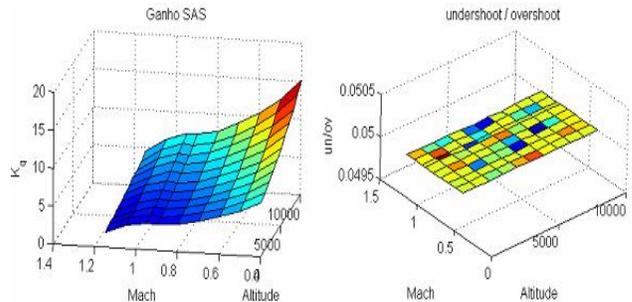


Fig. 9 – Ganhos otimizados e valor de requisito obtido para o sistema de aumento de estabilidade.

B. Controlador de Rolamento

Durante a fase de navegação, o artefato deve manter as deflexões do tipo profundo exibidas na Fig. 4 para voar com o α que garanta o máximo alcance. No entanto, o máximo alcance só é atingido caso não haja rolamento do artefato, pois a sustentação gerada deve ter a decomposição máxima possível na direção do peso. Desta forma, deve ser implementado um controlador de rolamento que mantenha o rolamento próximo de zero durante a fase de navegação. Como o ângulo de rolamento pode ser difícil de ser obtido pelos sensores embarcados, foi considerado um controlador proporcional-integral com realimentação da velocidade de

rolamento em comandos do tipo *aileron*. A velocidade de rolamento pode ser obtida diretamente dos sensores inerciais. A Fig. 10 mostra o diagrama do controlador de rolamento implementado.

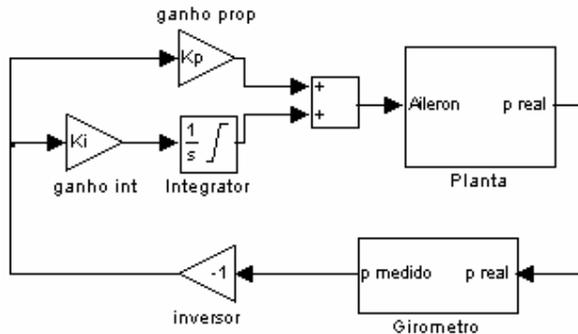


Fig. 10 – Diagrama de blocos do controlador de rolamento.

A Fig. 11 mostra resultados obtidos para velocidade de rolamento, na condição central, com e sem o controlador de rolamento, para uma velocidade de rolamento inicial de 10°/s. Nota-se que o sistema cumpre seus objetivos e reduz significativamente o tempo necessário para cessar o rolamento.

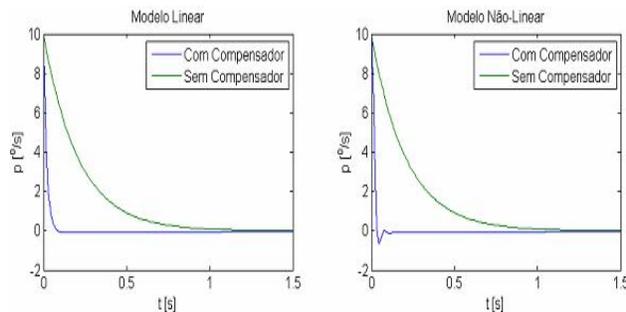


Fig. 11 – Exemplos de respostas a uma velocidade de rolamento inicial, com e sem o controlador de rolamento.

Os ganhos obtidos para o controlador na condição central são extrapolados para todo o envelope de voo pelo método de otimização numérica de Simplex de Nelder-Mead [6]. Como requisito de desempenho, define-se o tempo de subida da velocidade de rolamento como 0,05 s, que é muito mais rápido que as frequências naturais do sistema e compatível com a banda de passagens dos atuadores. A Fig. 12 mostra os ganhos proporcionais e integrais otimizados, para velocidades de rolamento em rad/s, e o valor obtido do requisito em todo o envelope de voo. Nota-se que o requisito é cumprido com grande precisão em praticamente todo o envelope, apresentando somente três pontos isolados com tempos de subida até 10% maiores ou menores que o requisito.

C. Seguidor de Aceleração

Na fase terminal de voo, alguma lei de guiamento deve ser implementada de forma a gerar as acelerações de referência que devem ser seguidas para que o artefato atinja o alvo. Como exemplos de leis de guiamento possíveis, pode-se citar o guiamento do tipo perseguição de velocidade [8], que

comanda acelerações proporcionais aos erros angulares de velocidade do artefato em relação à linha de visada; o guiamento proporcional, que é o mais largamente utilizado [9] e comanda acelerações proporcionais à velocidade de rotação da linha de visada; e uma forma mais avançada de guiamento proporcional viesado proposta por [10], que permite atingir o alvo com o ângulo de impacto desejado.

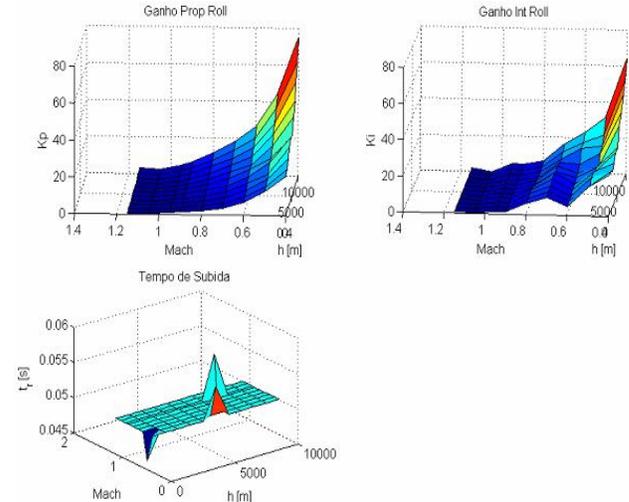


Fig. 12 – Ganhos otimizados e valor de requisito obtido para o controlador de rolamento.

Independentemente da lei de guiamento escolhida, deve ser projetado um seguidor de aceleração capaz de comandar as deflexões necessárias nas superfícies de controle para manter a aceleração desejada. Este trabalho projeta um seguidor de aceleração que pode ser utilizado com qualquer lei de guiamento. Como o artefato estudado possui dois planos de simetria, o seguidor de aceleração vertical e o seguidor de aceleração lateral são análogos e apresentam os mesmos ganhos. A única diferença é que o seguidor vertical gera comandos do tipo profundo, enquanto o seguidor lateral gera comandos do tipo leme.

O seguidor de aceleração projetado consiste em uma malha interna com realimentação proporcional de velocidade de arfagem (para o seguidor vertical), de ganho idêntico ao obtido no projeto do sistema de aumento de estabilidade, e em uma malha externa contendo um controlador proporcional-integral-derivativo (PID), com realimentação de aceleração medida e um filtro passa-baixas na saída derivativa, de forma a minimizar a amplificação de ruído causada por derivação numérica de sinais. A malha interna tem a função de amortecer oscilações, enquanto a malha externa segue a aceleração de referência. A Fig. 13 mostra o diagrama de blocos do seguidor de aceleração.

O projeto é realizado na condição central através de análise do lugar das raízes, e os ganhos obtidos são extrapolados para todo o envelope de voo através do método Simplex de Nelder-Mead [6]. O requisito definido para gerar a função de custo na otimização é o tempo de acomodação da aceleração ser igual a 0,5 s. Existem 3 ganhos que devem ser determinados pela otimização numérica. Para reduzir a dimensão do problema de otimização, os dois zeros adicionados pelo PID com derivada filtrada são posicionados sempre sobre os dois polos complexos conjugados do período curto do sistema com a malha interna fechada. Desta forma,

apenas um ganho deve ser determinado, e os ganhos proporcional, integral e derivativo otimizados são obtidos através da alocação dos zeros e do ganho determinado pela otimização.

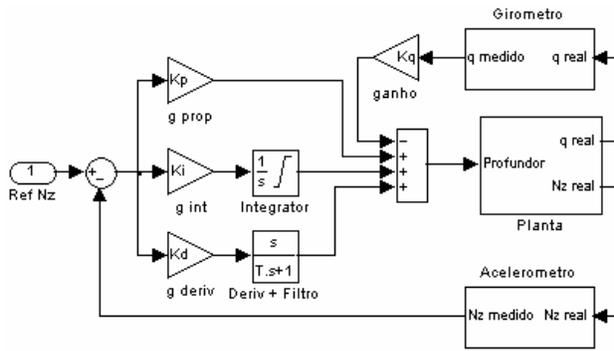


Fig. 13 – Diagrama de blocos do seguidor de aceleração

A Fig. 14 mostra os ganhos do PID otimizados em todo o envelope, e os requisitos de desempenho obtidos. Nota-se que o requisito é satisfeito com grande exatidão em boa parte do envelope de voo, apresentando um tempo de subida maior principalmente a altas altitudes e baixas velocidades, que é onde o controle é menos efetivo, já que as forças aerodinâmicas dependem da densidade do ar, que diminui com a altitude e da própria velocidade ao quadrado.

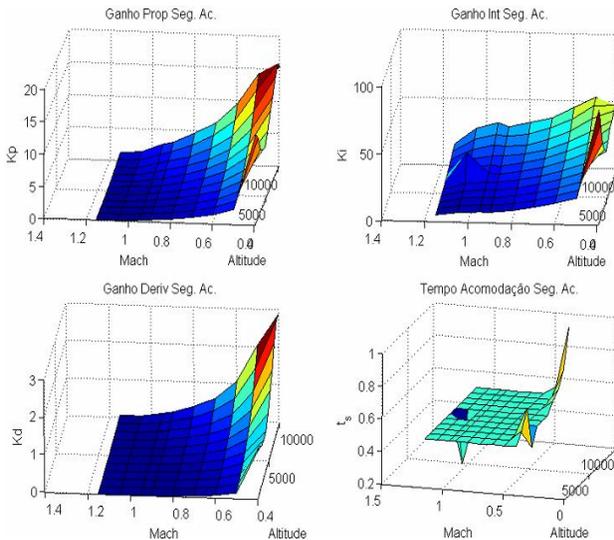


Fig. 14– Ganhos otimizados e valor de requisito obtido para o seguidor de aceleração

A Fig. 15 mostra as respostas do sistema não-linear obtidas com o seguidor de aceleração a entradas degrau de 0,25 g de referência. Cada gráfico mostra resultados para uma determinada velocidade e são superpostas respostas para altitudes de 0, 3 km, 7 km, e 10 km. Percebe-se que, quanto maior a velocidade, maior a efetividade dos canards e o requisito é cumprido com maior exatidão para mais altitudes. Só é observado overshoot significativo e maiores dificuldades para cumprir os requisitos para a velocidade mínima considerada, de Mach=0,4. Ainda assim percebe-se que as acelerações comandadas ainda podem ser seguidas, porém com o desempenho degradado.

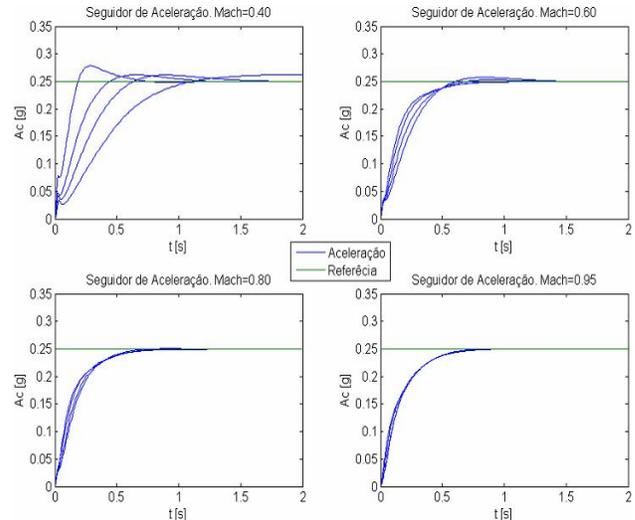


Fig. 15 – Respostas do seguidor de aceleração para diferentes condições de voo.

V. CONCLUSÃO

Este trabalho mostrou o desenvolvimento do sistema de pilotagem de uma bomba inteligente. Os resultados mostram que, apesar do sistema ser não-linear, é possível linearizá-lo e aplicar técnicas de controle linear para o projeto, como a análise do lugar das raízes, sem maiores problemas. Também mostrou-se que é possível utilizar métodos de otimização numérica para o projeto automático de ganhos dos controladores em todo o envelope de voo. Foi possível perceber que as maiores limitações de manobrabilidade, onde há maior dificuldade de se cumprirem os requisitos de desempenho propostos, são a baixas velocidade e altas altitudes, devido à menor intensidade das forças e momentos aerodinâmicos nestas condições.

REFERÊNCIAS

- [1] A. L. Schmaedecke, "Estudo dos sistemas de guiamento e pilotagem para bombas guiadas com sensores inerciais e GPS". Tese de Mestrado - Instituto Tecnológico de Aeronáutica, 2005.
- [2] F. A. A. Coelho, "Modelagem, controle e simulação hardware-in-the-loop de um Míssil com Voo Rasante à Superfície do Mar", COPPE/UFRJ, 2007.
- [3] W. B. Blake, "Missile datcom user's manual - 1997 fortran 90 revision", Air Force Research Laboratory, 1998.
- [4] E. L. Fleeman, "Tactical missile design", American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc. 2001.
- [5] J. D. Anderson, Jr., "Aircraft performance and design", McGraw-Hill, 1999.
- [6] J. C. Lagarias, J. A. Reeds, M. H. Wright, P.E. Wright, "Convergence properties of the Nelder-Mead simplex algorithm in low dimensions", SIAM Journal of Optimization, vol. 9, p. 112-147, 1996.
- [7] B. L. Stevens, F. L. Lewis, "Aircraft control and simulation", Wiley-Interscience, 1992.
- [8] E. Berglund, "Guidance and control technology", RTO SCI Lecture Series on Technologies for Future Precision Strike Missile Systems, 2001.
- [9] P. Zarchan, "Tactical and strategic missile guidance", 3ed, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1997.
- [10] B. S. Kim, J. G. Lee, H. S. Han, "Biased PNG law for impact with angular constraint", IEEE Transactions on Aerospace and Electronic Systems, vol. 34, p. 277-288, 1998.