

Protótipo de um Subsistema de Controle de Atitude para Missões Suborbitais

Denys Tanos¹, Felipe da Motta Silva¹, Andrei Souza², Alison Moraes^{1,2}, Valeria Leite¹ e Cesar Batagini¹

¹Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), São José dos Campos/SP – Brasil
²Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), São José dos Campos/SP – Brasil

Resumo - Este artigo descreve uma eletrônica embarcada que está em desenvolvimento com o objetivo de realizar controle de rolamento em foguetes de sondagem. Este desenvolvimento envolve o uso de sensores de tecnologia MEMS, de baixo custo juntamente com processador de aplicação comercial. Os ensaios realizados mostraram que o sistema desenvolvido é capaz de realizar as medidas de velocidade angular em uma escala linear. As simulações em malha fechada realizadas envolvendo o protótipo mostraram a efetividade do projeto, sendo este eficaz em cancelar o rolamento residual da carga útil oriundo da fase propulsada.

Palavras-Chave - Foguetes de sondagem, controle de atitude, eletrônica embarcada.

I. INTRODUÇÃO

Foguetes de sondagem têm sido utilizados para pesquisas científicas desde o final dos anos 1950; realizam voos suborbitais, ou seja, apesar de atingirem altitudes até mesmo superiores das que atingem veículos lançadores de satélites, não chegam a estas altitudes com energia suficiente para colocar objetos em órbita, realizando um voo parabólico, conforme mostrado na Fig. 1 [1].

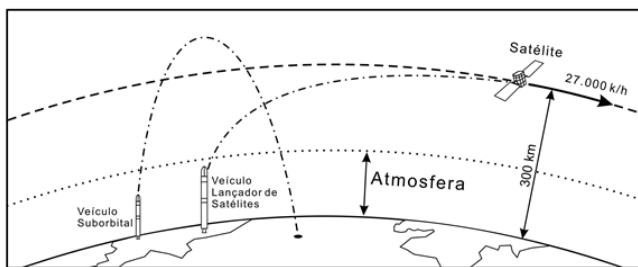


Fig. 1. Perfis de Missões Suborbitais e de Lançadores.

Entre as aplicações de foguetes de sondagem destacam-se a sua utilização em missões científicas e tecnológicas, tais como as projetadas para realizar medições na atmosfera terrestre e para testar novos materiais e dispositivos que, no futuro, podem ser utilizados em foguetes orbitais e satélites. Os foguetes de sondagem são também utilizados para realizar experimentos, em ambiente de microgravidade, que permitem o desenvolvimento de novos materiais e medicamentos. Microgravidade é um ambiente no qual os efeitos da atração gravitacional terrestre são reduzidos, em função do movimento de queda livre. Nos voos suborbitais, essa condição é observada em altitudes superiores a 100 km, desde que a gravidade seja a única força atuante sobre o foguete [2].

O Programa Microgravidade, gerido pela Agência Espacial Brasileira (AEB), tem como objetivo viabilizar

experimentos científicos e tecnológicos nacionais em ambiente de microgravidade, fornecendo o acesso e o suporte técnico necessários. Este programa é desenvolvido em parceria com o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE) e Instituições de Ensino Superior. Atualmente, os ambientes de microgravidade disponíveis são providos por voos em foguetes de sondagem brasileiros do modelo VSB-30 (Fig. 2). Os experimentos são selecionados entre propostas apresentadas por universidades e institutos de pesquisas interessados, de acordo com os Anúncios de Oportunidades publicados regularmente [3].



Fig. 2. Lançamento do veículo VSB-30.

Nos voos suborbitais, tipicamente, os foguetes não são controlados em sua fase propulsada, sendo estes estabilizados por rotação. Após esta fase e em elevadas altitudes, existe a necessidade de estabilizar o veículo para que este atinja o ambiente de microgravidade. Nesta fase do voo, ocorre primeiramente a atuação de um sistema redutor de velocidade angular e posteriormente é necessário realizar o cancelamento das rotações residuais através de um sistema de controle utilizando gás frio.

Atualmente a AEB utiliza em seu Programa de Microgravidade um subsistema de controle de atitude fornecido por meio de sua parceria com o Centro Espacial Alemão (DLR-MORABA), e este trabalho propõe uma solução nacional deste subsistema, aumentando ainda mais a independência do Brasil para a realização destas missões.

II. OBJETIVO

As perturbações provocadas pela rotação durante a fase propulsada, devido a separação dos motores e da carga útil

devem ser canceladas, ou reduzidas a valores aceitáveis e previamente estabelecidos, para que se alcance com sucesso a condição de microgravidade (μg) [4]. A organização responsável pelo desenvolvimento de foguetes de sondagem no Brasil é o Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), que vem desenvolvendo uma série bem-sucedida destes veículos, os quais têm sido utilizados tanto pelo Programa Espacial Brasileiro, quanto por programas internacionais como, por exemplo, os da Agência Espacial Europeia (ESA).

Assumindo a carga útil como um corpo rígido simétrico e balanceado em trajetória balística não propulsada e sem perturbações externas, de acordo com [5] a carga útil pode ser representada por um sistema linear invariante no tempo dado por:

$$p' = p + \left(\frac{l_x}{I_{xx}} \right) nFa, \quad (1)$$

onde p é a velocidade angular em (rad/s), l_x a distância do atuador em relação a origem dos eixos, I_{xx} o momento de inércia em torno do eixo a ser controlado em ($kg\ m^2$) e Fa a força perpendicular em relação ao eixo a ser controlado para cada atuador em (N). Fa deve ser multiplicado pelo fator n que corresponde ao número de atuadores. Na prática são utilizados dois atuadores em pitch, 2 atuadores em yaw e 4 em roll, como ilustra a Fig. 3 de [6].

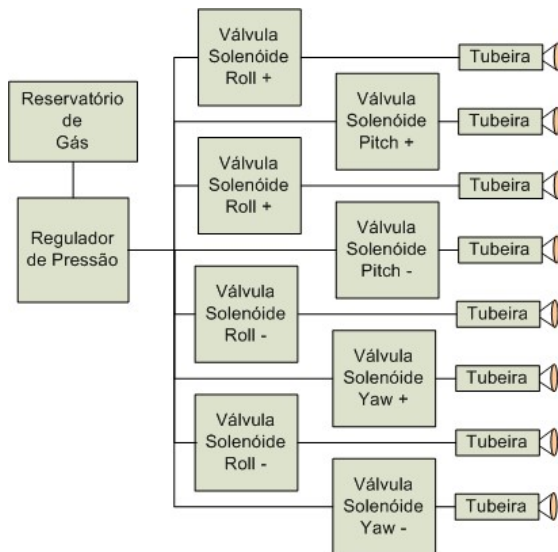


Fig. 3. Diagrama dos atuadores para Sistema de Controle de Rolamento.

O enfoque deste trabalho será no desenvolvimento do módulo eletrônico do subsistema de controle de atitude, em três eixos independentes (roll, pitch e yaw), operando em malha fechada para que assim se obtenha o ambiente de microgravidade.

Este subsistema de controle de atitude será composto por sensores e controlador de processos. O método de controle proposto será adaptativo, de tal forma que seja possível utilizá-lo em diferentes missões e plataformas de microgravidade.

III. DESENVOLVIMENTO DO PROTÓTIPO

A arquitetura de um subsistema de controle de atitude para plataformas suborbitais é composto por (Fig. 4):

- Sensores: responsáveis por medir as velocidades e acelerações angulares nos três eixos da plataforma;
- Controlador: unidade que adquire a informação dos sensores, processa essas informações no algoritmo de controle e envia os comandos de resposta aos atuadores;
- Atuadores: unidades responsáveis pelas mudanças de velocidades angulares da plataforma.

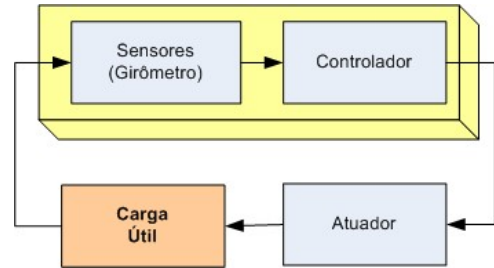


Fig. 4. Diagrama de blocos de um Sistema de Controle de Rolamento.

Neste trabalho, foi proposta a integração dos sensores e do controlador em um único módulo. O protótipo construído para fins de realização de testes e provas de conceito é ilustrado na Fig. 5.

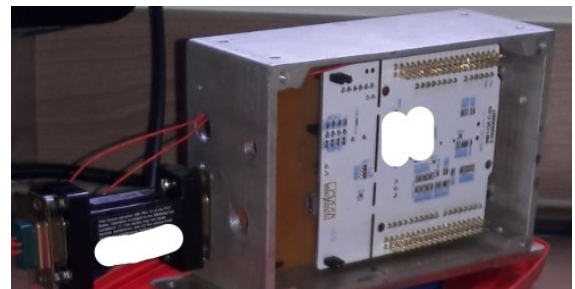


Fig. 5. Protótipo do módulo eletrônico de controle de rolamento.

O sensor utilizado na construção deste módulo é um girômetro, do tipo MEMS, de três eixos com as seguintes principais características:

- Baixo consumo;
- Alimentação única;
- Filtros FIR passa baixa configurável;
- Fundo de escala programável (± 245 a ± 2000) dps, com resolução de 16 bits;
- Sensor de temperatura embutido com resolução de 8 bits;
- Fifo de 32 níveis;
- Interface digital IIC / SPI;

Para unidade de controle foi utilizado um processador ARM-Cortex®-M4 de 180MHz cujas principais características são listadas a seguir:

- 512kB Flash;

- 128kB SRAM;
- Periféricos UART, SPI e IIC entre outros;
- Relógio de tempo real;
- Conversores AD de 12 bits;
- Baixo consumo e alto desempenho;
- Referência externa de 4 a 26MHz
- Capacidade de realização de cálculos em ponto flutuante entre várias outras características.

Neste trabalho foi proposto que a unidade de controle execute essencialmente três malhas de controle independentes entre si, uma para cada eixo da plataforma. O diagrama da malha de controle de um dos eixos é apresentado na Fig. 6.

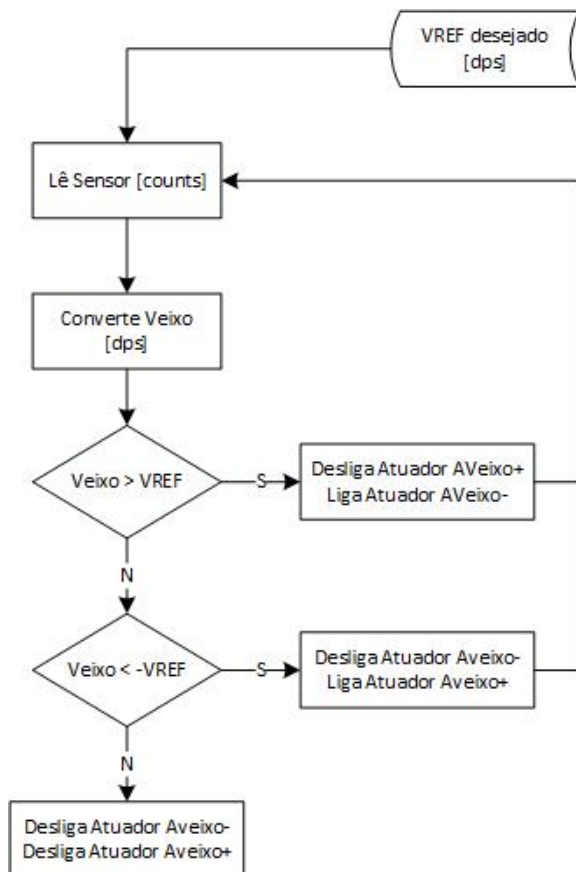


Fig. 6. Diagrama da malha de controle.

IV. CALIBRAÇÃO DOS SENSORES

Para a construção deste módulo foram utilizados sensores comerciais de tecnologia MEMS. Desta forma foi necessário inicialmente realizar um procedimento de testes e calibração para validar o uso deste tipo de sensor para esta finalidade. Durante a realização destes testes foi utilizada uma mesa com liberdade de 360° em 3 eixos individualmente. Em cada um dos eixos foram aplicadas diversas velocidades angulares conforme lista a Tabela 1.

TABELA I. VALORES MÉDIOS OBTIDOS NOS TESTES DE CALIBRAÇÃO DO GIRÔMETRO MEMS.

	Eixo x		Eixo y		Eixo z	
	E	std	E	std	E	std
+240	207.39	0.15	202.75	0.10	208.28	0.05
+190	164.37	0.14	161.18	0.07	164.80	0.03
+140	121.52	0.12	119.57	0.06	121.40	0.03
+90	78.66	0.11	77.79	0.05	77.89	0.03
+60	52.63	0.12	52.50	0.04	51.50	0.03
+30	26.79	0.12	27.31	0.04	25.28	0.03
+15	13.90	0.09	14.64	0.03	12.08	0.03
+5	5.21	0.05	6.19	0.03	3.30	0.03
+2	2.80	0.05	3.69	0.03	0.66	0.03
+1	1.94	0.06	2.85	0.02	-0.23	0.03
+0.5	1.49	0.04	2.42	0.02	-0.69	0.03
+0.25	1.24	0.05	2.22	0.02	-0.91	0.03
0	0.77	0.05	1.93	0.03	-1.12	0.03
0.25	-0.81	0.04	1.80	0.03	-1.35	0.03
-0.5	-0.59	0.05	1.57	0.02	-1.57	0.03
-1	-0.20	0.06	1.16	0.02	-2.01	0.03
-2	-0.70	0.05	0.32	0.03	-2.89	0.03
-5	-3.40	0.10	-2.26	0.03	-5.51	0.03
-15	-12.03	0.09	-10.71	0.03	-14.28	0.03
-30	-25.14	0.10	-23.40	0.03	-27.45	0.03
-60	-51.00	0.08	-48.62	0.03	-53.66	0.03
-90	-76.92	0.07	-73.98	0.03	-79.93	0.03
-140	-119.68	0.06	-115.77	0.03	-123.28	0.03
-190	-162.22	0.06	-157.52	0.04	-166.55	0.03
-240	-204.68	0.09	-199.32	0.05	-209.79	0.03

Para cada uma das velocidades aplicadas, foram adquiridos arquivos dos dados medidos pelo girômetro. De posse dessas informações foi possível determinar a não linearidade da malha do sensor, obter suas curvas de resposta, bem como implementar e posteriormente validar a lei de controle. Analisando a Tabela I observa-se que seus valores divergem dos valores ideais, tal fato tem origem na presença do desnivelamento entre os eixos na montagem do sensor e na mudança do referencial de zero. Apesar disso, a Fig. 7 mostra a linearidade das aquisições.

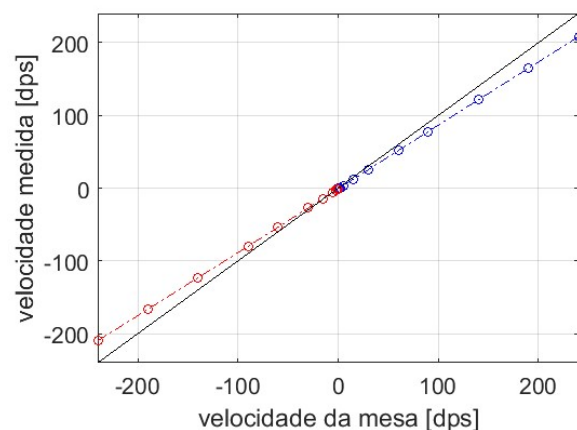


Fig. 7. Resultado da curva de calibração do girômetro MEMS, para um dos eixos, mostrando sua linearidade.

V. TESTES EM MALHA FECHADA

Os testes em malha fechada foram efetuados nas instalações do IAE. O objetivo dos testes era validar o algoritmo de controle do tipo on-off implementado no protótipo apresentado na Fig. 5. Os testes foram realizados em um mancal a ar com garrafas de nitrogênio pressurizadas para atuar em apenas um eixo. Desta forma, os testes foram executados em roll, pitch e yaw de forma sequencial e isolada. Este ensaio permitiu simular, de forma aproximada, os efeitos aos quais a carga útil seria submetida previamente ao período de microgravidade, uma vez que os algoritmos de controle operam de forma independente para os três eixos.

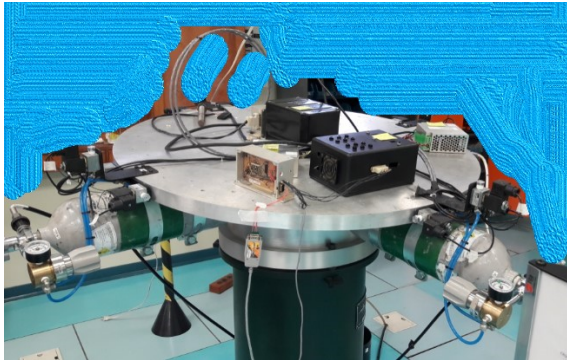


Fig. 8. Mesa de Mancal a ar para testes da lei de controle.

A Fig. 8 ilustra a realização do ensaio executado. Nestes testes foram aplicados diversos níveis de perturbação e mudanças de direção, verificando assim a resposta da malha e o tempo necessário para cancelamento destas perturbações. Em todos os ensaios realizados as velocidades angulares foram anuladas com sucesso. A Fig. 9 mostra um exemplo de atuação on-off nos testes em malha fechada.

O exemplo da Fig. 9 ilustra um caso onde houve uma perturbação inicial e uma segunda, próximas de 38 segundos. Após 38 segundos não foi mais criada nenhuma perturbação e então observa-se que em 20 segundos aproximadamente o sistema anula a rotação. “Vel” representa a velocidade angular instantânea, “Atuador-” e “Atuador+” representam, respectivamente, os instantes em que as válvulas são ligadas e desligadas (estados on/off apenas).

VI. CONCLUSÕES

Os desafios encontrados pelo Programa Espacial Brasileiro, em busca de sua autonomia, residem na construção e estabelecimento, no país, de competências técnicas, científicas e tecnológicas na área espacial. Estes desafios englobam também o desenvolvimento de competências nacionais essenciais e investimentos em capital humano. O domínio de tecnologias críticas bem como a capacitação contínua de profissionais, seja na pesquisa ou na inovação do setor produtivo, aparecem como etapas importantes para o efetivo fortalecimento do programa espacial.

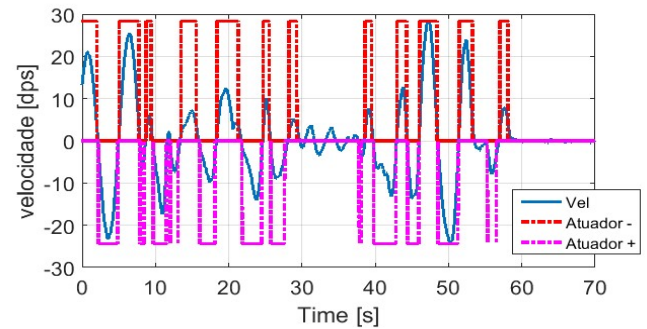


Fig. 9. Resultados da abertura das válvulas de on-off durante os testes de controle de rolamento.

Este desenvolvimento vem de encontro com essas necessidades de autonomia do Brasil no setor espacial. Este módulo permitirá que lançamentos de foguetes de sondagem, com aplicações de microgravidade, possam ser realizados sem mais dependermos de parcerias externas para a realização destas missões, aumentando a possibilidade de que instituições de pesquisa nacionais participem mais ativamente do Programa Espacial Brasileiro.

Objetivando a redução de custos escolheu-se para o desenvolvimento do projeto uma arquitetura utilizando o sensor comercial MEMS. Esta abordagem mostrou-se bem-sucedida em relação ao objetivo de redução de custos, efetividade do sistema em anular velocidades angulares residuais, além de uma diminuição de complexidade de implantação, uma vez que controlador e sensor passaram a fazer parte de um único módulo.

O algoritmo de controle implementado, do tipo on-off foi testado em simulação com uma mesa de mancal a ar e observou-se que o sistema é capaz de cancelar as rotações da carga útil com sucesso.

Como próximo passo, será projetado agora o conjunto de reservatório de gás, regulador de pressão e válvulas solenóides para poder realizar testes integrados com os atuadores que no futuro virão a ser embarcados.

Finalmente, em uma etapa posterior, pretende-se embarcar este sistema em um voo suborbital para testar sua efetividade de fato.

REFERÊNCIAS

- [1] Silva, Felipe da Motta. "Uma proposta para o ciclo de vida de missões de foguetes de sondagem", Dissertação de mestrado. – São José dos Campos : INPE, 2015.
- [2] Pessoa Filho, J.B., Nogueira, S.; Souza, P.N. Astronáutica - fronteira espacial - Parte 2. Brasília : Ministério da Educação, 2009.
- [3] AGÊNCIA ESPACIAL BRASILEIRA. Programa de microgravidade. Brasília, 2013. [Online] Maio 16, 2013. Disponível em: <http://microgravidade.aeb.gov.br/index.php/aos/4-ao>. Acesso em 16 de maio de 2013.
- [4] Teixeira, A. J., 2011, "Rate control system algorithm developed in state space for models with parameter uncertainties", J. Aerosp.Technol. Manag., São José dos Campos, Vol.3, No.3, pp. 259-268
- [5] Cornelisse, J. W., Schöyer, H. F. R., Wakker, K. F., 1979, "Rocket Propulsion and Spaceflight Dynamics", Pitman Publishing Limited, London, England.
- [6] Ettl, J., Pfänder, J., 2009, "Rate Control System for Sounding Rockets", 19th ESA Symposium on European Rocket and Balloon Programmes and Related Research, Bad Reichenhall, Germany, (ESA SP-671).