

O Pouso de Um Foguete na Vanguarda de Novas Estratégias para Programas Espaciais

Aspirante a Oficial Igor Ponte Portella¹
Aspirante a Oficial Gabriel Adriano de Melo²
Aspirante a Oficial Nathália Matos da Silva³
Aspirante a Oficial Tibor Thiesen Dumont Pitrez³
Aspirante a Oficial Thiago Scharlau Xavier¹
2º Tenente Marcos Antonio do Nascimento⁴

Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA)/ Centro de Preparação de Oficiais da Reserva da Aeronáutica de São José dos Campos (CPORAER-SJ)

Resumo

O cenário aeroespacial da atualidade é diferente do cenário “clássico” da Corrida Espacial, quando havia enormes investimentos no setor. Atualmente, os países têm encontrado dificuldades em prosseguir com seus projetos espaciais. O Brasil não se encontra em situação diferente, e precisa acompanhar as mudanças internacionais no setor. O pouso de vertical de um foguete realizado pela SpaceX em 2016 impressionou o mundo e simboliza o “novo espaço”. O objetivo deste trabalho é auxiliar no direcionamento do Programa Espacial Brasileiro, tendo em vista as novas tendências globais, além de apresentar um projeto preliminar de um sistema de controle de pouso vertical de foguetes. Para isso, realizamos uma revisão sistemática da literatura para a realização deste artigo. A metodologia consistiu na revisão bibliográfica das referências, em uma análise crítica da atual situação econômica e dos principais gargalos do país na área, concluindo que o Brasil precisa rever a governança e a organização do seu Projeto Aeroespacial. Para o projeto de controle, foi feito o desenvolvimento matemático de um modelo físico de 6 DOF’s para o foguete, programou-se um simulador em Simulink, seguido da programação do controle do foguete, que foi elaborado de forma satisfatória.

Palavras-chave: Programa Espacial Brasileiro; Atividades Espaciais; Controle; Foguete; Pouso.

1 – Introdução

1.1 – Motivação e Contexto

O atual modelo do setor aeroespacial é muito diferente do modelo empregado no início da Corrida Espacial, na qual as duas potências da Guerra Fria, Estados Unidos da América (EUA) e a União das Repúblicas Socialistas Soviéticas (URSS), travaram, entre o final da década de 50 até meados dos anos 70, uma corrida tecnológica na exploração espacial. Nesta época, os investimentos governamentais no setor de espaço eram enormes, o que trouxe um

¹ Aspirante do 9º semestre do curso de Engenharia Eletrônica do Instituto Tecnológico de Aeronáutica e 3º ano do Estágio de Formação Militar dos Aspirantes a Oficial de Infantaria Estagiários de Engenharia, CPORAER.

² Aspirante do 7º semestre do curso de Engenharia de Computação do Instituto Tecnológico de Aeronáutica e 2º ano do Estágio de Formação Militar dos Aspirantes a Oficial de Infantaria Estagiários de Engenharia, CPORAER.

³ Aspirante do 9º semestre do curso de Engenharia Aeroespacial do Instituto Tecnológico de Aeronáutica e 3º ano do Estágio de Formação Militar dos Aspirantes a Oficial de Infantaria Estagiários de Engenharia, CPORAER.

⁴ Orientador. Instrutor do Centro de Preparação de Oficiais da Reserva da Aeronáutica de São José dos Campos.

grande avanço no setor espacial, como o desenvolvimento dos primeiros satélites artificiais e o envio de missões tripuladas para o espaço, tendo seu ápice com a ida do homem à Lua. Além disso, o avanço destas nações contribuiu para que outros países começassem programas espaciais, dentre eles o Brasil (FILHO, 2000).

Com o fim da Guerra Fria também cessou a motivação da Corrida Espacial, esfriando consideravelmente os investimentos por parte dos governos no setor aeroespacial (FILHO, 2000). Houve uma mudança na filosofia de projetos espaciais. A ideologia *Faster, Better, Cheaper* (FBC – Em tradução livre Mais Rápido, Melhor e Mais Barato) foi adotada pela NASA (*National Aeronautics and Space Administration*), a agência espacial americana (PORTER e HEWITSON, 2005). Parcerias entre países com acordos de transferência tecnológica e desenvolvimento conjunto se tornou algo comum. O desenvolvimento de satélites e plataformas multimissão se tornou uma tendência, em detrimento ao desenvolvimento de sistemas personalizados para cada missão (DIAZ-MICHELENA, 2009).

A comercialização do setor espacial cresceu significativamente e a participação de empresas privadas se tornou cada vez maior, estas por sua vez, tem como objetivo o lucro, o que estimula a busca por desenvolver produtos melhores e que sejam mais baratos. Em 2016 o pouso do primeiro estágio do foguete Falcon 9, da SpaceX, tornou-se o símbolo do novo modelo do setor aeroespacial, mostrando a capacidade da iniciativa privada em buscar soluções de problemas extremamente complexos no setor espacial e ao mesmo tempo a capacidade diminuir os custos das operações.

Neste artigo, foi desenvolvido um projeto preliminar de um sistema de controle de pouso vertical de um primeiro estágio de um foguete, semelhante ao que foi realizado pela SpaceX. Este projeto preliminar foi desenvolvido utilizando o *software* de cálculo computacional MATLAB e o ambiente SIMULINK. Para isso, foi desenvolvido tanto o modelo físico de simulação do sistema, considerando a inércia do foguete, rotação da Terra, variação da massa de combustível, entre outros detalhes que são explicados ao longo do artigo. O controle proposto no projeto consiste no controle do empuxo (força) realizado pelo motor foguete nas tubeiras. Além disso, são discutidos quais são os prováveis gargalos tecnológicos para o desenvolvimento deste tipo.

No Brasil, o Programa Espacial Brasileiro (PEB) teve resultados positivos em seu início com o desenvolvimento dos foguetes da Família Sonda, dos satélites SCD (Satélite Coletor de Dados) e CBERS (Satélite Sino-Brasileiro de Recursos Terrestres) e a construção dos Centros de Lançamento de Alcântara e da Barreira do Inferno (CLA e CLBI). Hoje o PEB se encontra consideravelmente atrasado com o que era esperado a anos atrás. As causas para este atraso vão além dos cortes nos investimentos e dos acidentes com o VLS (Veículo Lançador de Satélites) e envolvem gargalos, tanto tecnológicos como administrativos. O setor espacial brasileiro ainda não se adaptou às novas tendências globais.

1.2 – Objetivo

O objetivo principal deste artigo é analisar e auxiliar o PEB, sugerindo um direcionamento e uma abordagem para os próximos passos do Brasil no setor espacial, para assim contribuir com o avanço do PEB com a obtenção de novos resultados positivos que levem o Brasil a uma posição de destaque no cenário espacial. Além deste objetivo, este artigo também visa apresentar um projeto preliminar de um sistema de controle de pouso vertical de foguetes, discutindo as tecnologias necessárias para o Brasil conseguir este feito.

1.3 – Metodologia

A metodologia seguida para a elaboração deste artigo consistiu na revisão bibliográfica de diversos artigos do ramo aeroespacial, sendo utilizadas como fontes principalmente a AIAA (*American Institute of Aeronautics and Astronautics*) e IEEE (*Institute of Electric and Eletronics Engineers*), grandes fontes de artigos da área de

engenharia, juntamente com uma análise histórica dos programas espaciais globais e, em especial, o PEB, considerando informações do PNAE (*Programa Nacional de Atividades Espaciais*), do PESE (*Programa Estratégico de Sistemas Espaciais*). Para o desenvolvimento do projeto de controle a metodologia consistiu no modelamento matemático do problema seguida da implementação da simulação do sistema, para então realizar a implementação do controle propriamente dito, tudo realizado em ambiente computacional.

2 – Contextualização Histórica dos Programas Espaciais

2.1 – Programas Espaciais Internacionais

Ao final da 2ª Guerra Mundial o desenvolvimento de foguetes guiados já era realidade. A Alemanha foi a primeira nação a conseguir tal feito com o desenvolvimento do foguete V-2 em 1944, um míssil balístico que era movido a combustível líquido (etanol). Foi o primeiro veículo construído pelo homem a atingir o espaço, isto é, cruzar a Linha Karman (100 km de altitude). É interessante observar que o primeiro lançamento de um foguete brasileiro com combustível só veio a ocorrer em 2014, 70 anos depois. Ao término da Guerra muitas tecnologias e cientistas alemães foram absorvidos pelos EUA e URSS, que se tornavam as duas maiores potências globais, fato que, junto com a divergência ideológica de regimes políticos (capitalismo e socialismo), levou ao estado de tensão que ficou conhecido como Guerra Fria (PONTES, 2015).

Durante a Guerra Fria ocorreu uma disputa muito intensa em termos militares, políticos, econômicos e tecnológicos entre os EUA e a URSS. Assim, ambos os países iniciam programas espaciais, sendo os soviéticos os primeiros ao que se considera a Corrida Espacial, em 1957 (61 anos atrás), com o lançamento do primeiro satélite artificial, o Sputnik 1, um pequeno satélite de 84 kg, que ficou em órbita por 21 dias e não tinha nenhuma função além de emitir um sinal de “beep” para a Terra que poderia ser captado por rádios. Ele foi lançado em um foguete R-7, que fora projetado para levar uma ogiva nuclear, sendo o primeiro míssil balístico intercontinental (ICBM) do mundo, apesar de nunca ter sido utilizado para esta finalidade (PONTES, 2015). Quatro meses depois, no início de 1958, os EUA respondem com o lançamento do satélite Explorer I, que funcionou por 4 meses até suas baterias esgotarem e permaneceu em órbita por 12 anos, sendo um sucesso no quesito de satelização. Poucos anos depois, em 1961, a URSS conseguiu o feito de enviar o primeiro homem ao espaço, Major Iuri Gagarin, que retornou com vida (FILHO, 2000).

A partir deste ponto, os EUA e a URSS progrediram com extrema velocidade em seus programas espaciais. Dezenas de satélites foram lançados pelos dois países nos primeiros anos de corrida espacial, entre eles satélites de meteorologia, comunicações e espões. Grandes projetos surgiram dentro dos programas espaciais sendo o principal o Projeto Apollo, que levou o homem à Lua pela primeira vez em 1969. Para realizar tal feito, os EUA investiram mais de US\$ 20 bilhões de dólares. Outros grandes projetos seguiram a corrida como o Programa Venera, da URSS, que enviou sondas para o estudo de Vênus.

Com o fim da guerra fria em 1991 e a vitória simbólica dos EUA, a grande motivação por trás do programa espacial, que era o “*Beat the Soviets*” (“Derrotar os Soviéticos”) também chegou ao fim (PITTMAN e BROOKS, 1994). A Rússia herdava um forte setor aeroespacial da URSS, porém não havia mais a disputa da corrida. Ambos os países com os programas de GPS (*Global Positioning System*) e GLONASS, que são sistemas de radionavegação por satélite conferiram a estes dois países vantagem estratégica no cenário mundial. Os investimentos esfriaram e outras nações começam a ganhar relevância no cenário espacial. Europa e China começaram a se apresentar como novas potências na área.

Apesar da desaceleração geral do setor de espaço este nunca deixou de ser visto como importante. A soberania de um país atualmente está fortemente ligada com seu poder espacial.

Assim como a soberania aérea foi percebida como fundamental para a soberania militar e defesa de um país no período entre guerras, hoje percebe-se o mesmo para o setor espacial.

Não é difícil perceber as vantagens trazidas por um poderio espacial para uma nação. Por isso, apesar da redução de investimentos pelo setor público nas grandes potências, os países, de maneira geral, buscam superar suas limitações neste setor, em busca de soberania, autonomia, defesa, poder diplomático, tecnologia e ciência. Isso levou o mundo a organizar o novo cenário espacial, diferente daquele da época da Guerra Fria. O estado atual é discutido na seção 3.

2.2 – Programa Espacial Brasileiro

O programa espacial teve seu início de fato em 1961 com a criação do Grupo de Organização da Comissão Nacional de Atividades Espaciais, o GOCNAE, que em 1963 tornou-se a CNAE, precursora do atual INPE. Esta foi a primeira instituição brasileira dedicada a assuntos exclusivamente relacionados ao setor de espaço. Até então havia alguns estudos sobre foguetes por parte da Marinha, do Exército e da Força Aérea, mas nada estruturado como se espera de um programa espacial (CASTRO, 2006). A CNAE era um órgão subordinado diretamente ao presidente da República e, como diz o Decreto Nº 51.133, que trabalhava em estreita colaboração com o Ministério das Relações Exteriores. O GOCNAE tinha como principal objetivo estudar e propor a Política Espacial Brasileira, além de coordenar, estimular, apoiar e executar estudos e projetos espaciais.

Com o passar dos anos mais órgãos foram ganhando destaque no setor espacial brasileiro e houve uma “divisão” natural entre um ramo civil e um ramo militar. A Força Aérea Brasileira (FAB) liderava o “braço militar” do programa espacial com instituições subordinadas como o Instituto Tecnológico de Aeronáutica (ITA), responsável pela formação de engenheiros no ramo aeronáutico, o Instituto de Pesquisa e Desenvolvimento, o IPD, precursor do atual Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), e o Grupo Executivo de Trabalho de Estudos de Projetos Espaciais, o GETEPE, também precursor do IAE. No “braço civil” do programa espacial, a CNAE (posteriormente INPE) era o principal órgão atuante (FILHO, 2000; PONTES, 2015)

Em 1964 começou a construção do CLBI, sob o nome de Projeto Victor. Em 1965, técnicos brasileiros do GETEPE e da CNAE participaram de um treinamento que constituía do lançamento do foguete Nike Apache, sob a supervisão da NASA, com objetivo de qualificar o pessoal para projetos de foguetes de sondagem. Em 1965, com a inauguração do CLBI, mais foguetes Nike Apache foram lançados no Brasil (MIRANDA, 2005).

Em 1967 o PEB já mostrava resultados e o Brasil lançou seu primeiro foguete de sondagem nacional, o Sonda I, sendo um grande marco positivo no setor espacial brasileiro. O desenvolvimento bem-sucedido do Sonda I agregou tecnologicamente ao Brasil o domínio do lançamento e rastreamento de foguetes de sondagem. Em 1969 o Brasil lança o Sonda II, foguete completamente diferente do Sonda I e resultando de uma grande transferência tecnológica para o Brasil por parte de canadenses. O Sonda II foi um outro marco importante para o Brasil, mostrando um avanço na tecnologia de foguetes de sondagens. Em 1976 o Brasil lançou o Sonda III, evolução do Sonda II, tendo agora dois estágios. Assim, utilizando a tecnologia do foguete anterior mais simples, evoluiu-se para um foguete mais complexo. Para o desenvolvimento do Sonda III houve acordos de treinamentos com a França, o que mostra a importância de acordos para catalisar os programas espaciais.

Até então não havia uma estratégia clara para o PEB. Em 1979 é lançada a Missão Espacial Completa Brasileira (MECB) visando traçar uma estratégia estruturada para um programa espacial completo, isto é, que envolvesse o desenvolvimento de um veículo lançador, de satélites e de centros de lançamento de grande porte. O VLS era a meta como veículo lançador, assim, todo o desenvolvimento de foguetes mais simples (Família Sonda)

visava preparar o país para o desenvolvimento deste foguete de grande porte. O CLA era a meta como centro de lançamento. Os satélites SCD e SSR (Satélite de Sensoriamento Remoto) eram os objetivos na parte de satélites. Cumprindo esta missão, poder-se-ia dizer que o Brasil possuía um programa espacial completo (FILHO, 2000).

Na década de 80, o desenvolvimento do Sonda IV proporcionou ao Brasil a capacidade de lançar foguetes de sondagem com sistemas de guiamento e controle. Era uma evolução do Sonda III e era considerado como “base” em termos tecnológicos para o VLS. Além disso, seu apogeu de mais de 750 km já alcançava altitudes de órbitas baixas. Este foi o último foguete da família Sonda. Em 1983 o Brasil inaugura o Núcleo do CLA, que em 1989 veio a se tornar o CLA, um centro de lançamento de grande porte para um programa espacial. O CLA também traz a grande vantagem da proximidade com a linha do Equador, que facilita o lançamento de satélites em órbitas de qualquer inclinação. Em 1987 também foi lançado o VS-30, um foguete de sondagem que veio das tecnologias do Sonda III.

Na década de 90, o INPE obteve sucesso pleno no desenvolvimento da família SCD, lançando com sucesso os dois primeiros satélites nacionais em 1993 (SCD-1) e 1998 (SCD-2) de veículos Pegasus, norte-americanos. Em 1993 o Brasil lança com sucesso o VS-40, um foguete de sondagem mais avançado que o Sonda IV e que já constituía um dos estágios do futuro VLS. Em 1999, o Brasil, em uma parceria com a China de projeto e desenvolvimento conjunto, lança o primeiro satélite CBERS, o CBERS-1, que foi bem-sucedido.

Em 1994 é criada a AEB a fim de centralizar o PEB, tornando a AEB o principal responsável pelo PEB. Os grandes reveses da década de 90 foram as falhas nas duas tentativas de lançamento do VLS, em 1997 e 1999. Em ambos os casos, o foguete foi destruído por comando de autodestruição e não houve vítimas.

No novo milênio o PEB sofre sua maior tragédia. Em agosto de 2003, dias antes do lançamento previsto para o VLS, um acidente no qual um dos motores teve uma ignição prematura causou a destruição da estrutura do CLA e a morte de 21 pessoas, todos técnicos. Tal tragédia foi tamanha que causou certo “trauma” no Brasil, esfriando consideravelmente a partir deste fato os esforços brasileiros nesta área.

Em 2004 foi lançado o primeiro VSB-30, foguete de sondagem nacional com grande taxa de sucesso em seus lançamentos. Após um hiato de 10 anos sem grandes avanços na área de lançadores, em 2014, o Brasil lançou do CLA seu primeiro foguete (um VS-30) à propulsão líquida. A grande vantagem da propulsão líquida é a capacidade de controle do empuxo, coisa impossível de ser feita com propelentes sólidos.

3 – Atual Estado-da-Arte dos Programas Espaciais

3.1 – Faster, Better, Cheaper

Com menos evidência e menos investimentos públicos do que no passado, as agências espaciais tiveram de buscar soluções para continuarem evoluindo em suas atividades. Na década de 90, tanto nas forças armadas americanas como na NASA começou-se a ideologia *Faster, Better, Cheaper* (FBC). A FBC traz consigo não somente a visão de fazer as tarefas em menos tempo, com mais qualidade e com menores orçamentos, que é uma visão antiga no meio das empresas privadas (que visam lucro) e, relativamente nova nas instituições públicas devido ao aumento da transparência. Mas, além disso, a FBC traz novas formas de abordar um problema complexo de engenharia, trazendo novas visões de Gestão Tecnológica, Pesquisa Operacional e de Engenharia de Sistemas (ES). Esta última, por sua vez, é valorizada a ponto de existir um Centro de ES na Força Aérea dos EUA. A ES é, em suma, uma metodologia que visa facilitar a realização de um projeto para satisfazer plenamente as necessidades de um cliente ou usuário, na qual há uma preocupação maior com os requisitos e

necessidades, fazendo com que a equipe busque soluções alternativas para um problema sem antes executar de maneira prematura (PORTER e HEWITSON, 2005).

Em termos práticos, a FBC foi um dos principais catalisadores para o advento de pequenos satélites, como os microssatélites e os cubesats. Até então, os programas espaciais visavam grandes projetos, que envolviam o desenvolvimento complexo de muitas partes para uma única missão. Com a busca por novas soluções, certos requisitos de missão passaram a ser solucionados de maneira generalizada, possibilitando reaproveitar estas novas soluções em outros projetos (SMITH, 2011). Isso se mostrou fortemente nos sensores espaciais. Antes, era desejado que o sensor funcionasse em determinado projeto, e para isso, era projetado um novo sensor, o que gerava custos e maior tempo investido no projeto. Posteriormente, os sensores passaram a ser desenvolvidos de maneira mais generalista, visando suportar determinadas condições de operação e precisão, com integração simplificada com computadores de bordo. Estes sensores passaram a ser empregados em muitas missões, inclusive sensores simples e baratos, os chamados COTS (*Commercial Off The Shelf*). Com sensores mais baratos de qualidade aceitável para o setor espacial, a produção de satélites se torna mais barata, tornando mais comum a produção de pequenos satélites, tanto por parte de governo como de empresas privadas (DIAZ-MICHELENA, 2009).

Hoje, o uso de pequenos satélites é muito vantajoso em certas situações como telecomunicações e transmissão de rádio. O custo de produção de um cubesat é muito menor que de um satélite geostacionário. Além disso, a maioria dos lançadores possuem “vagas” para “caronas” de cubesats, que são colocados em órbita durante o voo do veículo lançador, que tem como objetivo final lançar um grande satélite. Evidentemente, os grandes satélites ainda são utilizados quando a solução com satélites pequenos não é conveniente. De uma maneira geral, quando analisamos os custos e a performance, os satélites hoje são mais baratos do que eram no passado (SZAJNFARBER, WEIGEL, 2007).

3.2 – O Espaço das Empresas Privadas

Por mais de 50 anos, apenas duas empresas norte-americanas, a Boeing e a Lockheed Martin detiveram a maior parte dos contratos aeroespaciais dos Estados Unidos, desde o projeto até a construção, utilizando veículos lançadores não-reutilizáveis (SMITH, 2011). A exemplo disso, a família de foguetes Atlas foi projetada pela Convair, adquirida pela Lockheed (LOCKHEED, 2018). Ainda para tentar diminuir os custos dos lançamentos, essas duas empresas criaram um programa conjunto, o *United Launch Alliance* (ULA), a fim de satisfazer os requisitos do programa *Evolved Expendable Launch Vehicle* (EELV) da Força Aérea Estadunidense, que aprimora a tecnologia dos foguetes não-reutilizáveis.

As novas empresas aeroespaciais trazem consigo a filosofia FBC com o objetivo de trazer um acesso de baixo custo e seguro ao espaço (*LCRATS – Lower Cost Reliable Access to Space*), sendo denominadas *Rocketeers* (MAINS, 2011). É interessante notar que as *Rocketeers* têm como visionários, empreendedores de sucesso da área de computação e da indústria de alta tecnologia, a exemplo de Jeff Bezos da Amazon que fundou a Blue Origin e de Elon Musk do PayPal que fundou a SpaceX. Tais empresas contam com apoio governamental na forma de incentivos e de ofertas de lançamentos, tais como o Programa de Oportunidades de Voo da NASA (*Flight Opportunities Program*), que conta com a pesquisa comercial suborbital (CRuSR – *Commercial Reusable Suborbital Research*) e também o programa de desenvolvimento de treinamento tecnológico aeroespacial (FAST - *Facilitated Access to the Space Environment for Technology Development and Training*) (MAINS, 2011).

Nessa missão de ampliar o acesso ao espaço, destacam-se duas importantes frentes na minimização dos custos, a reutilização do veículo lançador e a eficiência das operações em solo. Para a viabilidade da construção de um veículo lançador reutilizável, é necessário

analisar critérios básicos de decisão, tais como a relação risco-retorno e os custos adicionais na atividade de recuperação (McCLURE, 1998).

As operações em solo podem corresponder até 45% do custo da missão (COULURIS, 2010). Pode-se dividir tais operações no grupo de lançamento, que é responsável pelo projeto, integração, validação e lançamento dos veículos, e no grupo de missão, responsável pelo monitoramento, comunicação, recuperação e operações de voo dos estágios. Para aumentar a eficiência dessas operações, a SpaceX utiliza sistemas já existentes adaptados às necessidades aeroespaciais, como o monitoramento gráfico automatizado pelo LabVIEW™. A automação do controle da missão, assim como ferramentas já prontas (*off-the-shelf*) possibilitaram maior segurança e precisão nos processos, contribuindo também para a redução de custos. (COULURIS, 2010)

Para que as operações espaciais possam ser realizadas por empresas privadas, é necessário que haja viabilidade econômica em tal atividade. O governo ainda é o maior contratante das empresas atuais, seja por serviços de transporte *Commercial Orbital Transportation Services* (COTS) ou por contratos de projetos e construção de foguetes. Outras atividades com potencial viabilidade econômica incluem missões espaciais pesquisas científicas, turismo espacial e exploração de recursos espaciais (GENTA, 2014). SpaceX, Orbital Sciences, Blue Origin, Bigelow Aerospace, SpaceDev e Virgin Galactic são empresas privadas estadunidenses mais próximas de atingirem esse objetivo.

O desenvolvimento das empresas privadas está, portanto, dependente de incentivos governamentais por meio de contratos e pesquisa, até que essa indústria tenha amadurecido o suficiente. A demanda comercial pela atividade espacial ainda está atrelada ao lançamento de satélites de comunicação e atingiu valores mais baixos com a oferta de lançamentos da SpaceX.

3.3 – Gargalos do Programa Nacional

Atualmente, o PEB encontra-se em uma situação menos favorável do que a alguns anos atrás, com programas atrasados e com pouquíssimos resultados relevantes nos últimos anos. Ainda assim, na última revisão do PNAE, feita para 2012-2021, é dito que: “A soberania e autonomia de um país estão proporcionalmente relacionadas à sua capacidade de desenvolvimento tecnológico. A tecnologia espacial é, sem dúvida, a de maior amplitude nesse cenário” (AEB, 2012).

Após a tragédia com o VLS em 2003, os investimentos no setor estão congelados numa faixa de US\$ 200 milhões de dólares por ano. Este valor já foi ultrapassado por países como a Argentina, cujo investimento passa de US\$ 1 bilhão por ano. Se tomarmos como exemplo a Índia, cujo programa espacial começou em período próximo ao brasileiro, observa-se que de fato estamos atrasados. A Índia, que atualmente têm um orçamento superior a US\$ 1 bilhão por ano, realiza com sucesso lançamento de satélites e possui um sistema de rádio navegação por satélite regional. Na **Tabela 1**, vemos que quando comparado com países em desenvolvimento como Índia, Argentina e Rússia, o Brasil possui a menor carga de investimento, tanto em valor total, como em percentual do PIB. De fato, é evidente a falta de investimento no PEB, e sem dúvidas, isso é uma das causas da atual situação. Enquanto isso, estima-se que o mercado de espaço movimente em torno de US\$ 330 bilhões de dólares por ano, em uma tendência crescente. Ou seja, em completo contraste com os investimentos brasileiros no setor.

Tabela 1: Comparação de investimentos entre países

Nação	Orçamento Espacial (Bilhões de US\$)	% do PIB
EUA	40,0	0,21
Rússia	3,0	0,15
China	3,0	0,03
Índia	1,2	0,06
Argentina	1,2	0,20
Brasil	0,1	0,006

Analisando o setor espacial em nível administrativo, a Política Nacional de Desenvolvimento das Atividades Espaciais (PNDAE), instituída pelo Decreto N° 1.332, tem seu planejamento feito pelo PNAE, cuja responsabilidade de atualização é a AEB. A AEB é uma autarquia, filiada ao Ministério da Ciência, Tecnologia e Inovação (MCTI). Porém, uma parcela significativa dos executores do PNAE está subordinada ao Ministério da Defesa (MD), sendo estes a FAB, por meio do Departamento de Ciência e Tecnologia Aeroespacial (DCTA).

Como solução perante a lentidão que a execução do PNAE se encontra, a FAB lançou o PESE em 2012, programa cujo “principal objetivo é prover infraestrutura espacial para ser usada estrategicamente e de modo potencializador no SisGAAz, SISFRON, SISDABRA, SIPAM e afins” (CCISE, 2018). Este programa é coordenado pela Comissão de Coordenação de Implementação de Sistemas Espaciais (CCISE), órgão da FAB. O PESE visa também benefícios civis, como auxílio na agricultura e em prover banda larga para a população. Além de também buscar realizar a nacionalização de tecnologias. O PESE já teve como primeiro grande resultado a aquisição do SGDC-1, que já se encontra em operação desde 2017, e prevê o SGDC-2 para 2019. O SGDC foi desenvolvido pela Thales Alenia e a aquisição considerava a nacionalização de algumas tecnologias. Apesar de mostrar resultados e ser uma solução encontrada para evitar um atraso maior no setor espacial, o fato é que atualmente encontram-se em paralelos dois programas dentro do PEB. De um lado, o PNAE, por parte do MCTI, gerenciado pela AEB e executado por órgãos civis e militares. Do outro, o PESE, por parte do MD, gerenciado e executado essencialmente por militares. Este fato por si não é um problema, porém, causa uma descentralização na administração do PEB.

A última revisão do PNAE prevê 25 atividades para as quais os investimentos seriam destinados, dentre estes, os satélites da série Amazônia, o desenvolvimento do VLM-1 (Veículo Lançador de Microssatélites), os VLS Alfa e Beta, os satélites SGDC, entre outros (AEB, 2012). Todavia, 25 atividades previstas para um período de 10 anos fazem com que os investimentos sejam “pulverizados”, levando muitas vezes a atrasos em várias atividades que ocorrem em paralelo. Por exemplo, o plano previa que o Satélite Amazônia 1 tivesse seus gastos encerrados ao fim de 2017, porém, até presente momento esta atividade não foi cumprida. Gerando, por consequência, atraso na atividade do Amazônia-2, cuja previsão era de encerrar em 2019. Se os investimentos fossem concentrados nestes projetos, isto é, com menos atividades em paralelo, provavelmente estas atividades seriam cumpridas no prazo.

No âmbito tecnológico, a principal defasagem do Brasil perante as demais nações está na área de veículos lançadores. Até hoje não há um veículo lançador de satélites nacionais, nem um veículo movido a motor foguete líquido com tecnologia suficientemente madura. Isso faz com que a arrecadação nacional no setor de espaço seja aquém do que poderia ser, tendo em vista as vantagens geográficas do país. Com um VLS nacional, o Brasil poderia realizar lançamentos de satélites para empresas privadas e nações amigas, utilizando a base do CLA,

trazendo arrecadação para o país e para o PEB. O motor foguete líquido permitiria grandes avanços na área de controle de foguetes, possibilitando inclusive o projeto de pouso de um estágio do veículo, trazendo economias para o lançamento, possibilitando ao Brasil apresentar preços competitivos perante o mercado internacional de lançamentos. As vantagens militares dessas tecnologias são imediatas, sendo a mais evidente o desenvolvimento de um ICBM com empuxo controlado, fundamentais para a soberania e capacidade diplomática de uma nação atualmente.

3.4 – Direcionamento e Possível Solução

Tendo em vista a atual situação do PEB, há três fatores em âmbito de governança que devem ser cumpridos para atingir o progresso e eficiência desejado pelo programa espacial. Além destes pontos, há os gargalos tecnológicos no ramo de veículos lançadores.

O primeiro ponto é a evidente falta de investimento por parte do governo brasileiro perante os demais países do mundo. A ideologia FBC pode auxiliar e muito o programa espacial brasileiro com o implemento da Engenharia de Sistemas, da Gestão Tecnológica, e da Gestão do Conhecimento (PITTMAN e BROOKS, 1994). Porém, não há metodologia que consiga sobreviver a orçamentos insuficientes. Este talvez seja o ponto de mais difícil solução, pois não depende apenas dos técnicos e gerentes de projeto, mas de toda a estrutura responsável pelos repasses de verbas. Os benefícios, o retorno tecnológico e financeiro que os investimentos no setor espacial podem trazer são muitos e isso pode ser utilizado para buscar verbas para o setor. A utilização de propagandas do setor aeroespacial em meios de comunicação também pode auxiliar na aquisição de recursos, pois aproximar a população desta área trará mais visibilidade política para a mesma, que atualmente está em baixa. Os baixos investimentos, aliados com a falta de popularidade do setor no Brasil, torna o cenário pouco atrativo para novas indústrias no setor aeroespacial brasileiro, deixando assim de desenvolver no país um ramo industrial que movimenta bilhões de dólares por ano no mundo, além de poder contribuir significativamente com a economia do país com venda de sensores, materiais, antenas e outros equipamentos para uso espacial.

O segundo fator é a pulverização dos investimentos em muitas atividades em paralelo. Quando isso ocorre, as verbas repassadas para cada atividade são reduzidas, dificultando a execução de todas as atividades, levando na maioria das vezes a atrasos de anos. Além disso, os gastos para manter atividades em paralelo são maiores do que em uma opção de seriado, pois, como as atividades atrasam em anos, os gastos com pessoal, instalações e equipamentos crescem proporcionalmente com o atraso. Assim, seria vantajoso que o país selecionasse dentre estas 25 atividades as principais e mais importantes para o atual momento, investindo de maneira mais eficiente nestas atividades. Para cada atividade cumprida se iniciaria a execução de uma nova atividade.

Dentro destas atividades, a priorização no setor de lançador deve ser analisada e considerada, pois é atualmente o principal gargalo tecnológico no PEB. O desenvolvimento de um VLS é a frente da MECB que ficou mais atrasada. Além disso, como é um tema que o Brasil já estuda a anos, se isso for aliado ao devido foco e à alocação de verbas, possivelmente o desenvolvimento de um veículo lançador ocorra em tempo relativamente curto. A tecnologia de motor foguete líquido atualmente está prematura no país, e deve ser foco de mais avanços, tendo em vista as vantagens que esta tecnologia trará no controle de foguetes.

O terceiro fato é a descentralização do PEB. O fato de envolver dois ministérios distintos, o MCTI e o MD, exige uma melhora nas relações interministeriais feitas pelo Grupo de Trabalho Interministerial (GTI), cujo fortalecimento é importante para estruturar de maneira linearizada e hierarquizada as atividades do PEB, definindo claramente o papel de cada ator no programa, para assim, proporcionar uma maior harmonia e comunicação entre os

programas e projetos do PEB, evitando trabalhos redundantes e agilizando trabalhos com a integração dos conhecimentos adquiridos em diferentes atividades.

Com essas mudanças na atual governança do PEB, acredita-se que o Brasil possa atingir resultados mais expressivos e mais rápidos no programa espacial, trazendo vantagens tanto para a população civil, quanto para empresários da indústria, além de contribuir para a soberania nacional através das Forças Armadas e instituições governamentais. O desenvolvimento de tecnologias no setor de veículos lançador deve estar na vanguarda das atividades do PEB.

4 - Pouso Vertical de um Foguete - Modelagem Física do Problema

4.1 - Introdução

Em 2016 a SpaceX impressionou o mundo com o pouso vertical de um dos estágios do Falcon 9, um veículo lançador. Tal fato traz consigo, não apenas o avanço tecnológico no controle de foguetes, mas uma perspectiva de diminuição de custos em missões espaciais, uma vez que evita o desperdício completo da estrutura do foguete após seu uso. Este feito foi um marco para a nova ordem do setor espacial no mundo. Aqui, desenvolvemos um projeto preliminar de um sistema de controle para pouso vertical de foguetes, feito computacionalmente através de simulações.

Esta é uma tecnologia que ainda está distante de ser implementada no Brasil, tendo em vista que para aplicá-la precisaríamos deter o conhecimento pleno de motor foguete de propulsão líquida, tecnologia que ainda é nova e está em fase de desenvolvimento no Brasil. E a tecnologia de um veículo lançador propriamente dito, afinal, é nele onde o sistema de controle atua. Estes são os principais gargalos no momento que impedem que o Brasil busque o desenvolvimento de um sistema de controle deste tipo.

A fim de se realizar simulações computacionais, se faz necessário o desenvolvimento de um modelo matemático que possa ser simulado computacionalmente que reproduza com fidedignidade o que acontece em um lançamento real de um foguete.

O desenvolvimento de um modelo em computador é bastante importante para a etapa de projeto, pois evita que sejam realizados diversos testes reais para averiguar a funcionalidade de cada parte do projeto, o que torna tudo mais rápido e barato.

4.2 - Referenciais utilizados para a modelagem

Antes de partir para a confecção do modelo matemático, é importante salientar os referenciais relevantes para a descrição do movimento, o que permite o correto entendimento do modelo, pois ora um vetor será tomado em relação a um referencial, e ora será tomado em relação a outro, conforme seja mais conveniente para se escrever as equações dinâmicas.

Com isso, os referenciais considerados no trabalho são: *ECI* (do inglês, *Earth Centered Inertial*), *ECF* (*Earth Centered Fixed*), *EG* (*Earth Geographic*), *NED* (*North East Down*) e *ABC* (*Aircraft Body Coordinates*).

4.3 - Modelo matemático da dinâmica do foguete

Aqui se buscará realizar uma descrição do sistema em espaço de estados. Para tal, se começará com uma análise do movimento translacional.

Para a obtenção da equação da posição \mathbf{p} no referencial *ECI*, se toma a derivada desse vetor e, considerando que a Terra apresenta uma velocidade angular $\boldsymbol{\omega}_E$ no referencial *ECI*, pode-se escrever:

$$\dot{\mathbf{p}} = \mathbf{B}^T \mathbf{v}_B + \boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{p} \quad (1)$$

Onde \mathbf{v}_B é a velocidade em relação à massa de ar (a qual é considerada que gira juntamente com a terra, apresentando, portanto, velocidade $\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{p}$ em um dado ponto \mathbf{p}) e \mathbf{B} é a matriz de rotação que transforma um vetor no referencial ECI em um no referencial ABC .

Assim, se pode escrever também, de forma análoga, que a velocidade absoluta \mathbf{v}_{abs} segundo o referencial ABC é:

$$\mathbf{v}_{abs} = \mathbf{v}_B + \mathbf{B}(\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{p}) \quad (2)$$

Em posse da equação (2), pode-se escrever a Lei de Newton para uma aeronave:

$$\mathbf{F}_B + \mathbf{B}m\mathbf{g} = \dot{m}\mathbf{v}_{abs} + m * \frac{d}{dt}(\mathbf{v}_B + \mathbf{B}(\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{p})) \quad (3)$$

Entretanto, essa equação deve ser alterada para o caso de um foguete. O termo $\dot{m}\mathbf{v}_{abs}$ é o responsável pela geração de uma força devido à variação de massa (queima de combustível) e o termo \mathbf{F}_B é o de força gerada sobre a aeronave (como a força de uma turbina e forças aerodinâmicas). No caso de um foguete, uma das forças geradas sobre o mesmo é devida à queima de combustível, o qual pode ser considerado que é expelido da aeronave a uma velocidade relativa constante. Dessa forma, o termo $\dot{m}\mathbf{v}_{abs}$ não é mais válido, visto que o combustível não é simplesmente queimado, mas, sim, expelido do foguete a uma certa velocidade. Dessa forma, para se corrigir essa equação, o termo $\dot{m}\mathbf{v}_{abs}$ deve ser descartado e a força gerada pelo propelente será englobada no termo \mathbf{F}_B , que será calculada posteriormente nesse trabalho. Assim, obtém-se:

$$\dot{\mathbf{v}}_B = \frac{1}{m}\mathbf{F}_B - \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{v}_B - \mathbf{B}\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{B}^T\mathbf{v}_B + \mathbf{B}(\mathbf{g} - \boldsymbol{\omega}_E \times (\boldsymbol{\omega}_E \times \mathbf{p})) \quad (4)$$

Para se analisar a dinâmica rotacional do corpo, deve-se proceder à diferenciação do momento angular:

$$\dot{\mathbf{H}}_B + \boldsymbol{\omega}_B \times \mathbf{H}_B = \mathbf{T}_B \quad (5)$$

Escrevendo que $\mathbf{H}_B = \mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_B$, onde \mathbf{J} é o tensor de inércia, obtém-se:

$$\dot{\boldsymbol{\omega}}_B = -\mathbf{J}^{-1}(\boldsymbol{\omega}_B \times (\mathbf{J}\boldsymbol{\omega}_B)) + \mathbf{J}^{-1}\mathbf{T}_B \quad (6)$$

Para a representação da atitude do foguete, se optou pela abordagem de quaternions nesse trabalho, tendo em vista que a obtenção direta dos ângulos de Euler (*yaw*, *pitch* e *roll*) a partir das velocidades angulares apresenta uma singularidade quando o *pitch* é de 90° , que se trata de um ângulo que deve ocorrer com bastante frequência durante o movimento do foguete (em geral, para aviões, não costuma ser um problema, pois é raro a aeronave necessitar realizar um voo vertical).

A dinâmica que rege os quaternions é dada por:

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_0 \\ \dot{q}_1 \\ \dot{q}_2 \\ \dot{q}_3 \end{bmatrix} = -\frac{1}{2} \begin{bmatrix} 0 & P & Q & R \\ -P & 0 & -R & Q \\ -Q & R & 0 & -P \\ -R & -Q & P & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_0 \\ q_1 \\ q_2 \\ q_3 \end{bmatrix} \rightarrow \dot{\mathbf{q}} = -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}_q\mathbf{q} \quad (7)$$

Antes de escrever a formulação em espaço de estados, nota-se a seguinte equação que estabelece um análogo entre o produto vetorial e uma transformação realizada por uma matriz:

$$\mathbf{u} \times \mathbf{v} = \begin{bmatrix} 0 & -u_3 & u_2 \\ u_3 & 0 & -u_1 \\ -u_2 & u_1 & 0 \end{bmatrix} \mathbf{v} \quad (8)$$

Onde u_1 , u_2 e u_3 são as três componentes do vetor \mathbf{u} .

Assim, as equações (1), (4) e (6) podem ser simplificadas para a escrita da equação em espaço de estados da dinâmica do foguete:

$$\begin{bmatrix} \dot{\mathbf{p}} \\ \dot{\mathbf{v}}_B \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_B \\ \dot{\mathbf{q}} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \boldsymbol{\Omega}_E & \mathbf{B}^T & 0 & 0 \\ \mathbf{B}g(\mathbf{p}) - \mathbf{B}\boldsymbol{\Omega}_E^2 & -(\boldsymbol{\Omega}_B + \mathbf{B}\boldsymbol{\Omega}_E\mathbf{B}^T) & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -\mathbf{J}^{-1}\boldsymbol{\Omega}_B\mathbf{J} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -\frac{1}{2}\boldsymbol{\Omega}_q \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{p} \\ \mathbf{v}_B \\ \boldsymbol{\omega}_B \\ \mathbf{q} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 \\ \frac{\mathbf{F}_B}{m} \\ \mathbf{J}^{-1}\mathbf{T}_B \\ 0 \end{bmatrix} \quad (9)$$

Onde as matrizes representadas por $\boldsymbol{\Omega}_B$ e $\boldsymbol{\Omega}_E$ advém dos produtos vetoriais de $\boldsymbol{\omega}_B$ e $\boldsymbol{\omega}_E$ e o termo gravitacional $g(\mathbf{p})\mathbf{p}$ foi corrigido para $g(\mathbf{p})\bar{\mathbf{p}}$ segundo o modelo WGS-84 para incorporar a variação gravitacional para diferentes latitudes, onde $g(\mathbf{p})$ é obtido do modelo de Terra esférica.

$$\mathbf{g} = \frac{\mu}{\|\mathbf{p}\|^3} \mathbf{p} \rightarrow g(\mathbf{p}) = \frac{\mu}{\|\mathbf{p}\|^3} \quad (10)$$

4.4 - Modelo adotado para a dinâmica da tubeira

Para se descrever a força \mathbf{F}_B e o torque \mathbf{T}_B gerado por cada tubeira, adotou-se um movimento planar (no plano xy) para o apontamento de cada tubeira. As posições das tubeiras foram colocadas na base do foguete, cada uma com um afastamento r do eixo de simetria e direção fixa \mathbf{dirT} .

Cada tubeira apresenta, para cada instante, uma taxa de queima de combustível. Assim, dado o vetor \mathbf{dirT} , que representa a direção de apontamento de cada tubeira, dada o módulo da velocidade V_{rel} na qual os gases são expelidos em relação ao foguete e dadas as taxas de queima m_1' e m_2' de cada tubeira, pode-se escrever a equação da força que elas geram sobre o foguete:

$$\mathbf{F}_B = -[m_1'V_{rel} * \mathbf{dirT} + m_2'V_{rel} * \mathbf{dirT}] \quad (11)$$

Também é imediata a determinação dos momentos gerados pelas turbinas, onde \mathbf{R}_{T1} e \mathbf{R}_{T2} são as posições das turbinas em relação ao centro de massa.

$$\mathbf{T}_B = -[m_1'V_{rel}(\mathbf{R}_{T1} \times \mathbf{dirT}) + m_2'V_{rel}(\mathbf{R}_{T2} \times \mathbf{dirT})] \quad (12)$$

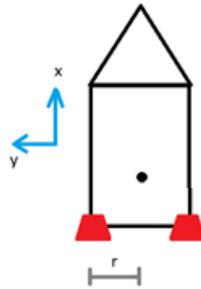


Figura 1 - Representação das tubeiras

4.5 – Estimação da massa, do centro de massa e do tensor de inércia J

Para a confecção da simulação, o foguete foi considerado como a superposição de uma superfície cilíndrica, representando sua fuselagem, com um cilindro maciço, representando seu conteúdo, com um outro cilindro de altura menor que os primeiros e posicionado na parte inferior que representa o combustível.

Assim, para a determinação da massa, basta efetuar a atualização da massa do cilindro que representa o combustível de acordo com a equação:

$$m_{comb}(t) = m_{comb}(0) - \int_0^t (m'_1 + m'_2) dt \quad (13)$$

Para a determinação da altura do centro de massa em relação à base do foguete em cada instante, basta efetuar a média ponderada das massas e centros de massas de cada cilindro:

$$CM = \frac{m_{cte} * h + m_{comb}(t) * h_c}{m_{cte} + m_{comb}(t)} \quad (14)$$

Onde m_{cte} é a parte da massa que não possui seu valor alterado (fuselagem e o conteúdo do foguete), h é a altura do cilindro considerado para o foguete e h_c é a altura do cilindro considerado para o tanque de combustível.

Para a atualização do tensor de inércia total, se fez o uso do teorema dos eixos paralelos para a obtenção do tensor de inércia de cada cilindro em relação ao centro de massa, somando os ao final.

4.6 – O ambiente de simulação desenvolvido no SIMULINK

Para se realizar a simulação, foi empregado o SIMULINK, por apresentar um ambiente que propicia um rápido desenvolvimento. A simulação está contida nos quatro blocos grandes apresentados na figura a seguir:

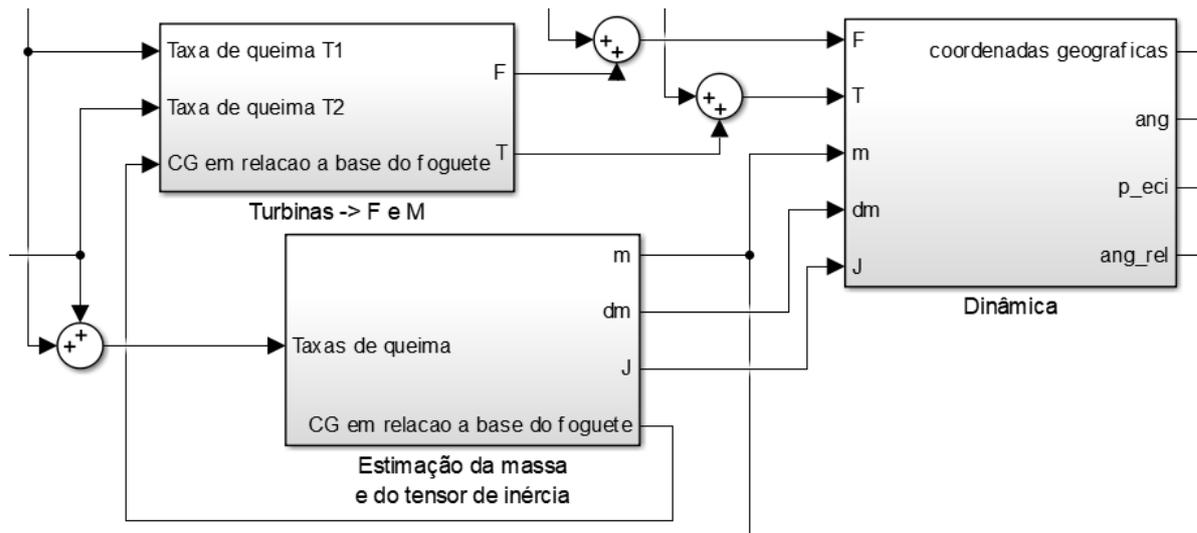


Figura 2 - Ambiente de simulação

O bloco **Turbinas -> F e M** se encarrega de calcular o torque T_B e a força F_B que a tubeira gera sobre o foguete, calculando esses valores a partir das taxas de queima de combustível em cada tubeira.

O bloco **Estimação da massa e do tensor de inércia** é o responsável pela atualização da massa do foguete, do seu centro de massa e do tensor de inércia, efetuando esses cálculos a partir dos valores iniciais e das taxas de queima em cada tubeira em cada instante.

Por fim, o bloco **Dinâmica** é o responsável pela simulação da dinâmica do foguete, obtendo a posição no referencial *ECI*, os Ângulos de Euler em relação ao referencial inercial, assim como em relação ao NED, e as coordenadas geográficas (longitude e latitude) correspondentes à posição do foguete.

5- Desenvolvimento de um Sistema de Controle

5.1 – Introdução

Com o modelamento matemático do sistema e a implementação da simulação, foi possível dar início a implementação do controle, o qual consiste em realizar o pouso vertical de foguetes. Por se tratar de um projeto preliminar de controle, as condições iniciais buscaram simplificar o problema, visto que o controle é configurado para um sistema bidimensional, descrito pela **figura 4**, onde o eixo x é a direção da vertical local e eixo y é a direção do eixo Leste. Além disso, o controle é acionado a partir do momento em que o foguete está em uma determinada altitude conhecida após o apogeu de sua trajetória, com uma atitude conhecida e próxima da vertical local. Com isso, através do controle da tubeira, foi possível implementar um controle de pouso de foguete em um determinado ponto desejado, no caso, a origem do sistema XY , a partir de uma trajetória predefinida a partir das condições iniciais.

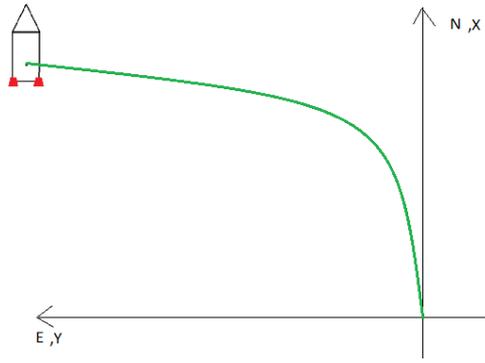


Figura 4 - Ilustração da configuração do sistema

5.2 - Considerações sobre o modelo

Serão adotados valores fictícios para as características do foguete, porém, elas terão a ordem de grandeza de valores reais, encontrados nas literaturas (PALMERIO, 2017; TAYLOR, 2017). Pode-se observar os valores adotados na tabela 2 a seguir. Observa-se também que motor do foguete nesse tipo de aplicação deve permitir um controle de empuxo, de modo que o motor será interrompido durante a subida e acionado novamente na descida, com objetivo de pouso.

Tabela 2: Características adotadas para o foguete na simulação.

m_{cte}	$m_{comb}(0)$	V_{rel}	$r = r_c$	h	h_c
3.000 kg	20.000 kg	1500 m/s	1 m	2 m	10 m

Além disso, posição inicial adotada no referencial local será de $(x_0, y_0) = (38.000 \text{ m}, 1.000 \text{ m})$, com ângulo no eixo Z de $\theta_{z0} = 2^\circ$. A velocidade inicial em relação ao referencial do foguete será considerada $(v_{Bx0}, v_{By0}) = (-1.700 \text{ m/s}, 0 \text{ m/s})$ e a rotação será dada apenas pela velocidade de rotação da Terra. A massa de combustível considerada no tempo inicial corresponde já ao que foi guardado para a manobra de pouso. Será também utilizada a aproximação da função seno para pequenos ângulos nas equações encontradas para o modelo e, por fim, a tubeira será considerada fixa, de modo a simplificar a estabilização angular do foguete.

5.3 - Estratégia de controle

Inicialmente, será definida uma trajetória de referência para o foguete, de modo que a partir da sua posição inicial, ele consiga chegar na origem. A escolha feita para esta trajetória foi de exponenciais negativas em X e em Y em função do tempo, de modo que essas curvas passem pelo ponto inicial e suas derivadas correspondam à velocidade inicial do corpo. Disso, obtém-se:

$$\begin{aligned} x_{ref} &= x_0 \exp\left(-\frac{v_{Bx0} \cdot \cos(\theta_{z0})}{x_0} t\right) \\ y_{ref} &= y_0 \exp\left(-\frac{v_{Bx0} \cdot \sin(\theta_{z0})}{y_0} t\right) \end{aligned} \quad (15)$$

Em seguida, a partir das simplificações adotadas para o modelo, é possível obter as seguintes equações para a dinâmica do sistema (aproximando seno pelo seu argumento e cosseno por 1):

$$\begin{aligned} m\ddot{x} &= (m'_1 + m'_2)V_{rel} \\ m\ddot{y} &= (m'_1 + m'_2)V_{rel}\theta_z \\ J_z\ddot{\theta}_z &= (m'_2 - m'_1)rV_{rel} \end{aligned} \quad (16)$$

Primeiramente será desenvolvido o controle de θ_z , que será feito pela diferença das taxas de queima das tubeiras, de modo que o torque resultante do sistema seja nulo e haja uma estabilização da atitude do foguete. O controlador adotado será do tipo proporcional e derivativo, com o qual se obtém:

$$m'_2 - m'_1 = -P_z\theta_z - D_z\dot{\theta}_z \rightarrow \ddot{\theta}_z + D_z\frac{rV_{rel}}{J_z}\dot{\theta}_z + P_z\frac{rV_{rel}}{J_z}\theta_z = 0 \quad (17)$$

Com isso, escolhem-se os ganhos P_z e D_z de modo que o sistema de segunda ordem resultante seja estável. O valor de referência para θ_z será definido no controle em Y.

Em seguida, foi desenvolvido o controle em X, que será dado pela soma das taxas de queima das tubeiras. Novamente, foi utilizado um controlador do tipo proporcional e derivativo, em que se teve:

$$m'_2 + m'_1 = -P_x x - D_x \dot{x} \rightarrow \ddot{x} + D_x \frac{V_{rel}}{m} \dot{x} + P_x \frac{V_{rel}}{m} x = 0 \quad (18)$$

E assim, escolhem-se os ganhos P_x e D_x de modo que haja estabilidade da equação diferencial de segunda ordem (22).

Por fim, o controle em Y será feito a partir do valor de referência de θ_z , mais uma vez com um controlador proporcional e derivativo, a partir do qual:

$$\theta_{zref} = -P_y y - D_y \dot{y} \rightarrow \ddot{y} + D_y (m'_1 + m'_2) \frac{V_{rel}}{m} \dot{y} + P_y (m'_1 + m'_2) \frac{V_{rel}}{m} y = 0 \quad (19)$$

Os valores dos ganhos P_y e D_y são escolhidos de modo que a dinâmica de segunda ordem seja estável mais uma vez, mas nesse caso, observa-se que eles serão calculados em função da soma das taxas de queima, já determinada pelo controle em X.

5.4 - Resultados e conclusões

A partir da estratégia descrita, e após uma otimização dos ganhos, de forma que a resposta do sistema tenha uma resposta rápida o suficiente para que a massa de propelente não acabe, obtém-se os seguintes resultados para a posição relativa em XY e ângulo no eixo Z:

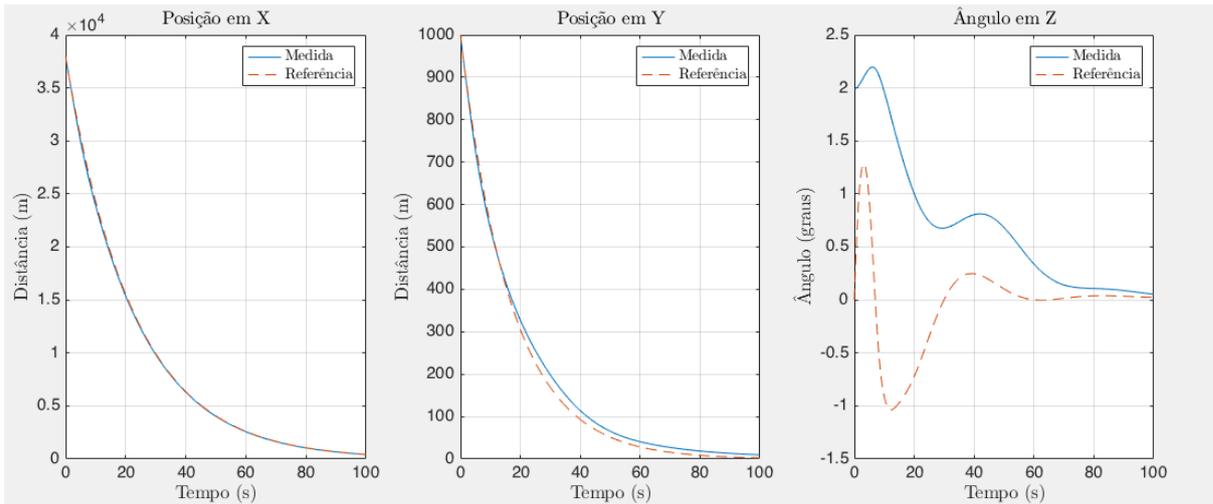


Figura 5 - Posição relativa do foguete no referencial local

Observa-se nesses gráficos uma boa convergência do foguete para a origem, como desejado. O ângulo no eixo Z apresentou resposta lenta em relação à referência, porém mesmo assim o objetivo foi atingido. É importante observar também a velocidade do foguete, que deve ser nula na origem, de forma que o pouso seja suave, o que pode ser visto na figura a seguir.

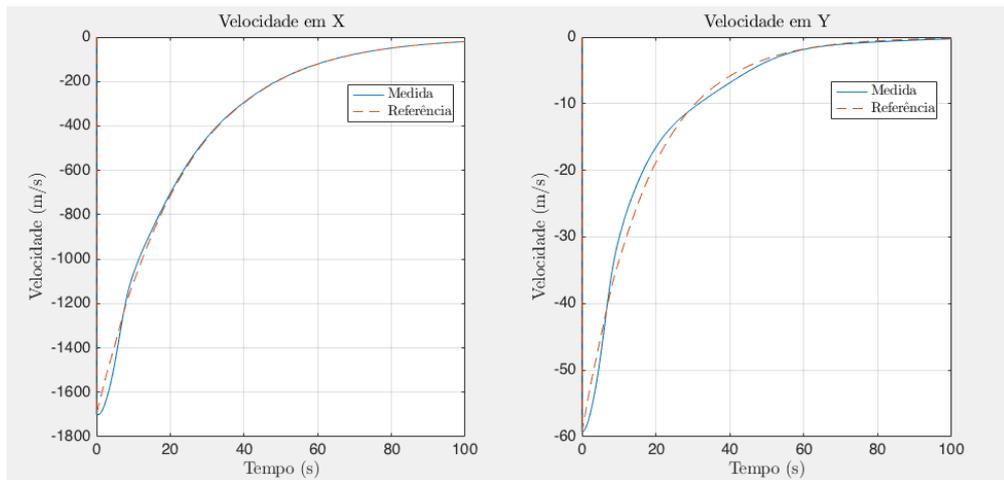


Figura 6 – Velocidade do foguete no referencial local

Novamente, observa-se uma boa convergência da resposta para o desejado. Por fim, relacionando no mesmo gráfico a evolução da trajetória em X e em Y, obtém-se a seguinte figura, que mostra a trajetória executada pelo foguete no referencial local.

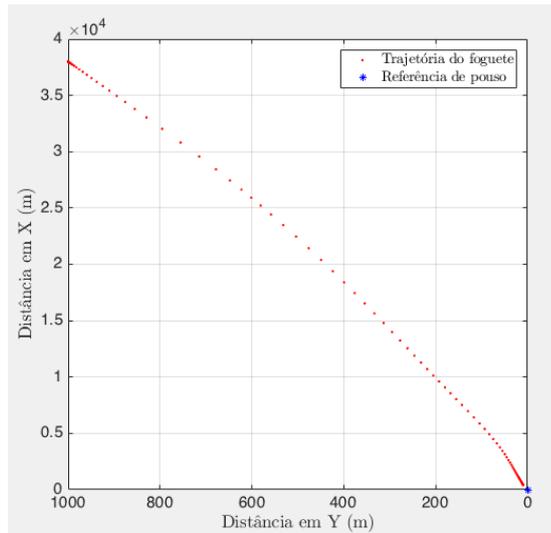


Figura 7 - Trajetória executada pelo foguete no referencial local

Fazendo testes com mudanças nas condições iniciais de posição e velocidade, observam-se ainda respostas satisfatórias, como se pode observar nos gráficos da figura 8, o que mostra uma robustez no sistema controle proposto. Na resposta mostrada a esquerda, a posição inicial foi alterada para $(x_0, y_0) = (35.000 \text{ m}, 2.000 \text{ m})$, na do meio, a velocidade inicial foi alterada para $(v_{Bx0}, v_{By0}) = (-2.000 \text{ m/s}, 0 \text{ m/s})$ e na da direita, o ângulo inicial foi alterado para $\theta_{z0} = 2^\circ$.

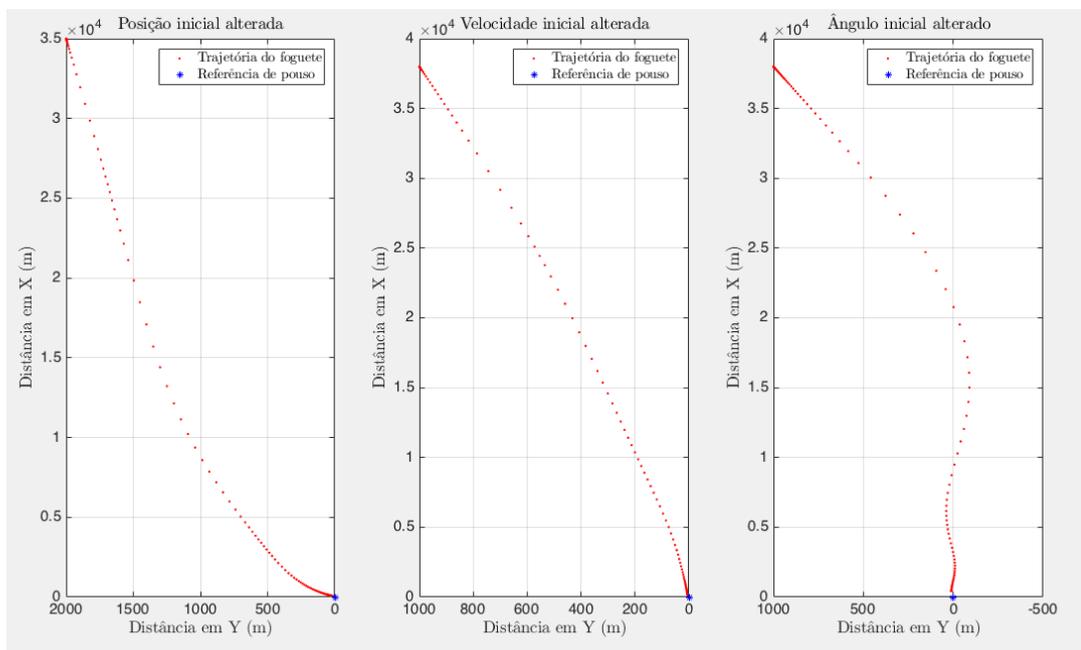


Figura 8 - Trajetória para diferentes condições iniciais

6 – Conclusões

Analisando o desenrolar da história do setor espacial até os dias atuais, pode-se perceber que, atualmente, as relações entre governos, empresas, forças armadas e agências espaciais são muito diferentes do que eram na Guerra Fria. O Brasil está atualmente com seu programa consideravelmente atrasado perante outras nações e há gargalos tanto tecnológicos

como na governança atual do programa. É preciso que haja um aumento na verba disponível para o PEB, além de uma análise cautelosa sobre quais atividades devem ser focadas em detrimento das muitas outras atividades que ocorrem em paralelo. A coordenação interministerial deve ser capaz de estruturar e hierarquizar as responsabilidades do PEB, facilitando a execução das atividades.

No âmbito tecnológico, a defasagem é significativa, principalmente em dois pontos: A tecnologia de motor foguete líquido no Brasil ainda não está madura; e o fato de não ter desenvolvido um veículo lançador de satélites nacional. Alcançando estas tecnologias, o Brasil daria um salto considerável para ingressar no mercado de lançamentos espaciais. Além disso, estas tecnologias são requisitos para aplicação do controle de pouso aqui proposto.

Com relação ao projeto preliminar do sistema de controle de pouso para o foguete, feito em ambiente modelado, observou-se um resultado satisfatório para o pouso, que ocorreu na posição desejada e de forma suave (velocidade nula), para as condições iniciais adotadas. Contudo, numa situação real, é importante notar que deve haver uma manobra que coloque o foguete nessa posição inicial adotada, em que a coifa está direcionada para cima e que torna o posterior controle favorável.

Referências

AEB, Programa Nacional de Atividades Espaciais: 2012-2021, Agência Espacial Brasileira, 2012, Brasília, DF.

CASTRO, Adler Homero Fonseca de. Foguetes no Brasil – Do Foguete CONGREVE ao VLS (3ª parte), 2006. <http://www.ecsbdefesa.com.br/fts/Foguetes%20no%20Brasil%20III.pdf>, acesso em: 26/04/2018.

CCISE, O que é o PESE? Comissão de Coordenação de Implementação de Sistemas Espaciais, 2018. Disponível em: <<http://www2.fab.mil.br/ccise/index.php/o-que-e-o-pese>>. Acesso em: 26/04/2018.

DIAZ-MICHELENA, Marina. Small Magnetic Sensors for Space Applications. Sensors (base), v 9, n. 4, 2009.

FILHO, Edmilson de Jesus Costa. A Política Científica e Tecnológica no Setor Aeroespacial Brasileiro: Da Institucionalização das Atividades ao Fim da Gestão Militar – Uma Análise do Período 1961-1993. Tese de Doutorado em Política Científica e Tecnológica - Universidade Estadual de Campinas, Campinas, 2000.

MIRANDA, Ivan Janvrot. Os Primórdios da Atividade Espacial na Aeronáutica, INCAER, Rio de Janeiro, 2005.

PITTMAN, Bruce; BROOKS, William. Better, Cheaper, Quicker: Can You Get There from Here, AIAA Space Programs and Technologies Conference, Huntsville, USA, 1994.

PONTES, Anderson da Silva. O Complexo Militar e o Setor Aeroespacial Brasileiro no Processo de Industrialização Nacional (1960-2015), Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Natal, RN, 2015.

PORTER, John. HEWITSON, Peter. Faster, Better, Cheaper – Pragmatism or Ideology? 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, USA, 2005.

SMITH, Jeff. Could Air Force Space Command benefit from commercial space companies like SpaceX, XCOR, Virgin Galactic, and Bigelow Aerospace?. AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition 27 - 29 September 2011, Long Beach, California.

SZAJNFARBER, Zoe; WEIGEL, Annalisa L. Are Spacecraft Cheaper or More Expensive Now, and Why? Spacecraft Innovation Trends, AIAA SPACE 2007 Conference & Exposition, Sep. 2007, Long Beach, CA, USA.

COULURIS, John; GARVEY, Thomas. SpaceX Mission Operations. SpaceOps 2010 Conference Delivering on the Dream Hosted by NASA Mars 25 - 30 April 2010, Huntsville, Alabama.

McCLURE, Wallace A. Decision Criteria for a Reusable Launch Vehicle Investment Decision. Defense & Civil Space Programs Conference & Exhibit 28-30 October 1998 Huntsville, Alabama.

MAINS, Richard C. Suborbital Reusable Launch Vehicles Need Reusable Research Payloads. AIAA SPACE 2011 Conference & Exposition 27 - 29 September 2011, Long Beach, California.

ANDERSON, Chad. Rethinking public-private space travel. Space Policy, v 29, 266 – 271, 2013.

GRIMARD, Max. Will the US remain the real leader of human space exploration? A comparative assessment of space exploration policies. Acta Astronautica, v. 75, 1–14, 2012.

GENTA, Giancarlo. Private space exploration: A new way for starting a spacefaring society? . Acta Astronautica, v. 104, 480–486, 2014.

LOCKHEED, Martin. On Atlas's Shoulders. Disponível em: <<https://lockheedmartin.com/en-us/news/features/history/atlas.html>>. Acesso em 17 de abril de 2018.

STEVEN, Brian L.; LEWIS, Frank L. Aircraft Control and Simulation. John Wiley & Sons, inc, 1992.

BEARD, Randal; MCLAIN, Timothy W. Small Unmanned Aircraft. Princeton University Press, 2012.

MORIN, David. There Once Was a Classical Theory, 2004.

PALMERIO, Arioaldo Felix. Introdução à Tecnologia de Foguetes. 2a. ed. SindCT, 2017.

TAYLOR, Travis S. Introduction to Rocket Science and Engineering. 2a. ed. Taylor & Francis, 2017.

OGATA, Katsuhiko. Engenharia de Controle Moderno. 5a. ed. Pearson, 2011.