

3. Lançamento



Danilo Sakay (AEB)

3.1 Introdução

Todo projeto de satélites passa por uma fase crítica de transporte e inserção em órbita, na posição e na velocidade desejada. A mecânica orbital e detalhes tecnológicos envolvidos nos processos discutidos são apresentados no texto apenas no limite necessário à compreensão da complexidade em alcançar uma posição específica fora da Terra, com características dinâmicas extremamente precisas. Não se preocupem, as equações foram poupadas em troca de um texto explicativo com raízes em princípios físicos e conceitos intuitivamente presentes no dia a dia.

Ilustrações serão muitas vezes fornecidas apenas como forma de apresentar exemplos e estimular a curiosidade. Esperamos que as pessoas mais interessadas em cada assunto específico sigam seus estudos em direção à área de atuação almejada; com a consciência de que, independentemente do tema escolhido, há muito o que se estudar e muito a ser descoberto em avanços tecnológicos futuros.

A figura 3.1 ilustra o momento de separação das coifas de um foguete, expondo sua carga útil ao ambiente espacial. A manobra representa o momento em que a trajetória adentra em uma região de baixa densidade atmosférica e mínimos efeitos aerodinâmicos, não necessitando mais da camada de proteção. Foguetes orbitais e suborbitais buscam atingir altitudes acima da área conhecida como "Linha de Kármán", linha imaginária que define o limite espacial em torno da Terra. A linha, no entanto, é mais próxima de uma região em torno de 100 km de altitude, porém sem consenso absoluto na altitude exata. A título de comparação, aviões usualmente voam entre 6 e 15 km com casos extremos atingindo valores perto de 30 km ou mais.

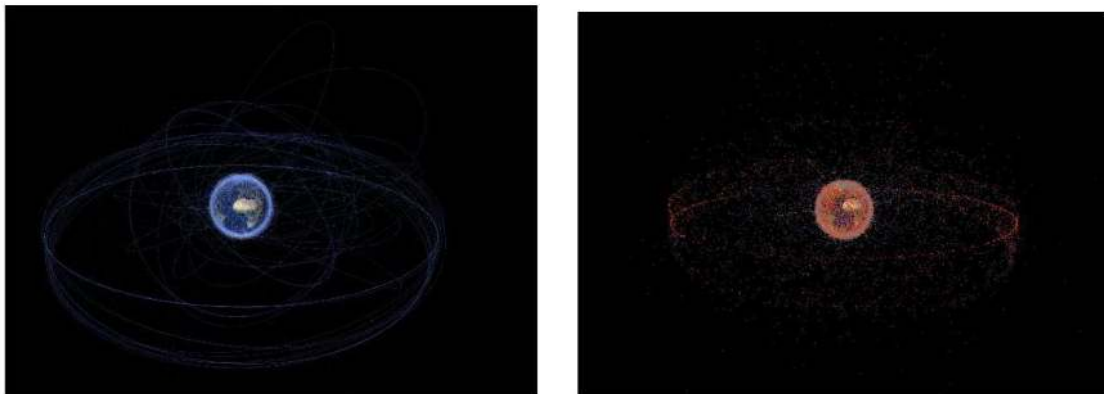
Figura 3.1: Momento de separação das coifas de um foguete.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Para aplicações práticas voltadas à Terra, almejamos na grande maioria dos casos a inserção em órbita terrestre. Como apresentado no Capítulo 1, as altitudes das órbitas são separadas em regiões baixa, média e alta. Em órbitas baixas possuímos a grande maioria dos objetos espaciais como satélites e estações espaciais. A região compreende altitudes entre 200 km e 1600 km, considerando que a Estação Espacial Internacional (ISS) se encontra a aproximadamente 400 km.

Figura 3.2: Satélites ativos (azul) e inativos (vermelho) na órbita terrestre.



Fonte: <http://stuffin.space>

Nas imagens da Figura 3.2, notamos a grande quantidade de satélites situados em órbita terrestre, ativos, em azul, ou inativos, em vermelho. Observamos em linhas azuis as trajetórias dos diversos tipos de satélites. Satélites utilizados por sistemas de navegação global (GNSS), como é o caso do GPS, se encontram em órbitas médias em regiões próximas a 21000 km e em posições que desenhavam uma esfera em torno da Terra. Já a grande parte de satélites de telecomunicações estão em órbitas altas, em um "cinturão" com condições geoestacionárias bem mais distante. Um exemplo é o satélite brasileiro SGDC (Satélite Geoestacionário de Defesa e Comunicações Estratégicas), em órbita a aproximadamente 35800 km de altitude. Ainda, encontramos objetos em órbitas elípticas com centenas de quilômetros de perigeu (posição mais próxima) e milhares de quilômetros em

apogeu (posição mais distante).

Se torna claro, uma vez exposta a multitude de condições consideradas como orbitais à Terra, que missões de lançamento são extremamente específicas a cada necessidade. Rotas com maior interesse global vieram a receber uma maior cadência de lançamentos e assim maior facilidade de acesso. Contrariamente, missões com condições atípicas podem vir a ser praticamente inviáveis face às complexidades de operações e altos custos. Um ponto de convergência deve sempre ser encontrado entre o projeto de aplicação do objeto espacial e a escolha de transporte da carga útil.

Aqui, nos referimos à carga útil como todo o artefato espacial a ser transportado que não faça parte do veículo lançador. Ou seja, a missão de todo o sistema de transporte gira em torno de tornar possível a utilização correta da carga útil a partir do transporte seguro e posicionamento preciso.

Como veremos adiante, muitos fatores são relevantes ao processo de lançamento e posicionamento de um satélite. Estamos na superfície da Terra, cercados por uma camada atmosférica que varia em composição e densidade de acordo com a altitude e com movimentos fluidos em pequena e grande escala. Na Terra, também estamos sujeitos aos benefícios e complexidades de todos os seus campos, inclusive o gravitacional.

A luta contra a gravidade é o principal desafio no acesso ao espaço, impondo condições que praticamente inviabilizam a "saída" da Terra. Pensaremos em tudo isso adiante, contando com o acesso a teorias clássicas e simples que auxiliam a compreensão de conceitos comuns a qualquer projeto de transporte espacial existente.

Há uma razão para que sistemas de lançamento e foguetes sejam vistos como um extremo tecnológico, tanto em capacidade quanto em desafios. Como será demonstrado posteriormente no material, o acesso ao espaço envolve missões com alto balanço energético e risco operacional. Desta forma, para o cliente representante da carga útil embarcada, o momento do lançamento é a conclusão de longos estudos e escolhas, representado em instantes de intensa atenção e esperança.

Além dos riscos esperados e inesperados, operações de lançamento não são missões de baixo custo. Uma das formas mais diretas de redução de riscos e custos é relacionada à correta seleção de órbita de operação da carga útil, da compatibilidade ao veículo lançador utilizado e do local de lançamento.

O local de lançamento é definido em função de parâmetros operacionais e geopolíticos, sendo posicionados de forma estratégica pelos governos e empresas responsáveis pelo serviço de lançamento. A posição no globo define facilidades e dificuldades de acesso a certas órbitas. O grau de latitude do local define os limites práticos de transporte às diferentes órbitas. Neste ponto, o Centro de Lançamento de Alcântara (CLA) se encontra em uma posição privilegiada com acesso prático a uma ampla gama de órbitas, graças à sua latitude de -2.3° com relação à linha do Equador. Quando citam uma economia

em combustível para lançamentos a partir do CLA nas notícias, se referem, na verdade, à menor necessidade de deslocamento para atingir órbitas equatoriais e muitas outras.

Como veremos ao longo do capítulo, operações envolvendo o lançamento de foguetes possuem outro fator constringente relacionado à própria trajetória do veículo com relação à superfície terrestre. Idealmente foguetes devem sobrevoar regiões inabitadas, sendo escolhido muitas vezes regiões oceânicas para a projeção do voo enquanto em baixas altitudes. Este é outro benefício dos dois centros de lançamento brasileiros (CLA e CLBI), onde ambos possuem acesso à costa com geometria ideal à escolha de múltiplas possíveis trajetórias seguras. A Figura 3.3 expõe um levantamento dos centros de lançamento em todo o mundo no ano de 2021, contendo aqueles utilizados para operações orbitais e suborbitais.

Figura 3.3: Campos de lançamento de foguetes espaciais ativos no mundo em 2021.



Fonte: [1]

O transporte espacial é um processo realizado por sistemas extremamente precisos. Os sistemas para acesso ao espaço podem ser consolidados e ao longo de múltiplos voos bem-sucedidos, se tornando pontos de acessos confiáveis e padronizados. Por outro lado, em missões mais complexas, é comum que o sistema dedicado conte com modificação e trajetórias específicas a cada caso. Como exemplos, podemos imaginar a diferença de complexidade entre uma missão corriqueira de abastecimento à Estação Espacial Internacional (ISS) e a missão de uma sonda que busca contato com a Lua ou outros corpos celestes. Ainda mais complicado se a carga útil da missão conter seres humanos.

Veremos ainda que, fora as dificuldades naturais encontradas na vontade de acessar o espaço, há questões técnicas na operação de tais sistemas que podem vir a danificar

ou mesmo inviabilizar o transporte da carga útil. Exemplos simples são encontrados em acelerações, vibrações e mesmo alterações de pressão. Para melhor entender tais efeitos, deve-se conhecer bem o funcionamento destes sistemas de lançamento bem como os princípios físicos que norteiam nosso conhecimento sobre o próprio movimento de um corpo. Movimento é a base de todo o nosso problema.

3.1.1 Newton & Movimento

Sir. Isaac Newton, conhecido por ser consistentemente a pessoa mais inteligente na mesa, percebeu que havia um problema no conceito de movimento de partículas aceito na época. De fato, acreditavam todos que objetos sempre tendiam ao repouso, e por essa razão uma carroça eventualmente pararia de rolar morro abaixo (sendo ainda mais difícil empurrá-la morro acima). Newton concluiu que um corpo em repouso tende sim a ficar em repouso caso não haja uma força capaz de movê-lo. Mas, mais importante, concluiu que um corpo em movimento, sem a presença de forças externas, tenderá a continuar em movimento em linha reta e com igual velocidade.

Podemos juntar esses dois conceitos como uma interpretação livre da primeira Lei de Newton. O que se pensava ser a tendência da carroça a parar era na verdade uma composição de forças externas; como o atrito nas conexões das rodas, o atrito com o chão, a gravidade agindo sobre a massa e assim por diante. Conhecemos popularmente este postulado como a Lei da Inércia. Avançando para a sua segunda Lei, Newton introduz uma das fórmulas mais conhecidas da física: a força é igual ao produto da massa pela aceleração. De forma mais intuitiva, para alcançar uma aceleração igual entre dois corpos de massas diferentes, sabemos que a força necessária para acelerar o maior corpo será maior. Juntando as duas questões apresentadas, podemos concluir que é mais fácil empurrar um carro menor ladeira abaixo do que um ônibus ladeira acima. A parte da ladeira é relacionada diretamente à ação da gravidade sobre o carro e suas projeções vetoriais proporcionais ao ângulo da inclinação.

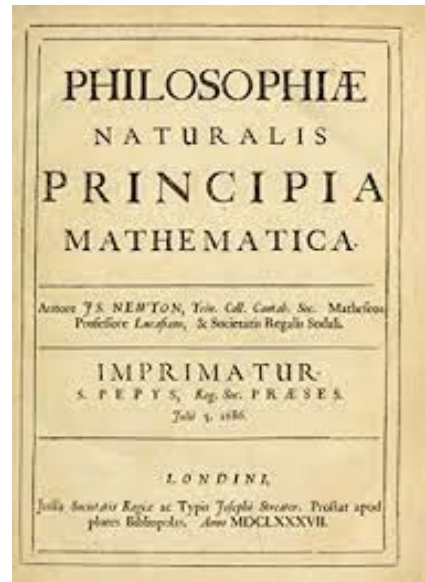
Sua terceira lei para o movimento é com certeza a mais utilizada fora do contexto da física para descrever *karma* comportamental (ações e reações). De forma livre, é postulado que ao aplicarmos uma força sobre um corpo, recebemos deste corpo uma força de igual módulo e direção e sentido invertido. Ou seja, as forças acontecem em pares. Lembramos da explicação acima que a força é intrinsecamente relacionada às massas e acelerações envolvidas.

Um exemplo mais intuitivo para a Terceira Lei, chamada aqui de ação e reação, é encontrado na ação de sair de uma pequena canoa. Imagine que está sozinho em uma leve canoa, preparando para pular desta para o cais. Ao efetuar a força do pulo, a diferença de massa entre seu corpo e a leve canoa faz com que a reação sobre ela tenha uma aceleração superior àquela resultante no seu corpo. O resultado é simples, a canoa é

ejetada para trás e você não obteve a aceleração necessária para um pulo bem-sucedido.

Suas três leis foram publicadas em 1687 no livro *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica*, o qual é uma das bases mais sólidas para a compreensão da física por trás do movimento de partículas e sistemas de partículas, com teorias válidas para a descrição do movimento de corpos na Terra e no espaço. Se pensarmos bem, a descrição de um problema onde há a ação de forças externas ao longo de uma trajetória não é simples. Torna-se necessária a capacidade de diferenciar instantes e integrá-los ao longo de uma dada trajetória. Newton resolveu o problema apresentando o cálculo diferencial e integral, abrindo o caminho para uma nova era na matemática unida à física natural.

Figura 3.4: Imagem da capa da publicação *Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica* de 1687 por Isaac Newton.



Fonte: Biblioteca Britânica

3.1.2 Movimento & Energia

A partir das explicações de Newton para o movimento, e de seus recursos matemáticos para a descrição da física, podemos contemplar como gerar o movimento necessário para sair da Terra. Afinal, estamos continuamente sujeitos à ação da força gravitacional e outros efeitos externos. Na verdade, grande parte da motivação dos estudos de Newton nasceu em seu interesse em órbitas e astrodinâmica, levando-o inclusive a derivar as Leis de Kepler a partir da teoria gravitacional e suas leis de mecânica, [2].

Seus contemporâneos, Huygens e Leibnitz, introduziram o conceito de força viva e morta que seriam posteriormente adaptados a noções de energia cinética e potencial. A aplicação de tais teorias à mecânica celestial resultou em uma das bases para descrição de dois objetos em rotação com atração gravitacional mútua, a equação de força viva. Dessa equação podemos derivar a equação de energia mecânica específica para atingir uma órbita desejada e calcular a velocidade necessária para alcançar as condições dinâmicas desejadas (em km/s por serem valores muito altos). Órbitas baixas possuem velocidades superiores às encontradas em órbitas mais distantes, consequência da proximidade ao centro da Terra. Para altitudes de 100 a 500 km, velocidades podem atingir valores entre 7.84 e 7.61 km/s. Órbitas geoestacionárias possuem velocidades inferiores, com altitude de 35786 km e velocidade de 3.07 km/s.

Velocidades de escape também são mais altas para órbitas baixas; sendo exigido

11.01 km/s para escapar de uma órbita a 200 km de altitude, em comparação a 4.35 km/s a 35786 km. Tais cálculos servem igualmente à realização de manobras de transferência de órbitas ou mesmo de aceleração para escape rumo a missões de espaço profundo.

3.1.3 Energia & Espaço

Voltando para a questão do lançamento. Quanto maior o tamanho do projétil e maior a velocidade necessária, maior é a aceleração e a força necessárias. A consequência é uma maior reação em sentido oposto. No exemplo de uma pistola, a pessoa que opera é significativamente maior do que o projétil (ou bala), sendo tolerável o efeito da reação (ou tranco). Ainda assim, a alta aceleração imposta sobre a bala resulta em uma força significativa que pode pegar de surpresa um operador inexperiente com uma arma de grande porte.

No caso de um canhão, estes precisam ser massivos e possuir formas de absorção da energia cinética gerada em reação ao movimento do grande projétil. Os conceitos de ação e reação entram em jogo na troca de energia imposta ao projétil e absorvida pelo canhão e seus arredores. Na Figura 3.5 vemos um exemplo extremo no canhão de trilhos americano que, ainda assim, nunca seria capaz de inserir um satélite de poucos quilos e pequenas dimensões em órbita.

Figura 3.5: Fotografia de um canhão americano calibre 50 polegadas montado sobre trilhos (*US 14 inch 50-caliber gun on Mk II railway mounting*).



Fonte: "Railway Artillery: A Report on the Characteristics, Scope of Utility, Etc., of Railway Artillery", vol.I, página 66, por Harry W. Miller, Exército dos Estados Unidos.

Para inserção em órbita, precisamos impulsionar uma carga útil de quilos ou mesmo toneladas de massa, a velocidades superiores a 10 km/s (ou 36000 km/h). Difícil tarefa para um canhão. A energia é sempre um parâmetro importante da solução, desde a velocidade de órbita à reatividade do material responsável pela explosão que impulsiona o projétil. Compostos como a pólvora possuem o potencial de reação química extremamente rápida e com a geração de muita energia. De uma forma simplificada, os gases gerados pela reação empurram a bala para um lado e a arma para o outro. Assim, quanto mais energia gerada e explorada na arma, maior será o alcance da bala.

3.2 Por que um foguete?

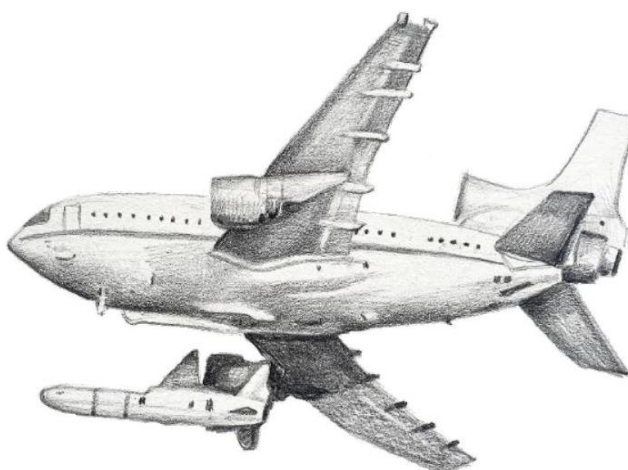
Podemos rapidamente começar a imaginar canhões gigantes com canos longos e muito material explosivo, o que faz sentido até um certo porte. Vários parâmetros limitam o tamanho destes dispositivos; como os limites de materiais existentes na Terra, tanto para a reação química quanto para a resistência da estrutura à explosão. Para os curiosos, existem ainda fatores específicos menos óbvios como ondas de choque e limites de velocidade dos gases gerados dentro do canhão.

Vale citar que já foram construídos canhões capazes de lançar projéteis experimentais a altitudes espaciais em condições suborbitais. Projetos com explosivos possuem as limitações físicas e químicas já citadas, enquanto aceleradores (ou catapultas) com dispositivos elétricos e magnéticos possuem outros desafios igualmente complexos. Pense, por exemplo, em uma bola de papel jogada pela janela que, ao traçar uma trajetória simples como uma parábola, pode ter um local de pouso altamente perturbado pelas forças externas como o vento. A interação do projétil com o meio ao longo de sua trajetória (gases, líquidos e sólidos) age como forças de resistência ao movimento inicial pela força de lançamento.

Aviões e veículos similares são extremamente úteis para transporte aéreo de cargas, principalmente graças ao fato de que possuem sustentação aerodinâmica aliada à geração de forças contínuas com a utilização de motores em que combustível reage com o ar atmosférico. No entanto, tais capacidades são reduzidas em altitudes em que há menos ar como acima de Linha de Von Kármán.

Independentemente do método utilizado para atingir altitudes superiores e maiores velocidade iniciais de lançamento, há sempre um ponto em comum em projetos de transporte espacial: no final de tudo há sempre um foguete.

Figura 3.6: Concepção artística de um avião realizando o lançamento de um foguete em voo.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Foguetes foram introduzidos à imaginação humana por Jules Verne em 1865, apenas 100 anos antes da chegada da raça humana à Lua. Tendo suas primeiras versões testadas no início do século, a evolução deste meio de transporte é admirável. Impulsionados por guerras frias e corridas espaciais, chegamos de pequenos experimentos suborbitais à superfície de Marte e além. Tudo isso em menos de 100 anos do primeiro foguete, testado em 1926 pelo pioneiro Robert Goddard, [3].

A rápida ascensão de aplicações espaciais, aliada à evolução tecnológica incremental de componentes, consolidou o foguete como principal meio de acesso ao espaço e de transporte de cargas úteis a posições espaciais e a condições dinâmicas precisas. Uma das características comuns a todos os veículos de acesso ao espaço é a utilização de reações químicas para a criação de movimento. Assim como em aviões, certos componentes químicos são selecionados por sua alta capacidade de liberação de energia a partir de pequenas quantidades. Diferentemente de aviões, o foguete não utiliza o ar atmosférico como um dos componentes de sua reação química. Opta-se, pela restrição de operação em altitudes acima de 100 km, pela utilização de uma composição de todos os elementos necessários para provocar a reação. Esse é um dos motivos de alto risco na operação de foguetes, sua capacidade de reagir e mesmo explodir antes e durante o lançamento, [4, 5].

3.2.1 Química & Física

De forma geral, podemos considerar uma explosão como a liberação muito rápida de energia, associada a uma expansão dos gases em um jogo de pressões, volumes e temperaturas. Como discutimos anteriormente, em muitas aplicações encontramos componentes químicos reativos que liberam energia e gases a alta pressão, responsáveis pela energia aproveitada como força em sistemas de lançamento de projéteis. No extremo das explosões existem as detonações, caracterizadas pelas velocidades supersônicas criadas pela explosão de materiais muito reativos em condições específicas. Por outro lado, se a taxa de reação for adaptada à liberação e dissipação gradual destes gases, teremos um processo de combustão sustentável. Um exemplo de longa duração seria a queima de lenha em uma fogueira.

Quando falamos do processo de combustão utilizado em foguetes, nos referimos a um sistema capaz de manter a reação química ocorrendo por mais tempo do que em armas ou canhões e de forma mais reativa do que em fogueiras. O objetivo é o aproveitamento das altas temperaturas e pressões geradas pela oxidação dos componentes químicos reagentes, com controle das velocidades dos gases e do tempo de queima. De fato, um motor de foguete produz uma força contínua decorrente do processo de combustão, podendo em alguns casos ser mesmo controlada ou reiniciada múltiplas vezes. Para foguetes, os materiais reagentes (combustível e oxidante) são referidos como propelentes.

Em um foguete, a terceira Lei de Newton pode ser encontrada na reação do foguete

à força gerada. Assim como um balão de festa ejetando ar enquanto voa pela sala, um foguete voa graças à reação da força gerada pela massa e aceleração dos gases ejetados.

Gases de combustão são gerados dentro do que se chama a câmara de combustão do motor do foguete. Esses gases, gerados na câmara de combustão, passam por um processo de aceleração para aproveitamento da alta pressão resultante do processo químico e são expelidos a altas velocidades. Quando pensamos no nosso exemplo inicial da bola de canhão, os gases são como sistemas compressíveis de partículas com inúmeras minúsculas bolas de canhão em um lindo jogo de equilíbrio entre pressões e velocidades. Não se preocupe, tudo se explica com um pouco de química e alguns ensinamentos de Newton.

3.2.2 Acertando a mira

A correta utilização do satélite dependerá da precisão de inserção em órbita, [6]. Alguns satélites maiores possuem capacidade propulsiva própria que, mesmo sendo significativamente inferior à de um foguete, é capaz de realizar correções de órbita e manobras de transição. No entanto, é a função do foguete de se aproximar ao máximo do objetivo com precisão de posição e de velocidades.

Uma forma simples de entender o conceito de precisão de um foguete é imaginar que possuímos um "portal de acesso", à órbita desejada, na qual precisamos entrar com ângulos exatos para velocidades exatas. Principalmente, deve-se atentar aos outros satélites já em órbita, de forma a evitar colisões ou interferência em suas operações.

Para garantir uma maior precisão, foguetes possuem sistemas de Guiamento, Navegação e Controle (GNC), responsáveis pela manutenção da trajetória nominal calculada em função de todos estes parâmetros apresentados. O sistema deve ser capaz de corrigir maus funcionamentos do foguete assim como efeitos externos que alterem a trajetória (como ventos fortes). Exemplos menos óbvios são relacionados a temperatura, pressão e densidade atmosférica ao longo do voo, que podem afetar a geração de força dos motores do foguete.

Condições atmosféricas são também relacionadas a efeitos de arrasto e aquecimento aerodinâmico além de vibrações e exigências estruturais, [7]. Na Figura 3.7 vemos um exemplo de interferência externa quando o foguete russo Soyuz é atingido por um raio durante os primeiros instantes de voo a baixa altitude. Por ser um veículo extremamente confiável após décadas de operação, os responsáveis se permitem a realização de lançamentos em condições climáticas desfavoráveis. Para que seja possível corrigir tais eventos inesperados, o sistema de Navegação do foguete mede e calcula posições instantâneas do foguete com relação ao local de lançamento e outros pontos de referência disponíveis. Assim, estes dispositivos são capazes de medir internamente a aceleração instantânea do foguete e calcular sua velocidade e direção.

Importante saber que um sistema GPS comum não é adequado para os uso em foguetes, devido a restrições de velocidade máxima e problemas de precisão para trajetórias com variações extremas de altitude. Existem sistemas com fusão de dados aos obtidos por um GNSS como o GPS, sendo o receptor muito mais complexo e desenvolvido especificamente para as condições dinâmicas extremas.

De forma contínua, o sistema de guiamento calcula a nova posição instantânea do foguete a partir de dados de aceleração e velocidade. A posição é comparada à trajetória nominal e correções são definidas e enviadas ao sistema de controle. O controle de trajetória de um foguete pode ser realizado de diversas formas, como pelo direcionamento do vetor força gerado pelo motor ou mesmo com o auxílio de sistemas secundários capazes de gerar forças em pontos e eixos específicos.

Figura 3.7: Imagem do foguete russo Soyuz sendo atingido por um raio durante o lançamento do satélite de navegação Glonass-M a partir do cosmódromo de Plesetsk em 27 de maio de 2019.



Fonte: Roscosmos/Dmitry Rogozin

3.3 Limites do foguete

O objetivo de um veículo lançador de satélites é escapar das amarras da gravidade terrestre através da produção de energia e aceleração. A ideia principal e comum a todos os foguetes pode ser encontrada na equação dos foguetes, apresentada pelo pioneiro Konstantin Tsiolkovsky em 1903, [8].

A equação possui três variáveis, concluindo que ao se fixar duas delas a terceira estará pré-determinada. Podemos pensar nas três variáveis como componentes energéticos da equação: a componente de alteração de velocidade (necessária na luta contra a gravidade); a energia disponível da reação química e aproveitada pelo motor do foguete (componente relativo à velocidade de exaustão dos gases de combustão); a quantidade de propelente em relação à massa total do foguete (quanta energia temos contra o quanto carregamos). A componente de velocidade, ou energia utilizada para vencer a gravidade, é uma função da trajetória onde quanto maiores as velocidades maior a energia necessária. Órbitas, como citamos anteriormente, exigem ainda uma velocidade adequada à correta inserção; de forma que o foguete ainda precisa realizar uma manobra de precisão

associada a uma aceleração a velocidades na ordem de dezenas de milhares de quilômetros por hora. Por essa razão, existem foguetes de sondagem suborbitais com apogeu acima de 200 km, mas que não são capazes de acessar órbitas baixas na mesma altitude. Foguetes de sondagem não são capazes de inserção em órbita. Um exemplo pode ser encontrado no foguete brasileiro VSB-30, capaz de atingir altitudes acima de 250 km para a realização de experimentos em microgravidade e validação de componentes em desenvolvimento.

3.3.1 Foguetes brasileiros

Figura 3.8: VSB-30

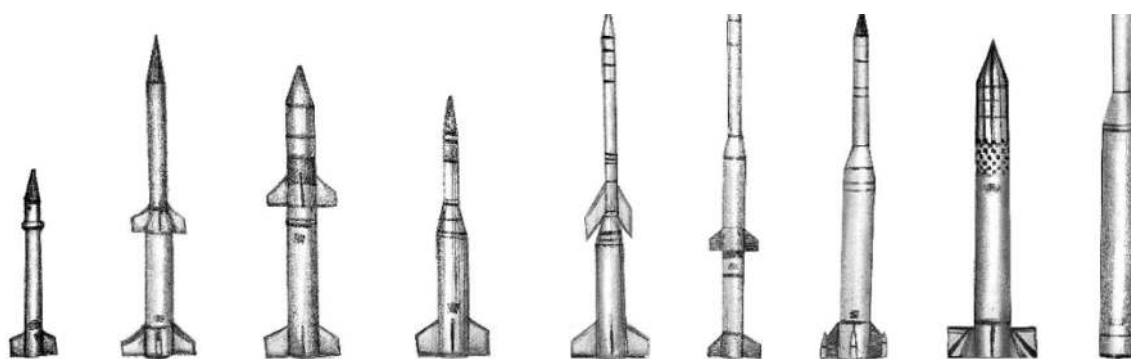


Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

O Brasil possui uma longa história de desenvolvimento de foguetes de sondagem. Estes esforços geraram famílias de veículos suborbitários e avanços tecnológicos que hoje nos levam a acreditar em futuros lançamentos de satélites por sistemas nacionais. Destes veículos de sondagem, certamente o mais bem sucedido é o previamente citado VSB-30 (ilustrado na Figura 3.8 ao lado). Este representa nossa maior e mais longa história de lançamentos bem-sucedidos e de missões completas de forma satisfatória.

Na Figura 3.9 são ilustrados os foguetes de sondagem brasileiros, iniciando com o pequeno Sonda I, passando pelos quatro modelos da série Sonda e adentrando nos mais recentes veículos suborbitais como o VSB-30 e VS-40. Atualmente o Brasil está desenvolvendo o veículo suborbital VS-50, que será a base tecnológica para o almejado lançador de micro satélites, o VLM. Existe uma rota tecnológica nacional para o desenvolvimento de tecnologias incrementais, possibilitando a criação de veículos cada vez mais capazes e competitivos no mercado mundial de acesso ao espaço.

Figura 3.9: Concepção artística dos foguetes de sondagem brasileiros.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

O VLM, ilustrado na Figura 3.10 (ao lado) possui porte adaptado a missões de microsatélites e com utilização de tecnologias semelhante aos suborbitais para a produção de energia (propelentes em estado sólido). Existem diferentes tipos de foguetes, classificados principalmente quanto a sua aplicação e à forma como o propelente é utilizado. O Brasil desenvolveu toda essa série de veículos suborbitais com base em conhecimentos incrementais em propulsão sólida, método onde o par propelente é previamente misturado e moldado em um grão sólido contendo tanto o combustível quanto o oxidante (evitando a necessidade de ar atmosférico como parte da reação). É um método que produz reações químicas contínuas e extremamente energéticas, o que nos leva de volta ao assunto central dessa sessão.

Sabemos que a primeira variável da equação do foguete é relativa à velocidade. A segunda componente variável da equação do foguete será uma função da escolha do propelente, referente à energia disponível quimicamente para geração de força.

Mesmo para o caso teórico de um motor de foguete perfeito em seu aproveitamento da energia gerada, ainda somos sujeitos aos limites químicos de materiais reativos disponíveis na Terra. Há muito tempo que já utilizamos as reações mais energéticas possíveis em propulsão espacial, como por exemplo o par propelente de hidrogênio e oxigênio. Quem sabe no futuro próximo teremos veículos impulsionados graças a reações nucleares, o que permitiria uma flexibilização da ditadura da equação do foguete. Uma vez determinados dois parâmetros (como a energia necessária e a energia disponível) podemos calcular o terceiro.

Nesse caso, o terceiro parâmetro é relacionado à quantidade de propelente necessário com relação à massa total do foguete. Ao realizar os cálculos básicos da equação do foguete de Tsiolkovsky, desconsiderando perdas externas e internas, realiza-se que é praticamente impossível sair da Terra. Se for considerada a eficiência energética do motor, ou ainda os efeitos aerodinâmicos sofridos principalmente na fase atmosférica do voo, os cálculos retornam valores referentes a foguetes com 100% de sua massa em propelente. Precisamos de soluções engenhosas para conseguir vencer o balanço energético, afinal um foguete ainda possui válvulas, cilindros metálicos e compósitos, computadores, antes, estruturas e assim por diante.

Figura 3.10: VLM



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

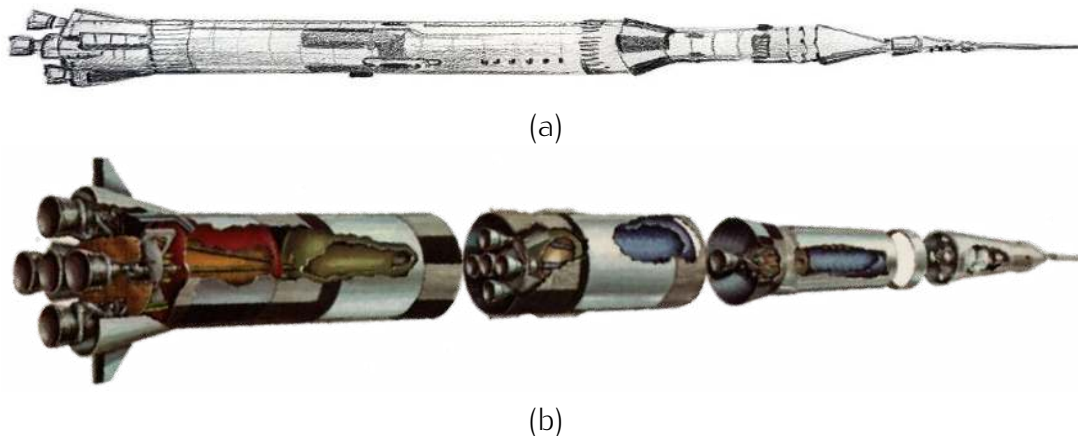
3.3.2 Newton & Foguetes

Aqui entra a aplicação da primeira e segunda leis de Newton. Se força é igual ao produto da massa e da aceleração, com o consumo de propelente o foguete deverá se tornar gradualmente mais leve. Assim, necessitamos cada vez de menos força para uma mesma aceleração desejada. Se ejetares os grandes tanques de propelente uma vez vazios, assim como todos os componentes e estruturas que não sejam mais necessárias ao longo do caminho, a equação do foguete se torna mais otimista.

Assim, jogando pedaços fora enquanto voamos, surgiu a noção de múltiplos estágios em foguetes. Múltiplos estágios são praticamente uma obrigação a todos os foguetes que desejam alcançar órbitas a partir da superfície terrestre. Para alcançar destinos ainda mais distantes, como Marte e além, utilizamos manobras gravitacionais onde trabalhamos transições e trocas radiais e tangenciais para acelerar e direcionar nossas espaçonaves a centenas de milhares de quilômetros por hora.

Um exemplo clássico e emblemático pode ser encontrado no foguete Saturno V, ilustrado na Figura 3.11 (a), responsável pelas missões Apollo que levaram a raça humana à Lua. Na Figura 3.11 (b) vemos o mesmo foguete, porém decomposto em seus estágios. Ele operava com três estágios, que eram utilizados e ejetados subsequentemente, além de um último estágio com sistema propulsivo e capacidades de manobra.

Figura 3.11: Concepção artística do foguete Saturn V completo (a) e decomposto em estágios (b).



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

Reparem que há uma razão de redução de aproximadamente $1/3$ na massa de cada estágio subsequente. Procuramos sempre operar um sistema maior para carregar os menores. Mesmo com todas as astúcias da engenharia, o Saturno V ainda possuía 85% de sua massa em propelente. Ele utilizava a reação de querosene e oxigênio em seu primeiro estágio, seguido por hidrogênio e oxigênio para o segundo e terceiro. O resultado de todo esse feito era o transporte de 4% de sua massa total em carga útil até uma órbita terrestre padrão.

A partir da equação do foguete, unida a restrições físicas e químicas, podemos estimar que a etapa de maior gasto energético no acesso ao espaço é justamente acessar o espaço. Se convertermos o custo energético em velocidade, podemos simplificar essa conclusão. O transporte da superfície da Terra a uma órbita baixa de 400 km pode chegar ao dobro da energia necessária para levar a mesma carga desta órbita a uma órbita lunar em condições ideais de proximidade.

Complementarmente, quanto mais próximo do solo, maiores são os efeitos atmosféricos sobre o foguete. Por essa razão, a trajetória seguida por grande parte dos lançadores de satélites se inicia de forma praticamente vertical. Uma vez que é atingida uma altitude relativa a uma menor densidade atmosférica, a trajetória se direciona para a "porta de entrada" da órbita escolhida. Composições químicas e construtivas são selecionadas para a confecção do primeiro estágio de veículos lançadores, com o objetivo de obter uma maior força no início de movimento do foguete e na fase de voo vertical.

Um dos métodos mais comuns para prover força e aceleração inicial é a utilização de motores auxiliares ao primeiro estágio do foguete. Conhecidos como "*boosters*", esses motores operam de forma sincronizada aos motores do corpo central do foguete, existindo em configurações de dois ou mais *boosters*. A Figura 3.12 (a) ilustra o Veículo Lançador de Satélites brasileiro, o VLS, em sua configuração com 4 motores laterais.

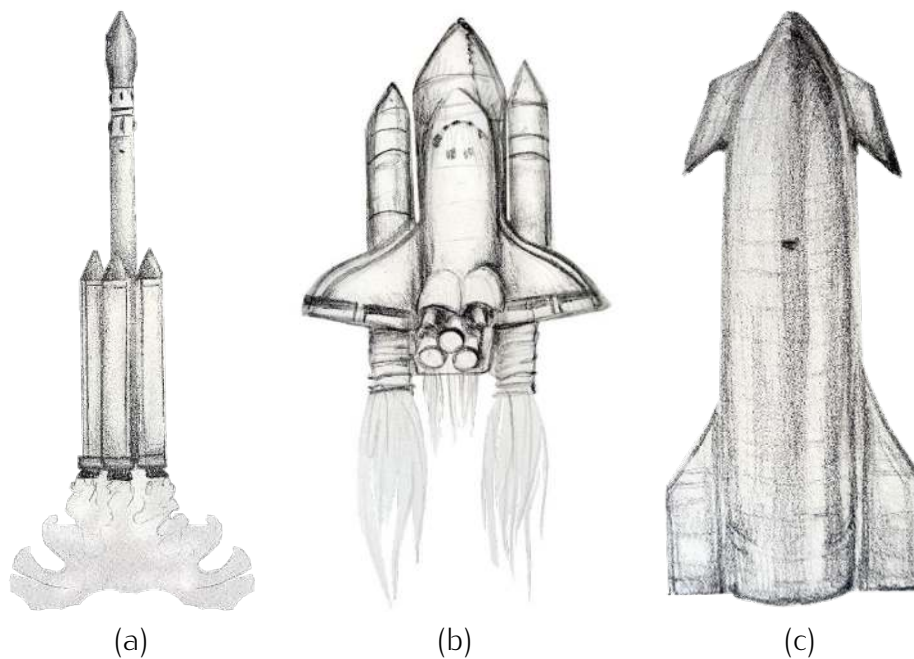
Uma vez atingida a altitude calculada para o final de queima do propelente destes estágios iniciais, os motores e reservatórios são liberados por sistemas mecânicos e pirotécnicos para que o corpo central do foguete siga sua trajetória. O momento de separação dos motores auxiliares e do primeiro estágio representam momentos de extrema complexidade e risco, uma vez que os efeitos gravitacionais e atmosféricos ainda são capazes de alterar significativamente a trajetória de voo.

A Space Shuttle, ônibus espacial ilustrado na Figura 3.12 (b), contava com tanques de armazenamento externos com 96% de sua massa em propelentes para a combustão inicial. A nave em si possuía em torno de 85% em combustível, contando com a carona dos motores auxiliares até uma altitude de 46 km. Faça um paralelo inverso, imagine um carro sendo 85% gasolina. No final, a espaçonave transportava uma carga útil de até 1% de sua massa total inicial; valor baixo, em grande parte pelo transporte da nave reutilizável com 100 toneladas de massa.

Um exemplo similar atual pode ser encontrado nos projetos da empresa *SpaceX*, responsável pelo foguete *Starship*, ilustrado na Figura 3.12 (c). A nave conta com o armazenamento de energia para realizar manobras de pouso e retorno, o que faz com que grande parte da carga útil do lançamento seja na verdade propelente para o retorno seguro. Por enquanto, a solução é levá-la a órbitas baixas para reabastecimento antes de continuar suas atividades de exploração espacial e retorno.

Essa nave espacial utiliza como par propelente oxigênio e metano, uma escolha em

Figura 3.12: Concepção artística do (a) VLS com 4 foguetes laterais; (b) *Space Shuttle* e (c) *Starship*.



Fonte: Ilustração por Perola Maia Bonfanti

parte devido à disponibilidade e complexidade de extração, processamento e utilização destes componentes em missões interplanetárias. A Figura 3.12 (c) apresentada aqui é apenas o estágio superior de 50 metros de altura (a *Starship* em si). Como acontecia para a *Space Shuttle*, a *Starship* conta com um primeiro estágio (o *Super Heavy*) com 70 metros de altura. Sua eficiência estrutural é próxima a 90%, com uma massa total de propelente de 4600 toneladas para transporte estimado de 100 toneladas de carga útil. Uma observação interessante é que a *Starship* deve ser capaz de transportar acima de 200 toneladas à mesma altitude, em uma missão sem retorno (ou com abastecimento em órbita).

Outros exemplos de métodos não tradicionais são presentes em lançadores como o apresentado pela empresa *Virgin Orbit*, em seus lançamentos de foguetes a partir de aviões modificados. Propostas menos ortodoxas, como aceleradores eletromagnéticos e catapultas, estão sendo desenvolvidas como alternativa ao primeiro estágio dos foguetes.

3.4 A escolha do meio de transporte

Sabemos agora que existem vários tipos de foguetes e com variadas capacidades e custos de lançamento. Cada tipo de tecnologia empregada resultará em diferentes precisões de inserção em órbita, bem como em diferentes esforços sofridos pelo satélite durante a fase de voo.

Atualmente, preços por quilograma depositado em órbita pode variar de dezenas a

centenas de milhares de dólares. Quando consideramos destinos como a superfície lunar, tais preços podem alcançar valores na ordem de um milhão de dólares por quilograma. Soluções inovadoras, como reutilização de foguetes e lançadores de diferentes portes, representam avanços no custo de lançamento e precisão no acesso ao espaço.

Para satélites de grande porte, o serviço é negociado como cliente primário de um lançamento. O cliente primário dita o destino, datas e condições da viagem. O custo por quilograma é reduzido graças à demanda pelo transporte de um satélite de algumas toneladas de massa. Tipicamente, há sempre uma margem de massa entre a capacidade de transporte do foguete e a massa exata da carga útil primária. Esse "espaço" no foguete é então ocupado por uma carga útil secundária, normalmente de menor porte e com condições de operação adaptadas à órbita principal ou próxima o bastante para a realização de uma manobra orbital. Clientes secundários negociam em valores reduzidos, justamente por terem menos opções e serem submetidos a exigências de proteção à carga útil primária do lançamento.

Em um terceiro plano se encontram as verdadeiras caronas de um lançamento, normalmente ocupadas por pequenos projetos de micro e nano satélites lançados em maior número por dispositivos com estrutura de armazenamento e liberação segura. Estes clientes são sujeitos a numerosas regras e restrições além de datas e órbitas pré-determinadas pelo lançamento principal.

No caso do lançamento de constelações, dezenas ou mesmo centenas de pequenos satélites podem ser inseridos em órbita por um único veículo de grande porte. Em um outro extremo, projetos específicos de pequeno porte podem contratar pequenos lançadores dedicados para acesso a órbitas específicas. Apesar do alto custo quando comparado a grandes lançadores, pequenos veículos são a única saída aos pequenos satélites que desejam ter maior autonomia nas escolhas de seus parâmetros de operação em órbita.

3.4.1 Sobreviver ao lançamento

Cada tipo de lançador terá diferentes condições de voo e ambientes de lançamento que devem ser conhecidos e considerados pelos clientes e representantes do satélite transportado. O primeiro fator a ser considerado é relacionado à interação entre estruturas do foguete e do satélite, como um sistema completo e acoplado. Esse acoplamento de esforços sofridos é calculado por modelos matemáticos e possuem muitas incertezas, por contar com parâmetros incertos que são específicos ao voo em si. O estudo de esforços acoplados deve fazer parte do projeto do satélite desde sua concepção até o relatório de operação em órbita.

Os mecanismos físicos detalhados ao longo deste texto auxiliam na compreensão dos esforços durante o voo de um foguete e transmitidos ao satélite. Fisicamente a estrutura de um veículo lançador é alta, fina e leve; sendo responsável pelo transporte de até 9 vezes

sua massa em propelente. O propelente pode estar em estado sólido (mais próximo de uma borracha), líquido ou gasoso; e sua massa decresce com o avanço do voo e consumo. Paralelamente, uma força descomunal é gerada em sua seção inferior que impulsiona todo o sistema a acelerações e velocidades extremas, [9, 10].

Como cliente, o seu satélite fará parte dessa estrutura e sofrerá com suas vibrações, acelerações e variações térmicas. Modelos matemáticos de um foguete em voo representam sua estrutura como diferentes massas conectadas por estruturas extremamente leves que agem como molas de rigidez diferentes, cada componente reagindo proporcionalmente às variações de força e às massas independentes produzindo um complexo sistema de acelerações e deformações locais.

Assim chegam a modelos de frequências de vibração mais danosas e recorrentes, às quais devem se adaptar os projetos de carga útil. São definidas frequências mínimas para os modos primários de vibração das estruturas transportadas com relação a cada foguete; como exemplo o veículo Ariane 5, com restrições mínimas em torno de 27 Hz para valores axiais e 7.5 Hz para laterais.

O ambiente de vibração e acústica ao qual é sujeita a carga útil é uma função da pressão e reverberação no lançamento, seguida por ruídos causados pela interação aerodinâmica sob a superfície da coifa de proteção em torno das cargas úteis. Assim, momentos de maior vibração acústica e aleatória serão sofridos no momento de decolagem e nos instantes entre o regime transônico e o momento de maior pressão dinâmica.

Vibrações senoides são geralmente associadas com o acoplamento entre os modos estruturais do veículo e oscilações de pressão internas resultantes do sistema de propulsão. Por esse motivo, vibrações senoidais dependem de condições de operação do motor e não de instantes específicos à trajetória, como decolagem ou momentos de maior pressão dinâmica. Outro esforço a ser considerado é o de choque, relativo a movimentos bruscos sofridos pela carga útil em instantes de liberação de estágios e *boosters*, ou em outros eventos que requerem uma energia pontual mecânica ou pirotécnica.

Por esses motivos que se tornam importantes ensaios de esforços e vibrações no satélite antes de seu lançamento. No Brasil, possuímos estruturas de ensaios completas no Laboratório de Integração e Testes (LIT) no INPE. Nele são realizados os ensaios que garantem a resistência do satélite durante o seu lançamento, além de outros ensaios relativos às condições de operação em órbita. Todo o processo de análise, cálculos e testes é longo, contínuo e cíclico, [11].

Uma das formas de mitigar tais efeitos de vibração e choque é encontrada na busca por projetos estruturais e operacionais de satélites similares que já tenham sido lançados pelo mesmo veículo, [12]. Atinge-se assim uma padronização por veículo lançador ou método de lançamento, como é o caso de CubeSats lançados em carona de grandes veículos ou lançados a partir da Estação Espacial ISS. Saídas técnicas são encontradas

na atenção a frequências abaixo de 60 Hz e na utilização de amortecimento e outros meios de modificação da frequência que atingirá componentes mais sensíveis. Devemos lembrar que um foguete se movimenta a alta velocidade, com um ganho extremo de altitude em muito pouco tempo. Uma das consequências é a queda de pressão interna na coifa do foguete, região onde está a carga útil. A pressão cairá de ambiente a nível do mar para praticamente zero em questão de poucos minutos. É comum que o satélite apresente ao servidor do lançamento seu volume e área de "*venting*", relacionada à análise estrutural sob efeitos de alterações de pressão. Satélites pequenos possuem maior densidade de componentes e aproveitamento do espaço interno, sendo sujeitos a uma grande alteração em seus dados de "*venting*" caso a configuração interna de componentes seja alterada após análise. Por esse e outros motivos recomenda-se que não se realizem modificações de última hora, prática que é infelizmente comum em projetos de CubeSats e iniciativas educacionais experimentais.

Outro fator de risco aos componentes da carga útil é consequência de ambientes de influência eletromagnética oriunda de radares de rastreamento e dos próprios transmissores do veículo lançador. A trajetória através de regiões carregadas em prótons energéticos pode influenciar o ambiente eletromagnético antes da entrada em posição final de órbita. Imprevisibilidades podem ocorrer na existência de outras fontes, como radares marítimos de alta potência.

Como forma de mitigação existem testes de aviônica integrada para melhorias de compatibilidade eletromagnética (EMC), bem como a necessidade de se atentar às conexões com o veículo que podem ser realizadas apenas no sítio de lançamento. O manual de utilização do veículo selecionado deve fornecer características de seus emissores. No entanto, tais referências são muitas vezes ultrapassadas ou pouco adaptadas entre diferentes referências. Caso a equipe esteja desenvolvendo um satélite sem sistema de lançamento previamente definido, é possível que haja conflitos de metodologia entre parâmetros de EMC uma vez selecionado o veículo a ser utilizado. De qualquer forma, se trata de condições com pouca possibilidade de previsão exata, dependendo principalmente da experiência e de soluções específicas a cada projeto.

3.5 Conclusão

Aprendemos que veículos lançadores de satélites são máquinas que operam no limite de componentes tecnológicos e químicos, para vencer desafios mecânicos ao almejar romper com as amarras da gravidade e efeitos aerodinâmicos e termodinâmicos durante o voo. Poucos países ou empresas possuem a capacidade de pesquisa e desenvolvimento de foguetes de grande porte e alta complexidade como é exigido para o transporte de satélites. Ao longo das décadas de competição e segredos industriais, desenvolveram-se culturas diferentes entre cada projeto e famílias de foguetes.

Podemos então concluir que cada lançamento será uma experiência única, o que representa riscos específicos a serem enfrentados pelo satélite enquanto carga útil. Tais riscos podem ser mitigados a partir da etapa de desenvolvimento do satélite, com a atenção à escolha do sistema de lançamento e suas características.

Projetos anteriores, com transporte similar ao almejado, servem como fonte de dados reais das etapas e condições de voo enfrentadas por tais dispositivos. Uma melhor adequação ao veículo lançador é certamente uma forma obrigatória de redução de riscos em qualquer projeto de dispositivos espaciais. Quanto mais cedo for definido o veículo a ser utilizado e a janela de lançamento prevista, maiores serão as chances de apresentar um projeto adequado à missão de inserção em órbita.

Ressalta-se que muitos projetos educacionais e experimentais de nano e pico satélites não operam corretamente, em decorrência de danos sofridos durante a fase de lançamento. É compreensível que nano satélites, com curto ciclo de projeto e de operação, não atentem a todas as etapas de validação e qualificação exigidas em projetos de grande porte. No entanto, deve-se realizar da melhor forma possível todas as etapas de verificações e reprojetos que venham a mitigar riscos ao sucesso da missão.

Referências

- [1] H. Gomes, "Avaliação de eficiência da operação de lançamento de foguete de sondagem: Uma abordagem com network da teoria dos jogos," Master's thesis, Universidade Federal do Rio Grande do Norte, Centro de Tecnologia, Programa de Pós-graduação em Engenharia de Produção, Natal, RN, 2021.
- [2] A. Silva, "Mecânica de voo espacial. seminários virtuais com referência ao curso de Engenharia Aeroespacial – UFSM." <https://youtube.com/playlist?list=PLN6o3qHTdyWg5GEYZabAbzEth3JuHqr9C>, 2020.
- [3] M. Turner, *Rocket and Spacecraft Propulsion: Principles, Practice and New Developments*. Springer Praxis Books, Springer Berlin Heidelberg, 2008.
- [4] J. Wertz, D. Everett, and J. Puschell, *Space Mission Engineering: The New SMAD*. Space technology library, Microcosm Press, 2011.
- [5] A. El-Sayed, *Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion*. Springer London, 2016.
- [6] B. Etkin, *Dynamics of Atmospheric Flight*. Dover Books on Aeronautical Engineering, Dover Publications, 2005.
- [7] W. Thomson, *Introduction to Space Dynamics*. Dover Books on Aeronautical Engineering, Dover Publications, 1986.