

Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA
Engenharia Aeroespacial

Lançamento do ar para órbita em regime supersônico

Autor: Antonino Salustiano Santos Martins
Orientador: Prof. Dr. Domenico Simone
Coorientador: Prof. Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF
2020



Antonino Salustiano Santos Martins

Lançamento do ar para órbita em regime supersônico

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Dr. Domenico Simone

Coorientador: Prof. Dr. Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2020

Antonino Salustiano Santos Martins

Lançamento do ar para órbita em regime supersônico/ Antonino Salustiano Santos Martins. – Brasília, DF, 2020-

102 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Dr. Domenico Simone

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2020.

1. Air-augmented rocket. 2. Órbita baixa. I. Prof. Dr. Domenico Simone. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Lançamento do ar para órbita em regime supersônico

CDU 02:141:005.6

Antonino Salustiano Santos Martins

Lançamento do ar para órbita em regime supersônico

Monografia submetida ao curso de graduação em (Engenharia Aeroespacial) da Universidade de Brasília, como requisito parcial para obtenção do Título de Bacharel em (Engenharia Aeroespacial).

Trabalho aprovado. Brasília, DF, 14 de dezembro de 2020:

Prof. Dr. Domenico Simone
Orientador

Prof. Dr. Giancarlo Santilli
Coorientador

Prof. Dr. Paolo Gessini
Convidado

Brasília, DF
2020

Este trabalho é dedicado a todas as pessoas que acreditaram em mim.

Agradecimentos

Agradeço primeiramente a Deus e a todos os envolvidos nesse ciclo que termina. À minha mãe Márcia, minha irmã Priscilla, meus avós maternos que sempre me apoiaram (Sr. Geraldo e Dona Ózia "In Memoriam"), minha avó paterna (Dona Aceanga "In Memoriam"), minha tia Maria de Fátima a quem considero minha madrinha acadêmica, minha tia Ezele que me deu suporte nos primeiros anos aqui em Brasília, a meu amigo Guilherme Baldissera e família por todo o apoio e hospitalidade, a meu amigo Carlos Eduardo e família (à dona Cecília "In Memoriam" e dona Ruth, pela hospitalidade), a meu amigo Nicholas e família, a meu amigo Yann e família, ao meu amigo Rafael Carvalho e família pelo suporte nesta fase final, aos meus orientadores, Profs. Domenico Simone e Giancarlo Santilli que me deram a oportunidade e disponibilidade de serem meus orientadores, tanto neste trabalho como no estágio obrigatório, à Universidade de Brasília por me proporcionar excelente formação e capacitação, a todos os professores que de certa forma marcaram a minha passagem pela UnB, com destaque para os professores Sérgio Carneiro e Ronni Amorim, dos quais fui aluno em três oportunidades, ao professor Olexiy Shynkarenko ao qual fui seu monitor em duas disciplinas e a todas as outras pessoas que de uma forma ou de outra contribuíram para a realização deste projeto de vida.

*"A humanidade não permanecerá para sempre confinada à Terra.
Na busca da luz e do espaço, ela irá, timidamente a princípio,
sondar os limites da atmosfera e depois estender seu controle
a todo o sistema solar".
(Konstantin Tsiolkovsky)*

Resumo

Este trabalho tem por objetivo demonstrar a viabilidade do lançamento do ar para o espaço em regime supersônico de um satélite em órbita baixa, utilizando um lançador com motor do tipo ramrocket em detrimento de um modelo de motor foguete convencional a partir de uma base em solo. Expor as limitações do sistema tradicional e ressaltar as vantagens do sistema proposto, comparando missões e desenvolvendo uma configuração de lançador para a aplicação proposta, bem como calculando os requisitos dados pela órbita à missão. Uma base teórica sólida será dada anteriormente de modo a enfatizar o número inicial de tópicos envolvidos no processo de desenvolvimento de um tipo de lançador como o proposto. No capítulo 1, uma breve explanação sobre os tipos de motores utilizados bem como seus conceitos. No capítulo 2, os tipos mais comuns de lançamentos são citados para efeito de comparação destes. No capítulo 3 é explanada a parte do voo espacial, com conceitos de mecânica orbital, bem como a equação do foguete de Tsiolkowsy e trajetórias de referência. No capítulo 4 temos um roteiro para a elaboração do projeto de uma missão. No capítulo 5, é mostrado basicamente o projeto do lançador em si. Uma descrição das etapas da missão é feita no capítulo 6, culminando nas simulações com o STK no capítulo 7.

Palavras-chaves: air-augmented rocket. ramrocket. lançamento a partir do ar. regime supersônico. STK.

Abstract

This work aims to demonstrate the feasibility of supersonic air-launch to orbit of a satellite to a Low Earth Orbit with a Ramrocket engine instead of a ground launch with a standard engine. Show the limitations of a traditional system and highlight the advantages of the proposed system, comparing missions and developing a launcher configuration to the proposed application, as well as calculating the orbital requirements to the mission. A solid theoretical basis will be given preliminarily to emphasize the initial number of topics involved in the process of developing a launcher type as proposed. In chapter 1, a brief explanation about the types of engines used as well as their concepts. In chapter 2, the most common launch types are mentioned for the purpose of comparing them. In chapter 3 the space flight part is explained, with concepts of orbital mechanics, as well as the Tsiolkovsky rocket equation and reference trajectories. In chapter 4 we have a roadmap to prepare for a mission project. In chapter 5, basically the design of the launcher itself is shown. A description of mission steps is provided in chapter 6, culminating in the STK simulations in chapter 7.

Key-words: air-augmented rocket. ramrocket. air launch. supersonic regime. STK.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Esquema de um motor Ramjet (HEISER; PRATT, 1994)	29
Figura 2 – Esquemático dos tipos de propulsão de um ramjet (CRISPIN, 1984) . .	30
Figura 3 – Diagrama de um motor foguete a propelente líquido com um sistema de alimentação pressurizado a gás. As linhas pontilhadas mostram uma segunda câmara de combustão, mas alguns motores possuem uma dúzia delas e são alimentados pelo mesmo sistema de alimentação. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	31
Figura 4 – Perspectiva simplificada em três quartos de seção de um típico motor foguete propelente sólido com o grão de propelente ligado ao case, e a camada de isolamento e o bocal cônico de exaustão. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	32
Figura 5 – Diagrama simplificado de um típico motor foguete híbrido. As posições relativas do tanque de oxidante, tanque de alta pressão e câmara de combustível com seu bocal depende do design particular do veículo. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	33
Figura 6 – Elementos de um míssil lançado do ar com propulsão rocket-ramjet. Após o propelente sólido ter sido consumido levando o veículo à velocidade de voo, a câmara de combustão do foguete sólido se torna a do ramjet, com ar queimando o combustível líquido do ramjet. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	34
Figura 7 – Integração do motor e instalação do booster. (CRISPIN, 1984)	34
Figura 8 – Principais bases de lançamento (BRAEUNIG, 2000)	37
Figura 9 – Perfil de missão do Launcher One, Virgin Orbit (HART, 2019)	38
Figura 10 – Ponto de <i>burnout</i> , que é onde inicia-se a fase de voo livre do veículo espacial. (MICHELLE, 2013)	39
Figura 11 – Ângulo de trajetória de voo. (MICHELLE, 2013)	41
Figura 12 – Localização de um veículo espacial no ponto de burnout, ou inserção orbital. β é a direção do azimute em graus a partir do norte, δ é a latitude geocêntrica (ou inclinação) do ponto de burnout, $\Delta\lambda$ é a distância angular entre o nó ascendente e o ponto de burnout medida no plano equatorial. λ_1 e λ_2 são as longitudes geográficas do nó ascendente e do ponto de burnout no instante do burnout do motor. (MICHELLE, 2013)	42
Figura 13 – Parâmetros orbitais, onde i é a inclinação, Ω é a longitude do nó ascendente, ω é o argumento do periápice e ν é a anomalia verdadeira. (MICHELLE, 2013)	43

Figura 14 – Relação entre a razão de massa e velocidade do foguete a uma dada velocidade de exaustão. (TURNER, 2005)	44
Figura 15 – Comparação entre um foguete de estágio único com um de dois estágios.(TURNER, 2005)	48
Figura 16 – Empuxo e ângulo de <i>pitch</i> .(TURNER, 2005)	52
Figura 17 – Perdas por gravidade: ganho de velocidade e ângulo de <i>pitch</i> .(TURNER, 2005)	53
Figura 18 – Ângulo de trajetória de voo como uma função do ângulo de <i>pitch</i> .(TURNER, 2005)	54
Figura 19 – As forças aerodinâmicas atuantes em um foguete.(TURNER, 2005)	55
Figura 20 – Pressão dinâmica, velocidade e altitude em função da razão de massa.(TURNER, 2005)	56
Figura 21 – Velocidade, aceleração e altitude em função do tempo do lançador Mu-3-S-II.(TURNER, 2005)	57
Figura 22 – Pressão dinâmica e ângulo de <i>pitch</i> em função do tempo do lançador Mu-3-S-II.(TURNER, 2005)	58
Figura 23 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 4.(TURNER, 2005)	58
Figura 24 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 5 para GTO - Altitude.(LAGIER, 2016)	59
Figura 25 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 5 para GTO - Velocidade relativa.(LAGIER, 2016)	59
Figura 26 – Parâmetros dinâmicos do Pegasus.(TURNER, 2005)	60
Figura 27 – Zona Econômica Exclusiva do Brasil. (PENA, 2015)	62
Figura 28 – Impulso específico de vários tipos de propulsão em função do número de Mach. (CRISPIN, 1984)	66
Figura 29 – Difusor para Mach 3.	66
Figura 30 – Trajetória de pressão dinâmica constante. (HEISER; PRATT, 1994)	67
Figura 31 – Fase de booster do lançador. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)	72
Figura 32 – Fase de transição do lançador. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)	72
Figura 33 – Fase Ramjet. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)	73
Figura 34 – Trajetória do F-15E Strike Eagle saindo do Aeroporto de Alcântara - CLA / FAB até o alinhamento com a Linha do Equador.	76
Figura 35 – Parâmetros da <i>spacecraft</i> configurados no Astrogator - STK.	76
Figura 36 – MCS - Astrogator	77
Figura 37 – Comparação entre os lançamentos efetuados a 50 e 65 mil pés e a partir da base de Alcântara.	78
Figura 38 – Consumo de propelente x Altitude de lançamento	84
Figura 39 – Propriedades da Atmosfera Padrão Terrestre. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)	89

Lista de tabelas

Tabela 1 – Números de β e θ para um difusor supersônico planar com 2 comprimentos característicos.	65
Tabela 2 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 50 mil pés de altitude.	79
Tabela 3 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 65 mil pés de altitude.	80
Tabela 4 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir da Base de Alcântara. . .	80
Tabela 5 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 50 mil pés de altitude com o ramrocket e 100 kg de <i>dry mass</i>	81
Tabela 6 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 65 mil pés de altitude com o ramrocket e 100 kg de <i>dry mass</i>	81
Tabela 7 – Tabela-resumo dos lançamentos do ar para a órbita terrestre.	83

Lista de abreviaturas e siglas

CFD	Computacional Fluid Dynamics - Dinâmica de Fluidos Computacional
CLA	Centro de Lançamento de Alcântara
FAB	Força Aérea Brasileira
GEO	Geostationary Earth Orbit - Órbita Geoestacionária Terrestre
GTO	Geostationary Transfer Orbit - Órbita de Transferência Geoestacionária
ICAO	International Civil Aviation Organization - Organização da Aviação Civil Internacional
LEO	Low Earth Orbit - Órbita Baixa Terrestre
MCS	Mission Control Sequence - Sequência de Controle da Missão
MTOW	Maximum Takeoff Weight - Peso Máximo de Decolagem
STK	Systems Tool Kit

Lista de símbolos

ρ	Peso específico
γ	Coeficiente isentrópico
τ	Fator de compressibilidade
ϵ	Razão de expansão de área
σ	Eficiência estrutural
ψ	Razão empuxo-peso
ζ	Ângulo de trajetória de voo
α	Ângulo de ataque

Sumário

	Introdução	27
1	MOTORES	29
1.1	Ramjet	29
1.2	Motor Foguete	30
1.2.1	Propulsão por Foguete Químico	31
1.2.1.1	Motor Foguete Propelente Líquido	31
1.2.1.2	Motor Foguete Propelente Sólido	32
1.2.1.3	Motor Foguete Propelente Híbrido	32
1.3	Ramrocket	33
2	LANÇAMENTOS	37
2.1	Lançamento a partir do solo	37
2.2	Lançamento do ar para a órbita	38
3	ACESSO À ÓRBITA	39
3.1	Injeção orbital	39
3.2	Inclinação Orbital, Rotação e Orientação	42
3.3	Equação do Foguete	44
3.4	Trajetória de Lançamento	46
3.5	Delta V necessário para o lançamento	46
3.6	Foguete com vários estágios	47
3.7	Otimizando um foguete de vários estágios	49
3.8	A influência da gravidade	51
3.9	A influência da atmosfera	55
3.10	Trajetórias de referência	57
3.10.1	Mu-3-S-II	57
3.10.2	Ariane	58
3.10.3	Pegasus	59
4	PROJETO DA MISSÃO	61
4.1	Requisitos da missão	61
4.2	Requisitos da <i>payload</i>	62
4.3	Considerações políticas	62
4.4	Seleção do sítio de lançamento	62
4.5	Aptidão do Lançador	63

4.6	Massa e dimensões da carenagem	63
4.7	Análise de restrições e otimização	63
4.8	Determinação de candidatos a lançadores	63
4.9	Transferir a estratégia necessária das órbitas de injeção do lançador para as órbitas operativas?	64
5	PROJETO DO LANÇADOR	65
5.1	Difusor do Ramrocket	65
5.2	Propelente Sólido	67
5.3	Bocal do ramrocket	68
5.4	Tanque do ramrocket	68
5.5	Propelente híbrido	69
6	DESCRIÇÃO DA MISSÃO	71
6.1	Decolagem	71
6.2	Voo subsônico	71
6.3	Voo supersônico	71
6.4	Lançamento	71
6.4.1	Fase de booster	72
6.4.2	Fase de Transição	72
6.4.3	Fase Ramjet	72
6.4.4	Fase Foguete Híbrido e de Injeção Orbital	73
7	SIMULAÇÕES NO STK	75
7.1	Nave-mãe	75
7.2	Parâmetros da <i>Spacecraft</i>	76
7.3	MCS	77
7.3.1	Fase ascendente	77
7.3.2	Circularização	77
7.3.3	Mudança de Plano Orbital	78
7.4	Resultados	78
7.4.1	Lançamentos utilizando motor de empuxo e impulso específico padrão do STK	79
7.4.1.1	Lançamento a 50 mil pés	79
7.4.1.2	Lançamento a 65 mil pés	80
7.4.1.3	Lançamento a partir da Base de Alcântara	80
7.4.2	Lançamentos utilizando a configuração ramrocket	81
7.4.2.1	Lançamento a 50 mil pés	81
7.4.2.2	Lançamento a 65 mil pés	81
8	CONCLUSÃO	83

REFERÊNCIAS	85
------------------------------	-----------

APÊNDICES	87
------------------	-----------

APÊNDICE A – PROPRIEDADES DA ATMOSFERA PADRÃO TERRESTRE	89
--	-----------

APÊNDICE B – DIFUSOR	91
---------------------------------------	-----------

APÊNDICE C – BOCAL	95
-------------------------------------	-----------

Introdução

Dadas as limitações impostas por diversos fatores, como locais de lançamento, tipos de lançadores, custos de lançamento, intempéries, dentre outros, e pelo fato do lançamento de satélites pequenos só ser possível em um lançador com outra carga paga geralmente maior, o número de órbitas LEO que poderiam ser utilizadas (equatorial, inclinada, heliossíncrona) por estes satélites menores fica muito restrito, já que ficam atrelados à trajetória do lançador que é voltada para a carga maior.

Por esse motivo, se faz necessário o desenvolvimento de um sistema de lançamento para colocar satélites pequenos (no caso abordado por este trabalho, de até $< 50kg$) em qualquer tipo de órbita baixa. Uma das modalidades que está sendo utilizada para aplicações que não demandam todo o aparato de uma base de lançamento convencional (do solo) é o sistema de lançamento a partir do ar. Este sistema funciona hoje utilizando aviões de grande porte, como o Boeing 747, ou o Lockheed L-1011 por exemplo, em regime subsônico.

Este trabalho tem por objetivo dar embasamento teórico para a viabilidade da criação de um sistema de lançamento do ar para a órbita em regime supersônico, corroborada por simulações computacionais utilizando CFD e software como o STK. Em um primeiro momento, o básico da teoria será explicado para dar uma boa noção ao leitor da quantidade de conceitos, premissas e formulações envolvidas. Posteriormente, o cálculo da missão e os requisitos para os componentes do lançador.

1 Motores

1.1 Ramjet

Em muitos casos, os requisitos para a economia do motor são tão altos que não podem ser preenchidos por motores foguete. Portanto, se torna necessário usar motores aerotérmicos, que podem proporcionar um ganho de cerca de 5 vezes no impulso específico. O motor tipo Ram tem duas características proeminentes, sendo uma positiva e outra negativa. A positiva é que é de construção simples. A negativa é a falta de capacidade de iniciar em velocidade zero. (CRISPIN, 1984) Por isso, os dispositivos que utilizam este tipo de motor precisam ser levados à velocidade de operação mínima para que possam ser ligados. Na aplicação envolvida por este trabalho, uma aeronave que consiga operar em regime supersônico será utilizada.

As características essenciais de um motor Ramjet de geometria bidimensional ou planar estão diagramadas na fig. 1 a seguir. São motores utilizados para voos supersônicos, geralmente entre Mach 3 - 6. É conveniente descrevê-los seguindo a direção do fluxo de ar desde a parte não perturbada do escoamento à esquerda até a parte que deixa de ser influenciada pelo motor à direita. Vale salientar que os motores Ramjet não precisam ser centralizados e simétricos em torno de um eixo porque não contêm componentes rotativos. (HEISER; PRATT, 1994)

O primeiro estágio é o de compressão, onde o ramjet desacelera o fluxo de ar. O escoamento é comprimido gradualmente passando por uma ou mais ondas de choque oblíquas geradas pelo corpo do veículo ou do difusor, desacelerando o escoamento e o direcionando a um tubo convergente, transformando-o de supersônico em subsônico através de uma onda de choque normal e, mais adiante, desacelerando o escoamento subsônico em um duto divergente. Após esta etapa, combustível é injetado na câmara de combustão, onde é vaporizado (se estiver na fase líquida), misturado e queimado.

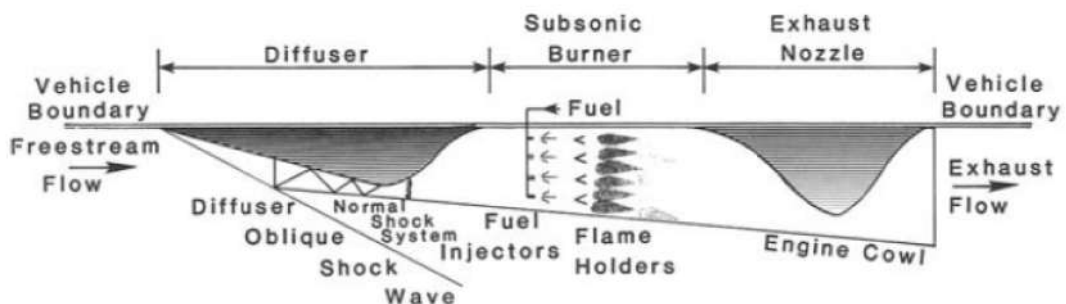


Figura 1 – Esquema de um motor Ramjet (HEISER; PRATT, 1994)

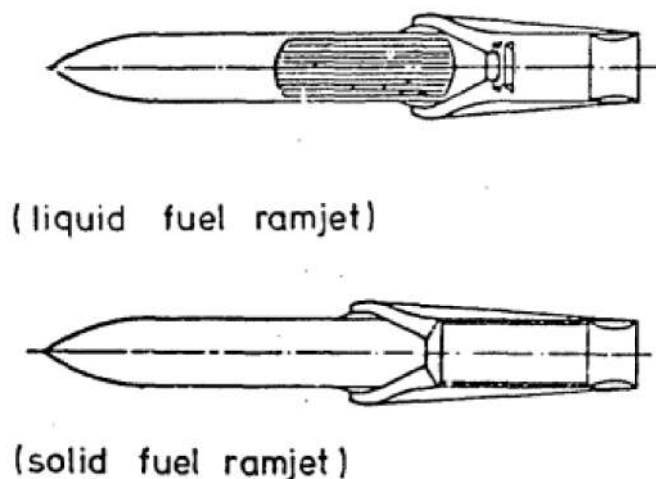


Figura 2 – Esquemático dos tipos de propulsão de um ramjet (CRISPIN, 1984)

O escoamento em alta temperatura e pressão é acelerado novamente ao regime supersônico em um bocal convergente-divergente e finalmente liberado para a atmosfera. A força de reação ou empuxo é gerada pelo escoamento através do motor Ramjet porque os gases de escape de alta temperatura têm mais velocidade e momento do que na admissão. (HEISER; PRATT, 1994)

1.2 Motor Foguete

Os sistemas de propulsão por foguete podem ser classificados em função do tipo da fonte de energia (química, nuclear ou solar), função básica (booster, sustentadora ou estágios superiores, controle de atitude, estação de manutenção de órbita, etc.) ou pelo tipo de veículo (aeronave, míssil, decolagem assistida, veículo espacial, etc), tamanho, tipo de propelente, tipo de construção, ou número de unidades de propulsão por foguete usado em um dado veículo. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Outra maneira de classificá-los é pelo método de produção de empuxo utilizado. Uma expansão termodinâmica de um gás é usada em sua grande maioria. A energia interna do gás é convertida em energia cinética dos gases de exaustão e o empuxo é produzido pela pressão dos gases nas superfícies expostas a este. Esta mesma teoria termodinâmica e mesmo equipamento genérico (bocal) é usado para propulsão a jato, propulsão por foguete, propulsão nuclear, propulsão a laser, propulsão térmica solar e alguns tipos de propulsão elétrica. (SUTTON; BIBLARZ, 2010) O tipo de propulsão por foguete em questão e o mais comum é o químico.

No modelo em questão, este será o tipo de foguete utilizado. Os foguetes químicos possuem algumas formas de classificação que a seguir serão apresentadas.

1.2.1 Propulsão por Foguete Químico

A energia advinda de uma reação de combustão de alta pressão de propelentes químicos, normalmente um combustível e um oxidante químicos, permite o aquecimento dos gases produtos da reação para temperaturas da ordem de 2500 a 4100°C. Estes gases são então expandidos em um bocal e acelerados a velocidades da ordem de 1800 a 4300 m/s. Desde que a temperatura destes gases está em torno de duas vezes o ponto de fusão do aço, é necessário resfriar ou isolar as superfícies expostas a estes. De acordo com o estado físico dos propelentes, existem várias classes diferentes de dispositivos de propulsão por foguete químico. (SUTTON; BIBLARZ, 2010) Temos como principais tipos os seguintes:

1.2.1.1 Motor Foguete Propelente Líquido

Utilizam propelentes líquidos que são fornecidos sob pressão de tanques à câmara de combustão. Um esquema típico de um *pressure-fed* motor foguete propelente líquido é mostrado na fig. 3. Este tipo de foguete é mais comumente utilizado em aplicações que demandam baixo empuxo, em sistemas propulsivos de baixa energia total, bem como em sistemas usados para controle de atitude. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

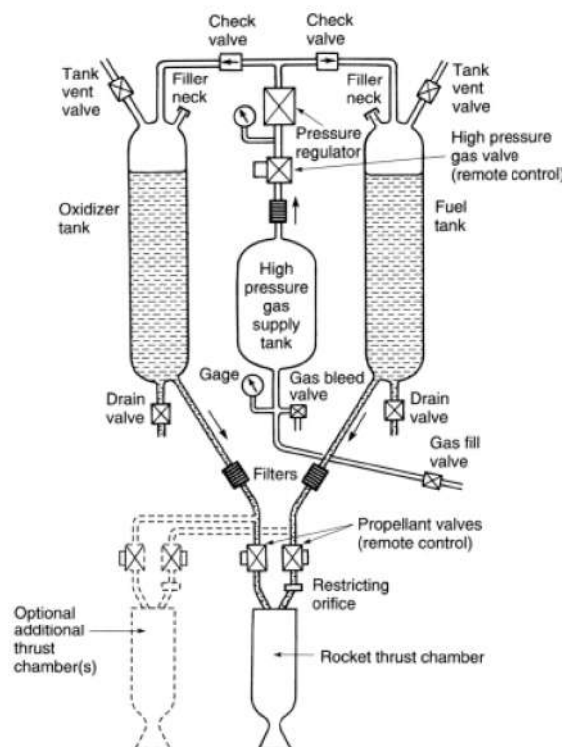


Figura 3 – Diagrama de um motor foguete a propelente líquido com um sistema de alimentação pressurizado a gás. As linhas pontilhadas mostram uma segunda câmara de combustão, mas alguns motores possuem uma dúzia delas e são alimentados pelo mesmo sistema de alimentação. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Esta configuração é a mais indicada para estágios superiores, onde a pressão atmos-

férica já é muito baixa ou inexistente e não demanda a utilização de complexos sistemas de turbobombas.

1.2.1.2 Motor Foguete Propelente Sólido

Neste tipo de motor, o propelente a ser queimado encontra-se confinado à câmara de combustão, como pode-se observar na figura 4 abaixo.

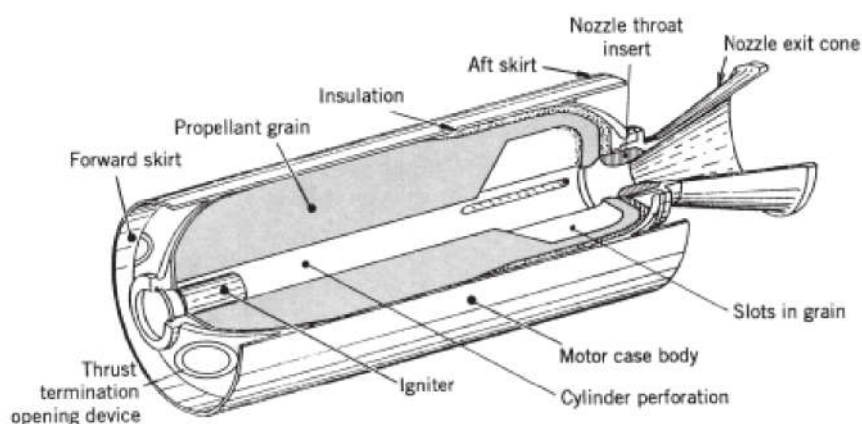


Figura 4 – Perspectiva simplificada em três quartos de seção de um típico motor foguete propelente sólido com o grão de propelente ligado ao case, e a camada de isolamento e o bocal cônico de exaustão. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

A carga de propelente sólido é chamada de grão e contém todos os elementos químicos necessários para uma queima completa. Uma vez ignitado, normalmente queima suavemente a uma taxa constante em todas as superfícies internas expostas do grão. Uma vez iniciado o processo de queima, este segue até o total esgotamento do propelente. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

1.2.1.3 Motor Foguete Propelente Híbrido

É empregado neste tipo de motor propelentes líquido e sólido. Por exemplo, se um agente oxidante líquido é injetado na câmara de combustão preenchida com um grão de um combustível sólido, a reação química produz gases quentes de combustão. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

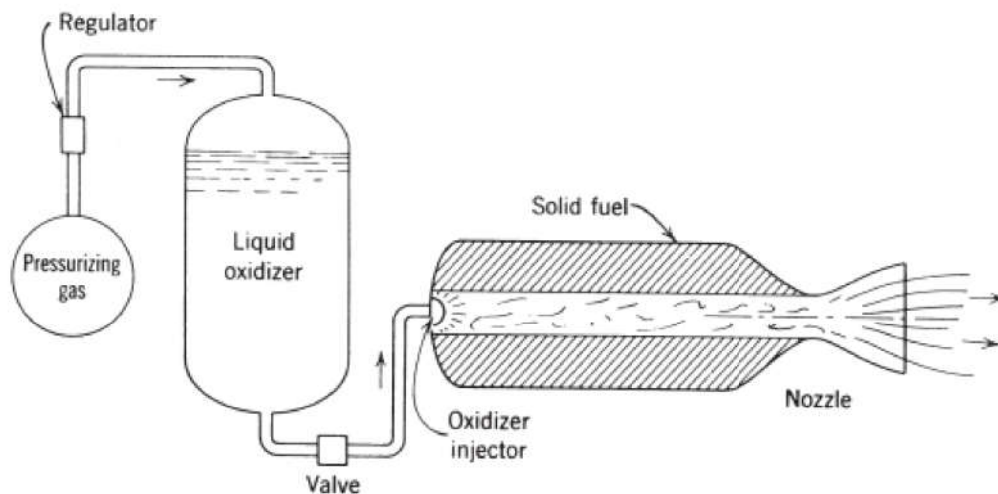


Figura 5 – Diagrama simplificado de um típico motor foguete híbrido. As posições relativas do tanque de oxidante, tanque de alta pressão e câmara de combustível com seu bocal depende do design particular do veículo. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Esta opção é a mais indicada para a missão proposta neste trabalho, dadas as possíveis dimensões do lançador, que o faz mais suscetível ao efeito *slosh* se utilizados somente propelentes líquidos.

1.3 Ramrocket

Um Ramrocket, também conhecido como, em inglês, *air-augmented rocket* ou *ducted rocket*, combina os princípios dos motores foguete e do ramjet. É em torno deste tipo de dispositivo que será desenvolvido o lançador em questão neste trabalho. Este tem melhor performance (impulso específico) que um foguete químico enquanto operando na atmosfera terrestre. Usualmente, o termo *foguete ar-aumentado* ou *air-augmented rocket* evidencia a mistura de ar com os gases de exaustão do foguete (ricos em combustível para pós combustão) em proporções que permitem ao propulsor permanecer com características típicas de um foguete, como por exemplo, alto empuxo estático e alta razão empuxo-peso. Em contrapartida, o ramrocket frequentemente é como um ramjet que deve ser impulsionado à velocidade de operação e usa os componentes do foguete mais como um gerador de gás de mistura rica em combustível (líquido ou sólido). (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

Os princípios do foguete e ramjet podem ser combinados. Um exemplo destes dois sistemas propulsivos trabalhando em sequência pode ser visto na figura 6. A configuração de baixo volume, conhecida como *rocket-ramjet integral*, pode ser interessante para aplicações em mísseis lançados por ar usando sistema de propulsão ramjet.(SUTTON;

(BIBLARZ, 2010) A transição de foguete para ramjet requer um aumento da área da garganta do bocal (normalmente o bocal do foguete é ejetado), a abertura da interface difusor - câmara de combustão e, em seguida, a sequência normal de partida de um ramjet.

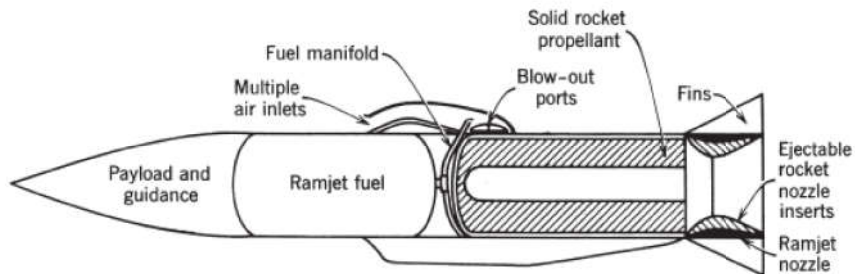


Figura 6 – Elementos de um míssil lançado do ar com propulsão rocket-ramjet. Após o propelente sólido ter sido consumido levando o veículo à velocidade de voo, a câmara de combustão do foguete sólido se torna a do ramjet, com ar queimando o combustível líquido do ramjet. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

No caso da figura acima, quando na configuração de motor foguete a propelente sólido, este motor funciona como um booster, para levar o lançador à velocidade de trabalho para a qual foi projetado o difusor. Também é possível a adoção de outras configurações para o booster, de acordo com a geração, como podemos verificar na fig. 7 que, por exemplo, mostra essas configurações em mísseis.

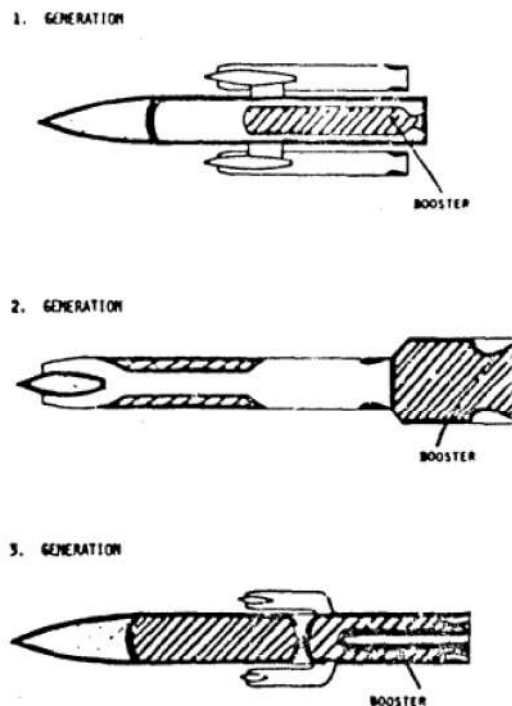


Figura 7 – Integração do motor e instalação do booster. (CRISPIN, 1984)

No primeiro exemplo, que corresponde à primeira geração, o motor ramjet era posicionado em uma nacele externa ao corpo principal. Na segunda, o motor era integrado. O difusor ocupa uma posição otimizada na ponta do míssil, mas uma parte considerável do volume do corpo principal era ocupada por um longo duto de ar entre a entrada e a câmara de combustão. A terceira geração elimina estas desvantagens. O sistema de entrada consiste na utilização de um ou mais elementos difusores instalados lateralmente, evitando qualquer perda de volume devido ao duto de ar. Ademais, o volume disponível na câmara de combustão do ramjet pode ser utilizado para a instalação do booster ou de parte dele. Esta configuração tem uma utilização do volume mais eficiente. (CRISPIN, 1984)

2 Lançamentos

2.1 Lançamento a partir do solo

Dada a crescente necessidade de se enviar cargas ao espaço, das mais variadas formas, volume e massa, o acesso ao espaço tornou-se algo importante e estratégico para muitos países. As grandes potências mundiais e os países com grandes ambições no setor espacial não poderiam ficar à mercê de outros países para ter este acesso. Devido a isto, muitas bases de lançamento foram construídas em locais estratégicos. Na figura 8 a seguir podemos ver as principais:

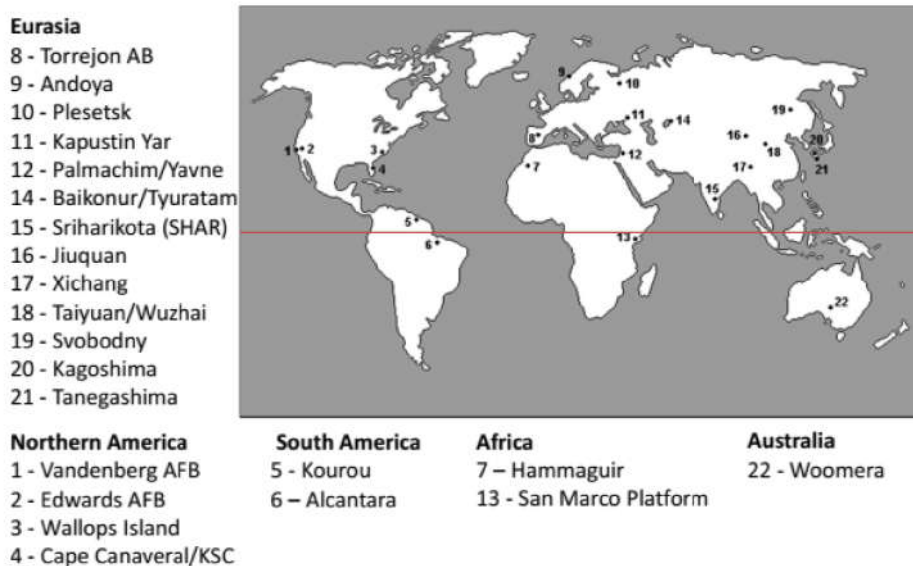


Figura 8 – Principais bases de lançamento (BRAEUNIG, 2000)

É possível notar o pequeno número de bases de lançamento próximas à linha do Equador. É também sabido que a maioria dos países subdesenvolvidos encontram-se nessa região, países estes que não têm, de maneira geral, interesse ou condições de manter um programa espacial. Esta região está sendo enfatizada porque, devido ao movimento rotacional do planeta, a velocidade tangencial da superfície pode ser utilizada em benefício da diminuição da quantidade necessária de propelente para atingir órbitas no plano do equador, principalmente a órbita geoestacionária, implicando em menor custo por lançamento.

Quando efetuado um lançamento em latitudes mais elevadas, aproveitando a mesma vantagem da velocidade tangencial, é mais interessante utilizar órbitas com inclinação igual à latitude na qual se encontra a base de lançamento. Qualquer outra inclinação

demandaria manobras que se traduzem em mais propelente gasto para efetuá-las. Outra dificuldade que pode existir é o fato da base de lançamento ser em uma latitude na qual a trajetória do veículo com a inclinação de mesmo grau passe sobre o território de outro país. E, como é sabido, foguetes são susceptíveis a falhas. Logo, o risco de um veículo lançador cair em território estrangeiro é alto. Isto acontece por exemplo com a base de Baikonur, no Cazaquistão. Esta base está a 46° N de latitude, mas precisa lançar seus veículos numa inclinação orbital de 51.6° para que estes não sobrevoem o território chinês.

Dado os altos valores de manutenção de um centro de lançamento, as restrições orbitais e alguns aspectos geográficos, nem sempre é vantajoso utilizar todo este aparato para lançar cargas de baixa massa, como satélites pequenos ($< 500kg$), por exemplo. Estes geralmente são lançados de carona com outras cargas de maior massa e mais valiosas. Portanto, para buscar atenuar custos, algumas modalidades alternativas de lançamento foram desenvolvidas. E uma destas é o lançamento efetuado do ar.

2.2 Lançamento do ar para a órbita

Trazendo a flexibilidade de lançar um veículo de qualquer lugar do planeta, o lançamento a partir do ar é uma modalidade que está sendo recentemente explorada por empresas como a Virgin Orbit. Dentre as inúmeras vantagens dessa modalidade de lançamento, estão a eliminação da maioria dos sistemas tradicionais agregados às bases de lançamento em terra, a diminuição das chances de atrasos no lançamento devido às intempéris, ou seja, são aumentadas as chances de sucesso por janela de lançamento. Também ficam disponíveis quaisquer órbitas sem a necessidade de realizar manobras de mudança de plano orbital, que costumam ser caras dado ao elevado consumo de propelente para realizá-las. Inclusive, são eliminadas a maioria das despesas gerais obrigatórias com sistemas de lançamento a partir do solo e este sistema fornece excelente flexibilidade nos lançamentos.

O seu sistema *Launcher One* utiliza o seguinte perfil de missão, mostrado na figura 9 abaixo:

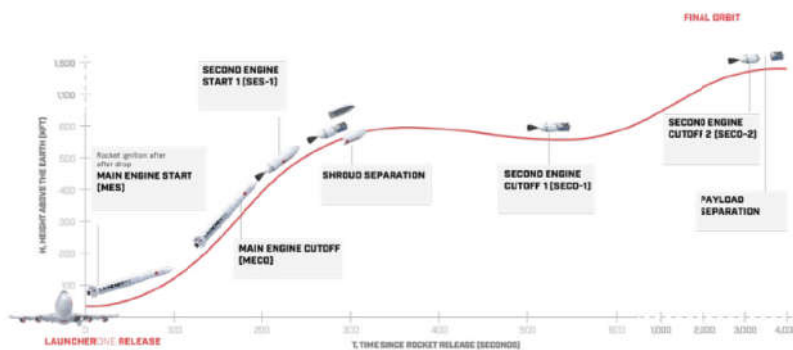


Figura 9 – Perfil de missão do Launcher One, Virgin Orbit (HART, 2019)

3 Acesso à órbita

3.1 Injeção orbital

A fase de lançamento de um veículo espacial, sonda ou de um satélite, que é o período em que o veículo é impulsionado acima da atmosfera terrestre e acelerado até a velocidade orbital por um foguete ou veículo lançador, termina quando o motor é desligado. A fase seguinte é a denominada de *voos livres*. Durante o voo livre, assume-se que o veículo está sujeito somente à força gravitacional terrestre. Se o veículo mover-se para longe da Terra, sua trajetória pode ser afetada pela influência gravitacional do sol, lua ou outro planeta.

A órbita de um veículo espacial pode ser determinada pela posição e velocidade do veículo no instante em que inicia sua fase de voo livre. Esta posição e velocidade podem ser descritas pelas variáveis r , v e γ , onde r é a distância do veículo ao centro da Terra, v sua velocidade e γ é o ângulo entre os vetores posição e velocidade, chamado de *ângulo de Zênite*, conforme pode ser observado na figura 10 a seguir.

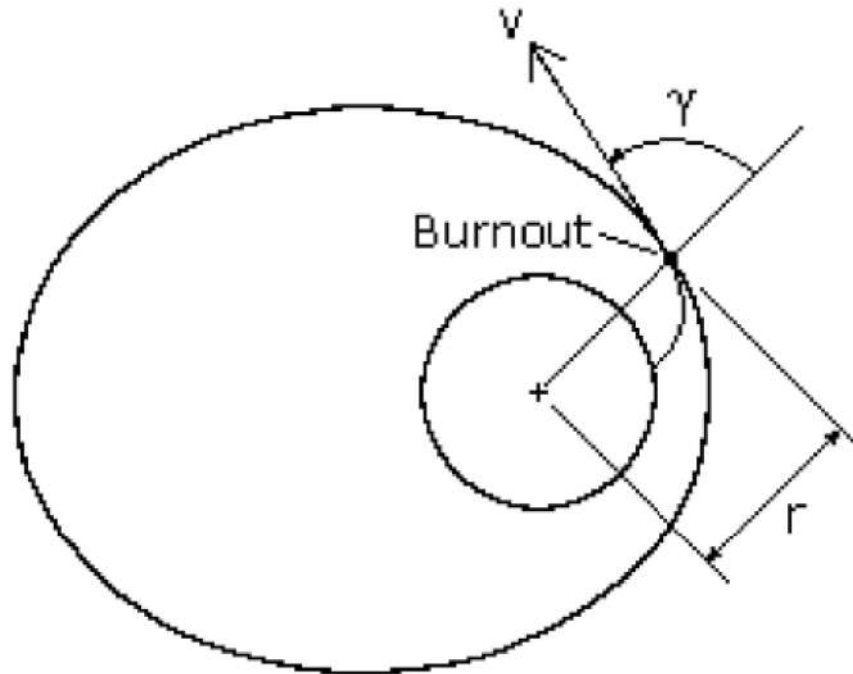


Figura 10 – Ponto de *burnout*, que é onde inicia-se a fase de voo livre do veículo espacial. (MICHELLE, 2013)

Se tomarmos r_1 , v_1 e γ_1 como valores iniciais (lançamento) de r , v e γ (não confundir com o coeficiente isentrópico), estas quantidades serão consideradas como valores

dados (ou condições de projeto ao qual o lançador precisa ser capaz de atingir para a injeção do veículo na órbita correta). Tomando um ponto P_2 representando o perigeu, temos que

$$r_1 v_1 \sin \gamma_1 = r_2 v_2 \sin \gamma_2 \quad (3.1)$$

sendo esta equação derivada da 2ª **Lei de Kepler**,

$$T_1 + V_1 = T_2 + V_2$$

ou

$$\frac{mv_1^2}{2} - \frac{GMm}{r_1} = \frac{mv_2^2}{2} - \frac{GMm}{r_2}$$

ou

$$v_2^2 - v_1^2 = 2GM \left(\frac{1}{r_2} - \frac{1}{r_1} \right) \quad (3.2)$$

(MICHELLE, 2013)

Sabendo que

$$v_2 = V_p = \frac{r_1 v_1 \sin \gamma_1}{R_p} \quad (3.3)$$

Substituindo a equação (3.3) na (3.2), podemos obter uma equação para o raio do perigeu R_p dada por

$$\frac{r_1^2 v_1^2 \sin^2 \gamma_1}{R_p^2} - v_1^2 = 2GM \left(\frac{1}{R_p} - \frac{1}{r_1} \right) \quad (3.4)$$

Multiplicando por $-R_p^2/(r_1 v_1^2)$ e rearranjando, obtemos:

$$\left(\frac{R_p}{r_1} \right)^2 (1 - C) + \left(\frac{R_p}{r_1} \right) C - \sin^2 \gamma_1 = 0 \quad (3.5)$$

onde $C = \frac{2GM}{r_1 v_1^2}$.

Notar que esta é uma simples equação de segundo grau na razão R_p/r_1 e que $2GM/(r_1 v_1^2)$ é um parâmetro adimensional da órbita. Resolvendo para (R_p/r_1) , temos

$$\left(\frac{R_p}{r_1} \right)_{1,2} = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4(1 - C)(\sin^2 \gamma_1)}}{2(1 - C)} \quad (3.6)$$

A menor resposta da equação do 2º grau acima corresponde ao raio do periápice, R_p . A outra raiz corresponde ao raio do apoápice, R_a . Vale salientar que a fase de lançamento pode terminar no perigeu ou apogeu, ou seja, quando $\gamma = 90^\circ$. Esta condição resulta em um menor consumo de propelente. (MICHELLE, 2013)

A equação (3.6) dá os valores de R_p e R_a , a partir dos quais o valor da excentricidade pode ser calculado. No entanto, é mais conveniente calcular o valor de e diretamente a partir da equação

$$e = \sqrt{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM} - 1\right)^2 \sin^2 \gamma_1 + \cos^2 \gamma_1} \quad (3.7)$$

Para definir a órbita de um satélite no espaço, é preciso saber o ângulo ν , a anomalia verdadeira, do ponto do periápice ao ponto de lançamento. Este ângulo é dado por

$$\tan \nu = \frac{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM}\right) \sin \gamma_1 \cos \gamma_1}{\left(\frac{r_1 v_1^2}{GM}\right) \sin^2 \gamma_1 - 1} \quad (3.8)$$

Na maioria dos cálculos, o complemento do ângulo de Zênite ϕ é utilizado. Este ângulo é chamado de ângulo de trajetória de voo, e é positivo quando o vetor velocidade está direcionado para longe do primário, como mostrado na figura 11.

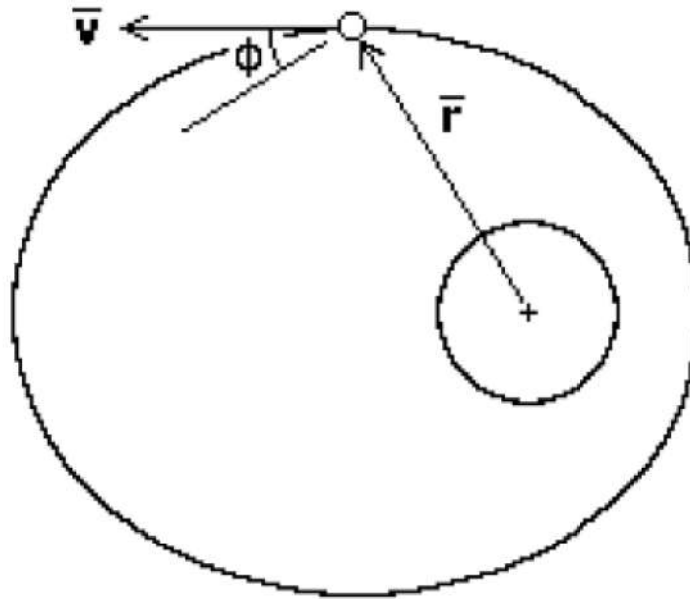


Figura 11 – Ângulo de trajetória de voo. (MICHELLE, 2013)

Quando este ângulo é utilizado, as equações (3.6), (3.7) e (3.8) são reescritas como:

$$\left(\frac{R_p}{r}\right)_{1,2} = \frac{-C \pm \sqrt{C^2 - 4(1-C)(-\cos^2 \phi)}}{2(1-C)} \quad (3.9)$$

onde $C = \frac{2GM}{rv^2}$

$$e = \sqrt{\left(\frac{rv^2}{GM} - 1\right)^2 \cos^2\phi + \sin^2\phi} \quad (3.10)$$

$$\tan\nu = \frac{\left(\frac{rv^2}{GM}\right) \cos\phi \sin\phi}{\left(\frac{rv^2}{GM}\right) \cos^2\phi - 1} \quad (3.11)$$

O semi-eixo maior é igual a $(R_p + R_a)/2$, no entanto, é mais simples calculá-lo diretamente por

$$a = \frac{1}{\left(\frac{2}{r} - \frac{v^2}{GM}\right)} \quad (3.12)$$

3.2 Inclinação Orbital, Rotação e Orientação

Na seção anterior foram determinados o tamanho e a forma da órbita. Mas, para determinar a orientação da órbita no espaço é preciso conhecer a latitude, a longitude e a posição do veículo no momento em que passa da fase de lançamento para a de voo livre (*burnout*).

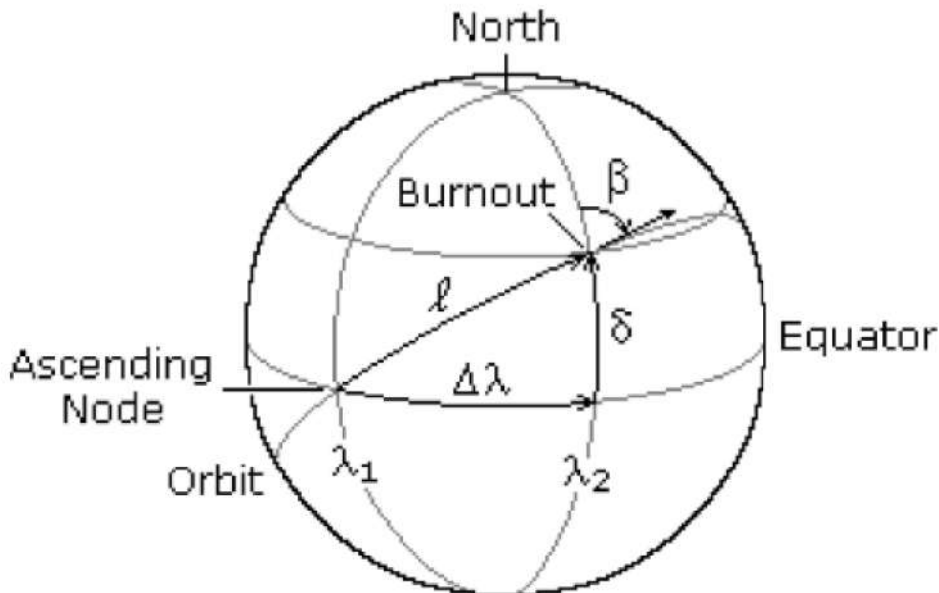


Figura 12 – Localização de um veículo espacial no ponto de burnout, ou inserção orbital. β é a direção do azimute em graus a partir do norte, δ é a latitude geocêntrica (ou inclinação) do ponto de burnout, $\Delta\lambda$ é a distância angular entre o nó ascendente e o ponto de burnout medida no plano equatorial. λ_1 e λ_2 são as longitudes geográficas do nó ascendente e do ponto de burnout no instante do burnout do motor. (MICHELLE, 2013)

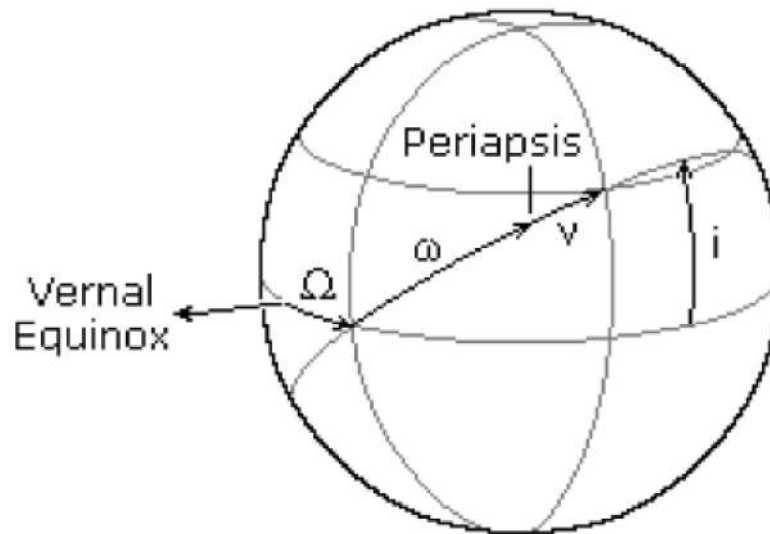


Figura 13 – Parâmetros orbitais, onde i é a inclinação, Ω é a longitude do nó ascendente, ω é o argumento do periápsis e ν é a anomalia verdadeira. (MICHELLE, 2013)

Se β , δ e λ_2 são dados, os outros valores podem ser calculados através das seguintes relações:

$$\cos i = \cos \delta \sin \beta \quad (3.13)$$

$$\tan l = \frac{\tan \delta}{\cos \beta} \quad (3.14)$$

$$\tan \Delta \lambda = \sin \delta \tan \beta \quad (3.15)$$

$$\omega = l - \nu \quad (3.16)$$

$$\lambda_1 = \lambda_2 - \Delta \lambda \quad (3.17)$$

Na equação (3.16), o valor de ν é encontrado utilizando a equação (3.8) ou (3.11). Se ν é positivo, o periápsis está a oeste do ponto de burnout (como mostrado na figura 13); se ν for negativo, o periápsis estará a leste do ponto de burnout. (MICHELLE, 2013)

A longitude do nó ascendente, Ω , é medida na longitude celeste, enquanto λ_1 é uma longitude geográfica. A longitude celeste do nó ascendente é igual à hora sideral local aparente, em graus, na longitude λ_1 na hora do burnout do motor. A hora sideral é definida como o ângulo horário do equinócio vernal em uma localidade e hora específica;

tem o mesmo valor que a ascensão direta de qualquer corpo celeste que está cruzando o meridiano local no mesmo instante. No momento quando o equinócio vernal cruza o meridiano local, a hora sideral local aparente é 00:00. (MICHELLE, 2013)

3.3 Equação do Foguete

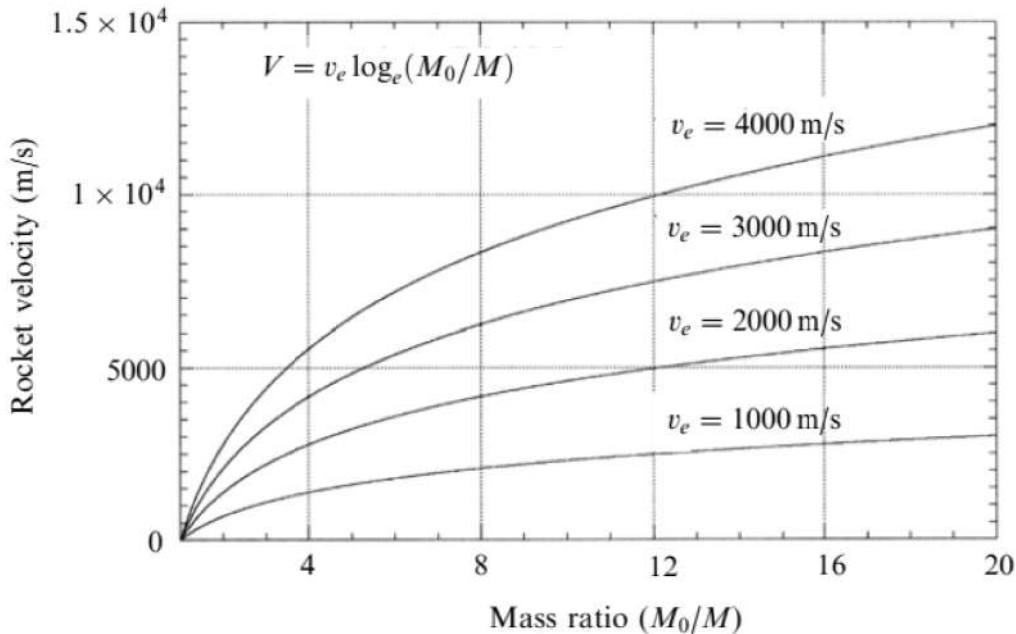


Figura 14 – Relação entre a razão de massa e velocidade do foguete a uma dada velocidade de exaustão. (TURNER, 2005)

Como se sabe, foguetes são máquinas de momento. Eles expõem gás de um bocal a altas velocidades causando um movimento contrário que move o foguete ao qual o bocal está acoplado. Newton definiu, em 1687, a matemática para essa variação de momento. A conservação do momento aplicada aos foguetes foi feita de maneira pioneira por Tsiolkovsky, em 1903. Todos os nossos foguetes são regidos pela Equação do Foguete de Tsiolkovsky. (PETTIT, 2012)

Esta equação contém três variáveis. Com exceção do balanço de momento, estas variáveis podem ser lançadas como energias. Elas são a energia gasta contra a gravidade (delta-V ou mudança na velocidade do foguete), a energia disponível nos propelentes do foguete químico, no caso (a velocidade de exaustão ou o impulso específico, lembrando que são coisas distintas) e a fração de massa de propelente (quanto propelente é necessário para a massa total do foguete). (PETTIT, 2012)

Tsiolkovsky deparou-se com a dinâmica do veículo e a massa a qual decresce de acordo com o jato de matéria expelido. Obedecendo a terceira lei de Newton, a força projetada pela exaustão é a mesma aplicada ao foguete, ou seja,

$$F = \dot{m}v_e$$

(TURNER, 2005)

Nesta equação, o empuxo do foguete é expresso em termos do fluxo mássico \dot{m} e velocidade efetiva de exaustão v_e . Logo, a energia empregada para acelerar o foguete nada mais é que um rápido jato de matéria. A lei de Newton é aplicada a este sistema dinâmico e o decréscimo de massa pode ser levado em consideração com conceitos simples de cálculo diferencial. (TURNER, 2005) A fórmula obtida por Tsiolkovsky, que também é atribuída a Hermann Oberth e que na verdade vem do ano de 1813, com William Moore, com o seu "A Treatise on the Motions of Rockets", para a velocidade V do veículo é:

$$V = v_e \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) \quad (3.18)$$

(TURNER, 2005) onde M_0 é a massa inicial do foguete, M a massa atual do foguete. Esta fórmula é a base de toda a propulsão por foguete. A velocidade aumenta à medida que o propelente é consumido. Para uma determinada quantidade de propelente, a velocidade do veículo depende da velocidade de exaustão. Isto pode ser observado na figura 14. A razão de massa R nada mais é que a razão entre a massa inicial e a atual:

$$R = \frac{M_0}{M} \quad (3.19)$$

(TURNER, 2005)

Na maioria dos casos, a velocidade final do foguete precisa ser conhecida (velocidade para permanecer na órbita desejada) e aqui, o valor apropriado é a razão de massa quando todo o combustível for exaurido, a menos que, de outra maneira, a razão de massa deva ser assumida. A equação do foguete de Tsiolkovsky mostra que a velocidade do foguete depende somente de dois números: da razão final de massa e da velocidade de exaustão. Surpreendentemente, não depende do empuxo ou do tamanho do foguete, ou do tempo de funcionamento dos motores ou de qualquer outro parâmetro. Claramente, uma maior velocidade de exaustão dos gases induz uma maior velocidade no foguete e muito do desenvolvimento de foguetes tem sido em função da busca pelo aumento desta velocidade de exaustão. (TURNER, 2005)

Sabe-se que a velocidade de exaustão dos gases está mais intrinsecamente ligada à natureza química dos propelentes do que ao projeto do motor propriamente dito. Os mais avançados foguetes a propelente líquido atuais produzem uma velocidade efetiva de exaustão, no melhor dos casos, de 4500 m/s . Isto é próximo ao limite teórico da extração de energia química. O que não deixa outra alternativa a não ser buscar uma maior razão de massa. (TURNER, 2005)

3.4 Trajetória de Lançamento

A atmosfera é um problema considerável na fase de lançamento, sabendo-se que a densidade do ar decresce à medida que a altitude aumenta, a velocidade da espaçonave é alta e que o arrasto é proporcional ao quadrado da velocidade. Já a níveis orbitais, abaixo dos 200 km há arrasto suficiente para tornar instável uma órbita. De fato, para uma vida útil medida em anos, uma órbita precisa estar a pelo menos 500 km de altitude. Isto significa que uma razoável proporção da energia química contida no lançador é utilizada na parte atmosférica do voo. O arrasto atmosférico também reduz a velocidade do veículo lançador na baixa atmosfera. Por esta razão, espaçonaves são lançadas verticalmente. À medida que uma maior altitude é alcançada, o arrasto nas mais baixas e densas camadas atmosféricas é minimizado, dado que o veículo ainda encontra-se em velocidades baixas. Quando as camadas mais densas da atmosfera são vencidas (após algo em torno de 30 km de altitude), uma trajetória mais inclinada pode ser seguida. É possível atingir velocidade suficiente para uma trajetória elíptica à altitude desejada. No entanto, no apogeu desta trajetória, é necessário um impulso horizontal para que seja possível entrar na órbita circular de mesma altitude. (TURNER, 2005)

3.5 Delta V necessário para o lançamento

Assumindo o lançamento a partir da superfície da Terra como uma equivalente órbita de transferência, de uma órbita circular com o raio igual ao raio da Terra para uma com a altitude desejada (utilizando como exemplo uma órbita de 500 km de altitude), as seguintes equações para as velocidades tangenciais em órbitas elípticas e circulares serão utilizadas:

Para uma órbita circular:

$$V_0 = \sqrt{\frac{G \cdot M_{Terra}}{r_0}} \quad (3.20)$$

onde G é a constante gravitacional, M_{Terra} a massa da Terra e r_0 o raio da órbita circular.

Para uma órbita elíptica:

$$\frac{V_1}{V_0} = \sqrt{1 + \frac{r_2 - r_0}{r_2 + r_0}} \quad (3.21)$$

e

$$\frac{V_2}{V_1} = \frac{r_0}{r_2} \quad (3.22)$$

onde V_1 é a velocidade no perigeu, V_2 a velocidade no apogeu, r_0 o raio do perigeu e r_2 o raio do apogeu.

Dado que, na superfície da Terra, o veículo já está na mesma velocidade tangencial devido à rotação planetária, considera-se esta velocidade como a velocidade tangencial de

uma órbita circular de raio igual ao raio da Terra. Logo, utilizando a equação (3.20), temos que $V_0 = 7,909 \text{ km s}^{-1}$. Para a órbita elíptica de transferência com perigeu no local de lançamento, utilizando a equação (3.21) temos que $V_1 = 8,057 \text{ km s}^{-1}$. Substituindo na equação (3.22), temos $V_2 = 7,471 \text{ km s}^{-1}$. Utilizando novamente a equação (3.20) para a órbita circular, agora com 500 km de altitude, temos $V = 7,616 \text{ km s}^{-1}$. O delta-V total será $V_1 + V - V_2 = 8,203 \text{ km s}^{-1}$. Então o custo de velocidade do lançamento será de $V_1 - V_0 + V - V_2 = 0,293 \text{ km s}^{-1}$. (TURNER, 2005)

Isto seria verdade se não houvesse atmosfera e toda a velocidade fosse imprimida pelo foguete de uma vez, mas por causa da gravidade e das perdas inerentes, é preciso adicionar um valor aproximado de 500 m s^{-1} no delta-V total, totalizando cerca de $8,7 \text{ km s}^{-1}$. Há uma diferença entre a velocidade do veículo e o delta-V. Este é dado pela equação (3.18) e é tão somente uma medida da energia gasta pelo foguete. A velocidade do veículo é menor que essa dada as perdas pela gravidade e a energia para atingir a órbita. No exemplo anterior vemos que a velocidade final do veículo é de $7,6 \text{ km s}^{-1}$ enquanto o delta-V total foi de $8,7 \text{ km s}^{-1}$. (TURNER, 2005)

A razão de massa para tal delta-V é muito elevada para ser atingida com um foguete de estágio único, mesmo com os melhores métodos de construção atuais. *Tsiolkovsky* propôs resolver este problema utilizando um foguete com vários estágios já em 1924. (TURNER, 2005)

3.6 Foguete com vários estágios

É fácil intuir que, ao descartar tanques vazios durante o voo, a performance do foguete será melhorada. O empuxo permanece o mesmo, mas após o descarte dos tanques, a massa do foguete será menor. Por conseguinte, a aceleração do veículo será maior. Como exemplo, pode-se utilizar um foguete com razão de massa conhecida e depois dividi-lo em duas partes cujas massas combinadas sejam a mesma. Sendo a mesma *payload*, para que seja um teste justo, devemos separar a massa da *payload* da massa estrutural. A razão de massa de um foguete de estágio único pode ser dada por:

$$R_0 = \frac{M_S + M_F + M_P}{M_S + M_P} \quad (3.23)$$

(TURNER, 2005)

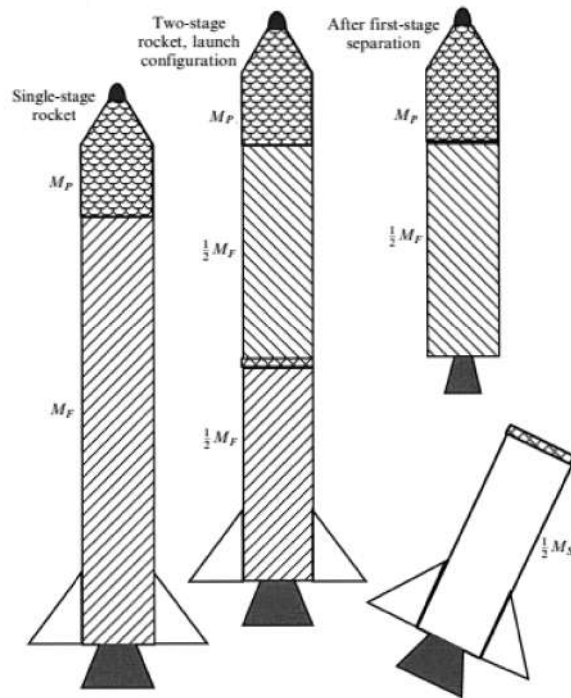


Figura 15 – Comparação entre um foguete de estágio único com um de dois estágios. (TURNER, 2005)

sendo M_S a massa estrutural, M_F a massa de propelente e M_P a massa da *payload*. No caso do foguete de dois estágios, após a ignição do primeiro estágio, ganhará velocidade como determina a equação (3.18), com uma razão de massa determinada por:

$$R_1 = \frac{M_S + M_F + M_P}{M_S + \frac{1}{2}M_F + M_P} \quad (3.24)$$

(TURNER, 2005)

Aqui a massa de propelente consumida é metade da carga do foguete de estágio único. Após a separação do primeiro estágio, o segundo é ignitado. Ganhará então velocidade como determina a equação (3.18) com uma razão de massa dada por:

$$R_2 = \frac{\frac{1}{2}M_S + \frac{1}{2}M_F + M_P}{\frac{1}{2}M_S + M_P} \quad (3.25)$$

(TURNER, 2005)

Ou seja, o estágio superior será ignitado com somente metade da massa estrutural e metade da massa de propelente e será desligado com metade da massa estrutural e a massa da *payload*. A velocidade final será a soma dos delta-V produzidos pelos dois foguetes. Para comparar a performance dos dois foguetes, podemos utilizar as seguintes equações:

$$V_0 = v_e \ln R_0$$

$$V = v_e \ln R_1 + v_e \ln R_2$$

(TURNER, 2005)

3.7 Otimizando um foguete de vários estágios

A divisão do foguete em estágios se mostra mais eficiente que mantê-lo com estágio único. Porventura, a forma mais eficiente de montar um foguete e obter o máximo delta-V possível é manter a mesma razão de *payload* por estágio, desde que sejam utilizadas em cada estágio a mesma velocidade de exaustão dos gases e os mesmos propelentes. Se a eficiência da estrutura dos estágios é a mesma, é válido afirmar que a razão das massas seja a mesma. (TURNER, 2005)

A razão de *payload* é dada por

$$L = \frac{M_P}{M_S + M_F} \quad (3.26)$$

É conveniente definir a eficiência estrutural por

$$\sigma = \frac{M_S}{M_F + M_S} \quad (3.27)$$

Ambos L e σ relacionam-se com a razão de massa da seguinte maneira:

$$R = \frac{1 + L}{\sigma + L} \quad (3.28)$$

(TURNER, 2005)

A razão de *payload* L é a razão entre a massa da *payload* e a massa do restante do foguete. A eficiência estrutural σ é a razão entre a massa da estrutura e a massa combinada da estrutura e de propelente. A razão de *payload* fornece um valor de usabilidade do foguete e a eficiência estrutural mensura o grau de otimização do design de engenharia. Infere-se da equação (3.28) que quanto maior for o coeficiente estrutural (paredes de tanques de propelentes mais espessas que o necessário ou motores pesados demais), menor será a razão de massa. Também é possível observar que para uma performance otimizada, L e σ devem ter o mesmo valor, para que a razão de massa de cada estágio seja a mesma. (TURNER, 2005)

Tomando como exemplo um foguete de três estágios, temos que a *payload* para o primeiro estágio é a massa combinada dos segundo e terceiro estágios, e a *payload* para o

segundo estágio é o terceiro estágio, vemos que os estágios inferiores devem ter uma maior parcela do propelente que os estágios superiores com vistas a manter iguais as razões de massa. (TURNER, 2005)

É conveniente representar a fração de massa de cada estágio como A , B e C , respectivamente, a partir do primeiro estágio. A razão de massa dos primeiros dois estágios R é dada por:

$$\frac{A + B + C}{B + C} = \frac{B + C}{C} = R \quad (3.29)$$

e a razão de massa do terceiro estágio é o próprio R . Após manipulação algébrica, temos que

$$A = \frac{R-1}{R}; \quad B = \frac{R-1}{R^2}; \quad C = \frac{1}{R^2}$$

(TURNER, 2005)

O valor de R ainda precisa ser determinado. Para tal, utiliza-se os parâmetros do foguete original de estágio único. Usando estes parâmetros para o terceiro estágio, determinamos R como

$$R = \frac{C}{M_P + \gamma M_S} \quad (3.30)$$

onde γ é a fração de propelente e estrutura a ser atribuída ao terceiro estágio. Após simples manipulação algébrica, temos

$$\gamma M_S = \frac{C}{S} - M_P$$

$$R \leq \sqrt[3]{\frac{1}{M_P}}$$

(TURNER, 2005)

Após os parâmetros utilizados e obtido o valor de R , é possível determinar os valores de A , B e C . A partir desses valores, os multiplicadores para as massas da estrutura e propelente podem ser derivados e as razões de massa dos estágios podem ser calculadas mais precisamente:

$$A = \alpha(M_S + M_F)$$

$$B = \beta(M_S + M_F)$$

(TURNER, 2005)

Desde que cada estágio possui agora a mesma razão de massa, o delta-V é o mesmo em cada um e o delta-V total pode ser dado por:

$$V = n \times v_e \ln R \quad (3.31)$$

onde n é o número de estágios, v_e a velocidade de exaustão dos gases e R a razão de massa.

3.8 A influência da gravidade

A partir da equação (3.18), é possível verificar que a velocidade do veículo é função somente da razão de massa e da velocidade de exaustão dos gases. Isto é válido dado a premissa que foi utilizada até aqui: a única força atuando no foguete é a força de empuxo gerada pelo motor. A gravidade quando presente, é assumida como sendo ortogonal à direção de empuxo, ou seja, não tem efeito na aceleração do veículo. Isto é aplicável em manobras orbitais, mas na fase de lançamento isso muda. (TURNER, 2005)

Levando-se em consideração a influência da gravidade, a equação (3.18) de forma mais completa é

$$V = v_e \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - g \frac{M_0}{\dot{m}} \left(1 - \frac{M}{M_0} \right) \quad (3.32)$$

onde é possível ver o termo que envolve a equação do foguete de Tsiolkovsky e o que envolve a gravidade. Da equação é possível deduzir que quanto maior for a vazão mássica de propelente \dot{m} , menores serão as perdas por ação da gravidade. (TURNER, 2005)

Referente às perdas por ação da gravidade, está evidente que, para uma razão de massa fixa e para uma velocidade ideal fixa, as perdas por gravidade dependem da razão M_0/\dot{m} , desde que \dot{m} define o empuxo para uma dada v_e . Então, foi definido um parâmetro ψ , que é a razão empuxo-peso. Das definições de empuxo e peso, ψ é representado por

$$\psi = \frac{F}{gM_0} = \frac{v_e \dot{m}}{gM_0} \quad (3.33)$$

Usando esta expressão, as perdas por gravidade são dadas por

$$\frac{v_e}{\psi} \left(1 - \frac{M}{M_0} \right) \quad (3.34)$$

Observa-se então que as perdas por gravidade são regidas pela velocidade de exaustão e a razão empuxo-peso. Logo, para diminuir as perdas por gravidade, ψ deve ser alto. O contraponto é que um valor muito alto para ψ implica elevadas acelerações ao lançador

que, dependendo da *payload*, pode danificá-la. O efeito de elevadas acelerações também implica em maiores esforços na estrutura do lançador nas camadas mais baixas da atmosfera. (TURNER, 2005)

No caso aplicado a este trabalho estima-se que nenhum trecho da fase de lançamento seja vertical, dado que é intuitivo que o lançador inicie sua trajetória horizontalmente e ascenda em uma trajetória oblíqua até o ponto de *burnout*, como ilustrado na figura 9. Logo, a influência da gravidade será em função do ângulo da trajetória do veículo lançador, como ilustra a figura 16.

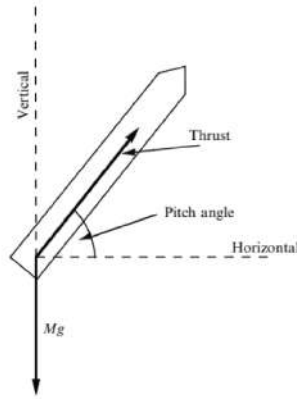


Figura 16 – Empuxo e ângulo de *pitch*.(TURNER, 2005)

Sabendo que $F = v_e \dot{m}$, onde $\dot{m} = \frac{dM}{dt}$, temos que a aceleração vertical do foguete, sob o empuxo F e oposta à gravidade é dada por

$$\frac{dV_Z}{dt} = \frac{(F \sin \theta - Mg)}{M}$$

onde θ é o ângulo de *pitch* e Mg o peso atual do veículo. Realizando todo o processo de integração, temos que

$$V_Z = v_e \sin \theta \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) - gt \quad (3.35)$$

(TURNER, 2005)

De maneira análoga, a componente horizontal é dada por

$$V_X = v_e \cos \theta \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) \quad (3.36)$$

logo, por trigonometria, a magnitude da velocidade será dada por

$$V = \sqrt{\left[v_e^2 \ln^2 \left(\frac{M_0}{M} \right) - 2v_e g t \sin \theta \ln \left(\frac{M_0}{M} \right) + g^2 t^2 \right]} \quad (3.37)$$

O tempo de queima independe da inclinação e é dado por

$$t = \frac{M_0}{\dot{m}} \left(1 - \frac{M}{M_0} \right) \quad (3.38)$$

(TURNER, 2005)

Para ilustrar a relação entre o ângulo de *pitch* e as perdas por gravidade, observe a figura 17.

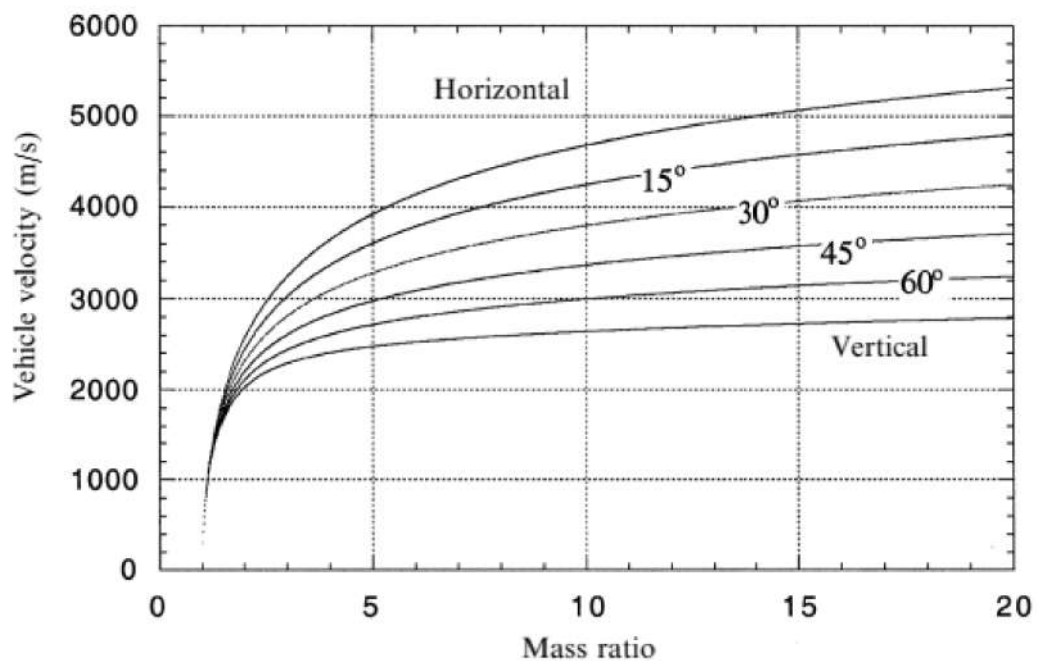


Figura 17 – Perdas por gravidade: ganho de velocidade e ângulo de *pitch*.(TURNER, 2005)

Tudo isso é válido para um ângulo fixo de *pitch*. Neste trabalho, este ângulo vai depender da trajetória necessária para o ideal funcionamento do primeiro estágio do lançador proposto.

Porém, é preciso ter em mente que o ângulo de *pitch* e o ângulo de trajetória de voo não são necessariamente iguais. O ângulo de *pitch* é o ângulo do vetor de empuxo com a horizontal e o ângulo de trajetória de voo é o ângulo do vetor velocidade com a horizontal. O ângulo de trajetória de voo ζ pode ser encontrado usando as equações (3.35) e (3.36) em um triângulo de velocidades:

$$\tan\zeta = \frac{V_Z}{V_X} = \frac{v_e \sin\theta \ln(M_0/M) - gt}{v_e \cos\theta \ln(M_0/M)}$$

o que nos leva a

$$\tan\zeta = \tan\theta - \frac{gt}{v_e \cos\theta \ln(M_0/M)} \quad (3.39)$$

sendo o segundo termo sempre finito, dado que $M = M_0 - \dot{m}t$ e este valor nunca é zero. Com isto deduz-se que o ângulo de trajetória de voo sempre será diferente do ângulo de *pitch*. Isto indica que para um ângulo de *pitch* constante o foguete é forçado a viajar com o seu eixo inclinado à direção do movimento. Se definirmos o ângulo entre o eixo de empuxo e o vetor velocidade como *ângulo de ataque*, este nunca será zero. Dado que os efeitos atmosféricos no veículo lançador dependem fortemente do ângulo de ataque, um ângulo constante de *pitch* não é uma boa opção para a baixa atmosfera. O ângulo de trajetória de voo varia para um ângulo de *pitch* constante. No seu limite, quando $t = 0$, ζ é dado por

$$\tan\zeta = \tan\theta - \frac{gM_0}{v_e \dot{m} \cos\theta}$$

(TURNER, 2005)

O ângulo de ataque inicial depende inversamente da razão empuxo-peso ψ e é menor para altos valores desta. Depois disso o ângulo de ataque decresce com o decréscimo da massa do lançador e o empuxo permanecendo constante. Então, próximo ao ponto de burnout, o eixo do veículo e o ângulo de trajetória de voo estão quase paralelos (nunca estarão devido às massas residuais e da *payload*). O ângulo de trajetória de voo como uma função do tempo para um número diferente de ângulos de *pitch* é mostrado na figura 18. O ângulo de trajetória de voo muda instantaneamente quando o eixo de empuxo sai da vertical, e depois converge para o ângulo de *pitch*.(TURNER, 2005)

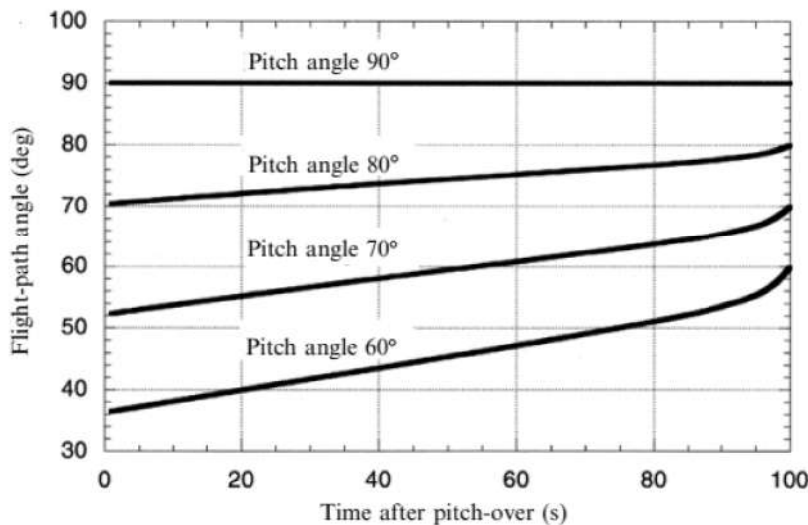


Figura 18 – Ângulo de trajetória de voo como uma função do ângulo de *pitch*.(TURNER, 2005)

3.9 A influência da atmosfera

A atmosfera também tem significativo efeito no lançador, dado que este rapidamente se torna um veículo hipersônico. Os argumentos da razão de massa requerem um veículo leve e conseqüentemente não muito habilitado em lidar com as forças induzidas a este. A aerodinâmica, especialmente para voos supersônicos é bastante complexa, mas algumas ideias simples permitem estimar as forças aerodinâmicas no foguete. O movimento do lançador através da atmosfera gera várias forças que afetam este movimento, quais sejam a sustentação e o arrasto. A sustentação é gerada pelo ar fluindo sobre a superfície do foguete e atua na direção perpendicular à trajetória de voo. O arrasto é causado por um número de efeitos e atua paralelamente ao ângulo de trajetória de voo e em direção oposta ao vetor velocidade. A força transversal T e a força retardante axial R são obtidas através da relação:

$$T = L\cos\alpha + D\sin\alpha \quad (3.40)$$

$$R = -L\sin\alpha + D\cos\alpha \quad (3.41)$$

(TURNER, 2005)

A magnitude da sustentação e do arrasto dependem fortemente da velocidade e a forma dessa dependência é diferente para o regime subsônico e para o regime supersônico, que é o precípua a este trabalho. Neste caso, o coeficiente de sustentação é dado por

$$C_L = 2\alpha$$

Para um foguete cilíndrico, a maior parte da sustentação é gerada pela ogiva. O coeficiente de arrasto é representado por

$$C_D = a + \frac{b}{M^2}$$

Na figura a seguir, temos a esquematização destas forças aerodinâmicas.

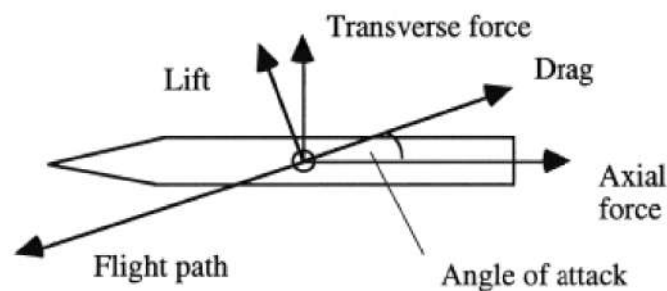


Figura 19 – As forças aerodinâmicas atuantes em um foguete. (TURNER, 2005)

As constantes a e b são dependentes de α . O pico dos coeficientes se dá em torno da velocidade do som e tem tipicamente valores em torno de 0,2. (TURNER, 2005)

As forças de sustentação e arrasto podem ser dadas em função dos coeficientes anteriores, da velocidade V , da densidade atmosférica ρ e da área de referência A (que pode ser definida como a área frontal do foguete projetada no plano perpendicular à direção de movimento). Quanto maior for o ângulo de ataque, maior a área. A sustentação L é expressa por

$$L = C_L A \frac{\rho V^2}{2} \quad (3.42)$$

e o arrasto D é representado por

$$D = C_D A \frac{\rho V^2}{2} \quad (3.43)$$

(TURNER, 2005)

$\rho V^2/2$ é a conhecida pressão dinâmica, frequentemente representada por q . A figura 20 mostra típicos perfis de pressão dinâmica, velocidade e altitude como função da razão de massa instantânea, ou tempo. (TURNER, 2005)

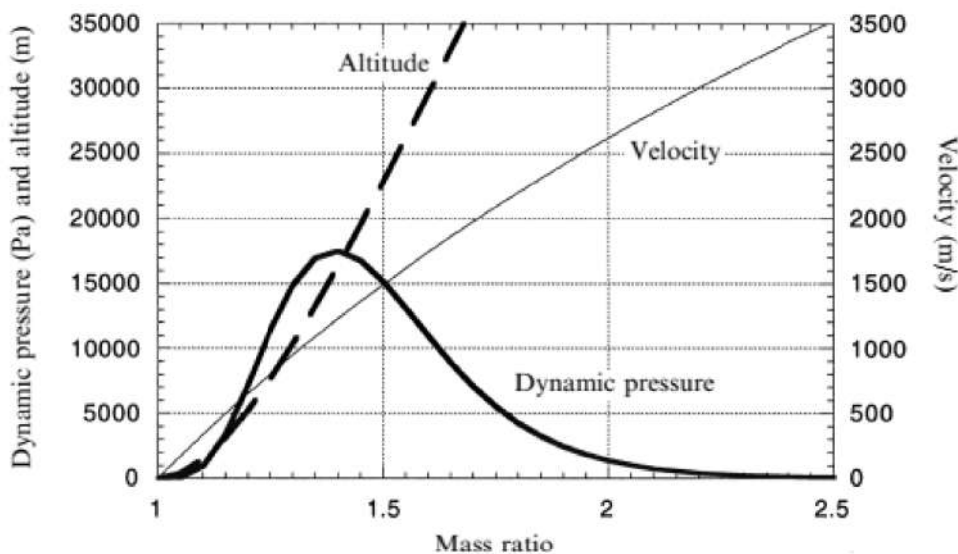


Figura 20 – Pressão dinâmica, velocidade e altitude em função da razão de massa. (TURNER, 2005)

É possível notar que existe um ponto de máxima pressão dinâmica que é o ponto de maior risco à integridade estrutural do veículo lançador. Há abordagens comuns aplicadas aos lançadores para diminuir os esforços na estrutura que não são tão eficientes do ponto de vista da utilização do empuxo dado pelo motor, como por exemplo a ligeira diminuição do empuxo na passagem pela região de máxima pressão dinâmica. Como a proposta dada

por este trabalho é efetuar o lançamento já a partir da baixa estratosfera, isso não será necessário, dado que a máxima pressão dinâmica enfrentada pelo veículo será bem mais baixa. Portanto, é permitido já imprimir ao veículo lançador uma trajetória otimizada.

3.10 Trajetórias de referência

Há uma gama de trajetórias de veículos lançadores, indo das mais simples às mais sofisticadas. Com foco no escopo deste trabalho, para efeitos de comparação entre as diferentes modalidades de lançamento, serão demonstrados três casos: um lançamento inclinado, um lançamento vertical e outro para o lançamento a partir do ar.

3.10.1 Mu-3-S-II

É um lançador japonês simples movido a propelente sólido que tem sido utilizado para colocar satélites de cerca de 500 kg em órbitas circulares de 550 km. A inclinação da órbita é de 33°, dada pela latitude do lançamento. A longitude do nó ascendente é dada pela hora da injeção. Este lançador é caracterizado por não ter segmento vertical: ele é guiado a partir de um trilho na torre de lançamento em uma trajetória de voo com inclinação de 71°. Isto contraria as regras da dinâmica, mas é necessário dada a proximidade de áreas urbanas. O foguete precisa ter a estrutura um pouco mais robusta para resistir aos esforços causados pelas forças aerodinâmicas. (TURNER, 2005)

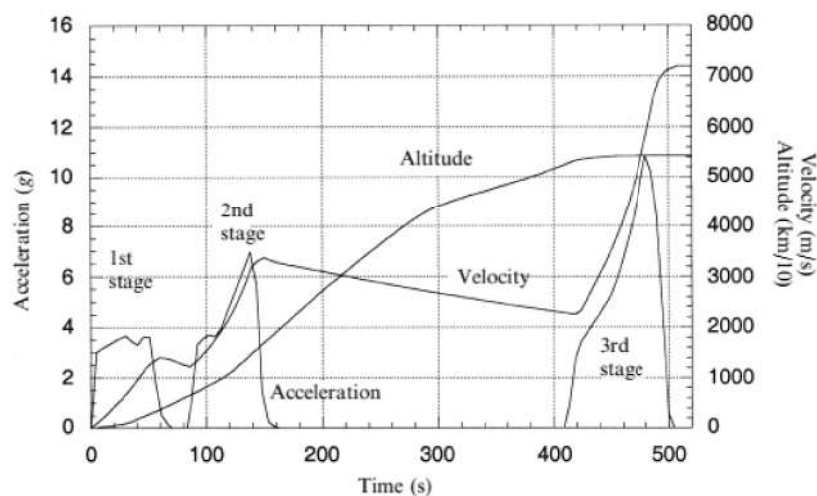


Figura 21 – Velocidade, aceleração e altitude em função do tempo do lançador Mu-3-S-II. (TURNER, 2005)

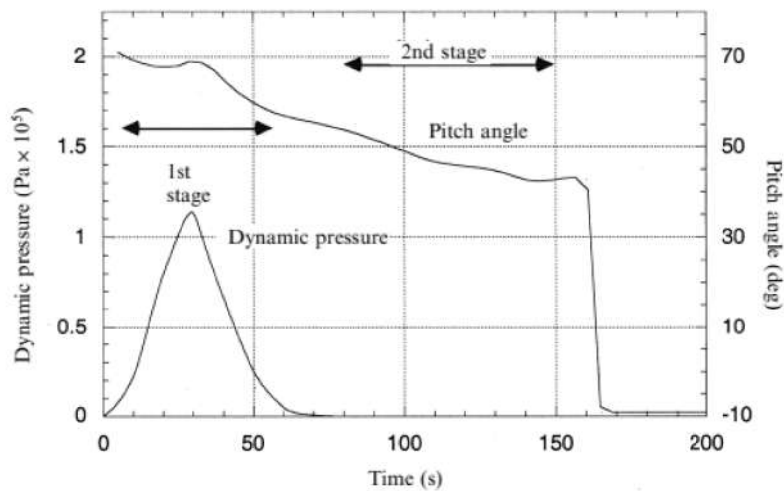


Figura 22 – Pressão dinâmica e ângulo de pitch em função do tempo do lançador Mu-3-S-II.(TURNER, 2005)

3.10.2 Ariane

Este foguete possui poderosos motores a propelente líquido com vistas a colocar em órbita geoestacionária grandes *payloads*. A velocidade de exaustão é muito maior que a do Mu. (TURNER, 2005) É possível notar uma grande diferença na dinâmica do Ariane com relação ao Mu, dadas as diferenças de proposta, como é possível ver na figura 23 abaixo. Para efeitos de comparação, seguem mais alguns parâmetros do Ariane 5 logo em seguida, nas figuras 24 e 25. Vale salientar que o Ariane 6 já está em desenvolvimento, estando a versão 4 já defasada e só utilizada neste trabalho a efeito de comparação com os outros lançadores.

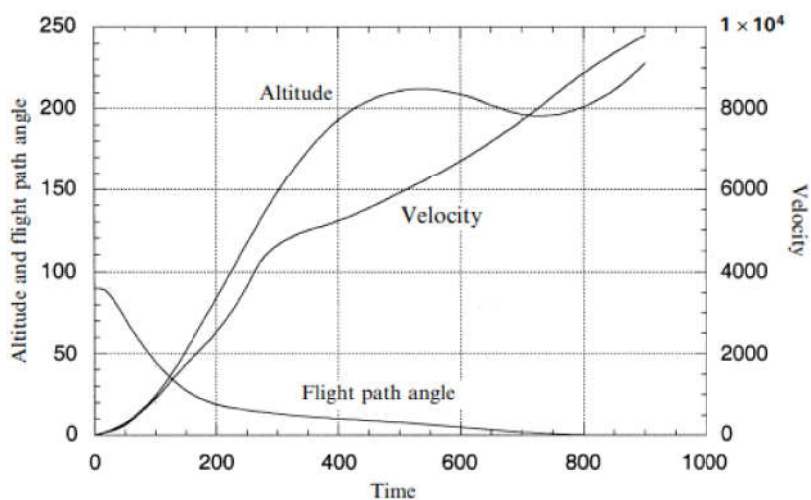


Figura 23 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 4.(TURNER, 2005)

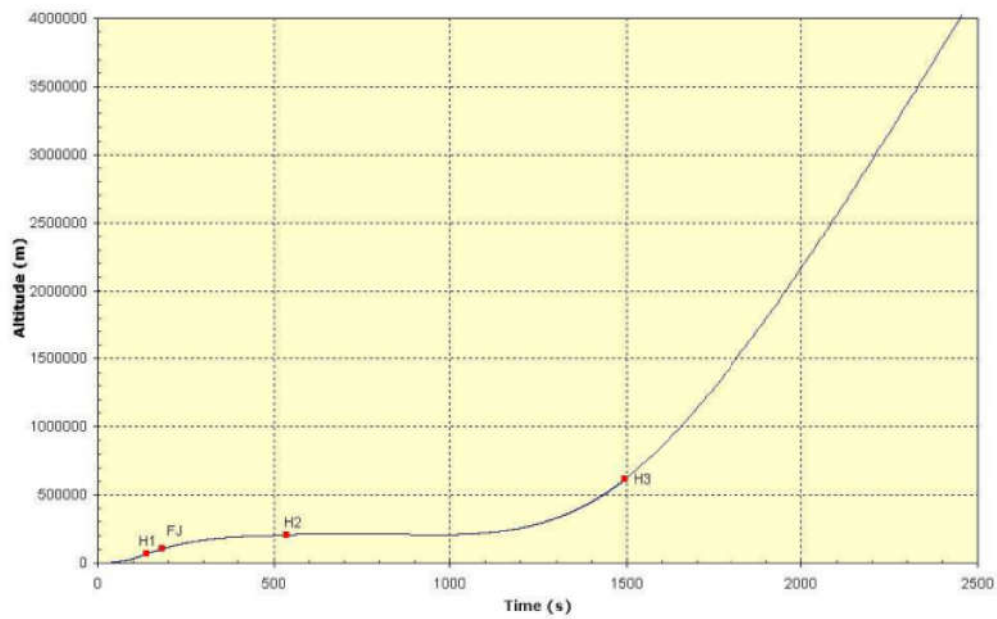


Figura 24 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 5 para GTO - Altitude.(LAGIER, 2016)

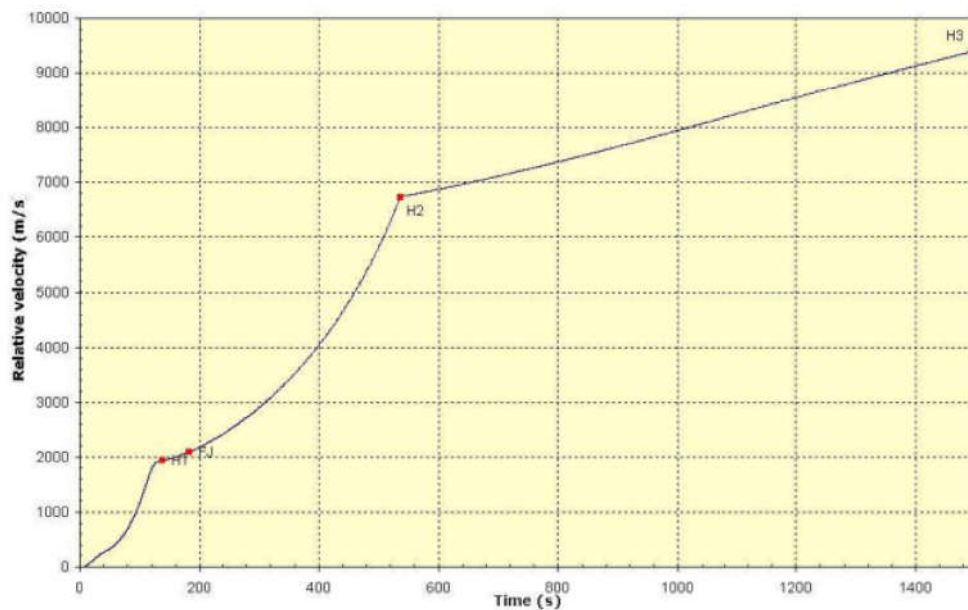


Figura 25 – Parâmetros dinâmicos do Ariane 5 para GTO - Velocidade relativa.(LAGIER, 2016)

3.10.3 Pegasus

Em contraste com as trajetórias anteriores e na mesma modalidade que o lançador em questão neste trabalho, o Pegasus, que é carregado a uma altitude significativa por uma aeronave, é lançado horizontalmente. Este usa a sustentação dada pelas asas do avião para ganhar a altitude inicial e reduzir a despesa com propelente. Estar acima das camadas

mais densas da atmosfera reduz o arrasto e a pressão dinâmica. Outra vantagem é poder lançar de qualquer lugar, desde que exista um aeródromo adequado nas proximidades. Os parâmetros do Pegasus estão ilustrados na figura 26 a seguir. (TURNER, 2005)

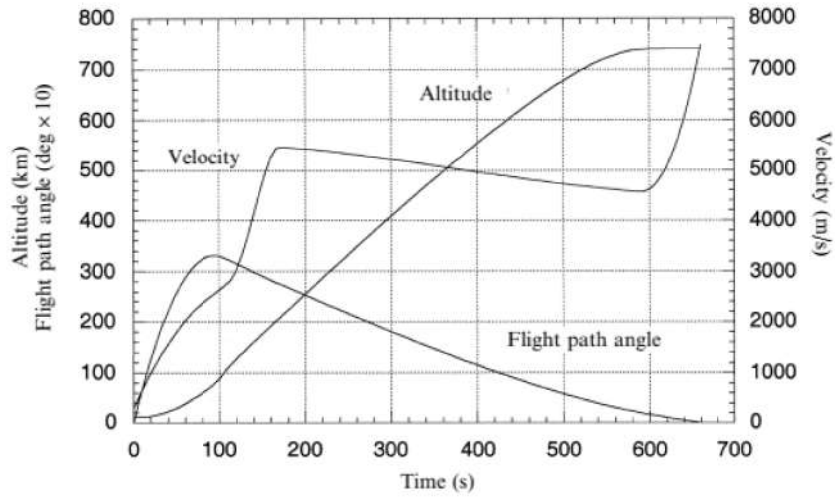


Figura 26 – Parâmetros dinâmicos do Pegasus. (TURNER, 2005)

4 Projeto da Missão

A missão da qual este trabalho trata é a de lançar uma carga de até 50 *kg* em qualquer órbita baixa terrestre (LEO), tendo como base uma aeronave (um caça, por exemplo) voando em regime supersônico na baixa estratosfera. Como toda missão, é preciso seguir uma série de procedimentos, os quais basicamente são os seguintes:

1. Definir os requisitos da missão;
2. Definir os requisitos da *payload*;
3. Considerações políticas: de onde lançar o satélite, usando qual veículo lançador;
4. Seleção do sítio de lançamento: identificar possíveis sítios de lançamento baseados na inclinação da órbita desejada;
5. Aptidão do lançador (compatibilidade da *payload* com o lançador);
6. Massa e dimensões da carenagem;
7. Análise de restrições e otimização com respeito a: local de lançamento, custo, confiabilidade, disponibilidade, interface lançador-espçonave, oportunidades de lançamento;
8. Determinação de candidatos a lançadores;
9. Transferir a estratégia necessária das órbitas de injeção do lançador para as órbitas operativas? Se sim, avaliar as despesas com propelente, adicioná-lo à massa da espçonave e iniciar novamente as análises;

(CORNARA et al., 1999)

4.1 Requisitos da missão

O principal requisito de uma missão de lançamento de um satélite é dado pela órbita desejada. É preciso atingir velocidade suficiente para se manter na órbita em questão, e essa velocidade é dada pela equação (3.20) no valor de v_0 para uma órbita circular e pela equação (3.21) para uma órbita elíptica no valor de v_1 no perigeu. Essa velocidade deve ser imprimida pelo lançador à *payload*. É preciso também levar em consideração as perdas por efeito gravitacional e pelo efeito atmosférico. Logo, o delta-V requerido pode ser aproximado pela equação (3.32). Aproximado pois ainda deve ser calculado o esforço

a mais que o motor deve imprimir ao veículo para vencer o arrasto atmosférico (isto só pode ser feito quando definidas a forma e o regime de operação do veículo lançador).

4.2 Requisitos da *payload*

É requerido colocar um satélite de pelo menos 50 *kg* em qualquer órbita baixa.

4.3 Considerações políticas

Utilizar o lançador a ser idealizado neste trabalho na modalidade de lançamento do ar para a órbita no local adequado em território nacional, levando-se em consideração a trajetória do lançamento, o alcance dos estágios do lançador (para obter o local de queda destes sem implicações sociais e diplomáticas).

4.4 Seleção do sítio de lançamento

Atendidos os requisitos dados na seção anterior, a fim de economizar combustível, por exemplo, os lançamentos podem ser feitos o mais próximo possível da linha do Equador (no caso abordado por este trabalho pode ser feito exatamente em cima dela) ou, se a inclinação da órbita desejada permitir, lançado em um ponto conveniente da Zona Econômica Exclusiva do Brasil, que possui 3,6 *mi km*², por exemplo.



Figura 27 – Zona Econômica Exclusiva do Brasil. (PENA, 2015)

4.5 Aptidão do Lançador

É preciso não só saber se o lançador consegue, com o propelente que pode carregar, enviar a *payload* à órbita requerida. É preciso saber se a carga é compatível com o lançador. Basicamente se ela cabe no compartimento de carga, se a aceleração do veículo e as vibrações impostas por ele não afetam a integridade estrutural da carga, por exemplo. A aceleração do veículo está ligada, como já mencionado anteriormente, ao fator empuxo-peso, dado pela equação (3.33).

4.6 Massa e dimensões da carenagem

Projeto estrutural do veículo. No caso abordado por este trabalho, verificar também as especificações e limitações impostas pelo avião que levará o foguete até a altitude de lançamento. Duas abordagens são possíveis: definir a estrutura do lançador e verificar quais caças poderiam transportá-lo ou, dado um modelo de caça, projetar uma estrutura que atenda aos requisitos da missão e que aquele consiga efetuar o transporte nas condições necessárias.

4.7 Análise de restrições e otimização

No tipo de missão abordada por este trabalho, a flexibilidade do local de lançamento permite uma melhor otimização neste quesito. O custo é menor pois, como já informado anteriormente, não é necessário despender recursos com toda uma base de lançamento. O gasto com propelente é menor pois as camadas mais densas da atmosfera são ultrapassadas com a sustentação dada pelo avião e não com empuxo do motor do foguete (o foguete já é lançado a partir da estratosfera). Quanto à interface lançador-espçonave, análise da sua configuração estrutural e excitação transmitida por esta à *payload*. Quanto às oportunidades de lançamento, serão em maior número para um dado período. O fato de ser lançado da estratosfera elimina o fator de influência das intempéries.

4.8 Determinação de candidatos a lançadores

É a determinação de possíveis lançadores compatíveis com os requisitos de missão e de *payload*. No caso deste trabalho, o lançador será idealizado com o objetivo de atender aos requisitos da missão, já sendo então o escolhido.

4.9 Transferir a estratégia necessária das órbitas de injeção do lançador para as órbitas operativas?

Se forem necessárias, para a órbita desejada, efetuar manobras orbitais com o lançador (no último estágio, por exemplo), o propelente necessário com vistas a fornecer o delta-V para tal deve ser adicionado à massa da *payload*, já que este será tratado como parte da carga paga.

5 Projeto do Lançador

5.1 Difusor do Ramrocket

O difusor possui a tarefa de comprimir os gases da atmosfera utilizando o chamado *Ram Effect*. Este, ao contrário de compressores rotativos utilizados em regime subsônico em motores a jato, não possui partes móveis e não precisa, por isso, ser axissimétrico. Como o seu funcionamento é em regime supersônico, utiliza as propriedades das ondas de choque normais para efetuar a compressão dos gases, aumentando a pressão, densidade e temperatura enquanto diminui a velocidade a níveis subsônicos. A equação abaixo permite, com uma solução numérica, achar os valores de β e θ otimizados para um dado número de Mach, dado que a máxima eficiência do dispositivo é dada pela razão das pressões totais na região imediatamente após a onda de choque normal (a qual, pela propriedade, faz a transição do regime supersônico para o subsônico). Qual seja:

$$\tan\theta = 2\cot\beta \frac{M_1^2 \sin^2\beta - 1}{M_1^2[\gamma + \cos 2\beta] + 2} \quad (5.1)$$

Um código de Matlab que pode ser utilizado para tal é dado no Apêndice B.

Como θ é função de β , do número de Mach M e do coeficiente isentrópico γ e este é considerado constante, dada a premissa de gás perfeito, a geometria do difusor é dependente somente do número de Mach.

Número de Mach	β_1	β_2	θ_1	θ_2
2	39,8	51,9	10,4428	11,0979
2,5	35,2	47,8	13,3670	15,7173
3,0	32,2	45,1	14,9609	18,7894
3,5	30	43,2	15,7845	20,8187
4	28,2	41,6	16,0975	22,0746
4,5	26,8	40,4	16,2388	22,9205
5	25,5	39,3	16,1150	23,4487

Tabela 1 – Números de β e θ para um difusor supersônico planar com 2 comprimentos característicos.

Também é possível a utilização de um difusor de geometria variável, fazendo com que este esteja sempre otimizado para todo o intervalo de variação do número de Mach. Neste caso, os ângulos θ e β estariam variando por todo o intervalo de $M = 2$ a $M = 3$. É possível relacionar o impulso específico de um tipo particular de motor com o número de Mach do voo. Na figura 28 a seguir é possível ver esta relação.

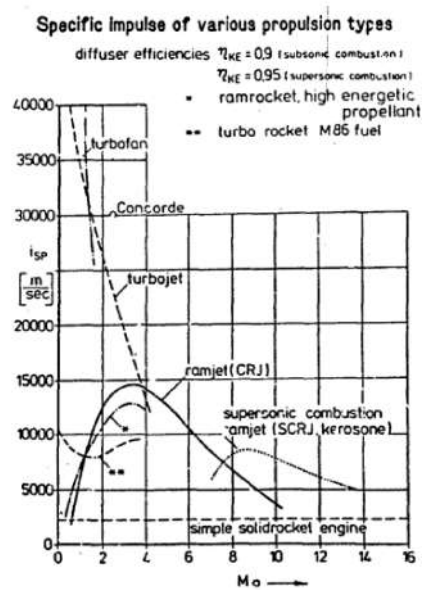


Figura 28 – Impulso específico de vários tipos de propulsão em função do número de Mach. (CRISPIN, 1984)

Observa-se que o número de Mach com maior impulso específico para o ramrocket é em torno de $M = 3$. Utilizando este valor como referência, podemos ver na tabela 1 os valores dos ângulos β_1 , β_2 , θ_1 e θ_2 . Para confirmar a efetividade da geometria do difusor, foi utilizado o software CFD Ansys Fluent.

ANSYS
2020 R1
ACADEMIC

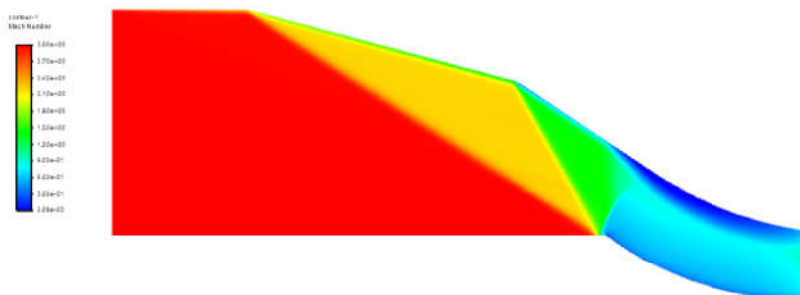


Figura 29 – Difusor para Mach 3.

É possível verificar a presença das ondas de choque oblíquas e a normal, após a qual o escoamento se torna subsônico. Como o difusor funciona de maneira otimizada para um dado número de Mach, é necessário que o veículo faça uma trajetória na qual

a pressão dinâmica seja constante. Ou seja, como esta é dada por $\rho V^2/2$, à medida que o veículo aumenta a altitude a velocidade precisa aumentar dado que a densidade do ar diminui. Este tipo de trajetória pode ser observada na figura abaixo.

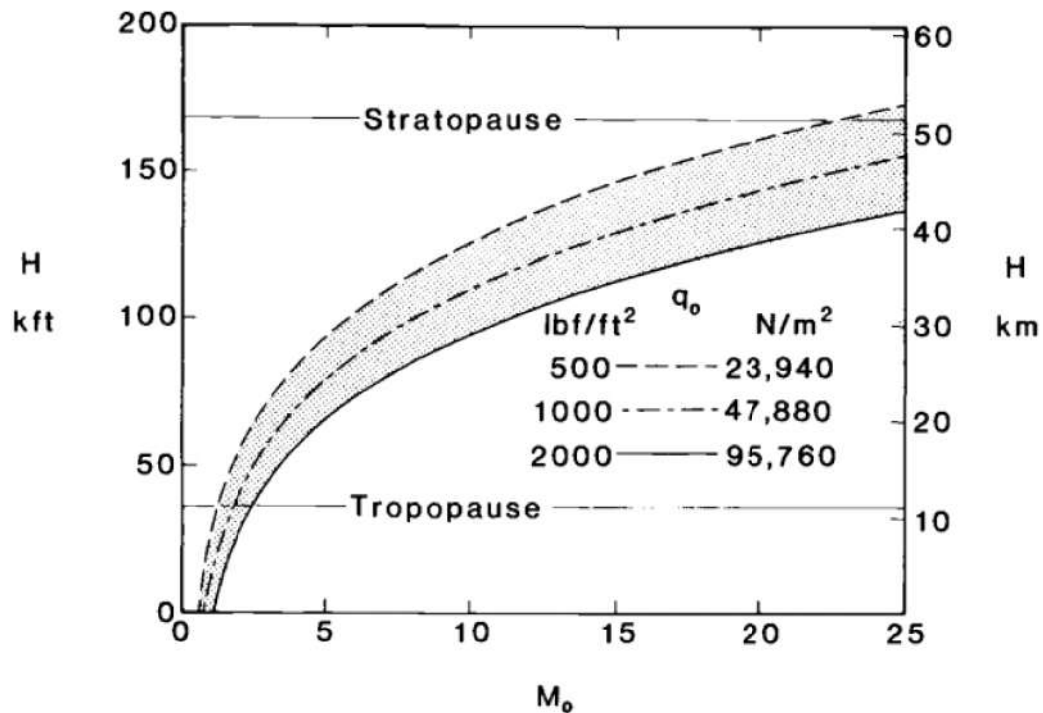


Figura 30 – Trajetória de pressão dinâmica constante. (HEISER; PRATT, 1994)

5.2 Propelente Sólido

No primeiro estágio, conforme mostrado na figura 6, para dar ao veículo a velocidade suficiente para atingir o número de Mach requerido pelo projeto do difusor (para o qual este foi otimizado), deve ser calculada a quantidade de propelente sólido necessário para tal. As dimensões do veículo são um fator obviamente importante, pois influencia na escolha do avião que irá levá-lo para ser lançado. Também há que se levar em consideração o fato de que toda a câmara do ramrocket é a do foguete sólido e passa a ser a do ramjet após o consumo de todo o propelente sólido e tem que ser projetada de forma a atender as condições requeridas por ambas as configurações. Na situação em que seja possível a utilização de um difusor de geometria variável, não se faz necessária a utilização do booster de propelente sólido. Cabe aos projetistas verificar qual configuração é mais vantajosa, levando-se em consideração as características da missão.

5.3 Bocal do ramrocket

Para cada regime de funcionamento é necessária uma configuração única do bocal. Afinal, as velocidades características e, por conseguinte, as velocidades de exaustão nas duas configurações são diferentes, bem como a pressão da câmara, dado que os propelentes são diferentes. Logo, após todo o consumo do propelente sólido, o bocal correspondente deve ser ejetado para que possa prosseguir na configuração do ramjet. Dados os requisitos de altitude referência de trabalho, empuxo, pressão e temperatura da câmara de combustão, é possível projetar um bocal utilizando as seguintes equações:

Razão de Área:

$$\frac{A_t}{A_2} = \left(\frac{\gamma + 1}{2}\right)^{\frac{1}{\gamma-1}} \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{1}{\gamma}} \sqrt{\frac{\gamma + 1}{\gamma - 1} \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (5.2)$$

Temperatura na garganta:

$$T_t = \frac{2T_1}{(\gamma + 1)} \quad (5.3)$$

Velocidade de exaustão ideal:

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\gamma}{\gamma - 1} RT_1 \left[1 - \left(\frac{p_2}{p_1}\right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}}\right]} \quad (5.4)$$

Fluxo de massa:

$$\dot{m} = \frac{F}{v_2} \quad (5.5)$$

Área da Garganta:

$$A_t = \frac{\dot{m}}{p_1} \sqrt{\frac{RT_1}{\gamma [2/(\gamma + 1)]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}}} \quad (5.6)$$

Área da Saída:

$$A_2 = A_t \cdot \frac{A_2}{A_t} \quad (5.7)$$

5.4 Tanque do ramrocket

Deve ser dimensionado de acordo com as restrições de dimensão do veículo lançador e com o volume e pressão requeridos pela câmara de combustão.

5.5 Propelente híbrido

Utilizará um sistema de alimentação por gás pressurizado como o mostrado na figura 5, para injetar o oxidante líquido na câmara onde está o grão do combustível sólido, demandando assim o dimensionamento do tanque de gás pressurizante (hélio, normalmente) bem como a escolha dos propelentes. O projeto do bocal deste motor segue o mesmo caminho do bocal do ramrocket porém, como funcionará já nos estágios mais altos do voo, pode ser melhor dimensionado para regimes de baixa pressão externa, ou seja, possui uma razão de expansão muito maior do que no bocal utilizado no primeiro estágio. Dadas as condições da câmara de combustão, os bocais podem ser desenvolvidos com o auxílio do código em Matlab no Apêndice C.

6 Descrição da Missão

A missão pode ser subdividida nas respectivas etapas que serão explanadas a seguir:

6.1 Decolagem

Após a escolha do local adequado aos requisitos da missão, a aeronave irá decolar, com o lançador acoplado, semelhantemente ao Lockheed L-1011 Tristar da Orbital Sciences Corporation que leva o Pegasus e ao Boeing 747-400 da Virgin Galactic que leva o LauncherOne. A diferença, no caso deste trabalho em questão, é que será uma aeronave supersônica (um caça, por exemplo) e o lançador será de dimensões bem mais reduzidas, dado que a *payload* é de até 50 kg.

6.2 Voo subsônico

Após a decolagem, a aeronave inicia o processo de ascensão à altitude especificada para o lançamento enquanto dirige-se ao local especificado, voando ainda em regime subsônico. Certamente deve-se utilizar o regime de razão de subida em um valor o mais próximo possível do ótimo no que diz respeito ao consumo de combustível da aeronave de acordo com os requisitos da missão.

6.3 Voo supersônico

Após alinhar-se com a direção da inclinação da órbita em questão requerida pela missão, a aeronave acelera até entrar em regime supersônico, a um número de Mach especificado para o funcionamento adequado do primeiro estágio do lançador. De preferência, deve-se fazer um planejamento para que a aeronave passe o menor tempo possível neste regime, devido ao elevado consumo de combustível por parte da utilização de pós-combustão, buscando, ainda na fase de planejamento, a elaboração de uma trajetória de voo na qual o lançamento seja efetuado exatamente quando a aeronave atinja o número de Mach em questão.

6.4 Lançamento

De forma a tornar mais clara e definida a fase de lançamento, esta foi dividida em fases menores, sendo estas ilustradas com o exemplo de aplicação em um míssil tático.

Para o tipo de lançador proposto neste trabalho, é só questão de adaptação ao primeiro estágio deste.

6.4.1 Fase de booster

O lançador é liberado pela aeronave e, alguns segundos depois, o booster de propelente sólido é ligado e o veículo inicia a fase de subida e aceleração até a velocidade ótima de trabalho para a qual o difusor foi projetado, conforme mostrado na fig. 31 a seguir.

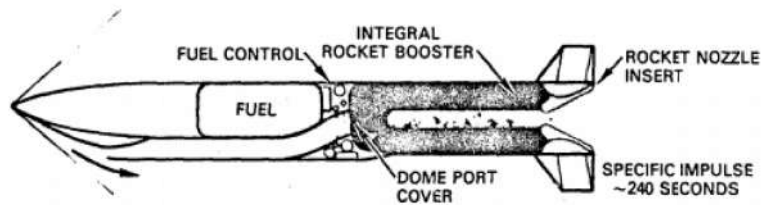


Figura 31 – Fase de booster do lançador. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)

6.4.2 Fase de Transição

Ocorre após toda a queima do propelente sólido do booster, quando logo em seguida o bocal com a configuração para este propelente é ejetado e o bocal passa a estar adequado à fase de Ramjet do lançador. Há um aumento da área da garganta do bocal, dado que a pressão de trabalho na câmara de combustão será menor na fase Ramjet. As entradas passam agora a permitir a entrada de ar na câmara do Ramjet, onde se mistura com o combustível do mesmo, que é injetado e, com a ignição, o motor é ligado. Isto pode ser observado na fig. 32 a seguir.

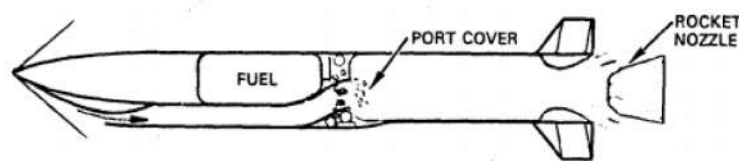


Figura 32 – Fase de transição do lançador. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)

6.4.3 Fase Ramjet

Nesta fase, inicia-se a operação do Ramjet e a continuação da subida do lançador em uma trajetória na qual permita-se manter o número de Mach para qual foi projetado o difusor. O lançador subirá a até cerca de 50 km de altitude, onde a operação do Ramjet já não é mais tão eficiente devido à baixa densidade do ar atmosférico. Em seguida, ocorre a liberação do primeiro estágio do lançador, e toda a fase de Ramrocket é encerrada.

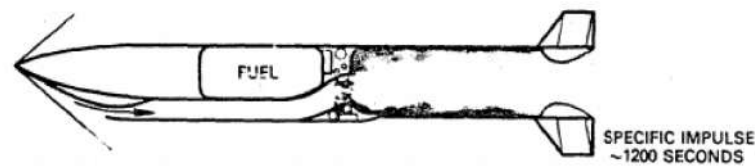


Figura 33 – Fase Ramjet. (BENDOT; HEINS JR.; PIERCY, 1984)

6.4.4 Fase Foguete Híbrido e de Injeção Orbital

Segue-se a ascensão à órbita terrestre em configuração de motor foguete híbrido, onde são feitas inclusive com o(s) estágio(s) superior(es) as manobras orbitais de empuxo ao apogeu, ou seja, quando a *spacecraft* chega à altitude desejada e em seguida é feita a manobra de circularização da órbita. Geralmente são utilizados dois estágio para toda esta etapa. Logo em seguida, há a liberação da *payload* por parte do lançador. Quaisquer outras correções e manobras de manutenção da estação orbital são realizadas pelo satélite em si, com propulsão própria.

7 Simulações no STK

Utilizando o software STK, foram realizadas simulações desta modalidade de lançamento com o auxílio dos módulos Aviator e Astrogator.

7.1 Nave-mãe

Para o módulo Aviator, foi utilizada a aeronave da McDonnell Douglas F-15E Strike Eagle. Esta aeronave é um caça de dupla função, desenvolvida para missões ar-ar e ar-terra. Como características gerais temos:

- **Propulsão:** 2 x Pratt-Whitney F100-PW-220 ou 229 com pós-combustores
- **Empuxo:** 25.000 - 29.000 lbf cada motor
- **Envergadura:** 13 m
- **Comprimento:** 19,44 m
- **Altura:** 5,6 m
- **Massa:** 17.010 kg
- **MTOW:** 36.450 kg
- **Capacidade de Combustível:** 16.125 kg (35.550 lb)
- **Velocidade máxima:** 1.875 mph (3017,52 km/h) - Mach 2,5+
- **Alcance:** 2.400 mi (3.840 km)
- **Teto Operacional:** 60.000 pés (18.288 m)

(USAF, 2005)

No exemplo ilustrado na figura 34 a seguir, é possível visualizar uma trajetória a partir da pista do Aeroporto de Alcântara (ICAO: SNCW) em direção à Linha do Equador, buscando alinhar-se no sentido oeste-leste com a mesma. A liberação do lançador ocorre após 30 minutos decorridos da decolagem.

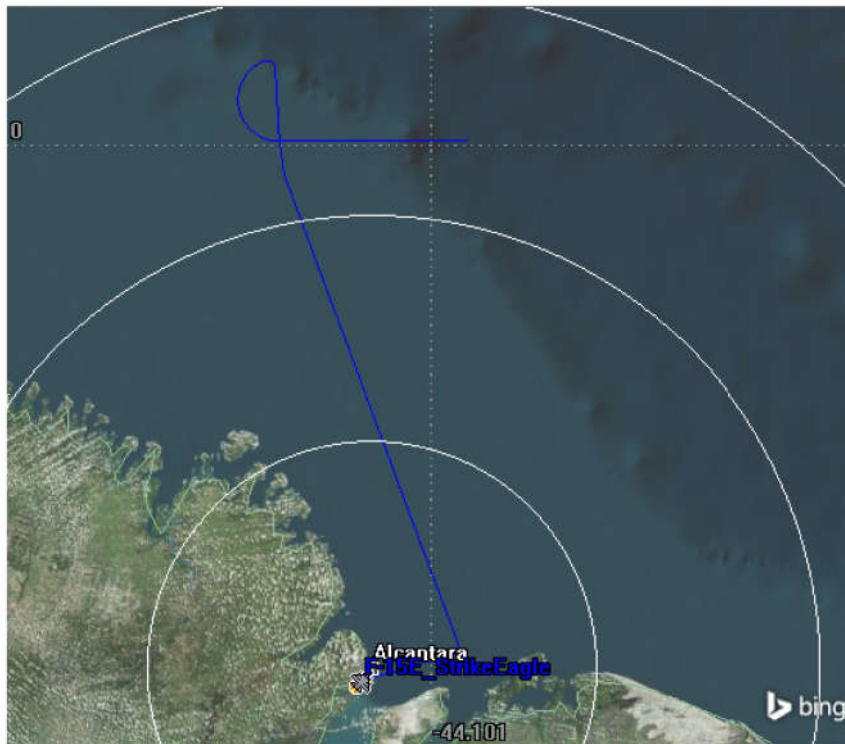


Figura 34 – Trajetória do F-15E Strike Eagle saindo do Aeroporto de Alcântara - CLA / FAB até o alinhamento com a Linha do Equador.

7.2 Parâmetros da *Spacecraft*

Foi utilizada como referência uma *spacecraft* com os seguintes parâmetros, configurados no módulo Astrogator do STK, conforme fig. 35 a seguir.

	Dry Mass:	50 kg	
Drag	Coefficient (Cd):	2.2	
	Area:	1 m ²	
Solar Radiation Pressure (Spherical)			
	Coefficient (Cr):	1	
	Area:	1 m ²	
Radiation Pressure (Albedo/Thermal)			
	Coefficient (Ck):	1	
	Area:	1 m ²	
GPS Solar Radiation Pressure			
	K1:	1	
	K2:	1	

Figura 35 – Parâmetros da *spacecraft* configurados no Astrogator - STK.

É possível ver as especificações para o arrasto, como o coeficiente de arrasto (Cd)

e a área da seção transversal do veículo em relação à direção do deslocamento; pressão da radiação solar e albedo.

7.3 MCS

A Sequência de Controle de Missão (MCS) define a trajetória como uma sequência de eventos ("segmentos"), funcionando como uma linguagem de programação gráfica, na qual cada segmento dita como o Astrogator calcula a trajetória antes do estado da espaçonave passar para o próximo segmento. (AGI, 2016)

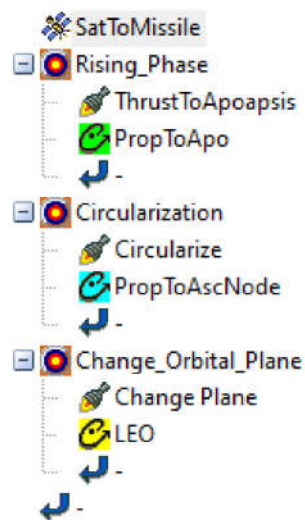


Figura 36 – MCS - Astrogator

7.3.1 Fase ascendente

Com o advento de uma sequência alvo e utilizando a órbita de transferência de Hohmann, é configurado um empuxo até o apogeu com altitude alvo igual a da órbita desejada. No exemplo em questão, foi setado o raio do apoápice para 6.628 km, que é o mesmo valor do semi-eixo maior da LEO de 250 km de altitude. Foi selecionada como variável para o método iterativo a componente x (velocidade) do vetor de empuxo.

7.3.2 Circularização

Após atingir o apoápice de 250 km de altitude, outro empuxo é configurado para efetuar a saída da órbita de transferência e entrada na LEO desejada de mesma altitude, com excentricidade zero (órbita circular). Semelhantemente à fase anterior, a componente x (velocidade) do vetor de empuxo foi selecionada como variável para o método iterativo.

7.3.3 Mudança de Plano Orbital

Após a manobra de circularização, é configurada uma propagação até o nó mais próximo e lá, é setada mais uma manobra, desta vez com o intuito de modificar o plano orbital. Para tal, o *target* definido é a inclinação zero e, como variável para o método iterativo, escolhida não mais x (velocidade), como nos passos anteriores, mas y (normal). Vale salientar que quanto maior for a necessidade de variação da inclinação de uma órbita, maior será o consumo de propelente. Desta forma, é notória a importância de efetuar um lançamento que resulte numa órbita inicial com a inclinação o mais próxima possível da órbita final.

7.4 Resultados

Foram realizadas simulações com lançamentos em altitudes diferentes (50 mil e 65 mil pés) em Mach 2, bem como da base de Alcântara. Como é possível perceber, a altitude de 65 mil pés ultrapassa o teto máximo operacional do F-15E Strike Eagle conforme a ficha técnica anteriormente mostrada, mesmo estando esta altitude no STK permitida. Porém, é possível alcançá-la com o modelo anterior, o F-15 Eagle, que tem teto máximo operacional de 65.600 pés (20 km). Quanto ao lançamento efetuado a partir de Alcântara, para estimar o consumo de propelente com o auxílio do Astrogator, foi utilizado o artifício de empregar no início do lançamento um pequeno impulso, para uma baixa altitude (50 m), e velocidade fixa de $10m/s$, para em seguida iniciar-se a manobra de subida. É possível verificar na fig. 37 abaixo a diferença de inclinação devido ao local de lançamento. Como esperado, a partir da base de Alcântara, a inclinação é maior (devido à limitação dada pela latitude do sítio de lançamento, que é pequena mas relevante).

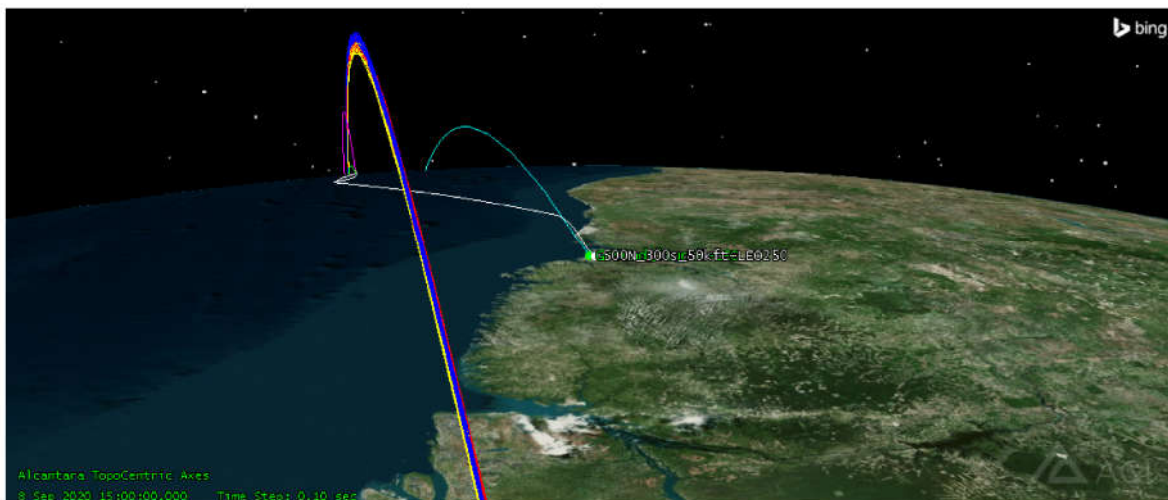


Figura 37 – Comparação entre os lançamentos efetuados a 50 e 65 mil pés e a partir da base de Alcântara.

É possível notar a diferença de inclinação entre o lançamento a partir da base (em tom azulado), os lançamentos a partir do caça, que percorre a trajetória em branco (que parece estar diferente nesta imagem em relação à fig. 37 porque nesta é levada em consideração a rotação do planeta) e a órbita final (em azul, amarelo e vermelho). Para o cálculo do consumo de propelente, foi utilizada a técnica de definir um valor previamente para a massa de propelente carregada pelo lançador. Após a simulação em questão, foi feita uma conferência dos valores encontrados no sumário de manobras com o previamente estabelecido. Quando este é ligeiramente superior àquele, é definido como a massa de propelente embarcada. Inicialmente, as simulações foram feitas com o motor padrão de empuxo e impulso específico constantes do STK (500 N e 300 s, respectivamente). Logo em seguida, foram feitas com o advento do *ramrocket* no primeiro estágio, mantendo o empuxo e aumentando o impulso específico para um valor equivalente (no caso do lançamento a partir de 50 mil pés, $I_{sp} = 433,2$ s; a partir de 65 mil pés, $I_{sp} = 377,4$ s). A estimativa foi feita a partir de uma média aritmética ponderada, considerando que o estágio na configuração *ramrocket* funciona até 50 km de altitude, e nesta etapa, o $I_{sp} = 1200$ s, conforme fig. 33. Desta forma, o valor do I_{sp} equivalente fica ligeiramente menor para o lançamento a partir dos 65 mil pés, dado que o tempo de funcionamento do motor nesta configuração é menor. Outra modificação realizada foi o aumento da *dry mass* que antes era de 50 kg conforme a fig. 35 para 100 kg (dado que a estrutura do *ramrocket* requer uma massa maior, por conta da estrutura adicional necessária. Para os outros estágios, manteve-se a configuração padrão.

7.4.1 Lançamentos utilizando motor de empuxo e impulso específico padrão do STK

7.4.1.1 Lançamento a 50 mil pés

Manobra	Segmento	T+ (s)	DeltaT (s)	Delta V (m/s)	Propelente (kg)
1	Fase Ascendente	1800	4797,596	8142,874923	815,364
2	Circularização	2886,605	23,026	218,651762	3,913
3	Mudança de Plano	5715,158	1,834	18,139201	0,312

Estatísticas Globais					
Estimativa Total Tempo de Queima		4822,456			
Delta V Total				8379,665886	
Total de Propelente Consumido				819,589	

Tabela 2 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 50 mil pés de altitude.

Neste caso, foi feita a simulação com o lançador carregando 820 kg de propelente.

7.4.1.2 Lançamento a 65 mil pés

Manobra	Segmento	T+ (s)	DeltaT (s)	Delta V (m/s)	Propelente (kg)
1	Fase Ascendente	1800	2983,382	5485,922331	507,034
2	Circularização	2159,277	239,673	1696,122341	40,773
3	Mudança de Plano	5807,207	1,888	18,132118	0,321

Estatísticas Globais					
Estimativa Total Tempo de Queima			3224,944		
Delta V Total				7200,176790	
Total de Propelente Consumido					548,088

Tabela 3 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 65 mil pés de altitude.

Neste caso, foi feita a simulação com o lançador carregando 550 kg de propelente.

7.4.1.3 Lançamento a partir da Base de Alcântara

Manobra	Segmento	T+ (s)	DeltaT (s)	Delta V (m/s)	Propelente (kg)
1	Fase Ascendente	1	5208,877	7902,562491	885,263
2	Circularização	802,559	43,937	360,570382	7,467
3	Mudança de Plano	1361,574	32,668	300,000000	5,552

Estatísticas Globais					
Estimativa Total Tempo de Queima			5285,482		
Delta V Total				8563,132873	
Total de Propelente Consumido					898,282

Tabela 4 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir da Base de Alcântara.

Neste caso, foi feita a simulação com o lançador carregando 900 kg de propelente.

7.4.2 Lançamentos utilizando a configuração ramrocket

7.4.2.1 Lançamento a 50 mil pés

Manobra	Segmento	T+ (s)	DeltaT (s)	Delta V (m/s)	Propelente (kg)
1	Fase Ascendente	1800	4611,025	7652,467661	542,698
2	Circularização	3091,610	34,004	162,875157	5,779
3	Mudança de Plano	5711,123	3,672	18,139201	0,624

Estatísticas Globais					
Estimativa Total Tempo de Queima		4648,700			
Delta V Total				7833,482019	
Total de Propelente Consumido				549,101	

Tabela 5 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 50 mil pés de altitude com o ramrocket e 100 kg de *dry mass*.

Neste caso, foi feita a simulação com o lançador carregando 550 kg de propelente.

7.4.2.2 Lançamento a 65 mil pés

Manobra	Segmento	T+ (s)	DeltaT (s)	Delta V (m/s)	Propelente (kg)
1	Fase Ascendente	1800	4502,252	5438,156465	608,243
2	Circularização	2159,536	468,429	1695,373710	79,611
3	Mudança de Plano	5807,515	3,693	18,132118	0,628

Estatísticas Globais					
Estimativa Total Tempo de Queima		4974,374			
Delta V Total				7151,662294	
Total de Propelente Consumido				688,482	

Tabela 6 – Sumário de Manobras - Lançamento a partir de 65 mil pés de altitude com o ramrocket e 100 kg de *dry mass*.

Neste caso, foi feita a simulação com o lançador carregando 690 kg de propelente.

8 Conclusão

Sítio de Lançamento	Isp Primeiro Estágio	Dry Mass	Propelente Consumido
Alcântara	300	50	898,282
50 mil pés	300	50	819,589
	433,2	100	549,101
65 mil pés	300	50	548,088
	377,4	100	688,482

Tabela 7 – Tabela-resumo dos lançamentos do ar para a órbita terrestre.

É possível observar que há uma vantagem substancial na modalidade do lançamento a partir do ar para a órbita terrestre em relação ao lançamento feito de maneira convencional, com relação ao consumo de propelente, nos exemplos que foram simulados, mesmo com o aumento da massa seca nas configurações com o ramrocket. Vale salientar que não estão sendo levados em consideração os custos oriundos da operação da aeronave caça. Porém, os custos relacionados à operação dos sítios de lançamento (no caso, Alcântara) também não foram considerados. É necessária uma análise mais profunda e detalhada para tal.

No entanto, com relação ao lançador em si, pôde-se observar, curiosamente, que o lançamento a partir do ar utilizando um propulsor convencional com $Isp = 300$ s, a 65 mil pés de altitude e uma *dry mass* de 50 kg, demanda um consumo de propelente semelhante a um lançamento feito com um lançador nas mesmas características, porém com um propulsor com um estágio na configuração *ramrocket*, com Isp equivalente igual a 433,2 s, a 50 mil pés e uma massa seca de 100 kg. Ou seja, a configuração com o *ram rocket* permitiu levar uma *spacecraft* de maior massa seca, a partir de uma altitude mais baixa, permitindo assim menos horas de voo por parte da aeronave caça, refletindo em consumo de combustível menor e custo de operação mais baixo. Na tabela 7 fica mais evidente a relação entre o impulso específico e o consumo de propelente de acordo com a altitude de lançamento e massa seca do lançador.

Buscando a altitude na qual, para esses exemplos simulados, deixa de ser vantajoso em termos de consumo de propelente, utilizar a configuração de *ramrocket*, ou seja, quando o aumento do Impulso Específico não mais compensa o aumento da massa seca do lançador, pode ser observado na fig. 38 abaixo, que essa altitude pode ser em torno de 60 mil pés para estas configurações de propulsores utilizadas nas simulações.

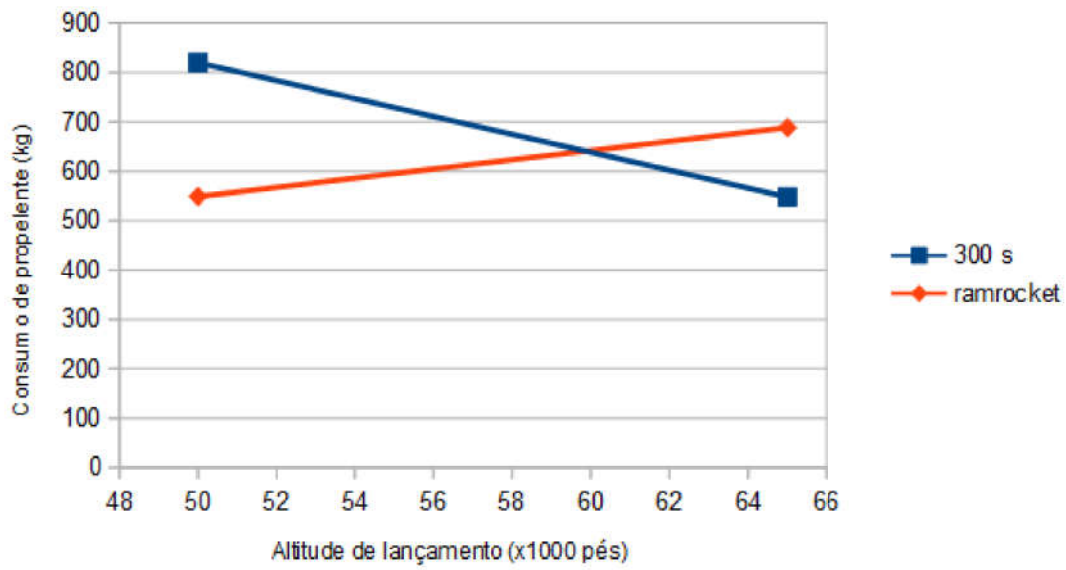


Figura 38 – Consumo de propelente x Altitude de lançamento

Referências

- AGI. *Part 18: Design Trajectories with Astrogator*. 2016. <<https://help.agi.com/stk/11.0.1/Content/training/StartAstrogator.htm>>. [Online; acessado em 27 de novembro de 2020]. Citado na página 77.
- BENDOT, J. G.; HEINS JR., A. E.; PIERCY, T. G. *Ramjet and Ramrocket Propulsion Systems for Missiles - Ramjet Air Induction System Design for Tactical Missile Application*. Van Nuys, CA, U.S.A.: AGARD, 1984. 241 p. (AGARD Lecture Series). The Marquardt Company. ISBN 92-835-0360-0. Citado 3 vezes nas páginas 16, 72 e 73.
- BRAEUNIG, R. A. *World Space Centers*. 2000. <<http://www.braeunig.us/space/center.htm>>. [Online; acessado em 1º de outubro de 2019]. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 37.
- CORNARA, S. et al. Satellite constellation launch, deployment, replacement and end-of-life strategies. In: *13th Annual AIAA/USU Conference of Small Satellites*. Logan, UT, Estados Unidos: [s.n.], 1999. p. PaginaInicial–PaginaFinal. Citado na página 61.
- CRISPIN, B. *Ramjet and Ramrocket Propulsion Systems for Missiles - Introduction and Overview*. München, Deutschland: AGARD, 1984. 241 p. (AGARD Lecture Series). Messerschmitt-Bölkow-Blohn GMBH (Unternehmensbereich Apparate). ISBN 92-835-0360-0. Citado 7 vezes nas páginas 15, 16, 29, 30, 34, 35 e 66.
- HART, D. *Launcher One Service Guide*. 2019. <https://virginorbit.com/wp-content/uploads/2019/09/ServiceGuide_Sept2019.pdf>. [Online; acessado em 3 de outubro de 2019]. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 38.
- HEISER, W. H.; PRATT, D. T. *Hypersonic Airbreathing Propulsion*. Washington, DC: American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1994. 605 p. (Education Series). ISBN 1-56347-035-7. Citado 5 vezes nas páginas 15, 16, 29, 30 e 67.
- LAGIER, R. *Ariane 5 - User's Manual Issue 5 Revision 2*. 2016. <https://www.arianespace.com/wp-content/uploads/2011/07/Ariane5_Users-Manual_October2016.pdf>. [Online; acessado em 4 de setembro de 2020]. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 59.
- MICHELLE, R. *Aerospace Engineering - Aerospace and Science*. 2013. <<http://www.aerospacengineering.net/launch-of-a-space-vehicle/>>. [Online; acessado em 13 de novembro de 2019]. Citado 7 vezes nas páginas 15, 39, 40, 41, 42, 43 e 44.
- PENA, R. F. A. *Zona Econômica Exclusiva do Brasil*. 2015. <<https://mundoeducacao.bol.uol.com.br/geografia/zona-economica-exclusiva-brasil.htm>>. [Online; acessado em 22 de novembro de 2019]. Citado 2 vezes nas páginas 16 e 62.
- PETTIT, D. *The tyranny of the Rocket Equation*. 2012. <https://www.nasa.gov/mission_pages/station/expeditions/expedition30/tryanny.html>. [Online; acessado em 29 de outubro de 2019]. Citado na página 44.
- SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. *Rocket Propulsion Elements - 8th edition*. Hoboken, NJ: John Wiley and Sons, 2010. 786 p. ISBN 978-0-470-08024-5. Citado 8 vezes nas páginas 15, 16, 30, 31, 32, 33, 34 e 89.

TURNER, M. J. L. *Rocket and Spacecraft Propulsion*. Chichester, UK: Springer, 2005. 343 p. (Springer-praxis books in Astronautical Engineering). ISBN 3-540-22190-5.

Citado 17 vezes nas páginas 16, 44, 45, 46, 47, 48, 49, 50, 51, 52, 53, 54, 55, 56, 57, 58 e 60.

USAF, U. S. A. F. *F-15E Strike Eagle*. 2005. <<https://www.af.mil/About-Us/Fact-Sheets/Display/Article/104499/f-15e-strike-eagle/>>. [Online; acessado em 25 de novembro de 2020]. Citado na página 75.

Apêndices

APÊNDICE A – Propriedades da Atmosfera Padrão Terrestre

PROPERTIES OF THE EARTH'S STANDARD ATMOSPHERE

Sea-level pressure is 0.101325 MPa (or 14.696 psia or 1.000 atm).

Altitude (m)	Temperature (K)	Pressure Ratio	Density (kg/m ³)
0 (sea level)	288.150	1.0000	1.2250
1,000	281.651	8.8700×10^{-1}	1.1117
3,000	268.650	6.6919×10^{-1}	9.0912×10^{-1}
5,000	255.650	5.3313×10^{-1}	7.6312×10^{-1}
10,000	223.252	2.6151×10^{-1}	4.1351×10^{-1}
25,000	221.552	2.5158×10^{-2}	4.0084×10^{-2}
50,000	270.650	7.8735×10^{-4}	1.0269×10^{-3}
75,000	206.650	2.0408×10^{-5}	3.4861×10^{-5}
100,000	195.08	3.1593×10^{-7}	5.604×10^{-7}
130,000	469.27	1.2341×10^{-8}	8.152×10^{-9}
160,000	696.29	2.9997×10^{-9}	1.233×10^{-9}
200,000	845.56	8.3628×10^{-10}	2.541×10^{-10}
300,000	976.01	8.6557×10^{-11}	1.916×10^{-11}
400,000	995.83	1.4328×10^{-11}	2.803×10^{-12}
600,000	999.85	8.1056×10^{-13}	2.137×10^{-13}
1,000,000	1000.00	7.4155×10^{-14}	3.561×10^{-15}

Source: *U.S. Standard Atmosphere*, National Oceanic and Atmospheric Administration, National Aeronautics and Space Administration, and U.S. Air Force, Washington, DC, 1976 (NOAA-S/T-1562).

Figura 39 – Propriedades da Atmosfera Padrão Terrestre. (SUTTON; BIBLARZ, 2010)

APÊNDICE B – Difusor

Código Matlab - Difusor

```

clc
clear all
close all
%%
[T, A, P, RHO] = atmosisa(18000);%Função do Matlab que informa
dados atmosféricos
M_1 = 4;%Numero de Mach
R = 287;%[J/(Kg*K)]
Gamma = 1.4;%Coeficiente de Expansão Adiabatica
P1 = P;%[N/m^2]
T_1 = T;%[K]
Rho_1 = RHO;%[Kg/m^3]
A_1 = A;% Velocidade do Som 1 = [m/s]
V1 = M_1*A_1; %[m/s]
PO_1 = P1*((1+((Gamma-1)/2)*M_1.^2)).^(Gamma/(Gamma-1));
CP = (Gamma*R)/(Gamma-1);%[1004,5 J/(kg*K)]
max_press = 0;
Beta_3 = 0;
M_2 = 0;
cc1 = 0.109703;
cc2 = 0.51407;
%%
for Beta_1 = 1:0.1:89.9
    Mn_1 = M_1*sind(Beta_1);
    Mn_2 = sqrt((1+((Gamma-1)/2)*(Mn_1.^2))/(Gamma*(Mn_1.^2)-((Gamma-1)/2)));
    Rho_2 = Rho_1*(((Gamma+1)*(Mn_1.^2))/(2+(Gamma-1)*(Mn_1.^2)));
    P2 = P1*(1+(2*Gamma/(Gamma+1))*(Mn_1.^2)-1);
    theta1 = atand((2*cotd(Beta_1)*((M_1.^2)*sind(Beta_1).^2)-1)/
    ((M_1.^2)*(Gamma+cosd(2*Beta_1))+2));
    M_2 = Mn_2/sind(Beta_1-theta1);
    T_2 = T_1*(P2/P1*Rho_1/Rho_2);
    Deltas = CP*log(T_2/T_1)-R*log(P2/P1);
    PO_2 = PO_1*(exp(-Deltas/R));

```

```

A_2 = sqrt(Gamma*R*T_2);
V_2 = M_2*A_2;

%%
for Beta_2 = 1:0.1:89.9
Mn_2 = M_2*sind(Beta_2);
Mn_3 = sqrt((1+((Gamma-1)/2)*(Mn_2.^2))/(Gamma*(Mn_2.^2)-((Gamma-1)/2)));
Rho_3 = Rho_2*(((Gamma+1)*(Mn_2.^2))/(2+(Gamma-1)*(Mn_2.^2)));
P_3 = P2*(1+(2*Gamma/(Gamma+1))*(Mn_2.^2)-1);
Theta_2 = atand((2*cotd(Beta_2)*((M_2.^2)*sind(Beta_2).^2-1))/
((M_2.^2)*(Gamma+cosd(2*Beta_2))+2));
M_3 = Mn_3/sind(Beta_2-Theta_2);
T_3 = T_2*(P_3/P2*Rho_2/Rho_3);
Deltas = CP*log(T_3/T_2)-R*log(P_3/P2);
P0_3 = P0_2*(exp(-Deltas/R));
A_3 = sqrt(Gamma*R*T_3);
V_3 = M_3*A_3;

%%
Beta_3 = 90;

Mn_3 = M_3*sind(Beta_3);
Mn_4 = sqrt((1+((Gamma-1)/2)*(Mn_3.^2))/(Gamma*(Mn_3.^2)-((Gamma-1)/2)));
Rho_4 = Rho_3*(((Gamma+1)*(Mn_3.^2))/(2+(Gamma-1)*(Mn_3.^2)));
P_4 = P_3*(1+(2*Gamma/(Gamma+1))*(Mn_3.^2)-1);
M_4 = Mn_4;
T_4 = T_3*(P_4/P_3*Rho_3/Rho_4);
Deltas = CP*log(T_4/T_3)-R*log(P_4/P_3);
P0_4 = P0_3*(exp(-Deltas/R));
A4 = sqrt(Gamma*R*T_4);
V4 = M_4*A4;

%%
if max_press < P0_4 && Mn_1>=1 && Mn_2>=1 && M_3>=1
max_press = P0_4 ;
otimizacaoM = [M_1 M_2 M_3 M_4];
otimizacaoP = [P1 P2 P_3 P_4];
otimizacaoT = [T_1 T_2 T_3 T_4];
otimizacaoA = [A_1 A_2 A_3 A4];

```

```
otimizacaoV = [V1 V_2 V_3 V4];
otimizacaoRHO = [Rho_1 Rho_2 Rho_3 Rho_4];
otimizacaoPO = [PO_1 PO_2 PO_3 PO_4];
otimizacaoTHETA = [theta1 Theta_2];
otimizacaoBETA = [Beta_1 Beta_2 Beta_3];
eficiencia = (PO_4/PO_1);
drag = ((P2-P1)*cc1*sind(theta1))+((P_3 - P1)*cc2*sind(theta1 +Theta_2));
%Calculo do Arrasto
display(Beta_1)
display(Beta_2)
display(theta1)
display(Theta_2)
display(eficiencia)
display(drag)

end
end
end
%%
figure(1)
x1 = [1,2,3,4];
plot(x1, otimizacaoM)
hold on
plot(x1,otimizacaoM,'rd')
title('Variação do Número de Mach')
xlabel('Estados')
ylabel('Número de Mach')
figure(2)
plot(x1, otimizacaoP)
hold on
plot(x1, otimizacaoP,'rd')
title('Variação da Pressão[Pa]')
xlabel('Estados')
ylabel('Pressão [Pa]')
figure (3)
x1 = [1,2,3,4];
plot(x1, otimizacaoT)
hold on
plot(x1, otimizacaoT, 'rd')
```

```
title('Variação da Temperatura')
xlabel('Estados')
ylabel('Temperatura [K] ')
figure (4)
x1 = [1,2,3,4];
plot(x1, otimizacaoV)
hold on
plot(x1, otimizacaoV, 'rd')
title('Variação da Velocidade [m/s]');
xlabel('Estados')
ylabel('Velocidade [m/s]')
figure (5)
x1 = [1,2,3,4];
plot(x1, otimizacaoA)
hold on
plot(x1, otimizacaoA, 'rd')
title('Variação da Velocidade do Som [m/s]');
xlabel('Estados')
ylabel('Velocidade do Som [m/s]')
figure (6)
x1 = [1,2,3,4];
plot(x1, otimizacaoRHO)
hold on
plot(x1, otimizacaoRHO, 'rd')
title('Variação da Densidade [kg/(m^3)]');
xlabel('Estados')
ylabel('Densidade [kg/(m^3)]')
```


APÊNDICE C – Bocal

```

%%
clc
clear all
close all
format long e
%%Dados da câmara
tic
A3 = 0.021174; %Área
rho3 = 13.46; %Massa específica [Kg/m^3]
M3 = 0.6542; %Número de Mach
P3 = 3.537e+06; %Pressão [Pa]
T3 = 915.7; %Temperatura [K]
gamma = 1.4;
R = 287; %Constante dos gases [J/Kg*K]
a3 = sqrt(gamma*R*T3); % Velocidade do som
u3 = M3*a3;
%% Início
% Cálculo de área:
A_tv = A3/ sqrt(1/M3^2)*(((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2*M3^2))^...
((gamma+1)/(gamma-1)))));
T0_t = T3*(1+((gamma-1)/2)*M3^2); %Temperatura de estagnação
P0_t = P3/((1+((gamma-1)/2)*M3^2)^(-gamma/(gamma-1))); %Pressão de estagnação
rho0_t = rho3*((1+((gamma-1)/2)*M3^2)^(1/(gamma-1)));
% Mach 4:
A4 = 0.1;
for M_4 = 0:0.000001:1
w = (1/M_4^2)*(((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*M_4^2))^((gamma+1)/(gamma-1)));
temp = ((A4/A_tv)^2) - w;
if(temp < 0.0000001)
M4 = M_4;
end
end
% Propriedades na Região 4
T4 = T0_t/(1 +((gamma-1)/2)*M4^2) ;
P4 = P0_t*((1 +((gamma -1)/2)*M4^2)^(-gamma/(gamma-1)));

```

```

rho4 = rho0_t/((1+((gamma-1)/2)*M4^2)^(1/(gamma - 1)));
a4 = sqrt (gamma*T4*R);
u4 = M4*a4;
%% Adição de calor entre as regiões 4-5
P04 = P0_t ;
T04 = T0_t ;
A5 = A4;
T5 = T4+1500;
%%Propriedades na região 5
l = @(M5)...
T5/T4 - (((1+gamma*M4^2)/(1+gamma*M5^2))^2)*((M5/M4)^2);
M5 = fzero(l,1);%converge em 1
P05 = P04*((1+gamma*M4 ^2)/(1+ gamma*M5 ^2))*((1+((gamma -1)/2)*M5^2)/...
(1+((gamma-1)/2)*M4^2))^(gamma/(gamma-1));
T05 = T04*((1+gamma*M4 ^2)/(1+ gamma*M5 ^2))*((1 +((gamma -1)/2)*M5^2)/...
(1+((gamma-1)/2)*M4^2))*(M5/M4)^2;
rho5 = rho4*(((1+gamma*M5^2)/(1+gamma*M4^2))^2)*((M4/M5)^2);
rho05 = rho5*((1+((gamma - 1)/2)*M5^2)^(1/(gamma-1)));
P5 = P4*((1+gamma*M4^2)/(1+ gamma*M5 ^2));
a5 = sqrt (R*gamma*T5);
u5 = M5*a5;
%% Propriedades na garganta - Região 6
% Número de Mach = 1 na garganta
A6 = A5/ sqrt((1/M5^2)*(((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*M5^2))^...
((gamma+1)/(gamma-1))));
T6 = T05*(1+(gamma-1)*1.^2/2).^(-1);
P6 = P05*(1+(gamma-1)*1.^2/2).^(-gamma/(gamma-1));
rho6 = rho05 *(2/(gamma +1))^(1/(gamma-1));
a6 = sqrt(R*gamma*T6);
u6 = a6;
%% Propriedades na região 7
A7 = A4;
s = @(M7)...
((A7/A6)^2) - (1/M7^2)*(2/(gamma+1)*(1+((gamma-1)/2)*M7^2))^((gamma+1)/(gamma-1));
M7 = fzero (s ,10);
P7 = P05*(1+(gamma-1)*M7.^2/2).^(-gamma/(gamma-1));
T7 = T05 *(1+(gamma-1)*M7.^2/2).^(-1);
rho7 = rho05/((1+((gamma-1)/2)*M7^2)^(1/(gamma-1)));
a7 = sqrt (R*gamma*T7);

```

```

u7 = M7*a7;
%% Cálculo dos raios
r3=A3;
r4=A4;
r5=A5;
r6=A6;
r7=A7;
r_tv = A_tv;
% Plot dos Bocais Cônico e Bell Shaped
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Bocal cônico
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
for x = 0:0.01:0.25
y = r6 + 0.384* x ;
k = pi* y^2;
h = @(M)...
( k /A6)^2 - (1/M^2) *((2/(gamma+1)) *(1 + ((gamma -1)/2)*M^2))^...
((gamma+1) /(gamma -1));
M = fzero (h ,5);
clc;
M_c = 0:0.1: M; %Número de Mach em função de x
end
x_comp1 = linspace(0,25,length(M_c));
P = (1+(gamma-1)* M_c.^2/2).^(-gamma/(gamma-1));
T = (1+(gamma-1)* M_c.^2/2).^(-1);
x_1 = 0:0.01:0.25;
y_1 = r6 + 0.384* x_1;
figure(1)
subplot (4 ,1 ,1)
plot (x_1 ,y_1 ,'b')
grid on
grid minor
hold on
plot(-x_1,y_1,'b')
title('Conical Nozzle')
ylabel ('Raio [m]')
xlabel ('Comprimento [m]')
% Pressão
subplot (4 ,1 ,2)
plot ( M_c ,P,'r')

```

```

grid on
grid minor
ylabel ('P/P_0 ')
xlabel ('M(x)')
% Temperatura
subplot (4 ,1 ,3)
plot ( M_c ,T,'r')
grid on
grid minor
ylabel ('T/T_0')
xlabel ('M(x)')
% Número de Mach
subplot (4,1,4)
plot(x_comp1,M_c,'r')
grid on
grid minor
xlabel('x')
ylabel('M')
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%% Bell Shaped nozzle
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%Plot da geometria
a1 = 0;
b1 = 0.104*2;
rb1 = 0.104;
xa1 = -0.0606:0.001:0.0697;
yb1 = sqrt((rb1.^2-(xa1-a1).^2))-b1;
a2 = 0.263828;
b2 = 0.098;
rb2 = 0.3;
xa2 = 0.0697:0.001:0.263828;
yb2 = sqrt((rb2.^2-(xa2-a2).^2))-b2;
a31 = -0.236009;
b3 = 0.04;
rb3 = 0.24;
xa3 = -0.236009:0.001:-0.060;
yb3 = sqrt((rb3.^2-(xa3-a31).^2))-b3;
figure(2)
subplot (4 ,1 ,1)
plot (xa1,-yb1,'b')

```

```

grid on
grid minor
hold on
plot (xa2,yb2,'b')
hold on
plot (xa3,yb3,'b')
title('Bell Shaped nozzle')
ylabel ('Raio [m] ')
xlabel ('Comprimento [m] ')
% Mach da região supersônica
a2 = a2 ;
b2 = b2 ;
rb2 = rb2 ;
for xa2 = 0.0697:0.01:0.2638
yb2 = sqrt((rb2.^2-(xa2-a2).^2))-b2;
ga2 = @(Ma2)...
(yb2/r6)^2-(1/Ma2^2) *((2/(gamma+1))*(1 +((gamma -1)/2)*Ma2^2))^...
((gamma+1)/(gamma-1));
Ma2 = fzero (ga2,10);
M_bell_2 = 0:0.01:Ma2;
end
x_comp2 = linspace(-0.2360,-0.0600,length(M_bell_2));
Pa2 = (1+(gamma-1)*M_bell_2.^2/2).^(-gamma/(gamma-1));
Ta2 = (1+(gamma-1)*M_bell_2.^2/2).^(-1);
subplot (4 ,1 ,2)
plot ( M_bell_2 ,Pa2 ,'r')
grid on
grid minor
ylabel ('P/ P_0 ')
xlabel ('M(x)')
subplot (4 ,1 ,3)
plot ( M_bell_2 ,Ta2 ,'r')
grid on
grid minor
ylabel ('T/T_0 ')
xlabel ('M(x)')
subplot(4,1,4)
plot(x_comp2,M_bell_2,'r')
grid on

```

```
grid minor
ylabel('M')
xlabel('x')
%%Resultados:
fprintf('Região 3 \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T3)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P3)
fprintf('Massa específica: %2.4f kg/m^3\n', rho3)
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M3)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a3)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u3)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r3)
fprintf('Região 4 \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T4)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P4)
fprintf('Massa específica: %2.4f Kg/m^3\n', rho4)
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M4)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a4)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u4)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r4)
fprintf('Região 5 \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T5)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P5)
fprintf('Massa específica: %2.4f Kg/m^3\n', rho5)
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M5)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a5)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u5)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r5)
fprintf('Região 6 \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T6)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P6)
fprintf('Massa específica: %2.4f kg/m^3\n', rho6)
fprintf('Número de Mach: %d \n', 1)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a6)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u6)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r6)
fprintf('Região 7 \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T7)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P7)
```



```

fprintf('Massa específica: %2.4f kg/m^3\n', rho7)
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M7)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a7)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u7)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r7)
%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%%
%%
%% Comparação entre as propriedades dos bocais cônico e bell shaped
% Entra do ponto para análise na parte supersônica
disp('Entre com o valor do ponto que deseja analisar (0.1 até 0.263)')
pt_nozzle = input('Valor do ponto: ');
%Bocal cônico
% Conical Nozzle
r_c = r6 + 0.384*pt_nozzle;
hc = @(M_c)...
(r_c/r6)^2-(1/M_c^2)*((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*M_c^2))^...
((gamma+1)/(gamma-1));
M_c = fzero (hc ,5);
P_c = P05*((1+(gamma-1)*M_c^2/2)^(-gamma/(gamma-1)));
T_c = T05*((1+(gamma-1)*M_c^2/2)^(-1));
a_c = sqrt(T_c*R*gamma);
u_c = M_c*a_c;
rho_c = rho05/(((1+((gamma -1)/2)*M_c^2)^(1/(gamma-1))));
% Bell shape nozzle
r_b = sqrt ((rb2^2-(pt_nozzle-a2)^2)) - b2;
hb = @( M_b)...
(r_b/r6)^2 - (1/M_b^2) *((2/(gamma+1))*(1+((gamma-1)/2)*M_b^2))^...
((gamma+1)/(gamma-1));
M_b = fzero (hb ,5);
P_b = P05 *(((1+(gamma-1)*M_b^2/2)^(-gamma/(gamma-1))));
T_b = T05 *(((1+(gamma-1)*M_b^2/2)^(-1));
a_b = sqrt (T_b*R*gamma);
u_b = a_b*M_b;
rho_b = rho05 /(((1+((gamma-1)/2)*M_b^2)^(1/(gamma-1))));
% Impressão dos resultados
fprintf('\n\nBocal Cônico \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T_c)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P_c)
fprintf('Massa específica: %2.4f kg/m^3\n', rho_c)

```

```
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M_c)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a_c)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u_c)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r_c)
fprintf('Bocal Bell Shape \n\n')
fprintf('Temperatura: %4.4f K\n', T_b)
fprintf('Pressão: %1.4e Pa\n', P_b)
fprintf('Massa específica: %2.4f kg/m^3\n', rho_b)
fprintf('Número de Mach: %2.4f \n', M_b)
fprintf('Velocidade do som: %5.2f m/s\n', a_b)
fprintf('Velocidade: %4.4f m/s\n',u_b)
fprintf('Raio: %1.4f m\n\n\n',r_b)
toc
```