

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

Análise da Utilidade de Missão do Programa Artemis

Autor: Isla Kalleney Marques Brandão
Orientador: Dr. Ronne Toledo

Brasília, DF
2022



Isla Kalleney Marques Brandão

Análise da Utilidade de Missão do Programa Artemis

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: Dr. Ronne Toledo

Brasília, DF

2022

Isla Kalleney Marques Brandão
Análise da Utilidade de Missão do Programa Artemis/ Isla Kalleney Marques
Brandão. – Brasília, DF, 2022-
86 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Dr. Ronne Toledo

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2022.

1. Análise de utilidade de missão. 2. Programa Artemis. I. Dr. Ronne Toledo.
II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Análise da Utilidade
de Missão do Programa Artemis

MM357a

Isla Kalleney Marques Brandão

Análise da Utilidade de Missão do Programa Artemis

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, :

Dr. Ronne Toledo
Orientador

Dr. Paolo Gessini
Convidado 1

Dr. William Reis Silva
Convidado 2

Brasília, DF
2022

Agradecimentos

Primeiro, agradeço a minha mãe que é minha maior referência de dedicação e disciplina e nunca poupou esforços para me apoiar nos projetos mais complexos e me corrigir para que eu pudesse melhorar continuamente.

A minha irmã por sempre estar ao meu lado nos momentos de dúvidas, me motivar a desenvolver esse trabalho, me dizer o que eu precisava ouvir para prosseguir e por acreditar incondicionalmente nos meus sonhos.

Ao Mateus por ter me apoiado em todos os projetos e trabalhos mais diversos e por ter me ajudado a passar pelos momentos críticos dessa trajetória.

Ao Caio por ser o melhor solucionador de problemas que conheci e por ter me auxiliado, desde o primeiro momento da graduação, a chegar onde estou hoje.

Ao Pedro e Jhessica por ter tornado mais fácil e leve o desenvolvimento deste estudo.

A todos amigos que fiz durante as matérias, equipes de competição e trabalhos acadêmicos por ter me ensinando valores e princípios que vou levar durante toda minha carreira.

Agradeço aos meus professores, Paolo, William e Ronne, por todo o tempo e ensinamento dado fora de sala de aula me ajudando a ser uma profissional melhor.

*"Nao sou nada.
Nunca serei nada.
Nao posso querer ser nada.
A parte isso, tenho em mim todos os sonhos do mundo"
-Fernando Pessoa*

Resumo

Após cinco décadas desde o último programa espacial lunar, a NASA anuncia em 2017 uma parceria com várias agências espaciais para levar mais uma vez o homem à lua. O objetivo a longo prazo é estabelecer uma base lunar que suportará os futuros esforços das iniciativas privadas de ida para Marte. Porém, após todo esse tempo a expectativa é de que tenha havido um avanço na Engenharia de Missões e suas tecnologias envolvidas de forma a deixar esse novo programa mais rápido, confiável e menos oneroso aos cofres públicos do que o seu antecessor. Com isso, o presente trabalho visa analisar a missão do programa Artemis, sob a ótica principal das figuras de mérito, utilizando o programa Apollo como referência. A metodologia da análise foi dividida em duas etapas: na primeira etapa foram levantados os dados das duas missões de referência, Apollo 11 e Artemis 3. Na segunda etapa, foram formulados as figuras de mérito e calculado os valores das mesmas para cada programa. Por fim, foi feita uma comparação entre esses resultados obtidos e avaliado a razão entre os valores dos dois programas para determinar o grau de melhoria do programa Artemis quando comparado com o programa Apollo. Com esse estudo, o programa Artemis apresentou qualitativamente uma melhor performance nas figuras de mérito do que o programa Apollo, porém, quantitativamente, essa diferença nas performances foi de apenas 4%. Concluindo assim que o programa Artemis possui os atributos necessários para atingir os objetivos mas não evoluiu significativamente de forma geral nos parâmetros sistêmicos, temporais e financeiros.

Palavras-chaves: Utilidade de Missão. Engenharia de Missão Espacial. Programa Apollo. Programa Artemis.

Abstract

After five decades since the last lunar space program, NASA announces in 2017 a partnership with several space agencies to once again take man to the moon. The long-term goal is to establish a lunar base that will support future efforts by private initiatives to go to Mars. However, after all this time the expectation is that there has been a breakthrough in Mission Engineering and its involved technologies in order to make this new program faster, more reliable, and less costly to the public coffers than its predecessor. With this, the present work aims to analyze the mission of the Artemis program from the main perspective of figures of merit, using the Apollo program as a reference. The methodology of the analysis was divided into two stages: in the first stage the data of the two reference missions, Apollo 11 and Artemis 3, were collected; in the second stage the figures of merit were formulated and their values calculated for each program. Finally, a comparison was made between these results obtained and the ratio between the values of the two programs was evaluated to determine the degree of improvement of the Artemis program when compared to the Apollo program. With this study, the Artemis program qualitatively presented a better performance in the figures of merit than the Apollo program, but quantitatively, this difference in performances was only 4%. Thus concluding that the Artemis program has the necessary attributes to achieve the objectives but did not evolve significantly overall in the systemic, temporal and financial parameters.

Key-words: Mission utility. Space mission engineering. Apollo program. Artemis Program.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Impactos do transporte espacial comercial dos EUA.	24
Figura 2 – Organograma do PEB.	27
Figura 3 – Processos de engenharia de missão espacial.	30
Figura 4 – Espiral financeira espacial.	33
Figura 5 – Esquemático da arquitetura da missão Apollo.	36
Figura 6 – Esquemático do módulo lunar da missão Apollo.	37
Figura 7 – Esquemático do módulo de serviço da missão Apollo.	37
Figura 8 – Esquemático do módulo de comando da missão Apollo.	38
Figura 9 – Trajetória encontro orbital lunar.	38
Figura 10 – Esquemático da arquitetura da missão Apollo.	39
Figura 11 – Milestones do programa Artemis.	43
Figura 12 – Mapa da missão Artemis I.	44
Figura 13 – Arquitetura do programa Artemis.	45
Figura 14 – Evolução do Launch Space Vehicle	46
Figura 15 – Comparação entre o ICPS e o EUS.	47
Figura 16 – Configuração inicial do SLS - Block 1,	48
Figura 17 – Configuração da cápsula Orion.	49
Figura 18 – Starship - SpaceX	49
Figura 19 – Estação Espacial Lunar - Gateway.	50
Figura 20 – Mapa da missão Artemis III.	52
Figura 21 – Fluxograma da metodologia de análise da utilidade de missão.	55
Figura 22 – Dimensões da missão Apollo 11 (Saturn V) e Artemis 3 (SLS Block 1)	64
Figura 23 – Sistema propulsivo do Saturn V.	65
Figura 24 – Sistemas propulsivos da missão Artemis	66
Figura 25 – Comparação dos veículos espaciais das missões.	67
Figura 26 – Dimensões do módulo lunar Eagle do programa Apollo.	69
Figura 27 – Módulo lunar Starship.	69
Figura 28 – Custos ajustados do programa Apollo ao longo do tempo.	71
Figura 29 – Custos do programa Artemis ao longo do tempo.	72
Figura 30 – Comparação de custos do veículo espacial e veículo lançador.	73
Figura 31 – Distribuição dos custos totais com sistemas dos programas Artemis e Apollo.	74
Figura 32 – Delta-V para a trajetória da órbita lunar polar.	75

Lista de tabelas

Tabela 1 – Principais marcos da exploração espacial	25
Tabela 2 – Parâmetros aplicáveis para a maioria das missões.	32
Tabela 3 – Histórico de missões do programa Apollo.	34
Tabela 4 – Dimensões dos estágios Saturn V.	36
Tabela 5 – Custos do programa Apollo em dólares.	40
Tabela 6 – Massa dos sistemas do Orion.	48
Tabela 7 – Elementos principais do programa Artemis.	50
Tabela 8 – Delta-V para o Gateway lunar.	53
Tabela 9 – Parâmetros de figuras de mérito.	56
Tabela 10 – Premissas temporais consideradas.	57
Tabela 11 – Descrição dos itens disponíveis no orçamento da missão Apollo.	58
Tabela 12 – Descrição dos itens disponíveis no orçamento da missão Artemis.	59
Tabela 13 – Classificação de métricas favoráveis.	60
Tabela 14 – Relação massa por volume da missão Apollo 11 e Artemis 3.	64
Tabela 15 – Massas dos sistemas propulsivos de cada programa.	65
Tabela 16 – Parâmetros dos estágios do Saturn V.	66
Tabela 17 – Parâmetros dos estágios propulsivos do SLS.	67
Tabela 18 – Parâmetros dos veículos espaciais.	68
Tabela 19 – Massas dos veículos espaciais.	68
Tabela 20 – Parâmetros dos veículos espaciais.	68
Tabela 21 – Massas dos módulos lunares e Starship.	70
Tabela 22 – Parâmetros dos propulsores do módulo lunar e Starship HLS.	70
Tabela 23 – Duração de desenvolvimento dos sistemas.	70
Tabela 24 – Custo em milhões por categoria dos programas espaciais.	72
Tabela 25 – Relação Dólar/Homem-Hora da missão Apollo 11 e Artemis 3.	73
Tabela 26 – Custo unitário dos sistemas dos programas.	75
Tabela 27 – Delta-V da trajetória do Apollo 11.	75
Tabela 28 – Delta-V da trajetória Artemis 3.	76
Tabela 29 – Delta-V missão Apollo 11	76
Tabela 30 – Delta-V módulo lunar.	77
Tabela 31 – Delta-V missão Artemis 3 com ICPS.	77
Tabela 32 – Delta-V do módulo lunar Starship.	77
Tabela 33 – Delta-V missão Artemis 3 com UES.	78
Tabela 34 – Delta-V das missões em m/s.	78
Tabela 35 – Valores reais e normalizados das métricas.	79
Tabela 36 – Resultados da comparação das figuras de mérito.	80

Lista de abreviaturas e siglas

Geral

ISS	Estação Espacial Internacional
NASA	National Aeronautics and Space Administration
PD	Pesquisa e Desenvolvimento
IGY	Ano Geofísico Internacional
AEB	Agência Espacial Brasileira
PEB	Programa Espacial Brasileira
IAE	Instituto de Aeronáutica e Espaço
PNAE	Programa Nacional de Atividades Espaciais
MoE	Medidas de Efetividade
FoM	Figuras de Mérito
NNSI	New Start Index
LoM	Lost of Mission

Programa Apollo

CM	Módulo de Comando
CSM	Módulo de Comando e Serviço
LM	Módulo Lunar
SM	Módulo de Serviço

Programa Artemis

SLS	Space Launch System
ICPS	Interim Cryogenic Propulsion Stage
UES	Exploration Upper stage

EGS	Sistema terrestre de exploração
DSN	Deep SpaceNetwork
CLPS	Serviços comerciais de payload lunar
VIPER	Volatiles Investigating Polar Exploration Rover
PPE	Propulsão elétrica
HALO	Posto avançado de habitação e logística
DSL	Deep Space logistics
xEVA	Sistema de Atividade Extraveicular de Exploração
HLS	Sistema de Pouso Humano
LTV	Veículo de terreno Lunar
LGS	Ground Station Lunar
HMP	Plataforma de mobilidade habitável
FSH	Fundação de Habitat na superfície
LSII	Iniciativa de inovação da superfície lunar
LAS	Launch Abort System
NRHO	Near-rectilinear halo orbit

Resultados

PBAN	Polybutadiene acrylonitrile
Isp	Impulso específico
T	Empuxo
V_e	Velocidade de exaustão
S	Segundos
LOX	Oxigênio líquido
LH2	Hidrogênio líquido
MON	Óxidos mistos de nitrogênio

MMH	Monomethylhydrazine
N2O4	Tetróxido de dinitrogênio
TLI	Trans-lunar injection
TEI	Trans-earth injection

Lista de símbolos

ΔV	Delta V
T	Empuxo
m	Massa
I_{sp}	Impulso específico
g	Gravidade
\dot{m}	Vazão mássica
v_e	Velocidade de exaustão
m_o	Massa inicial
m_f	Massa final

Sumário

I	ASPECTOS GERAIS	17
1	INTRODUÇÃO	18
1.1	Contextualização	18
1.2	Problema	18
1.3	Justificativa	19
1.4	Objetivo Principal	19
1.5	Objetivos Específicos	19
1.6	Metodologia	20
1.7	Estrutura do trabalho	20
II	REFERENCIAL TEÓRICO	22
2	MISSÕES ESPACIAIS	23
2.1	Visão Geral	23
2.2	Marcos históricos	24
2.3	Custos de missões espaciais	26
2.4	Programa Espacial Brasileiro	27
3	ENGENHARIA DE MISSÕES ESPACIAIS	29
3.1	Visão Geral	29
3.2	Processo	29
3.3	Análise da utilidade da missão	31
3.4	Análise de custos	32
4	PROGRAMA APOLLO	34
4.1	Visão Geral	34
4.2	Arquitetura da missão	35
4.3	Trajetória da missão	38
4.4	Orçamento do programa	40
5	PROGRAMA ARTEMIS	42
5.1	Visão geral	42
5.2	Objetivos	42
5.3	Missões planejadas	43
5.4	Arquitetura da missão	44
5.4.1	Veículo lançador	46

5.4.2	Veículo espacial	48
5.4.3	Módulo lunar	49
5.4.4	Gateway	50
5.4.5	Outros elementos	50
5.5	Trajectoria da missão	51
III	METODOLOGIA	54
6	VISÃO GERAL	55
7	FIGURAS DE MÉRITO	56
7.1	Métricas avaliadas	56
7.2	Sistemas	57
7.3	Tempo	57
7.4	Custo	58
7.5	Delta-V	59
7.6	Avaliação das métricas	60
IV	RESULTADOS	62
8	FIGURAS DE MÉRITO	63
8.1	Performance dos sistemas	63
8.1.1	Geral	63
8.1.2	Veículo lançador	65
8.1.3	Veículo espacial	67
8.1.4	Veículo de exploração lunar	68
8.1.5	Outros sistemas	70
8.2	Tempo	70
8.3	Custo	71
8.4	Delta-V	75
8.4.1	Avaliação das trajetórias	75
8.4.2	Trajectoria Apollo 11	76
8.4.3	Trajectoria Artemis 3 - Com ICPS	77
8.4.4	Trajectoria Artemis 3 - Com UES	77
8.4.5	Comparação de orçamentos	78
9	COMPARATIVO ENTRE AS MISSÕES	79

V	CONCLUSÃO	81
10	CONSIDERAÇÕES FINAIS	82
	REFERÊNCIAS	83

Parte I

Aspectos Gerais

1 Introdução

1.1 Contextualização

A realização de missões espaciais teve seus primeiros passos no século 19 com a proposição das equações de foguetes e, posteriormente, com a formulação dos primeiros mísseis. Contudo, o principal marco ocorreu décadas mais tardes durante a guerra fria, em 21 de julho de 1969, com a chegada dos primeiros humanos na Lua por meio da missão Apollo 11 (LAUNIS, 2004). Com esse grande passo para a humanidade, a base da exploração espacial se consolidou e possibilitou as diversas missões que se seguiram a posteriori.

Além disso, o programa Apollo requiriu um orçamento extravagante para uma missão espacial, seu orçamento a valor presente foi aproximadamente 160 bilhões de dólares enquanto que missões anteriores custaram apenas 12 bilhões de dólares (USAFACTS, 2019). Com esse aumento de investimentos e o foco nas atividades espaciais, a Estação Espacial Internacional (ISS) foi construída na década de 90 iniciando uma cooperação da iniciativa pública entre as nações em busca do objetivo em comum: expandir as fronteiras humanas (CHABEN, 2020).

Todas essas missões espaciais tinham sido realizadas com uma participação maior de agências espaciais públicas. Porém, devido a problemas de recursos ocasionados por uma possível ineficiência, a NASA começou a utilizar soluções comerciais de companhias privadas para missões de reabastecimento da ISS (CHABEN, 2020). Essa decisão introduziu uma nova fase da exploração espacial de confiança no setor privado que alguns anos depois resultaria na nova corrida espacial das iniciativas privadas.

Nesse novo cenário, os EUA surge com um novo programa chamado Artemis onde o objetivo dessa missão tem sido idealizada desde o sucesso do programa Apollo. Os primeiros passos desse programa consiste em colocar novas pessoas na Lua para, em seguida, estabelecer uma presença humana permanente na Lua até 2028, preparando-se para um desembarque humano em Marte nos anos 2030. Esse objetivo será alcançado com a inserção de uma plataforma em órbita com a lua para fornecer a infraestrutura necessária para suprir futuras missões à Lua e a Marte (BRIDENSTINE, 2020).

1.2 Problema

Passaram-se mais de cinco décadas desde a primeira e última missão que visava levar seres humanos para a lua. A expectativa é de que tenha havido um avanço nas

tecnologias envolvidas e na engenharia de missões espaciais de forma a deixar esse novo programa mais eficiente, rápido, confiável e econômico do que o seu antecessor. Dessa forma, a problemática desse trabalho em responder se de fato houve uma melhoria nesses aspectos, focando especialmente na confiabilidade e eficiência da missão.

1.3 Justificativa

Depois de 50 anos que o homem pisou na lua, a NASA propõe uma nova missão com o objetivo inicial de pousar a primeira mulher na Lua em 2024. Além disso, o Artemis seria os primeiros passos num objetivo de longo prazo para estabelecer presença na Lua, criando a fundação para que empresas privadas construam uma economia lunar e enviem humanos para Marte (BRIDENSTINE, 2020). Em face á uma meta tão ambiciosa, entender o que muda desde a última missão bem-sucedida para lua e o que é possível esperar desse programa que visa colaborar com a nova corrida espacial ajudará a definir quais serão as tendências da exploração espacial pros próximos anos.

Além disso, assim como toda tecnologia, espera-se que tenha ocorrido uma evolução na engenharia de missões espaciais de forma a possibilitar que elas não sejam tão onerosas e demoradas quanto antigamente. Logo, utilizar a missão Artemis como indicativo da evolução da engenharia de sistemas é uma forma de saber quantitativamente o quanto a humanidade avançou nesse quesito.

1.4 Objetivo Principal

O presente trabalho tem como objetivo principal analisar a missão do programa Artemis, principalmente no aspecto da utilidade da missão, usando como valores de referência o programa Apollo para avaliar se o programa Artemis perfomará melhor do que seu antecessor. Na primeira parte desse estudo foi feito o levantamento de custos, tempo e sistemas do programa Apollo e Artemis. Na segunda parte será calculado os valores de cada parâmetro de análise e, em seguida, será feito uma comparação a partir dos mesmos.

1.5 Objetivos Específicos

Os objetivos específico desse trabalho são:

- Definir a metodologia de análise da utilidade de missão e figuras de mérito para missões espaciais lunares;
- Realizar o levantamento de informações do programa Apollo;
- Realizar o levantamento de informações do programa Artemis;

- Definir as figuras de mérito para realizar a comparação;
- Realizar os cálculos dos parâmetros para cada programa;
- Avaliar os resultados finais e definir o grau de melhoria do programa Artemis comparado com o Apollo;

Na primeira etapa do processo, que consiste nos passos 1, 2, 3 e 4, são levantados os requisitos e limitações da missão

1.6 Metodologia

Para a análise da utilidade de missão será feito um levantamento de referencial teórico para definir qual será o método estocástico utilizado na avaliação dos cenários propostos pela missão Artemis, tendo como base os resultados obtidos com a missão Apollo 11. Para o levantamento dos aspectos gerais dos dois programas também será feito um levantamento de referencial teórico.

1.7 Estrutura do trabalho

O trabalho foi dividido em quatro partes: (I) Referencial teórico, (II) Metodologia, (III) Resultados e (IV) Conclusão. No referencial teórico será abordado os seguintes temas:

- Capítulo 2. Apresentação dos principais conceitos de missões espaciais;
- Capítulo 3. Estudo da metodologia da engenharia de missões espaciais;
- Capítulo 4. Apresentação do programa Apollo;
- Capítulo 5. Apresentação do programa Artemis;

Na metodologia, será feita a demonstração das figuras de mérito escolhidas e os aspectos que serão considerados para avaliar os programas. Além disso, será proposto algumas abordagens matemáticas para tratar os dados e viabilizar uma análise de valores mais significativa. Os resultados foram divididos em:

- Atributos de sistemas (massa, volume, impulso específico e outros);
- Tempo de desenvolvimento;
- Custos gerais e específicos;
- Orçamento de Delta-V das trajetórias;

- Comparativo entre os resultados das figuras de mérito;

Após essa análise será possível responder a pergunta principal desse trabalho e, por fim, na conclusão será apresentado as considerações finais da comparação feita e as possibilidades de trabalhos futuros.

Parte II

Referencial Teórico

2 Missões espaciais

2.1 Visão Geral

A execução de missões espaciais permitiu o início da exploração do universo, além de entender os diversos objetos e fenômenos, que são melhor observados de uma perspectiva espacial, para utilizá-los em benefício da humanidade. Essas missões espaciais dividiram-se em comunidades espaciais com diferentes propósitos ([WERTZ, 2011](#)), sendo elas:

- Voos espaciais tripulados: Explorar as capacidades humanas;
- Interplanetário: Explorar além da Terra;
- Militar e inteligência: Dar vantagem militar sobre o seu adversário;
- Comercial: Explorar financeiramente os recursos espaciais;
- Ciências e aplicações: Aplicar conhecimentos científicos;
- Lançamento: Colocar payloads ou pessoas no espaço;
- Pequenos satélites: Demonstrar a utilidade de missões de baixo custo;
- Espaço alternativo: Avançar a expansão da civilização no espaço;

A importância de atividades espaciais numa nação é notória por diversos fatores, dentre eles é possível citar os impactos do desenvolvimento de missões espaciais que produzem efeitos diretos na economia. Esses resultados decorrem da criação de novos trabalhos, novos serviços e produtos. Além disso, também há um impacto em outros setores tecnológicos não relacionados diretamente ao espacial, embora o efeito multiplicador de receita ocorra com frequência somente depois de anos de P&D terem levado ao espaço operacional ([BACH; SCHENK, 2002](#)). Uma pesquisa feita em 2004 pela FAA, figura 1, apresenta uma relação dos impactos na economia americana por tipo de serviços espacial comercial.

Além disso, as características únicas envolvidas nas tecnologias utilizadas para a exploração espacial possibilitam conduzir projetos que poderiam dar uma contribuição considerável para vários desafios a longo prazo e duradouros do 21 século: o meio ambiente, o uso dos recursos naturais, a gestão de desastres naturais, internacional mobilidade, e a mudança para a sociedade do conhecimento ([OECD, 2005](#)).

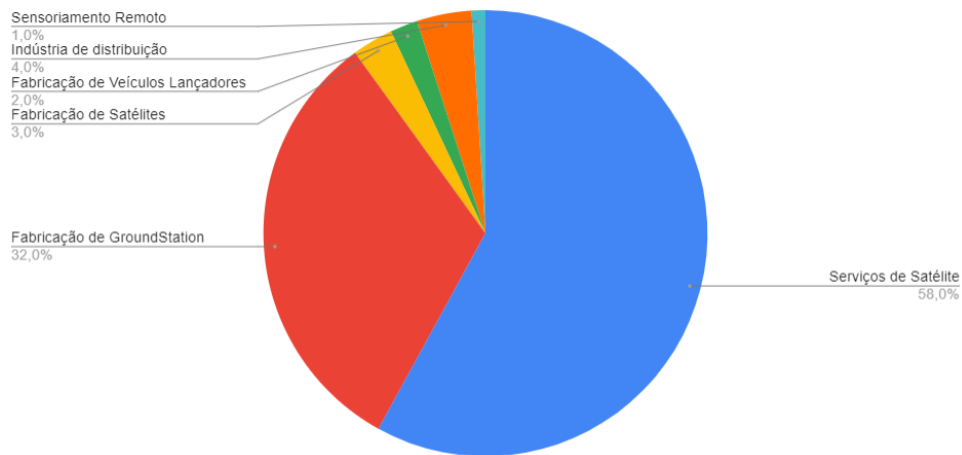


Figura 1 – Impactos do transporte espacial comercial dos EUA.

Fonte: Adaptado de [FAA \(2006\)](#).

2.2 Marcos históricos

Em 1957 ocorreu o lançamento do primeiro satélite artificial no espaço que deflagrou o início de uma nova era. Porém, as teorias que possibilitaram esse momento foram construídas décadas antes tendo seu pilar em quatro pioneiros da era espacial: Konstantin E. Tsiolkovsky (1857-1935), Robert Esnault-Pelterie (1881-1957), Robert H. Goddard (1882-1945) e Hermann Oberth (1894-1989) ([WERTZ, 2011](#)).

Eles foram responsáveis por trilhar os primeiros passos da teoria por trás da engenharia de foguetes e por formular vários dos princípios dos voos espaciais utilizados até hoje ([LOGSDON, 2021](#)). Porém, esses trabalhos só começaram a ganhar a devida notoriedade no início de 1930 com o direcionamento dos esforços mundiais para desenvolvimento de mísseis balísticos, um dos exemplos é o grupo criado em 1932 pelo exército alemão que incluía Wernher von Braun (1912-1977) para se dedicar apenas a matéria de foguetes ([WERTZ, 2011](#)).

Essa movimentação dos países voltada para mísseis teve grande importância nos eventos que se sucederam na segunda guerra mundial (1939-1945) e, com o fim desta, dezenas dessas tecnologias desenvolvidas nesse período, principalmente de origem alemã, foram para os Estados Unidos e uma massa de pesquisadores imigrou para o país. Dentre eles estava Wernher Von Braun que foi uma das principais figuras no desenvolvimento da tecnologia espacial americana ([LOGSDON, 2021](#)).

Nos anos seguintes à Segunda Guerra Mundial, os Estados Unidos e a U.R.S.S. tornaram-se concorrentes militares, uma relação que convergiu na conhecida Guerra Fria (1947-1989). Nesse momento, a prioridade voltou-se para o espaço devido a possibilidade de se monitorar o inimigo, o que representava uma chave para reduzir o risco de uma guerra real. Com isso, houveram vários financiamentos das forças armadas e o surgimento

da corrida espacial que moveu um novo momento de desenvolvimentos tecnológicos dentro da história espacial ([WERTZ, 2011](#)).

Em 1957 ocorreu o Ano Geofísico Internacional (IGY) e com isso houve a desvinculação do programa espacial com o militarismo em prol da liberdade no espaço. Os soviéticos haviam declarado suas intenções de colocar um satélite em órbita durante a IGY, mas existia um ceticismo generalizado sobre as capacidades técnicas da U.S.R.R. para desenvolver tanto um satélite científico sofisticado como um veículo lançador capaz de colocá-lo em órbita. Todavia, 4 de outubro de 1957 ocorreu o lançamento do Sputnik 1 ([HOWELL, 2020](#)).

Depois disso a U.S.R.R. continuou na liderança da guerra fria com o envio do primeiro ser humano para o espaço, Yuri Gagarin, em 12 de abril de 1961 ([HOWELL, 2020](#)). Só depois de 10 anos após esse primeiro voo espacial humano que Neil Armstrong disse "*That's one small step for a man. One giant leap for mankind.*". O Programa Apollo foi iniciado 1 ano após a ida de Yuri Gagarin ao espaço e foram feitas 4 missões completas antes de finalmente lançar a missão Apollo 11 em 20 de Julho de 1969 ([DUNBAR, 2019](#)). Desde então, nenhum ser humano deixou a órbita terrestre.

A partir do início dos anos 70 e com o fim da guerra fria, foi iniciado um período de ocupação e atividade humana no espaço através da construção dos ônibus espaciais e das estações espaciais. Esse momento se estabilizou com o desenvolvimento da Estação Espacial Internacional (ISS) assim como um novo período de cooperação entre os países para possibilitar o avanço das explorações do universo ([LOGSDON, 2021](#)). Os principais marcos que sucederam esse momento podem ser conferidos na tabela 1.

Tabela 1 – Principais marcos da exploração espacial

Data	Evento	Missão	Responsável
15/12/1970	Primeira aterrissagem suave em outro planeta (Vênus)	Venera 7	U.S.S.R
19/04/1971	Lançamento da primeira estação espacial	Salyut 1	U.S.S.R
03/12/1973	Primeiro Voo para Júpiter	Pioneer 10	U.S.
01/09/1979	Primeiro Voo para Saturno	Pioneer 11	U.S.
12-14/04/1981	Primeira nave espacial reutilizável lançada e retornada do espaço	Space Shuttle Columbia	U.S.
24/01/1986	Primeiro Voo para Urano	Voyager 2	U.S.
25/04/1990	Primeiro grande telescópio de espaço óptico lançado	Hubble Space Telescope	U.S.
24/08/1989	Primeiro Voo para Saturno	Voyager 2	U.S.

02/11/2000	Primeira tripulação residente a ocupar o Estação Espacial Internacional	William Shepherd, Yury Gidzenko e Sergey Krikalyov	U.S. Rússia
21/06/2004	Primeira nave espacial tripulada com financiamento privado para alcançar voo suborbital acima de 100 km	SpaceShipOne	Mojave Aerospace Ventures
01/07/2004	Primeira nave espacial a orbitar Saturno	Cassini-Huygens	U.S., ESA, Itália
13/06/2010	Primeira nave espacial a retornar à Terra com amostras de um asteróide	Hayabusa	Japão
06/09/2014	Primeira nave espacial a orbitar um cometa	Rosetta	ESA
21/12/2015	Primeiro foguete a aterrissar na própria base	Falcon 9	SpaceX
03/01/2019	Primeiro pouso suave no lado oculto da Lua	Ghang'4	China
30/05/2020	Primeira nave espacial de uma empresa privada a levar astronautas à ISS.	Dragon 2	SpaceX

Fonte: [Logsdon \(2021\)](#).

2.3 Custos de missões espaciais

É de amplo conhecimento que missões espaciais possuem custos extremamente elevados, utilizando como comparação o programa Apollo, foram 20 bilhões de dólares gastos em 1970, o que hoje seria equivalente a mais de 100 bilhões de dólares apenas nesse programa. E, como visto na seção anterior, a NASA conta com mais de 60 anos de história de programas espaciais. A estimativa é de que até hoje os Estados Unidos tenham gasto mais de 500 bilhões para realizar voos com humanos no espaço e o orçamento previsto para o ano de 2022 já conta com mais 22 bilhões onde está sendo contemplado os custos com o programa Artemis ([LAFLEUR, 2010](#)).

Segundo o [Wertz \(2011\)](#), existem alguns motivos críticos que justificam o porquê de explorações espaciais envolverem custos tão exorbitantes e eles podem ser resumidos na dificuldade de se chegar no espaço e na tecnologia envolvida que é específica e muitas vezes única para cada missão. Isso significa que não é possível apenas utilizar partes comerciais ou industriais para reduzir o preço de produção pois esses produtos geralmente são mais

robustos do que o necessário para uma missão espacial. Com isso, essas peças com um peso muito maior podem gerar uma economia na produção mas em contrapartida acarretam num aumento exorbitante do valor para transportar essa carga até a órbita desejada.

Além disso, todo o processo de concepção de um foguete exige um trabalho intenso e esse custo é um dos fatores dominantes na parte de design e implementação. Dessa forma, quanto mais tempo levar para uma missão ser concluída e lançada, proporcionalmente será o aumento de custos envolvidos no desenvolvimento da mesma (WERTZ, 2011).

Outro aspecto importante é a relação entre custo e risco envolvido nas missões espaciais, onde é possível avaliar os custos envolvidos em diversos cenários através de métodos estocásticos. Assim, quanto maior o risco da missão ou quanto menor for a probabilidade da utilidade da missão ser alcançada, maior será o gasto do programa com cenários ruins (NASA, 2014a).

2.4 Programa Espacial Brasileiro

O Programa Espacial Brasileiro (PEB) é coordenado pela Agência Espacial Brasileira (AEB) que foi criada no início de 1994. Antes disso, o INPE foi criado em 1971 com a missão de contribuir para que a sociedade brasileira possa usufruir dos benefícios propiciados pelo contínuo desenvolvimento do setor espacial (AEB, 2020). O organograma do PEB pode ser visualizado na figura 2 onde é apresentado as divisões de competências e os centros de lançamentos disponíveis.

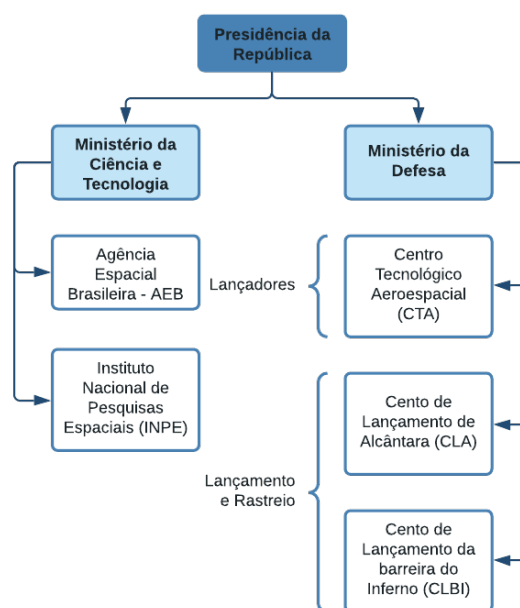


Figura 2 – Organograma do PEB.

Fonte: Adaptado de Souza (2002).

Segundo o atual presidente da Agência Espacial Brasileira, Carlos Moura, o Programa Espacial do Brasil é um dos mais desenvolvidos na América Latina mas apresenta um grande atraso quando comparado as grandes potências e isso pode ser devido a falta de investimento na área (ORLANDO, 2021). Em 2020, o orçamento previsto para o PEB foi de 150 milhões de reais, o que representa aproximadamente 0,0075% do orçamento total do governo (CGU, 2020). Enquanto isso, nesse mesmo ano o gasto dos Estados Unidos com as explorações espaciais foi o correspondente a 110 bilhões de reais que representa 0,5% de todos os gastos do governo americano (THEPLANETARYSOCIETY, 2020b).

Desde a criação do PEB, houve a operação de uma série foguetes para realização de sondagem, sendo eles: Sonda I, Sonda II, Sonda III, Sonda IV, VSB-30, VS-30, VS-40 e VS-50. Além desses, um dos principais projetos realizados pelo Programa Espacial Brasileiro foi o VLS-1 que faz parte do programa Veículos Lançadores de Satélites, coordenado pelo Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE). O VLS-1 foi um modelo de foguete Brasileiro com 4 estágios desenvolvido com o objetivo de colocar satélites na órbita LEO. Ele começou a ser desenvolvido em em 1985 e teve dois testes em 1997 e em 1999 que falharam (GOV.BR, 2020).

Os testes do VLS-1 continuariam no Centro de Lançamento de Alcântara, porém, no dia 22 de agosto de 2003, enquanto os preparativos para que o lançamento do foguete ocorresse três dias depois estavam sendo feitos, um dos quatro motores do VLS-1 tiveram um acionamento súbito devido a um tipo de problema técnico. Com essa ignição prematura, a torre de lançamento explodiu e as 21 pessoas que trabalhavam no local morreram (ALAMA, 2013). Essa foi uma grande tragédia no setor espacial brasileiro que paralisou o desenvolvimento de foguetes no PEB por alguns anos.

Apenas em 2016 as discussões retornaram sobre revisar o programa de Veículos Lançadores de Satélites por meio da quarta edição do Programa Nacional de Atividades Espaciais (Pnae). Depois disso, o programa passou a enquadrar o projeto de Veículo Lançador de Microssatélite (VLM) que encontra-se em fase de estudos de definição, desenvolvimento e qualificação de sistemas (IAE, 2016).

3 Engenharia de missões espaciais

3.1 Visão Geral

O conceito de engenharia de missões espaciais é a definição de parâmetros de missão e o refinamento dos seus requisitos de modo a satisfazer todos os objetivos amplos de uma missão espacial com o menor tempo e risco possível (WERTZ, 2011). Um exemplo disso é o programa Apollo que resultou no lançamento dos primeiros humanos na lua e um dos maiores avanços tecnológicos que tivemos nos tempos modernos. O objetivo desse programa foi definido pelo presidente John F. Kennedy em 12 de setembro de 1962 na sua proclamação "*We choose to go to the Moon*"(LOGSDON, 2011).

A princípio, não foi feita uma definição de números de tripulantes, duração da missão ou, até mesmo, qual seria a quantidade de material lunar a ser recolhido. Todos esses aspectos foram definidos num momento posterior utilizando ferramentas de engenharia de missão. De modo geral, o programa Apollo foi bem sucedido em levar pessoas a lua e retorná-las em segurança, mas para analisar os demais objetivos, como risco, custo e tempo, é necessário fazer uma avaliação mais detalhada da utilidade de missão. Olhando esses aspectos individualmente é possível perceber, por exemplo, que a missão Apollo teve um dos custos de missão mais baixo por massa mas ainda assim em diversos outros aspectos a missão não foi muito eficiente financeiramente (JOHNSON, 2002).

A missões espaciais modernas possuem todos um alto nível tecnológico, porém ainda possuem um custo muito elevado por lançamento e o tempo médio entre a concepção até o lançamento pode levar décadas. O espaço tem muitas aplicações em potencial que ainda não foram exploradas mas para que isso ocorra é necessário uma evolução na engenharia aeroespacial para permitir que esta fique mais rápida, barata e confiável. E a chave disso está na melhoria dos processos de engenharia de missão (WERTZ, 2011).

3.2 Processo

Com base no que foi proposto por Wertz (2011), a engenharia de missão espacial pode ser dividida em 14 passos antes de se iniciar a engenharia de sistema. A principal diferença entre esses dois momentos é que enquanto a engenharia de missão tem um escopo estratégico onde visa resolver os aspectos da missão a um nível global, a engenharia de sistemas visa o ordenamento do desenvolvimento técnico de cada parte do projeto de forma separada. Na figura 3 é apresentado um fluxograma dos passos envolvidos nesse processo e o ciclo de feedback entre as fases da engenharia de missão.

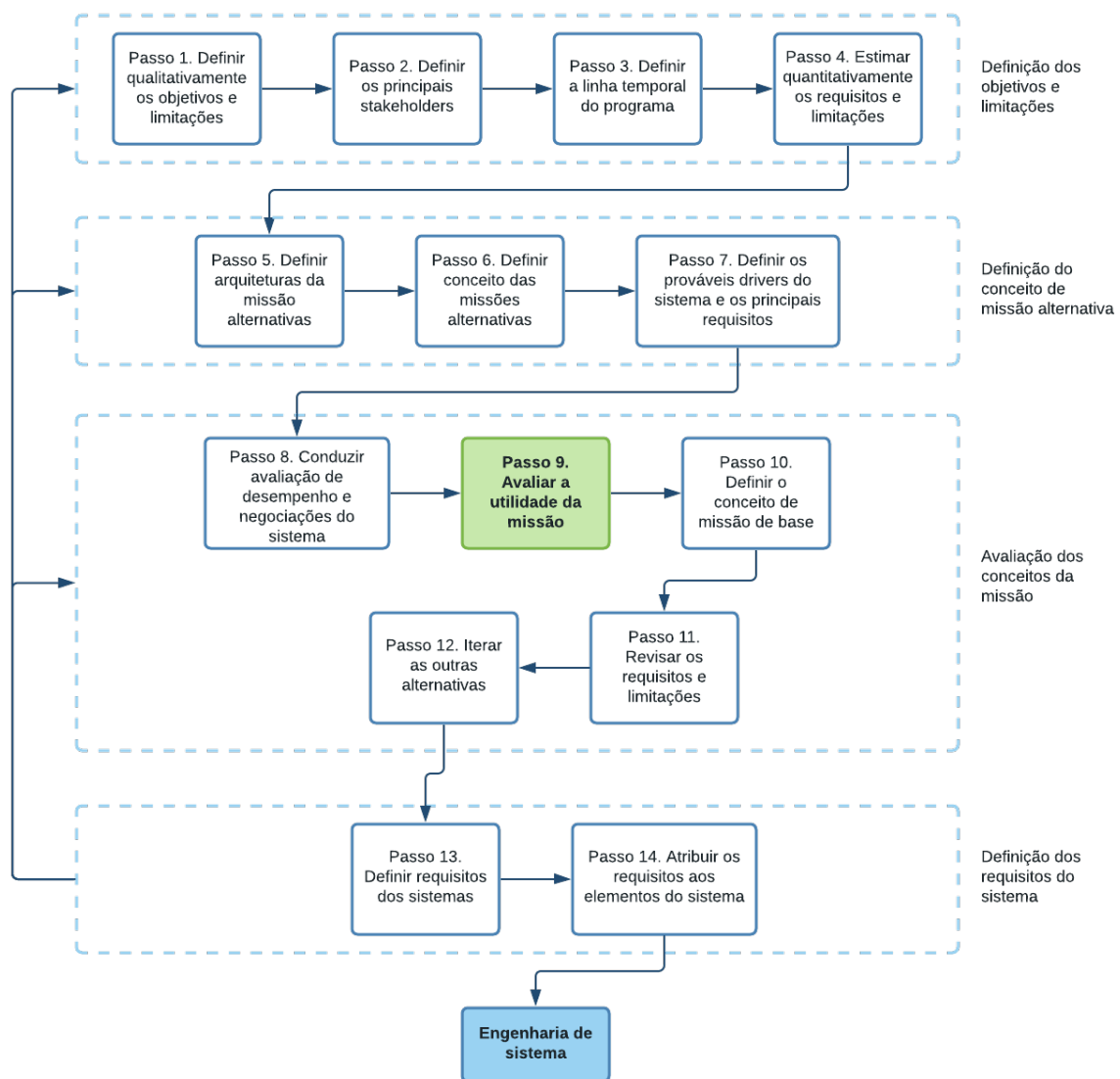


Figura 3 – Processos de engenharia de missão espacial.

Fonte: Adaptado de [Wertz \(2011\)](#).

A primeira etapa do processo é constituída pelo passo 1, 2, 3 e 4 onde são definidos quais são os objetivos da missão e o porquê deles, assim como as métricas quantitativas que darão suporte as futuras decisões. Essa etapa será a guia principal de todo o projeto e deve ser revisitado várias vezes. Além disso, também são definidos os *stakeholders* que limitarão e guiarão o andamento da missão([WERTZ, 2011](#)).

Em seguida, os passos 5, 6 e 7 que formam a segunda etapa do processo são realizados para identificar combinações alternativas de soluções e tecnologias que combinam com os objetivos previamente selecionados na etapa anterior. Também é levantado o estudo de custo e performance de cada solução alternativa para auxiliar em futuras negociações no andamento do projeto. Para isso, é identificado os drivers de cada sistema e os requisitos

críticos da missão (WERTZ, 2011).

Com todas as possíveis arquiteturas levantadas, é iniciado a etapa de avaliar os conceitos da missão para verificar quantitativamente quão alinhado está os objetivos da missão com as necessidades do usuário final para justificar os gastos que serão feitos. Essas medidas de performance são realizadas para definir a arquitetura ótima que será utilizada e são divididas em Medidas de Efetividade (MoEs) e Figuras de Mérito (FoMs) (WERTZ, 2008). Após essa análise ser realizada, os dados serão utilizados para definir qual solução será empregada e para refinar os requisitos críticos. Dessa forma, os requisitos do sistema poderão ser definidos para serem passados para os grupos de desenvolvimento técnico e começarão a tratar a missão a nível de sistema.

3.3 Análise da utilidade da missão

A avaliação da utilidade da missão é um dos passos do processo de engenharia de missão espacial, fig. 3, e integra uma estrutura de análise de missão que tem como objetivo quantificar os parâmetros do sistema e o desempenho resultante. Essa análise macro é um modelo de todo o sistema espacial trazendo assim os parâmetros principais e soluções alternativas levantadas, como potência, órbita e payload, e os seus respectivos indicadores de performance, efetividade, custo e risco. Com esse modelo é possível levantar todas as relações funcionais entre as diversas variáveis dos sistemas e realizar as seguintes análises: (I) Análise de viabilidade, (II) Estimativa de tamanho, (III) Arquitetura base, (IV) Estudo de negociações, (V) Análise de performance e (VI) Análise de utilidade (WERTZ, 2011).

A análise de utilidade de missão difere-se da análise de performance pois uma missão pode ter todos os requisitos de performance no ponto ótimo mas ter os objetivos fundamentais não alcançados, ou seja, ter uma falha na análise da utilidade de missão. Nesse caso, os gastos enormes que sempre ocorrem em missões espaciais não podem ser justificados. Para evitar esse cenário, a avaliação da utilidade da missão é realizada diversas vezes durante todo o projeto e possui um papel fundamental na tomada de decisões, um exemplo de uso dessa avaliação é o framework feito pela NASA (2007).

Segundo o Wertz (2011), os objetivos principais da análise da utilidade de missão são: prover informações quantitativas para a tomada de decisão e fornecer feedback sobre o andamento da missão. Para isso, é utilizado Medidas de Efetividade (MoEs) ou Figuras de Mérito (FoMs) que, apesar de serem parâmetros únicos para cada missão, podem ter aspectos comuns com os parâmetros gerais dispostos na tabela 2. As Medidas de efetividade podem ser classificadas entre quatro categorias que refletem o impacto do sistema nos objetivos da missão, sendo eles:

- Medidas de Utilidade: Demonstra quão útil a missão é em cumprir seus objetivos;
- Medidas de Sucesso: Demonstra quão bem sucedida a missão é em cumprir seus objetivos;
- Impacto no resultado: Demonstra se a missão muda o resultado final dos eventos o suficiente para justificar o custo;
- Nível de Preparo: Demonstra se a missão permite uma preparação para eventos futuros;

Tabela 2 – Parâmetros aplicáveis para a maioria das missões.

Categoria	Parâmetro	Descrição
Custo	Engenharia não-recorrente	Custo total do desenvolvimento
Custo	Custo recorrente por missão	Custo de construção e lançamento de unidades subsequentes
Risco	Probabilidade de missão bem sucedida	Considera as possibilidades de falha no lançamento e em órbita
Flexibilidade	Utilidade em multi-missões	Potencial de utilizar o mesmo ativo para outros tipos de missões
Tempo	Tempo de desenvolvimento	Tempo total para desenvolvimento, construção e lançamento

Fonte: Adaptado de [Wertz \(2011\)](#)

Para avaliar a utilidade da missão por meio das Medidas de efetividade, é necessário a realização de uma análise numérica em função do custo e do risco dos principais sistemas em seus diversos cenários possíveis. Como missões espaciais são extremamente complexas e possuem um número muito grande de variáveis, é necessário restringir o máximo possível o escopo da simulação numérica para que ela não se torne extremamente onerosa e demorada ([ELLIOTT; SCHIFLETT, 2001](#)). Dessa forma, essa análise precisa ser simples o suficiente para possibilitar um número grande de simulações permitindo a obtenção de dados estatísticos e explorar os diversos cenários possíveis, esse método é chamado simulação de Monte Carlo ([WATSON, 2017](#)).

3.4 Análise de custos

Anteriormente foi demonstrado como as missões espaciais possuem custos muito alto e o que acontece com os programas atuais em parte pode ser respondida pela espiral



Figura 4 – Espiral financeira espacial.

Fonte: Adaptado de [Wertz \(2011\)](#).

do espaço, fig. 4. Essa espiral apresenta que o custo crescente da missão leva a calendários mais longos e demanda de maior confiabilidade suscetivamente.

Foi identificado que as reduções de custos do ciclo de vida da missão são substancialmente maiores durante o período de contextualização da missão, enquanto que escolhas feitas após esse período podem ter até três ordens de grandeza maior. ([STECKLEIN et al., 2004](#)). Dessa forma, para reduzir o custo exorbitante, a capacidade de reduzir ou eliminar quaisquer ambiguidades na análise feita nas fases iniciais das missões podem potencialmente representar a economia de bilhões junto a uma redução dos cronogramas ([WERTZ, 2011](#)).

Para alcançar essa redução pode ser feita uma análise de missão avaliando os vários cenários possíveis para verificar em quais deles o risco é menor. Além disso, O *Cost Estimating Handbook* da [NASA \(2014a\)](#) traz em seu trabalho modelos de estimativa de custo para missões espaciais considerando uma escalabilidade na produção para diminuir o custo que permitem avaliar todos esses aspectos citados.

4 Programa Apollo

4.1 Visão Geral

O programa Apollo foi criado pela NASA com o objetivo de enviar humanos para a lua entre os anos de 1967 e 1972. No total, foram 33 tripulantes distribuídos entre as 15 missões que ocorreram utilizando os veículos lançadores Saturno IB e V. Esse programa foi o responsável por declarar a vitória dos Estados Unidos na corrida espacial contra a União Soviética durante a guerra fria (LOGSDON, 2021).

Durante esse período foram realizados 11 voos espaciais no *Kennedy Space Center*(Orlando, Florida). Dentre esses voos, quatro foram destinados para testes de equipamentos, os outros 6 foram bem sucedidos em aterrissar seres humanos na lua e apenas um teve falha total (DUNBAR, 2019). O resumo das missões realizadas durante esse programa podem ser observadas na tabela 3.

Tabela 3 – Histórico de missões do programa Apollo.

Missão	Dia do lançamento	Resultado
Apollo 1	27/01/1967	Incêndio durante teste no solo; Tripulação morreu;
Apollo 2	-	Não teve missão
Apollo 3	-	Não teve missão
Apollo 4	09/11/1967	Primeiro voo do Saturno V; Colocou o módulo CM em órbita;
Apollo 5	22/01/1968	Teste do Módulo Lunar;
Apollo 6	04/04/1968	Segundo teste do Saturno V;
Apollo 7	11/10/1968	Primeira missão com 3 pessoas;
Apollo 8	21/12/1968	Primeiro humano a orbitar a lua;
Apollo 9	03/03/1969	Simulação bem sucedida do lançamento do módulo lunar;
Apollo 10	18/05/1969	Demonstração bem sucedida do módulo lunar;
Apollo 11	16/06/1969	Primeiro humano a pisar na lua; Obtenção de primeiras amostras do solo lunar;
Apollo 12	14/11/1969	Segunda tripulação a aterrissar na lua e retornar em segurança;

Apollo 13	11/04/1970	Missão abortada; Explosão no módulo de serviço; Terceira tripulação a aterrissar na lua e retornar em segurança;
Apollo 14	31/01/1971	Demonstração da capacidade de aterrissagem e exploração humana contínua;
Apollo 15	26/07/1971	Quarta tripulação a aterrissar; Worden's EVA day;
Apollo 16	16/04/1972	Quinta tripulação a aterrissar com o Lunar Roving Vehicle;
Apollo 17	07/12/1972	Sexta tripulação a aterrissar com o Lunar Roving Vehicle; Fim do programa Apollo;

Fonte: (DUNBAR, 2019)

O programa Apollo foi iniciado após a conclusão de dois programas: Mercúrio e Gemini. O programa Mercúrio que ocorreu entre 1959 e 1963 e visava colocar uma pessoa em órbita para testar os efeitos. O programa Gemini (1962 - 1966) por sua vez focou em testar as manobras e componentes críticos que possibilitassem o pouso na lua (LOGSDON, 2021).

4.2 Arquitetura da missão

A arquitetura das principais missões do programa Apollo consiste nos três estágios do veículo lançador Saturno V (S-IC, S-II, e S-IVB), no módulo lunar (LM), módulo de serviço (SM) e módulo de comando (CM). O esquemático da arquitetura pode ser observada na figura 5 e cada módulo será apresentado a seguir.

O Saturno V é o maior veículo lançador da família de foguetes Saturno e conta com três estágios. Sua configuração de lançamento possui uma altura de 110,6 m com um diâmetro 10 m e uma massa total de aproximadamente 3.000 toneladas, gerando empuxo suficiente para colocar uma carga útil de aproximadamente 110.000 kg numa órbita LEO. O primeiro estágio (S-IC) foi construído pela Boeing Company e era composto por 5 motores tipo F-1 capazes de gerar 7,5 milhões de libras-força de empuxo e fazer o Saturn V alcançar uma altura de 61 km. O segundo estágio (S-II) foi construído pela North American Aviation e era equipado com 5 motores J2 tendo um empuxo total de 1,125 milhões de libras-força a partir da queima de LOX e hidrogênio líquido. Por fim, o terceiro estágio (S-IVB) construído pela Douglas Aircraft Company também funcionava

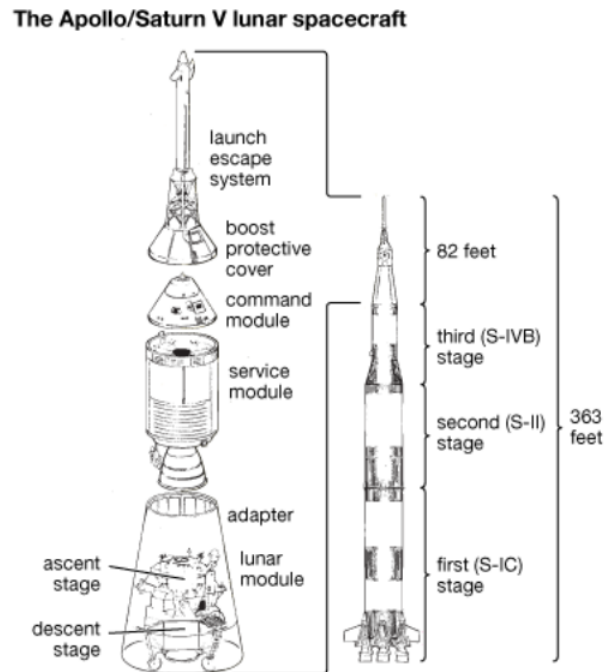


Figura 5 – Esquemático da arquitetura da missão Apollo.

Fonte: NASA.

com a queima de LOX e hidrogênio líquido com um empuxo de 225 mil libras-força e é ativado quando o mesmo atinge velocidade para alcançar a órbita terrestres (BILSTEIN, 1980).

Tabela 4 – Dimensões dos estágios Saturn V.

Estágio	Dimensão	Massa total	Massa vazia
S-IC	42 m x 10 m	2.280.000 Kg	130.000 Kg
S-II	24,9 m x 10 m	480.000 kg	36.200 Kg
S-IVB	17,81 m x 6,6 m	123.000 kg	13.500 kg

Fonte: (BILSTEIN, 1980)

O módulo lunar, figura 6, é composto pela parte de descida e ascensão para retorno da lua e fica posicionado logo acima dos propulsores. O módulo lunar teve variações ao longo das missões do programa Apollo, nesse trabalho será estudado apenas o módulo lunar *Eagle* utilizado na missão Apollo 11. Ele possui um comprimento de 7,04 m, diâmetro de 4,22 m (sem o mecanismo de pouso) e massa no momento do lançamento de aproximadamente 16,4 toneladas. Esse módulo representou um dos maiores desafios no período do programa Apollo por ser uma parte crítica para garantir que os tripulantes retornassem em segurança (EZELL, 1968). Esse módulo levava dois astronautas até a superfície lunar e, uma vez terminadas as excursões, os astronautas retornavam para dentro da nave.

O módulo de serviço (SM), figura 7, contém oxigênio, combustível, foguetes de manobra, células de combustível e outros equipamentos de suporte à vida que poderiam ser descartados ao reentrar na Terra. Ele tem um papel importante de realizar as manobras

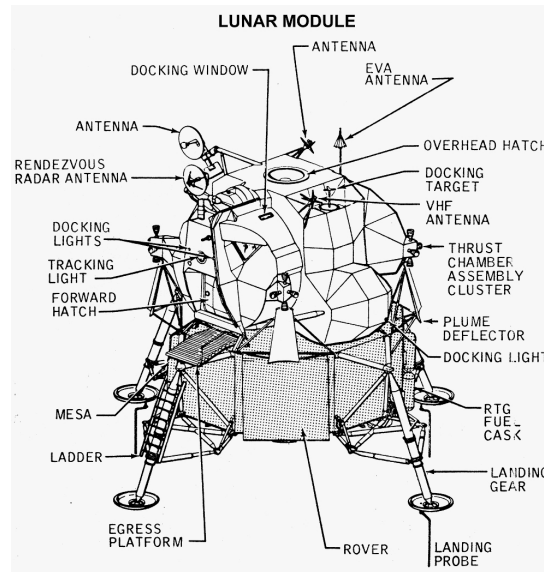


Figura 6 – Esquemático do módulo lunar da missão Apollo.

Fonte: NASA

espaciais durante a trajetória utilizando um propulsor AJ10-137 com impulso específico de 314,5 s, empuxo máximo de 20.500 libras-força e tempo de queima de 750 s. Além disso ele é composto por um sistema de escape de lançamento que é descartado ao atingir a órbita. Esse módulo atua em conjunto com o módulo de comando (LAUNIS, 2004).

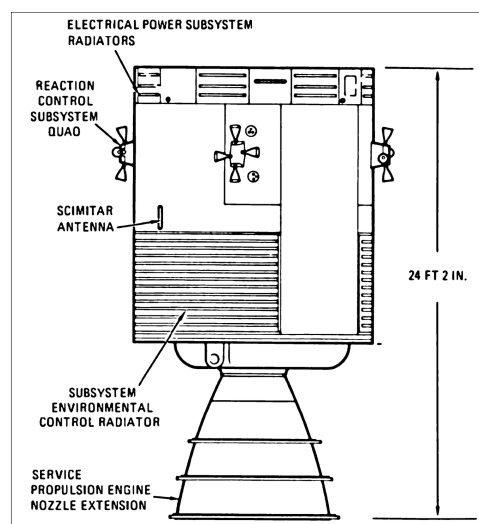


Figura 7 – Esquemático do módulo de serviço da missão Apollo.

Fonte: NASA

Por fim, o módulo de comando (CM) Columbia, fig. 8, foi feito para possibilitar que três pessoas possam viver por duas semanas ou mais na órbita terrestre ou numa trajetória lunar. Ele fica localizado no todo do veículo lançador e o interior desse módulo tem espaço bastante reduzido para movimentação, permitindo apenas a manutenção básica das condições humanas. O módulo de serviço e comando ficam combinados na maior

parte da trajetória e possuem uma dimensão de 11m x 3,9 m e massa no momento de lançamento igual a 14,7 toneladas.

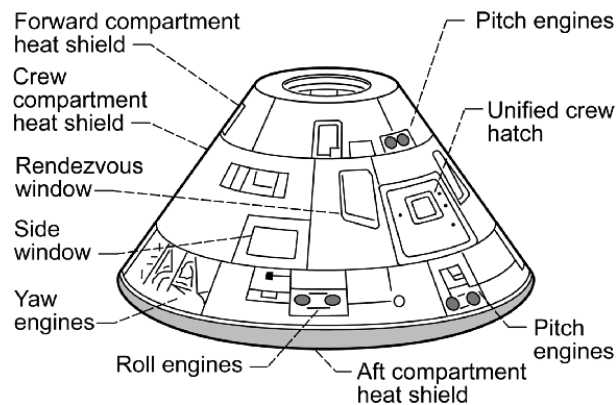


Figura 8 – Esquemático do módulo de comando da missão Apollo.

Fonte: NASA

4.3 Trajetória da missão

A trajetória das missões do programa Apollo sofreram pequenas variações ao decorrer das mesmas, porém todas tiveram o mesmo perfil de trajetória chamado encontro orbital lunar - Lunar Orbit Rendezvous (LOR). Na figura 9 é possível observar o perfil dessa trajetória utilizada no programa Apollo e em outros subsequentes.

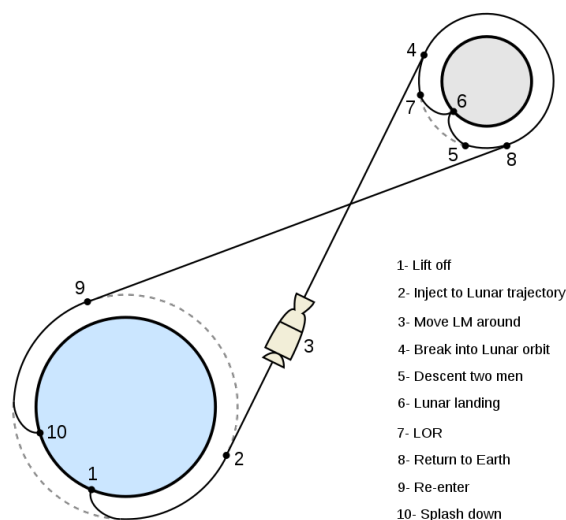


Figura 9 – Trajetória encontro orbital lunar.

Fonte: NASA.

Ela consiste em 5 etapas: (1) Lançamento para uma órbita intermediária terrestre, usualmente a LEO; (2) Manobra de injeção translunar; (3) entrada na órbita lunar no

sentido contrário de rotação; (4) Desacoplamento do sistema de exploração na superfície lunar enquanto o módulo principal continua em órbita; (5) Aterrissagem do sistema de exploração seguido do lançamento de volta pra órbita lunar; (6) Acoplamento entre o sistema de exploração e o principal; (7) Manobra de injeção para órbita terrestre; (8) Reentrada na atmosfera terrestre; (9) Splashdown no oceano.

Essa trajetória foi idealizada no período do programa Apollo para solucionar os problemas apresentados por uma trajetória direta para a superfície lunar que exigia muito combustível para sair da superfície da Lua, dessa forma, como o módulo principal em órbita lunar, o combustível necessário para voltar para a Terra não era um peso morto no momento de saída da superfície lunar.

Tratando especificamente da trajetória da missão Apollo 11, fig. 10, o lançamento iniciou com a queima total do primeiro estágio até atingir a marca aproximada de 60 km de altitude seguido da queima do segundo estágio do Saturn V para atingir a órbita LEO (166 km). O terceiro estágio foi utilizado parcialmente para ajustar o foguete na órbita enquanto eram feitos testes de checagem do sistema. Em seguida, o terceiro estágio é completamente utilizado para fazer a manobra de injeção translunar e, após a correção de órbita, os módulos CSM e LM são desacoplados e o último estágio do Saturn V é descartado.

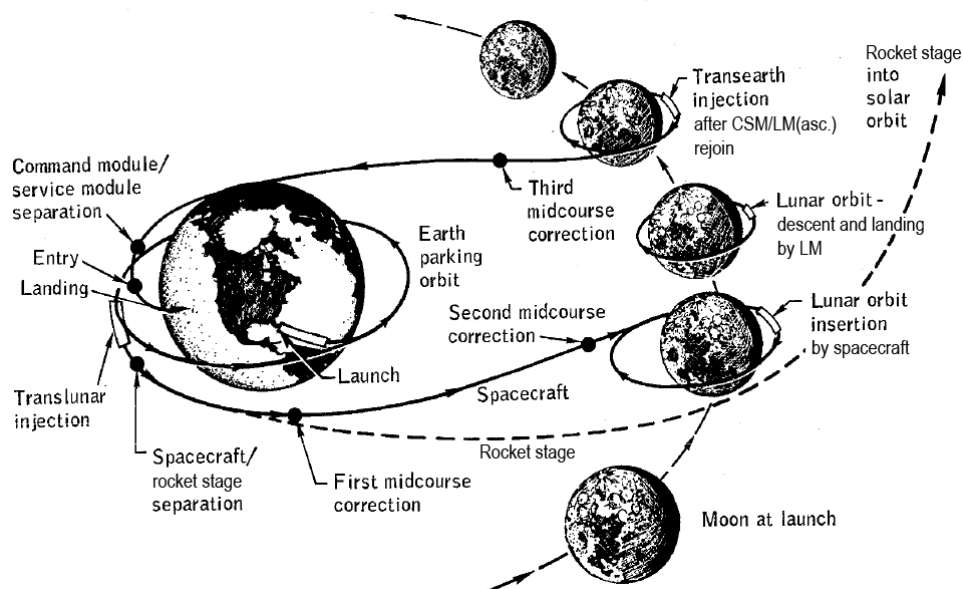


Figura 10 – Esquemático da arquitetura da missão Apollo.

Fonte: NASA.

As correções de órbita são feitas a partir desse ponto pelo módulo SM assim como ajustes na entrada da órbita lunar. Após a estabilização da nave espacial numa altitude de 110 km da superfície lunar, dois astronautas se movem para o módulo lunar e iniciam o desacoplamento entre o LM e o CSM e a aterrissagem na superfície da lua com o módulo

lunar. Após aproximadamente 21 horas de exploração na Lua, o módulo lunar é ativado seu modo de lançamento usando uma parte do módulo como plataforma de lançamento e é feito uma manobra de rendez-vous e acoplamento com o módulo CSM em órbita.

Uma vez acoplado, os astronautas retornam para o CSM e ejetam o módulo lunar iniciando uma injeção para a órbita terrestre. Ao chegar na órbita terrestre, o módulo de serviço ajusta a entrada do módulo de comando e é ejetado momentos antes da entrada na atmosfera terrestre, finalizando assim a missão.

4.4 Orçamento do programa

A partir da tabela 5 é possível observar o gasto que os Estados Unidos tiveram na época e o valor ajustado pela inflação. Para isso, foram considerados todos os custos diretos e indiretos envolvidos no programa e apresentados no orçamento nacional publicado além de documentos justificativos do orçamento original fornecidos pela Coleção de Referência Histórica da NASA na sede da NASA. As despesas alcançaram seu maior valor em 1966 antes do lançamento da primeira missão e a inflação foi calculada usando o Índice de Novo Início (NNSI) da NASA para projetos aeroespaciais ([THEPLANETARYSOCIETY, 2020a](#)).

Tabela 5 – Custos do programa Apollo em dólares.

Programa Apollo	Custo	Custo com inflação ajustada para 2020
Veículo espacial	\$8.1 bilhões	\$81 bilhões
Veículos lançadores	\$9.4 bilhões	\$96 bilhões
Desenvolvimento e operações	\$3.1 bilhões	\$26 bilhões
Custos diretos do projeto	\$20.6 bilhões	\$204 bilhões
Instalações no solo, salários e custos indiretos	\$5.2 bilhões	\$53 bilhões
Total Programa Apollo	\$25.8 bilhões	\$257 bilhões

Fonte: ([THEPLANETARYSOCIETY, 2020a](#))

Avaliando os dados separadamente, a NASA teve gastos de \$9,4 bilhões de dólares (\$96 bilhões ajustados) nos veículos lançadores Saturno, onde: Saturno I - US\$864 milhões (US\$10 bilhões ajustados), Saturno IB - US\$1,1 bilhão (US\$11 bilhões ajustados), Saturno V - US\$6,6 bilhões (US\$66 bilhões ajustados) e desenvolvimento de motores - US\$880 milhões (US\$9 bilhões ajustados). Quanto aos módulos, foram US\$ 3,8 bilhões no Módulo de Comando e Serviço (CSM) (US\$ 38 bilhões ajustados) e US\$ 2,4 bilhões no módulo lunar (LM), ou aproximadamente US\$ 23 bilhões em dólares de 2020 ([THEPLANETARYSOCIETY, 2020a](#)). Os seguintes itens foram considerados nos cálculos dos custos:

-
- Estudos de Desenvolvimento Técnico Avançado
 - Testes de voo orbital
 - Testes Biomédicos de Voo
 - Testes de Reentrada em Alta Velocidade
 - Desenvolvimento de naves espaciais
 - Instrumentação e equipamentos científicos
 - Suporte operacional
 - Apoio ao desenvolvimento
 - Módulos de Comando e Serviço
 - Módulo Lunar
 - Orientação e Navegação
 - Integração, Confiabilidade, Checkout
 - Suporte para naves espaciais
 - Saturno C-1, Saturno I, Saturno IB e Saturno V
 - Desenvolvimento de motores
 - Custos indiretos

5 Programa Artemis

5.1 Visão geral

O programa Artemis teve início em 2017 e sua primeira fase durará até 2024 incluindo 3 missões de ida a lua. O objetivo imediato declarado do programa é levar a primeira mulher na Lua, realizar o estabelecimento de uma equipe de expedição internacional e uma presença humana sustentável na Lua e, por último, formular as bases para que empresas privadas construam uma economia lunar e, eventualmente, viabilizem missões tripuladas a Marte ([DUNBAR, 2020](#)).

Além disso, enquanto as missões Apollo visavam áreas da Lua onde a superfície parecia sem mais estável e menos perigosa, os pousos do Artemis serão realizados no pólo sul da Lua que é uma região menos segura. Porém, acredita-se que existe água nas profundezas das crateras escuras desta região da Lua. A decisão de aterrissar nesse local é essencial para o futuro do voo espacial, uma vez que o gelo lunar pode ser derretido em água para consumo ou para ser processado em oxigênio respirável. Além disso, os elementos de hidrogênio e oxigênio podem ser extraídos do gelo para utilização como combustível para foguetes. Essa possibilidade proporciona uma viabilização da colonização humana na superfície lunar ([BRIDENSTINE, 2020](#)).

5.2 Objetivos

Os objetivos do programa Artemis foram formulados visando atingir as prioridades da pesquisa em todas as disciplinas que podem ser abordadas na Lua ou perto dela, sendo elas: compreender os processos planetários, interpretar o histórico do impacto do sistema Terra-Lua e investigar os riscos de exploração para os seres humanos Estratégia de implementação. A NASA está coordenando os esforços junto com outras agências espaciais para assegurar o alcance dessas prioridades científicas sejam cumpridas ([BRIDENSTINE, 2020](#)). O programa Artemis apresenta os seguinte objetivos para serem concluídos até o ano de 2024:

- Desenvolver um transporte eficiente para as cargas úteis de ciência e tecnologia para serem entregues à superfície lunar por empresas comerciais;
- Desenvolver sistemas de mobilidade para expandir e melhorar as investigações científicas sobre a superfície lunar;
- Alavancar parcerias internacionais para oportunidades adicionais;

- Obter novos dados científicos da órbita lunar pertinentes às observações planetárias, do sistema solar e cosmológicas usando CubeSats;

Após o ano de 2024, e com o sucesso dos objetivos propostos anteriormente, o programa Artemis será utilizado para auxiliar nas operações espaciais que levarão o homem a Marte.

5.3 Missões planejadas

A primeira fase do programa Artemis é composto pelas validações dos requisitos do programa, lançamento dos primeiros CubeSats comerciais na órbita lunar, aterrissagem do VIPER na superfície lunar e o lançamento das três missões Artemis ao longo dos próximos 3 anos. A ordem dos principais marcos seguem o disposto na figura 11.

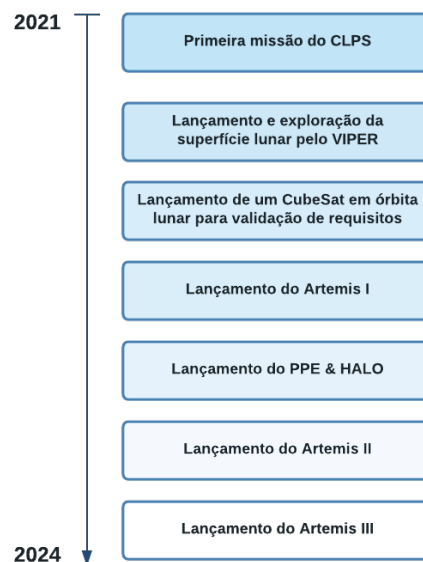


Figura 11 – Milestones do programa Artemis.

Fonte: Adaptado de [Bridenstine \(2020\)](#).

A missão Artemis I consiste no lançamento do SLS com o Orion acoplado para a órbita da Terra, colocando-o em um caminho em direção a uma órbita lunar retrógrada distante, fig. 12. Essa missão será realizada para demonstrar o desempenho do foguete SLS em seu voo inaugural e recolher dados de engenharia do Orion durante a reentrada na atmosfera terrestre. Esse teste de exposição do Orion a alta velocidade é a prioridade máxima da missão pois visa testar o desempenho do escudo térmico à medida que entra na atmosfera da Terra, garantindo a segurança dos tripulantes ([BRIDENSTINE, 2020](#)).

Os preparativos para essa missão estão em andamento junto com a produção dos motores do SLS que está em fase de teste de pré-voo. Esses motores são: quatro motores

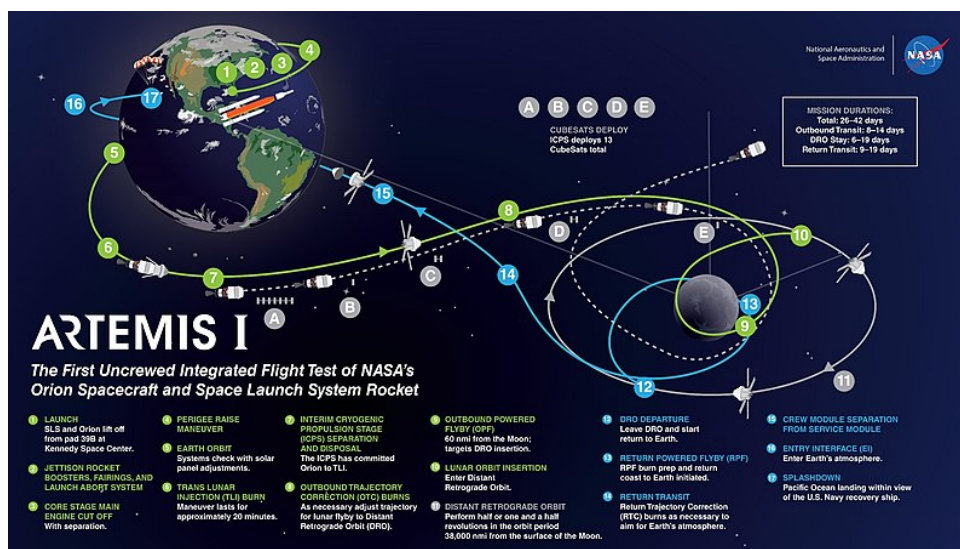


Figura 12 – Mapa da missão Artemis I.

Fonte: (HAMBLETON, 2021)

de foguete líquido RS-25, dois propulsores de foguete sólidos, o estágio de núcleo maciço e o estágio intermediário fase de propulsão criogênica que proporciona o empurrão final de Orion para a Lua. A missão Artemis II será iniciado após a conclusão da primeira onde o objetivo será levar uma tripulação de quatro astronautas para o ambiente lunar pela primeira vez em mais de 50 anos (BRIDENSTINE, 2020).

Essa demonstração proporcionará uma análise do desempenho dos elementos da missão e da experiência operacional, fatores que não podem ser obtidos apenas com testes em solo. Essa missão também possibilitará a preparação para as operações de acoplagem e de desacoplamento que ocorrerão na missão Artemis III (BRIDENSTINE, 2020).

5.4 Arquitetura da missão

O programa Artemis é composto por uma série de elementos principais que possibilitarão o lançamento das três missões Artemis previstas e o alcance dos objetivos principais do programa. Os elementos principais são:

- Veículo lançador: SLS + Upper Stage
- Veículo espacial: Orion
- Módulo lunar: Human Space Landing
- Gateway: Estação espacial lunar

Na figura 13 está o desenho geral da estrutura da missão Artemis com uma das configurações possíveis. A arquitetura conta com a presença do veículo lançador e veí-

culo espacial. O módulo lunar e o Gateway lunar será lançado utilizando outros veículos lançadores e tecnologia de terceiros.

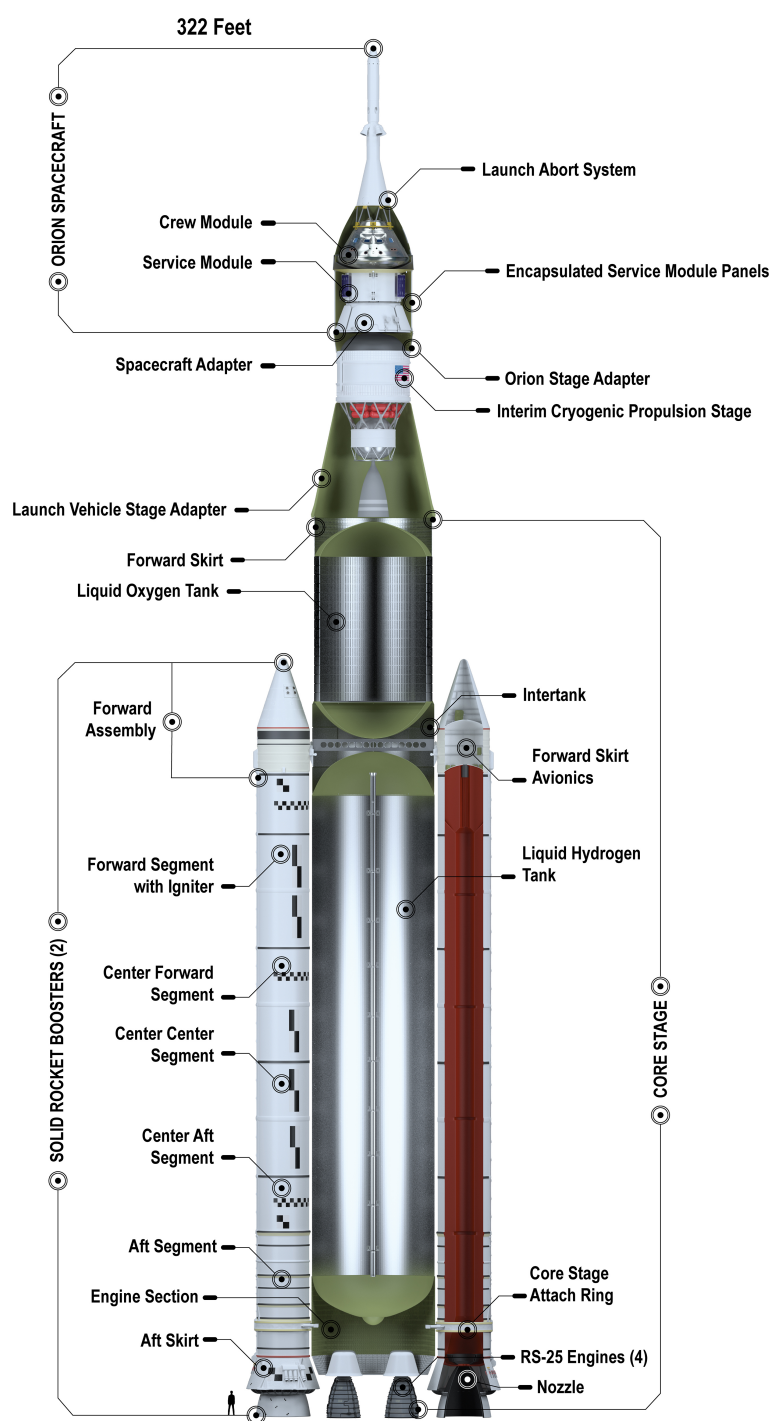


Figura 13 – Arquitetura do programa Artemis.

Fonte: (NASA, 2021).

5.4.1 Veículo lançador

O veículo lançador do programa Artemis é o Space Launch System (SLS) e ele vai ter diferentes configurações dependendo do objetivo da missão. A principal diferença entre as configurações é o estágio superior propulsivo utilizado e o espaço disponível para a payload (HARBAUGH, 2020b). Na figura 14, é possível avaliar as configurações possíveis do SLS onde no SLS Block 1 o estágio superior é o Interim Cryogenic Propulsion Stage (ICPS) e no SLS Block 1B em diante é o Exploration Upper stage (EUS).

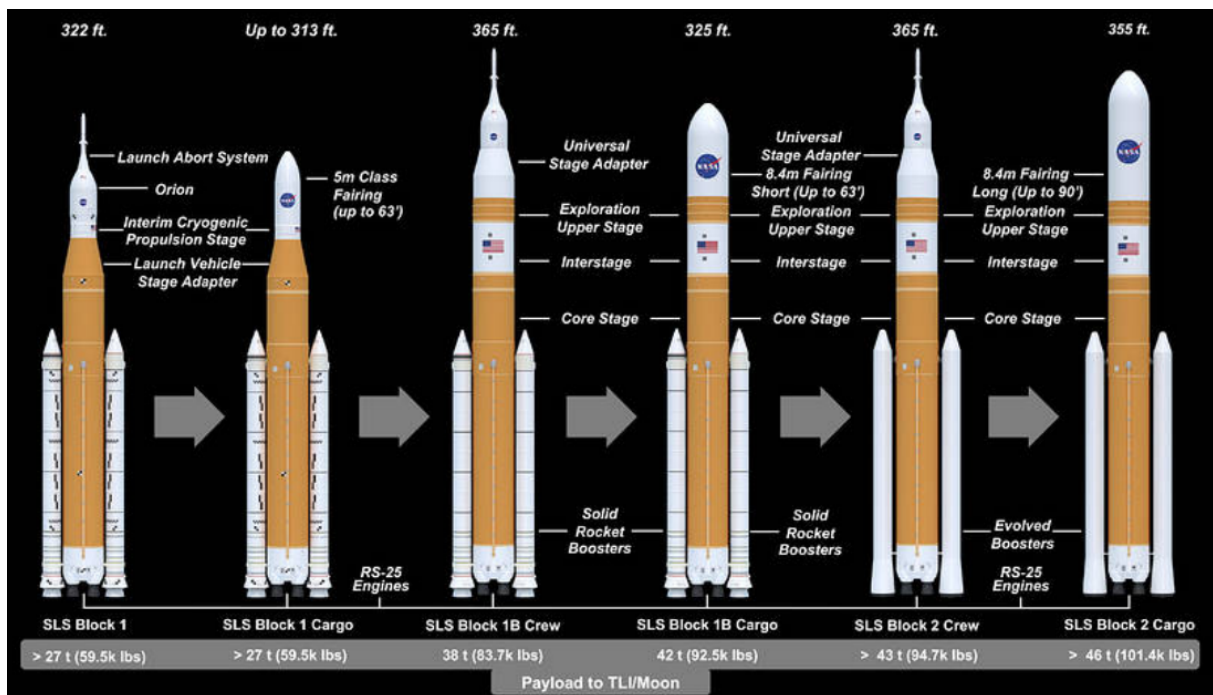


Figura 14 – Evolução do Launch Space Vehicle

Fonte: (HARBAUGH, 2020b).

A diferença entre o Interim Cryogenic Propulsion Stage (ICPS) e o Exploration Upper stage (EUS) é que o EUS pode fornecer 4 vezes mais empuxo do que o ICPS, podendo assim levar mais carga de payload para a lua. Ambos os estágios são compostos por propulsores RL10 e são alimentados por LH_2 e LOX . Atuação deles ocorrerá no momento de injeção translunar e em sequência serão ejetados do esquema principal (HARBAUGH, 2020a). Na figura 15 está a representação dos dois estágios superiores e os parâmetros principais.

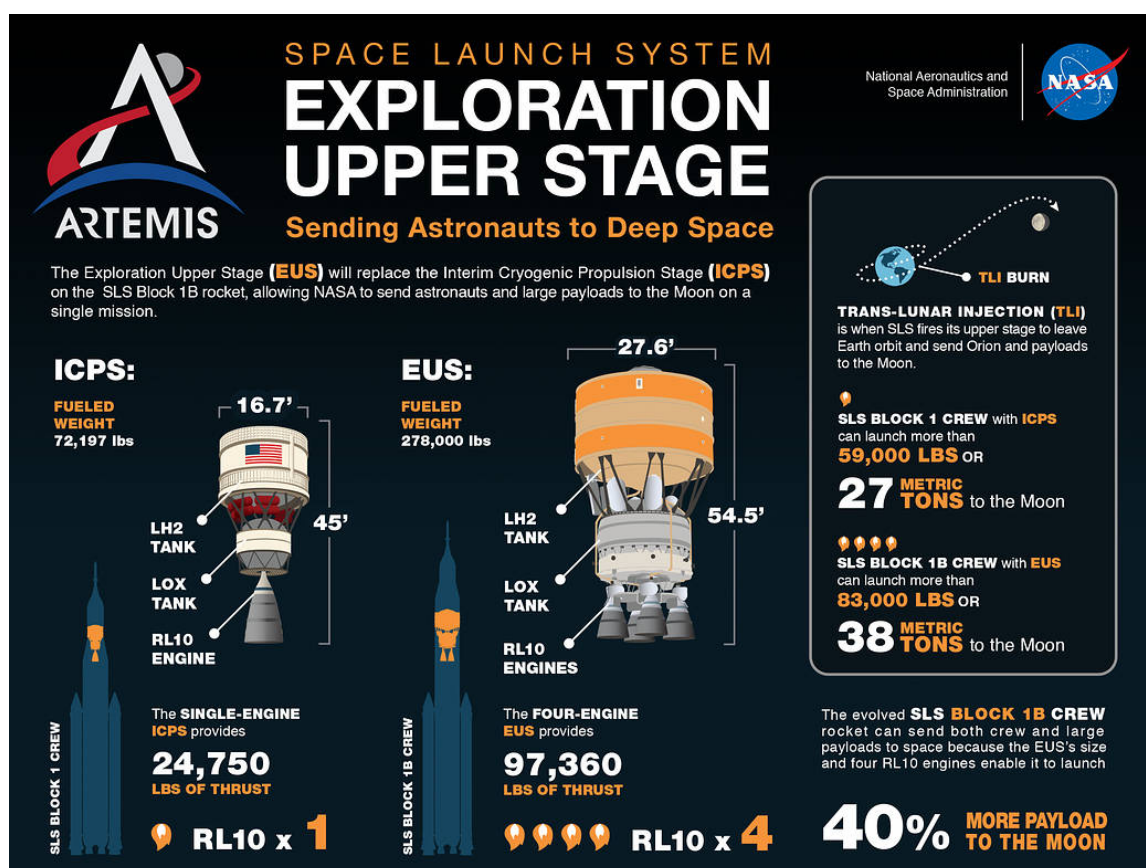


Figura 15 – Comparação entre o ICPS e o EUS.

Fonte: (HARBAUGH, 2020a)

O estudo será concentrado principalmente na missão Artemis 3 e o veículo lançador dessa missão será o Space Launch System Block 1 (SLS Block 1), figura 16, constituído por um estágio principal formado por quatro motores líquidos do tipo RS-25 e dois propulsores sólidos capazes de gerar um empuxo máximo igual a 8,8 milhões de libra-força. As capacidades de massa são de 95 toneladas até a órbita LEO e 27 toneladas até a manobra trans-lunar injection. (BRAEUNIG, 2020)

Os propulsores sólidos possuem um comprimento de 53,9 m, diâmetro de 3,71 m e massa total de 731.885 kg cada. O propelente é PBAN com massa igual a 631.495 kg. Capaz de gerar um empuxo máximo de 3 milhões de libra-força cada por um período de 126 s fornecendo assim mais de 75% do empuxo do veículo durante os primeiros dois minutos de voo (BRAEUNIG, 2020).

O estágio principal de propulsores líquidos possui uma dimensão total de aproximadamente 64,6 m x 8,4 m utilizando hidrogênio e oxigênio líquido como propelente. A massa do propulsor vazio é de 85.275 kg e a do propelente utilizável é de 979.452 kg. O empuxo máximo é de 1,67 milhões de libras-força e o tempo de queima é de 476 s (BRAEUNIG, 2020).

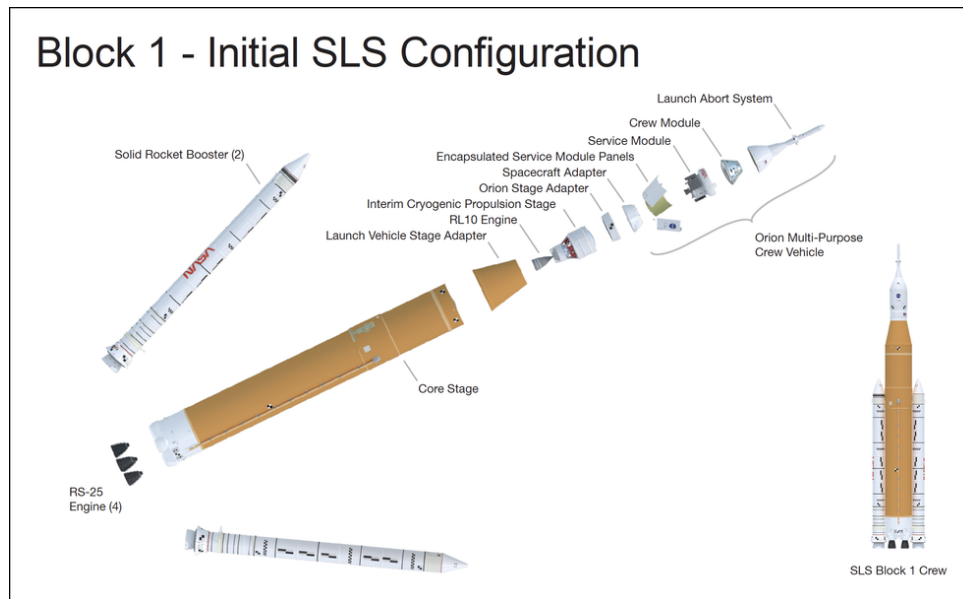


Figura 16 – Configuração inicial do SLS - Block 1,

Fonte: (HARBAUGH, 2020c)

Por fim, o estágio superior chamado de Interim cryogenic Propulsion Stage (ICPS), sendo este um propulsor líquido que utiliza oxigênio e hidrogênio como propelente e possui dimensões de 13,7 m x 5 m. Ele é capaz de fornecer um empuxo máximo de 24.751 libras-força no vácuo por um tempo de queima de 1125 s. A massa do propelente usável é de 26.853 kg e do propulsor vazio é de aproximadamente 8.765 kg (BRAEUNIG, 2020).

5.4.2 Veículo espacial

O SLS terá como carga útil a nave espacial, chamada Orion, responsável por levar a tripulação até a órbita lunar e retornar para a atmosfera terrestre. O Orion, figura 17, é composto por um módulo de tripulação - crew module (CM), módulo de serviço europeu - European Service Module (ESM) e o sistema de aborto de lançamento - Launch Abort System (LAS) (NASA, 2014b). A dimensão total do sistema é 3,3m x 5,03 m e as massas do sistema podem ser conferidas na tabela 6.

Tabela 6 – Massa dos sistemas do Orion.

Subsistema	Massa de lançamento
CM	10.400 kg
ESM	15.461 kg
Capacidade da payload	100 kg
Total	33.446 kg

Fonte: (NASA, 2014b)

A capsula espacial também conta com um sistema propulsivo primário, composto por um único propulsor AJ10, e um sistema secundário formado por oito propulsores tipo

R-4. O módulo Orion tem uma funcionalidade similar ao módulo de comando e serviço do programa Apollo, porém tem uma capacidade superior ao do módulo Columbia ([NASA, 2011](#)).

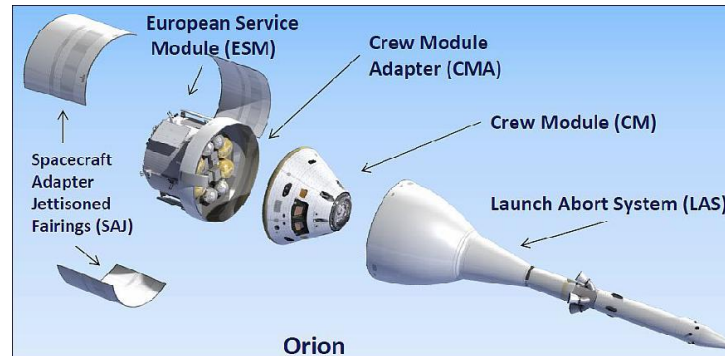


Figura 17 – Configuração da cápsula Orion.

Fonte: ([NASA, 2011](#))

5.4.3 Módulo lunar

O módulo lunar no programa Artemis será construído pela *SpaceX* e terá um funcionamento diferente do que o programa Apollo. O módulo lunar será a *Starship Human Landing System (HLS)* e será lançado a partir da Terra utilizando o primeiro estágio *Super Heavy*, figura 18. Será utilizado uma trajetória de injeção translunar até a órbita lunar e ficará nessa órbita até a chegada da cápsula órion, onde a tripulação será passada para a *starship* e a etapa de aterrissagem na lua será iniciada ([BROWN, 2021](#)).

O HLS terá aproximadamente 1.320 toneladas no momento do lançamento com dimensões de 50m x 9m. O sistema propulsivo é composto por 3 motores *Raptors* e 3 motores *Raptors Vacuum* com empuxo de 3050 kN e 3500 kN respectivamente ([SPACE-FLIGHT, 2021](#)). O primeiro estágio do veículo de lançamento terá 70 m por 9 m e será composto por 29 motores do tipo *Raptors* ([BROWN, 2021](#)).



Figura 18 – Starship - SpaceX

Fonte: ([BROWN, 2021](#))

5.4.4 Gateway

Na configuração da missão tripulada do programa Artemis, Artemis 2 e 3, haverá um sistema de Gateway lunar, estação espacial lunar, que ficará numa órbita Near-rectilinear halo (NRHO) em torno da lua e permitirá o acoplamento da nave espacial Orion antes da mesma se acoplar ao HLS (ZUBRIN, 2019). O Gateway ainda está em desenvolvimento com a participação da NASA, ESA, JAXA e Roscomos, a distribuição dos módulos previstos podem ser conferidos na figura 19.

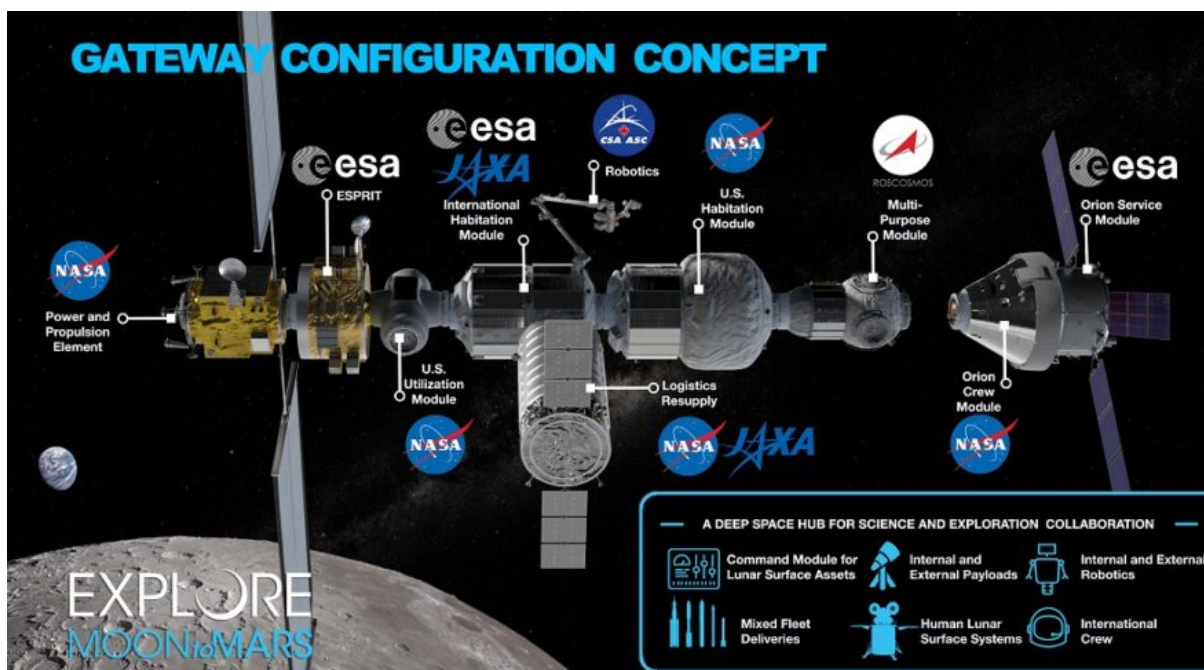


Figura 19 – Estação Espacial Lunar - Gateway.

Fonte: (ZUBRIN, 2019)

5.4.5 Outros elementos

Na tabela 7 estão presentes outros elementos que compõem o programa e suas respectivas funções.

Tabela 7 – Elementos principais do programa Artemis.

Elemento	Funções
Sistema terrestre de exploração (EGS)	- Para desenvolver e operar o sistema;
Deep Space Network (DSN)	- Provê o fornecimento de serviços contínuos de comando e telemetria de alta taxa;

Serviços comerciais de payload lunar (CLPS)	- Serviços de pequenas e médias payloads para a superfície lunar; - Catalizador do crescimento econômico lunar;
VIPER	- Rover para exploração do polo da superfície lunar; - Suporta as condições lunares por 100 dias
Propulsão elétrica (PPE)	- Provê uma velocidade delta de 12,5 kW para o Gateway;
Posto avançado de habitação e logística (HALO)	- Provê suporte para veículos visitantes na superfície lunar; - Possibilita o estabelecimento da base lunar;
Deep Space logistics (DSL)	- Leva toda a carga útil para o portão de entrada;
Sistema de Atividade Extraveicular de Exploração (xEVA)	- Suporte para as caminhadas no espaço e na lua;
Veículo de terreno Lunar (LTV)	- Sistema de transporte na superfície lunar;
Ground Station Lunar (LGS)	- Cria uma network global para as demandas de comunicação;
Lunanet	- Estrutura de padrões, protocolos e interfaces para suportar uma rede de comunicações escalável;
Plataforma de mobilidade habitável (HMP)	- Expande as possibilidades de excursão pela superfície lunar;
Fundação de Habitat na superfície (FSH)	- Posto avançado contínuo e de longo prazo para a tripulação visitar por até 60 dias;
Fonte de tensão na superfície Lunar/Marte	- Suporta operações noturnas na superfície lunar; - Módulo de fissão nuclear para prover 10 kW;
Iniciativa de inovação da superfície lunar (LSII)	- Tecnologia para habilitar o desenvolvimento na lua;

Fonte: (BRIDENSTINE, 2020).

5.5 Trajetória da missão

A trajetória da missão considerada será a do ARTEMIS III por se tratar da primeira missão de pouso tripulado na superfície lunar do programa. A missão 3, como pode

ser observada na figura 20, levará uma tripulação para a região polar sul lunar e sua execução depende do sucesso das missões Artemis I e II. A primeira parte da trajetória é similar ao da missão Apollo 11: É iniciado o lançamento para entrar na órbita LEO utilizando os estágios do SLS 1 seguido de uma manobra de injeção translunar utilizando o sistema ICPS, esse sistema será desacoplado após essa manobra e o módulo Orion realizará as manobras espaciais necessárias durante toda a trajetória até a lua.

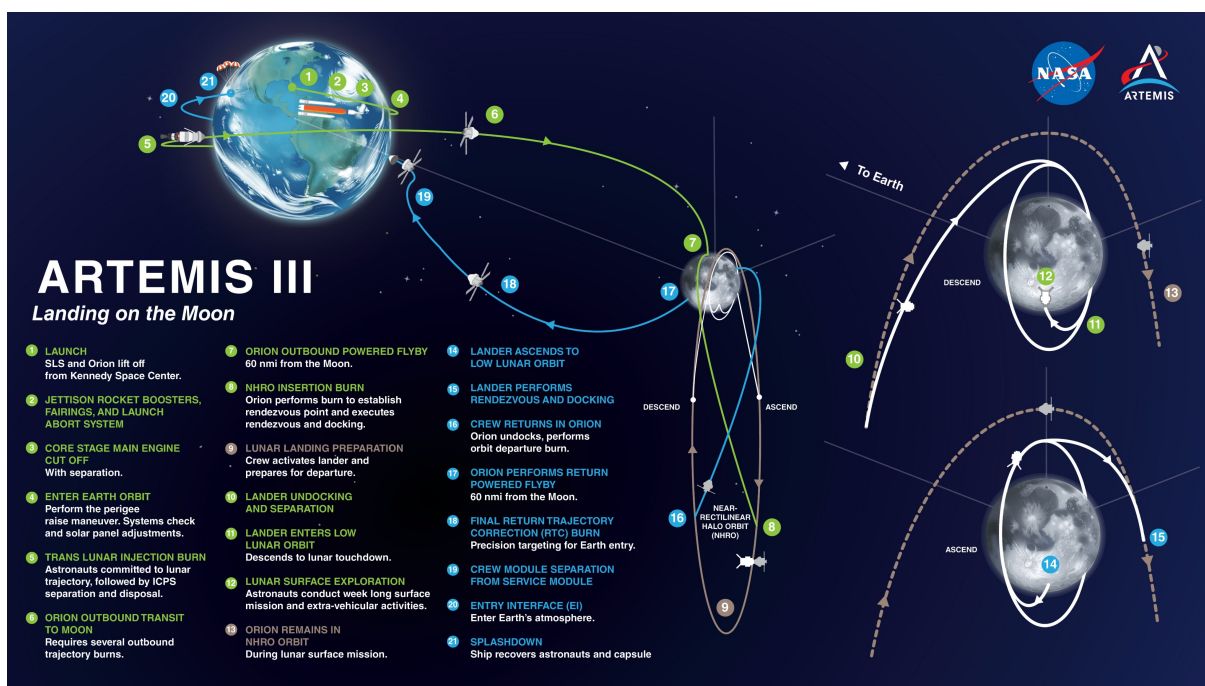


Figura 20 – Mapa da missão Artemis III.

Fonte: (SZONDY, 2019)

Após a chegada na órbita lunar, será feito uma manobra para entrar na Near-rectilinear halo orbit (NRHO) que forma uma elipse em torno do segundo ponto Lagrangeano do sistema Terra-Lua. Essa é a órbita planejada para o Gateway Lunar levando a estação a 3.000 quilômetros do polo norte lunar e aproximadamente 70.000 quilômetros sobre o polo sul lunar (SZONDY, 2019).

Com isso, o órion ficará acoplado ao Gateway enquanto o HLS será desacoplado do gateway e enviado para a órbita lunar com dois astronautas a bordo. O HLS aterrissará no polo sul lunar e será capaz de suprir a tripulação naquela área pelos quatro dias de missão enquanto é feito a exploração utilizando o EVA. Após esse período, o módulo de subida do HLS será acionado retornando os dois astronautas para o gateway e iniciando os preparativos para a volta. Para realizar a manobra de injeção transterrestre, será utilizado o ICPS para dar o impulso, sendo descartado em sequência. A tripulação retornará numa trajetória similar a do Apollo 11 utilizando apenas o módulo de comando do Órion (SZONDY, 2019).

Na tabela 8 estão presentes o Delta-V para cada manobra orbital esperada na trajetória da missão Artemis 3. A diferença entre essa trajetória e as anteriores é que na Artemis I e II a cápsula Órion orbitará a lua, sem a necessidade da Near-rectilinear halo orbit, e não haverá aterrissagem na superfície lunar.

Tabela 8 – Delta-V para o Gateway lunar.

De	Para	Delta-V [m/s]
LEO	TLI	3200
TLI	Gateway Lunar (NRHO)	430
Gateway Lunar (NRHO)	Órbita polar lunar	730

Fonte: ([MARTINEZ, 2018](#))

Parte III

Metodologia

6 Visão Geral

A análise da utilidade de missão será realizada em quatro etapas, conforme apresentado na figura 21. Na primeira etapa será realizado o levantamento dos dados da missão Apollo e missão Artemis e cálculo das figuras de mérito. Em seguida, será avaliados os resultados obtidos nas figuras de mérito e calculado a razão entre os parâmetros das duas missões. Na terceira etapa, os resultados serão normalizados para possibilitar a leitura das métricas. Com esses resultados, será avaliada a utilidade da missão do programa Artemis.

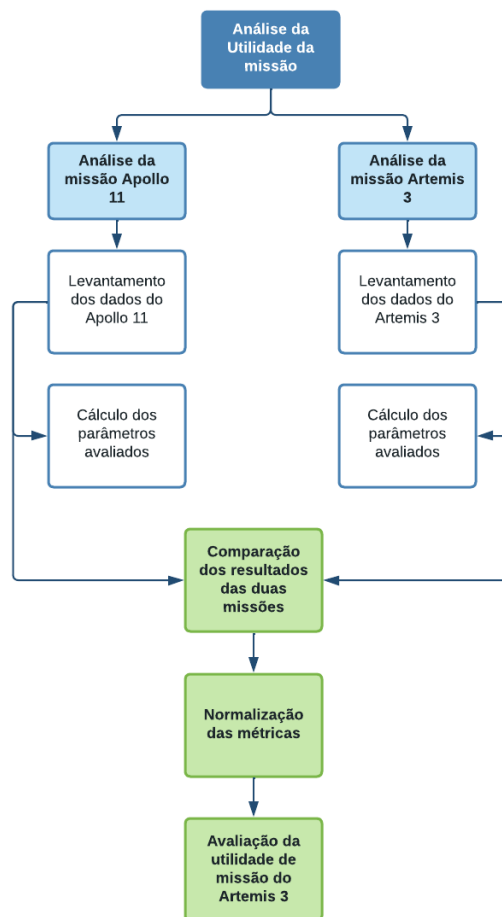


Figura 21 – Fluxograma da metodologia de análise da utilidade de missão.

Fonte: Autor.

7 Figuras de mérito

7.1 Métricas avaliadas

O objetivo principal dessa modelagem é quantificar a missão por meio de uma série de parâmetros. Estudos mostram que a não utilização dos parâmetros de figuras de mérito podem ocasionar frequentemente falhas no processo de construção de programas espaciais (CONWAY, 2015).

Esse estudo visa apenas apresentar as métricas a nível sistêmico, temporal e de custo que influenciam os objetivos macro de uma missão espacial lunar e comparar os dois programas de referências. Dessa forma, não será feito uma análise aprofundada de fatores como influência humana e clima espacial.

As figuras de mérito que serão utilizadas estão dispostas na tabela 9. Essas figuras de mérito serão utilizadas para guiar a construção do ambiente de simulação e as informações de entrada serão retiradas dos dados históricos do programa Apollo e das perspectivas do programa Artemis. Porém, como o programa Artemis ainda não foi finalizado, serão assumidos algumas estimativas para possibilitar a análise.

Tabela 9 – Parâmetros de figuras de mérito.

Categoria	Descrição	Código
Sistema	Razão da massa sem propelente e volume total do sistema	P01
Sistema	Isp médio de todo o sistema propulsivo	P02
Sistema	Razão da massa do SM e tempo de suporte da missão	P03
Sistema	Razão do volume habitável e volume total	P04
Sistema	Isp médio de todo o sistema propulsivo	P05
Tempo	Tempo de desenvolvimento do veículo lançador	T01
Tempo	Tempo de desenvolvimento do veículo espacial	T02
Custo	Veículo lançador por unidade	C01
Custo	Veículo espacial por unidade	C02
Custo	Por lançamento	C03
Custo	Por dólar/homem-hora	C04
Delta-V	Delta V disponível sobre exigido	D01

Fonte: Autor.

As missões serão avaliadas para cada figura de mérito apresentada. Para a modelagem da arquitetura, será necessário separar as capacidades do subsistema e do sistema

e definir cada um dos aspectos. A seguir serão descritos as metodologias para avaliar cada uma das figuras de mérito.

7.2 Sistemas

Para os sistemas, serão avaliados os valores de massa, dimensão e performance para o veículo lançador, veículo espacial, veículo de exploração lunar e outros sistemas. Será feita uma revisão bibliográfica para levantar os parâmetros citados de cada um desses itens e essa pesquisa servirá tanto para a análise das figuras de mérito de sistemas quanto para as demais FOMs que necessitem de informações de massa e dimensão.

7.3 Tempo

Após a separação das missões entre os subsistemas e realizar a pesquisa bibliográfica para encontrar as informações específicas das missões, será avaliado os seguintes parâmetros:

- Tempo total da missão (Desde o início da aprovação do orçamento até o lançamento da primeira missão que aterrissará na lua);
- Cronograma das missões;
- Tempo de desenvolvimento de cada subsistema;

Como os programas Apollo e Artemis são diferentes no objetivo, será necessário parametrizá-los para ser possível a comparação. Dessa forma, será considerado como tempo de missão o momento de aprovação do orçamento pro programa no congresso até o lançamento da primeira missão que aterrissará na lua, que será a missão Apollo 11 e Artemis 3. As premissas temporais utilizadas nesses trabalho estão dispostas na tabela 10.

Tabela 10 – Premissas temporais consideradas.

Parâmetro	Programa Apollo	Programa Artemis
Início do desenvolvimento do programa	1960*	2011*
Primeira missão orbital	1968 (Apollo 6)	2022 (Artemis I)
Primeira missão de aterrissagem	1969 (Apollo 11)	2024** (Artemis III)
Período total do programa	1960-1973	2017-Atual
Período orçamentário considerado	1960-1969	2011-2024

Fonte: (ORLOFF, 2004) e (BRIDENSTINE, 2020)

* Início estimado do desenvolvimento do Saturn V e SLS 1

** Ano estimado de lançamento

Existe a possibilidade de que os sistemas podem ter sido iniciados antes da aprovação do orçamento específico, porém, será assumido que a construção dos sistemas só iniciaram após a aprovação do orçamento. A pesquisa foi feita com base nas declarações de orçamento do ano fiscal da NASA disponibilizadas no site oficial e no levantamento feito pela organização *planetarysociety*.

7.4 Custo

Os custos do programa Apollo foram levantados a partir da análise da [ThePlanetarySociety \(2020a\)](#) que reuniu os dados dos anos fiscais de 1960 até 1973 e separaram os custos referentes ao programa Apollo. O nível de granularidade disponível para os dados está disponível na tabela 11.

Tabela 11 – Descrição dos itens disponíveis no orçamento da missão Apollo.

Item	Categoria
Obrigações totais da NASA	Obrigações
Módulo de comando e serviço	Veículo espacial
Módulo lunar	Veículo de exploração lunar
Navegação	Veículo espacial
Suporte do veículo espacial	Veículo espacial
Desenvolvimento do suporte	Veículo espacial
Saturn C-I/I	Veículo lançador
Saturn IB	Veículo lançador
Saturn V	Veículo lançador
Desenvolvimento do mecanismo	Veículo lançador
Suporte da missão	Suporte, desenvolvimento e operações
Operações da missão	Suporte, desenvolvimento e operações
Estudos de Desenvolvimento de Programas	Suporte, desenvolvimento e operações
Construção de Instalações	Custos indiretos anuais
Operações de instalações e despesas gerais	Custos indiretos anuais
R&D de Rastreamento e Dados	Custos indiretos anuais
Missões Lunares Robóticas	Programas paralelos
Projeto Gemini	Programas paralelos

Como o programa ocorreu há 60 anos, os valores precisaram ser reajustados ano a ano para acompanhar a inflação. A *planetarysociety* realizou esses cálculos realizando a projeção dos valores para o ano de 2020. Os dados apresentados nesse trabalho estarão reajustados considerando esse fator.

Para o programa Artemis, foi avaliado o orçamento dos anos fiscais de 2011 até 2023 para levantar todos os custos da NASA nesse período. Após o levantamento, os itens foram ajustados, padronizados e classificados entre o que integra o programa Artemis e os outros custos da NASA. A tabela 12 apresenta o nível de granularidade dos dados disponíveis para a análise.

Tabela 12 – Descrição dos itens disponíveis no orçamento da missão Artemis.

Item	Categoria
Space Launch System	Veículo lançador
Orion	Veículo espacial
HLS	Veículo de exploração lunar
xEVA and Human Surface Mobility Program	Veículo de exploração lunar
Gateway	Veículo de exploração lunar
Outros custos veículo espacial	Veículo espacial
Exploration Ground Systems	Outros custos diretos
Suporte, desenvolvimento e operações	Outros custos diretos
Custos indiretos anuais	Custos indiretos anuais

Para o orçamento, foi desconsiderado os gastos para o programa da estação espacial internacional (ISS), voos espaciais comerciais, tecnologia espacial, ciência, aeronáutica, educação, suporte cross da agência, inspeção geral e itens correlatos.

7.5 Delta-V

O orçamento de Delta-V das missões servirá para avaliar a eficiência entre as missões para o uso de propelente e a trajetória planejada. O cálculo do Delta-V origina-se da equação de Tsiolkovski que consiste em analisar a variação de velocidade necessária, tendo em vista, a massa total, a massa do combustível utilizado e a velocidade de exaustão dos gases. Porém, para chegar em tal relação deve-se levar em consideração que o ganho da velocidade não pode ser obtido impulsivamente, mas como um ganho que ocorre em um intervalo de tempo finito, conforme a Equação 7.1

$$\Delta V = \int_0^{t_{bo}} \frac{T(t)}{m(t)} dt \quad (7.1)$$

Sendo,

$$T = gI_{sp}\dot{m} \quad (7.2)$$

$$\Delta V = \int_0^{t_{bo}} gI_{sp} \frac{\dot{m}}{m} dt = -gt \int_0^{t_{bo}} \frac{dm}{m} dt = -gI_{sp} \ln(m |_0^{t_{bo}}) \quad (7.3)$$

Portanto, chega-se a relação final de Tsiolkovski, a equação da variação de velocidade necessária para as manobras orbitais.

$$\Delta V = v_e \ln \frac{m_0}{m_f} \quad (7.4)$$

Para a avaliação da eficiência, será calculado o orçamento de Delta-V para a trajetória da missão Apollo 11, a missão Artemis 13 com ICPS e a missão Artemis 13 com UES. Dessa forma, será possível avaliar qual caso tem a melhor eficiência de orçamento de Delta-V possível.

Para os cálculos, serão levantados a massa inicial e de propelente de cada estágio da missão Apollo 11 e Artemis 3, massa de cada sistema, velocidade de exaustão dos estágios e Delta-V necessário para cada caso. No fim, será avaliado o Delta-V calculado para cada caso, o Delta-V orçado para cada trajetória e a comparação entre eles.

7.6 Avaliação das métricas

Para a avaliação das métricas, será calculado o valor encontrado em uma missão sobre o outro. Na tabela 13 está presente a relação que indica se a figura de mérito precisa ser maior ou menor para ser positiva para a missão Artemis. Por exemplo, avaliando a razão de massa por volume espera-se que o resultado do parâmetro da missão Artemis 3 seja menor do que a missão Apollo 11.

Tabela 13 – Classificação de métricas favoráveis.

Código	Descrição	Favorável Artemis
P01	Razão da massa sem propelente e volume total do sistema	Menor
P02	Isp médio de todo o sistema propulsivo	Maior
P03	Razão da massa do SM e tempo de suporte da missão	Menor
P04	Razão do volume habitável e volume total	Maior
P05	Isp médio de todo o sistema propulsivo	Maior
T01	Tempo de desenvolvimento do veículo lançador	Menor
T02	Tempo de desenvolvimento do veículo espacial	Menor
C01	Veículo lançador por unidade	Menor
C02	Veículo espacial por unidade	Menor
C03	Por lançamento	Menor
C04	Por dólar/homem-hora	Menor
D01	Delta V disponível sobre exigido	Maior

Fonte: Autor.

O cálculo do parâmetro final será calculado utilizando as equações 7.5 e 7.6. Caso a relação para a figura de mérito seja favorável para a missão Artemis se ela der um resultado superior para a Artemis, então será utilizado a equação 7.5. Caso a relação favorável seja um resultado menor para a missão Artemis, será utilizado a equação 7.6. Dessa forma, será garantido um resultado positivo para a métrica caso o resultado seja compatível com a relação levantada na tabela 13 e um resultado negativo no caso de um resultado contrário.

$$\%metrica = 1 - \frac{apollo}{artemis} \quad (7.5)$$

$$\%metrica = 1 - \frac{artemis}{apollo} \quad (7.6)$$

Após o levantamento dos resultados para essas figuras de mérito, terá que ser feito mais alguns processamentos nesse número para avaliar os dados de forma normalizada. O problema de se avaliar a utilidade da missão apenas com os valores sem normalização é que, caso um dos parâmetros dê um resultado com ordem de grandeza muito maior que os demais, a média desse resultado será completamente puxada pelo valor superior.

A solução para a normalização divide-se em duas abordagens: (I) Normalização relativa e (II) Normalização absoluta. O método de normalização relativa separa os dados em negativo e positivo e aplica a equação 7.7 usando os valores máximos dos dados positivos e negativos para adequar os resultados numa escala de -100% até 100%. Dessa forma a média e mediana retornará um valor nessa escala mas não avaliará discrepâncias entre os valores positivos e negativos. Por exemplo, e os resultados absolutos positivos forem menores que os negativos, não será possível visualizar essa diferença por meio dessa abordagem.

$$\%metrica - normalizada = \frac{\%metrica}{\%metrica - maior} \quad (7.7)$$

Para a abordagem de normalização absoluta, será aplicado a equação 7.7 utilizando o maior resultado absoluto para normalizar os dados. Com isso, caso haja uma discrepância grande entre os resultados positivos e negativos, será possível avaliar essa diferença. Para a avaliação dos resultados, será calculado a média e mediana da abordagem com valores reais, normalização relativa e normalização absoluta.

Parte IV

Resultados

8 Figuras de mérito

8.1 Performance dos sistemas

A performance das missões Apollo 11 e Artemis 3 foi feita a partir da avaliação das partes dos sistemas que compõe as missões. As partes que serão avaliadas se dividem em: (1) Geral - Todo o sistema no momento do lançamento; (2) Veículo lançador - Os subsistemas propulsivos que formam o veículo lançador; (3) Veículo espacial- Módulo de serviço e módulo de comando; (4) Veículo de exploração lunar - Sistema utilizado para realização pouso e lançamento na superfície lunar.

Cada parte avaliada tem uma hipótese própria que corrobora com a resolução do problema principal do trabalho e será respondida utilizando valores categóricos. As hipóteses para avaliar se o projeto Artemis é superior ao programa Apollo para cada etapa são:

- Geral: A razão da massa sem propelente por volume do sistema total da missão Artemis 3 é menor do que a missão Apollo 11?
- Veículo lançador: O impulso específico da missão Artemis é maior do que a missão Apollo?
- Veículo espacial: A capacidade de tripulação e dias de operação é superior na missão Artemis 3?
- Veículo de exploração lunar: O impulso específico da missão Artemis é superior ao da missão Apollo?

Nas seções a seguir serão levantados os parâmetros e os resultados para a hipótese formulada de cada etapa. Esse resultado não tem caráter conclusivo, mas servirá de base para avaliar as figuras de mérito de custo e tempo.

8.1.1 Geral

Através da equação de Tsiolkovski, sabe-se que o aumento da massa da estrutura diminui a quantidade de Delta-V do sistema para as manobras, portanto é essencial avaliar a massa entre as duas missões. Porém, as dimensões entre essas missões são diferentes tornando necessário usar a relação entre massa sem propelente e dimensão dos sistemas para verificar se a densidade geral da estrutura da missão Artemis 3 está maior ou menor do que a missão Apollo 11.

Na Figura 22 estão dispostas as dimensões gerais das missões, o que resulta num volume aproximado de $8.686m^3$ e $5.436m^3$ para a missão Apollo e Artemis, respectivamente.

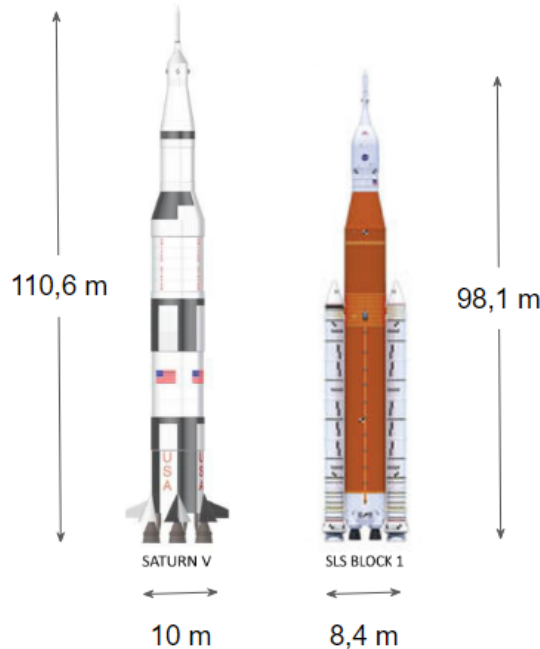


Figura 22 – Dimensões da missão Apollo 11 (Saturn V) e Artemis 3 (SLS Block 1)

Fonte: Autor.

A massa total, volume e relação massa por volume da missão Apollo 11 e da missão Artemis 3 estão dispostas na tabela 14. Na missão apollo foi considerado os sistemas do veículo lançador (3 estágios), veículo espacial e módulo lunar. na missão Artemis foi utilizado os dados da configuração original utilizando o estágio superior ICPS. Os dados foram retirados do *Reference Guide NASA* (2021) e *Apollo by the numbers Orloff* (2004).

Tabela 14 – Relação massa por volume da missão Apollo 11 e Artemis 3.

Missão	Volume [m^3]	Massa [Kg]	Relação massa/volume
Apollo 11 s/ propelente	6.472,27	203.591,00	31,46
Apollo 11 c/ propelente	6.472,27	2.941.940,00	454,55
Artemis 3 s/ propelente	5.038,97	293.028,90	58,15
Artemis 3 c/ propelente	5.038,97	2.580.284,40	512,07

Avaliando os números encontrados, a missão Artemis 3 possui mais massa por volume do que a missão Apollo 11. Além disso, a missão Artemis tem uma massa sem propelente superior mesmo com uma dimensão menor do que a missão Apollo. Dessa forma, a missão Apollo possui um maior aproveitamento e uso de massa nas estruturas dos sistemas.

8.1.2 Veículo lançador

Para avaliar o veículo lançador é analisado a capacidade do empuxo total de forma a estimar a eficiência dos motores utilizados e o impulso específico, assim, verificar o aproveitamento do propelente. Na tabela 15 estão presentes os dados de massa dos veículos lançadores das duas missões estudadas e uma segunda configuração para a missão Artemis 3 utilizando o estágio superior UES.

Tabela 15 – Massas dos sistemas propulsivos de cada programa.

Programa	Sistema	Massa propelente (kg)	Massa total (kg)
Apollo	S-IC	2.150.999,00	2.286.217,00
Apollo	S-II	451.730,00	490.778,00
Apollo	S-IVB	106.609,00	119.920,00
Artemis	Core	979.451,60	1.064.726,60
Artemis	Boosters (Cada)	631.495,00	725.747,00
Artemis	ICPS	26.852,90	30.617,80
Artemis	UES	129.300,00	143.600,00

A massa de propelente da missão Apollo é 19% superior ao da missão Artemis enquanto que o volume é 28% maior. O sistema propulsivo da missão Apollo, Fig 23, possui três estágios que atuam até o momento de injeção translunar. O primeiro estágio (S-IC) é composto por 5 motores tipo F1, o segundo estágio (S-II) possui cinco motores tipo J-2 e o terceiro estágio (S-IVB) possui apenas um motor tipo J2 (NASA, 1969d).

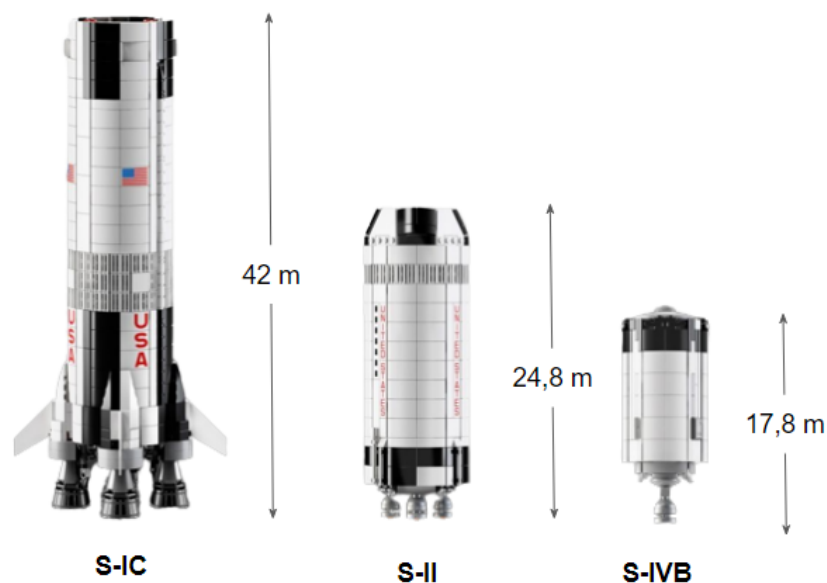


Figura 23 – Sistema propulsivo do Saturn V.

Fonte: Adaptado de Orloff (2004)

Na tabela 16 estão presentes as informações de propelente, impulso específico (Isp), empuxo (T), tempo de queima, vazão mássica e velocidade de exaustão (V_e) dos estágios do Saturn V. O impulso específico considerado foi para o vácuo e as informações foram obtidas pelo NASA (1969d).

Tabela 16 – Parâmetros dos estágios do Saturn V.

Estágio	Propelente	Isp (s)	T (kN)	Tempo de queima (s)	Vazão mássica (kg/s)	V_e (m/s)
S-IC	Lox/Kerosene	304	38703,16	161	14892,92	2598,76
S-II	Lox/Kerosene	421	5165,79	390	1251,22	4128,60
S-IVB	Lox/LH2	425	1031,98	475	247,61	4167,83

O sistema propulsivo da missão Artemis, figura 24, possui um estágio core formado por cinco motores tipo RS-25E e dois boosters com propulsão sólida compostos por motores tipo RSRMV que utilizam propelente PBAN. O ICPS é formado por um motor tipo RL-10 enquanto que o estágio UES é formado por quatro motores RL-10 (NASA, 2021).

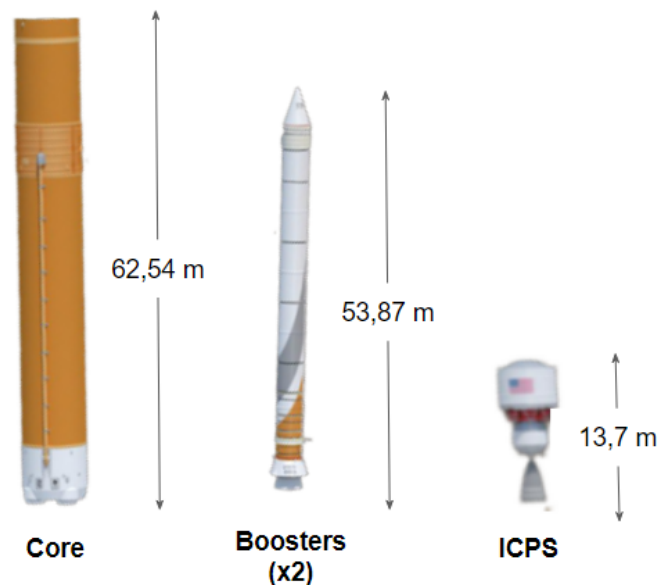


Figura 24 – Sistemas propulsivos da missão Artemis

Fonte: Adaptado de NASA (2021).

Na tabela 17 estão presentes as informações de propelente, impulso específico (Isp), empuxo (T), tempo de queima, vazão mássica e velocidade de exaustão (V_e) dos estágios do SLS e as informações foram obtidas pelo NASA (2021).

Tabela 17 – Parâmetros dos estágios propulsivos do SLS.

Estágio	Propelente	Isp (s)	T (kN)	Tempo de queima (S)	Vazão mássica (kg/s)	Ve (m/s)
Core	LOX/LH2	452,1	7437,36	476	1677,50	4433,59
Boosters (cada)	PBAN	267,4	14012	128,4	5343,40	2622,30
ICPS	LOX/LH2	461,5	110,32	1118	24,38	4525,77
UES	LOX/LH2	462,5	440,32	1090	97,08	4535,58

O empuxo da missão Apollo é 9% maior que a missão Artemis, porém esse parâmetro sozinho não é um indicativo de eficiência uma vez que os sistemas possuem dimensões e massas diferentes. Avaliando pelo Isp, a missão Artemis é superior, o que já era previsto considerando o propelente disponível e a vazão mássica de ambas missões. Portanto, nesse ponto a missão Artemis possui uma capacidade propulsiva superior ao da missão Apollo de 5% considerando o impulso específico.

8.1.3 Veículo espacial

O veículo espacial das missões, fig. 25, possuem semelhanças na configuração com a presença de um módulo de serviço para controlar a trajetória de ida e volta até a órbita lunar e manter as necessidades dos tripulantes que estarão no módulo de comando.

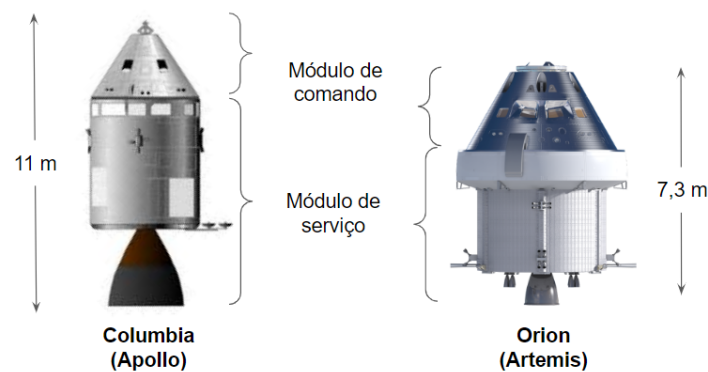


Figura 25 – Comparação dos veículos espaciais das missões.

Fonte: Adaptado de [Wade \(2019\)](#) e [NASA \(2019\)](#).

O veículo espacial Orion possui um volume maior do que o Columbia porém, como é possível observar pela tabela 18, o Columbia possui um empuxo maior e impulso específico similar. Para avaliar a performance do veículo espacial será considerado os seguintes dois parâmetros: (I) Massa do módulo de serviço sobre o tempo de suporte disponível de missão e (II) volume habitável sobre volume total disponível.

Tabela 18 – Parâmetros dos veículos espaciais.

CSM	Propulsor	Propelente	Isp (s)	T (kN)	Vazão mássica (kg/s)	Ve (m/s)
Columbia (Apollo)	1 AJ10-137	Aerozine 50/N2O4	314	97,86	31,78	3079,29
Orion (Artemis)	1 OMS-E + 8 R-4D-11	MON/MMH	316	33,4	10,78	3098,90

Na tabela 19 estão dispostas as massas de cada módulo dos veículos espaciais e avalia-se que o módulo Columbia é 12% mais pesado que o módulo Orion. O volume do Columbia é igual a $131 m^3$ e o Orion é igual a $145 m^3$, (WADE, 2019) e (NASA, 2019).

Tabela 19 – Massas dos veículos espaciais.

Programa	Sistema	Massa propelente (kg)	Massa total (Kg)
Apollo	Columbia (CM)	-	5.621
Apollo	Columbia (SM)	18.488	23.250
Artemis	Orion (CM)	-	10.387
Artemis	Orion (SM)	10.376	15.460

A tabela 20 apresenta os parâmetros de capacidade dos dois veículos espaciais, os últimos parâmetros para calcular as performances de avaliação. O Orion suporta um tripulante a mais e pode suporta-los na missão por mais tempo. Além disso, o Orion possui uma fonte de energia de células solares, o que explica a capacidade reduzida do empuxo do propulsor.

Tabela 20 – Parâmetros dos veículos espaciais.

Parâmetro	Columbia (Apollo)	Orion (Artemis)
Tripulação	3	4
Volume habitável	1,98 m ³ /pessoa	2,22 m ³ /pessoa
Suporte de missão	14 dias	21 dias
Fonte de energia	Células de combustível	Célula solar

Com isso, o primeiro parâmetro de razão da massa do módulo de serviço e tempo do suporte de missão será de 1.660,7 kg/dia e 736,2 kg/dia para o Columbia e Orion respectivamente. Para o segundo parâmetro que avalia o aproveitamento do volume habitável, o Columbia possui um valor de 5% e o Orion de 6%.

8.1.4 Veículo de exploração lunar

Os veículos de exploração lunar possuem configurações diferentes nas duas missões. O módulo lunar Eagle, fig. 26, possui um módulo de descida para o pouso na superfície lunar e um módulo de subida que utiliza o módulo de descida como plataforma de lançamento.

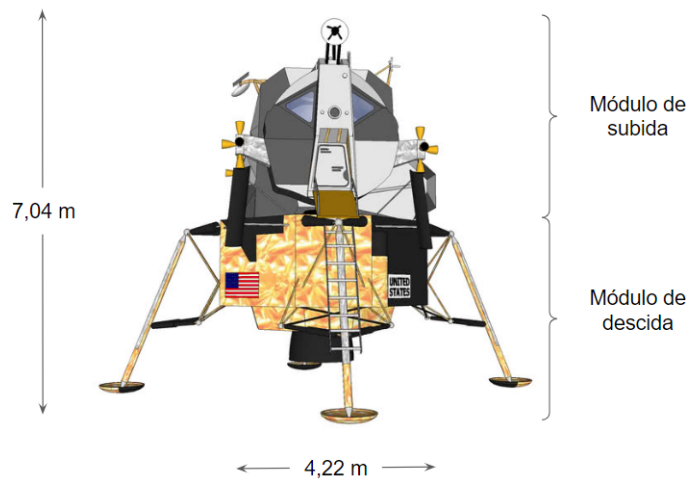


Figura 26 – Dimensões do módulo lunar Eagle do programa Apollo.

Fonte: Adaptado de [NASA \(1969a\)](#).

Quanto ao programa Artemis, o módulo lunar Starship, fig. 27, será uma missão a parte que está sendo fabricado pela *SpaceX* e será lançado antes da missão Artemis 3 para ser acoplado no Gateway lunar. Ele foi projetado para ser reutilizado múltiplas vezes durante o programa Artemis e será lançado utilizando o *Super heavy* da *SpaceX* ([SPACEX, 2017](#)).



Figura 27 – Módulo lunar Starship.

Fonte: Adaptado de [SpaceX \(2017\)](#).

De acordo com a tabela 21, é possível observar que a massa da Starship é aproximadamente 89 vezes maior do que a Eagle LM-5. Considerando que a Starship será utilizada em várias missões enquanto que o módulo lunar será descartado após o primeiro uso, o uso apenas do valor da massa não é um parâmetro útil para a comparação de performance.

Tabela 21 – Massas dos módulos lunares e Starship.

Programa	Sistema	Massa propelente (kg)	Massa total (Kg)
Apollo	LM-5 (módulo de descida)	8.165	10.149
Apollo	LM-5 (Módulo de subida)	2.358	4.547
Starship	Primeiro estágio - Super Heavy	3.600.000	3.800.000
Starship	Segundo estágio - Starship	1.220.000	1.320.000

O parâmetro de empuxo dos sistemas propulsivos também será influenciado pela massa do sistema e pode ser conferido na tabela 22. Dessa forma, a avaliação do impulso específico indica o melhor aproveitamento de empuxo por vazão mássica, onde o Isp da starship é 18% maior do que o módulo lunar Eagle. Os valores foram obtidos a partir dos reports [SpaceX \(2017\)](#) e [NASA \(1969a\)](#).

Tabela 22 – Parâmetros dos propulsores do módulo lunar e Starship HLS.

Sistema	Propulsor	Propelente	Isp (s)	T (kN)	Vazão mássica (kg/s)	Velocidade de exaustão (m/s)
Primeiro estágio (Super Heavy)	29 x Raptor engine	LOX/CH4	361	88450	24984,46	3540,20
Segundo estágio (Starship)	3x Raptor engine 3xraptor vacuum	LOX/CH4	382	19650	5245,40	3746,14
Eagle (módulo de descida)	DPS	Aerozine 50/N2O3	311	44,04	14,44	3049,87
Eagle (Módulo de subida)	APS	Aerozine 50/N2O3	311	15,57	5,11	3049,87

8.1.5 Outros sistemas

O gateway lunar, que terá a função de estação espacial lunar para o programa Artemis e outras missões futuras, não foi considerado na análise de performance do sistema pois não um comparativo tecnológico com o programa Artemis e ainda não há dados disponíveis desse sistema.

8.2 Tempo

Os dados temporais foram obtidos a partir da avaliação do orçamento da *NASA*, avaliando o ano de início de gastos com o sistema até o ano do primeiro uso no programa Artemis e Apollo. Os dados foram dispostos na tabela 23 e foram divididos entre os sistemas de veículo lançador e espacial das duas missões estudadas.

Tabela 23 – Duração de desenvolvimento dos sistemas.

Sistema	Início	Primeiro uso	Desenvolvimento
Columbia	1962	1968	6 anos
Saturn V	1960	1968	8 anos
Orion	2013	2022*	10 anos
SLS	2011	2022*	12 anos

*Ano previsto

Comparando os valores, avalia-se que a missão Artemis é 67% mais longa no desenvolvimento do veículo espacial e 50% mais longa na duração do projeto de veículo lançador. Nessa análise não foi avaliada possíveis desenvolvimento desses sistemas antes da aprovação do orçamento, contudo, o desenvolvimento do programa Artemis está sendo mais longa do que o programa Apollo sem um aumento de performance equivalente.

Não será possível avaliar os dados dos veículos de exploração lunar pela ausência de dados disponíveis do desenvolvimento da Starship por estar sendo desenvolvido por uma empresa privada.

8.3 Custo

Os custos do programa Apollo e Artemis foram avaliados diretamente do orçamento do ano fiscal da NASA. Dessa forma, não foi considerado investimento de outras agências espaciais e empresas privadas no programa. Como, por exemplo, o investimento das agências espaciais *esa*, *Jaxa* e *Roscosmos* no desenvolvimento do gateway lunar não foi considerado e os gastos para a construção do veículo lançador da Starship não foram encontrado por ter sido responsabilidade da empresa privada *SpaceX*.

Na figura 28 estão os custos onde o ajuste da inflação foi feito considerando como referência o ano de 2020 usando o *New Start Index* (NNSI) da NASA para projetos aeroespaciais. Os custos foram separados por: (I) sistemas (Veículo espacial, Módulo lunar, Veículo lançador), (II) outros custos do veículo espacial que envolvem o desenvolvimento do suporte e navegação, (III) custos indiretos anuais que incluem as construções das instalações, desenvolvimento do rastreamento e despesas gerais e (IV) suporte, desenvolvimento e operações das missões.

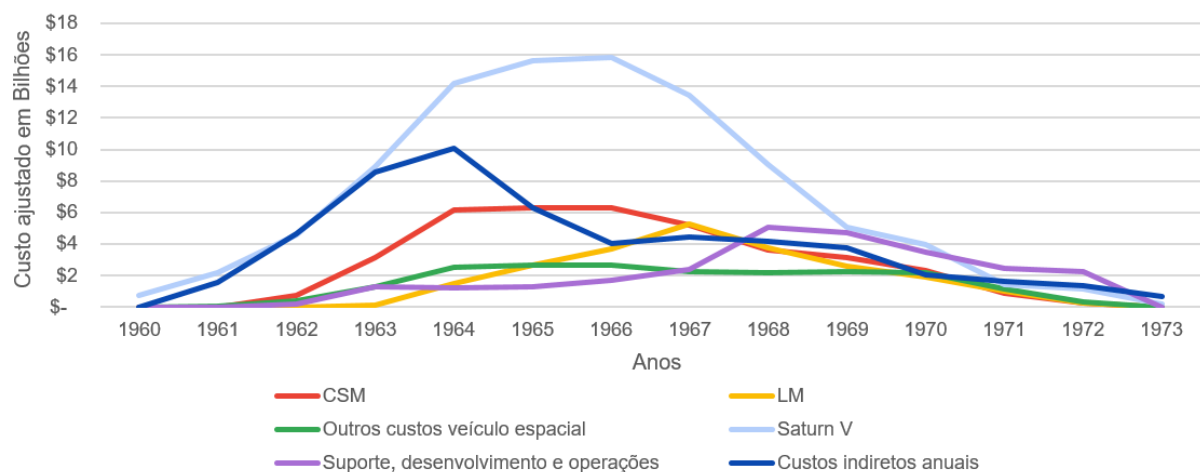


Figura 28 – Custos ajustados do programa Apollo ao longo do tempo.

Fonte: Adaptado de [ThePlanetarySociety \(2020a\)](#).

Por meio do gráfico é possível verificar que os gastos com o veículo espacial tiveram o maior valor entre os anos de 1963 e 1966, que corresponde ao período antes dos primeiro lançamentos teste do Saturn V, e os custos indiretos tiveram um pico três anos antes do início dos lançamentos. Todos os custos diminuíram após o lançamento do Apollo 11.

Na figura 29 estão os custos do programa Artemis até o final da primeira fase, Artemis 3, sendo 2024 uma expectativa de orçamento da NASA. Os custos das próximas fases ainda não foram levantados oficialmente e, portanto, para esse estudo será comparado custos apenas até o lançamento da primeira missão de pouso humano na superfície lunar: Apollo 11 (1969) e Artemis (2024).

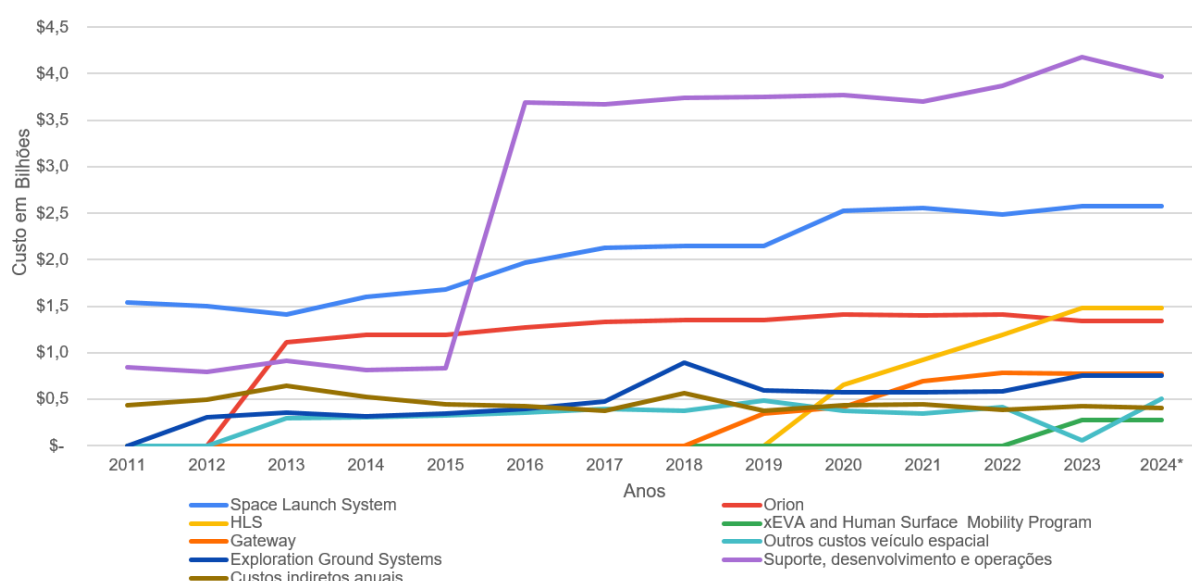


Figura 29 – Custos do programa Artemis ao longo do tempo.

Fonte: Autor.

Os custos do programa Artemis mantiveram-se constantes de 2011 até 2015, exceto pelo módulo Orion que começou a ser desenvolvido após 2013. O maior custo foi direcionado para suporte, desenvolvimento e operações das missões após 2016 enquanto que o veículo espacial manteve um custo por ano entre \$ 2 bilhões e \$ 3 bilhões. Na tabela 24 estão presentes os custos compilados por categoria do programa Apollo até o lançamento da missão Apollo 11 e do programa Artemis até o ano previsto do lançamento da missão Artemis 3.

Tabela 24 – Custo em milhões por categoria dos programas espaciais.

Categoria	Apollo (Em milhões)	Artemis (Em milhões)	% Artemis sobre Apollo
Veículo espacial	\$ 50.946,75	\$ 15.695,50	31%
Veículo lançador	\$ 89.667,69	\$ 33.086,90	37%
Veículo de exploração lunar	\$ 19.680,10	\$ 10.112,80	51%
Outros custos diretos e indiretos	\$ 65.467,44	\$ 51.861,18	79%

Avaliando os custos totais dos sistemas de veículo espacial, veículo lançador e veículo de exploração, sem considerar quantos unidades foram produzidas de cada sistema com esse orçamento, nota-se que o programa Artemis tem um custo global inferior ao do programa Apollo. Porém, os custos diretos e indiretos do programa Artemis, que inclui o desenvolvimento do sistema de exploração terrestre, é apenas 20% menor do que o programa Apollo.

Na figura 30 está uma comparação de valores aplicados no ano do lançamento no veículo espacial e veículo lançador da missão Apollo 11 e Artemis 3. O investimento ajustado a valor presente no lançamento do Apollo 11 foi o dobro da expectativa da missão Artemis 3 demonstrando um melhor aproveitamento do gastos no Artemis 3. Entretanto, o custo por lançamento da missão Artemis é de \$ 4 bilhões de dólares enquanto que o investimento total da Starship está previsto para \$ 5 bilhões de dólares, dessa forma o custo de um único lançamento da missão Artemis é apenas 20% menor do que o custo total de contrato com a empresa *SpaceX* para desenvolver e lançar a Starship na órbita lunar.

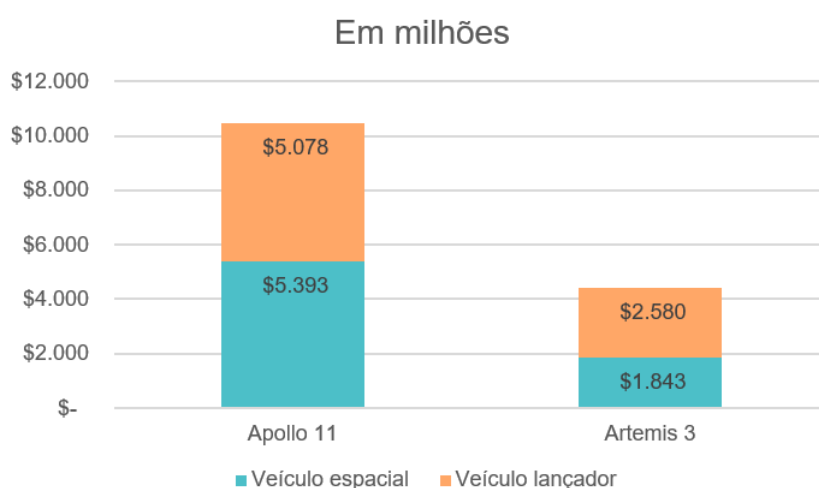


Figura 30 – Comparação de custos do veículo espacial e veículo lançador.

Fonte: Autor.

Na tabela 25 estão os valores que determinam o parâmetro de Dólar por Homem-hora de operação. Para isso, é considerado o valor de lançamento da missão, a tripulação que executará a missão e o tempo máximo que o módulo de serviço pode manter a tripulação. O parâmetro final demonstrou que a missão Artemis 3 é 80% mais econômico do que a missão Apollo 11.

Tabela 25 – Relação Dólar/Homem-Hora da missão Apollo 11 e Artemis 3.

Missão	Valor do lançamento	Tripulação	Tempo de missão	Dólar/Homem-Hora
Apollo 11	\$ 10.471.000,00	3	336 h	\$ 10.387,90
Artemis 3	\$ 4.423.000,00	4	504 h	\$ 2.193,95

Na figura 31 está a distribuição percentual dos gastos totais do veículo espacial, veículo lançador e veículo de exploração lunar entre o início do orçamento e o lançamento das missões de referência. É possível observar que, apesar dos gastos globais do programa Apollo serem superiores ao do programa Artemis, a porcentagem dedicada a custos com o veículo lançador foi a mesma em ambos programas. No programa Artemis teve um aumento de orçamento dedicado para o veículo de exploração lunar, justificado pela maior complexidade desse projeto e possibilidade de reutilização da mesma Starship nas próximas missões.

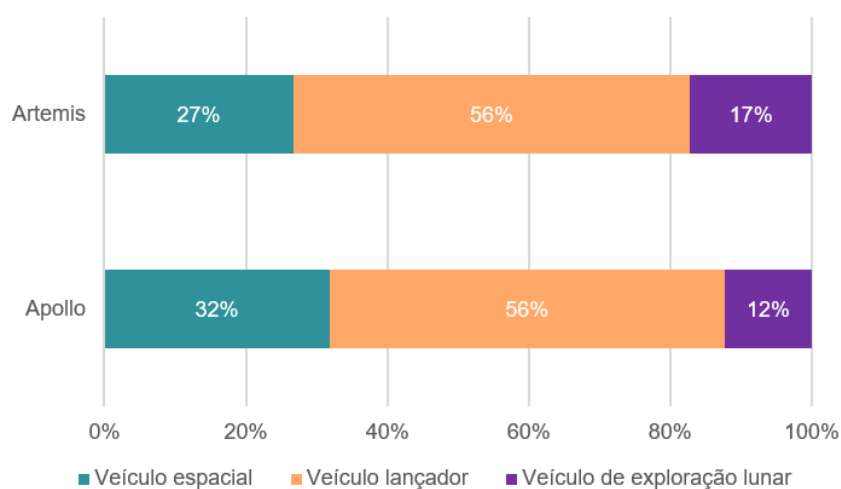


Figura 31 – Distribuição dos custos totais com sistemas dos programas Artemis e Apollo.

Fonte: Autor.

Por fim, o último parâmetro que será avaliado nessa seção e considerado no cálculo de figura de mérito para comparação dos programas é o custo por unidade dos sistemas de veículo espacial e veículo lançador. O veículo espacial Columbia teve 23 unidades desenvolvidas antes do lançamento do Apollo 11, (NASA, 1969b) e (NASA, 1969c), enquanto que o Orion teve o exploration Flight Test-1, Ascent Abort-2 e os outros três que serão desenvolvidos para as missões totalizando 5 módulos previstos (DAVIS, 2014). Para os veículos lançadores, foram produzidos 12 Saturn V antes do lançamento Apollo 11 (ORLOFF, 2004) e 3 antes do lançamento do Artemis 3.

Na tabela 26 estão presentes os dados calculados de custo unitário do veículo lançador e espacial dos programas Artemis e Apollo. Avaliando o custo unitário, nota-se que o programa Artemis possui um custo por unidade produzida 42% e 48% maior pro veículo lançador e espacial, respectivamente. Contrastando com os custos globais onde o programa Artemis performou melhor, o programa Apollo teve um melhor aproveitamento de custos por unidade produzida. É importante salientar que os custos do programa Artemis é uma previsão de gastos, portanto, ainda pode sofrer ajustes orçamentários e ter missões adiadas aumentando o custo por unidade produzida.

Tabela 26 – Custo unitário dos sistemas dos programas.

Sistema	Apollo [\$ em milhões]	Artemis [\$ em milhões]	%Artemis/Apollo
Veículo lançador	7.472,31	11.028,97	148%
Veículo espacial	2.215,08	3.139,10	142%

8.4 Delta-V

8.4.1 Avaliação das trajetórias

No estudo será considerado duas trajetórias, a primeira está descrita na tabela 27 com o Delta-V aproximado necessário para cada etapa da missão Apollo 11 (PARKER; ANDERSON, 2014). O Delta-V exigido total dessa trajetória é de aproximadamente 17,6 km/s.

Tabela 27 – Delta-V da trajetória do Apollo 11.

De	Para	Delta-V [m/s]
Superfície Terrestre	LEO	8600
LEO	TLI	3200
TLI	LLO	700
LLO	Superfície lunar	2200
Superfície lunar	LLO	2200
LLO	TEI	700

Fonte: Parker e Anderson (2014)

Para o cálculo de Delta-V exigido na trajetória para a órbita lunar polar, fig. 32, foi utilizado o estudo do Parker e Anderson (2014) e Martinez (2018). Foi considerado que o Gateway lunar estará em plena operação no momento do lançamento do Artemis 3.

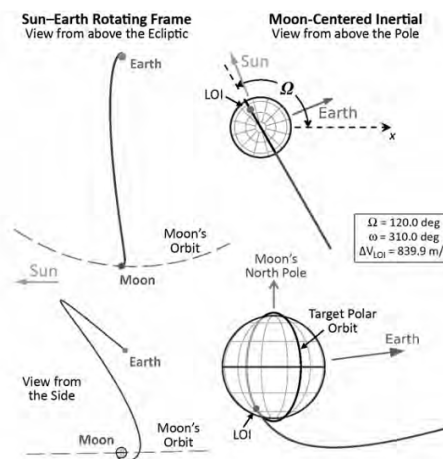


Figura 32 – Delta-V para a trajetória da órbita lunar polar.

Fonte: Parker e Anderson (2014).

Dessa forma, foi verificado os valores aproximados de Delta-V para a trajetória da missão Artemis 3 e dispostos na tabela 28. O valor total do Delta-V exigido é de aproximadamente 18,9 km/s, o que é 8% maior do que o exigido pela trajetória da missão Apollo 11. Porém, essa trajetória permite uma comunicação plena e sem pontos de interrupção entre a estação terrestre e o gateway lunar, além de proporcionar mais tempo de observação do polo sul lunar durante a execução da missão de exploração.

Tabela 28 – Delta-V da trajetória Artemis 3.

De	Para	Delta-V [m/s]
Superfície Terrestre	LEO	8600
LEO	TLI	3200
TLI	Gateway Lunar (NRHO)	430
Gateway Lunar (NRHO)	Órbita polar lunar	730
Órbita polar lunar	Superfície lunar	2200
Superfície lunar	Órbita polar lunar	2200
Órbita polar lunar	Gateway Lunar (NRHO)	730
Gateway Lunar (NRHO)	TEI	840

Fonte: [Parker e Anderson \(2014\)](#) e [Martinez \(2018\)](#)

Nas próximas seções será apresentado o cálculo do orçamento disponível de Delta-V para a missão Apollo 11, Artemis 3 com ICPS e Artemis 3 com UES. Em seguida, será comparado a disponibilidade de Delta-V exigido com o disponível para cada caso e considerado para a performance a relação de disponível por exigido entre a missão Artemis 3 e Apollo 11.

8.4.2 Trajetória Apollo 11

Na tabela 29 estão os valores de Delta-V calculado para as etapas da trajetória envolvendo o veículo lançador e veículo espacial utilizando a equação 7.4 e os dados de massa e impulso específico apresentados anteriormente.

Tabela 29 – Delta-V missão Apollo 11

Etapa	ve (m/s)	mo (kg)	mf (kg)	Delta-V (m/s)
Queima do primeiro estágio do Saturn V	2.599	2.941.940	790.941	3.414
Queima do segundo estágio do Saturn V	4.129	655.723	203.993	4.821
Queima do terceiro estágio do Saturn V e injeção translunar	4.168	164.945	58.336	4.332
Entrada na órbita lunar	3.079	45.025	33.932	871
Retorno para a órbita terrestre	3.079	19.236	11.841	1.494

Na tabela 30 estão os valores de Delta-V calculado para as etapas da trajetória envolvendo o veículo lunar *Eagle* LM-5.

Tabela 30 – Delta-V módulo lunar.

Etapa	ve (m/s)	mo (kg)	mf (kg)	Delta-V (m/s)
Pouso na superfície lunar	3.050	14.696	6.531	2.473
Lançamento a partir da superfície lunar	3.050	4.547	2.189	2.230

8.4.3 Trajetória Artemis 3 - Com ICPS

Na tabela 31 estão os valores de Delta-V para cada estágio do veículo lançador e para o Orion, considerando que metade do combustível é utilizado na trajetória de ida para órbita lunar. Além disso, não foi considerado detalhadamente o percurso para a órbita do gateway lunar.

Tabela 31 – Delta-V missão Artemis 3 com ICPS.

Etapa	ve (m/s)	mo (kg)	mf (kg)	Delta-V (m/s)
Queima dos boosters	2.622	2.580.284	1.317.294	1.763
Queima do estágio Core	4.434	1.128.790	149.339	8.968
Injeção translunar (ICPS)	4.526	64.064	37.211	2.459
Entrada na órbita lunar	3.099	33.446	24.466	969
Retorno para a LEO	3.099	24.466	15.485	1.417

Na tabela 32 estão os valores de Delta-V calculado para as etapas da trajetória envolvendo o veículo lunar *Starship*. É possível observar que o Delta-V disponível da *Starship* é superior ao da *Eagle*, uma vez que a *Starship* tem propelente disponível para múltiplos usos.

Tabela 32 – Delta-V do módulo lunar *Starship*.

Etapa	ve (m/s)	mo (kg)	mf (kg)	Delta-V (m/s)
Pouso na superfície lunar	3.746	1.320.000	344.000	5.038
Lançamento a partir da superfície lunar	3.746	344.000	100.000	4.628

8.4.4 Trajetória Artemis 3 - Com UES

Na tabela 33 estão os valores de Delta-V para cada estágio do veículo lançador utilizando o estágio superior UES e para o Orion. Foram feitas as mesmas considerações da seção anterior para o cálculo do Orion. A queima dos boosters e do estágio core é menor do que na configuração com o ICPS devido ao aumento de massa na configuração causado pelo UES, porém esse estágio oferece o dobro de Delta-V pro sistema.

Tabela 33 – Delta-V missão Artemis 3 com UES.

Etapa	ve (m/s)	mo (kg)	mf (kg)	Delta-V (m/s)
Queima dos boosters	2.622	2.693.267	1.430.277	1.660
Queima do estágio Core	4.434	1.241.773	262.321	6.893
Injeção translunar (UES)	4.526	177.046	47.746	5.931
Entrada na órbita lunar	3.099	33.446	24.466	969
Retorno para a LEO	3.099	24.466	15.485	1.417

8.4.5 Comparação de orçamentos

Na tabela 34 estão presentes os valores disponíveis de Delta-V totais para a missão Apollo 11, Artemis 3 com ICPS e Artemis 3 com UES. A missão Artemis 3 com ICPS possui um orçamento de Delta-V 28,5% maior do que a missão Apollo 11, enquanto que a missão Artemis 2 com o UES é 35% maior.

Tabela 34 – Delta-V das missões em m/s.

Sistema	Apollo 11	Artemis 3 c/ ICPS	Artemis 3 c/ UES
Veículo lançador	12.567	13.190	14.484
Veículo espacial	2.365	2.386	2.386
Veículo de exploração lunar	4.703	9.666	9.666
Total	19.635	25.242	26.536

Avaliando a métrica da figura de métrico de Delta-V disponível sobre o exigido, tem-se que a relação para a missão Apollo 11 é 112% enquanto que para missão Artemis 3 é 133%. Isso significa que a missão Artemis 3 tem uma maior capacidade de suporte de payload possível, sendo a porcentagem de aumento igual a 16%.

9 Comparativo entre as missões

Os resultados finais para cada uma das abordagens foram calculados e dispostos na tabela 35 classificado pelo código. Avaliando os resultados pela categoria de figuras de mérito, nota-se que o programa Artemis performou mal no FOM temporal e financeiro, porém teve uma melhor performance nos parâmetros de sistema e Delta-V.

Tabela 35 – Valores reais e normalizados das métricas.

Código	Real	Normalizada relativa	Normalizada absoluta
P01	-13%	-19%	-16%
P02	5%	7%	7%
P03	56%	70%	70%
P04	26%	33%	33%
P05	19%	24%	24%
T01	-67%	-100%	-84%
T02	-50%	-75%	-63%
C01	-48%	-72%	-61%
C02	-42%	-63%	-53%
C03	58%	73%	73%
C04	79%	100%	100%
D01	16%	20%	20%

Fonte: Autor.

Dentro da categoria de sistemas, a razão massa sobre volume teve o pior resultado indicando um mal aproveitamento de estruturas no veículo lançador. É importante observar que, no caso do Artemis, o módulo lunar é lançado a parte e o veículo espacial possui uma capacidade de tripulação superior. Apesar dessa relação ter sido pior para o Artemis, o parâmetro de Delta-V demonstrou que o Artemis tem um sistema propulsivo mais eficiente.

Quanto ao tempo, a missão Artemis performou mal em todos os critérios. O programa Apollo foi o primeiro desenvolvido pela NASA com foco específico para um pouso humano na lua, então, apesar de ser a prioridade da agência na época, ainda estava sendo desenvolvido e testado pela primeira vez a tecnologia necessária para a execução das missões. Porém, avaliando os dados, o programa Artemis está exigindo um tempo superior e os parâmetros de sistema e Delta-V no geral não resultam numa diferença significativa que justifique o tempo consumido por esse programa.

Por fim, o custo absoluto da missão Artemis foi menor do que os custos ajustados da missão Apollo. Avaliando os custos unitários, o programa Artemis exigiu muito mais por unidade de veículo lançador e espacial produzido do que o programa Apollo. A leitura existente para esse caso é de que o programa atual exigiu menos testes para ser

validado o que indica um amadurecimento tecnológico e melhor utilização dos recursos, entretanto, os sistemas demandaram mais investimentos devido a acréscimos de tecnologias que garantissem uma maior segurança para a tripulação.

Para a validação desse parâmetro seria necessário avaliar se os riscos dos sistemas da missão Artemis diminuíram, mas ainda não há dados finais de confiabilidade do veículo lançador e veículo espacial para realizar a análise. Na tabela 36 estão dispostos os resultados da média e mediana das três abordagens definidas.

Tabela 36 – Resultados da comparação das figuras de mérito.

Descrição	Real	Normalizada relativa	Normalizada absoluta
Média	3,3%	-0,2%	4,1%
Mediana	10,6%	13,4%	13,4%

Fonte: Autor.

O resultados dos valores reais refletem que, usando os parâmetros levantados, o programa Artemis é melhor do que o programa Apollo por apresentar uma média e mediana positiva. Avaliando num intervalo de -100 % a 100 %, o programa Artemis apresentou uma melhoria em relação ao programa Apollo de aproximadamente 4%. Sendo assim, apesar do resultado ter sido positivo, a diferença final entre os programas foi mínima.

Como essa é uma análise subjetiva dos programas, o resultado pode ser alterado dependendo do acréscimo de outras figuras de mérito ou das premissas na análise. Porém, por meio desse estudo, conclui-se que o programa Artemis possui vantagens importantes sobre o programa Apollo que permitirão a conclusão dos objetivos do programa Artemis, mas os resultados de tempo, custos e desenvolvimento tecnológico não acompanham a evolução que empresas privadas demonstraram nesse mesmo período.

Parte V

Conclusão

10 Considerações Finais

Visto o exposto, a revisão bibliográfica do trabalho foi realizada onde foi levantado os principais pontos das missões espaciais lunares e a engenharia de missão envolvida. Foi analisado especialmente o processo de avaliação da utilidade de missão que será realizado com as missões referências no trabalho futuro. Também foi feito o estudo dos parâmetros da missão Apollo e da missão Artemis.

Na metodologia foi utilizado um modelo que avalia três abordagens de resultados para avaliar a média e mediana do resultado quantitativo das figuras de mérito. As categorias das figuras de mérito observadas foram atributos do sistema, custo, tempo e delta-v. A avaliação dos resultados é feita utilizando os três tipos de resultados, uma vez que cada um demonstra um resultado matemático que ressalta diferentes aspectos.

O método de normalização absoluta demonstrou que a performance do programa Artemis é 4% melhor do que o programa Apollo, o que demonstra que há atributos no programa Artemis que se destacam mas que não são significativos considerando que o programa Apollo ocorreu cinco décadas atrás. Um outro exemplo que evidencia o avanço tecnológico lento do programa Artemis é a comparação entre o custo do programa e o custo menor do contrato com a *SpaceX* para desenvolver e lançar o módulo lunar Starship.

Os trabalhos futuros possíveis são a realização dessa análise com outras figuras de mérito diferentes para avaliar se a diferença no resultado seria significativa e comparar o veículo lançador com outros que estão sendo desenvolvidos por empresas privadas para se ter uma nova referência de desenvolvimento tecnológico. Além disso, quando a missão Artemis 3 for lançada e os dados de confiabilidade publicados, será possível avaliar os parâmetros de risco entre os dois programas.

Referências

AEB. *Linha do tempo das atividades espaciais no Brasil*. 2020. Disponível em: <<https://observatorio.aeb.gov.br/politica-espacial/cronologia-do-programa-espacial-brasileiro>>. Citado na página 27.

ALAMA, L. D. *Tragédia em Alcântara faz dez anos e Brasil ainda sonha em lançar foguete*. 2013. Disponível em: <<http://g1.globo.com/ciencia-e-saude/noticia/2013/08/tragedia-em-alcantara-faz-dez-anos-e-brasil-ainda-sonha-em-lancar-foguete.html>>. Citado na página 28.

BACH, P. C. L.; SCHENK, E. Technological transfers from the european space programme: A dynamic view and a comparison with other rd projects. *Journal of Technology Transfer*, v. 27, 2002. Citado na página 23.

BILSTEIN, R. E. *Stages to Saturn*. [S.l.]: NASA, 1980. Citado na página 36.

BRAEUNIG, R. A. *SPACE LAUNCH SYSTEM (SLS) SPECIFICATIONS*. 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/fs/sls.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 47 e 48.

BRIDENSTINE, J. Artemis plan - nasa's lunar exploration program overview. *NASA*, 2020. Citado 7 vezes nas páginas 18, 19, 42, 43, 44, 51 e 57.

BROWN, K. *As Artemis Moves Forward, NASA Picks SpaceX to Land Next Americans on Moon*. 2021. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/press-release/as-artemis-moves-forward-nasa-picks-spacex-to-land-next-americans-on-moon>>. Citado na página 49.

CGU. *Despesas do órgão: execução orçamentária e financeira - Agência Espacial Brasileira*. 2020. Disponível em: <<https://www.portaltransparencia.gov.br/orgaos/20402?ano=2020>>. Citado na página 28.

CHABEN, J. B. Extending humanity's reach: A public-private framework for space exploration. *Journal of Strategic Security* 13, no. 3, 2020. Citado na página 18.

CONWAY, E. *Exploration and Engineering: The Jet Propulsion Laboratory and the Quest for Mars*. [S.l.]: John Hopkins University Press, 2015. Citado na página 56.

DAVIS, J. *Orion Returns to Earth after Successful Test Flight*. 2014. Disponível em: <<https://www.planetary.org/articles/20141205-orion-launches-on-test-flight>>. Citado na página 74.

DUNBAR, B. *The Apollo Missions*. 2019. Disponível em: <https://www.nasa.gov/mission_pages/apollo/missions/index.html>. Citado 3 vezes nas páginas 25, 34 e 35.

DUNBAR, B. *The Artemis Accords*. 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/specials/artemis-accords/index.html>>. Citado na página 42.

- ELLIOTT, R. J. W. L. R.; SCHIFLETT, S. G. Scaling scenarios for synthetic task environments: Issues related to fidelity and validity. *Human Factors and Ergonomics Society*, 2001. Citado na página 32.
- EZELL, L. N. *NASA Historical Data Book*. [S.l.]: Programs and Projects, 1968. Citado na página 36.
- FAA. The economic impact of commercial space transportation on the us economy: 2004. *FAA - Commercial Space Transportation*, 2006. Citado na página 24.
- GOV.BR. *VLS-1*. 2020. Disponível em: <<https://www.gov.br/aeb/pt-br/programa-espacial-brasileiro/transporte-espacial/vls-1>>. Citado na página 28.
- HAMBLETON, K. *Artemis I map*. 2021. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/image-feature/artemis-i-map>>. Citado na página 44.
- HARBAUGH, J. *Rocket to the Moon: What Is the Exploration Upper Stage?* 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/multimedia/rocket-to-the-moon-what-is-the-exploration-upper-stage.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 46 e 47.
- HARBAUGH, J. *SLS Block 1 Crew, Block 1B Crew, Block 1B Cargo and Block 2 Cargo Evolution*. 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/sls-vehicle-evolution.html>>. Citado na página 46.
- HARBAUGH, J. *Space Launch System*. 2020. Disponível em: <<https://www.nasa.gov/exploration/systems/sls/fs/sls.html>>. Citado na página 48.
- HOWELL, E. *Sputnik: The Space Race's Opening Shot*. 2020. Disponível em: <<https://www.space.com/17563-sputnik.html>>. Citado na página 25.
- IAE. *IAE propõe revisar o programa de Veículos Lançadores de Satélites*. 2016. Disponível em: <<https://www.iae.cta.br/index.php/ultimas-noticias/331-iae-propoe-revisar-o-programa-de-veiculos-lancadores-de-satelites1>>. Citado na página 28.
- JOHNSON, S. B. *The secret of Apollo: Systems management in American and European space programs*. [S.l.]: The Johns Hopkins University Press, 2002. Citado na página 29.
- LAFLEUR, C. *Costs of US piloted programs*. 2010. Disponível em: <<https://www.thespacereview.com/article/1579/1>>. Citado na página 26.
- LAUNIS, R. D. Apollo - a retrospective analysis. *MONOGRAPHS IN AEROSPACE HISTORY NUMBER 3*, NASA History Office, 2004. Citado 2 vezes nas páginas 18 e 37.
- LOGSDON, J. M. John f. kennedy's space legacy and its lessons for today. *Issues in Science and Technology*, 2011. Citado na página 29.
- LOGSDON, J. M. *Space exploration - Encyclopedia Britannica*. 2021. Disponível em: <<https://www.britannica.com/science/space-exploration>>. Citado 5 vezes nas páginas 24, 25, 26, 34 e 35.

- MARTINEZ, R. W. R. Options for staging orbits in cis-lunar space. 2018. Citado 3 vezes nas páginas 53, 75 e 76.
- NASA. Apollo 11 preliminary science report - sp-214. 1969. Citado 2 vezes nas páginas 69 e 70.
- NASA. *Apollo Operations Handbook Block II Spacecraft*. [S.l.]: SM2A-03-Block II, 1969. Citado na página 74.
- NASA. *CSM Contract*. [S.l.: s.n.], 1969. Citado na página 74.
- NASA. Saturn v flight manual - sa 507. 1969. Citado 2 vezes nas páginas 65 e 66.
- NASA. *System Engineering Handbook*. [S.l.]: Hanover, MD: NASA, 2007. Citado na página 31.
- NASA. Preliminary report regarding nasa's space launch system and multi-purpose crew vehicle. 2011. Citado na página 49.
- NASA. *NASA Cost Estimating Handbook*. [S.l.: s.n.], 2014. Citado 2 vezes nas páginas 27 e 33.
- NASA. Orion quick facts. 2014. Citado na página 48.
- NASA. *SLS 1*. 2019. Disponível em: <https://www.nasa.gov/sites/default/files/thumbnails/image/sls_block1_on-pad_sunrisesmall.jpg>. Citado 2 vezes nas páginas 67 e 68.
- NASA. Nasa's space launch system - reference guide. 2021. Citado 3 vezes nas páginas 45, 64 e 66.
- OECD. Space 2030: Tackling society's challenges. *OECD*, Paris, 2005. Citado na página 23.
- ORLANDO, G. *Programa espacial brasileiro avança apesar da falta de investimento*. 2021. Disponível em: <<https://noticias.r7.com/internacional/programa-espacial-brasileiro-avanca-apesar-da-falta-de-investimento-21032021>>. Citado na página 28.
- ORLOFF, R. W. Apollo by the numbers: A statistical reference. 2004. Citado 4 vezes nas páginas 57, 64, 65 e 74.
- PARKER, J. S.; ANDERSON, R. L. *Low-Energy Lunar Trajectory Design*. [S.l.]: Joseph H. Yeun (Series Editor), 2014. Citado 2 vezes nas páginas 75 e 76.
- SOUZA, P. N. de. Histórico do programa espacial brasileiro. *Curso Introdutório em Tecnologia de Satélites - INPE*, 2002. Citado na página 27.
- SPACEFLIGHT. *SpaceX Raptor*. 2021. Disponível em: <<https://spaceflight101.com/spx/spacex-raptor/>>. Citado na página 49.
- SPACEX. *STARSHIP SN15*. 2017. Disponível em: <<https://www.spacex.com/vehicles/starship/>>. Citado 2 vezes nas páginas 69 e 70.

- STECKLEIN, J. M. et al. Error cost escalation through the project life cycle. In: . [S.l.: s.n.], 2004. Citado na página 33.
- SZONDY, D. *Halo orbit selected for Gateway space station*. 2019. Disponível em: <<https://newatlas.com/orbit-halo-gateway/60657/>>. Citado na página 52.
- THEPLANETARYSOCIETY. *How much did the Apollo program cost?* 2020. Disponível em: <<https://www.planetary.org/space-policy/cost-of-apollo>>. Citado 3 vezes nas páginas 40, 58 e 71.
- THEPLANETARYSOCIETY. *NASA's FY 2020 Budget*. 2020. Disponível em: <<https://www.planetary.org/space-policy/nasas-fy-2020-budget>>. Citado na página 28.
- USAFACTS. *50 years after the Apollo 11 moon landing, here's a look at NASA's budget throughout its history*. 2019. Disponível em: <<https://usafacts.org/articles/50-years-after-apollo-11-moon-landing-heres-look-nasas-budget-throughout-its-history/>>. Citado na página 18.
- WADE, M. *Apollo CSM*. 2019. Disponível em: <<http://www.astronautix.com/a/apollocsm.html>>. Citado 2 vezes nas páginas 67 e 68.
- WATSON, J. A. Holistic methodology for stochastic mission utility analysis. *Int. J. System of Systems Engineering, Vol. 8, No. 2*, 2017. Citado na página 32.
- WERTZ, J. R. Ors mission utility and measures of effectiveness. *6th Responsive Space Conference*, 2008. Citado na página 31.
- WERTZ, J. R. *Space Mission Engineering: The new SMAD*. [S.l.]: Microcosm Press, 2011. Citado 10 vezes nas páginas 23, 24, 25, 26, 27, 29, 30, 31, 32 e 33.
- ZUBRIN, R. *Lunar Gateway or Moon Direct?* 2019. Disponível em: <<https://spacenews.com/op-ed-lunar-gateway-or-moon-direct/>>. Citado na página 50.