

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

Manobras de Rendezvous para missões com reabastecimento espacial

Autor: Juliana Torri dos Santos
Orientador: Prof. Ph.D William Reis Silva

Brasília, DF
2021



Juliana Torri dos Santos

Manobras de Rendezvous para missões com reabastecimento espacial

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

Universidade de Brasília - UnB

Faculdade UnB Gama - FGA

Orientador: Prof. Ph.D William Reis Silva

Coorientador: Prof. Ph.D Giancarlo Santilli

Brasília, DF

2021

Juliana Torri dos Santos

Manobras de Rendezvous para missões com reabastecimento espacial/ Juliana Torri dos Santos. – Brasília, DF, 2021-
68 p. : il. (algumas color.) ; 30 cm.

Orientador: Prof. Ph.D William Reis Silva

Trabalho de Conclusão de Curso – Universidade de Brasília - UnB
Faculdade UnB Gama - FGA , 2021.

1. Rendezvous. 2. Docking. I. Prof. Ph.D William Reis Silva. II. Universidade de Brasília. III. Faculdade UnB Gama. IV. Manobras de Rendezvous para missões com reabastecimento espacial

CDU 02:141:005.6

Juliana Torri dos Santos

Manobras de Rendezvous para missões com reabastecimento espacial

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, 06 de novembro de 2021:

Prof. Ph.D William Reis Silva
Orientador

Prof. Ph.D Giancarlo Santilli
Coorientador

Prof. Ph.D Paolo Gessini
Convidado

Brasília, DF
2021

*Este trabalho é dedicado àqueles que almejam
alcançar os sonhos mais distantes e ultrapassar limites.*

Agradecimentos

Agradeço à Universidade de Brasília por permitir trocar tanto conhecimento, experiências e promover o encontro de pessoas especiais que nos incentivam a procurar ser melhores a cada dia. Agradeço a todo o corpo docente que participou da minha trajetória no curso, especialmente ao meu Orientador, Ph.D William Reis pelo carisma, boa vontade em ajudar os alunos e pela capacidade em transmitir de uma forma mais simples e compreensível um conteúdo tão complexo. Gratidão sem fim pela minha família, meu porto seguro e meu suporte emocional, minha avó Neiva pela dedicação e cuidado, minha mãe Silmara por estar sempre ao meu lado me apoiando mesmo não compreendendo as minhas decisões, meu pai Onofre por me dar suporte e me mostrar que posso sonhar mais longe, minha tia Mônica que sempre se mostrou uma mulher forte e me ensinou que não existem barreiras para quem quer conquistar seus sonhos, meu avô Carlos que sempre apreciou cada iniciativa minha, meus tios e minha irmã Giselly que me ensinaram boas lições e meus cachorros Zulu e Duque por tanto carinho.

*“A ciência não conhece os países, porque o conhecimento
pertence à humanidade e é a tocha que ilumina o mundo.*

*A ciência é a alma da prosperidade das nações
e a fonte de todo progresso”*

(Louis Pasteur)

Resumo

O presente trabalho aborda o estudo de missões espaciais e a possibilidade de realizar um reabastecimento em órbita durante tais missões, assunto que tem o potencial de determinar o futuro da exploração espacial. Partindo da análise da viabilidade de uma missão desse porte, são consideradas as complicações relacionadas a transferência de propelente criogênico em um ambiente de microgravidade como a órbita terrestre, o percurso e as manobras realizadas até a acoplagem das espaçonaves. Dentre as diversas áreas que podem ser abordadas, o foco em questão será o processo de Rendezvous e Docking, abordando principalmente os tipos de órbita, os métodos conhecidos de transferência orbital, os cálculos e as etapas envolvidas neste processo. O objetivo é entender como identificar a melhor estratégia para o desenvolvimento de uma missão de abastecimento no espaço, avaliando os riscos envolvidos, a redução de custos e/ou tempo. Através de uma simulação computacional utilizando o STK (Systems Tool Kit) é possível estudar essas condições idealizando uma missão de reabastecimento na órbita terrestre. A conclusão que se obtém deste estudo evidencia que escolha da transferência orbital não se dá exclusivamente em virtude econômica, mas que uma série de fatores deve ser considerada para obter sucesso na missão com abastecimento espacial.

Palavras-chaves: Rendezvous. Docking. Reabastecimento espacial. Órbita. Espaçonave. STK.

Abstract

This work addresses the study of space missions and the possibility to realize the refueling along those missions, a subject with the potential to determine the future of space exploration. Based on the analysis of the feasibility of a mission this size, there are complications to be considered, related to the transfer of cryogenic propellant in a microgravity environment such as the Earth's orbit, the path and maneuvers carried out until the spacecraft Docking. Among the various areas that can be approached, the focus in question will be the Rendezvous and Docking process, mainly addressing the orbit types, the known methods of orbital transfer, the calculations and the steps involved in this process. The goal is to understand how to identify a more time and cost efficient strategy to develop a space refueling mission, considering the risks faced. Through a computer simulation using STK (Systems Tool Kit) it will be possible to study these conditions of a refueling mission happening in Earth's orbit. The conclusion drawn from this study is to bring the evidence that the choice of orbital transfer is not exclusively due to economic reasons, but a number of factors must be considered to achieve success in the space missions with refueling.

Key-words: Rendezvous. Docking. Space refueling. Orbit, Spacecraft. STK.

Lista de ilustrações

Figura 1 – Posição de reabastecimento da espaçonave Starship. Fonte: (SPACEEX, 2017).	26
Figura 2 – Comparação de propelentes. (ERNST, 2014)	29
Figura 3 – Fases da missão de <i>Rendezvous</i> , (FEHSE, 2003).	31
Figura 4 – Sistema de Referência Equatorial Centrado na Terra. Fonte: (FEHSE, 2003)	32
Figura 5 – Sistema de Referência Orbital. Fonte: Adaptado de (FEHSE, 2003).	33
Figura 6 – Sistema de Referência Orbital Local. Adaptado de (FEHSE, 2003)	34
Figura 7 – Referenciais centrados na espaçonave, (FEHSE, 2003)	35
Figura 8 – Representação da órbita elíptica. Autoria: Juliana Torri dos Santos.	37
Figura 9 – Relação entre massa e impulso específico	39
Figura 10 – Transferência de Hohmann, (TAREK et al., 2021)	40
Figura 11 – Transferência Bi-elíptica da órbita 1 à 4. (CURTIS, 2020)	42
Figura 12 – Comparativo de eficiência das Transferências de Hohmann e Bi-elíptica. (CURTIS, 2020)	42
Figura 13 – Transferência rápida. (GENTINA; FONSECA, 2010)	43
Figura 14 – Configurações de determinação de órbita. (WERTZ, 2001)	47
Figura 15 – Vetores posição dos veículos perseguidor e alvo. (SILVA; FONSECA; ZANARDI, 2013)	49
Figura 16 – Configurações de Docking. Fonte: (ABDOLLAHZADEH; ESMAILI-FAR, 2021)	51
Figura 17 – Mecanismo de acoplagem da Apollo. Fonte: (POLITES, 1998)	52
Figura 18 – Ambiente MCS	53
Figura 19 – Sequência de controle de missão para o alvo <i>Tetris</i>	55
Figura 20 – Simulação da missão em órbita GEO, caso 1	57
Figura 21 – Lançamento em detalhe	57
Figura 22 – Simulação da missão em órbita GEO, caso 2	59
Figura 23 – Esquemático da missão em órbita GEO, caso 2	59
Figura 24 – Sequência da missão para o perseguidor, caso 2	60
Figura 25 – Docking	62
Figura 26 – Transferência para órbita alta	63
Figura 27 – Missão a Marte	64

Lista de tabelas

Tabela 1 – Características orbitais	36
Tabela 2 – Desempenho de alguns propelentes	39
Tabela 3 – Parâmetros iniciais do alvo em órbita GEO	55
Tabela 4 – Parâmetros do perseguidor em órbita GEO - caso 1	57
Tabela 5 – Representação de cores da missão	57
Tabela 6 – Parâmetros do perseguidor em órbita GEO - caso 2	58
Tabela 7 – Comparativo entre os casos	58

Lista de abreviaturas e siglas

AutoNav	<i>Autonomous Navigation</i>
CWH	Clohessy-Wiltshire-Hill
EVA	<i>Extra-Vehicular Activity</i>
GEO	<i>Geostationary Orbit</i>
GPS	<i>Global Positioning System</i>
GNC	<i>Guidance, Navigation and Control</i>
ISS	<i>International Space Station</i>
LAD	<i>Liquid Acquisition Dispositive</i>
LEO	<i>Low Earth Orbit</i>
NASA	<i>National Aeronautics and Space Administration</i>
NM	<i>Nautical Mile</i>
RAAN	<i>Right Ascension of the Ascending Node</i>
STK	<i>Systems Tool Kit</i>

Lista de símbolos

n	Anomalia média
f	Anomalia verdadeira
π	Constante matemática
G	Constante Universal Gravitacional
γ	Direção em um sistema de coordenadas específico
r	Distância entre os dois corpos
ε	Excentricidade
K	Força de Kepler
I_{sp}	Impulso específico
M	Massa da Terra ou corpo central
m	massa do satélite ou corpo em órbita
h	Momento angular
μ	parâmetro gravitacional em função do corpo central
p	parâmetro semi-latus rectum
T	Período orbital
Δv	Variação da velocidade
ω	Velocidade angular
V	Velocidade orbital
$\hat{K}, \hat{I}, \hat{J}$	Vetores unitários direcionais

Sumário

1	INTRODUÇÃO	25
1.1	Objetivo	27
1.1.1	Objetivo principal	27
1.1.2	Objetivo secundário	27
1.1.3	Justificativa	27
1.1.4	Metodologia	27
1.1.5	Conteúdo	28
2	REVISÃO BIBLIOGRÁFICA	29
2.1	Fundamentação teórica	31
2.1.1	Sistemas de Referência	31
2.1.1.1	Sistema de Referência Equatorial Terrestre	32
2.1.1.2	Referencial Orbital	33
2.1.1.3	Sistema de Referência Orbital Local	33
2.1.1.4	Sistema de Referência de Atitude	34
2.1.2	Dinâmica Orbital	35
2.1.2.1	Órbita elíptica	36
2.1.2.2	Órbita circular	38
2.1.3	Manobras orbitais	38
2.1.3.1	Manobras Impulsivas	38
2.1.3.2	Transferência de Hohmann	39
2.1.3.3	Transferência Bi-elíptica	41
2.1.3.4	Transferência Rápida	43
3	RENDEZVOUS E DOCKING	45
3.1	Etapas do Rendezvous ao Docking	45
3.1.1	Fase 1 - Órbitas distintas	46
3.1.2	Fase 2 - Órbita intermediária fora do campo de visão e contato	47
3.1.3	Fase 3 - Órbita intermediária no campo de vista e contato	47
3.1.4	Fases 4 e 5 - Operações de proximidade	48
3.2	Equações de Clohessy-Wiltshire	48
3.3	Docking	50
3.4	Simulação de uma missão de reabastecimento	52
4	SIMULAÇÃO COMPUTACIONAL E RESULTADOS	53
4.1	Reabastecimento em órbita geoestacionária	54

4.1.1	Caso 1 - Simulação de missão sem planejamento	55
4.1.2	Caso 2 - Simulação de missão planejada	58
4.2	Docking	60
4.2.1	Modelo de Controle Preditivo	60
4.2.2	Implementação de restrições diretamente no STK	61
4.3	Pós-reabastecimento	62
4.3.1	Órbita alta	62
4.3.2	Marte	63
5	CONCLUSÃO	65
	REFERÊNCIAS	67

1 Introdução

Apesar de ser uma curiosidade antiga do ser humano, a exploração espacial é uma conquista recente da humanidade. Desde a observação dos ciclos da Terra, posição lunar, marcação das estações, observação de eventos estelares, muita coisa mudou, porém ainda há um caminho longo a ser explorado.

Do primeiro satélite, lançado em outubro de 1957, até hoje, os lançamentos seguem um mesmo padrão: os foguetes são lançados com tudo o que é necessário para a missão completa. Isso implica na necessidade de motores altamente potentes para lançar cargas extremamente pesadas e, conseqüentemente, maior quantidade de combustível. De forma mais específica, a própria carga paga, o objeto mais importante da missão, tem sua criação e montagem toda voltada para garantir a sua integridade durante todo o processo de lançamento, que envolve acelerações absurdas, vibrações e choques mecânicos, ocorridos somente em uma mínima parte da vida útil do objeto.

Uma ideia que transformou o cenário de missões espaciais foi o lançamento em mais de um estágio, de forma que, esgotado o combustível do primeiro estágio, o foguete libera a carga excedente, podendo variar o tipo de combustível, o tipo de motor, entre outros fatores. O lançamento em múltiplos estágios trouxe ainda mais possibilidades, reduzindo os custos de lançamento com o reaproveitamento de partes do foguete e abriu margem para as próximas inovações na indústria aeroespacial, uma delas é o reabastecimento espacial.

O nome pode soar simples, pois remete a uma ação bem comum em automóveis e aeronaves, sendo realizado mesmo em condição de voo, porém sob efeito da gravidade. O reabastecimento aeroespacial exige um domínio amplo de técnicas que já são realizadas há décadas: *Rendezvous e Docking*. Tais técnicas já foram exploradas para reparos em satélites e orbitadores como o telescópio *Hubble* e até em missões mais complexas como a Apollo que resultou na primeira viagem à lua. A própria Estação Espacial Internacional (ISS) foi montada fazendo uso dessas técnicas e é continuamente reabastecida com mantimentos e troca de tripulação.

De acordo com (DAVIS; MAYBERRY; PENN, 2019), as principais atividades espaciais incluem:

- A modificação e manutenção da órbita para propulsão e controle de atitude;
- Reabastecimento e reposição de commodities;
- *Upgrade*: substituição ou adição de componentes;
- Reparo ou correção de falhas mecânicas;

- *Assembly*, junção de dois ou mais objetos para criar ou aprimorar um veículo espacial já existente.

Dentre as atividades listadas, a mais complexa é o reabastecimento espacial. Além do domínio das manobras de órbita e acoplamento, ainda é necessário aperfeiçoar técnicas para manter as propriedades dos propelentes durante a transferência.

Utilizando o *Orbital Refueling System (ORS)*, foi possível demonstrar com sucesso o reabastecimento em órbita, na missão 41-G do ônibus espacial, provando ser possível reabastecer mesmo satélites atualmente em órbita que não foram especificamente modificados para operações de reabastecimento, envolvendo penetração especial do sistema de abastecimento. Apesar do sucesso da missão, ainda foi necessária a operação de astronautas em atividade extra-veicular (EVA), conduzida pelo ônibus espacial, o que restringia as operações à órbita baixa (LEO), ou abaixo de 400 NM (740,8km) (JENKINS, 1992). A presença de evoluções tripuladas também impacta diretamente no custo da missão. O objetivo então é conduzir as futuras inovações a missões 100% autônomas, não tripuladas.

Os próximos passos das missões envolvendo reabastecimento espacial já começaram a ser realizados. De acordo com diversos sites de notícias e novidades tecnológicas, a NASA investiu uma boa quantia para que algumas companhias do setor aeroespacial começassem a desenvolver tecnologias levando em conta esse assunto. Uma das companhias que vem mostrando grande avanço nessa área é a SpaceX, empresa americana que já realiza missões espaciais inclusive tripuladas. A Figura 1 ilustra a posição de acoplamento para reabastecimento espacial utilizando a espaçonave mais recente montada pela companhia, a *Starship*.

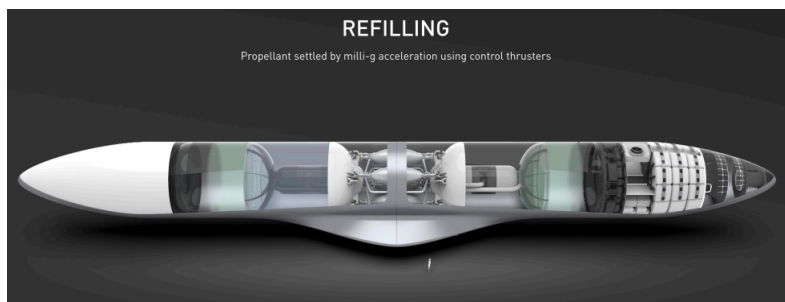


Figura 1 – Posição de reabastecimento da espaçonave Starship. Fonte: (SPACEX, 2017).

Os próximos capítulos abordarão o que é necessário considerar no desenvolvimento de uma missão de reabastecimento até a configuração da Figura 1.

1.1 Objetivo

1.1.1 Objetivo principal

Estudar todo o processo que é exigido para o reabastecimento espacial, analisar possibilidades e explorar caminhos que possibilitem a realização do abastecimento em órbita.

1.1.2 Objetivo secundário

Estudar a viabilização da construção, manutenção e montagem de objetos em órbita, o que transformaria a exploração espacial em geral. Estudar manobras orbitais e transformação de sistema de coordenadas. Desenvolver missões no software STK, implementando ferramentas que permitem visualizar a atuação prática do conteúdo absorvido durante a graduação.

1.1.3 Justificativa

Considerando os avanços que o reabastecimento em voo para aeronaves na atmosfera terrestre trouxe para a aviação tática e estratégica, o domínio dessa capacidade de reabastecimento espacial poderia promover uma expansão ainda maior no setor aeroespacial. Tal feito permitiria que novas considerações de necessidade operacional conduzissem uma missão completa, desde o design a operação de satélites, telescópios e demais objetos. Limitações como restrições de manobras orbitais e massa total não seriam mais um fator impeditivo nos planos da indústria aeroespacial. É viável realizar missões com reabastecimento em órbita? Quais são as complicações inerentes a esse tipo de missão?

1.1.4 Metodologia

Para a análise de manobras de mudança de órbita será utilizado o *STK* (AGI, 2020), a fim de analisar e visualizar sistemas complexos no contexto da missão, sendo possível simular e obter resultados gráficos e relatórios. A metodologia utilizada se dá pelo propagador de interação numérica de alta fidelidade, *Astrogator*, com a sequência de controle de missão, onde é possível inserir sequências-alvo, utilizando manobras impulsivas diretas e propagações, que permitem realizar tanto a transferência de Hohmann, quanto as manobras de baixo empuxo nas operações de proximidade. A compreensão das iterações realizadas no software se baseia na dinâmica kepleriana de dois corpos e conceitos apresentados ao longo deste trabalho.

1.1.5 Conteúdo

No capítulo (2) será apresentada toda a fundamentação teórica que suporta missões espaciais, desde princípios básicos como os sistemas de referência utilizados e as leis de Kepler até manobras orbitais que possibilitam a realização de uma missão espacial. Aqui também são apresentadas informações sobre as complicações relacionadas ao reabastecimento no espaço, considerando inclusive a escolha do propelente.

O objetivo do capítulo (3) é entender as etapas de uma missão espacial e assim priorizar os aspectos de maior interesse, como economia de propelente ou redução tempo da missão. São apresentadas as metodologias para cada etapa, detalhando requisitos a serem considerados.

O capítulo 4 aborda a utilização do software STK, onde são realizadas duas simulações que evidenciam os ganhos adquiridos por uma missão planejada conforme descrito no capítulo 3, bem como uma rápida demonstração de *Docking* e sequência da missão.

2 Revisão bibliográfica

De acordo com a visão a longo prazo de exploração espacial da NASA, o desenvolvimento de sistemas de propulsão criogênicos permanecem na vanguarda de suas pesquisas e programas de desenvolvimento de tecnologia. Tecnologia para propelentes criogênicos pode ser utilizada para proporcionar alta performance em motores, depósitos de armazenamento de combustível, sistemas de suporte vital, entre outros sistemas, desde os já utilizados aos apenas idealizados em uma missão espacial. Um dos desafios deste cenário é lidar com a complexidade inerente ao armazenamento e transferência de propelentes criogênicos. (HARTWIG, 2015)

Desconsiderando propulsão termonuclear, na razão de mistura ótima, nenhuma outra combinação conhecida de propelente puro pode entregar maior impulso específico que hidrogênio e oxigênio líquidos.

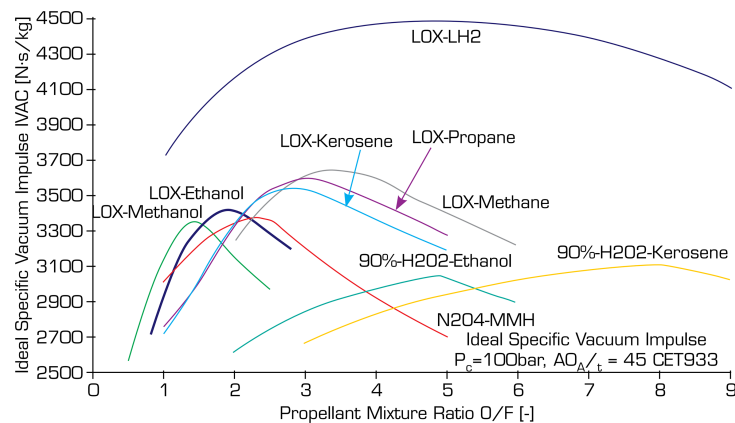


Figura 2 – Comparação de propelentes. (ERNST, 2014)

A partir dessas considerações, é necessário entender melhor o problema do reabastecimento espacial considerando propelente criogênico em fase líquida. (HIBBARD, 1996) explicita as três principais técnicas de transferência de propelente em órbita:

- transferência direta de fluido, onde o operador introduz o fluido diretamente no tanque do objeto a ser abastecido;
- transferência de tanque para veículo, onde são transferidos tanques completos contendo combustível para substituição; e
- transferência de módulo de propulsão para veículo, caso em que é realizada a instalação de um sistema de propulsão completo, incluindo os tanques de propulsor, motores principais, propulsores, linhas de fluido e sistemas de gerenciamento e controles.

Do ponto de vista comercial, a transferência direta de combustível inicialmente é a melhor opção, pois envolve um custo reduzido e menor impacto no projeto da espaçonave, permitindo a utilização de todo o combustível a bordo, mobilizando o menor número de interfaces. O método, porém, apresenta algumas desvantagens relacionadas à segurança envolvendo o deslocamento real do propelente de um tanque para outro. O estudo inicial investigava a situação em missões de longa duração, onde é necessário um grande volume de propelente o que se mostrou totalmente inviável.

Independente do objeto a ser abastecido, as complicações relativas à transferência de combustível envolvem majoritariamente uma forma de bombear combustível em um ambiente de baixa gravidade, sendo necessário ainda liberar gases residuais do tanque receptor à medida que ele é preenchido, sem ventilação de fluidos. Dessa forma, o método mais promissor envolve o uso de um dispositivo de aquisição de líquido (LAD) por um canal de tela, de forma que o líquido pode ser conduzido pelas paredes feitas de tela de malha fina porosa.

As duas outras formas de transferência não envolvem toda a complexidade termodinâmica associada à transferência direta de combustível, e dependem mais de domínio técnico relacionado ao controle robótico e autônomo. O que as três técnicas têm em comum é o processo desde o lançamento em solo, até a execução das manobras de *Rendezvous e Docking*, foco deste trabalho.

(FEHSE, 2003) afirma que as principais fases da missão de *Rendezvous* são: lançamento, faseamento, *Rendezvous* de longo alcance, *Rendezvous* de curto alcance e aproximação, como ilustra a Figura 3.

A fase de lançamento envolve a escolha do local e direção de lançamento, de forma que a missão seja executada com êxito nos melhores parâmetros possíveis. Esses fatores ainda podem ser diretamente afetados pela janela de lançamento, que somente ocorre uma vez por dia e o ângulo w.r.t. do plano orbital muda a cada 4 minutos. Também é importante considerar que o plano orbital do alvo na missão nem sempre passa pelo local de lançamento, o que impossibilita tomar uma trajetória que seja coplanar com a órbita final da missão. A hora e o azimute do lançamento determinam o ângulo de fase entre o plano orbital de lançamento e a órbita final (MICKELWAIT, 1962). Tomando como exemplo a missão lunar, o ângulo de fase e a hora de lançamentos devem ser decididas de forma que o veículo cruze a linha de nós do plano veicular e do plano orbital lunar no mesmo momento que a lua, o que só acontece em alguns dias no mês, variando o azimute.

Uma vez que o objeto atinge uma órbita segura, todos os subsistemas são então ativados para a etapa de faseamento. Esta é uma etapa muito importante que pode resultar em maior economia de combustível e aumento da segurança da missão pois, tendo em vista que uma órbita mais baixa tem um período orbital menor, é nesse momento que são feitos ajustes para reduzir o ângulo de fase entre o objeto lançado e o alvo.

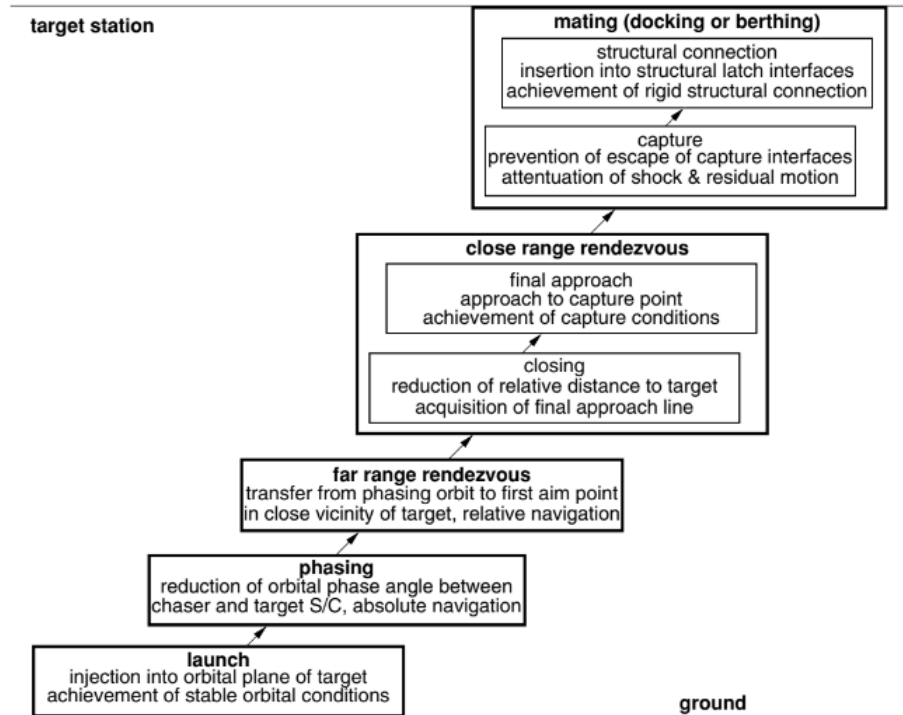


Figura 3 – Fases da missão de *Rendezvous*, (FEHSE, 2003).

Essas duas primeiras etapas têm sua navegação baseada em referencial centrado na Terra. No lançamento, utiliza-se o referencial equatorial centrado na Terra, e no faseamento, o plano orbital. Nas fases seguintes, no entanto, a evolução da trajetória deve ser visualizada tendo como referência o objeto alvo. Uma abordagem detalhada sobre referenciais é encontrada no próximo capítulo do presente trabalho.

2.1 Fundamentação teórica

Neste capítulo encontra-se a fundamentação teórica necessária para a compreensão das etapas do reabastecimento espacial.

2.1.1 Sistemas de Referência

Um sistema de referência é especificado por um conjunto ordenado de três vetores unitários mutuamente ortogonais, possivelmente dependentes do tempo. Em geral, são utilizados três quadros de coordenadas para as etapas de uma missão:

- Referencial Orbital: descreve a orientação da órbita no espaço inercial em relação à Terra e descreve uma espaçonave em relação à órbita;
- Referencial Local da Espaçonave: descreve o movimento relativo de um ponto específico em relação à outra espaçonave;

- Atitude da espaçonave e componentes: descreve processos dinâmicos e cinemáticos da espaçonave relativos ao seu centro de massa ou especificar características da geometria ou um ponto particular da espaçonave.

Cada referencial tem seu uso adequado para cada situação, como é descrito a seguir.

2.1.1.1 Sistema de Referência Equatorial Terrestre

Neste referencial, a Terra é considerada esférica, com centro de massa e centro geométrico coincidentes, sendo este o ponto focal do movimento orbital. As coordenadas com direções fixas e inerciais são definidas:

- Origem O_{eq} : centro de massa da Terra;
- Eixo X : aponta na direção γ equinox vernal;
- Eixo Y : no plano equatorial, da relação $\hat{K} = \hat{I} \times \hat{J}$;
- Eixo Z : normal ao plano equatorial, sentido Norte.

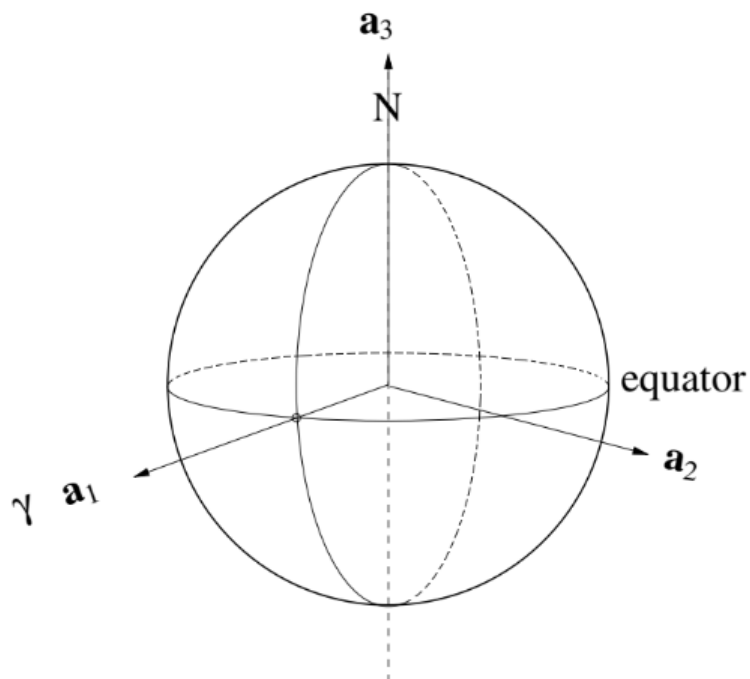


Figura 4 – Sistema de Referência Equatorial Centrado na Terra. Fonte: (FEHSE, 2003)

2.1.1.2 Referencial Orbital

O Sistema de Referência Orbital é um dos principais utilizados em uma missão espacial, e a transformação a partir do Sistema Referencial Equatorial terrestre se dá por uma seqüência de rotações, podendo ser realizada por matrizes mudança de base, como ilustra a equação 2.3. Ambos os sistemas são centrados no centro de massa da Terra, como indicado a seguir:

- Origem O_{op} : centro de massa da Terra;
- Eixo x_{op} : no plano orbital, apontado na direção do nodo ascendente;
- Eixo y_{op} : no plano orbital, pela relação: $\hat{k}_{op} = \hat{i}_{op} \times \hat{j}_{op}$;
- Eixo z_{op} : normal ao plano orbital.

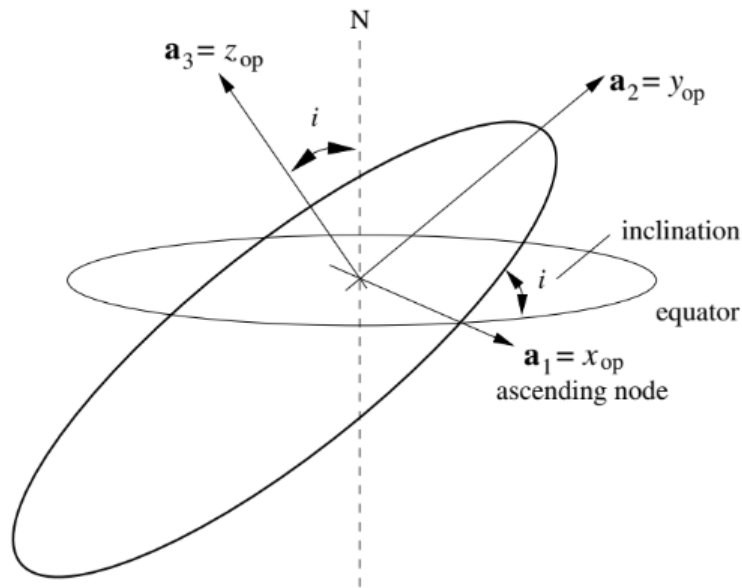


Figura 5 – Sistema de Referência Orbital. Fonte: Adaptado de (FEHSE, 2003).

$$\begin{bmatrix} x_{op} \\ y_{op} \\ z_{op} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos I & \sin I \\ 0 & -\sin I & \cos I \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos \Omega & \sin \Omega & 0 \\ -\sin \Omega & \cos \Omega & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} \quad (2.1)$$

2.1.1.3 Sistema de Referência Orbital Local

Este referencial é utilizado na fase de aproximação com objeto alvo. O momento em que ocorre a transferência para o sistema de referência em questão será descrito no capítulo *Rendezvous e Docking*.

O sistema de coordenadas é definido da seguinte forma:

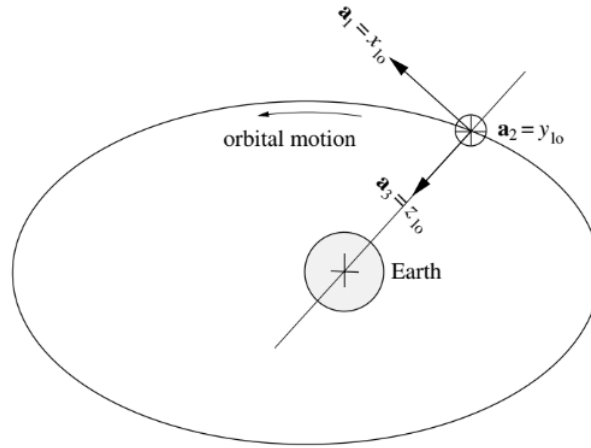


Figura 6 – Sistema de Referência Orbital Local. Adaptado de (FEHSE, 2003)

- Origem O_{lo} : Centro de massa do objeto;
- Eixo x : aponta na direção do vetor velocidade orbital, também conhecido como V-bar;
- Eixo y : normal à órbita, oposta em sentido ao vetor momento angular orbital, também chamado de H-bar;
- Eixo z : radial, no sentido Nadir, ou comumente chamado R-bar.

Através de algumas rotações, a transferência do Sistema de Referência Orbital para o Sistema de Referência Orbital Local é realizado. As matrizes mudança de base ilustram a transferência matematicamente:

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \\ 0 & -1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 0 & 1 & 0 \\ -1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\theta & \sin\theta & 0 \\ -\sin\theta & \cos\theta & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_{op} \\ y_{op} \\ z_{op} \end{bmatrix} \quad (2.2)$$

2.1.1.4 Sistema de Referência de Atitude

Descreve o movimento do corpo em função do próprio centro de massa, realizando rotações com a precisão necessária para o Docking. A Figura 7 ilustra o Sistema de Referência de Atitude e o quadro geométrico utilizados neste processo.

As trajetórias de aproximação do perseguidor são geralmente mostradas na estrutura orbital local do alvo. Este sistema é frequentemente referido como local-vertical/local-horizontal (LVLH). O sistema de coordenadas é indicado:

- Origem O_a : Centro de massa do corpo;
- Eixos x_a , y_a e z_a de acordo com a missão, seguindo o sistema dextrógiro $\hat{K}_a = \hat{i}_a \times \hat{j}_a$

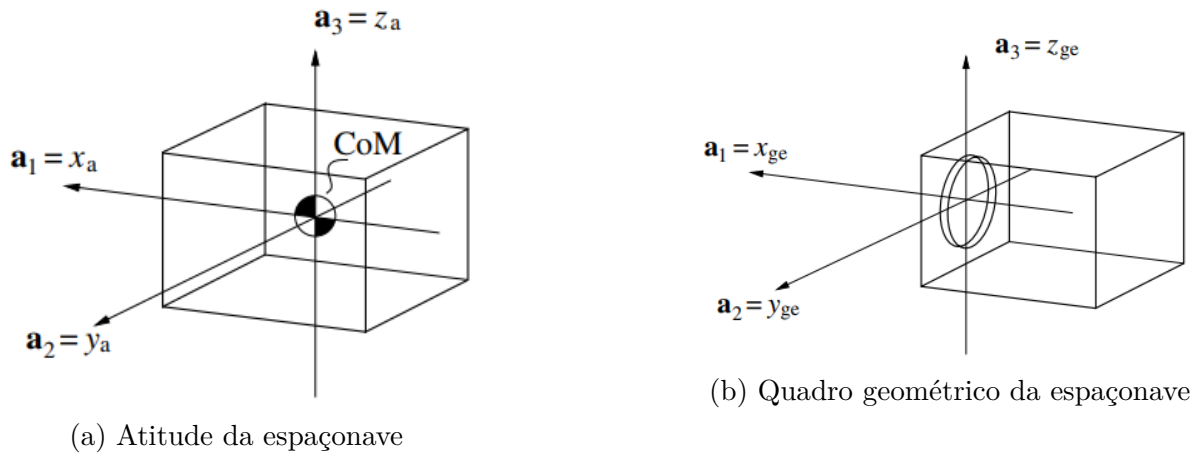


Figura 7 – Referenciais centrados na espaçonave, (FEHSE, 2003)

A transformação para o Sistema de Referência Orbital Local é dado por:

$$\begin{bmatrix} x_a \\ y_a \\ z_a \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos\alpha_x & \sin\alpha_x \\ 0 & -\sin\alpha_x & \cos\alpha_x \end{bmatrix} \begin{bmatrix} -\sin\alpha_y & 0 & \cos\alpha_y \\ 0 & 1 & 0 \\ \cos\alpha_y & 0 & \sin\alpha_y \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \cos\alpha_z & \sin\alpha_z & 0 \\ -\sin\alpha_z & \cos\alpha_z & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} \quad (2.3)$$

2.1.2 Dinâmica Orbital

Partindo do problema de dois corpos, onde a massa de um corpo é muito inferior em comparação a outro, como um satélite comparado à massa da Terra, caso em que pode ser assumido que a massa do satélite não representa qualquer influência sobre a Terra, considera-se então o corpo central como um corpo fixo no espaço, de forma a simplificar os cálculos (RIMROTT, 2013). Na situação em questão, é possível analisar os corpos de forma que a massa esteja concentrada em um ponto central e assim, utilizar as leis de Kepler e Newton. O satélite ou corpo em órbita obedece a Segunda Lei de Newton, de forma que:

$$K = m\ddot{r} \quad (2.4)$$

Onde K é a força de Kepler e \ddot{r} representa a aceleração absoluta do satélite e m a massa do satélite.

O satélite é atraído pela Terra por uma força K , tal que:

$$\vec{K} = -\frac{GMm}{r^2}\mathbf{e}_r \quad (2.5)$$

A equação representa a Lei da Gravitação Universal (NEWTON et al., 1952), onde K é a força de atração na direção do corpo central, com G representando a Constante

Universal Gravitacional, equivalente a $6,67 \times 10^{-11} \frac{m^3}{kg \cdot s^2}$, r é a distância entre os corpos e e_r é o vetor unitário indicando a direção radial.

O produto GM indica o parâmetro gravitacional μ , a quantidade característica relacionada ao corpo central. Para a Terra, $\mu_E = 398601,19 \frac{km^3}{s^2}$

Igualando as equações 2.4 e 2.5:

$$\ddot{r} = -\frac{\mu}{r^3}r \quad (2.6)$$

E a solução desta equação é tal que:

$$r = \frac{p}{1 + \varepsilon \cos f} \quad (2.7)$$

conhecida como a equação geral das cônicas, cuja derivação pode ser encontrada em (MURRAY; DERMOTT, 1999), sendo p o parâmetro *semi-lactus retum*, ε a excentricidade e f a anomalia verdadeira.

A excentricidade é o que define a forma da órbita, definida como:

Tabela 1 – Características orbitais

Excentricidade	Forma da órbita	<i>Semi-lactus retum</i>
$\varepsilon = 0$	circular	$p = a$
$0 < \varepsilon < 1$	elíptica	$p = a(1 - \varepsilon^2)$
$\varepsilon = 1$	parabólica	$p = 2q$
$\varepsilon > 1$	hiperbólica	$p = a(1 + \varepsilon^2)$

Para aplicação em Rendezvous serão consideradas as órbitas circular e elíptica, mais comumente estudadas e abordadas.

2.1.2.1 Órbita elíptica

Na Figura 8 observa-se a representação da órbita elíptica, onde o ângulo θ é a anomalia verdadeira f .

No apogeu ($f = \pi rad$) obtém-se a seguinte equação:

$$r_a = a + c = \frac{p}{1 - \varepsilon} \quad (2.8)$$

E no perigeu ($f = 0 rad$):

$$r_p = a - c = \frac{1}{1 + \varepsilon} \quad (2.9)$$

Assim, $r_a + r_p = 2a$ e o *semi-lactus retum* é dado por $p = a(1 - e^2)$.

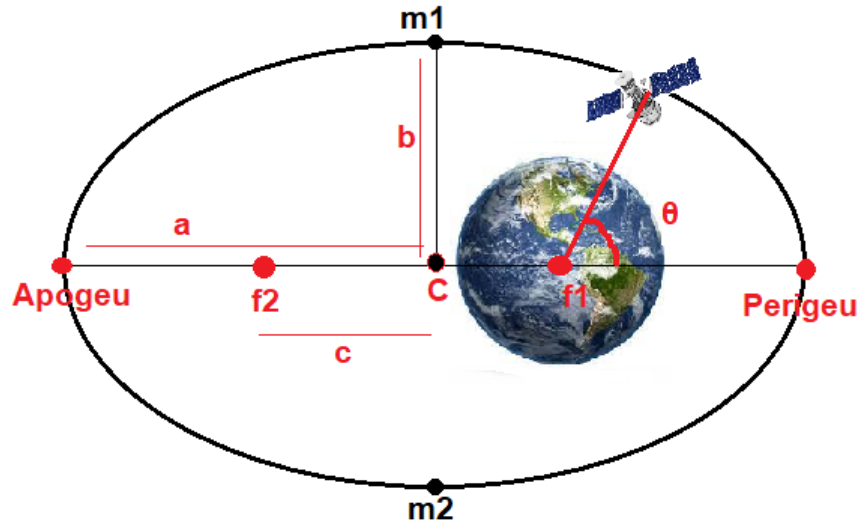


Figura 8 – Representação da órbita elíptica. Autoria: Juliana Torri dos Santos.

Substituindo na Equação 2.7:

$$r = \frac{a(1 - \varepsilon^2)}{1 + \varepsilon \cos f} \quad (2.10)$$

E sabendo que o momento angular h é definido por:

$$h = r^2 \dot{f} \quad (2.11)$$

É possível encontrar a variação temporal da anomalia verdadeira utilizando a Segunda Lei de Kepler:

$$\begin{aligned} h &= \sqrt{\mu p} \\ &= \sqrt{\mu a(1 - \varepsilon^2)} \end{aligned} \quad (2.12)$$

Encontra-se a seguinte relação:

$$\dot{f} = (1 + \varepsilon \cos f)^2 \sqrt{\frac{\mu}{a^3(1 - \varepsilon^2)^3}} \quad (2.13)$$

E o período de uma revolução orbital é dado pela Terceira Lei de Kepler, tem-se:

$$T = 2\pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (2.14)$$

A anomalia média será:

$$n = \frac{2\pi}{T} = \sqrt{\frac{\mu}{a^3}} \quad (2.15)$$

Considerando ainda a Lei da Conservação de Energia:

$$E = \frac{V^2}{2} - \frac{\mu}{r} = -\frac{\mu}{2a} \quad (2.16)$$

Obtém-se a velocidade orbital, também chamada de equação da Vis Viva¹:

$$V = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.17)$$

2.1.2.2 Órbita circular

A órbita circular é uma versão simplificada da órbita elíptica, onde a variação temporal da anomalia verdadeira é a própria velocidade angular:

$$\dot{f} = \omega = \sqrt{\frac{\mu}{r^3}} \quad (2.18)$$

E a velocidade em uma órbita circular é definida por:

$$V = \omega r = \sqrt{\frac{\mu}{r}} \quad (2.19)$$

2.1.3 Manobras orbitais

Durante a missão espacial, as manobras orbitais são cruciais para o sucesso da missão. Se corretamente realizadas, podem reduzir o custo da missão, prolongar a vida útil do satélite e chegar mais rápido ao destino.

2.1.3.1 Manobras Impulsivas

Durante uma manobra impulsiva, a posição da espaçonave é considerada fixa, mudando apenas a velocidade. A manobra impulsiva é uma idealização por meio da qual podemos evitar ter que resolver equações de movimento com o empuxo do foguete incluído. A idealização é satisfatória para aqueles casos em que a posição da espaçonave muda apenas ligeiramente durante o tempo em que os foguetes de manobra disparam. Isso é verdade para foguetes de alto empuxo com tempos de queima curtos em comparação com o tempo de desaceleração do veículo. (CURTIS, 2013)

¹ Do Latim *força viva*, a designação Vis Viva foi utilizada por Leibniz(1646-1716) para a quantidade mv^2 . O termo de energia cinética se popularizou para a metade dessa quantidade.

A Equação 2.20 correlaciona o incremento de velocidade com a massa de combustível. A partir desta correlação, estudou-se o consumo para diferentes tipos de propelente, na Tabela 2 baseando-se no impulso específico de cada um.

$$\frac{\Delta m}{m} = 1 - \exp^{-\frac{\Delta v}{I_{sp} g_0}} \quad (2.20)$$

Sendo:

m: massa da espaçonave;

g_0 : força da gravidade a nível do mar;

I_{sp} ; Impulso específico.

Tabela 2 – Desempenho de alguns propelentes

Propelentes	I_{sp} (s)
Gás frio	50
Monopropelente hidrazina	230
Propelente sólido	290
Ácido nítrico/monometilhidrazina	310
Oxigênio líquido/Hidrogênio líquido	455

Com base nessas informações, observa-se na Figura 9 que, para Δv s na ordem de 1 km/s ou superior, o propelente necessário excede 25% da massa da espaçonave antes da queima. Com a ausência do serviço de reabastecimento, o cronograma delta-v de uma missão deve ser cuidadosamente planejado para minimizar a massa de propelente em favor de carga útil.

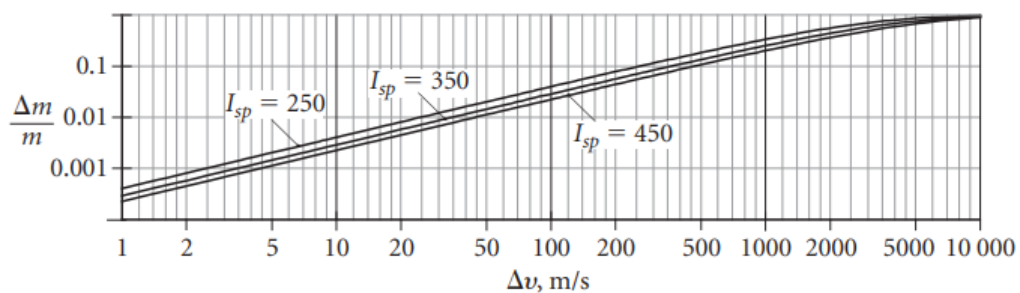


Figura 9 – Relação entre massa e impulso específico

2.1.3.2 Transferência de Hohmann

Para lançar uma espaçonave da Terra para um planeta externo, como Marte, usando o mínimo de propelente possível, é necessário considerar que a espaçonave já está em órbita solar enquanto está na plataforma de lançamento. Esta órbita solar existente

deve ser ajustada para fazer com que a espaçonave chegue a Marte: o periélio da órbita desejada (mais próxima do Sol) estará na distância da órbita da Terra, e o afélio (a maior distância do Sol) estará na distância da órbita de Marte. Isso é chamado de órbita de transferência de Hohmann. A porção da órbita solar que leva a espaçonave da Terra a Marte é chamada de trajetória. A altitude apoapse de uma espaçonave pode ser aumentada aumentando a energia da espaçonave no periapse. A espaçonave, que já está em periapse, decola da plataforma de lançamento, sobe acima da atmosfera da Terra e usa seu foguete para acelerar na direção da revolução da Terra em torno do Sol, de forma que a energia adicionada aqui no periapse (periélio) fará com que sua nova órbita tenha afélio igual à órbita de Marte. A aceleração é tangencial à órbita existente (NASA, 2020).

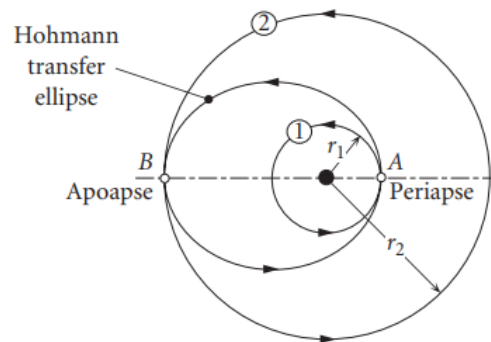


Figura 10 – Transferência de Hohmann, (TAREK et al., 2021)

Walter Hohmann (1880-1945) propôs uma teoria que sugeria que uma transferência com mínima energia poderia ser realizada entre duas órbitas através de duas queimas tangenciais. Apesar do seu trabalho considerar apenas a transferência entre duas órbitas circulares, outros autores exploraram o mesmo método para duas órbitas elípticas alinhadas coaxialmente e concluíram que a Transferência de Hohmann é a mais eficiente transferência energeticamente (VALLADO, 2001). A Figura 10 ilustra como se dá a manobra. Inicialmente, uma aeronave no ponto A realiza um impulso de forma a entrar na órbita elíptica e, uma vez atingido o ponto B, outro impulso é realizado para permanecer na segunda órbita circular. Considerando que não existe órbita real perfeitamente circular, a geometria é então aproximada a uma elipse, generalizando a transferência de Hohmann para mais casos.

Conhecendo a velocidade do perseguidor nas órbitas circulares e seus ápices, é possível calcular os incrementos de velocidade Δv necessários para realizar a Transferência de Hohmann. As velocidades orbitais nas órbitas inferior e superior são dadas por:

$$V_{R1} = \sqrt{\frac{\mu}{R_1}} \quad (2.21)$$

$$V_{R2} = \sqrt{\frac{\mu}{R_2}} \quad (2.22)$$

Sendo $\mu = 3.986012 \times 10^5 km^3/s^2$ a Constante Gravitacional da Terra.

Para calcular a energia necessária para a transferência orbital, utiliza-se a seguinte equação:

$$\epsilon = \frac{-\mu}{2a} = \frac{-\mu}{R_1 + R_2} \quad (2.23)$$

Em seguida, as velocidades de apogeu e perigeu para a órbita de transferência podem ser calculadas pela equação da Vis-Viva (HALE, 1994):

$$V_p = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_1} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.24)$$

$$V_a = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_2} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.25)$$

Considerando ainda as seguintes relações:

$$\Delta V_p = V_p - V_{R1} \quad (2.26)$$

$$\Delta V_a = V_{R2} - V_a \quad (2.27)$$

Após a substituição dos dados nas equações, obtém-se:

$$\Delta V_p = \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_1} - \frac{1}{a} \right)} - \sqrt{\frac{\mu}{R_1}} \quad (2.28)$$

$$\Delta V_a = \sqrt{\frac{\mu}{R_2}} - \sqrt{\mu \left(\frac{2}{R_2} - \frac{1}{a} \right)} \quad (2.29)$$

Somando então os módulos de velocidade $|\Delta V_p|$ e $|\Delta V_a|$, o incremento de velocidade é então encontrado.

2.1.3.3 Transferência Bi-elíptica

Em alguns casos, a Transferência Bi-elíptica pode consumir menos energia se comparada à Transferência de Hohmann. A transferência bi-elíptica usa duas semi-elipses

coaxiais, que se estendem além da órbita externa do alvo. Cada uma das elipses é tangente a uma das órbitas circulares, e são tangentes uma a outra, no apoapse de ambas. Para que o esquema bi-elíptico seja mais energeticamente eficiente do que a transferência Hohmann, deve ser verdade que

$$\Delta v_{total)bi-elíptica} < \Delta v_{total)Hohmann} \quad (2.30)$$

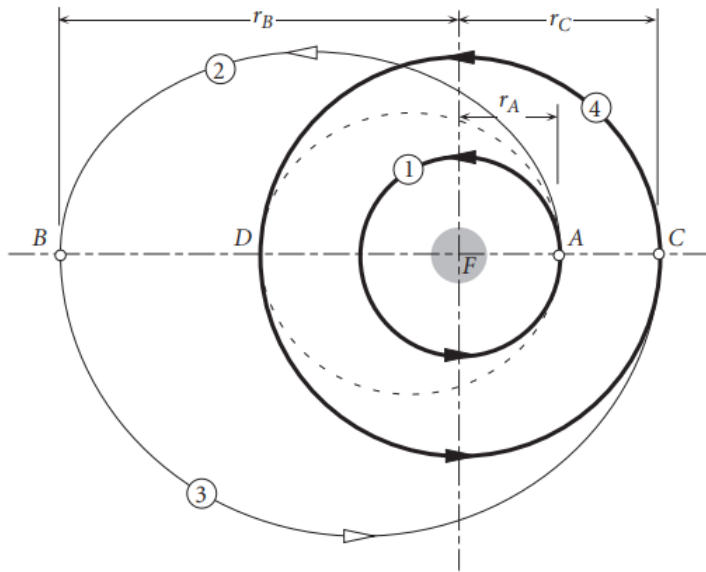


Figura 11 – Transferência Bi-elíptica da órbita 1 à 4. (CURTIS, 2020)

A figura 12 ilustra o gráfico comparativo que determina quando cada transferência é mais eficiente energeticamente.

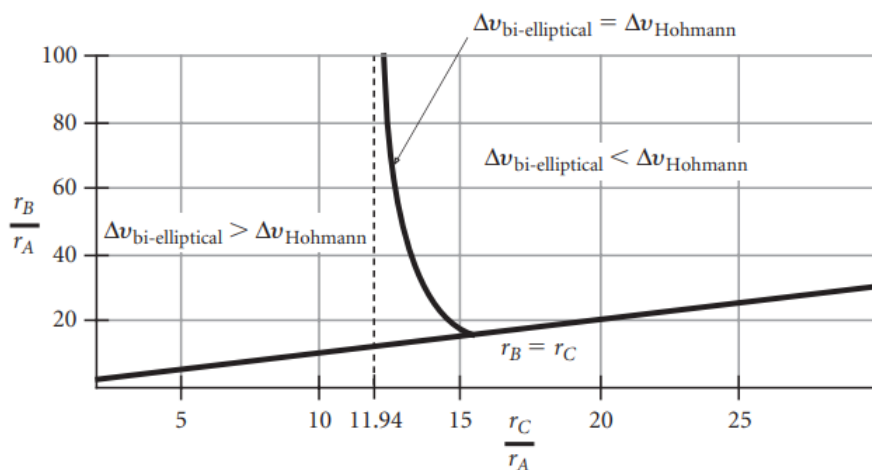


Figura 12 – Comparativo de eficiência das Transferências de Hohmann e Bi-elíptica. (CURTIS, 2020)

Os ganhos em eficiência energética, porém, apresentam um ponto negativo: o tempo consumido na trajetória bi-elíptica é bem maior se comparado à Transferência

de Hohmann. Em alguns casos, o tempo pode ser até sete vezes superior ao tempo empregado na Transferência de Hohmann.

2.1.3.4 Transferência Rápida

A fim de reduzir o tempo de voo, deve ser escolhido um caminho mais curto e com velocidades maiores. O caminho mais rápido não é viável, pois envolve uma aproximação com Δv infinito. Ao invés disso, opta-se por um Δv aceitável, em que uma solução possível é através de uma queima tangencial única e outra queima não tangencial. (VALLADO, 2001)

A Transferência Rápida reduz o tempo mas aumenta o Δv requerido. Ao contrário da Transferência de Hohmann, a Transferência Rápida usa qualquer tipo de órbita, sendo comum utilizar transferências parabólicas ou hiperbólicas, dependendo do tempo disponível e da capacidade de mudança de velocidade.

O processo para calcular o incremento de velocidade ΔV_1 é o mesmo apresentado na Transferência de Hohmann, adaptando a equação que representa a equação da energia 2.23 para o tipo de órbita adotada.

A velocidade ΔV_2 pode ser encontrada através da Lei dos Cossenos.

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_2^2 + V_{R_2}^2 - 2V_2V_{R_2} \cos \varphi} \quad (2.31)$$

A representação da Transferência rápida é ilustrada na Figura 13.

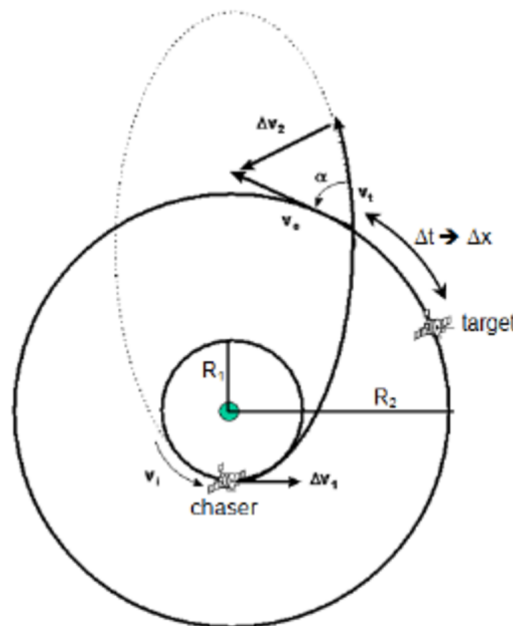


Figura 13 – Transferência rápida. (GENTINA; FONSECA, 2010)

3 Rendezvous e Docking

O desenvolvimento de sistemas espaciais de *Rendezvous e Docking* requerem uma análise experimental a fim de testar e validar as tecnologias de acoplagem, os sistemas de controle, métodos de navegação, operações de proximidade, o modelo de algoritmo e as simulações numéricas. Apesar disso, custos e tempo não facilitam experimentos de aproximação em órbita, assim, a disponibilidade de instalações de teste em solo são extremamente desejáveis. (GUGLIERI et al., 2014)

Diversos testes já foram conduzidos em solo, validando os filtros de navegação com GPS, sensores de magnetômetro e giroscópio, bem como algoritmos de prevenção de colisão. Também foram conduzidos testes na Estação Espacial Internacional (ISS), validando controle de algoritmos, acoplamento autônomo e medidas de alto risco entre três veículos cooperativos. Todos os testes e estudos já realizados e experimentos conduzidos trazem muita informação a respeito do processo de *Rendezvous e Docking*, apresentados a seguir.

3.1 Etapas do Rendezvous ao Docking

Antigamente as operações de *Rendezvous e Docking* eram vistas como operações de proximidade, visualizando esse processo como algo que ocorre somente quando o perseguidor e o alvo estão próximos. Na maioria dos casos a espaçonave deve iniciar a preparação a uma longa distância, fora do campo de visão. A aproximação ocorre em múltiplos estágios, culminando na inspeção e acoplamento. É comum trabalhar com a ideia de que existe uma espaçonave ativa (perseguidor) e o alvo passivo (alvo), que apenas deve permanecer estável para que o perseguidor execute a maior parte do trabalho. Pode-se ainda identificar o alvo como cooperativo ou não-cooperativo: o primeiro dispõe de equipamentos que podem colaborar com a missão, já o segundo pode inclusive ser hostil, situação em que o alvo perdeu o controle e existe a intenção e possibilidade de recuperar sua atividade.

As missões de *Rendezvous e Docking* podem ser divididas em fases, de acordo com o tipo de atividade, distância relativa entre as duas espaçonaves e fonte de dados de navegação. Cada fase pode demandar diferentes atividades relacionadas a navegação e diferentes métodos de *hardware* para navegação e controle de ambos os veículos. O desafio então consiste em encarar o problema e encontrar soluções que minimizem os custos e complexidade da missão. (WERTZ; BELL, 2003)

3.1.1 Fase 1 - Órbitas distintas

Observar que as espaçonaves estão em órbitas distintas é a primeira consideração. Frequentemente as missões são iniciadas no lançamento do perseguidor por meio de um lançador, a partir da superfície da Terra. Como já mencionado, é ainda nessa fase que deve-se saber a localização do alvo, a fim de definir a melhor estratégia para o lançamento, considerando a janela de lançamento e todos os requisitos da missão. A localização do alvo e até mesmo a do perseguidor após o lançamento podem ser obtidas através de algumas possíveis fontes:

1. Órbita assumida, que pode ser demasiada imprecisa, resultando no insucesso da missão;
2. Navegação Autônoma (AutoNav), onde cada veículo carrega uma tecnologia para determinar sua própria órbita e ambos devem se comunicar;
3. Controle Autônomo de Órbita, caso em que as espaçonaves não precisam se comunicar para identificar a localização da outra;
4. Rastreamento em solo, o processo tradicional. Não é autônomo, mas serve como um plano reserva em caso de anomalias nas atividades autônomas.

Quanto aos métodos de determinação de órbita mais utilizados, pode-se citar:

- Posição e velocidade no tempo, mais utilizado no momento do lançamento, considerando a alta atividade dos propulsores e a grande variação da velocidade;
- Três ou mais observações de direção considerando a posição das estrelas, tradicionalmente utilizado para determinar a órbita de cometas e asteroides, muito útil para um objeto distante;
- Sequência de alcance ou taxa de medidas de alcance, a abordagem tradicional para rastreamento em solo;
- Observação sequencial de posição, base para navegações autônomas utilizando GPS;
- Observação sequencial da direção inercial e distância para a aproximação de um corpo, base da maioria dos navegadores autônomos óticos.

A Figura 14 ilustra cada um dos métodos utilizados para localização das espaçonaves.

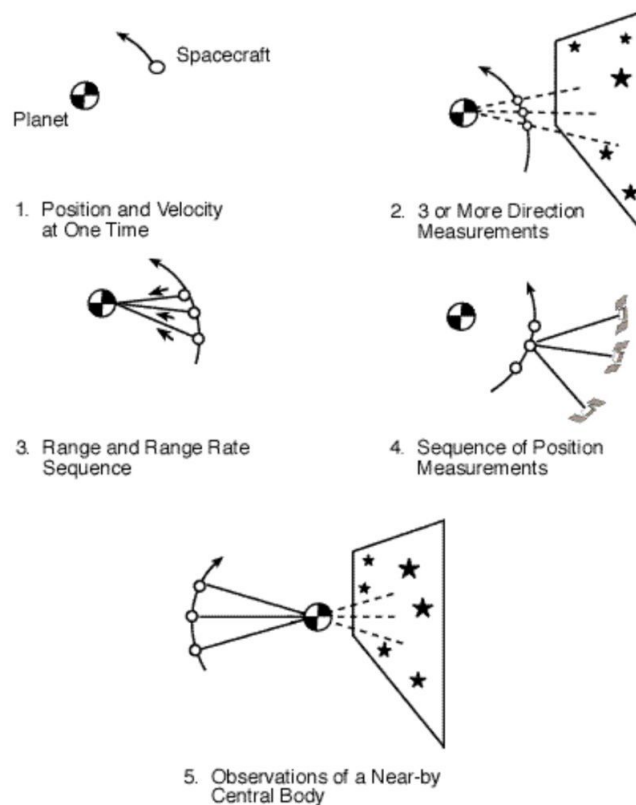


Figura 14 – Configurações de determinação de órbita. (WERTZ, 2001)

3.1.2 Fase 2 - Órbita intermediária fora do campo de visão e contato

A aproximação do alvo pode acontecer injetando o perseguidor na mesma órbita porém bem distante, de forma que o perseguidor vá de encontro ao alvo. Outra possibilidade é colocar o perseguidor em uma órbita similar porém distinta. Esta abordagem, além de evitar a colisão com o alvo, por ter uma aproximação curta, ela garante que a queima de correção será na mesma direção da queima de transferência, o que também evita o desperdício de propelente por realizar queimas em direções opostas. No entanto esta pode ser uma fase complicada para operações autônomas, considerando que o alvo estará fora do campo de vista. Se as duas espaçonaves estão fora do campo de vista elas não serão capazes de realizar a navegação relativa ou se comunicar diretamente.

3.1.3 Fase 3 - Órbita intermediária no campo de vista e contato

Quando o alvo e o perseguidor atingem uma determinada distância (normalmente entre 3000 e 10000 km em órbita baixa) eles podem ter visão e comunicação entre si. Nesta fase o perseguidor pode se aproximar do alvo simplesmente aproveitando a velocidade angular ou mesmo realizando uma série de pequenos impulsos. A medida que ambos se aproximam, é cada vez mais importante ter a precisão da navegação e, a uma distância inferior a 1000 km, o perseguidor pode ser colocado em espera ou em órbita estacionária para os ajustes da operação final e consequente acoplagem.

3.1.4 Fases 4 e 5 - Operações de proximidade

Inicia-se então a utilização do sensor de navegação relativa ou o sensor de acoplagem, em conjunto com pequenas queimas para iniciar a aproximação com o alvo. Os dois métodos comuns de aproximação são horizontalmente pelo vetor velocidade da espaçonave (V bar) e verticalmente considerando o vetor radial (R bar). São realizadas pequenas correções a cada período de tempo de forma que seja possibilitado o acoplamento, ou *Docking*.

No caso da ISS, para reduzir a chance de colisões e garantir uma aproximação segura, na aproximação nominal, considera-se um elipsóide em torno dela. A extensão deste elipsóide se estende por cerca de 4 quilômetros. A ISS também define uma zona de 200 metros onde somente é permitida a aproximação de veículos com um caminho de aproximação definido. O mecanismo de acoplagem deve entrar em um volume de captura esférica de aproximadamente 30 cm e permanecer por até dois minutos para permitir que o sistema de serviço móvel capture e segure a espaçonave. (REESMAN; ROGERS, 2018)

Após estes procedimentos e garantido o sucesso na missão, não é mais necessário uma navegação relativa e as espaçonaves são consideradas uma só para fins de localização. Encerrada a missão, começa o procedimento de desacoplagem que deve tomar os mesmos cuidados descritos aqui, evitando colisões e outros efeitos inesperados.

3.2 Equações de Clohessy-Wiltshire

Equações de movimento no plano orbital podem ser convenientemente usadas para análise de trajetória até que o veículo perseguidor esteja nas proximidades do alvo. Para navegação relativa, torna-se mais conveniente manter uma das espaçonaves como um ponto fixo. Para a análise de trajetórias de encontro, é melhor usar um sistema de referência originado no centro de massa do veículo alvo. Este é o sistema orbital local da nave espacial do alvo, F_{lo} (FEHSE, 2003).

Na fase final de aproximação, quando as espaçonaves se preparam para a acoplagem, são utilizadas as Equações de (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960), que dispõe de seis graus de liberdade, utilizando o Sistema de Referência Orbital Local já definido na Seção 2.1.1.3. Também é importante definir os vetores posição dos objetos, como ilustra a Figura 15, onde \vec{r}_c é a distância do centro de massa da Terra ao veículo perseguidor (subíndice c para chaser), r_t é a distância do centro de massa da Terra até o veículo alvo (subíndice t para target) e s é a distância relativa entre perseguidor e alvo.

Utilizando a Lei da Gravitação de Newton, o movimento absoluto dos veículos são

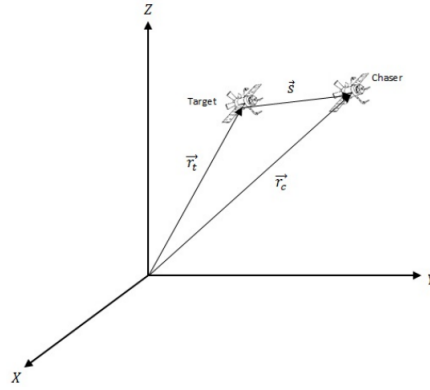


Figura 15 – Vetores posição dos veículos perseguidor e alvo. (SILVA; FONSECA; ZANARDI, 2013)

definidos como:

$$m_c \ddot{\vec{r}}_c = -\mu \frac{m_c}{r_c^3} \mathbf{r}_c + \vec{F}_{cng} \quad (3.1)$$

$$m_t \ddot{\vec{r}}_t = -\mu \frac{m_t}{r_t^3} \mathbf{r}_t + \vec{F}_{tng} \quad (3.2)$$

sendo \vec{F}_{cng} e \vec{F}_{tng} as forças não gravitacionais nos veículos perseguidor e alvo, considerando perturbações externas e atuação do controle.

Sabendo que a posição relativa \vec{s} e sua derivada de segunda ordem são dadas por:

$$\vec{s} = \vec{r}_c - \vec{r}_t \quad (3.3)$$

$$\ddot{\vec{s}} = \ddot{\vec{r}}_c - \ddot{\vec{r}}_t \quad (3.4)$$

Obtém-se:

$$\ddot{\vec{s}} = -\mu \frac{m_c}{r_c^3} \mathbf{r}_c + \mu \frac{m_t}{r_t^3} \mathbf{r}_t + \left(\frac{\vec{F}_{cng}}{m_c} - \frac{\vec{F}_{tng}}{m_t} \right) \quad (3.5)$$

Desconsiderando a ação de forças perturbadoras e assumindo que a propulsão será realizada somente pelo veículo perseguidor ($\vec{F}_{cng} = u_c$), a equação é simplificada e, na forma normalizada:

$$\ddot{\vec{s}} = f(\mathbf{r}_c) - f(\mathbf{r}_t) + \frac{\mathbf{U}_c}{m_c} \quad (3.6)$$

Linearizando $f(\mathbf{r}_c)$ em torno do vetor r_t utilizando expansão em Série de Taylor para a primeira ordem:

$$f(\mathbf{r}_c) = f(\mathbf{r}_t) + \left(\frac{\partial f(\mathbf{r})}{\partial \mathbf{r}} \right)_{\mathbf{r}=\mathbf{r}_t} (\mathbf{r}_c - \mathbf{r}_t) \quad (3.7)$$

Sendo $f(\mathbf{r})$ uma função de um vetor r , que por sua vez é em função de t , então:

$$\frac{d}{dt} f(\mathbf{r}(t)) = \frac{\partial}{\partial \mathbf{r}}(\mathbf{r}) \frac{\partial \mathbf{r}}{\partial t} \quad (3.8)$$

Em que $\frac{\partial f \mathbf{r}}{\partial \mathbf{r}}$ é uma matriz composta de ij elementos de forma que:

$$\frac{\partial f}{\partial \mathbf{r}}(\mathbf{r}) \equiv \begin{bmatrix} \partial f_i \\ \partial \mathbf{r}_j \end{bmatrix} \equiv \nabla f(\mathbf{r}) \quad (3.9)$$

que é a matriz Jacobiana. A partir da solução da matriz Jacobiana encontram-se as equações de Clohessy-Wiltshire-Hill abaixo, utilizadas para o caso de órbitas circulares. Essas equações são adequadas para a fase final de aproximação (short range) (SEITO, 2015).

$$\begin{aligned} \ddot{x} - 2\omega\dot{z} &= \frac{1}{m_c} F_x \\ \ddot{y} + \omega^2 y &= \frac{1}{m_c} F_y \\ \ddot{z} + 2\omega\dot{x} - 3\omega^2 z &= \frac{1}{m_c} F_z \end{aligned}$$

A partir destas equações é possível calcular o incremento de velocidade em curto alcance para realizar o *Docking* e, conseqüentemente o consumo de propelente necessário para essa fase.

3.3 Docking

Uma missão com *Docking* pode ser despressurizada, no caso de missões não tripuladas, ou pressurizada, missões com presença de astronautas em um ou ambos os veículos. De acordo com (FEHSE, 2003), uma missão pressurizada apresenta nove etapas para descrever o processo de *Docking*, da aproximação até a acoplagem final:

1. **Redução da velocidade de aproximação e desalinhamentos**, realizando ajustes de GNC;
2. **Recepção**, quando ambos, alvo e perseguidor entram na área de alcance um do outro;

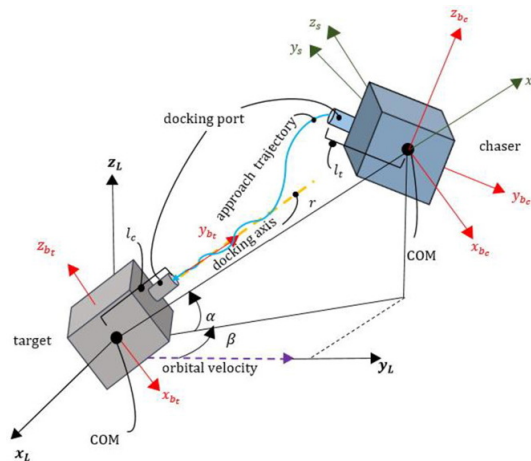


Figura 16 – Configurações de Docking. Fonte: (ABDOLLAHZADEH; ESMAILIFAR, 2021)

3. **Atenuação de impacto**, para evitar que os objetos sofram uma colisão e se separem ou saiam da órbita, além de evitar danos na estrutura;
4. **Captura**, esta fase indica apenas que as espaçonaves não podem mais escapar uma da outra, não significa que elas tenham feito uma conexão rígida.
5. **Retração e alinhamento estrutural**, ajustes finais de alinhamento;
6. **Conexão estrutural**, caso em que alvo e perseguidor podem ser considerados um objeto único;
7. **Conexão de utilitários**, tais como conexões elétricas. Em alguns casos essa etapa é realizada manualmente pelos astronautas como última etapa;
8. **Pressurização**;
9. **Abertura das escotilhas**.

A Figura 17 ilustra o mecanismo de Docking presente na missão lunar Apollo.

Diante da complexidade e dos riscos envolvidos, o sistema de acoplagem de uma espaçonave deve ser totalmente testado e verificado antes que uma missão real seja lançada. Testes realizados na atmosfera terrestre para um contato físico 3D genérico são muito difíceis. As tecnologias convencionais de teste em microgravidade apresentam dificuldade em testar dinâmicas de contato com 6 graus de liberdade para grandes e complexos sistemas espaciais. Um voo parabólico, por exemplo, somente pode ser simulado por 20 a 30 segundos para uma carga espacial muito limitada, o que torna inviável um teste de acoplagem (BOGE; MA, 2011).

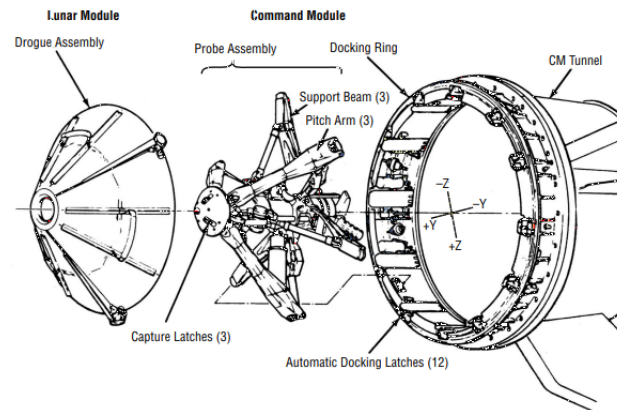


Figura 17 – Mecanismo de acoplamento da Apollo. Fonte: (POLITES, 1998)

3.4 Simulação de uma missão de reabastecimento

O estudo de caso envolvendo simulação computacional para comparação dos métodos de transferência de órbita e *Rendezvous* será realizado através do programa STK, utilizado para simular órbitas e missões espaciais. Serão simuladas duas transferências de órbita diferentes, e avaliado o impacto de cada uma na missão.

O objetivo deste estudo é simular uma missão de *Rendezvous e Docking* com o intuito de abastecer uma espaçonave na órbita a Terra. Para tal, serão consideradas duas espaçonaves, a espaçonave *Infinity* (nome fictício) a ser reabastecida, considerando o cenário em que a mesma é lançada da Terra e realiza o reabastecimento para iniciar uma missão. A segunda espaçonave *Tetris* (nome fictício) carrega o propelente necessário para o abastecimento, fazendo o papel de *propellant depot* ou depósito de propelente.

4 Simulação computacional e resultados

Para realizar a simulação proposta, foi utilizado o software *Systems Tool Kit*, da empresa AGI (*Analytical Graphics Inc.*), que integra a *Ansys, Inc.*, companhia voltada para o desenvolvimento de programas de simulação para engenharia. O STK possui uma ampla gama de ferramentas, com as quais é possível, por exemplo, reproduzir a missão lunar completa, a partir do transporte do lançador Saturn V até a base de lançamento, com o veículo terrestre, até o pouso em solo lunar.

As simulações no programa são realizadas através do uso de propagadores de órbitas de satélites, de baixa a alta fidelidade, de acordo com o propósito do projeto. O propagador adotado é de alta fidelidade, por integração numérica, chamado *Astrogator*.

O modelo *Astrogator* é usado para implementar a sequência de controle de missão com o planejamento de manobras e *targeting*. Dentro do ambiente *Astrogator* é utilizado o (HPOP), um modelo de Propagador Orbital de Alta Precisão (HPOP) da Terra, que calcula a trajetória mais precisa para a propagação do satélite. As fases individuais da missão são planejadas com base em condições calculadas pelo próprio software e a trajetória otimizada é então obtida utilizando a ferramenta de iteração de acordo com os requisitos determinados para a missão, através dos integradores numéricos de Runge-Kutta.

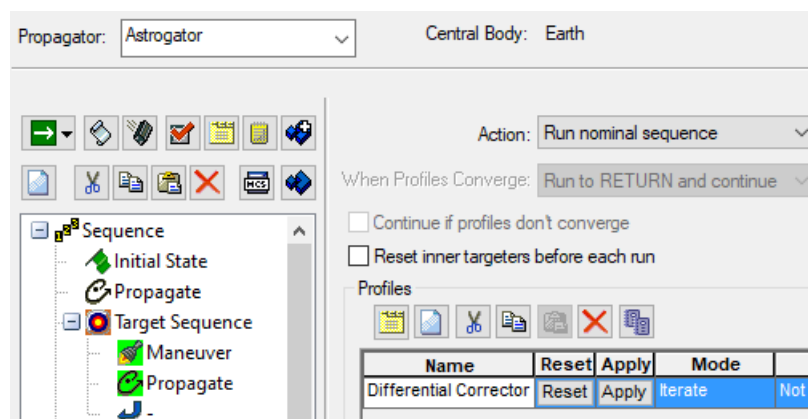


Figura 18 – Ambiente MCS

A Figura 18 ilustra o ambiente de simulação. O segmento *Target Sequence* permite que o *Astrogator* analise e resolva problemas complexos de voo espacial de forma rápida e precisa, definindo manobras e propagações em termos dos objetivos pretendidos. O segmento *Target Sequence* tem associado a ele um ou mais segmentos de sequência de controle de missão (MCS) aninhados, como manobras e segmentos de propagação, para os quais variáveis independentes e dependentes são definidas. Configurar o *Targeter* envolve fazer certas seleções dentro desses segmentos aninhados e no próprio segmento *Target Sequence*. Qualquer segmento pode ser aninhado em uma sequência alvo, e não é inco-

um ter todo o MCS aninhado em uma sequência alvo. De acordo com (KULKARNI; MORTARI, 2005), os seguimentos mais utilizados são:

- *Mission Control Sequence*: A Sequência de Controle da Missão (MCS) é o núcleo de qualquer cenário. Ao adicionar, remover, reorganizar e editar Segmentos MCS, pode-se definir uma missão de qualquer nível de complexidade desejado. O MCS é representado esquematicamente por uma estrutura em árvore e o MCS árvore espelha a linha do tempo dos eventos que constituem uma missão espacial;
- *Maneuver segment*: O Astrogator fornece dois tipos básicos de manobras – impulsivas e finitas – para usar na construção de um cenário de missão espacial. Ambos os tipos de segmentos estão disponíveis para construir um Sequência de Controle da Missão (MCS). Neste trabalho utilizam-se apenas segmentos de Manobra Impulsiva. O termo “vetor de empuxo” é usado para descrever a direção da aceleração aplicada ao satélite. este direção é oposta à exaustão de um motor. O segmento de Manobra Impulsiva modela uma manobra como se ocorresse instantaneamente e sem qualquer mudança na posição da espaçonave, conhecido como ΔV ;
- *Propagate Segment*: A propagação de uma órbita é tratada pelo segmento *Propagate*, um mecanismo para definir uma ou mais condições para interromper a propagação ou iniciar uma sequência de acompanhamento. É possível realizar uma variedade de condições de parada (por exemplo, cruzamento de plano Z-X, Periapse, Apoapse, etc) disponíveis para uso na definição de segmentos de Propagação. Outra opção importante do Segmento de Propagação é o tempo de Propagação (Mínimo e Máximo).

4.1 Reabastecimento em órbita geostacionária

Inicialmente é criado um cenário no STK, com data e horário iniciais e finais, nome e descrição da missão, parâmetros que podem ser alterados a qualquer momento. Criado o cenário, é possível inserir veículos, planetas, entre outras possibilidades, com propriedades pré-definidas ou a definir pelo usuário. Para manobras no espaço, o veículo utilizado é sempre o satélite, podendo ser modificada a estrutura por uma espaçonave pré-definida ou um desenho estrutural feito pelo usuário em software próprio, por esta razão os veículos da missão serão referenciados como satélites. O primeiro satélite, *Tetris*, é então inserido com propriedades a definir.

Na situação proposta, *Tetris* se encontra em órbita geostacionária, a 36000km de altitude. O MCS é carregado automaticamente com um estado inicial e um propagador. Aqui foi considerado um estado inicial com os parâmetros básicos de posição do objeto indicados na Tabela 3, seguido de uma prorrogação em função do tempo. para simular a

órbita do mesmo. A Figura 19 apresenta a sequência de controle de missão para o alvo *Tetris*.

Tabela 3 – Parâmetros iniciais do alvo em órbita GEO

Semieixo maior	36000km
Excentricidade	4.76456e-16
Ascensão reta do nó ascendente	0
Argumento do periapse	0
Anomalia verdadeira	0

Através dos relatórios disponibilizados pelo *STK* foi possível verificar que o período orbital do *Tetris* é de aproximadamente 67977 segundos, o equivalente a quase 19 horas, com velocidade de 702m/s.

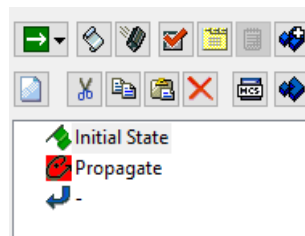


Figura 19 – Sequência de controle de missão para o alvo *Tetris*

4.1.1 Caso 1 - Simulação de missão sem planejamento

Para o perseguidor, *Infinity*, a missão se inicia no lançamento, a partir da base aérea de Alcântara, no Maranhão. Esta base de lançamento possui algumas vantagens, especialmente para inserção em órbita geostacionária. Com uma inclinação pequena e uma órbita circular, será necessária uma rápida manobra para correção.

Um novo satélite é inserido no cenário e, como a missão se inicia no lançamento, não é possível utilizar o **Initial State**, sendo necessário remover todos os segmentos padrão. Por ser uma missão longa, com várias etapas, é adicionado um seguimento *Sequence* onde podem ser aninhados todos os seguimentos relativos à primeira parte da missão. Um seguimento **Launch** é inserido, onde é possível definir as coordenadas de lançamento ou pesquisar pelo nome da plataforma de lançamento. A data e hora do lançamento são definidas sem critério para esse caso. Também podem ser definidas outras propriedades para o lançamento, como a massa de propelente, temperatura e pressão e até mesmo definições da queima como velocidade e direção.

Após o lançamento, *Infinity* entra em uma órbita baixa circular com semieixo maior de 6784,8km. Na sequência, é adicionado um **Propagator** com duração de 90 minutos, o suficiente para completar uma volta completa em torno da Terra. O próximo passo é inserir um **Target Sequence** para executar a primeira manobra necessária.

Por ser uma órbita circular, o impulso inicial para a Transferência de Hohmann (iniciado a partir do periapse), pode ser realizado a qualquer momento. Como detalhado na seção 2.1.3.2, essa transferência é realizada em duas queimas, dessa forma, são realizadas duas etapas na simulação:

- Um segmento *Maneuver* é adicionado dentro do primeiro **Target Sequence**. Essa é a primeira queima, que coloca a espaçonave em órbita elíptica. O segmento **Propagator** tem como condição de parada o apoapse que intercepta a órbita alvo. O *Diferencial Corrector*, ferramenta disponível no **Target Sequence**, é configurado para o impulso em X, no sistema de coordenadas **VNC(Earth)**, em função do raio do apoapse de 36000km;
- O segundo **Target Sequence** é adicionado para realizar a segunda queima para inserção na órbita circular final. Da mesma forma, o impulso é dado por X, dessa vez em função da excentricidade, que deve ser zero para a órbita circular.

Com uma órbita circular de 36000km, a pequena inclinação de 2,52° agora é nítida. Para correção da inclinação, podem ser utilizados dois pontos: o nó ascendente e o nó descendente. Dessa forma, o propagador tem como condição de parada o nó descendente. Mais um **Target Sequence** é adicionado para executar uma manobra na coordenada Y do mesmo sistema VNC, em função da inclinação. O segmento **Propagator** tem duração de 10 minutos.

Agora o perseguidor se encontra na mesma órbita do alvo, porém com 21,88° de diferença do argumento do periapse do alvo. Para corrigir a diferença, é realizada uma última manobra, citada no início do Capítulo 2 como faseamento. Como o perseguidor foi inserido na frente do alvo, é necessário atrasá-lo, colocando-o em uma órbita maior, conseqüentemente com período orbital superior, e prolongá-la até que a mesma encontre o alvo.

Nessa fase de aproximação, o sistema de coordenadas passa a ser centrado no satélite alvo, através do sistema RIC (Radial-InTrack-CrossTrack). Sendo assim, em **Basic - Reference**, é definido o target como referência para o satélite perseguidor. No próximo **Target Sequence** um segmento **Maneuver** é adicionado, com as coordenadas X, Y e Z dependendo das referências *InTrack*, **CrossTrack** e **Radial** do alvo, de forma que o perseguidor seja inserido na mesma órbita, 1 km de distância em apenas um dos componentes, sendo posicionado na frente ou ao lado do alvo.

O detalhamento da missão, incluindo tempo e demais fatores se encontra na Tabela 4.

A Figura 20 ilustra o resultado da simulação, onde cada cor representa um estágio da missão, de acordo com a Tabela a seguir:

Tabela 4 – Parâmetros do perseguidor em órbita GEO - caso 1

Etapa	Tempo	ΔV (m/s)	argumento do periapse
Lançamento	10 min	-	-
Órbita de inserção	90 min	-	277,93°
1ª queima Hohmann	258 min	2248,945	277,93°
2ª queima Hohmann	291 min	1472,974	267,53°
Correção de inclinação	10 min	146,067	87,53°
Faseamento	11 h	626,974	112,11°

Tabela 5 – Representação de cores da missão

Lançamento
Órbita de inserção
1ª queima da transferência de Hohmann
2ª queima e correção de inclinação
Faseamento
Órbita do alvo

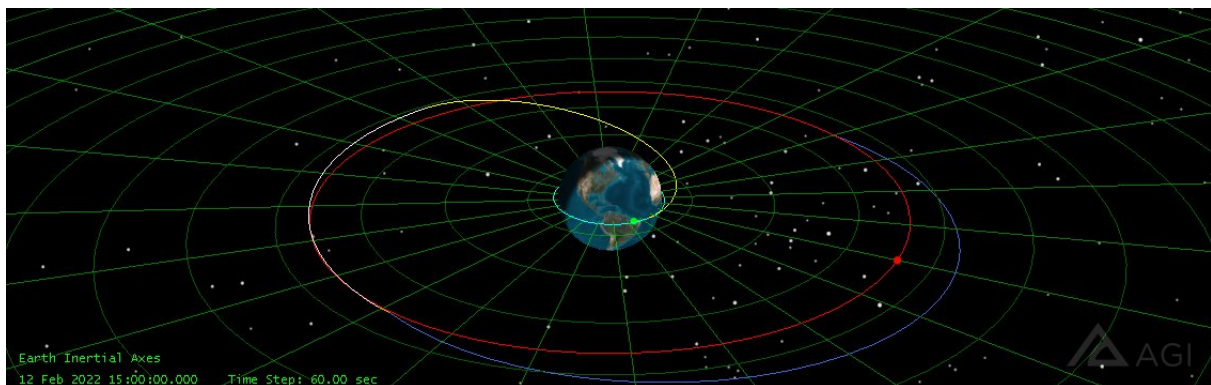


Figura 20 – Simulação da missão em órbita GEO, caso 1

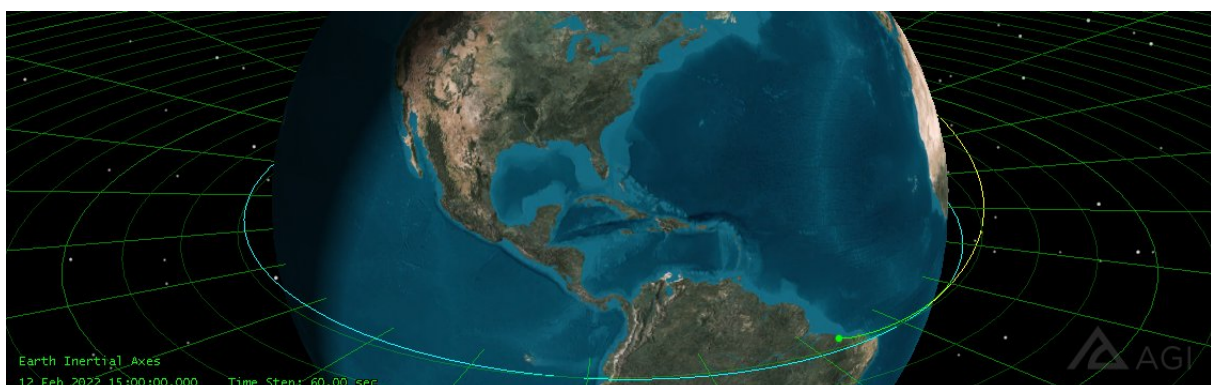


Figura 21 – Lançamento em detalhe

Alguns fatores podem apresentar melhorias na missão e promover redução de tempo e combustível. como realizar o faseamento e a correção de inclinação na primeira órbita, bem como analisar a melhor janela de lançamento, metodologia adotada a seguir.

4.1.2 Caso 2 - Simulação de missão planejada

Neste caso será abordada a metodologia apresentada no Capítulo 2, afim de encontrar condições mais eficientes para completar a missão.

Um novo satélite foi adicionado no mesmo cenário, para fins de comparação. Seguindo o mesmo passo de adição do seguimento **Sequence** com um seguimento **Launch**, e **Epoch** programado para lançamento uma hora após o lançamento do caso 1, dessa vez *Infinity* é propagado não em função do tempo, mas até o nó ascendente.

O passo seguinte é a correção de inclinação, com a adição do seguimento **Target Sequence** com **Maneuver** tendo como variável dependente Y no sistema de coordenadas **VNC(Earth)**. Nesse momento é realizado um faseamento com o objetivo de reduzir o argumento do periapse, utilizando o propagador com a duração de uma hora como condição de parada, de forma que a manobra final seja mais curta.

A Transferência de Hohmann é então iniciada e concluída da mesma forma indicada no caso 1, com manobra no eixo X em função do raio do apoapse para 36000km e condição de parada no apoapse do propagador, seguida por outra **Target Sequence** para entrar na órbita circular, com manobra no eixo X em função da excentricidade e propagada por 10 minutos.

A aproximação é então realizada no sistema de coordenadas **RIC** com o satélite alvo como referência e manobra em função de X, Y e Z, ajustados para se manter a uma distância de 1km do alvo. Os dados da missão são apresentados na Tabela 6 e o esquemático da missão na Figura 23.

Tabela 6 – Parâmetros do perseguidor em órbita GEO - caso 2

Etapa	Tempo	ΔV (m/s)	argumento do periapse
Lançamento	10 min	-	-
Órbita de inserção	30 min	-	284,40°
Correção de inclinação	60 min	339,556	284,40°
1ª queima Hohmann	258 min	2256,158	275,87°
2ª queima Hohmann	10 min	1300	212,41°
Faseamento	3 h	561.980	212,07°

A Tabela 7 indica os benefícios adquiridos ao seguir o planejamento exibido no Capítulo 2. Apesar do pequeno ganho em ΔV , a diferença no tempo é até 2,4 vezes superior no caso 1.

Tabela 7 – Comparativo entre os casos

Caso	Tempo	ΔV
1	22h	4494,96m/s
2	9h	4457,694m/s

A Figura 22 mostra a comparação entre os casos 1 e 2, onde círculo laranja representa o perseguidor do caso 2, já encontrando o alvo em vermelho, enquanto o perseguidor do caso 1 ainda está realizando a manobra de alteração da inclinação.

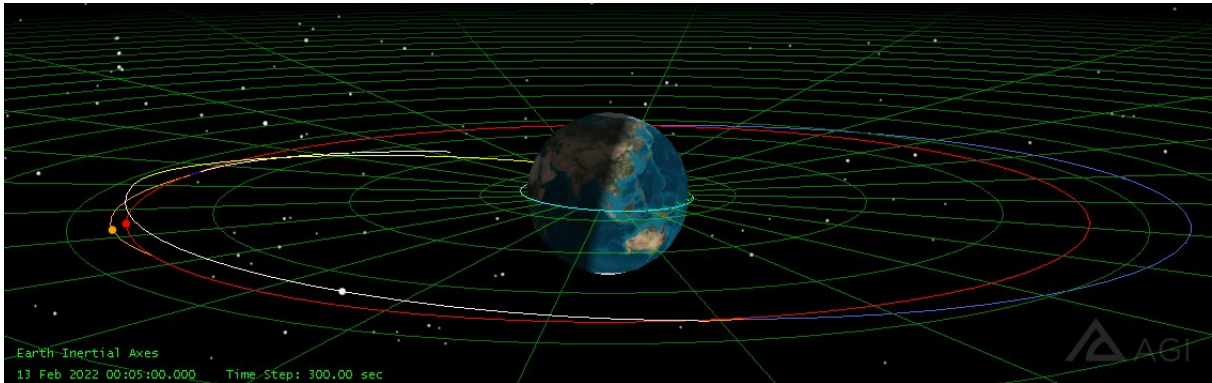


Figura 22 – Simulação da missão em órbita GEO, caso 2

A Figura 23 apresenta o esquemático utilizado no caso 2, seguindo as fases de uma missão planejada de forma a reduzir o tempo e o consumo de propelente na missão.

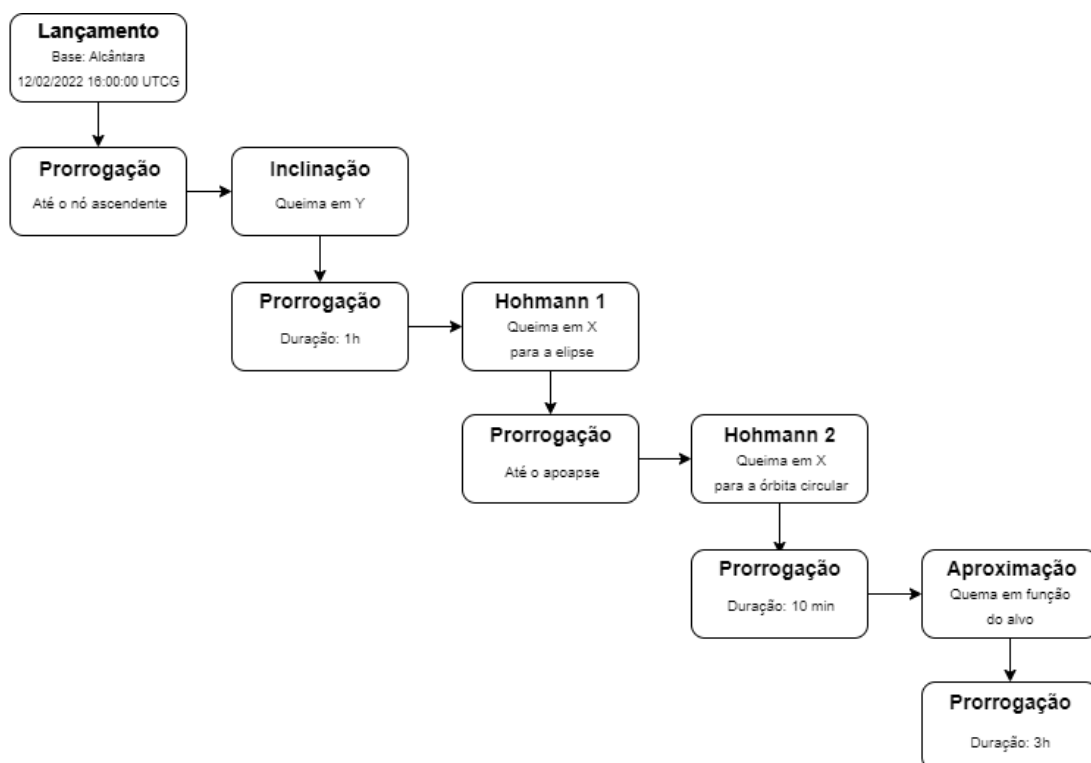


Figura 23 – Esquemático da missão em órbita GEO, caso 2

A Figura 24 mostra o sequenciamento da missão no MCS para o perseguidor no caso 2. A diferença deste caso para o primeiro é somente a ordem de cada **Target Sequence**.

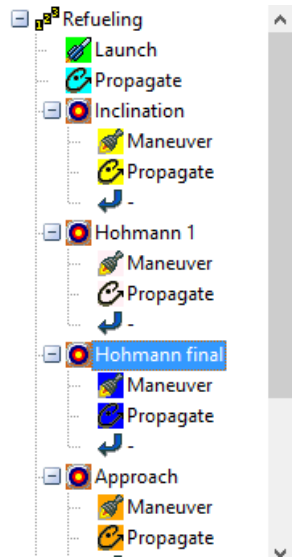


Figura 24 – Sequência da missão para o perseguidor, caso 2

4.2 Docking

4.2.1 Modelo de Controle Preditivo

O movimento relativo de uma espaçonave até um alvo em órbita circular pode ser aproximado utilizando a equação de Clohessy-Wiltshire-Hill, apresentada na Seção 3.2. A equação final é discretizada:

$$X_{k+1} = AX_k + BU_k \quad (4.1)$$

Onde $X_k = [x_k, y_k, z_k, \dot{x}_k, \dot{y}_k, \dot{z}_k]^T$ é o estado no passo-tempo k , $U_k = \delta v_k$ é o vetor controle no passo-tempo k , A é o estado matriz de transição no período ΔV do sistema linear de tempo contínuo e $B = A\bar{B}$, onde \bar{B} mapeia a variação de velocidade ΔV_k para mudança completa de estado. (JAYAMON et al., 2020)

A trajetória de referência é obtida através de computação numérica, pelo Método de Euler, na solução em malha fechada das equações diferenciais homogêneas com coordenadas finais (0,0,0). O Método de Euler é um procedimento numérico de primeira ordem para resolver equações diferenciais ordinárias (EDOs) com um determinado valor inicial. É um dos métodos mais simples de Runge-Kutta.

$$y(t) = f(t, y(t)) \quad (4.2)$$

$$y(t_0) = y_0 \quad (4.3)$$

$$y_{n+1} = y_n + hf(t_n, y_n) \quad (4.4)$$

onde h é o tamanho do passo. O deslocamento relativo do perseguidor e o satélite alvo podem ser determinados em qualquer instante usando as equações CWH. Para construir a trajetória de referência o ponto inicial deve ser fixado. Convertendo a equação de CWH na forma correspondente discretizada de espaço de estados para o *Simulink*, obtém-se:

$$\begin{bmatrix} \dot{x} \\ \dot{y} \\ \dot{z} \\ \dot{v}_x \\ \dot{v}_y \\ \dot{v}_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & 1 \\ 3n^2 & 0 & 0 & 0 & 2n & 0 \\ 0 & 0 & 0 & -2n & 0 & 0 \\ 0 & 0 & -n^2 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}$$

$$\begin{bmatrix} x \\ y \\ z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x \\ y \\ z \\ v_x \\ v_y \\ v_z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} F_x \\ F_y \\ F_z \end{bmatrix}$$

Considerando que os vetores são diferentes de zero, o sistema é controlável e observável. Os elementos que são controláveis incluem \dot{v}_x , \dot{v}_y e \dot{v}_z visto que o impulso é o único parâmetro do sistema controlável. Os estados e o elemento de controle estão sujeitos a restrições, bem como os três estados de saída.

As restrições aplicadas no ambiente *Simulink* do *Matlab* podem então ser integradas no STK. As mesmas restrições podem ser aplicadas diretamente no STK, opção adotada para este trabalho.

4.2.2 Implementação de restrições diretamente no STK

A última manobra executada nos casos 1 e 2 colocam o perseguidor na mesma órbita do alvo, com a distância de um quilômetro, através do sistema de coordenadas RIC (InTrack-CrossTrack-Radial), em relação ao alvo. Para a aproximação, são inseridos dois novos **Target Sequence**: o primeiro propaga o perseguidor para que o mesmo se mantenha na excentricidade, inclinação e semieixo maior do alvo; o segundo aproxima o perseguidor no sistema de coordenadas **RIC** desta vez para um metro de distância, o suficiente para os satélites realizarem o *Docking* de acordo com a metodologia escolhida, detalhada na Seção 3.3. O resultado é exibido na Figura 25.

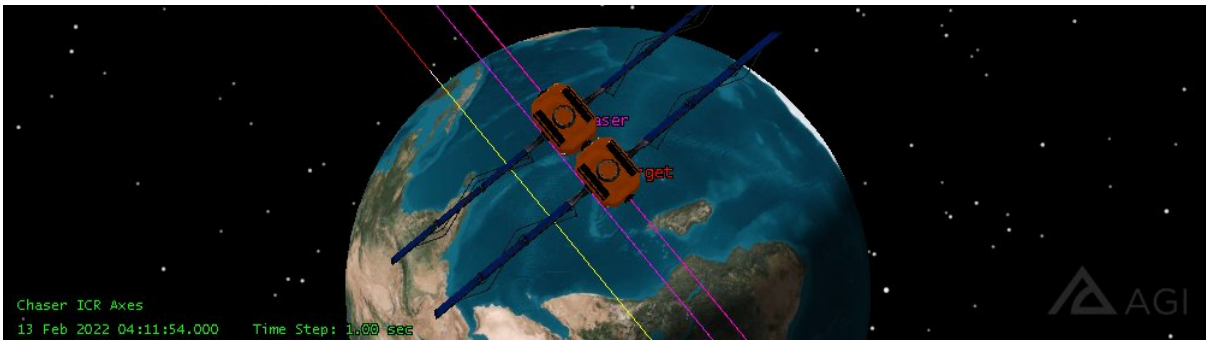


Figura 25 – Docking

A Seção 3.1.4 que fala sobre as operações de proximidade menciona o sistema de aproximação da ISS, caso que requer cuidados extras, devido à presença de tripulantes. A mesma consideração deve ser feita para o reabastecimento, tendo em vista a possível presença de tripulantes e substâncias inflamáveis. Desta forma, a metodologia utilizada para aproximação aqui é interessante para visualização, porém para uma aproximação real deve ser utilizado o sensor de navegação.

4.3 Pós-reabastecimento

O intuito do reabastecimento é dar continuidade a uma missão mais complexa, que não pode ser realizada da forma que é hoje, lançando um foguete com a quantidade de propelente para toda a missão. As possibilidades para a continuidade da missão são inúmeras: a espaçonave pode seguir para uma órbita alta ou um ponto Lagrangeano Terra-Lua, como o L4 ou L5, pontos estáveis com o objetivo de levar materiais para montagem de espaçonaves e estações espaciais; outra opção é iniciar uma viagem interplanetária para Marte, por exemplo, um objetivo muito cogitado atualmente.

4.3.1 Órbita alta

Para a continuidade da missão, é sugerida uma órbita com inclinação, excentricidade e semieixo maior diferentes da órbita de abastecimento para ilustrar a versatilidade da Transferência de Hohmann. Nos casos 1 e 2, a correção de inclinação é realizada em um passo separado da transferência. Nesta etapa, todos os requisitos serão modificados em duas queimas.

No ambiente MCS da espaçonave *Infinity*, é adicionado um novo seguimento **Sequence**, separando o antes e após o abastecimento. Nesse ramo, são adicionados outros dois **Target Sequence**, cada um com **Maneuver** e **Propagator**. No primeiro **Target Sequence**, nomeado "Transfer", o satélite realizará a manobra com X e Y variando em função do raio do apoapse (100000km) e inclinação (20°), respectivamente, com condição de parada do propagador no apoapse. A segunda manobra varia X, na coordenada

VNC(**Earth**), em função da excentricidade 0.3, com duração do propagador para 5 dias. O resultado é ilustrado na Figura 26.

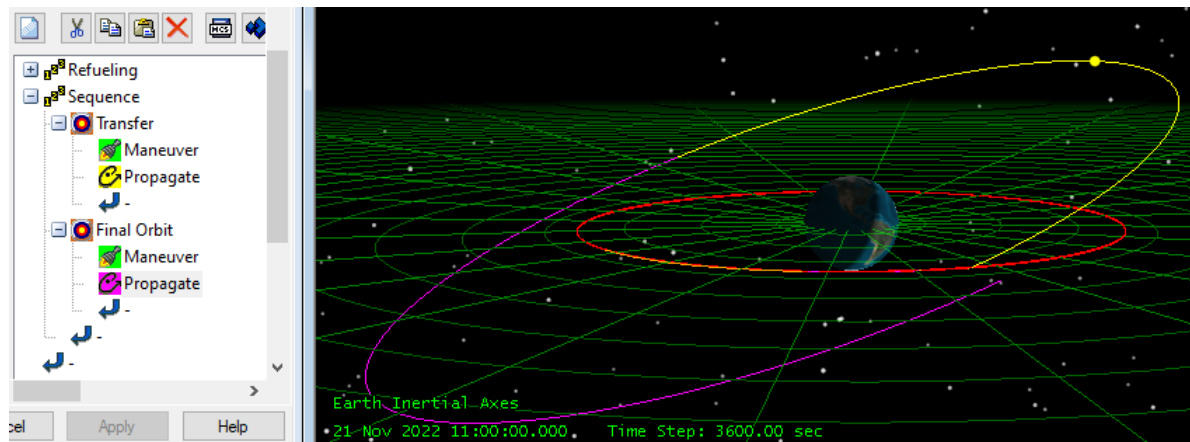


Figura 26 – Transferência para órbita alta

4.3.2 Marte

Uma outra sugestão é a continuação da missão com uma viagem interplanetária, onde *Infinity* é enviada a Marte.

A versão 12 do STK permite que a viagem seja calculada através da função *Lambert Solver*. Essa ferramenta de design permite definir estados iniciais e finais com base em objetos STK ou corpos centrais, invocar opções especializadas para condicionar condições de partida e chegada, exportar uma sequência baseada na solução Lambert e automatizar o processo. Para este cenário, o *Lambert Solver* constrói apenas o arco de transferência, faltando apenas definir a órbita de estacionamento e a órbita final da espaçonave.

Por não dispor da versão mais atualizada, e sim a versão 11, será realizada uma sequência de impulsos de forma a chegar ao alvo, o que limita algumas condições de interação. Por esta razão a presente seção é apenas ilustrativa.

Para simular essa missão, foi inserido um novo satélite, *PathFinder* com estado inicial baseado em coordenada heliocêntrica J2000, com as configurações do veículo perseguidor no momento exato em que o mesmo finaliza o *Docking* com o alvo. As coordenadas keplerianas que estavam nas coordenadas VNC(**Earth**) são convertidas para as coordenadas keplerianas heliocêntricas. Mesmo realizando tais conversões, o cenário inicial é baseado numa missão centrada na Terra, outro fator que prejudica as iterações para o cálculo da missão, não convergindo após diversas tentativas. A missão então é baseada numa série de impulsos nominais e propagação no tempo, chegando ao resultado observado na Figura 27.

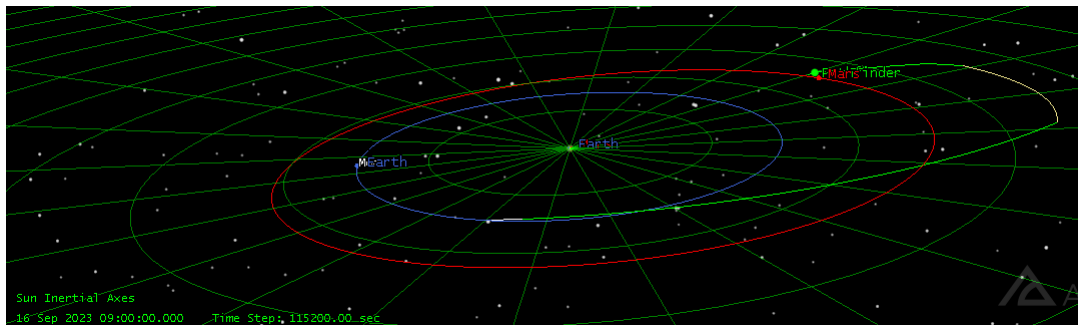


Figura 27 – Missão a Marte

5 Conclusão

A tendência é de que as atividades de manutenção se tornem mais complexas e as arquiteturas espaciais passem a incorporar capacidade de manutenção, observando ainda que as técnicas são aprimoradas e o custo é reduzido drasticamente. Dessa forma, a fabricação e montagem em órbita resultará em um produto com maior qualidade, durabilidade e economia, trazendo vantagens significativas para objetos montados no espaço, se comparados aos que são montados em solo e lançados no espaço.

A viabilidade de tal objetivo já foi mostrada através da ISS, uma estrutura do tamanho de um campo de futebol, cujo lançamento já montado seria impossível. Mesmo considerando outros casos como telescópios maiores para explorar ainda mais a fundo o universo, satélites maiores, com mais recursos e missões complexas, até ideias mais avançadas como montagem de foguetes em ambiente de microgravidade, é imprescindível o domínio das técnicas aqui mencionadas.

Diante disso, a necessidade de avançar no estudo e desenvolvimento de técnicas de reabastecimento espacial ficam evidentes. Dominar o conhecimento de transferência orbital e as técnicas de *Rendezvous e Docking* é fundamental neste processo. Os estudos aqui apresentados mostram que é importante avaliar cada etapa do processo para identificar a melhor estratégia para cada caso, ao invés de avaliar somente custos e/ou tempo. A segurança dos astronautas a bordo e a integridade das espaçonaves devem ser levados em conta para garantir o sucesso da missão, visto que a manipulação de propelentes envolve grandes riscos, sendo propelentes criogênicos ou combustíveis tóxicos como a hidrazina, além dos riscos tradicionais envolvendo a união de dois objetos em alta velocidade.

No cenário simulado, observa-se que o planejamento pode reduzir drasticamente o tempo empregado na missão, sem prejudicar a economia no consumo de propelente, permitindo uma missão completa com reabastecimento. Em missões mais complexas, esse planejamento passa a ser crucial, em virtude da reduzida oportunidade de janelas de lançamento, incidência da luz solar, limitação de recursos, entre outros fatores a serem considerados. Nesse sentido, o reabastecimento espacial passa a ser uma ferramenta de forma a possibilitar a realização de missões mais complexas reduzindo os riscos.

Com o conhecimento adquirido foi possível realizar uma simulação adequada para o propósito deste trabalho, mas ainda é possível aprimorar a realização da missão proposta, adquirindo domínio extra sobre o *software* utilizado, tendo em vista a grande quantidade de ferramentas que o programa dispõe. Com o domínio dos sensores de navegação autônoma é possível realizar um Docking mais preciso, assim como a obtenção da versão mais atualizada que permite a implementação de novas ferramentas para missões

interplanetárias como a continuação da missão à Marte, uma sugestão para um próximo trabalho.

Referências

- ABDOLLAHZADEH, P.; ESMAILIFAR, S. M. Automatic orbital docking with tumbling target using sliding mode control. *Advances in Space Research*, Elsevier, v. 67, n. 5, p. 1506–1525, 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 51.
- AGI. *Systems Tool Kit (STK)*. 2020. Último acesso em 08 outubro de 2021. Citado na página 27.
- BOGE, T.; MA, O. Using advanced industrial robotics for spacecraft rendezvous and docking simulation. In: IEEE. *2011 IEEE international conference on robotics and automation*. [S.l.], 2011. p. 1–4. Citado na página 51.
- CLOHESSY, W.; WILTSHIRE, R. Terminal guidance system for satellite rendezvous. *Journal of the Aerospace Sciences*, v. 27, n. 9, p. 653–658, 1960. Citado na página 48.
- CURTIS, H. *Orbital Mechanics for Engineering Students: Revised Reprint*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2020. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 42.
- CURTIS, H. D. *Orbital mechanics for engineering students*. [S.l.]: Butterworth-Heinemann, 2013. Citado na página 38.
- DAVIS, J. P.; MAYBERRY, J. P.; PENN, J. P. On-orbit servicing: Inspection, repair, refuel, upgrade, and assembly of satellites in space. *The Aerospace Corporation, report*, 2019. Citado na página 25.
- ERNST, R. Liquid rocket analysis (lira): development of a liquid bi-propellant rocket engine design, analysis and optimization tool. 2014. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 29.
- FEHSE, W. *Automated rendezvous and docking of spacecraft*. [S.l.]: Cambridge university press, 2003. v. 16. Citado 9 vezes nas páginas 15, 30, 31, 32, 33, 34, 35, 48 e 50.
- GENTINA, J.; FONSECA, I. M. da. Analytical and numerical study of orbital transfer types aiming rendezvous maneuvers. In: *I Workshop em Engenharia e Tecnologia Espaciais*. [S.l.: s.n.], 2010. v. 1, p. 1–11. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 43.
- GUGLIERI, G. et al. Design and development of guidance navigation and control algorithms for spacecraft rendezvous and docking experimentation. *Acta Astronautica*, Elsevier, v. 94, n. 1, p. 395–408, 2014. Citado na página 45.
- HALE, F. J. *Introduction to space flight*. [S.l.]: Pearson College Division, 1994. Citado na página 41.
- HARTWIG, J. W. *Liquid acquisition devices for advanced in-space cryogenic propulsion systems*. [S.l.]: Academic Press, 2015. Citado na página 29.
- HIBBARD, R. L. *Satellite On-Orbit Refueling: A Cost Effectiveness Analysis*. [S.l.], 1996. Citado na página 29.
- JAYAMON, A. C. et al. Spacecraft docking using model predictive control with stk-based visualization. In: IEEE. *2020 IEEE 17th India Council International Conference (INDICON)*. [S.l.], 2020. p. 1–7. Citado na página 60.

- JENKINS, D. R. *Space Shuttle: The History of Developing the National Space Transportation System (Marceline, MO. [S.l.]: Walsworth Publishing, 1992. Citado na página 26.*
- KULKARNI, T. R.; MORTARI, D. Low energy interplanetary transfers using halo orbit hopping method with stk/astrogator. *Advances in the Astronautical Sciences*, v. 120, p. 155–168, 2005. Citado na página 54.
- MICKELWAIT, A. Lunar missions: Launch to rendezvous. *Technology of Lunar Exploration*, Academic Press New York, v. 10, p. 139–165, 1962. Citado na página 30.
- MURRAY, C. D.; DERMOTT, S. F. *Solar system dynamics*. [S.l.]: Cambridge university press, 1999. Citado na página 36.
- NASA. *Basics of Space Flight - Solar System Exploration: NASA Science*. 2020. Último acesso em 08 outubro de 2021. Disponível em: <<https://solarsystem.nasa.gov/basics/chapter4-1/>>. Citado na página 40.
- NEWTON, I. et al. Mathematical principles of natural philosophy. Encyclopaedia Britannica Chicago, 1952. Citado na página 35.
- POLITES, M. E. *An assessment of the technology of automated rendezvous and capture in space*. [S.l.]: NASA, 1998. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 52.
- REESMAN, R.; ROGERS, A. Getting in your space: learning from past rendezvous and proximity operations. *Aerospace Corporation, May*, 2018. Citado na página 48.
- RIMROTT, F. P. *Introductory orbit dynamics*. [S.l.]: Springer-Verlag, 2013. Citado na página 35.
- SEITO, N. Modelagem e simulação de rendezvous e docking. 2015. Citado na página 50.
- SILVA, W. R.; FONSECA, I. M. da; ZANARDI, M. C. F. Aplicação do controlador lqr em manobras de rendezvous para satélite alvo em órbita leo. *Proceeding Series of the Brazilian Society of Computational and Applied Mathematics*, v. 1, n. 1, 2013. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 49.
- SPACE X. *Making life multiplanetary*. 2017. Último acesso em 10 outubro de 2021. Disponível em: <https://www.spacex.com/media/making_life_multiplanetary-2017.pdf>. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 26.
- TAREK, M. et al. *Attitude and Orbit Control Algorithms for Swarm Satellites Used in earth Observation*. Tese (Doutorado), 02 2021. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 40.
- VALLADO, D. A. *Fundamentals of astrodynamics and applications*. [S.l.]: Springer Science & Business Media, 2001. v. 12. Citado 2 vezes nas páginas 40 e 43.
- WERTZ, J. R. Mission geometry; orbit and constellation design and management. *Space Technology Library*, 2001. Citado 2 vezes nas páginas 15 e 47.
- WERTZ, J. R.; BELL, R. Autonomous rendezvous and docking technologies: status and prospects. In: INTERNATIONAL SOCIETY FOR OPTICS AND PHOTONICS. *Space Systems Technology and Operations*. [S.l.], 2003. v. 5088, p. 20–30. Citado na página 45.