



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-16692-TDI/1636

**DESENVOLVIMENTO E SIMULAÇÃO DA LÓGICA
EMBARCADA PARA MANOBRAS DE RENDEZVOUS E
DOCKING DA PLATAFORMA ORBITAL
RECUPERÁVEL SARA**

Jonas Gentina

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Ijar Milagre da
Fonseca, e Paulo Moraes Junior, aprovada em 24 de fevereiro de 2010.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m19@80/2010/02.13.15.13>>

INPE
São José dos Campos
2010

PUBLICADO POR:

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO:

Presidente:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação Observação da Terra (OBT)

Membros:

Dr^a Inez Staciarini Batista - Coordenação Ciências Espaciais e Atmosféricas (CEA)

Dr^a Maria do Carmo de Andrade Nono - Conselho de Pós-Graduação

Dr^a Regina Célia dos Santos Alvalá - Centro de Ciência do Sistema Terrestre (CST)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Dr. Ralf Gielow - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

Dr. Wilson Yamaguti - Coordenação Engenharia e Tecnologia Espacial (ETE)

Dr. Horácio Hideki Yanasse - Centro de Tecnologias Especiais (CTE)

BIBLIOTECA DIGITAL:

Dr. Gerald Jean Francis Banon - Coordenação de Observação da Terra (OBT)

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Deicy Farabello - Centro de Previsão de Tempo e Estudos Climáticos (CPT)

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

Marciana Leite Ribeiro - Serviço de Informação e Documentação (SID)

Yolanda Ribeiro da Silva Souza - Serviço de Informação e Documentação (SID)

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

Vivéca Sant´Ana Lemos - Serviço de Informação e Documentação (SID)



Ministério da
Ciência e Tecnologia



INPE-16692-TDI/1636

**DESENVOLVIMENTO E SIMULAÇÃO DA LÓGICA
EMBARCADA PARA MANOBRAS DE RENDEZVOUS E
DOCKING DA PLATAFORMA ORBITAL
RECUPERÁVEL SARA**

Jonas Gentina

Dissertação de Mestrado do Curso de Pós-Graduação em Engenharia e Tecnologia
Espaciais/Mecânica Espacial e Controle, orientada pelos Drs. Ijar Milagre da
Fonseca, e Paulo Moraes Junior, aprovada em 24 de fevereiro de 2010.

Registro do documento original:

<<http://urlib.net/sid.inpe.br/mtc-m19@80/2010/02.13.15.13>>

INPE
São José dos Campos
2010

Gentina, Jonas.

G289d Desenvolvimento e simulação da lógica embarcada para manobras de rendezvous e docking da plataforma orbital recuperável SARA / Jonas Gentina. – São José dos Campos : INPE, 2010.
xxii + 106 p. ; (INPE-16692-TDI/1636)

Dissertação (Mestrado em Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica Espacial e Controle) – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais, São José dos Campos, 2010.

Orientadores : Drs. Ijar Milagre da Fonseca, e Paulo Moraes Junior.

1. Sistemas de controle de órbita e atitude. 2. Satélites artificiais e veículos espaciais. 3. Software embarcado . 4. Rendezvous e docking. 5. Plataformas orbitais recuperáveis. 6. Modelagem e simulação computacional. 7. Ambientes de simulação distribuídos. I. Título.

CDU 004.414.23:629.076.66

Copyright © 2010 do MCT/INPE. Nenhuma parte desta publicação pode ser reproduzida, armazenada em um sistema de recuperação, ou transmitida sob qualquer forma ou por qualquer meio, eletrônico, mecânico, fotográfico, reprográfico, de microfilmagem ou outros, sem a permissão escrita do INPE, com exceção de qualquer material fornecido especificamente com o propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright © 2010 by MCT/INPE. No part of this publication may be reproduced, stored in a retrieval system, or transmitted in any form or by any means, electronic, mechanical, photocopying, recording, microfilming, or otherwise, without written permission from INPE, with the exception of any material supplied specifically for the purpose of being entered and executed on a computer system, for exclusive use of the reader of the work.

**Aprovado (a) pela Banca Examinadora
em cumprimento ao requisito exigido para
obtenção do Título de Mestre em**

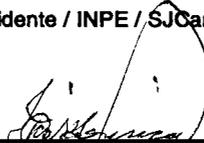
**Engenharia e Tecnologia Espaciais/Mecânica
Espacial e Controle**

Dr. Roberto Vieira da Fonseca Lopes



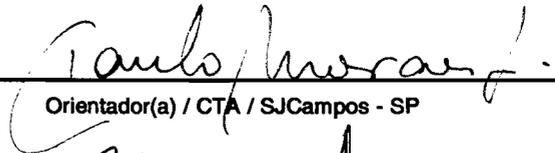
Presidente / INPE / SJCampos - SP

Dr. Ijar Milagre da Fonseca



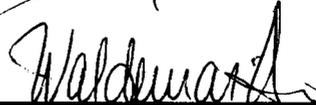
Orientador(a) / INPE / SJCampos - SP

Dr. Paulo Moraes Junior



Orientador(a) / CTA / SJCampos - SP

Dr. Waldemar de Castro Leite Filho



Convidado(a) / IAE/CTA / SJCampos - SP

Aluno (a): Jonas Gentina

São José dos Campos, 24 de fevereiro de 2010

“Computadores são estúpidos, eles somente conseguem responder perguntas”.

PABLO PICASSO

A meus pais e a minha esposa

AGRADECIMENTOS

Agradeço primeiramente a meus pais, pois sem o devido apoio e reconhecimento deles eu não teria como ter chegado até aqui.

À minha esposa, Mariana Rosin Gentina, pela atenção especial, carinho, paciência e compreensão nos momentos de maior necessidade.

Ao meu orientador, Prof. Dr. Ijar Milagre da Fonseca, que com seu exímio conhecimento e experiência em tecnologias espaciais me motivou a trabalhar na área.

Ao meu co-orientador, Dr. Paulo Moraes Jr., pela oportunidade de trabalho em cooperação com o IAE.

Ao Prof. Wilson Yamaguti da Divisão de Sistemas Espaciais do INPE, pelo auxílio na realização dos cursos e certificação do STK.

Aos professores da pós-graduação em Mecânica Espacial e Controle do INPE, que muito me ensinaram e abriram meus olhos para uma área de conhecimento até então desconhecida por mim.

Ao doutorando Cap. Élcio de Oliveira pela ajuda no desenvolvimento das equações propulsivas e a todos os colegas da ASE/C do IAE, que a partir de agora será meu “novo lar”.

Aos alunos do instituto e colegas de sala e de prédio, pelos momentos de alegria e satisfação e por compartilharem comigo seus esforços no auxílio aos árduos estudos.

Ao Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), pela bolsa de mestrado fornecida durante o tempo em que estive estudando neste instituto.

Special thanks to Jens Ramrath, Diogo Rodrigues and Aaron Weiser from AGI, for all the training, assisting, certifying and technical support on STK, Astrogator and Connect.

RESUMO

Neste trabalho foram analisadas as possibilidades de se viabilizar computacionalmente a implementação de manobras de *rendezvous* (encontro) e *docking* (acoplamento) espacial entre o SATélete de Reentrada Atmosférica (SARA) e um segmento orbital permanente. Mais especificamente, foram levantadas as necessidades de software e os algoritmos de vôo que devem ser desenvolvidos para procedimentos desse tipo. Além das revisões sobre as abordagens de procedimentos e tecnologias envolvendo este tipo de manobra, foi desenvolvida uma arquitetura de simulação constituída por um ambiente virtual distribuído, capaz de fornecer simulação integrada em tempo quase-real, juntamente com outro ambiente de controle e monitoramento implementado em linguagem interpretada para facilitar sua utilização como uma ferramenta de software para engenharia de sistemas e engenharia de software espaciais. Com base neste ambiente virtual de simulação, foram também desenvolvidos algoritmos que simulam a lógica embarcada em cada veículo atuante no cenário e também as rotinas de operação remota e monitoramento existentes nas estações de rastreamento em solo. Esta metodologia de comunicação entre dois ambientes simulados é capaz de executar um cenário de simulação de forma totalmente interativa e de fácil entendimento para o usuário, pois são geradas saídas gráficas em 3-D exibindo toda a evolução durante sua execução. Os resultados mostraram que o desenvolvimento de cenários de *rendezvous* e *docking* dentro deste tipo de arquitetura tornam as análises de procedimentos de software embarcado mais precisas e dinâmicas, sem a necessidade do desenvolvimento de simuladores ou ambientes virtuais a partir do início. Todos esses conceitos foram relacionados às suas respectivas aplicações dentro do Projeto SARA, correspondendo ao princípio de desenvolvimento de um protótipo de software embarcado a ser implementado nos subsistemas computacionais de bordo dos veículos da missão que irão executar as referidas manobras.

DEVELOPMENT AND SIMULATION OF THE EMBEDDED LOGIC TO THE SARA RECOVERABLE ORBITAL PLATFORM RENDEZVOUS AND DOCKING MANEUVERS

ABSTRACT

In this work, it was analysed the possibilities of becoming computationally viable the space rendezvous and docking maneuvers implementation between the recoverable SARA satellite and another permanent orbital segment. More specifically, the software needs and the flight algorithms that have to be developed to accomplish procedures like this were raised. Besides the reviews about procedures and technologies approaches involving that kind of maneuver, it was also developed a simulation architecture made by a distributed virtual environment, capable to supply integrated simulation in near real time, together with another environment for controlling and monitoring which was implemented by interpreted language, in order to ease its using as a software tool for space engineers and space software engineers. Based on that virtual simulation environment, it was also developed some algorithms that simulate the embedded logic in each vehicle acting on the scenario and also the remote operation and monitoring routines that reside on tracking ground stations. That communication methodology between two simulated environments is capable to run a simulation scenario in a totally interactive way and easy understanding to the user, because 3-D graphical outputs are generated showing all the simulation execution evolution. The results showed that the rendezvous and docking scenario development inside that kind of architecture turns the embedded software procedure analysis more precise and dynamic, without the need to develop simulators or virtual environments from scratch. All of those subjects were related to their respective applications within the SARA Project, addressing to the development principles of an embedded software prototype to be implemented onboard the mission vehicles computational subsystems that will accomplish the referred maneuvers.

LISTA DE FIGURAS

	<u>Pág.</u>
2.1 Módulo Lunar (ML) se aproximando do Módulo de Comando e Serviço (MCS) em órbita da Lua, para acoplamento.	6
2.2 Perfil de vôo da Apollo 11 mostrando os eventos mais importantes da missão.	13
2.3 Diagrama de Blocos representando a simulação de acoplamento automático.	17
2.4 Sistema Telerobótico Espacial, mostrando o fluxo de dados e comandos. .	26
2.5 Esquema de um sistema de teleroperação do tipo master-slave.	28
2.6 Métodos de controle telerobótico.	29
2.7 Diagrama de blocos de um sistema do tipo local-remoto simulado em laboratório.	34
2.8 Potencial repulsivo adicionado a um poço atrativo.	40
3.1 Concepção artística preliminar da plataforma orbital recuperável SARA.	43
4.1 Fases dos procedimentos de RVD desde o lançamento até o acoplamento mostrando as tecnologias empregadas em cada uma destas etapas.	45
4.2 Transferência de Hohmman executada pelo perseguidor para atingir a órbita alvo.	48
4.3 Transferência Rápida executada pelo perseguidor para atingir a órbita alvo.	50
4.4 Sistema de referência centralizado no alvo, utilizado em movimento relativo.	55
4.5 Inclinação entre os planos dos veículos perseguidor e alvo na direção do eixo-z.	64
5.1 Necessidade de se combinar diversas simulações menores em outras maiores e adaptáveis.	70
5.2 Cenário de simulação indicando o fluxo de dados entre os veículos executando as manobras de RVD.	72
5.3 Procedimentos principais da lógica embarcada no veículo alvo.	73
5.4 Procedimentos principais da lógica embarcada no veículo perseguidor. . .	74
5.5 Procedimentos principais da lógica embarcada na estação de solo.	75
5.6 Perfil de aproximação e acoplamento do veículo perseguidor com o alvo simulado no ambiente STK.	79

5.7	Correção intermediária de trajetória comandada pelo software de bordo do perseguidor em direção ao veículo alvo.	80
5.8	Momento do acoplamento entre o SARA e o segmento orbital alvo no cenário de simulação controlado e configurado pelo ambiente remoto (estação de solo).	82
5.9	Manobra de Transferência de Hohmann executada pelo perseguidor do ponto de vista da horizontal local do alvo.	84
5.10	Manobra de Transferência Rápida executada pelo perseguidor sobre a estação de Alcântara, do ponto de vista da horizontal local do alvo. . . .	87
5.11	Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação completo via STK.	88
5.12	Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação de <i>rendezvous</i> com 3 manobras via ambiente distribuído.	89
5.13	Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação completo controlado pelo ambiente remoto.	90
5.14	Demonstração da visibilidade da estação de Alcântara durante a manobra de acoplamento do veículo SARA com o segmento orbital.	90

LISTA DE TABELAS

	<u>Pág.</u>
2.1 Comparação entre os erros de alinhamento dos veículos Gemini e Agena durante o acoplamento.	10
2.2 Condições terminais médias comparando os vôos diurnos, noturnos e noturnos com auxílios visuais.	11
2.3 Alinhamentos e velocidades no momento do contato inicial entre o MC e o ML das missões Apollo.	14
2.4 Distâncias e desalinhamentos máximos permitidos para um acoplamento automático bem-sucedido.	18
2.5 Conceitos de acoplamento sem impacto e suas operações associadas. . . .	22

LISTA DE ABREVIATURAS E SIGLAS

AOCS	– Attitude and Orbit Control System (Sistema de Controle de Atitude e Órbita)
ATV	– Automated Transfer Vehicle
CAM	– Collision Avoidance Maneuver
CD	– Corretor Diferencial
CTA	– Comando-Geral de Tecnologia Aeroespacial
C-W	– Clohessy-Wiltshire
DARPA	– Defense Advanced Research Projects Agency
DART	– Demonstration of Autonomous Rendezvous Technology
DMS	– Docking Mechanism Subsystem
ESA	– European Space Agency (Agência Espacial Européia)
ETS-VII	– Engineering Test Satellite VII
GNC	– Guidance, Navigation and Control (Guiagem, Navegação e Controle)
HTV	– H-II Transfer Vehicle
IAE	– Instituto de Aeronáutica e Espaço
ISS	– International Space Station (Estação Espacial Internacional)
JPL	– Jet Propulsion Laboratory
LEO	– Low Earth Orbit (Órbita Baixa Terrestre)
LOR	– Lunar Orbit Rendezvous
MC	– Módulo de Comando
MCS	– Módulo de Comando e Serviço
ML	– Módulo Lunar
MUBLCOM	– Multiple-Paths, Beyond-Line-of-Sight Communications Satellite
NASA	– National Aeronautics and Space Administration
OTV	– Orbital Transfer Vehicle
RVD	– Rendezvous and Docking (Encontro e Acoplamento)
SARA	– SATérite de Reentrada Atmosférica
STK	– Satellite Tool Kit
SW	– Software
TDRS	– Tracking Data Relay Satellite
TLD	– Translunar Docking
TMS	– Teleoperator Maneuvering System
TV	– Tempo de Vôo
UMI	– User Macro Interface

SUMÁRIO

	<u>Pág.</u>
1 INTRODUÇÃO	1
2 ABORDAGEM DAS TECNOLOGIAS UTILIZADAS EM RENDEZVOUS E DOCKING	5
2.1 Evolução Histórica das Missões de Rendezvous e Docking	5
2.2 Principais Abordagens das Tecnologias de Rendezvous e Docking	8
2.2.1 Sistemas de Vôo Não-Autônomos	8
2.2.2 Sistemas de Vôo Semi-Autônomos e Totalmente Autônomos	13
2.3 Montagem, Construção e Serviços em Órbita	19
2.4 Teleoperação e Telerobótica Espacial	22
2.4.1 Motivação para a utilização de software e simulação em Teleoperação	23
2.4.2 Visão Geral de Teleoperação Espacial	24
2.4.2.1 Sistemas Telerobóticos Espaciais	25
2.4.3 Autonomia Supervisionada para Telerobótica Espacial	28
2.4.3.1 Sistemas de Autonomia Supervisionada	32
2.4.3.2 Controle de Seqüência de Comandos	36
2.5 Técnicas de prevenção de colisões para manipuladores espaciais	37
3 A PLATAFORMA ORBITAL RECUPERÁVEL SARA	41
4 ANÁLISE E MODELAGEM DO PROBLEMA	45
4.1 Manobras de Transferência Orbital	46
4.1.1 Transferência de Hohmman	47
4.1.2 Transferência Rápida	49
4.1.3 Comparação entre a Transferência de Hohmann e a Transferência Rápida	53
4.2 Análise das Equações de Clohessy-Wiltshire	54
4.2.1 Solução das Equações de Clohessy-Wiltshire	58
4.3 Definição da Estratégia de Controle	59
4.3.1 Cálculo do Impulso Total (ΔV)	61
4.3.2 Análise do Movimento em Z (Fora do Plano)	63
4.3.3 Método para Encontrar o Tempo de Vôo até o Alvo - Algoritmo Cor- retor Diferencial	64

4.3.4	Cálculo do Consumo de Combustível	66
5	SIMULAÇÕES E RESULTADOS	69
5.1	Implementação do Ambiente de Simulação Distribuído	70
5.2	Implementação dos Algoritmos Embarcados no Ambiente de Simulação	72
5.3	Cenários de Simulação	77
5.3.1	Cenário Completo de Referência - Implementado via STK/Astrogator	78
5.3.2	Cenário de Rendezvous com 3 Manobras - Implementado no Ambiente Completo	79
5.3.3	Cenário Completo Controlado pelo Ambiente Remoto	81
5.4	Resultados	81
5.4.1	Transferência de Hohmann	81
5.4.2	Transferência Rápida	84
5.4.3	Cenário Completo de Referência	86
5.4.4	Cenário de Rendezvous com 3 Manobras	86
5.4.5	Cenário Completo Controlado pelo Ambiente Remoto	89
6	CONCLUSÕES	91
	REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS	93
	APÊNDICE A - OUTPUT DAS ROTINAS DE SOFTWARE EXECUTADAS A BORDO DO VEÍCULO SARA	99

1 INTRODUÇÃO

Realizar uma aproximação segura e controlada seguida de um acoplamento entre dois veículos no espaço sempre foi um desafio aos engenheiros e operadores de missões espaciais. Isto porque esta é uma tarefa bastante complexa e arriscada, além de envolver equipamentos e sistemas de comunicação igualmente complexos. O procedimento de *rendezvous* (encontro) e *docking* (acoplamento) (RVD) consiste em uma série de manobras orbitais e trajetórias controladas, que sucessivamente levam um veículo ativo (chamado de caçador, perseguidor ou visitante) até a vizinhança e gradativamente até o contato com um veículo passivo (denominado alvo). O processo de *rendezvous* refere-se às manobras orbitais responsáveis por alinhar o vôo de duas espaçonaves, sincronizando seus elementos orbitais e reunindo-as no mesmo plano orbital. Ao final desta operação, ambos os veículos estarão emparelhados. Durante a fase de *docking*, o sistema de Guiagem, Navegação e Controle (GNC) do perseguidor controla os parâmetros de estado do veículo necessários para estabelecer contato físico com as interfaces de acoplamento do veículo alvo, realizando assim a captura ou a ancoragem entre um e outro (FEHSE, 2003; SEITO et al., 2007). O veículo perseguidor deve chegar para se acoplar com o alvo com velocidades relativas lineares e angulares nulas ou próximas de zero. Para que isso seja possível, além de reduzir sua velocidade de aproximação, o perseguidor deve também sincronizar sua atitude com a do alvo. Estes parâmetros de contato podem servir como um índice de desempenho da execução da manobra de *docking* em uma possível análise pós-missão ou mesmo pós-simulação.

As operações de RVD têm sido estudadas e testadas desde antes do Projeto Apollo, que culminou com a descida do homem na Lua. Muitas missões utilizando esta classe de manobras também foram executadas pelas espaçonaves russas ao visitar a Estação Espacial MIR. As espaçonaves da família do *Space Shuttle* realizam estas manobras até hoje para capturar e consertar satélites em órbita ou para se acoplar com a Estação Espacial Internacional (International Space Station - ISS), atualmente sendo construída a aproximadamente 350 km de altitude em uma órbita baixa terrestre (Low Earth Orbit - LEO). Até o momento, as manobras orbitais de RVD têm sido em sua maioria não-autônomas ou semi-autônomas, significando que tais operações sempre contam com a assistência de teleoperadores (tripulação de astronautas em um ou ambos os veículos ou mesmo pessoal em solo). Este tipo de assistência usualmente entra em maior carga de operação principalmente durante a fase mais crítica do vôo:

a chamada aproximação final. É nesta fase em que a trajetória de aproximação deve colocar o veículo perseguidor dentro dos estreitos limites de posição, velocidades, atitude e taxas de variação angulares necessárias para um processo de acoplamento suave (FEHSE, 2003).

Recentemente, devido ao alto risco e custo de se enviar astronautas ao espaço, uma nova tendência vem surgindo e sendo implementada para se realizar operações de RVD. Estas operações estão migrando para serem executadas de forma totalmente autônoma, ou seja, sem a interferência humana in-loco. Porém, para se desenvolver sistemas com tal nível de automatização, deve-se levar em consideração a necessidade de tecnologias inovadoras, precisas e robustas. Para isso, existe a necessidade de se desenvolver melhorias em sensores de bordo especiais de alta precisão, repectores GPS, radares a laser e sistemas de comunicação via retransmissão de dados, como é o caso da constelação de satélites geoestacionários Tracking Data Relay Satellite (TDRS) da NASA, ou ainda o satélite japonês Communication and Broadcasting Engineering Test Satellite (COMETS) (KASAI et al., 1999; KAWANO et al., 1994; MOKUNO et al., 1995).

Apesar dos avanços nesta área, a literatura técnica não é muito rica ao apresentar estudos que incluam resultados e benefícios para projetos reais, uma característica desejável que seria útil principalmente para países que não dominam inteiramente a tecnologia espacial, como é o caso do Brasil. Existem inclusive diversas ferramentas de software disponíveis atualmente que podem contribuir para as pesquisas, análises e algumas até permitem a geração visual em 3D de determinados casos ou cenários envolvendo operações de RVD (SCHWEIGER, 2004; SCHWEIGER, 2006; ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI), 2008). Contudo, muitas destas ferramentas são como “caixas pretas”, sendo portanto inflexíveis e não permitindo sua implementação de forma satisfatória com a utilização de modelos específicos de sensores e atuadores para missões particulares.

Neste trabalho, os esforços em escolher tais ferramentas e técnicas para aplicações de RVD estarão sendo direcionados de acordo com as necessidades do Programa Espacial Brasileiro, mais precisamente segundo os requisitos para o projeto da Plataforma Orbital Recuperável SARA (MORAES JR., 1998), atualmente em desenvolvimento no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do CTA, em São José dos Campos, SP. Este projeto objetiva colocar em uma órbita LEO por aproximadamente 10 dias uma plataforma orbital recuperável de aplicações científicas. Dentro deste período, esta

plataforma deverá possuir habilidades para se juntar a um outro segmento em órbita permanente, para manipular e realocar experimentos de microgravidade, antes de retornar a Terra. Por esta razão, o satélite SARA deverá possuir dispositivos de *docking* para poder se acoplar com o referido segmento. O presente trabalho pretende contribuir com o projeto SARA ao desenvolver, simular e implementar os algoritmos necessários para o gerenciamento autônomo dos procedimentos de RVD desta plataforma orbital. Os resultados deste trabalho poderão futuramente se integrar aos algoritmos do software de bordo do SARA responsável pelo seu subsistema de controle de órbita e atitude (AOCS).

Os capítulos a seguir apresentam uma revisão da literatura a respeito dos assuntos relacionados a RVD, suas tecnologias, métodos e procedimentos, além de expor e comparar os dados referentes às principais missões que executaram manobras desse tipo, como as pioneiras dos programas espaciais Gemini e Apollo ([Capítulo 2](#)). Também são descritos alguns procedimentos tecnológicos de RVD referentes a missões atuais e futuras, comentando sobre a importância e a motivação de utilizarem técnicas de RVD dentre os mais diversos tipos de missões espaciais. Ainda são tratados no capítulo os conceitos referentes à teleoperação e telerobótica espacial, consideravelmente úteis no que dizem respeito a operações remotas de RVD, tanto controladas remotamente quanto executadas de forma autônomas por telerobôs. Após a introdução dos conceitos de telerobótica e dos sistemas que o constituem, dois outros conceitos fundamentais são detalhados: a autonomia supervisionada e a prevenção de colisões em sistemas telerobóticos e teleoperados. Posteriormente, são apresentadas no [Capítulo 3](#) as atuais necessidades do Programa Espacial Brasileiro em se desenvolver veículos e métodos de RVD, contextualizando tais necessidades com as aplicações de futuras missões a serem realizadas pela Plataforma Orbital Recuperável SARA. Também são incluídas como base teórica aplicável, as descrições a respeito de soluções de software existentes para se recriar cenários de simulação utilizando para isso arquiteturas de sistemas paralelos e distribuídos. Estas tecnologias baseadas em simulação computacional são capazes de representar sistemas reais e seus ambientes operacionais sob uma forma simplificada com alto nível de abstração que podem ser facilmente compreendidos. No [Capítulo 4](#) é realizada toda a análise teórica do problema de RVD envolvendo os tipos de transferências orbitais e o equacionamento do movimento relativo. São também demonstradas as definições utilizadas na estratégia de controle envolvidas no procedimento, bem como os parâmetros associados a estas. Após isso, são descritos no [Capítulo 5](#) os materiais e métodos que foram utilizados

na implementação de um ambiente virtual distribuído para execução das simulações em tempo quase-real. Nessa parte, são descritos também os algoritmos utilizados e a forma como foram implementados nesta arquitetura. Por fim, são apresentados os cenários obtidos dos casos de simulação e os resultados de cada um desses testes.

2 ABORDAGEM DAS TECNOLOGIAS UTILIZADAS EM RENDEZVOUS E DOCKING

Este trabalho aborda os principais conceitos necessários para o desenvolvimento de sistemas de software para controle capazes de gerenciar operações autônomas de RVD. Para introduzir estas idéias, este capítulo inicia apresentando algumas características da evolução histórica relacionadas aos princípios de sistemas que variam desde os processos de RVD mais básicos até os mais complexos. A [Seção 2.2](#) descreve os principais trabalhos que abordam os aspectos teóricos e de engenharia relacionados às operações de RVD em geral, desde as não-autônomas até as completamente autônomas.

2.1 Evolução Histórica das Missões de Rendezvous e Docking

Desde o lançamento do Sputnik (o primeiro satélite artificial terrestre) realizado pela antiga União Soviética em 4 de outubro de 1957, seguido pelo anúncio dos Estados Unidos contendo seus planos de também lançar um satélite, o Explorer I, o interesse humano a respeito do espaço tem crescido significativamente e continua a crescer até os dias atuais da era espacial. Os planos para enviar humanos ao espaço em missões à Lua, a Marte ou mesmo para trabalhar dentro de estações espaciais têm estimulado o desenvolvimento de novas tecnologias e novas iniciativas em pesquisas científicas. Uma dessas tecnologias inclui a capacidade de veículos espaciais se encontrarem em um ambiente de microgravidade permitindo a troca ou realocação de tripulação ou carga útil, bem como fornecer à espaçonave suprimentos necessários para a manutenção da missão ou apoio à vida no espaço.

Historicamente, as missões da NASA Mercury, Gemini e as primeiras Apollo produziram, passo a passo, as respostas necessárias para a Apollo 11, missão que efetivamente pousou na Lua. Nesse contexto, o primeiro encontro e acoplamento entre duas espaçonaves ocorreu em Março de 1966, quando Neil Armstrong e Dave Scott executaram manualmente a partir do veículo Gemini VIII, as manobras de RVD com o veículo alvo não-tripulado Agena. O principal objetivo do Projeto Gemini foi demonstrar a possibilidade de uma espaçonave realizar manobras de RVD como uma técnica operacional em órbita da Terra. A respeito da missão Gemini VI, foi preparado um relatório bastante detalhado ([LOCKHEED MISSILES AND SPACE CO., 1965](#)) contendo a avaliação do desempenho de voo e a análise de diagnóstico de falhas sobre o veículo alvo Agena 5002. Os resultados apresentados neste relatório

foram muito importantes para se compreender os problemas associados às manobras de RVD.

O primeiro encontro e acoplamento automático em órbita entre duas espaçonaves não tripuladas foi executado em 30 de outubro de 1967 pelo programa soviético Soyuz, através dos veículos Kosmos 186 e 188 (FEHSE, 2003). Após isso, operações de RVD foram realizadas regularmente pelos programas espaciais russos e americanos. Uma atenção especial deve ser dada à missão Apollo, que levou o homem à Lua. Esta missão nunca teria sido possível sem o total conhecimento das manobras de RVD, executadas com sucesso pelo Módulo de Comando (MC) durante a fase de injeção translunar e pelo Módulo Lunar (ML) ao retornar da superfície da Lua para se juntar ao Módulo de Comando e Serviço (MCS). O MCS se manteve orbitando a Lua enquanto o ML executou sua missão de pousar na superfície lunar. As bem sucedidas operações de RVD realizadas pelo ML com o MCS ao retornar da superfície da Lua foram fundamentais para completar o vôo da espaçonave de volta à Terra (NASA, 1969). Imagens capturadas por uma câmera de TV montada no MCS registraram o evento (Figura 2.1).

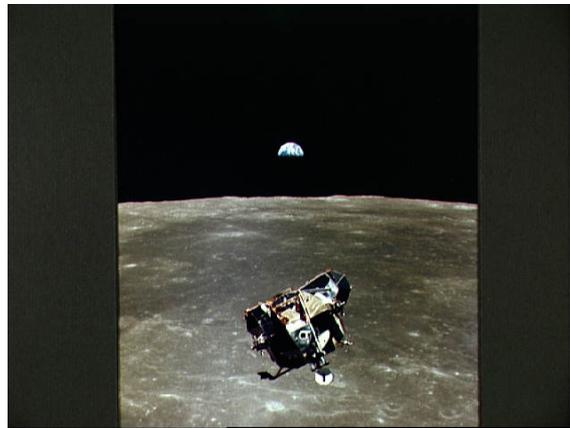


Figura 2.1 - Módulo Lunar (ML) se aproximando do Módulo de Comando e Serviço (MCS) em órbita da Lua, para acoplamento.

Desde aquela década, cientistas já previam que os programas dos vôos espaciais continuariam a explorar a Lua, a Terra e o Sistema Solar. Era de se esperar que, ao habitar laboratórios em órbita da Terra, pessoas conduziram experimentos e observações possíveis somente no ambiente espacial (GILRUTH; LOW, 1969). Experimentos em ambiente de gravidade zero foram conduzidos pela estação orbital americana Sky-

lab (1973-1974) e também pelos programas de estações espaciais soviéticas Salyut e MIR (1971-1999). A estação espacial MIR possuía uma porta de *docking* permitindo este tipo de operação tanto pelas *Space Shuttle* americanas quanto pelas naves soviéticas Soyuz (tripuladas) e Progress (módulo não-tripulado de transporte de cargas e suprimentos). Outras missões com procedimentos de RVD relevantes realizadas posteriormente foram: a missão de acoplamento Apollo-Soyuz executada em cooperação entre Estados Unidos e União Soviética (Apollo Soyuz Test Project - ASTP, 1975); as missões de serviço e recuperação de satélites executadas pelos ônibus espaciais americanos (iniciando em 1984 com a recuperação e manutenção do satélite Solar Max); missões das *Space Shuttle* à Estação Espacial Russa MIR durante a década de 1990, preparando para o programa da ISS; construção, troca de tripulação e reabastecimento da Estação Espacial Internacional (ISS) (começando em novembro de 1998 e ainda em operação).

Alguns dos futuros veículos de docagem que contribuirão para o programa ISS em missões de reabastecimento e levantamento de sua órbita são o Automated Transfer Vehicle (ATV), desenvolvido pela Agência Espacial Européia (European Space Agency - ESA) (a primeira versão, Jules Verne, foi lançada com sucesso em 9 de março de 2008) e o veículo japonês H-II Transfer Vehicle (HTV), que entrou em operação em 2009. Ambos os veículos incorporam os mais inovadores conceitos em RVD autônomos para espaçonaves não tripuladas. O europeu ATV completou com sucesso sua missão de seis meses realizando atividades de logística e suprimento ao levar seis toneladas de carga à ISS, executar quatro manobras de aumento da sua órbita, controlar a atitude da estação e desviá-la de um fragmento de satélite desativado cuja trajetória se aproximava da ISS, executando assim uma manobra evasiva, evitando sua colisão com este fragmento (ESA, 2008). Em complemento a estes veículos de transporte, é possível que, em um futuro próximo, veículos de inspeção sejam conectados à ISS. Caso seja necessário, tais veículos realizarão vôos autônomos ao redor da estação para inspecionar áreas com problemas e identificar a natureza destes. Em um futuro distante, estes veículos poderão também ser utilizados como robôs espaciais a fim de executarem tarefas de manutenção e reparos na estrutura e subsistemas da ISS. Para tanto, a tecnologia de RVD será crucial tanto para permitir o desacoplamento e reacoplamento desses veículos com a estação, assim como para a realização de suas tarefas operacionais. Fehse (2003) ainda comenta que, embora a ISS seja provavelmente o alvo mais importante para aplicações das tecnologias e procedimentos de RVD durante as duas primeiras décadas do século

XXI, ainda existem e existirão outras missões de RVD para se testar e aprimorar estes tipos de tecnologias e procedimentos. Este contexto justifica a idéia de que as aplicações de RVD não somente desempenharam um papel importante nos programas de vôos espaciais tripulados e não-tripulados, mas também continuarão a fazer parte do futuro da exploração espacial.

2.2 Principais Abordagens das Tecnologias de Rendezvous e Docking

A literatura apresenta diversos estudos sobre assuntos relacionados a RVD, abrangendo desde as operações orbitais não-autônomas até as totalmente autônomas. Um mecanismo primitivo de RVD foi utilizado nos veículos do programa americano Gemini. Durante as principais missões Gemini, as operações de encontro e acoplamento no espaço eram executadas por pilotos treinados que utilizavam somente informações visuais localizadas no veículo alvo Agena para efetivar as manobras. Uma certa evolução nos sistemas de RVD pôde ser verificada pelo programa Apollo, no qual já constavam computadores de bordo que realizavam cálculos de trajetória e, conectados aos subsistemas de controle das espaçonaves, eram capazes de comandar as manobras automaticamente ou auxiliar a tripulação indicando aos astronautas o que fazer. Por outro lado, o programa espacial soviético sempre foi conduzido com a utilização de uma metodologia automatizada, eliminando a carga de trabalho da tripulação, cujo papel principal era de monitoramento e alteração do controle para manual somente em caso de falhas. Isso pôde ser constatado com o Programa Soyuz, ainda hoje em operação (WOFFINDEN; GELLER, 2008).

2.2.1 Sistemas de Vôo Não-Autônomos

Pennington et al. (1965) cita que os resultados do programa americano Mercury demonstrou que as habilidades humanas de controle e tomada de decisões eram possíveis no ambiente espacial. Este fato motivou vários grupos a estudar opções para melhorar as capacidades dos pilotos nas manobras de RVD. Naquela época, um trabalho considerável foi realizado envolvendo acoplamento por controle manual, em que um piloto tinha que manobrar sua espaçonave para se aproximar ou se acoplar com outro veículo. Uma das primeiras missões do programa Gemini foi realizada com o propósito de desenvolver as técnicas necessárias para se efetuar um acoplamento no espaço, controlado por pilotos. Embora estudos anteriores com acoplamento simulado houvessem demonstrado que um piloto pudesse se acoplar com outro veículo satisfatoriamente, o piloto da Gemini encontraria problemas para

executar tal operação devido ao seu limitado campo de visão, paralaxe visual e acoplamento cruzado entre forças de controle de atitude e translação. Os autores em [Pennington et al. \(1965\)](#) investigaram as seguintes áreas relacionadas aos requisitos e capacidades visuais dos pilotos: suas habilidades para alinhar os veículos Gemini e Agena utilizando somente informações visuais e para determinar as precisões do acoplamento durante a fase terminal do vôo, com o piloto controlando tanto em missões durante o dia como a noite. Em ambas as situações, o procedimento de se utilizar somente informações visuais e/ou auxílios visuais para se obter informações sobre a trajetória foram testados. Foi verificado que esta última abordagem poderia aumentar a precisão e a confiabilidade do piloto. Nesse estudo, foi utilizado um simulador dinâmico de RVD em escala real com seis graus de liberdade. Os resultados são mostrados na [Tabela 2.1](#) e [Tabela 2.2](#).

Um computador analógico de propósito geral foi incluído na malha de controle entre o piloto e o simulador. Os movimentos de controle do piloto eram transformados do sistema de eixos do corpo da Gemini para um sistema de eixos inercial alinhado com os eixos da trajetória e depois eram integrados para se obter sua velocidade e posição. Estes comandos de velocidade e posição eram utilizados para alimentar os sistemas atuadores do simulador, que moviam o modelo da Gemini como se fosse o veículo real em movimento no espaço.

A [Tabela 2.1](#) compara os erros de alinhamento visual a 1,5 metros de distância do alvo com os erros da fase terminal de acoplamento. Os dados referem-se a 30 manobras de acoplamento controlados por pilotos realizados durante o dia. Durante a fase terminal de acoplamento, os pilotos não tinham como obter informações visuais tanto quanto poderiam obter durante a aproximação final (a 1,5 metros do veículo alvo). Isso devido a limitações físicas estruturais relativas à localização da porta de *docking* da Gemini e da janela do cockpit. Dessa forma, o erro de alinhamento do veículo durante o contato final pode ser interpretado como a representação dos erros de acoplamento causados pela perda de informações visuais do ambiente externo. A diferença entre os dois tipos de erro está relacionada com o quão bem feitas foram as correções efetuadas pelos pilotos dentro do intervalo de distância de 1,5 metros do alvo.

As condições terminais médias para as simulações de vôo diurnas e noturnas são apresentadas na [Tabela 2.2](#). Primeiramente, como era de se esperar, os pilotos foram mais cautelosos ao se aproximarem do alvo durante a noite. A taxa de aproximação

Tabela 2.1 - Comparação entre os erros de alinhamento dos veículos Gemini e Agena durante o acoplamento.

Parâmetros	Erros de Alinhamento	
	Sem Controle	Com Modo de Controle Direto (Visual)
Erro Lateral (m)	0.10	0.15
Erro Vertical (m)	0.08	0.09
Erro em Pitch (graus)	1.66	3.25
Erro em Yaw (graus)	1.15	2.82
Erro em Roll (graus)	0.89	4.51

Fonte: Pennington et al. (1965)

\dot{x} também foi menor, com um correspondente aumento no tempo de vôo t . As taxas de variação dos parâmetros terminais (exceto \dot{x}) tanto nas manobras diurnas quanto noturnas foram baixas. Suas diferenças não são realmente significativas porque uma taxa de variação de uma fração de centímetro por segundo ou um grau por segundo encontra-se abaixo do limite de precisão de controle do piloto, aliado ao acoplamento cruzado e aos modos de controle empregados. Um vôo julgado como “fora da tolerância” na simulação não necessariamente indicaria que o acoplamento orbital tivesse sido perigoso ou danoso, e sim somente que o piloto da Gemini teria que reiniciar a manobra e tentar se acoplar novamente. A percentagem substancialmente pequena de vôos noturnos dentro do limite de tolerância de fato indicava a necessidade de algum tipo de auxílio, o que aumentaria a acuidade visual dos pilotos durante a noite e, conseqüentemente, sua segurança em realizar os procedimentos.

As condições terminais médias a respeito das 11 manobras de acoplamento nas quais foram utilizados os auxílios visuais são mostrados pela última coluna da Tabela 2.2. A terceira e quarta colunas indicam os vôos simulados diurnos e noturnos nos quais os pilotos não possuíam nenhum tipo de auxílio visual durante a manobra de *docking*. Estes resultados também indicaram a necessidade de auxílios visuais para os vôos noturnos. Os melhores resultados, apresentados pela última coluna da tabela, confirmam esta necessidade. Pennington et al. (1965) ainda comenta que embora a percentagem de vôos bem-sucedidos incluindo auxílios visuais tenha sido menor que a dos vôos diurnos, este parâmetro possivelmente seria maior se os pilotos tivessem realizado um número maior de vôos se familiarizando melhor com os auxílios, aumentando assim os dados de amostragem.

Tabela 2.2 - Condições terminais médias comparando os vôos diurnos, noturnos e noturnos com auxílios visuais.

		Dia (sem auxílios)	Noite (sem auxílios)	Noite (com auxílios)
Deslocamentos	y_n (m)	0.19	0.17	0.14
	z_n (m)	0.19	0.16	0.15
	y_c (m)	0.15	0.24	0.20
	z_c (m)	0.09	0.15	0.13
	ψ (graus)	2.82	4.86	3.68
	θ (graus)	3.25	3.98	3.02
	ϕ (graus)	4.51	5.85	3.33
Taxas de Variação	\dot{x} (m/s)	0.15	0.12	0.20
	\dot{y} (m/s)	0.03	0.02	0.03
	\dot{z} (m/s)	0.03	0.04	0.04
	$\dot{\psi}$ (graus/s)	0.60	0.41	1.28
	$\dot{\theta}$ (graus/s)	0.60	0.90	1.25
	$\dot{\phi}$ (graus/s)	0.94	0.55	1.66
	Tempo de vôo (t) (s)	122	208	166
	Número total de vôos	30	30	11
	Vôos na tolerância (%)	97	73	85

Fonte: Pennington et al. (1965)

Onde o índice n refere-se ao nariz da Gemini, o índice c refere-se ao centro de massa da Gemini e ψ , θ e ϕ referem-se aos ângulos de yaw, pitch e roll respectivamente.

Um trabalho posterior comparou os resultados de vôos de acoplamento do tipo Gemini-Agena, controlados por pilotos em dois simuladores em escala real independentes. Para um primeiro experimento foi utilizado um simulador de base fixa em conjunto com um sistema de circuito fechado de televisão que exibia a imagem do veículo alvo Agena em uma tela esférica. O segundo experimento compreendia um simulador de base móvel constituído por um modelo dinâmico em escala real da espaçonave Gemini e um alvo tridimensional estacionário. Uma comparação dos resultados encontrados, nos quais somente a visão externa do veículo alvo foi utilizada para informação de navegação, indicou que após treinamento suficiente, essencialmente os mesmos resultados puderam ser obtidos de cada simulador (RILEY et al., 1966a).

Riley et al. (1966b) também contribuiu para o programa Gemini-Agena ao estudar manobras de acoplamento controladas manualmente por pilotos utilizando o mesmo simulador de base fixa empregado no estudo anterior, porém com o veículo alvo Agena completamente iluminado oscilando senoidalmente em seus três graus de liberdade angulares a partir do seu centróide. Os vôos com manobras de *docking* iniciaram-se a uma distância de aproximadamente 90 metros e foram efetuados

utilizando-se somente observações visuais externas do alvo como dicas de pilotagem. Os resultados com o veículo Agena oscilando a $\pm 5^\circ$ de amplitude em cada um dos seus três graus de liberdade angulares foram comparáveis àqueles obtidos com um alvo rigidamente estabilizado quando os períodos de oscilação eram de 160 s ou mais. Para uma amplitude de $\pm 2,5^\circ$, as oscilações do alvo tiveram pouca influência na tarefa de acoplamento, exceto em períodos de menor duração (menores que 30 s). Para uma faixa de amplitude entre $\pm 2,5^\circ$ e $\pm 10^\circ$, o aumento da amplitude no movimento para um determinado valor de período (abaixo de 120 s) resulta, em geral, no aumento do consumo de combustível, no tempo de vôo necessário e avaliações individuais dos pilotos menos favoráveis.

Após estas pesquisas, [Riley e Suit \(1967\)](#) concluíram que a NASA já estava preparada para colocar teleoperadores humanos no espaço a fim de manobrar veículos não-tripulados a partir de uma certa distância. Foram realizados testes utilizando-se um simulador de base fixa no qual pilotos tinham que executar acoplamentos orbitais entre dois tanques esféricos projetados na tela à sua frente, a partir de uma espaçonave remota tripulada. Assumia-se que os três veículos encontravam-se estabilizados em atitude e o piloto era responsável pelo controle translacional da sua própria espaçonave e de um dos dois tanques remotamente localizados, através de simples jatos impulsivos do tipo liga-desliga. Os resultados desta investigação indicaram que os pilotos poderiam completar o acoplamento remoto com condições terminais aceitáveis, exceto para o posicionamento longitudinal. Os dados relativos ao desalinhamento longitudinal entre os tanques indicaram que, conforme a distância da espaçonave tripulada aumentava acima de um certo valor, as chances de sucesso no acoplamento decresciam. Os autores concluíram que a grandes distâncias da espaçonave tripulada (aproximadamente 90 m) a utilização de auxílios visuais, instrumentação, ou uma técnica diferente de acoplamento se mostrou necessária para que fosse possível manter uma alta percentagem de finalizações bem-sucedidas. Por outro lado, o combustível utilizado e o tempo de vôo aumentou devido à movimentação adicional necessária para que fosse possível atingir as condições terminais desejadas. Além disso, contribuíram para este aumento os freqüentes movimentos de controle dos pilotos requeridos próximo ao término dos vôos, a fim de corrigir os erros de deslocamento gerados continuamente por velocidades residuais não-anuladas.

2.2.2 Sistemas de Vôo Semi-Autônomos e Totalmente Autônomos

Poucos anos após a Gemini, o programa Apollo elevou a categoria das operações de RVD ao adicionar novos conceitos de GNC a essas manobras. Os sistemas de RVD da Apollo tinham de ser altamente confiáveis, seguros e estarem bem validados para executar uma descida à Lua livre de erros e trazer a tripulação de astronautas novamente à Terra. De acordo com Langley (1972), a configuração selecionada no programa Apollo exigiu o desenvolvimento de um sistema de acoplamento que providenciava uma conexão estrutural entre dois veículos espaciais, transferência interveicular de tripulação e equipamentos, bem como separação e re-jução entre ambos os veículos. O sistema de acoplamento foi utilizado em cinco missões Apollo (Apollos 9 a 13). O autor enfatiza que o desempenho do sistema em todos os casos foi excelente e as condições de contato estiveram sempre dentro dos critérios de projeto. O alinhamento relativo entre o Módulo de Comando (MC) e o Módulo Lunar (ML), assim como suas velocidades no instante de contato inicial encontram-se listadas na Tabela 2.3, tanto para os eventos de acoplamento translunar (Translunar Docking - TLD) quanto para o *rendezvous* do ML em órbita da Lua (Lunar Orbit Rendezvous - LOR) (números 5 e 15 respectivamente na Figura 2.2 abaixo). Os valores listados são baseados em estimativas da tripulação. Todos os outros parâmetros são aproximadamente zero.

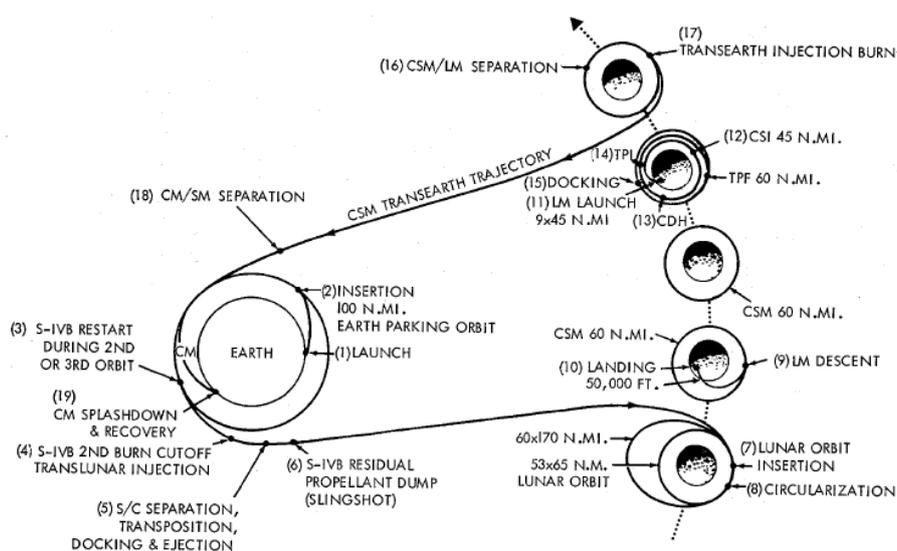


Figura 2.2 - Perfil de vôo da Apollo 11 mostrando os eventos mais importantes da missão.
Fonte: NASA (1969)

Tabela 2.3 - Alinhamentos e velocidades no momento do contato inicial entre o MC e o ML das missões Apollo.

Parâmetros	Missão Apollo								
	9		10		11		12		13
	TLD	LOR	TLD	LOR	TLD	LOR	TLD	LOR	TLD
Velocidade Axial (m/s)	0.09	0.03	0.06	0.06 a 0.09	0.03 a 0.06	0.03	0.03 a 0.06	0.06	0.06
Erro de Alinhamento (cm)	7.62	—	—	—	10.16	—	5.08	—	—

Fonte: Langley (1972)

Ao observar a Tabela 2.3, é notável a minimização dos parâmetros de erro quando comparados aos acoplamentos realizados pelo programa Gemini, no qual foi utilizado somente pilotagem manual dos veículos. Isso ocorre porque nas missões Apollo foram introduzidas novas tecnologias para implementação de sistemas de GNC melhorados. Um exemplo foi a utilização de um sistema de piloto automático constituído por equipamentos de auxílio à navegação e controle, como radares, computadores de bordo e transceptores de rádio. Na verdade, o sistema de vôo da Apollo pode ser classificado como semi-automático, também devido ao fato de que a tripulação poderia assumir os controles a qualquer momento para corrigir as trajetórias fornecidas pelo computador de bordo.

Estas características podem ser notadas no documento NASA (1969), cuja tradução livre narra os detalhes da decolagem do ML e suas atividades durante o *rendezvous* em órbita da Lua (LOR):

Seguindo a inserção do ML na órbita lunar, a tripulação do ML irá computar a bordo as quatro principais manobras para o encontro com o MCS que estará localizado a aproximadamente 472 km à frente do ML neste ponto. Todas as manobras da seqüência serão realizadas com os propulsores do Sistema de Controle por Reação (SCR) do ML. **Início da Seqüência Concêntrica (ISC):** Durante a primeira passagem do ML pelo apolune, 15 m/s positivos, seguindo uns 20 minutos de rastreo pelo radar de *rendezvous* do ML e navegação baseada em distância medida pelo sextante/VHF do MCS. O ISC será configurado para posicionar o ML em uma órbita aproximadamente 28 km abaixo do MCS em tempo para a próxima manobra (Altitude de Delta Constante - ADC). A ativação do ISC deverá iniciar também correções sobre quaisquer dispersões para fora do plano causadas por erros de azimute durante a inserção. A órbita resultante do ML após o ISC será de 84,3 x 81,9 km e possuirá uma taxa de aproximação em relação ao MCS de 0,072 graus por minuto. Outra correção do plano orbital será possível a aproximadamente 29 minutos após o ISC, durante o cruzamento nodal das órbitas do MCS e do ML, quando o ângulo de elevação do MCS atingir 26,6 graus. A órbita do ML atinge 113,3 x 80 km e a taxa de aproximação em relação

ao MCS decai para 0,032 graus por segundo, ou 39,9 m/s. Duas manobras de correção intermediárias serão realizadas caso necessário, seguidas por quatro manobras de desaceleração reduzindo a taxa de aproximação respectivamente para 3,5 m/s, 3 m/s e 1,4 m/s em cada manobra. O acoplamento nominal deverá ser concluído em três horas e meia após o início da seqüência de *rendezvous*. (NASA, 1969, p. 49, 53).

Os astronautas da Apollo repetidamente demonstraram suas habilidades funcionais na Lua. Muito tempo depois, o brilhante sucesso da missão de restauração do Telescópio Espacial Hubble em dezembro de 1993, provou que os astronautas são capazes de realizar operações de construção, manutenção e reparos no espaço. Todavia, o uso de astronautas em larga escala para tais operações é altamente custoso e envolve riscos significantes em segurança. Veículos espaciais não-tripulados e teleoperados, eventualmente chamados de telerobôs espaciais, podem estender as habilidades dos astronautas, aumentando dessa forma o desempenho das missões e reduzindo custos de operação. A motivação para utilizá-los no espaço se resume ao cumprimento de tarefas de forma mais segura e eficiente do que se estas fossem atribuídas a humanos, ou ainda executarem tarefas que humanos são incapazes de realizar. Estas tarefas incluem inspeção, manutenção, reparos, substituições de módulos, limpeza, atendimento à experimentos científicos, execução de tarefas repetitivas, captura e *despin* de satélites etc. Um telerobô espacial possui um conjunto de sensores usualmente montados em braços robóticos, plataformas, câmeras, além de sensores de estado ou de movimento, sensores de força e sistemas computacionais de apoio. Uma importante característica associada aos telerobôs é que seu sistema de gerenciamento e controle de bordo deve ser capaz de monitorar e manter o estado operacional do próprio sistema. No entanto, por outro lado o julgamento humano ainda é essencial para situações complexas (RUOFF, 1994).

Atualmente, é necessário fornecer aos telerobôs comandos detalhados, tanto na forma de macros quanto na forma de comandos de movimentos. Além disso, operadores humanos devem estar preparados para auxiliá-los na localização e identificação de objetos. Dentro desta linha de pensamento, Hartley e Pulliam (1988) desenvolveram um experimento no qual *Heads-Up Displays* e comandos de voz de entrada e saída foram implementados em um console de treinamento para pilotos. O principal objetivo deste experimento era qualificar operações futuras otimizadas de veículos pilotados remotamente para procedimentos operacionais da ISS, como o acoplamento de espaçonaves a esta.

Controlar telerobôs espaciais a partir do solo poderia torná-los extremamente viáveis, porém, isso infere demandas severas por parte de seus sistemas de controle devido aos atrasos de comunicação, limitações em taxas de transferência e incertezas de tarefas. Para compensar estes problemas e ao mesmo tempo manter o desempenho, os sistemas telerobóticos irão depender de maior inteligência e autonomia, que são conceitos independentes relacionados à complexidade ambiental e de tarefas, que possuem um grande impacto no desempenho dos sistemas telerobóticos. Robôs extremamente inteligentes encontram-se distantes dos atuais estados-da-arte, porém, sistemas significativamente úteis podem ser construídos sob o conceito de telerobôs supervisionados por humanos. Este tipo de abordagem permite aos robôs executarem operações de baixo nível automaticamente, deixando livres seus teleoperadores humanos para se concentrarem em elementos de tarefas de mais altos níveis. Conforme a tecnologia de sistemas autônomos evoluir, será possível delegar níveis maiores de tomadas de decisão aos telerobôs, reduzindo a carga sobre os operadores humanos, controle de solo e sistemas de telecomunicação, melhorando o desempenho dos telerobôs. Dessa forma, o futuro da telerobótica certamente possibilitará o desenvolvimento de máquinas avançadas com extrema utilidade para escavação, construção, montagem, manutenção, inspeção, calibração, reparos, posicionamento de painéis solares e construção de habitações ou preparação de terrenos para bases e observatórios tripulados na Lua ou em Marte por exemplo. Telerobôs espaciais ainda poderiam ser utilizados para a realização de atividades espaciais perigosas, caras ou arriscadas, como aquelas em que se deve lidar com reatores nucleares, material criogênico e propelentes tóxicos a bordo de espaçonaves (RUOFF, 1994). Mais detalhes a respeito de sistemas telerobóticos são esclarecidos na [Seção 2.4](#).

Telerobôs espaciais autônomos também remetem à tecnologia de RVD automático, que atualmente vem sendo utilizada em diversos tipos de espaçonaves, como o Teleoperator Maneuvering System (TMS), o *Orbital Transfer Vehicle (OTV)* e muitas outras aplicações envolvidas com a estação espacial. Estes sistemas de vôo empregam o mesmo tipo de dado de um piloto humano in-loco ou remoto, porém, utilizam sensores eletrônicos, como sistemas guiados por vídeo por exemplo. Dabney (1984) desenvolveu um estudo sobre uma simulação de computador baseada nesse tipo de sensor em conjunto com um padrão de acoplamento constituído por três fontes de luz ou refletores individualmente distinguíveis fixados na espaçonave alvo. As operações de RVD foram investigadas sob uma variedade de condições, incluindo desalinhamentos de atitude e taxas de variação angulares do alvo. Um diagrama de bloco da

simulação digital completa utilizada no estudo é mostrado na [Figura 2.3](#). Os programas representados pela maioria dos blocos foram construídos da mesma forma que seriam implementados no software de vôo real. Um modelo matemático do veículo perseguidor, incluindo seus propulsores, foi utilizado para determinar seu movimento verdadeiro e fornecer informações simuladas de unidades de medida inercial. Usando este e um modelo similar dos movimentos da espaçonave alvo, foram calculados os centróides das imagens dos padrões de luzes no alvo, da mesma forma como seriam captados pelos sensores do perseguidor. Números aleatórios possuindo uma distribuição Gaussiana eram ainda adicionados a estas coordenadas para simular o efeito de ruídos elétricos e outras incertezas. Estes dados alimentavam diretamente o programa de interpretação de imagens, que calculava a atitude e posição relativa “medida” e enviava-as ao filtro de Kalman assim como seria feito pelo software real em vôo.

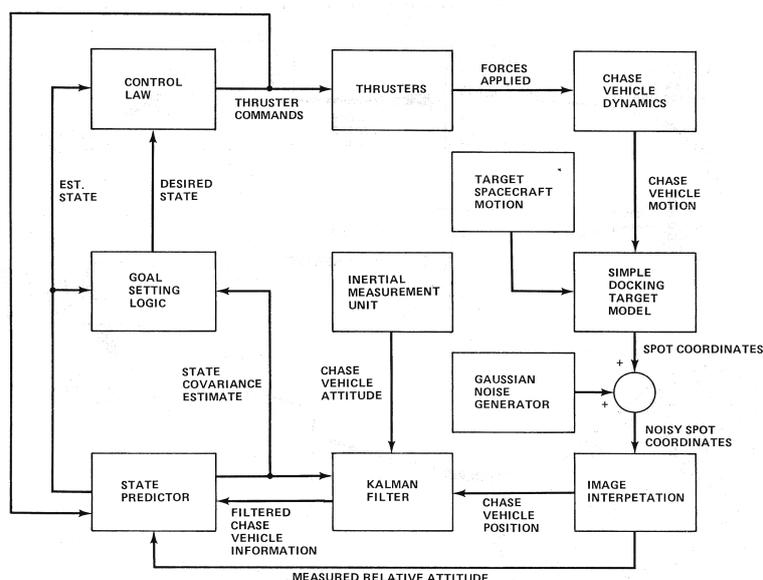


Figura 2.3 - Diagrama de Blocos representando a simulação de acoplamento automático.
 Fonte: [Dabney \(1984\)](#)

Já que as distâncias deveriam constituir um fator importante influenciando o desempenho de um sistema automático, o procedimento foi repetido para distâncias iniciais de 50, 100 e 300 m. Os resultados encontram-se resumidos na [Tabela 2.4](#).

Tabela 2.4 - Distâncias e desalinhamentos máximos permitidos para um acoplamento automático bem-sucedido.

	Todos os Eixos Inicialmente Alinhados	Distância Inicial (metros)		
		300	100	50
Taxas de Variação Máximas do Alvo (graus/s)	Yaw	0.5	0.8	1.1
	Pitch	0.5	1.1	1.1
	Roll	1.5	1.5	1.5
	Eixos Desalinhados (todos os outros eixos são assumidos inicialmente alinhados)			
Desalinhamentos Máximos do Alvo (graus)	Yaw	60	75	70
	Pitch	45	60	80
	Pitch e Yaw	30	60	65
	Roll	180	180	180

Fonte: Dabney (1984)

Um resultado surpreendente nas simulações acima é que o sistema pode tolerar taxas mais altas de variação em pitch e yaw do alvo conforme a distância inicial é reduzida. Uma razão para este comportamento é que, se a distância inicial for razoavelmente pequena, o alvo não possui tempo suficiente para rotacionar muito além do seu estado inicial de alinhamento antes que o veículo perseguidor chegue. Porém, se a distância inicial for grande, as luzes do alvo podem rotacionar além do campo de visão dos sensores do perseguidor, antes que este se aproxime, dificultando assim a conclusão de um acoplamento bem-sucedido.

Um fato importante a ser notado nesse tipo de estudo é que, em todas as execuções das simulações, o desalinhamento no contato final entre os dois veículos e suas taxas de variação são mantidas dentro dos parâmetros nominais planejados para a manobra de acoplamento. Nesse caso, a simulação continua a ser executada até que estas condições sejam satisfeitas ou um tempo limite predeterminado seja excedido, caso contrário o procedimento é considerado mal-sucedido. Esta é uma das principais diferenças entre as abordagens de sistemas de vôo manuais ou semi-autônomas e as completamente autônomas. Em outras palavras, o estado atual do veículo perseguidor é mais importante que seu estado final dentro do procedimento, pois o computador de bordo está sempre calculando os estados subseqüentes, tanto do alvo quanto do perseguidor. Dessa forma, quando o perseguidor necessita se acoplar ao alvo automaticamente, todas as condições iniciais devem ser testadas, simuladas, verificadas e validadas antes que os procedimentos sejam transformados em rotinas de código e implementadas nos sistemas de software de vôo dos veículos.

Outros sistemas de navegação autônomos desenvolvidos mais tarde optaram por utilizar tecnologias diferentes, como é o caso do Sistema de Posicionamento Global (GPS) (DIPRINZIO; TOLSON, 1994; CHERN, Hung-Sheng, 1995), controle híbrido entre teleoperação a partir do solo e controle autônomo a bordo (ODA et al., 1998), ou ainda teleoperação por retransmissão de dados através de uma terceira espaçonave (OHKAMI; KAWANO, 2003).

2.3 Montagem, Construção e Serviços em Órbita

As tecnologias envolvendo telerobôs espaciais e veículos não-tripulados também são parte constituinte das principais perspectivas que possibilitam o chamado serviço em órbita (*On-orbit Servicing*), realizado em espaçonaves. O serviço em órbita pode ser definido como a manipulação de satélites e outros artefatos espaciais em órbita a fim de estender sua vida útil ou suas capacidades (MADISON, 2000). Este assunto pode ser dividido em três tarefas principais: diagnóstico, fornecimento e reparo. O diagnóstico se refere à identificação de danos ou problemas a um veículo ou satélite por exemplo. Esta tarefa na realidade não envolve manipulação, porém é uma precursora necessária para essa, pois determina qual o tipo de serviço será necessário. O fornecimento é o conjunto de tarefas de manipulação que podem ser cumpridas através do acoplamento e transferência de algo para um satélite. Os casos mais óbvios para este fato são o adição, atualização ou substituição de componentes e abastecimento de elementos consumíveis pelo satélite, como combustível por exemplo. Tarefas menos óbvias relacionadas a esta classe de serviços incluem o fornecimento de energia ou corrente elétrica, rebocar o satélite para uma nova orientação ou uma nova órbita ou ainda montar um satélite a partir de módulos menores. A tarefa de reparo é o conjunto de serviços de manipulação que envolvem consertos. Alguns exemplos incluem: descontaminação de equipamentos óticos, adição ou substituição de camadas de revestimento ou material estrutural, corte ou abertura de acessórios para recuperar dispositivos que não foram estendidos (ex: antenas ou painéis solares) e montagem de itens de apoio (ex: suportes estruturais). A habilidade de se realizar essas tarefas de serviço abre um enorme leque de possibilidades sobre as formas de operação de satélites e suas missões. O aumento da disponibilidade operacional dos satélites constitui o principal benefício dos serviços em órbita. Outros benefícios incluem: flexibilidade de missões, escalabilidade, aumento da vida útil e redução do custo operacional durante o ciclo de vida dos satélites.

Madison (2000) esclarece que, atualmente, uma nova visão de serviços em órbita

considera novos conceitos sobre a utilização de veículos de serviço simples e pequenos, concomitante ao desenvolvimento de satélites inteligentes projetados para serem servidos, ao invés de se utilizar veículos de serviço grandes e complexos que executariam tarefas de serviço igualmente complexas. Este novo conceito se torna cada vez mais possível, ao passo que componentes cada vez menores, processadores mais rápidos e algoritmos mais inteligentes são capazes de reduzir o tamanho dos veículos de serviço, ao mesmo tempo que permitem aos satélites fazerem melhor uso dos auxílios que um veículo de serviço pode oferecer. Compartilhando desta visão, a Agência Americana de Projetos de Pesquisas Avançadas em Defesa (Defense Advanced Research Projects Agency - DARPA) desenvolveu uma arquitetura de aviônica que possibilita a substituição de hardware deficiente de satélites em órbita assim como possui a capacidade de efetuar atualizações e adaptações de sistemas em órbita. Isso seria possível através de um veículo de serviço que, de forma autônoma, se encontraria e se acoplaria a um satélite alvo e inseriria novos componentes no módulo da aviônica deste satélite. A capacidade associada de se efetuar atualizações pré-programadas e adaptações a artefatos espaciais em órbita possui o potencial para se projetar futuras espaçonaves de alta performance. Tal capacidade permitiria aos engenheiros de sistemas acomodar taxas divergentes de avanços tecnológicos e minimizaria a necessidade de medidas de redução de riscos pré-lançamento. Para provar isso, o Laboratório Drapper, vinculado à DARPA, realizou um estudo de viabilidade para desenvolver uma arquitetura que determinasse uma diretriz de evolução a partir de projetos atuais de satélites eficientes funcionalmente até a conclusão do desenvolvimento de uma arquitetura totalmente modular e funcionalmente confiável que irá atender aos requisitos de atualizações autônomas em órbita, compatíveis com os satélites do futuro (MOYNAHAN, III; TUOHY, 2000). O trabalho discute as estratégias de design em alto nível e as avaliações comerciais de tecnologias existentes necessárias para integrarem a arquitetura aviônica, incluindo métodos de gerenciamento de energia, transferência de dados e tratamento térmico. Recentemente, a DARPA comprovou estas idéias ao utilizar suas aplicações no seu novo programa *Orbital Express*, lançado em março de 2007, no qual tecnologias críticas para serviços em órbita e RVD completamente autônomo/não-tripulado puderam ser demonstradas (DARPA, 2007).

Devido ao fato do processo de RVD como pré-requisito para operações espaciais avançadas não ser somente crítico para a missão, mas também conter o risco de danos para o investimento espacial *in-situ*, as tecnologias que o tornam possível também

devem ser altamente confiáveis. Contudo, estas tecnologias devem estar disponíveis a custos razoáveis para que os benefícios da construção, montagem e serviços em órbita possam ser satisfeitos. Dessa forma, estes requisitos são passados aos subsistemas responsáveis pelas operações de RVD. Gampe et al. (1985) explica o funcionamento do Docking Mechanism Subsystem (DMS), desenvolvido pela ESA, começando por diferenciar duas importantes técnicas de sistemas de acoplamento: os sistemas de impacto e os sem impacto. Os conceitos de mecanismos de acoplamento anteriores embarcados em missões como Gemini, Apollo e Soyuz/Salyut eram do tipo “impulso” ou “impacto”, ou seja, a energia cinética do veículo perseguidor era utilizada para disparar ou ativar o mecanismo de *docking*. Para missões espaciais modernas, como é o caso das grandes plataformas frágeis e flexíveis, é desejável adotar uma técnica de acoplamento sem impacto, a fim de se evitar o risco de danos, além de se poder utilizar mecanismos auto-ativáveis e reutilizáveis. Sistemas de acoplamento sem impacto podem ser subdivididos em duas categorias, nas quais seguido de uma curta aproximação entre dois satélites, estes são trazidos para um contato físico tanto por meios do mecanismo de acoplamento através da extensão de um mastro, ou através de controle ativo proporcionado pelo Sistema de Controle de Atitude e Órbita (Attitude and Orbit Control System - AOCS) de uma das espaçonaves. O autor (GAMPE et al., 1985) chama esta curta aproximação de “*closure*”, e expõe dois meios para realizá-la, referidos como *closure* controlada pelo DMS (DMS controlled closure - DMS-CC) e *closure* controlada pelo AOCS (AOCS controlled closure - AOCS-CC). Estas duas técnicas de aproximação diferem conforme as operações necessárias e conforme a configuração dos seus componentes. A Tabela 2.5 fornece uma visão geral das operações seqüenciais associadas a cada categoria, demonstrando como estas poderiam ser aplicadas aos serviços em órbita.

Fica claro que, a princípio, a aproximação controlada pelo AOCS pode resultar em um mecanismo mais simples, no qual o mastro não é necessário nem tampouco há a necessidade de se utilizar mecanismos e atuadores complexos de captura. No entanto, a complexidade fica a cargo de uma demanda maior sobre o AOCS e sobre a necessidade de sensores precisos de curta distância para o acoplamento. Por outro lado, surge ainda uma vantagem bastante significativa: a possibilidade de se utilizar uma interface de acoplamento de estrutura muito simples que seja inclusive compatível com a adoção de uma interface padrão para este fim. Os requisitos gerais para o DMS da ESA são baseados em cenários típicos para missões de RVD automatizadas, nas quais as espaçonaves envolvidas são em geral não-tripuladas e encontram-se

Tabela 2.5 - Conceitos de acoplamento sem impacto e suas operações associadas.

Aproximação Controlada pelo DMS (DMS-CC)				Aproximação Controlada pelo AOCS (AOCS-CC)		
Distância de Captura $\leq 1m$	Aproximação Final (<i>Closure</i>)	Travamento	Conexões	Distância de Recepção $\leq 0,1m$	Travamento	Conexões
<ul style="list-style-type: none"> - Verifica a preparação para a captura; - Move o mecanismo de captura para a posição; - Fecha o mecanismo de captura. 	<ul style="list-style-type: none"> - Reduz a energia cinética do movimento relativo; - Alinha o veículo; - Traz o veículo para a interface. 	<ul style="list-style-type: none"> - Ajuste fino de alinhamento; - Conexão mecânica rígida entre os veículos. 	<ul style="list-style-type: none"> - Conexões elétricas; - Conexões de líquidos e gases. 	<ul style="list-style-type: none"> - Verifica a preparação para o travamento; - Captura. 	<ul style="list-style-type: none"> - Ajuste fino de alinhamento; - Conexão mecânica rígida entre os veículos. 	<ul style="list-style-type: none"> - Conexões elétricas; - Conexões de líquidos e gases.

Fonte: Adaptada de Gampe et al. (1985)

estabilizadas em três eixos. Estas missões exigem um alto nível de flexibilidade e modularidade no que tange ao conceito de projeto de um DMS. Além disso, para proteger o alto investimento em órbita é desejável se assegurar que somente as partes passivas do DMS estejam localizadas na espaçonave mais permanentemente em órbita (GAMPE et al., 1985).

2.4 Teleoperação e Telerobótica Espacial

Os procedimentos operacionais em ambiente espacial são realizados muitas vezes a partir de centros de controle localizados remotamente em relação aos equipamentos, dispositivos ou veículos sendo operados. Isso decorre do fato de que tais artefatos espaciais possam inclusive encontrar-se localizados em espaçonaves tripuladas, cuja operação remota visa diminuir a carga de trabalho da tripulação, ou então podem constituir um sistema autônomo, necessitando de teleoperação somente para fins de monitoramento ou controle em caso de falhas. Dessa forma, o conceito de teleoperação deve ser esclarecido neste trabalho dentro de uma abordagem de controle requerida por veículos não-tripulados autônomos ou semi-autônomos, que possuem dispositivos robóticos integrados para operar em ambiente de microgravidade.

Sendo assim, esta seção apresenta uma revisão das abordagens tecnológicas utilizadas em cenários de teleoperação espacial, enfatizando os recursos computacionais e de software que possibilitam a execução de simulações em tempo real e controle de atividades espaciais complexas. Além disso, serão descritos conceitos técnicos envol-

vidos nesse tipo de atividade, como a autonomia supervisionada para telerobótica espacial, bem como prevenção de colisões.

2.4.1 Motivação para a utilização de software e simulação em Teleoperação

Atualmente, as operações espaciais que implementam rastreamento e controle de espaçonaves são em sua grande maioria realizadas remotamente. Este tipo de teleoperação inclui a transmissão de dados de diferentes eventos, desde simples dados referentes a telemetria de componentes dos veículos até links de informações complexas obtidos por sistemas da espaçonave, como por exemplo downloads de imagens obtidas por câmeras de alta-resolução ou mesmo atualizações do software de bordo.

Todas essas operações são sempre realizadas sob o gerenciamento de sistemas de software robustos e confiáveis, implementados tanto em estações terrenas quanto nas espaçonaves através de seu software embarcado. Esta seção discute as técnicas mais utilizadas para implementação de teleoperação em ambiente espacial, especialmente aquelas empregadas em controle autônomo de veículos não-tripulados e telerobôs espaciais. Serão descritos ainda alguns procedimentos de telerobótica que possibilitam supervisão autônoma a bordo e em solo, além de descrever as aplicações técnicas para algumas das mais críticas e arriscadas manobras espaciais. Estas manobras exigem cautela para serem executadas. Por isso são divididas em vários passos, para os quais as técnicas de prevenção e detecção de colisões, estabilidade de impactos e controle de forças dos manipuladores robóticos devem ser testados e verificados. Algumas das abordagens relacionadas a procedimentos telerobóticos encontram-se aqui descritas, principalmente aquelas direcionadas aos sistemas de software que possibilitam estas operações espaciais ao longo de suas diversas fases.

A literatura apresenta descrições de vários sistemas bastante úteis que podem ser desenvolvidos em torno do conceito de telerobôs supervisionados por humanos. Baseado na idéia introduzida na [Subseção 2.2.2](#), é possível desenvolver telerobôs espaciais capazes de realizar operações de baixo nível automaticamente. Este tipo de operação se refere às tarefas básicas que podem ser executadas por um robô sem qualquer intervenção de um operador humano. Adicionalmente a este conceito, existem vários métodos que possibilitam uma autonomia supervisionada para telerobótica espacial. A autonomia supervisionada é uma abordagem relacionada ao controle remoto de manipuladores espaciais. Dentro desse contexto, a segurança das operações é garan-

tida ao se gerarem comandos com parâmetros específicos para cada tarefa, os quais podem ainda serem acessados por uma simulação executada a priori. Sobre este tipo de recurso, atualmente existe uma possibilidade de se simular sistemas dinâmicos complexos em tempo real através de ambientes virtuais. Assim como descrito no [Capítulo 4](#), para aumentar o desempenho do sistema estas simulações podem ser executadas de maneira distribuída através do uso de arquiteturas modernas capazes de atender aos requisitos de tais sistemas de software. Dessa forma, as técnicas de teleoperação e telerobótica espacial, bem como suas aplicações através de sistemas de software compreendendo simulação distribuída em tempo real, podem então ser comparadas.

2.4.2 Visão Geral de Teleoperação Espacial

Desde o início da era espacial, volumes consideráveis de recursos têm sido investidos no desenvolvimento de sistemas espaciais e tais investimentos têm provado ser muito bem-sucedidos. Nas últimas décadas, satélites em órbita da Terra revolucionaram as comunicações, sistemas de inteligência, previsão do tempo, gerenciamento de recursos e navegação. Satélites científicos possibilitam uma riqueza de dados que aumentaram significativamente a compreensão científica da Terra, do Sol, do Sistema Solar e do Universo ([RUOFF, 1994](#)).

Os telerobôs espaciais, cujo conceito foi introduzido na [Subseção 2.2.2](#) são descritos por Ruoff(1994, p. 6) a grosso modo como: “máquinas que executam tarefas físicas”. O autor comenta que uma característica exclusiva faz a diferença ao se classificarem telerobôs. Esta característica está associada a habilidades remotas de seu sistema de controle que, em conjunto com operadores humanos e apoio de solo, são capazes de acomodar incertezas. Em outras palavras, o sistema deve ser apto a determinar o estado da tarefa e de objetos relevantes a serem manipulados, iterativamente determinar quais ações tomar, predizer seus efeitos e coordenar os subsistemas para executarem estas ações enquanto monitora seus efeitos em tempo real para garantir que estes sejam consistentes com as predições. Caso os efeitos previstos e observados não estejam consistentes, pode estar ocorrendo um problema em potencial.

Satélites e espaçonaves em geral são desenvolvidos para operar em um espaço livre, no qual obstáculos não representam um papel importante dentro do cenário de suas operações e manobras. Neste tipo de ambiente, os objetivos de controle podem ser facilmente caracterizados em alguns aspectos. Sistemas desse tipo não possuem ou

não necessitam de habilidades especiais para perceber ou classificar situações externas complexas a fim de tomar rápidas decisões a bordo. Tais sistemas podem simplesmente operar sob um método em malha-aberta por longos períodos e deixar que a maioria das decisões de controle sejam tomadas em solo. Por outro lado, *rovers* e telerobôs espaciais devem ser capazes de executar operações mecânicas a taxas razoáveis e em ambientes naturais complexos (ex: a superfície de outro planeta ou a estrutura de outro satélite).

Conforme citado na [Subseção 2.2.2](#), o comportamento de mais baixo nível dos telerobôs, como interpretação de dados de sensores e controle de força ou movimento podem ser facilmente automatizados. De acordo com [Ruoff \(1994\)](#), uma abordagem prática para se desenvolver sistemas úteis aplicados a telerobôs pode ser resumida em: 1) automatizar funções de baixo nível desenvolvendo-se algoritmos de controle confiáveis que se adaptem a partir de informações de sensores, 2) contar com operadores humanos para fornecer tarefas gerais de navegação e supervisão, além de manipulação de situações especiais, e 3) desenvolver interfaces e ferramentas avançadas para auxílio no planejamento e gerenciamento de tarefas para telerobôs, permitindo aos operadores se comunicarem facilmente com o sistema em múltiplos níveis de detalhes.

2.4.2.1 Sistemas Telerobóticos Espaciais

Um telerobô espacial é constituído por um ou mais manipuladores, cada um com vários graus de liberdade, montados sobre uma plataforma que pode estar fixa em algo (outro veículo, por exemplo) ou pode ser móvel, deslocando-se livremente no espaço. Os principais subsistemas telerobóticos são o computacional, o de coordenação, os sensores externos, o de manipulação, o de mobilidade, a carga útil, o de percepção, a plataforma, o de energia, o de telecomunicações, o de controle térmico e o executivo. Estes subsistemas encontram-se detalhados na [Figura 2.4](#).

No presente trabalho, serão levados em consideração os subsistemas computacional, o de coordenação, o de percepção e o executivo, devido ao fato de estarem de certa forma interconectados entre si. O subsistema mais importante dentro do escopo deste trabalho é obviamente o computacional, pois nele reside a maior parte da lógica embarcada implementada pelo conjunto de software de bordo em aplicações espaciais autônomas. No caso dos telerobôs, este subsistema está sob o controle do seu subsistema executivo. Ele agrega todos os dispositivos computacionais a bordo de

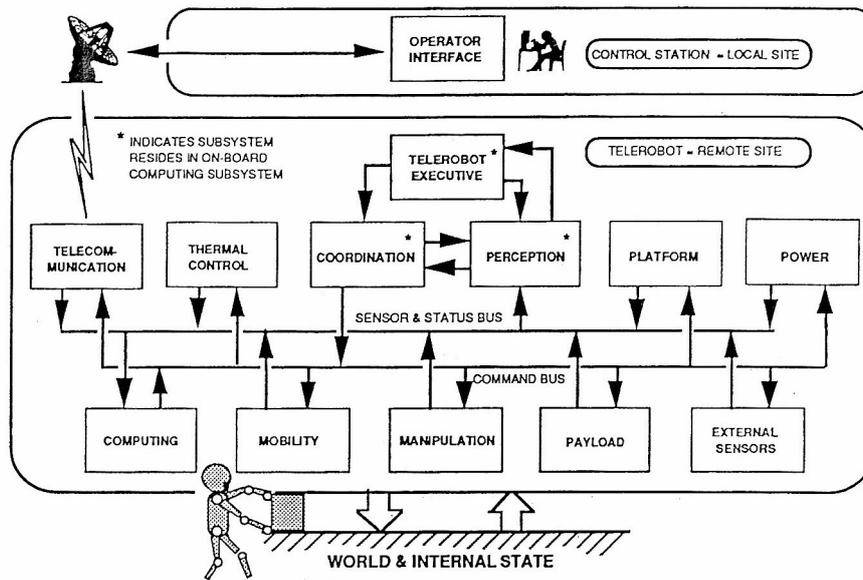


Figura 2.4 - Sistema Telerobótico Espacial, mostrando o fluxo de dados e comandos.
 Fonte: Ruoff (1994)

um telerobô, incluindo computadores de propósito geral e específico, controladores de baixo nível, pré-processadores de sensores e outros dispositivos eletrônicos dedicados. Todo o gerenciamento de controle reside no subsistema computacional. Os subsistemas de percepção, de coordenação e executivo residem também no subsistema computacional.

O subsistema de coordenação, que realiza os cálculos dinâmicos e cinemáticos necessários e coordena o comportamento dos diversos outros subsistemas que encontram-se sob o controle do executivo, reside no subsistema computacional sob a forma de software e/ou hardware. Ele recebe informações de estado dos atuadores do telerobô e de sensores externos (interpretados pelo subsistema de percepção). Em sistemas mais avançados, o subsistema de coordenação pode enviar informações previstas de estado ao sistema de percepção para que a consistência da evolução da tarefa possa ser determinada, isto é, o sistema pode determinar se a tarefa está procedendo conforme o previsto.

O subsistema de percepção recebe *inputs* a partir de vários sensores de estado externos, bem como do sistema de telecomunicações. Em telerobôs sofisticados, este subsistema calcula um resumo do ambiente externo, do próprio telerobô e dos esta-

dos das tarefas. Este resumo é utilizado pelo executivo do telerobô e pelo subsistema de coordenação. Em sistemas mais simples, o subsistema de percepção atua somente efetuando transformações nos dados captados pelos sensores.

O executivo, que também é parte integrante do subsistema computacional, agenda e controla o comportamento completo de alto nível dos subsistemas do telerobô, exceto para proteção automática de falhas e para reações. Este subsistema recebe os comandos e instruções do operador assim como informações de estado sobre tarefas, ambiente externo e sobre o próprio telerobô, provenientes do subsistema de percepção. Em telerobôs avançados, o executivo inclui planejamento, raciocínio, previsão de comportamento e ferramentas para diagnóstico de falhas. O executivo pode fornecer comandos tanto para o subsistema de percepção quanto para o de coordenação.

Um sistema telerobótico espacial típico também possui uma estação de controle, além do próprio telerobô, mostrados esquematicamente na [Figura 2.4](#) juntamente com seu fluxo de dados e comandos. A estação de controle é denominada “*local site*”. Esta inclui a interface que o operador utiliza tanto para compreender a tarefa remota quanto para controlar o telerobô. A estação de controle se comunica com o telerobô através de um link de dados. Um fator interessante a ser notado é que em solo pode existir o apoio de recursos computacionais poderosos para simulação e planejamento. O operador na estação de controle tem por objetivo monitorar e supervisionar as tarefas do telerobô, resolvendo situações difíceis e determinando quais rotinas ou macros (seqüências de comandos) a serem utilizadas. Este operador pode especificar uma tarefa e então ceder o controle ao telerobô, que retornará o controle ou quando a tarefa estiver completa ou se um impasse ocorrer. O operador também pode assumir o controle a qualquer momento. Portanto, o controle das operações é continuamente trocado entre o operador e o telerobô.

O telerobô também é denominado “*remote site*”. Ele realiza as tarefas fisicamente sob o controle de um operador. Os teleoperadores podem interagir com os sistemas do telerobô sob a forma de sistemas do tipo *master-slave*, nos quais o *master* é uma réplica localizada no *local site* de um *slave* localizado no *remote site*. Neste cenário, o operador realiza uma tarefa movendo o *master* enquanto assiste a uma representação visual do local de trabalho remoto, onde está o telerobô, como se o *master* estivesse executando a tarefa. Em sistemas *master-slave* sem réplicas, o *master* e o *slave* não são geometricamente similares. Sob uma abordagem na qual o sistema é todo constituído por software, o *master* costuma ser um modelo de representação

matemático-computacional do *slave*. Nesse tipo de sistema, a coordenação de eixos é efetuada por um computador na malha de controle que continuamente mapeia a presente posição do manipulador do *master* para a posição em escala do manipulador do *slave*. O computador utiliza a cinemática do *master* para calcular a posição Cartesiana do manipulador do *master* no espaço e a cinemática do *slave* para transformar esta posição em comandos de posição para os eixos do *slave*, fazendo o manipulador do *slave* executar o mesmo movimento (em escala) do manipulador do *master*. Os sinais de erro e de contato são usados para repelir o *master*, dando uma idéia de contato com o ambiente remoto. Estes procedimentos são ilustrados pela Figura 2.5.

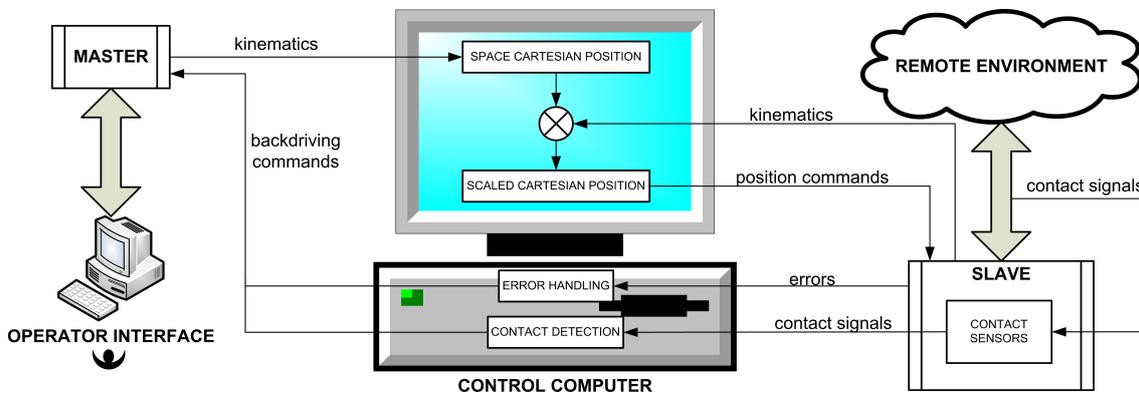


Figura 2.5 - Esquema de um sistema de teleroperação do tipo master-slave.

2.4.3 Autonomia Supervisionada para Telerobótica Espacial

As aplicações espaciais constituem um propósito importante para a telerobótica, porém, impõem determinadas restrições de igual importância no que se refere a suas abordagens de implementação. Usualmente, os projetos de espaçonaves são desenvolvidos para serem confiáveis e a prova de falhas, por isso seus sistemas devem ser otimizados para possibilitarem somente as necessidades mais críticas a fim de garantir o sucesso da missão. Estas necessidades incluem na maior parte as capacidades de bordo em comunicação e controle da espaçonave e seus instrumentos. O segmento de solo, dentro dos sistemas teleoperados, geram seqüências de comandos que são enviadas ao veículo espacial remoto. A geração de comandos em solo, baseada em dados atualizados provenientes da espaçonave, fornece a necessária flexibilidade ao sistema, capaz de garantir o sucesso da missão. Recursos humanos e computacionais são muito mais abundantes e complexos nas estações de solo do que aqueles

a bordo das espaçonaves. Como foi visto na seção anterior, a espaçonave é capaz de executar seqüências de comandos enviadas a partir da Terra, bem como reagir a situações anômalas. O controle baseado em solo de veículos espaciais autônomos é considerado um tipo de aplicação de controle autônomo supervisionado.

Os métodos de telerobótica podem ser separados em três tipos (BACKES, 1994), ilustrados pela Figura 2.6: controle manual, controle supervisionado e controle totalmente automático. No controle manual, todos os movimentos robóticos são especificados por *inputs* contínuos de um operador humano, sem nenhum movimento adicional causado por computador. No controle supervisionado, os movimentos robóticos podem ser causados tanto por *inputs* humanos quanto por *inputs* gerados por computador. No controle totalmente automático, todos os movimentos robóticos são causados por *inputs* gerados por computador.

Existem dois subconjuntos primários do controle supervisionado: o controle compartilhado e a autonomia supervisionada. No controle compartilhado, os comandos do operador são enviados durante a execução de um movimento remoto e são mesclados com o movimento em malha fechada gerado automaticamente. Na autonomia supervisionada, os comandos autônomos são gerados através de uma interação humana. Entretanto, os comandos são enviados para execução autônoma remotamente. Um comando pode ser enviado imediatamente ou iterativamente salvo, simulado e modificado caso necessário antes que seja enviado para execução pelos sistemas robóticos reais.

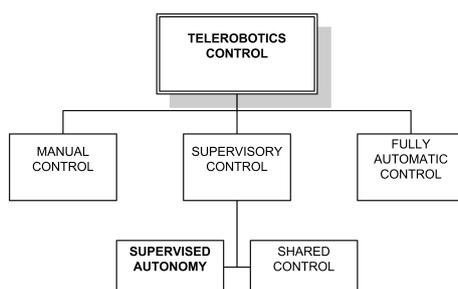


Figura 2.6 - Métodos de controle telerobótico.

A habilidade de iterativamente salvar, simular e modificar os comandos antes de enviá-los definitivamente para execução é uma característica crítica da autonomia supervisionada que a distingue de outras formas de controle supervisionado. Por

motivos de segurança, é importante ser capaz de simular execuções de tarefas antes de se enviar seqüências de comandos aos manipuladores para a efetivação da respectiva tarefa. A segurança nesses sistemas é garantida ao verificar estes comandos previamente ou ao monitorar a execução de tarefas em tempo real. Os comandos podem ser modificados e simulados até que sejam aceitáveis para execução pelos sistemas robóticos remotos. Comandos individuais podem ser concatenados em uma seqüência de comandos (macro) que pode então ser iterativamente testada, simulada, modificada corretamente e inserida em uma seqüência maior. A geração da seqüência de comandos para espaçonaves autônomas é um processo formal, pois comandos incorretos ou perigosos poderiam resultar em sérios danos, perdas de oportunidades científicas únicas (e.g., durante o sobrevôo de um planeta ou um asteróide) ou então a perda de toda a espaçonave, arruinando a missão. No controle compartilhado, os comandos do operador são enviados instantaneamente para se fundirem com a execução autônoma. A segurança no controle compartilhado é garantida ou ao contar com que o operador insira somente movimentos seguros ou ao se realizar um monitoramento autônomo em tempo real e conseqüente modificação dos movimentos antes especificados pelo operador.

Uma das situações mais famosas na qual um comando errôneo foi fornecido a uma espaçonave causando uma falha na missão ocorreu no satélite *Mars Climate Orbiter* em 1999 (HARLAND; LORENZ, 2005). A espaçonave era um dos veículos do programa de mapeamento orbital de Marte *Mars Surveyor 98* e deveria entrar em órbita do planeta vermelho a uma altitude de 140 a 150 km. No entanto, um erro de navegação levou a espaçonave a atingir uma altitude extremamente baixa, mais precisamente, 57 km acima da superfície. O veículo foi destruído pelo atrito com a atmosfera devido ao arrasto ser consideravelmente elevado a esta altitude tão baixa. Este erro de navegação ocorreu devido ao fato de um contratante da NASA ter utilizado unidades imperiais (libra-segundos) ao invés de unidades métricas (newton-segundos), conforme havia sido especificado pela NASA. O problema surgiu devido a erros no software de vôo da espaçonave, parcialmente porque o software tinha sido adaptado a partir da sua reutilização em outros veículos do programa *Mars climate Orbiter*, sem a realização de testes apropriados anteriores ao lançamento, e parcialmente porque não foi feita uma verificação cruzada dos dados de navegação fornecidos por este software durante o vôo de cruzeiro.

Uma outra falha, e conseqüente perda de missão bem conhecida ocorreu em 4 de

junho de 1996, quando o voo 501 do foguete lançador europeu Ariane 5 se desviou bruscamente da sua trajetória 37 segundos após o lançamento. O lançador foi destruído pelo seu sistema de auto-detonção automática no momento em que altos níveis de forças aerodinâmicas fizeram o núcleo do veículo se desintegrar (HARLAND; LORENZ, 2005; LIONS, 1996). As causas desta falha foram absolutamente as mesmas reportadas pelo *Mars Climate Orbiter*, ou seja, um mau-funcionamento do software de controle de voo. O software do Ariane 5 reutilizou as mesmas especificações daquele a bordo do Ariane 4, porém, a trajetória de voo do Ariane 5 era consideravelmente diferente e estava acima do limite para o qual o código reutilizado tinha sido escrito. De forma mais específica, a grande aceleração sofrida pelo Ariane 5 fez com que os computadores primário e redundante do sistema de navegação inercial falhassem, levando as tuberias do lançador a se guiarem por dados espúrios. Testes pré-voo nunca haviam sido realizados no quesito de se fazer um realinhamento do código sob condições de voo simuladas do Ariane 5. Assim, o erro não pôde ser descoberto anteriormente ao lançamento. Este erro é conhecido como um dos *bugs* de computador mais infames da história.

Desastres como esses citados acima poderiam ser facilmente evitados através da simples utilização de prescrições descritas pelos métodos de controle supervisionado, mais especificamente, pela autonomia supervisionada. Conforme mencionado anteriormente, sistemas de voo necessitam de softwares robustos e altamente qualificados que executem em ambientes computacionais limitados quando comparados a sistemas de solo. A modificação do software embarcado durante o voo, embora seja possível, requer processos de qualificação extensivos e custosos. Dessa forma, para prevenir situações inesperadas e indesejáveis como as descritas, a solução proposta pela autonomia supervisionada para controle de espaçonaves não-tripuladas e robotizadas são aqui descritas.

Uma outra importante característica da autonomia supervisionada é a chamada execução de comportamento restrito. Esta característica permite à execução de tarefas divergir do movimento nominalmente planejado dentro de um limite pré-estabelecido. Como o ambiente remoto pode não ser conhecido exatamente a priori, a execução em tempo real irá contar somente com a trajetória pré-planejada e perturbações calculadas a partir de dados sensoriais remotos. Sendo assim, a segurança desta execução dentro de um limite especificado pode ser testada previamente no *local site*. O sistema remoto pode então monitorar autonomamente sua execução em

tempo real a fim de garantir que o estado do movimento esteja dentro do limite especificado. Se a execução da tarefa mover-se para fora destes limites, então uma ação de escape automática é acionada e comandos subsequentes vindos do *local site* são interrompidos.

2.4.3.1 Sistemas de Autonomia Supervisionada

Os componentes locais e remotos de um sistema de autonomia supervisionada podem ser divididos em sub-componentes. O *local site* inclui geração de seqüência, análise de seqüência, monitoramento e telemetria. O *remote site* inclui telemetria, mapeamento de comandos, controle de seqüência, controle em tempo real de monitoramento e reação. As seqüências de comandos são compostas por tipos de comandos e dados associados que especificam o comportamento desejado do controle dos instrumentos e da espaçonave. O software de vôo é fixo porém oferece a possibilidade de receber tipos gerais de comandos que podem ser parametrizados para gerar uma ampla gama de comportamentos de controle específicos.

A geração de seqüências é o processo que cria uma seqüência de comandos que pode ser enviada por telecomando para um sistema remoto de controle robótico autônomo. Uma interface para o operador é necessária a fim de que este a utilize para especificar os comandos desejados. Auxílios computacionais também podem prestar suporte para a especificação de tarefas, comandos e parametrização. Tais auxílios incluem ferramentas de modelagem, visualização e planejamento de tarefas. A modelagem por computador fornece um modelo dos sistemas manipulados ou ainda do ambiente de execução da tarefa. O modelo pode inclusive ser modificado para adaptar-se ao cenário remoto utilizando para isso dados provenientes do ambiente remoto de execução. A visualização possibilita uma representação gráfica do cenário remoto. Uma representação factível do cenário de execução da tarefa é importante para garantir que a simulação executada a priori seja uma representação fiel e válida da tarefa que será realizada pelo sistema robótico real. A análise de seqüência determina o resultado esperado da execução de uma seqüência gerada previamente e o nível de segurança para se atingir tal resultado. Uma análise automática realizada por computador pode testar casos de carga dinâmica, colisões, limites válidos de movimento, além de validar velocidades e acelerações comandadas. O monitoramento a partir do *local site* analisa os relatórios provenientes do *remote site* a fim de executar testes de execuções válidas, bem como monitorar o estado operacional do sistema. A telemetria no *local site* fornece suporte à comunicação das seqüências

de comandos ao *remote site* e à recepção de dados e do status deste.

A telemetria no *remote site* recebe as seqüências de comandos geradas no *local site* e envia dados de estados a este. No *remote site* as seqüências de comandos são mapeadas em comandos individuais para execução. O controle de seqüência providencia a transição ao próximo comando dentro de uma seqüência no momento esperado do término deste comando ou ainda executa transições para ações de escape em eventos de monitoramento de reações. O controle em tempo real é responsável por comandar os servo-controladores em malha fechada dos mecanismos do *remote site*. Este controle é baseado em comandos gerados no *local site*. O monitoramento no *remote site* é responsável pela análise de execução remota, fornecendo informações para implementar as transições dos estados de execução. Reação é a habilidade do sistema em responder a condições monitoradas. O tipo de reação mais comum é executar a transição para o próximo comando de uma seqüência de comandos, baseada em um evento de monitoramento ativado assim que o comando anterior tenha sido completado corretamente. Outro tipo de reação igualmente importante se refere à habilidade do sistema em acionar uma ação de segurança, através de uma interrupção que impossibilita o sistema de executar o comando planejado na ocorrência de um evento de monitoramento inesperado.

Um tipo de arquitetura de sistema local-remoto incorporando conceitos de autonomia supervisionada é mostrado no diagrama de blocos da Figura 2.7. Esta arquitetura é parte de um trabalho desenvolvido pelo *Jet Propulsion Laboratory (JPL)*, no California Institute of Technology (Caltech) (BACKES, 1994). Tal trabalho apresenta as características de simulação e as capacidades de um sistema em realizar autonomia supervisionada de um sistema manipulador remoto através da implementação de um sistema de simulação operacional em laboratório. O sistema emprega sensores específicos, como uma câmera de visão estereoscópica e dois manipuladores montados em braços robóticos com movimentos cooperativos, utilizados como atuadores.

No sistema acima, a interface da estação de trabalho primária do operador exibe a descrição da tarefa, a geração de seqüência e o estado da execução. Uma estação de trabalho gráfica exibe uma superposição gráfica estereoscópica sobre as imagens das câmeras de vídeo, bem como uma designação interativa de objetos ou destinos. O simulador do *remote site* simula a execução remota em ambiente local, com o estado desta execução sendo exibido na estação de trabalho primária e o movimento sendo exibido na estação de trabalho gráfica. O *remote site* é constituído por dois sistemas

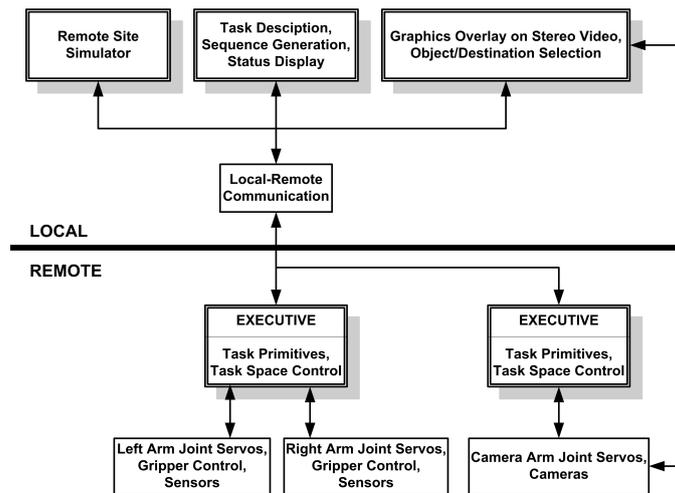


Figura 2.7 - Diagrama de blocos de um sistema do tipo local-remoto simulado em laboratório.

Fonte: Backes (1994)

de controle, um para controle independente, coordenado ou cooperativo dos dois manipuladores e outro para controle de um terceiro manipulador que posiciona um conjunto de quatro câmeras. O módulo executivo do sistema provê comunicação com o *local site* e inicia comandos de tarefas conforme especificados por este. Primitivas de tarefas, que a grosso modo são seqüências de comandos pré-definidas, porém incompletas, possibilitam o controle das juntas dos braços robóticos e do espaço de tarefas, além de monitorar os manipuladores em modo de operação simples (controle individual) ou duplo (controle cooperativo).

O projeto de um sistema remoto aplicado a um sistema telerobótico espacial possui mais restrições impostas ao seu local remoto do que aos seus locais em solo. Uma restrição primordial aplicada ao seu local remoto se refere à qualificação em vôo de seu software embarcado. Isso cria a necessidade de se desenvolverem softwares de vôo fixos, que sejam validados antes do lançamento (ou então modificados, validados e atualizados em vôo). Softwares fixos de vôo impossibilitam o desenvolvimento de programas customizados e otimizados para cada missão da tarefa. Preferencialmente, o software fixo de vôo deve providenciar funcionalidades suficientes para cumprir tanto tarefas esperadas quanto inesperadas dentro do perfil da missão.

A solução demonstrada por Backes (1994) em seu sistema de laboratório é constituída por uma família de tarefas parametrizáveis denominadas primitivas. Cada

uma das quais contém uma funcionalidade geral para uma determinada classe de tarefas de manipulação. Comandos separados fornecem outras capacidades necessárias, como atualizações da base de dados, solicitações de status ou interrupções de execuções. Primitivas de execução de tarefas são programas auto-contidos que permitem o controle dos manipuladores se comportar conforme especificado, através de um conjunto de parâmetros de entrada. Dessa forma, uma interface natural entre os sistemas local e remoto é a própria lista de parâmetros para as várias primitivas de tarefas existentes.

O subsistema executivo possui uma funcionalidade similar ao subsistema de manipulação de comandos e dados de uma espaçonave. Ele recebe comandos do *local site*, mapeia estes comandos para determinar os tipos de comandos de que se tratam e inicia a execução destes através de chamadas às primitivas de tarefas ou a outros comandos com a parametrização determinada nos conjuntos de dados fornecidos com eles. O executivo também retorna informações sobre o estado do sistema ao *local site*. Os comandos de interface que podem ser enviados ao *remote site* pelo *local site* incluem comandos de bases de dados, status e de execução. Os comandos de bases de dados possuem parâmetros especificando o tipo de dado do manipulador e da própria base de dados seguidos pelos parâmetros específicos referentes à base de dados. As primitivas de tarefas, juntamente com seus parâmetros, utilizam os parâmetros da base de dados ao executar uma determinada tarefa. Os comandos de status solicitam ao *remote site* que retorne o estado dos manipuladores e dos braços robóticos especificados pelos comandos. Finalmente, o comando de execução efetivamente aciona as tarefas de execução autônomas dos movimentos pré-selecionados, como por exemplo comandos para mover o braço robótico e tocar ou pegar algo.

O projeto de sistema do tipo local-remoto especifica a interface que o *local site* pode utilizar para controlar os manipuladores remotos. O sistema local é então projetado para reproduzir as habilidades remotas ao operador local. As descrições das tarefas e a geração de seqüências são fornecidas pela *User Macro Interface (UMI)* (BACKES, 1994). A UMI abstrai os detalhes da interface local-remota e exhibe ao operador uma representação natural através de menus que possibilitam especificar tarefas e parâmetros. Os *inputs* resultantes do operador são convertidos em comandos equivalentes e parametrizados de forma a serem comunicados ao *remote site*. O operador possui a opção de executar os comandos das tarefas tanto nos sistemas telerobóticos remotos (reais) quanto simular os movimentos localmente enviando estes coman-

dos ao simulador do *remote site* e observando seus resultados no display gráfico. O modo de simulação é selecionado como um parâmetro através do menu da UMI. O simulador do *remote site* executa um software de controle idêntico ao localizado no sistema remoto. Este simulador funciona enviando dados resultantes de ângulos das juntas dos segmentos dos braços robóticos e dos manipuladores ao display gráfico da UMI. A UMI eventualmente especifica primitivas de tarefas e suas respectivas parametrizações ao executivo do *local site* para que sejam executadas tarefas específicas desejadas pelo operador. O operador pode inclusive salvar uma parametrização específica de uma tarefa sob a forma de um comando para posterior utilização. O estado do sistema remoto é atualizado no monitor da estação de controle do operador sempre que um estado de sistema ou resultado de comando é retornado do *remote site*.

Os cenários que utilizam autonomia supervisionada aplicada à telerobótica podem ainda ser implementados com o apoio dos propósitos de simulação em tempo real paralela e distribuída descritos no [Capítulo 4](#). Em outras palavras, se existirem recursos computacionais mais poderosos nas estações de solo (*local site*) capazes de simular os comandos gerados e pré-planejados, torna-se estritamente necessário a simulação destes comandos antes de enviá-los ao telerobô no espaço (*remote site*), conforme especifica o conceito de autonomia supervisionada. Dessa forma, utilizar um sistema de software paralelo/distribuído em tempo real para executar este tipo de tarefa de simulação constituiria uma solução conveniente como forma de medida de eficácia, segurança e tolerância a falhas dos sistemas telerobóticos espaciais.

Quando se lida com telerobôs que realizam movimentos autônomos controlados, é importante também considerar os efeitos causados por comandos de movimentos absolutos e relativos. Um comando de movimento relativo produz o mesmo deslocamento relativo a partir de um ponto inicial sobre o qual o movimento foi dito para iniciar, mesmo que a posição absoluta deste ponto inicial se altere. Em outras palavras, o movimento é sempre relativo a sua referência inicial, não importando se este ponto de início mudou ou não. Estas informações são úteis ao se mover para uma posição absoluta antes de se iniciar um comando de movimento relativo.

2.4.3.2 Controle de Seqüência de Comandos

O controle de seqüência é responsável pelo gerenciamento das transições entre comandos dentro de uma seqüência ou ativar uma ação de escape. Segundo [Backes](#)

(1994), duas fases importantes do controle de seqüência são: concatenação em tempo de execução, executado antes de cada comando, e teste de condição terminal, executado ao final de um comando. O primeiro concatena parâmetros em um comando de tarefa logo antes de sua execução ser iniciada. Os limites de parâmetros em tempo de execução podem não ser conhecidos no momento em que o comando é formado. Alguns exemplos de concatenação em tempo de execução incluem a inserção de parâmetros de segurança atuais, fatores de velocidade e do período de solicitação de relatório à lista de parâmetros. Cada comando em uma seqüência de tarefas se completa devido à satisfação de um objetivo ou da conclusão de uma condição terminal (incluindo condições de segurança). Se a condição terminal é uma das condições aceitáveis especificadas pelo comando, então o próximo comando da seqüência é providenciado. Senão, uma ação de escape evasiva é ativada por segurança e uma nova seqüência de comandos deve ser enviada.

Transições entre comandos em uma seqüência podem ocorrer tanto local quanto remotamente, porém, o acionamento de uma ação de escape deve ser realizada de forma autônoma somente no *remote site*. Para o controle de seqüência no *local site*, um atraso de duração mínima de um tempo correspondente ao próprio tempo necessário para o comando realizar um *upload* e um *download* sucessivos (*round-trip*), deverá ocorrer entre a execução de cada comando dentro da seqüência. Isso é devido ao fato de que o *local site* deve receber o status do *remote site* indicando que o comando terminou corretamente antes de enviar o próximo comando da seqüência. Esta situação impõe a necessidade da utilização de algum tipo de equipamento de medida do atraso de tempo de *round-trip*, baseado nas estimativas de transmissão de dados e informações em tempo real sobre a latência da rede. No caso do *local site* receber um status de *timeout* referente ao último comando enviado, significará que um problema no link de comunicação pode ter ocorrido, como por exemplo uma possível perda de dados ou até uma perda de comunicação com a espaçonave remota.

2.5 Técnicas de prevenção de colisões para manipuladores espaciais

Os manipuladores espaciais, juntamente com os telerobôs, são desenvolvidos para operarem em ambientes que diferem daqueles usualmente vivenciados por sistemas similares na superfície da Terra. Quando estes telerobôs não estão realizando atividades na superfície de outros planetas ou outros astros, eles encontram-se comumente em ambientes de microgravidade, executando operações adequadas a estes locais livres de potenciais gravitacionais, atrito ou arrasto. Estas operações também exigem

algoritmos de controle especiais, desenvolvidos exclusivamente para robótica espacial. Em relação a essas diferenças entre a robótica terrestre e a espacial, existem três considerações principais: movimento livre (irrestrito), estabilidade durante a transição de contato e manipulação controlada de forças aplicadas ao ambiente.

Falhas em missões autônomas, telerobóticas e não-tripuladas mal-sucedidas foram noticiadas devido a ocorrência de impactos entre espaçonaves, como foi o caso vivenciado pelo veículo espacial DART (DART, 2005). DART foi o projeto de uma espaçonave cujo objetivo principal era testar a aplicação da tecnologia de *rendezvous* e *docking* autônomos. O veículo deveria se encontrar com o satélite obsoleto MUBLCOM, lançado em maio de 1999, e capturá-lo. Contudo, a menos de 11 horas do seu lançamento, o DART colidiu com o MUBLCOM. Este fato confirma os riscos envolvidos nas operações espaciais autônomas associados a colisões inesperadas.

Se um robô espacial encontra-se desacoplado do seu ambiente de trabalho, é considerado que este robô esteja em vôo livre, ou seja, o robô e seu ambiente formam dois sistemas independentes. Neste caso, as principais preocupações dos engenheiros e operadores se referem a: planejamento de trajetória, desvio de obstáculos e *rendezvous* e *docking*. Controle de forças não é pertinente, uma vez que quaisquer forças exercidas entre o robô e seu ambiente tenderá a repelí-los entre si. Portanto, para que o controle de forças seja aplicado, o robô deverá se acoplar ao seu ambiente de trabalho, formando assim uma cadeia cinemática contínua, isto é, formarão um único sistema dinâmico. A junção deste robô ao ambiente é tipicamente atingida através de uma lenta manobra de acoplamento (*docking*) seguida pela conexão da base ou plataforma de vôo do robô ao ambiente, ou então pela captura do ambiente através de um sistema de um ou múltiplos braços robóticos. Uma vez que o robô e seu ambiente de trabalho estejam unidos, três problemas passam a ser importantes: movimento livre de colisões, transição de contato e controle de forças. O movimento livre de colisões pode se tornar mais complexo quando existe a restrição da base do robô conectada ao ambiente. No entanto, esta conexão permite de fato o controle das forças de interação sob a forma de controle de impacto e trajetórias de forças precisas seguindo as superfícies contactadas (VOLPE, 1994).

Volpe (1994) ainda divide o conceito de desvio de obstáculos a fim de se atingir um local objetivo em duas classes de métodos: global e local. Os métodos globais contam com a descrição dos obstáculos no espaço de configuração de um manipulador. Os métodos locais contam com a descrição dos obstáculos e da posição do manipula-

dor no espaço Cartesiano, referindo-se ao envelope de trabalho local de ambos os sistemas.

Os métodos globais requerem que dois problemas principais sejam resolvidos. Primeiro, todos os obstáculos do ambiente devem ser mapeados para o espaço de configuração do manipulador. Segundo, uma trajetória através deste espaço de configuração deve ser encontrada para o ponto representando o manipulador. Duas técnicas são utilizadas para gerar estas trajetórias: buscas geométricas e forças artificiais. A técnica de busca geométrica implica em uma procura exaustiva através do espaço de configuração desocupado para gerar uma trajetória contínua a partir do ponto inicial até o ponto objetivo. A técnica de forças artificiais cerca os obstáculos do espaço de configuração com funções de energia potencial repulsiva e coloca o ponto objetivo exatamente no ponto de mínima energia global. O ponto no espaço de configuração representando o manipulador é impulsionado por uma força igual ao gradiente negativo deste campo potencial e é guiado para longe dos obstáculos em direção ao mínimo. No software de vóo real, o controle do sistema em tempo real deve ser baseado nestas funções de energia potencial, calculando as atuais posições do manipulador e fazendo-o desviar dos picos de gradiente, que correspondem aos obstáculos do ambiente.

Todavia, os métodos globais possuem diversas desvantagens. Os algoritmos necessários para implementação dos métodos globais são computacionalmente intensos. Sendo assim, são adequados somente para planejamento de trajetórias off-line e não podem ser utilizados para prevenção de colisões em tempo real. Uma consequência imediata desta implementação é que os algoritmos globais são difíceis de ser utilizados para prevenção de colisões em ambientes dinâmicos, nos quais os obstáculos se movem constantemente ao longo do tempo. Adicionalmente, quando se utilizam algoritmos globais torna-se muito difícil descrever tarefas de planejamento de movimentos mais complicados tais como aqueles realizados por dois manipuladores movendo-se de forma cooperativa.

Os métodos locais são alternativas possíveis aos globais. Métodos locais também empregam a utilização do conceito de forças artificiais. Entretanto, ao invés de utilizar as forças no espaço de configuração, estas são expressas no espaço Cartesiano do manipulador. As colisões com os objetos são prevenidas ao cercá-los com funções de potencial repulsivos e o ponto objetivo é cercado por um poço de potencial atrativo, conforme mostrado pela [Figura 2.8](#). Estes potenciais são somados para formar um

potencial composto que transmite forças para um modelo do manipulador no espaço Cartesiano. Torques equivalentes a estas forças fazem o manipulador real se mover. Estes modelos referidos aqui são calculados utilizando modelagem matemática dinâmica de sistemas robóticos e manipuladores específicos (MEIROVITCH, 1970; CRAIG, 1989).

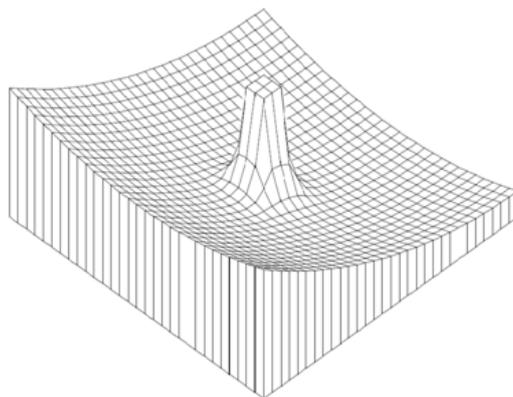


Figura 2.8 - Potencial repulsivo adicionado a um poço atrativo.
Fonte: Volpe (1994)

A principal vantagem dos métodos locais é que eles são menos custosos computacionalmente em relação aos globais, permitindo assim sua utilização em sistemas de controle em tempo real. Além disso, os métodos locais fornecem o sistema de referência necessário para lidar com ambientes dinâmicos e com prevenção de colisões em tempo real. Quando utilizados em conjunto com um manipulador teleoperado, as forças artificiais locais também possibilitam prevenção de colisões em baixo-nível, enquanto os operadores humanos executam em alto-nível o planejamento das trajetórias do manipulador.

3 A PLATAFORMA ORBITAL RECUPERÁVEL SARA

O acrônimo SARA se refere a **SA**télite de **Re**entrada **At**mosférica, cujo veículo trata-se de uma Plataforma Orbital Recuperável de aplicações científicas constituída por uma pequena espaçonave (Figura 3.1) de aproximadamente 350 Kg atualmente em desenvolvimento no Instituto de Aeronáutica e Espaço (IAE), do CTA, em São José dos Campos, SP (MORAES JR., 1998). Este satélite será lançado a uma órbita baixa terrestre (LEO) de 300 km de altitude em órbita equatorial e aproximadamente após 10 dias em órbita a espaçonave irá realizar uma manobra de reentrada atmosférica controlada. Após a reentrada, o veículo deverá ser recuperado para posterior reutilização do seu módulo reentrável (SEITO et al., 2007). O SARA está sendo projetado para fins de aplicações científicas e será constituído por um veículo com uma carga útil de 55 Kg contendo pequenos experimentos científicos e tecnológicos. Alguns destes experimentos poderão necessitar ser atendidos ou servidos em órbita para serem bem-sucedidos ao longo do tempo de duração da missão, isto é, poderão precisar de troca ou recarga de baterias, realocação de amostras químicas ou biológicas, etc. Para cumprir um requisito como este, o SARA (veículo perseguidor) deverá incorporar dispositivos de acoplamento que serão utilizados por um outro segmento orbital permanente (veículo alvo). Sendo assim, o perseguidor deverá executar uma série de operações autônomas de RVD a fim de completar os objetivos da missão relacionados à manipulação de experimentos descrita.

Até o momento, para atender às necessidades brasileiras em pesquisas sob ambiente espacial de microgravidade, existem poucas opções. Uma delas consiste em embarcar amostras em estudo nos veículos de sondagem, ou seja, foguetes que executam um voo sub-orbital com trajetória balística que são recuperados após o voo. Contudo, neste tipo de veículo, o tempo em que sua carga útil é mantido sob as condições de microgravidade é pequeno, da ordem de alguns minutos. Uma outra opção seria inserir as amostras científicas a bordo de um voo orbital tripulado, como no caso dos ônibus espaciais (*Space Shuttle*) americanos ou as naves russas Soyuz. Porém, o tempo máximo que estas espaçonaves podem ficar em órbita sem se acoplarem com a Estação Espacial Internacional (ISS) fica em pouco mais de 10 dias, o que equivaleria ao tempo de voo do SARA acoplado ao seu segmento orbital. Uma terceira opção seria ainda enviar estes experimentos para a ISS e aguardar seu retorno em uma das naves de transporte citadas anteriormente. Todavia, tanto neste caso quanto no anterior, seria necessário aguardar uma oportunidade de voo para tais experimentos,

o que dependeria de agências espaciais estrangeiras, treinar um astronauta para manipular as amostras, além do que o tempo de retorno para estas poderia chegar a até seis meses, dependendo da periodicidade dos vôos espaciais americanos e russos. Outra restrição se fundamenta no tempo em que a ISS fica disponível para a realização de experimentos científicos provenientes das agências internacionais, pois em grande parte do tempo sua tripulação se dedica exclusivamente a tarefas de manutenção, construção e ajustes de órbita e atitude do grande complexo orbital. Dessa forma, havendo uma oportunidade de embarcar estes experimentos científicos e tecnológicos através de veículo reentrável (SARA) para uma espécie de mini-laboratório orbital não tripulado (segmento orbital), poderia atender a uma necessidade de tempo de microgravidade ainda não disponível para este tipo de carga útil. O segmento orbital do programa SARA poderia permanecer em órbita por um mês ou pouco mais com uma carga útil em estudos embarcada, a qual retornaria ao solo trazida pelo veículo perseguidor após este tempo. Para isso, este segmento orbital deverá possuir geração de energia própria, através de células solares instaladas em sua própria estrutura externa, por exemplo, além da possibilidade de receber manutenções enquanto o SARA estiver acoplado a ele. Estas manutenções incluiriam correções de órbita e atitude através dos propulsores do SARA, transferência de energia, além da possibilidade de uma transferência de combustível para o veículo alvo, caso este venha a ter seus próprios propulsores para controle de órbita e atitude. Isso seria possível com a instalação de uma linha hidráulica e um barramento elétrico e de dados comum entre ambos os veículos. Estes sistemas seriam conectados mecanicamente no momento do acoplamento. Mesmo com toda esta complexidade envolvendo mecanismos de *docking*, manipuladores robóticos teleoperados para transferência de carga útil, recarga de baterias, transferência de combustível, entre outros sistemas, é desejável que a maior parte desta complexidade fique presente no veículo SARA. O segmento orbital, por não ser recuperável, deve incorporar os conceitos mais simples possíveis de construção, controle e operação, principalmente no que diz respeito aos sistemas de RVD. Isso facilita sua manutenção pelo veículo perseguidor, além de baratear os custos de projeto e operação. A grande vantagem do projeto SARA entre os outros veículos espaciais que incorporam sistemas de RVD atualmente, se deve principalmente ao fato de que toda a manutenção de qualquer um dos subsistemas do veículo perseguidor pode ser feita em solo após sua recuperação. Sendo assim, o mesmo veículo pode ir ao espaço diversas vezes atendendo a várias necessidades de carga útil que podem ser totalmente recuperadas após sua utilização. A adoção desta filosofia passa a ser refletida nos baixos custos de manutenção e operação dos

sistemas em uso no projeto.

Esta será a primeira vez que o país utilizará métodos e tecnologias de RVD, portanto, deverão ser realizadas missões de teste para qualificar os sistemas de RVD em vôo. Nestas missões, os veículos perseguidor e alvo deverão ser lançados juntos e já acoplados e efetuarão desacoplamentos e reacoplamentos sucessivos. Com isso, será possível serem testadas manobras de aproximação, *rendezvous*, *station keeping*, *homing*, *phasing*, manobras evasivas do tipo CAM (Collision Avoidance Maneuver), acoplamento (*docking*), desacoplamento (*un-docking*), bem como diferentes estratégias de realização destas manobras, além de testes de sensores, mecanismos e subsistemas responsáveis pelo RVD em vôo. A metodologia de navegação a ser implementada nessas operações será o chamado *docking* cooperativo. Por esta razão, a missão necessitará de hardware e software apropriados localizados tanto na nave alvo quanto na nave perseguidora. Dessa forma, o segmento orbital alvo e o satélite SARA (perseguidor) possuirão a capacidade de se comunicar entre si através de um link de dados e trocar informações a respeito dos seus estados de vôo atuais, garantindo assim uma execução sincronizada das suas manobras de encontro, aproximação e subseqüentemente acoplamento.

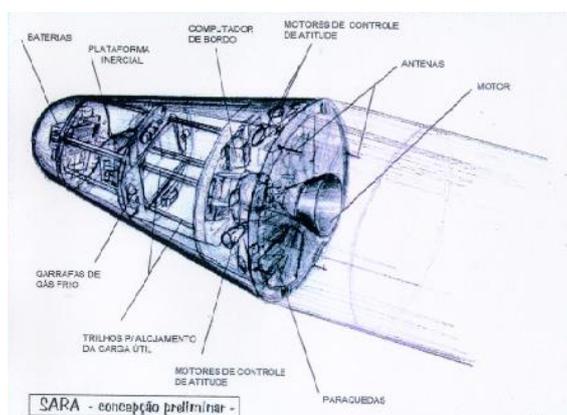


Figura 3.1 - Concepção artística preliminar da plataforma orbital recuperável SARA.

Para realizar os procedimentos de RVD em órbita, a plataforma recuperável SARA deverá possuir, além de um motor de reentrada, propulsores para controle de órbita e guiamento e propulsores para controlar a atitude do veículo. Portanto, existe a real necessidade de controle em todos os seis graus de liberdade e disponibilidade de vários propulsores posicionados em diferentes configurações, se possível com redun-

dância nas diferentes direções de movimentos. Sendo assim, todas estas restrições foram consideradas durante as simulações e para isso foi utilizado um modelo de motor com 300 s de impulso específico e 1000 N de empuxo. Também foi utilizado como parâmetro para as simulações uma massa de combustível equivalente a um tanque com 20 Kg de propelente dedicado exclusivamente às manobras orbitais de RVD. Adicionalmente, foi inserida uma restrição para que sempre houvesse disponível no tanque uma quantidade reserva de 8 Kg de combustível, para que no caso de uma aproximação perdida ou havendo a necessidade de acionamento de uma manobra CAM, este excedente pudesse ser utilizado para iniciar uma nova aproximação posteriormente. Em relação aos parâmetros de arrasto utilizados nos simuladores dos veículos, além da massa do SARA, foi considerada uma massa de 100 Kg para o segmento orbital alvo, além de um coeficiente de arrasto $Cd = 2.2$ e uma área de arrasto de $1m^2$ para ambos os veículos.

Apesar de terem sido utilizados nas simulações os parâmetros citados acima, existem ainda diversas definições a serem feitas em relação ao tipo de propelente, equipamentos de hardware e inclusive no software da plataforma SARA. Partindo deste princípio, este trabalho restringe este escopo e aborda as principais metodologias de preparação para o desenvolvimento de um módulo de software de bordo do SARA, o qual encontra-se atualmente nas fases de definição e simulação. De fato, o trabalho de implementação destes algoritmos que futuramente serão embarcados não pode ser realizado a menos que técnicas precisas e confiáveis de simulação sejam estabelecidas. Para tanto, foi utilizada uma ferramenta computacional bastante robusta e confiável para este propósito. O [Capítulo 4](#) ilustra a maneira que o cenário envolvendo os procedimentos de RVD entre o SARA e o veículo alvo foram modelados e simulados. Tentou-se reproduzir computacionalmente o problema no contexto em que no momento da aproximação e *rendezvous*, o veículo alvo ativa seu subsistema de controle para entrar em modos de operação de RVD, mantendo sua atitude e elementos orbitais dentro das especificações nominais. Concomitantemente, o perseguidor SARA também ajusta seus dados para realizar uma série de manobras que resultam em trajetórias de vôo de aproximação ao alvo, também de acordo com especificações e estratégias de controle pré-estabelecidas. Tudo isso obviamente levando em consideração determinadas restrições para que sejam evitadas colisões ou outras possíveis falhas previstas.

4 ANÁLISE E MODELAGEM DO PROBLEMA

O problema de *rendezvous* e *docking* deve ser analisado subdividindo as operações e procedimentos em diversas fases. Estas fases compreendem uma seqüência de passos que são realizados em sua grande maioria pelo veículo perseguidor, enquanto o alvo mantém-se orbitando em órbita circular, mantendo também uma atitude pré-definida enquanto aguarda a chegada do perseguidor. A Figura 4.1 exemplifica estas fases segundo o que foi utilizado pelo satélite experimental japonês ETS-VII (OHKAMI; KAWANO, 2003). É interessante notar que, em todas as fases, existe uma técnica específica apropriada para utilização na navegação, guiagem e controle do perseguidor. A utilização destas técnicas prevê uma determinada precisão na determinação da posição orbital e da atitude de ambos os veículos, dependendo da necessidade e principalmente da distância do perseguidor em relação ao alvo. Além disso, ainda existe uma metodologia de gerenciamento e operação associada a cada uma destas etapas. Isso é importante pelo fato de que estas metodologias podem ser traduzidas em técnicas operacionais implementadas tanto nos softwares de bordo dos veículos quanto nos procedimentos computacionais de solo.

RVD phase	Distance from target	Injection accuracy	Navigation	Guidance and control	System management and operation
(1) Launch	~ 10 ⁴ km	 20 km ← 10 km →	Inertial navigation (existing)	<ul style="list-style-type: none"> Orbital phase adjusting TVC (thrust) vector (control) 	<ul style="list-style-type: none"> Launch window control Range safety (existing)
(2) Orbit transfer	~ 10 km	 1 km ← 2 km →	GPS absolute navigation	<ul style="list-style-type: none"> Targeting lambert guid VIC (velocity increment cut-of) 	Cooperative with ground station
(3) Relative approach	~ 50 km	 100 km ← 30 km →	GPS relative navigation	<ul style="list-style-type: none"> Hill based C-W guid VIC 	Cooperative with ground station via inter-satellite communication
(4) Final approach	10 m ~	 30 km ← 10 km →	RVR relative navigation	<ul style="list-style-type: none"> Reference trajectory guid Target pointing 	In addition to above: CAM abort override
(5) Docking/berthing	~ 0 m	 10 km ← 10 km →	PXS relative navigation	<ul style="list-style-type: none"> Docking axis approach guid Relative 6DOF control 	In addition to above: CAM abort override

Figura 4.1 - Fases dos procedimentos de RVD desde o lançamento até o acoplamento mostrando as tecnologias empregadas em cada uma destas etapas.

Fonte: Ohkami e Kawano (2003)

A figura demonstra que existe uma fase de transferência orbital que o satélite perseguidor deve realizar para que atinja a órbita alvo. Nesta fase podem ser empregadas

técnicas de navegação que utilizam cálculo de trajetória absoluta, ou seja, sem que seja necessária uma referência relativa para orientação do perseguidor, já que é necessária uma precisão da ordem de 1 a 2 km máximos de erro de trajetória. No caso da [Figura 4.1](#), a técnica de navegação utilizada foi navegação absoluta por GPS e a metodologia de guiagem foi do tipo *targeting lambert* e controle do tipo *Velocity Increment Cut-of (VIC)*. A operação nesta fase normalmente é cooperativa com a estação de solo.

Já na fase de aproximação relativa, em que o perseguidor se encontra a uma distância de aproximadamente 50 km do alvo, passa a ser necessária uma técnica de guiamento baseada em um sistema relativo. Este sistema de referência foi proposto inicialmente por [Clohessy e Wiltshire \(1960\)](#) e possui o seu triedro de eixos centrado no centro de massa do veículo alvo. Com isso, pode se fazer uma navegação relativa visando uma aproximação relativa entre os veículos. Nesta fase, além da operação dos satélites em cooperação com o solo, passa a ser necessária também uma linha de comunicação entre os veículos, para que possa haver troca de dados cooperativos entre eles.

Nas fases de aproximação final e *docking* (a partir de 10 m de distância), passa a ser necessário o uso de algum tipo de técnica de radar, por exigir maior precisão no posicionamento relativo entre os veículos. A guiagem e controle ainda é feita com base no equacionamento da dinâmica de C-W ([CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960](#)), porém, nesta fase adota-se uma trajetória de referência para aproximação que leva o perseguidor cautelosamente até o alvo, utilizando controle relativo em 6 graus de liberdade. No que tange ao gerenciamento e procedimentos de operação desta fase, além da mesma filosofia adotada para as fases anteriores ainda é previsto um tipo de manobra evasiva ativada automaticamente a bordo. Esta manobra, denominada *Collision Avoidance Maneuver (CAM)*, é uma manobra de abortamento do processo de acoplamento e tem como propósito exatamente evitar uma colisão iminente entre o perseguidor em trajetória de aproximação final e o veículo alvo. Estas duas fases, bem como as técnicas empregadas em cada uma delas serão analisadas ao longo deste capítulo.

4.1 Manobras de Transferência Orbital

Usualmente, a espaçonave perseguidora é lançada de forma que seu foguete lançador deixe-a em uma órbita coplanar à órbita alvo, ou seja, o perseguidor deve estar contido no plano orbital do alvo. Após algumas manobras do último estágio do

lançador, o veículo perseguidor atinge sua órbita inicial, circular, coplanar à órbita alvo, em uma altitude inferior a este. Para o caso do satélite SARA, foi escolhida uma órbita 100 km abaixo da altitude da órbita alvo, que é de 300 km. A partir deste ponto, é necessária a inserção do perseguidor para uma órbita de transferência elíptica que termine na órbita alvo, momento em que é realizada uma manobra de circularização.

Todavia, existem duas estratégias principais para se efetuar este tipo de manobra de transferência orbital: uma delas é conhecida como “Transferência de Hohmann” e a outra é conhecida como “Transferência Rápida”.

4.1.1 Transferência de Hohmann

Na transferência de Hohmann, o satélite perseguidor sai de sua órbita circular inicial e entra em uma órbita de transferência elíptica, cujo apogeu coincida com um ponto da órbita alvo. Neste ponto, é feita a circularização da órbita para que a espaçonave se estabilize em sua nova órbita, de maior altitude e também circular. A [Figura 4.2](#) descreve os dados referentes às duas órbitas dos veículos do projeto SARA e demonstra a trajetória percorrida pelo perseguidor na Transferência de Hohmann. Para este caso, foram adotados os seguintes valores: $R_1 = 6578,14$ km, $R_2 = 6678,14$ km, $\Delta t = 15$ horas (tempo de lançamento do veículo perseguidor após o alvo, para que chegue ao final da Transferência de Hohmann com um $\Delta x \cong 1500$ km, distância de segurança do alvo suficiente para evitar eventuais colisões).

Para calcular os incrementos de velocidade (ΔV s) necessários para a Transferência de Hohmann, necessita-se saber a velocidade do satélite perseguidor em cada uma das órbitas circulares e também nos ápices (apogeu e perigeu) da órbita de transferência elíptica. As velocidades orbitais nas órbitas inferiores e superiores são dadas pela [Equação 4.1](#):

$$\begin{aligned} V_1 &= \sqrt{\frac{\mu}{R_1}} = 7,784 \text{ km/s} \\ V_2 &= \sqrt{\frac{\mu}{R_2}} = 7,726 \text{ km/s} \end{aligned} \tag{4.1}$$

onde $\mu = 3,986012 \times 10^5$ km³/s² é a constante gravitacional da Terra.

O período orbital pode ser calculado pela [Equação 4.2](#):

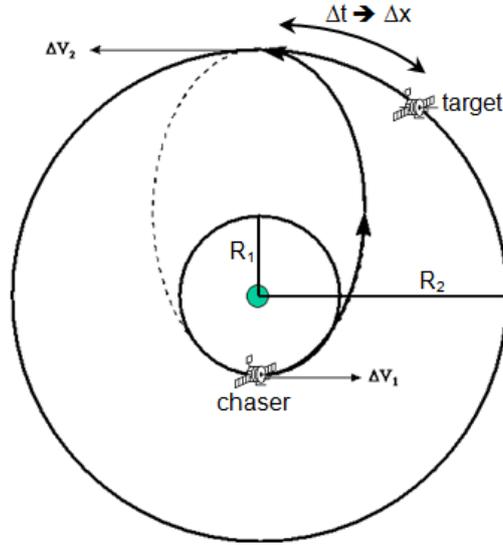


Figura 4.2 - Transferência de Hohmman executada pelo perseguidor para atingir a órbita alvo.

$$T = 2\pi\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} \quad (4.2)$$

onde a é o semi-eixo maior da órbita. Como as órbitas inferior e superior são circulares, pode-se substituir R_1 e R_2 na Equação 4.2, resultando em: $T_1 = 5309$ s e $T_2 = 5431$ s.

A energia da órbita de transferência é dada pela Equação 4.3:

$$\epsilon = \frac{-\mu}{R_1 + R_2} = -30,069 \text{ km}^2/\text{s}^2 \quad (4.3)$$

Para calcular as velocidades no apogeu e no perigeu da órbita de transferência, pode-se utilizar a conhecida Equação da Vis-Viva (HALE, 1994):

$$V = \sqrt{2\left(\epsilon + \frac{\mu}{R}\right)} \quad (4.4)$$

Substituindo os valores de R_1 e R_2 na Equação 4.4, obtém-se as velocidades desejadas: velocidade no perigeu $V_{R_1} = 7,814$ km/s e velocidade no apogeu $V_{R_2} = 7,769$

km/s.

Dessa forma, possui-se agora dados suficientes para calcular os ΔV s:

$$\begin{aligned}\Delta V_1 &= V_{R_1} - V_1 = 0,0293km/s \\ \Delta V_2 &= V_{R_2} - V_2 = -0,029km/s\end{aligned}\tag{4.5}$$

Observa-se na [Equação 4.5](#) que o valor de ΔV_2 é negativo. Isso ocorre porque no apogeu da órbita de transferência, é necessário desacelerar a trajetória para que se possa manter a espaçonave perseguidora na órbita circular externa. Em outras palavras, o impulso necessário para circularizar a órbita de transferência (ΔV_2) é maior que a velocidade do perseguidor no momento do apogeu (V_{R_2}).

Portanto, para se obter o incremento total de velocidade necessário para se realizar a Transferência de Hohmann, é aconselhável primeiramente extrair o módulo de ΔV_2 para depois somá-lo ao ΔV_1 :

$$\Delta V = \Delta V_1 + |\Delta V_2| = 0,0585km/s\tag{4.6}$$

4.1.2 Transferência Rápida

Enquanto a Transferência de Hohmann é a manobra de dois impulsos mais eficiente para se utilizar neste tipo de situação, ela é também a mais lenta. Entre outros fatores, o satélite é colocado para se mover por toda a extensão da órbita de transferência elíptica, incluindo a passagem pelo apogeu, local onde sua velocidade é consideravelmente menor que na porção da órbita mais próxima ao perigeu ([BATE et al., 1971](#)). Em algumas situações, é desejável reduzir o tempo de vôo na órbita de transferência, e este pode ser o caso de uma situação de *rendezvous*, primeiramente devido ao fato de que normalmente existem poucas oportunidades para se interceptar o satélite alvo. Assim, os procedimentos de *rendezvous* devem ser completados dentro desta janela de oportunidade. Existem ainda outras razões para se executar uma transferência orbital com tempo de vôo menor, como por exemplo restrições de visibilidade por estações de solo. Isso é muito comum quando se deseja que a manobra de transferência ou ainda todo o processo de *rendezvous* seja executado durante uma única passagem dos veículos em aproximação sobre o cone de visibilidade da antena de rastreamento em solo. Este procedimento seria necessário caso as equipes de

apoio de solo desejassem monitorar todo o processo enquanto tivessem uma linha de visada constante do seu radar em solo com um ou ambos os veículos durante as manobras.

As principais diferenças entre a Transferência Rápida e a Transferência de Hohmann se devem ao fato de que na primeira, o ΔV_1 , embora aplicado no mesmo ponto, possui uma magnitude muito mais alta que o ΔV_1 aplicado na segunda. Este impulso maior coloca o perseguidor em uma trajetória também mais longa, ou seja, o raio do apogeu da órbita de transferência é maior que o próprio raio da órbita circular externa. No entanto, passa a ser necessário que a trajetória de transferência seja interrompida no momento em que o veículo perseguidor atinge o raio final. Isto será feito através de um segundo impulso que é também maior que aquele realizado pela Transferência de Hohmann. Isso significa que na Transferência Rápida, haverá um consumo de combustível maior que na anterior. A ilustração do perfil da Transferência Rápida é mostrada pela [Figura 4.3](#).

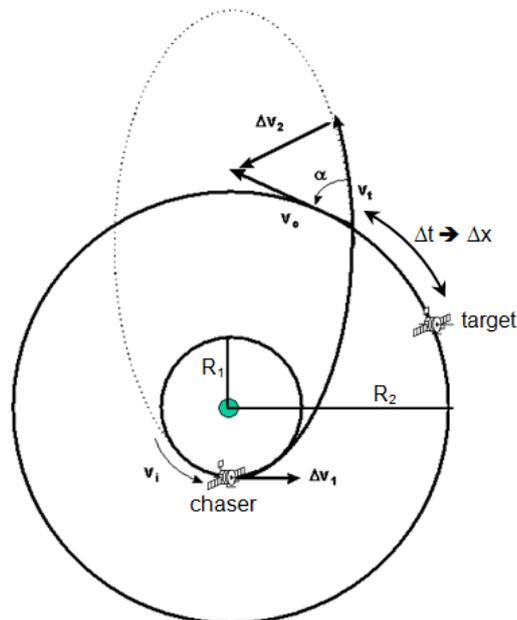


Figura 4.3 - Transferência Rápida executada pelo perseguidor para atingir a órbita alvo.

Para este caso, os valores continuam sendo os mesmos utilizados anteriormente, a saber:

$$\begin{aligned}
R_1 &= 6578,14km \\
R_2 &= 6678,14km \\
\Delta t &= 15horas \\
V_i = V_1 &= 7,784km/s \\
V_o = V_2 &= 7,726km/s
\end{aligned} \tag{4.7}$$

O ΔV necessário para a Transferência Rápida pode ser calculado partindo-se da Lei dos Cossenos, dada pela [Equação 4.9](#) (HALE, 1994):

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_o^2 + V_t^2 - 2V_oV_t \cos \alpha} \tag{4.8}$$

onde V_o é a velocidade da órbita circular externa, V_t é a velocidade da órbita de transferência no ponto em que esta intercepta a órbita externa e α é o ângulo entre V_o e V_t .

A trajetória de transferência pode ser uma parábola ou uma hipérbole ao invés de um elipse, porém, a elipse é a escolha mais usual. Considerando que para este tipo de manobra esteja-se utilizando uma elipse de transferência com um semi-eixo-maior duas vezes maior que aquele utilizado na Transferência de Hohmann, cujo valor era o mesmo do raio da órbita circular externa, 6678,14 km, a energia da órbita de transferência pode então ser calculada:

$$\epsilon = \frac{-\mu}{2a} = -15,034km^2/s^2 \tag{4.9}$$

onde a é o semi-eixo maior.

Pela equação da Vis-Viva, encontram-se as velocidades da órbita de transferência em R_1 e R_2 :

$$\begin{aligned}
V_{R_1} &= \sqrt{2\left(\epsilon + \frac{\mu}{R_1}\right)} = 9,546km/s \\
V_{R_2} &= \sqrt{2\left(\epsilon + \frac{\mu}{R_2}\right)} = 9,450km/s
\end{aligned} \tag{4.10}$$

Como $V_1 = 7,784$ km/s, ΔV_1 pode ser calculado da mesma forma que na Transferência de Hohmann:

$$\Delta V_1 = V_{R_1} - V_1 = 1,761km/s \quad (4.11)$$

Nota-se pela [Equação 4.17](#) que o ΔV_1 é maior na Transferência Rápida que na Transferência de Hohmann, já que na primeira a elipse de transferência possui um maior semi-eixo-maior e, conseqüentemente, uma energia específica também maior que na elipse de Hohmann ([HALE, 1994](#)).

Antes de se aplicar a Lei dos Cossenos para se determinar ΔV_2 , é necessário conhecer o ângulo α entre o vetor velocidade da espaçonave na órbita de transferência e seu vetor velocidade após esta ser transferida para sua órbita circular externa ([Figura 4.3](#)). Para isso, será útil aqui (e para o cálculo do tempo de vôo) obter-se a excentricidade da elipse da Transferência Rápida, bem como a anomalia verdadeira do perseguidor na posição de intersecção entre a trajetória de transferência e a órbita circular externa.

Como já se conhece o raio do perigeu e o semi-eixo-maior da elipse de transferência, pode-se então encontrar sua excentricidade a partir da relação $r_p = a(1 - e)$:

$$e = 1 - \frac{r_p}{a} = 0,5038 \quad (4.12)$$

O *semi-latus-rectum* p da elipse é obtido pela [Equação 4.13](#):

$$p = a(1 - e^2) = 9892,021km \quad (4.13)$$

De posse dos elementos e e p , pode-se agora determinar a anomalia verdadeira em R_2 :

$$\nu_{R_2} = \cos^{-1} \left[\frac{1}{e} \left(\frac{p}{R_2} - 1 \right) \right] = 17,196^\circ \quad (4.14)$$

Dessa forma, o ângulo α entre os vetores \vec{V}_2 e \vec{V}_t é:

$$\alpha = \tan^{-1} \left(\frac{e \sin \nu_{R_2}}{1 + e \cos \nu_{R_2}} \right) = 5,741^\circ \quad (4.15)$$

Portanto,

$$\Delta V_2 = \sqrt{V_2^2 + V_{R_2}^2 - 2V_2V_{R_2}\cos\alpha} = 1,859km/s \quad (4.16)$$

O incremento total de velocidade é obtido então pela [Equação 4.17](#):

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 = 3,621km/s \quad (4.17)$$

4.1.3 Comparação entre a Transferência de Hohmann e a Transferência Rápida

Normalmente, a Transferência Rápida consome mais de 50% em combustível que a Transferência de Hohmann para atingir o mesmo resultado. Porém, esta é também quase duas vezes mais rápida. Como a Transferência de Hohmann se inicia no periéu e termina no apogeu da órbita de transferência elíptica, o tempo de vôo (TV) corresponde exatamente à metade do período da elipse. Utilizando a [Equação 4.2](#), pode-se determinar o TV:

$$TV = \pi \sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 2685s \implies 44,75min \quad (4.18)$$

Para se calcular o tempo de vôo da Transferência Rápida, primeiramente é preciso saber a anomalia excêntrica da órbita elíptica, obtida pela [Equação 4.19](#):

$$E = \cos^{-1} \left(\frac{e + \cos \nu}{1 + e \cos \nu} \right) = 0,173rad \quad (4.19)$$

Aplicando este resultado na Equação de Kepler ([BATE et al., 1971](#)), encontra-se a anomalia média:

$$M = E - e \sin e = 0,086rad \quad (4.20)$$

Finalmente, utiliza-se a anomalia média para calcular o tempo de vôo através da

Equação 4.21:

$$TV = M\sqrt{\frac{a^3}{\mu}} = 208s \cong 3,5min \quad (4.21)$$

Novamente, em comparação com a Transferência de Hohmann (≈ 45 min), esta última é muito mais rápida. Isso ocorre porque o perseguidor percorre aproximadamente metade do caminho entre o perigeu e o apogeu da órbita de transferência. Neste local da órbita (próximo ao perigeu) a velocidade é sempre maior. Além disso, na Transferência Rápida o veículo perseguidor não passa próximo ao apogeu da órbita de transferência, o que acarretaria uma diminuição significativa de velocidade nessa região.

4.2 Análise das Equações de Clohessy-Wiltshire

A metodologia utilizada para o cálculo de guiamento do veículo perseguidor durante as manobras de *rendezvous* foram introduzidas por Clohessy e Wiltshire (1960) e continuam sendo utilizadas até os dias atuais nas missões que dispõem da utilização deste tipo de procedimento. Como o projeto SARA se traduz na primeira tentativa brasileira em se realizar manobras de RVD, as estratégias e técnicas para se executar este tipo de manobra devem ser as mais simples possíveis, tanto nos requisitos de mecanismos, estruturas, sensores, propulsores, hardware e software de bordo. Sendo assim, foi utilizado neste trabalho uma metodologia de modelagem da dinâmica de vôo dos veículos orbitais envolvendo a solução analítica das equações de Clohessy-Wiltshire (C-W), tanto para as análises dos movimentos e especificações de trajetórias quanto para a definição da estratégia de controle.

Clohessy e Wiltshire (1960) definiram um sistema de eixos de referência para utilização em RVD composto da seguinte forma: sua origem é centralizada no centro de massa do veículo alvo para que todas as outras coordenadas sejam representadas em relação a este veículo. Dessa forma, quando o veículo perseguidor estiver na origem do sistema de referência (ao passo de um determinado *offset* deste para que não hajam colisões) ele terá efetivado a manobra de acoplamento. Este sistema de eixos é ilustrado pela Figura 4.4 e, além do seu centro estar contido no satélite alvo e seu plano de referência estar no plano do horizonte local deste veículo, seus eixos possuem a seguinte orientação: eixo X na direção da velocidade orbital, porém com

sentido oposto. Isso facilita o entendimento durante a aproximação do perseguidor no sentido positivo de X . Esta forma de aproximação denominada “aproximação pela V-Bar” é bastante utilizada em missões espaciais devido ao fato de que, quando a espaçonave se aproxima do alvo pela “frente”, ou seja, na direção do vetor velocidade do alvo ($V\text{-Bar}$), ela realiza “saltos” sucessivos na direção do alvo por meio do seu levantamento orbital. Sendo assim, quando sua órbita aumenta, sua velocidade orbital diminui, aumentando assim sua velocidade relativa em relação ao alvo (em órbita inferior, portanto mais rápida). Isso faz com que o perseguidor se aproxime do alvo sucessivamente com baixas velocidades relativas, exigindo também um consumo menor de combustível. O eixo Y é orientado na direção radial, ou seja, na direção do raio da Terra, perpendicular ao plano do horizonte e no sentido positivo do zênite. Esta abordagem também é útil quando se deseja realizar uma aproximação ao alvo através da $R\text{-Bar}$ (vetor com origem no alvo, direção do raio da Terra e sentido para o nadir). O eixo Z completa o sistema dextrógero, orientando-se perpendicularmente ao plano da órbita alvo.

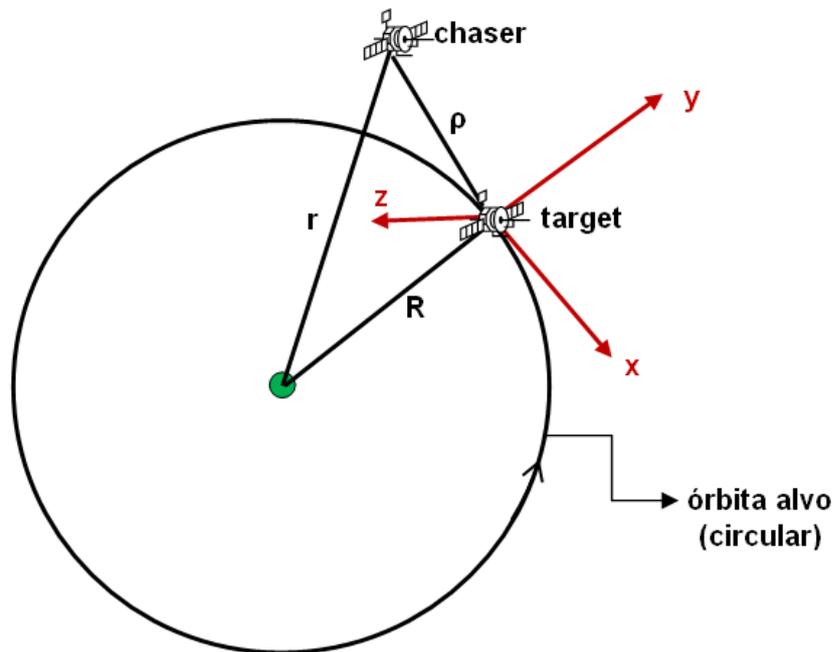


Figura 4.4 - Sistema de referência centralizado no alvo, utilizado em movimento relativo.
 Fonte: Adaptado de Clohessy e Wiltshire (1960)

A velocidade orbital do satélite alvo representado na [Figura 4.4](#) pode ser obtida por:

$$V_{alvo} = \sqrt{\frac{\mu}{R}} \quad (4.22)$$

O satélite perseguidor move-se segundo a equação diferencial do Problema de Dois Corpos, dada por:

$$\ddot{\vec{r}}(t) = -\frac{\mu}{r(t)^3} \cdot \vec{r}(t) \quad (4.23)$$

A taxa orbital do satélite alvo é calculada pela [Equação 4.24](#):

$$\vec{\omega} = \omega_{\hat{z}} \quad (4.24)$$

onde $\omega = \sqrt{\frac{\mu}{R^3}}$

Da [Figura 4.4](#), tem-se que:

$$\vec{r} = \vec{R} + \vec{\rho} \quad (4.25)$$

Generalizando a [Equação 4.23](#) para incluir um termo forçante (devido a propulsão, forças aerodinâmicas, influência de um terceiro corpo, etc), obtém-se:

$$\ddot{\vec{r}}(t) = -\frac{\mu}{r(t)^3} \cdot \vec{r}(t) + \vec{f}(t) \quad (4.26)$$

Substituindo-se a [Equação 4.25](#) na [Equação 4.26](#):

$$\ddot{\vec{r}}(t) + \ddot{\vec{\rho}}(t) = -\frac{\mu}{|\vec{r}(t) + \vec{\rho}(t)|^3} \cdot [\vec{r}(t) + \vec{\rho}(t)] + \vec{f}(t) \quad (4.27)$$

Considerando-se o denominador escalar da [Equação 4.27](#) e omitindo-se a dependência do tempo para abreviar, tem-se:

$$\begin{aligned}
|\vec{R} + \vec{\rho}|^{-3} &= \left([\vec{R} + \vec{\rho}] \cdot [\vec{R} + \vec{\rho}] \right)^{-3/2} \\
&= \left([\vec{R} \cdot \vec{R}] + 2[\vec{R} \cdot \vec{\rho}] + [\vec{\rho} \cdot \vec{\rho}] \right)^{-3/2} \\
&= (1/R^3) \left(1 + \underbrace{\frac{2[\vec{R} \cdot \vec{\rho}]}{R^2} + \frac{[\vec{\rho} \cdot \vec{\rho}]}{R^2}}_{\equiv x} \right)^{-3/2}
\end{aligned} \tag{4.28}$$

Do Teorema Binomial, tem-se que:

$$(1 + x)^\rho = 1 + \rho x + \frac{\rho(\rho - 1)}{2!} x^2 + \dots \tag{4.29}$$

Portanto:

$$\begin{aligned}
r^{-3} &= R^{-3} \left(1 + \frac{2(\vec{R} \cdot \vec{\rho})}{R^2} + \frac{(\vec{\rho} \cdot \vec{\rho})}{R^2} \right)^{-3/2} \\
&= R^{-3} \left(1 - \frac{3}{2} \left[\frac{2(\vec{R} \cdot \vec{\rho})}{R^2} + \frac{\vec{\rho} \cdot \vec{\rho}}{R^2} \right] + \dots \right)
\end{aligned} \tag{4.30}$$

Considerando que $R \gg \rho$, a razão $\rho/R \ll 1$. Dessa forma, pode-se aproximar a Equação 4.30 para um modelo linear (CLIFF, 1998; CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960):

$$r^{-3} = R^{-3} \left(1 - \frac{3[\vec{R} \cdot \vec{\rho}]}{R^2} \right) \tag{4.31}$$

Para o lado esquerdo da Equação 4.27, pode-se utilizar a representação da aceleração inercial como (CLIFF, 1998):

$$\ddot{\vec{\rho}}_i = \ddot{\vec{\rho}}_r + 2(\vec{\omega} \times \dot{\vec{\rho}}_i) + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\rho}) + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{\rho} \tag{4.32}$$

Combinando estes resultados, a Equação 4.27 se torna:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho}_i + \ddot{\rho}_r + 2(\vec{\omega} \times \dot{\rho}_i) + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\rho}) + \dot{\vec{\omega}} \times \vec{\rho} = \\ \frac{-\mu}{R^3} \left[\vec{r} + \vec{\rho} - \frac{3}{R^2} (\vec{R} \cdot \vec{\rho}) \vec{R} \right] + \vec{f} \end{aligned} \quad (4.33)$$

Como o satélite alvo se move em uma órbita Kepleriana, tem-se que $\ddot{\vec{R}}_i = -\frac{\mu}{R^3} \cdot \vec{R}$. Portanto, o modelo torna-se:

$$\begin{aligned} \ddot{\rho}_r + 2\vec{\omega} \times \dot{\rho}_r + \vec{\omega} \times (\vec{\omega} \times \vec{\rho}) = \\ -\frac{\mu}{R^3} \left[\vec{\rho} - \frac{3}{R^2} (\vec{R} \cdot \vec{\rho}) \vec{R} \right] + \vec{f} \end{aligned} \quad (4.34)$$

Da Figura 4.4, pode-se deduzir que:

$$\vec{\omega} = \omega \hat{k} \quad (4.35)$$

$$\vec{R} = R \hat{j} \quad (4.36)$$

$$\vec{\rho} = x \hat{i} + y \hat{j} + z \hat{k} \quad (4.37)$$

Se $\omega^2 = \mu/R^3$, então $\mu = \omega^2 R^3$.

Portanto, substituindo todos esses valores na equação linear vetorial (Equação 4.34), o sistema passa a ser um sistema escalar:

$$\begin{cases} \ddot{x} - 2\omega \dot{y} = f_x \\ \ddot{y} + 2\omega \dot{x} - 3\omega^2 y = f_y \\ \ddot{z} + \omega^2 z = f_z \end{cases} \quad (4.38)$$

4.2.1 Solução das Equações de Clohessy-Wiltshire

Para o caso em que $f_x = f_y = f_z = 0$ (ausência de impulsos), a Equação 4.38 possui solução analítica (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960; KUGA et al., 2005). Nota-se também

pela [Equação 4.38](#) que os movimentos em x e y são acoplados e o movimento em z é desacoplado dos demais. Isso significa que o deslocamento do perseguidor em z ocorre em um plano inclinado que se situa fora do plano x - y , onde se encontra o alvo. Dessa forma, sob o sistema de coordenadas do alvo, o perseguidor aparenta descrever um movimento harmônico simples na direção z , o que explica o formato da [Equação 4.38](#) em z (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960). A solução para este tipo de equação diferencial é bem conhecida na literatura (CLIFF, 1998) e se apresenta sob a forma:

$$z(t) = z_0 \cos(\omega t) + \frac{\dot{z}_0}{\omega} \sin(\omega t) \quad (4.39)$$

O restante das equações da [Equação 4.38](#) devem ser analisadas como um sistema acoplado, e este é um dos casos em que a equação característica possui raízes repetidas. Cliff (1998) aponta esta solução como:

$$\begin{aligned} x(t) &= x_0 + 6y_0 [\omega t - \sin(\omega t)] + \frac{\dot{x}_0}{\omega} [4 \sin(\omega t) - 3\omega t] \\ &+ \frac{2\dot{y}_0}{\omega} [1 - \cos(\omega t)] \end{aligned} \quad (4.40)$$

$$\begin{aligned} y(t) &= y_0 [4 - 3 \cos(\omega t)] - \frac{2\dot{x}_0}{\omega} [1 - \cos(\omega t)] \\ &+ \frac{\dot{y}_0}{\omega} \sin(\omega t) \end{aligned} \quad (4.41)$$

onde $x_0, y_0, z_0, \dot{x}_0, \dot{y}_0, \dot{z}_0$ são respectivamente as distâncias e velocidades relativas iniciais do perseguidor no sistema de referência do alvo.

4.3 Definição da Estratégia de Controle

O objetivo principal da modelagem do problema de *rendezvous* dentro desta abordagem é encontrar as velocidades iniciais \dot{x}_0, \dot{y}_0 e \dot{z}_0 do veículo perseguidor e um tempo t , apropriadamente escolhido de forma tal que, no momento do *rendezvous* possa ocorrer uma interceptação do satélite alvo nas coordenadas $x = y = z = 0$. Nos instantes finais, são aplicadas sucessivas retro-propulsões para reduzir a velocidade relativa do perseguidor em relação ao alvo.

Ignorando o movimento em z por enquanto, as equações para determinação das

velocidades iniciais serão (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960):

$$\frac{\dot{x}_0}{\omega}(t) = \frac{x_0 \sin(\omega t) + y_0 [6\omega t \sin(\omega t) - 14(1 - \cos(\omega t))]}{3\omega t \sin(\omega t) - 8(1 - \cos(\omega t))} \quad (4.42)$$

$$\frac{\dot{y}_0}{\omega}(t) = \frac{2x_0(1 - \cos(\omega t)) + y_0 [4 \sin(\omega t) - 3\omega t \cos(\omega t)]}{3\omega t \sin(\omega t) - 8(1 - \cos(\omega t))} \quad (4.43)$$

O valor de t é selecionado de forma que com uma correção razoavelmente pequena em \dot{z}_0 (que assim como z_0 deve ser muito pequeno), z atinja 0 em um tempo menor que t , assim o movimento pode ser estabilizado nesta direção impulsivamente ao passo em que z tende a 0. A segunda restrição para a escolha de t será tal que a velocidade de aproximação atinja uma média aproximada de 30 m/s.

Na escolha de t , uma restrição adicional deve ser levada em conta: o impulso total necessário para efetuar as manobras de correção e retro-propulsão deve ser menor que o propelente a bordo. Caso contrário, o computador rejeita este valor e seleciona um t maior, que corresponda a uma velocidade de interceptação de aproximadamente 25 m/s e assim sucessivamente, até que se atinja um tempo t razoável. Isso demonstra a necessidade de uma fase de planejamento de manobras a bordo do veículo perseguidor, antes que seja iniciada a seqüência de *rendezvous* propriamente dita. Os valores de \dot{x}_0 e \dot{y}_0 calculados são checados periodicamente com os valores de \dot{x} e \dot{y} (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960).

Possui-se agora dados suficientes para se determinar os parâmetros necessários para as manobras de *rendezvous*. Reescrevendo a Equação 4.40 e a Equação 4.41:

$$x(t) = x_0 + 6 [\omega t - \sin(\omega t)] y_0 + \left[\frac{4 \sin(\omega t)}{\omega} - 3t \right] \dot{x}_0 + \frac{2 [1 - \cos(\omega t)]}{\omega} \dot{y}_0 \quad (4.44)$$

$$y(t) = [4 - 3 \cos(\omega t)] y_0 - \frac{2 [1 - \cos(\omega t)]}{\omega} \dot{x}_0 + \frac{\sin(\omega t)}{\omega} \dot{y}_0 \quad (4.45)$$

Derivando-se a Equação 4.44 e a Equação 4.45, obtém-se:

$$\dot{x}(t) = 6\omega[1 - \cos(\omega t)]y_0 + [4\cos(\omega t) - 3]x_0 + 2\sin(\omega t)y_0 \quad (4.46)$$

$$\dot{y}(t) = 3\omega\sin(\omega t)y_0 - 2\sin(\omega t)x_0 + \cos(\omega t)y_0 \quad (4.47)$$

Dessa forma, para se determinar a velocidade de interceptação, basta utilizar a Equação 4.42 e a Equação 4.43 para obter os componentes de velocidade iniciais da trajetória e substituí-los na Equação 4.46 e na Equação 4.47 respectivamente.

4.3.1 Cálculo do Impulso Total (ΔV)

Nesta abordagem está sendo considerada uma manobra de *rendezvous* que utiliza dois impulsos, um para a injeção para a órbita alvo (ΔV_1) e um para a retropropulsão (ΔV_2) (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960; SPARROW; PRICE, 1968). O primeiro impulso é constituído pelo vetor diferença entre a velocidade inicial necessária (Equação 4.42, Equação 4.43) para atingir a vizinhança do satélite alvo e a velocidade inicial atual do satélite caçador. Sparrow e Price (1968) descreveram uma forma para calcular este impulso. Inicialmente, as posições do alvo e do perseguidor são definidas no sistema inercial em coordenadas polares, bem como sua correspondência com o sistema de referência do alvo:

$$\begin{cases} x = R(\omega_a - \sigma_c) & y = r - R \\ \dot{x} = R(\omega - \dot{\sigma}_c) & \dot{y} = \dot{r} \\ \ddot{x} = -R\ddot{\sigma}_c & \ddot{y} = \ddot{r} \end{cases} \quad (4.48)$$

onde: R é o raio do satélite alvo a partir do centro da Terra
 ω_a é o ângulo entre R e o vetor x inercial (ω é a taxa orbital)
 σ_c é o ângulo entre r e o vetor x inercial

Agora, define-se a magnitude do primeiro impulso em coordenadas polares:

$$\Delta V_1 = \sqrt{[\Delta(r_i\sigma_{c_i})]^2 + [\Delta(\dot{r}_i)]^2} \quad (4.49)$$

onde: r_i é o raio inicial do satélite perseguidor
 σ_{c_i} é o ângulo entre r_i e o vetor x inercial

$\Delta(r_i\dot{\sigma}_{ci})$ é a mudança da velocidade circunferencial do perseguidor

$\Delta(\dot{r}_i)$ é a mudança na velocidade radial do perseguidor

Ou ainda:

$$\begin{aligned}\Delta(r_i\dot{\sigma}_{ci}) &= r_i(\dot{\sigma}_{ci}^* - \dot{\sigma}_{ci}) \\ \Delta(\dot{r}_i) &= \dot{r}_i^* - \dot{r}_i\end{aligned}\tag{4.50}$$

onde: $\dot{\sigma}_{ci}^*$ é a taxa de variação de σ_{ci} necessária para a manobra inicial

$\dot{\sigma}_{ci}$ é a velocidade angular inicial atual do perseguidor

\dot{r}_i^* é a taxa de variação de r_i necessária para a manobra inicial

\dot{r}_i é a velocidade radial inicial atual do caçador

Substituindo a [Equação 4.48](#) na [Equação 4.50](#):

$$\begin{aligned}\Delta(r_i\dot{\sigma}_{ci}) &= r_i\left[\left(\omega - \frac{x_0^*}{R}\right) - \left(\omega - \frac{x_0}{R}\right)\right] \\ &= -\frac{r_i}{R}(x_0^* - x_0) \\ \Delta(\dot{r}_i) &= \dot{y}_0^* - \dot{y}_0\end{aligned}\tag{4.51}$$

onde: x_0^* e y_0^* são obtidos pela [Equação 4.42](#) e pela [Equação 4.43](#) respectivamente

x_0 e y_0 são as velocidades iniciais atuais do perseguidor

Dessa forma, a equação do primeiro impulso se torna:

$$\Delta V_1 = \sqrt{\left[\left(1 + \frac{y_0}{R}\right)(x_0^* - x_0)\right]^2 + (y_0^* - y_0)^2}\tag{4.52}$$

Como a velocidade relativa entre o perseguidor e o alvo deve ser nula ao final do *rendezvous*, o segundo impulso é simplesmente o vetor diferença entre a velocidade nula desejada e a velocidade de interceptação:

$$\Delta V_2 = \sqrt{[\dot{x}(t)]^2 + [\dot{y}(t)]^2}\tag{4.53}$$

onde $\dot{x}(t)$ e $\dot{y}(t)$ são obtidos pela [Equação 4.46](#) e pela [Equação 4.47](#), respectivamente.

Portanto, o impulso total pode ser agora calculado através da soma entre a [Equa-](#)

ção 4.52 e a Equação 4.53:

$$\Delta V = \Delta V_1 + \Delta V_2 \quad (4.54)$$

4.3.2 Análise do Movimento em Z (Fora do Plano)

De posse do tempo t calculado para a manobra inicial, é necessário agora calcular um tempo t' , tal que $t' < t$, para que o movimento em z se anule. Reescrevendo a Equação 4.39 em função de t' , tem-se:

$$z(t') = \cos(\omega t')z_0 + \frac{\sin(\omega t')}{\omega} \dot{z}_0 \quad (4.55)$$

Igualando a Equação 4.55 a zero, encontra-se o impulso necessário para cessar o movimento em z :

$$\frac{\dot{z}_0}{\omega} = -\frac{z_0}{\tan(\omega t')} \quad (4.56)$$

Para anular as tendências de movimento sobre o eixo z é necessário também que o perseguidor atinja $z(t') = 0$ com velocidade nula. Derivando a Equação 4.55 em relação ao tempo, chega-se a:

$$\dot{z}(t') = -\sin(\omega t')z_0 + \cos(\omega t')\dot{z}_0 \quad (4.57)$$

Dessa forma, para encontrar t' basta substituir a Equação 4.56 na Equação 4.57 e resolver para a Equação 4.57 igual a zero.

Sendo assim, a Equação 4.52 deve receber mais um termo referente ao ΔV necessário para anular o movimento inicial em z :

$$\Delta V_z = \sqrt{(\dot{z}_0^* - \dot{z}_0)^2} \quad (4.58)$$

onde: \dot{z}_0^* é calculado pela Equação 4.56

\dot{z}_0 é a componente em z da velocidade inicial atual do satélite caçador

O deslocamento máximo do perseguidor na direção z é dado por (CLOHESSY; WILTSHIRE, 1960):

$$Z_{max} = \sqrt{z_0^2 + (\dot{z}_0/\omega)^2} \quad (4.59)$$

Este valor deverá estar dentro dos parâmetros para que não haja tendências residuais ou oscilações em z . Clohessy e Wiltshire (1960) definem este parâmetro como uma diferença máxima de 2° entre os planos orbitais do caçador e do alvo. A Figura 4.5 ilustra os parâmetros envolvidos no deslocamento na direção z entre os dois planos orbitais. Para fazer a conversão entre o deslocamento linear dado pela Equação 4.59 para o deslocamento angular, utiliza-se a Equação 4.60:

$$\theta_{max} = \frac{Z_{max}}{R} \quad (4.60)$$

onde: Z_{max} é dado pela Equação 4.59

R é o raio orbital do satélite alvo

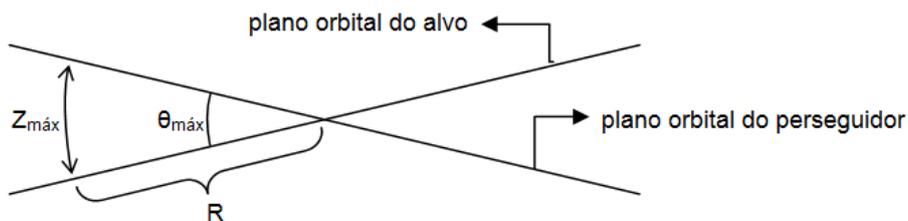


Figura 4.5 - Inclinação entre os planos dos veículos perseguidor e alvo na direção do eixo- z .
Fonte: Adaptado de Clohessy e Wiltshire (1960)

4.3.3 Método para Encontrar o Tempo de Vôo até o Alvo - Algoritmo Corretor Diferencial

Nesta seção será explicado um método para se poder encontrar o parâmetro t , descrito nas seções anteriores. Este parâmetro consiste no tempo de vôo do perseguidor

até o momento em que este intercepta o alvo. Este método funciona da seguinte forma: dada uma função F , em que $y = F(t)$, deve-se encontrar valores de t que satisfaçam um valor determinado de y (resultado). Os algoritmos existentes tipicamente atribuem valores para t , avaliam F para encontrar y e vão ajustando t iterativamente até y convergir para o valor desejado. Existem diversos algoritmos para solucionar este tipo de problema. Será analisado aqui o algoritmo denominado Corretor Diferencial (ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI), 2009). Este mesmo algoritmo encontra-se implementado no módulo Astrogator da suite de aplicativos de software STK (ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI), 2008) e, além de ter sido utilizado em conjunto com a simulação executada neste trabalho, foi ainda implementado na simulação do software de bordo do veículo SARA apresentado aqui.

O Corretor Diferencial (CD) funciona da seguinte forma: dado um conjunto específico de resultados desejados, as condições iniciais e variáveis intermediárias dos controles são perturbadas para satisfazer estes resultados. Este é um mecanismo bastante robusto utilizado pelo módulo STK/Astrogator para lidar com condições de igualdade. O CD trabalha expressando o problema alvo em termos de uma expansão em pseudo-séries de Taylor dos resultados G em função das variáveis v . O problema em questão pode ser representado pela expressão:

$$\begin{aligned} G_1(v_1) &= \vec{G}(\vec{r}, \vec{v}, t) \\ &= G_0 + \left[\sum_{n=1}^{\infty} \frac{1}{n!} \frac{d^n G}{dv^n} \Big|_{v=v_0} (v_1 - v_0)^n \right] \end{aligned} \quad (4.61)$$

onde o termo entre colchetes é a expansão em série de Taylor dos resultados $G(v)$ expandidos em termos de v .

Como não existe uma expressão analítica para a solução de G , uma abordagem alternativa é truncar a expansão em Série de Taylor em um ponto conveniente e avaliar numericamente a equação resultante. Dessa forma, truncando a Equação 4.61 no primeiro derivativo, resta a seguinte equação:

$$G_1(v_1) \approx G_0 + \frac{dG}{dv} (v_1 - v_0) \quad (4.62)$$

A Equação 4.62 pode ser re-arranjada para:

$$\begin{aligned}
G'_1 &= \frac{dG}{dv} = \frac{G_1 - G_0}{v_1 - v_0} \\
\Rightarrow v_1 &\approx v_0 + \frac{G_T - G_0}{G'_1} \\
&= v_0 + (G_T - G_0)[G'_1]^{-1}
\end{aligned} \tag{4.63}$$

onde: G_T é o resultado desejado

v_0 é o valor inicial da variável de controle

v_1 é o valor aproximado do controle que satisfaz G_T

Para encontrar esta aproximação, é necessário perturbar cada variável em certa quantidade Δv e medir a alteração resultante sobre cada objetivo G .

Pelo Teorema Fundamental do Cálculo:

$$G'_1 = \frac{dG}{dv} = \lim_{\Delta v \rightarrow 0} \frac{G(v + \Delta v) - G(v)}{\Delta v} \tag{4.64}$$

Em suma, dado um valor inicial de v , o CD perturba este valor e o utiliza na [Equação 4.64](#) para determinar G'_1 . Depois, G'_1 é utilizado na [Equação 4.63](#) para determinar uma nova estimativa da variável v . Este processo é repetido iterativamente até que o valor de $G_1(v_1)$ caia dentro da tolerância de G definida pelo usuário.

4.3.4 Cálculo do Consumo de Combustível

Utilizando um modelo de motor com empuxo e impulso específicos constantes, a velocidade de exaustão dos gases que saem deste motor pode ser calculada pela [Equação 4.65](#):

$$V_e = Isp \cdot g \tag{4.65}$$

onde: Isp é o impulso específico (impulso por unidade de propelente) em segundos
 g é a aceleração da gravidade na superfície da Terra

Utilizando-se a chamada Equação do Foguete ([Equação 4.66](#)):

$$\Delta V = V_e \ln \left(\frac{m_i}{m_f} \right) \quad (4.66)$$

onde: m_i = massa inicial total do veículo (incluindo o propelente)

m_f = massa final total do veículo

A Equação 4.66 é equivalente a:

$$\frac{m_i}{m_f} = e^{\frac{\Delta V}{V_e}} \quad (4.67)$$

Dado que $m_f = m_i - \Delta m$ e resolvendo para Δm , chega-se à expressão da variação de massa do veículo:

$$\Delta m = m_i \left(1 - e^{-\frac{\Delta V}{V_e}} \right) \quad (4.68)$$

Dessa forma, dado um valor constante de Isp , proveniente das características de projeto do veículo, e conhecendo sua massa inicial, basta utilizar a Equação 4.68 para saber o combustível necessário para executar aquela determinada manobra (ΔV) (SUTTON; BIBLARZ, 2001).

Com base nas equações acima, pode-se também determinar ainda a taxa de variação de massa do motor, através da equação:

$$\dot{m} = \frac{\Delta m}{\Delta t} = \frac{T}{V_e} \quad (4.69)$$

onde: Δm é calculado pela Equação 4.68

T é o empuxo constante do propulsor

V_e é a velocidade de exaustão dos gases (calculada pela Equação 4.65)

Além disso, a partir da Equação 4.69, pode-se ainda calcular o tempo de abertura da válvula do propulsor para a manobra da Equação 4.68, ou seja:

$$\Delta t = \frac{\Delta m}{\dot{m}} \quad (4.70)$$

5 SIMULAÇÕES E RESULTADOS

O problema conforme foi modelado no [Capítulo 4](#) foi simulado em ambiente computacional utilizando-se diversas ferramentas de software integradas, com a finalidade de se obter uma representação o mais fiel possível dos sistemas reais. A necessidade de simular computacionalmente o comportamento de sistemas físicos reais antes de se implementar tarefas associadas ao desenvolvimento de projetos é extremamente importante e atualmente é considerada imprescindível. Neste sentido, o fácil acesso a equipamentos de computação sempre desempenha um papel fundamental na simulação de sistemas de tempo real. Os constantes avanços em tecnologias baseadas em computação, antes vistas como sistemas isolados, podem agora se interconectar para formar um complexo “sistema de sistemas” ([MC FARLANE, 2004](#)). Nessa referência, o autor explica que a simulação não substitui as necessidades fundamentais de atividades reais de treinamento, porém, ela permite ao projetista de sistemas se concentrar em avaliações de verificação e validação conferindo alto valor de confiabilidade ao sistema real, implementando atividades preparatórias que podem ser fielmente representadas em ambientes virtuais. Para tanto, um modelo computacional deve ser definido para representar as entidades simuladas dentro desse ambiente. No contexto deste trabalho, esses modelos se referem às arquiteturas de computador que representam a dinâmica de um sistema espacial em órbita. Para cumprir determinados requisitos, pode ser necessário a utilização de um cluster de computadores, conforme mostrado pela [Figura 5.2](#). Estas arquiteturas de computador são comumente utilizadas em laboratórios de integração e testes de satélites ([DA FONSECA; SANTOS, 2000](#)). As simulações computacionais associadas são processos de reprodução do comportamento de certos tipos de sistemas físicos (sistemas espaciais por exemplo) aproximados por modelos matemáticos.

Neste contexto, a tecnologia de simulação paralela e distribuída possibilita executar rotinas de simulação computacional em sistemas de computadores paralelos e distribuídos, isto é, sistemas compostos de múltiplos computadores interconectados. [Fujimoto \(2000\)](#) comenta que os quatro benefícios primários de se executar um programa de simulação utilizando múltiplos computadores são: tempo de execução reduzido, distribuição geográfica de máquinas e usuários, simuladores integrados que podem ser executados em máquinas de diferentes fabricantes e tolerância a falhas.

5.1 Implementação do Ambiente de Simulação Distribuído

O cenário descrito no [Capítulo 3](#) corresponde exatamente aos propósitos de simulação em tempo real, paralela e distribuídas introduzidos aqui. O presente trabalho pretendeu modelar via computador alguns dos componentes necessários para as operações de RVD inserindo-os em uma arquitetura de software com dois ambientes principais de simulação. Sendo assim, partiu-se dos pré-requisitos de projeto de software definidos para o sistema real a ser implementado no satélite SARA. Além disso, foi feita a definição de uma arquitetura virtual distribuída que permitisse uma representação do cenário de vôo dos dois veículos simultaneamente. Dessa forma, foi possível simular este cenário em um ambiente computacional distribuído.

As metodologias empregadas em simulação paralela e distribuída atualmente oferecem uma arquitetura comum para as entidades simuladas (simuladores), capazes de representar computacionalmente cenários reais complexos e dinâmicos sob ambientes distribuídos. A [Figura 5.1](#) ilustra o modo como a simulação distribuída agrega diversas outras simulações desenvolvidas independentemente e fornece meios para combiná-las de forma a se obter um melhor desempenho aliado a um baixo custo (computacional e físico), sendo possível assim criar um cenário de simulação maior e mais realístico.

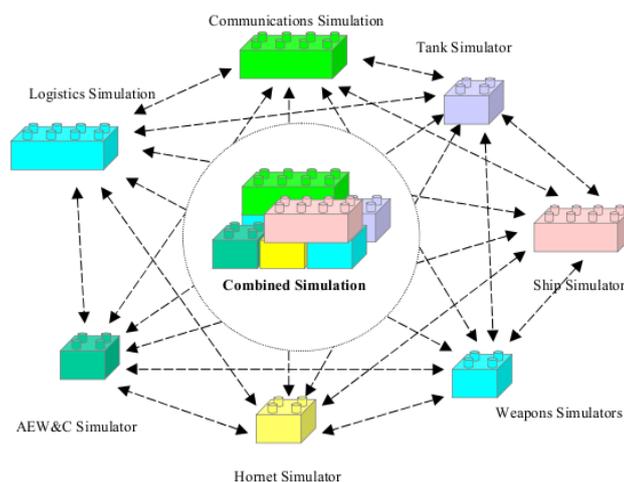


Figura 5.1 - Necessidade de se combinar diversas simulações menores em outras maiores e adaptáveis.

Fonte: MC FARLANE (2004)

Os cenários de simulação foram implementados utilizando-se uma arquitetura de software desenvolvida em um ambiente virtual distribuído de simulação integrada. Este ambiente computacional constitui-se em uma suite de aplicativos de software desenvolvida pela empresa Analytical Graphics, Inc. (AGI) denominada Satellite Tool Kit (ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI), 2010). A versão utilizada para simular as situações levantadas neste trabalho foi o STK v9.1, juntamente com o módulo de análise específica *Astrogator*. O *Astrogator* é um módulo especializado para planejamento interativo de trajetórias e manobras orbitais de veículos espaciais. Este módulo suporta uma série ilimitada de eventos para modelagem e desenvolvimento da trajetória de uma espaçonave, incluindo a simulação de manobras de impulso finito e impulsivo, propagadores de órbita de alta precisão e fidelidade que fornecem modelos customizados de forças perturbativas, modelos de motores e controle de atitude, além da habilidade de oferecer suporte à resolução e otimização de parâmetros. Este módulo trabalha através de uma interface na qual é definida uma seqüência de controle de missão. Esta seqüência é formada por segmentos que fornecem características específicas da trajetória do veículo, como lançamento, manobras, propagação no tempo, etc. Estes segmentos são totalmente configuráveis e podem ser salvos juntamente com os cenários do STK e editados posteriormente conforme a missão prossegue. Durante as operações de vôo, o usuário pode refinar o planejamento das manobras através dos dados gerados em vôo simulado e ajustar os parâmetros do veículo e da trajetória, como calibração do motor ou definição da órbita inicial, para gerar uma nova seqüência de acionamento dos propulsores em certos períodos de tempo visando a geração de comandos de controle. Tudo isso gera também uma saída visual, através da representação em 3-D da missão espacial, que pode simular desde órbitas baixas terrestres (LEO) até trajetórias interplanetárias.

A Figura 5.2 ilustra o cenário geral de comunicação entre o SARA (perseguidor) e o veículo alvo no momento das operações de RVD.

O procedimento representado na figura adota uma política de tempo quase-real, pois as rotinas que são executadas no ambiente de controle e monitoramento possuem total controle sobre os parâmetros temporais do ambiente STK. Dessa forma, pode-se fazer com que o tempo passe a cada intervalo pré-definido e todos os algoritmos envolvidos no procedimento são executados neste exato instante de tempo, até que todos os resultados esperados apareçam e o ambiente de controle possa então informar ao ambiente virtual que atualize o seu instante de tempo para uma unidade

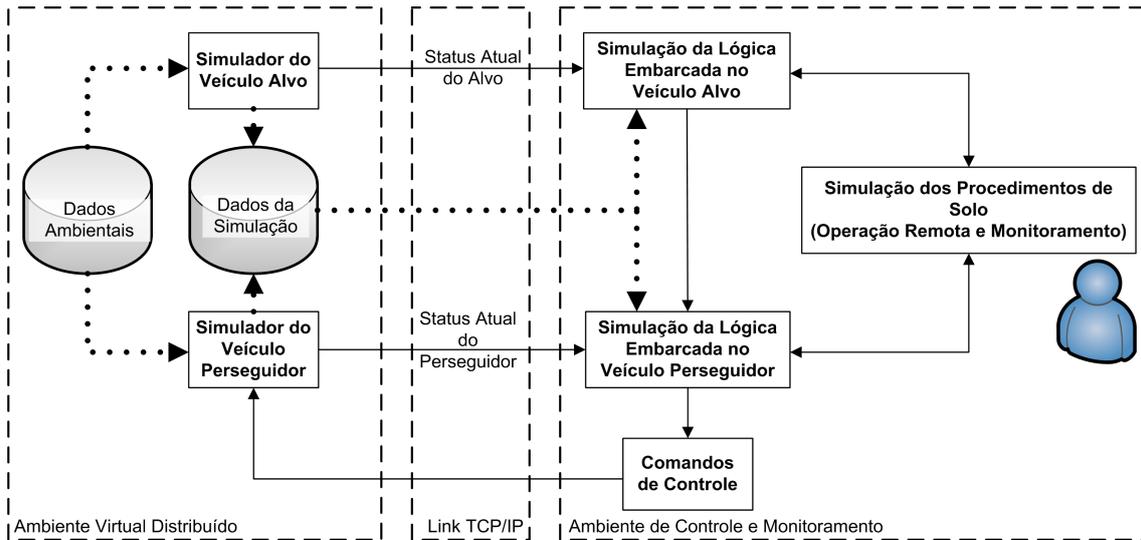


Figura 5.2 - Cenário de simulação indicando o fluxo de dados entre os veículos executando as manobras de RVD.

temporal acima.

5.2 Implementação dos Algoritmos Embarcados no Ambiente de Simulação

As rotinas implementadas no ambiente de controle e monitoramento foram desenvolvidas utilizando-se a plataforma MATLAB da Mathworks (MATHWORKS, 2009). A opção por se utilizar uma ferramenta usual de engenharia neste caso se deu pela sua facilidade de implementação dos procedimentos envolvidos na lógica de controle de RVD presentes em cada veículo. Além disso, esta ferramenta proporciona um meio comum de comunicação com o ambiente STK, que funciona carregando bibliotecas específicas pré-desenvolvidas que instanciam métodos de passagem de comandos STK utilizando o plugin *Connect* da AGI.

A simulação da lógica embarcada no veículo alvo é responsável por adquirir os dados de status do simulador do alvo e enviá-los ao perseguidor. Este processo simula uma comunicação via *datalink* espacial, absolutamente necessária em operações de RVD cooperativas. Além disso, esta rotina (ou *thread*) também é responsável por manter o controle de atitude do veículo alvo dentro das especificações para que o acoplamento ocorra sem maiores riscos. Estes dados de atitude, bem como outros parâmetros orbitais do alvo também são enviados ao veículo perseguidor a fim de que este último possa tomar providências quando algum desses parâmetros divergir

acima da tolerância especificada. A providência mais crítica ocorre no momento da aproximação final (abaixo de 10 m de distância do alvo), quando algum parâmetro sai das especificações e uma manobra do tipo CAM (*Collision Avoidance Maneuver*) deve ser acionada para se evitar uma colisão iminente. Os procedimentos do veículo alvo encontram-se ilustrados pelo diagrama de atividades da [Figura 5.3](#)

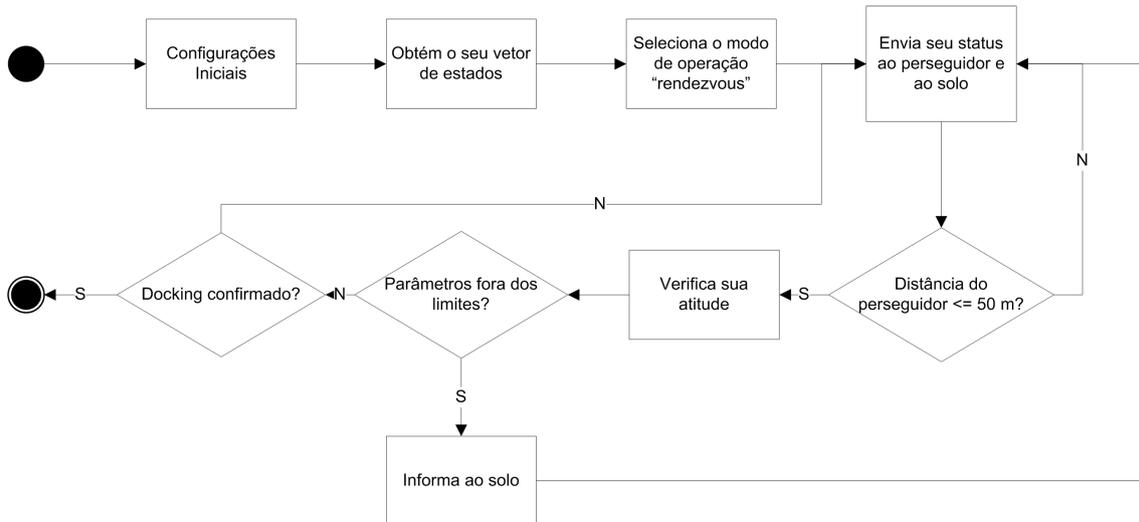


Figura 5.3 - Procedimentos principais da lógica embarcada no veículo alvo.

A simulação da lógica embarcada no veículo perseguidor concentra as rotinas mais complexas do procedimento, em razão da maior parte do processamento ser realizado neste veículo. Estas rotinas são responsáveis pela execução do planejamento das manobras de *rendezvous* a bordo, cálculo do combustível a ser utilizado pelas manobras, além de prover guiagem e controle autônomos. Esta rotina recebe o status do veículo alvo e compara com o seu vetor de estados atuais. Caso haja divergência nos valores, significa que houve algum problema com o *datalink* ou então com um dos computadores de bordo. Nas simulações realizadas, levou-se em consideração o fato de que em nenhum dos cenários simulados haviam restrições de comunicação neste *datalink*. Portanto, caso os dados recebidos estiverem coerentes, o perseguidor realiza os cálculos internos baseados nas equações do movimento relativo descritas na [Seção 4.2](#) e calcula as velocidades iniciais necessárias para levá-lo até a interceptação com o alvo. Estas rotinas calculam também as velocidades finais de interceptação e fazem uma comparação entre estes resultados. Caso estejam acima de uma tolerância pré-definida, comandos de controle são gerados e enviados ao simulador do veículo

vetor velocidade da manobra. Abaixo de 50 m de distância do alvo, o software de bordo do veículo perseguidor ativa seu modo de controle de atitude, cujo objetivo é receber os dados de atitude do alvo (parâmetros de posição e velocidades angulares fixos no sistema de referência inercial) e ajustar os seus próprios parâmetros para que se auto-sincronizem com os dados de atitude do alvo. A partir deste momento, o perseguidor também passará a manter seus movimentos de atitude modelados de forma fixa no sistema inercial. Para isso, o veículo irá chavear seu controle de manobras para seus propulsores de menor empuxo, exclusivos para controle de atitude, retro-propulsão e guiamento de baixo ganho.

Tanto as rotinas embarcadas no veículo alvo quanto no perseguidor também enviam seus status e modos de operação para o procedimento de solo afim de que este realize as tarefas de monitoramento. Além disso, este procedimento é responsável por enviar os “telecomandos” aos veículos de forma que estes possam realizar determinadas ações com base naquilo que for comandado pelo usuário operador no solo. Este procedimento simulador de uma estação terrena também é utilizado nesta arquitetura como uma interface entre o operador e o ambiente remoto de simulação. Através destas rotinas de interface, o usuário pode ter o controle total dos elementos de simulação, podendo a qualquer momento iniciar, pausar ou reiniciar o cenário, por exemplo. A [Figura 5.5](#) ilustra estes procedimentos executados em solo.

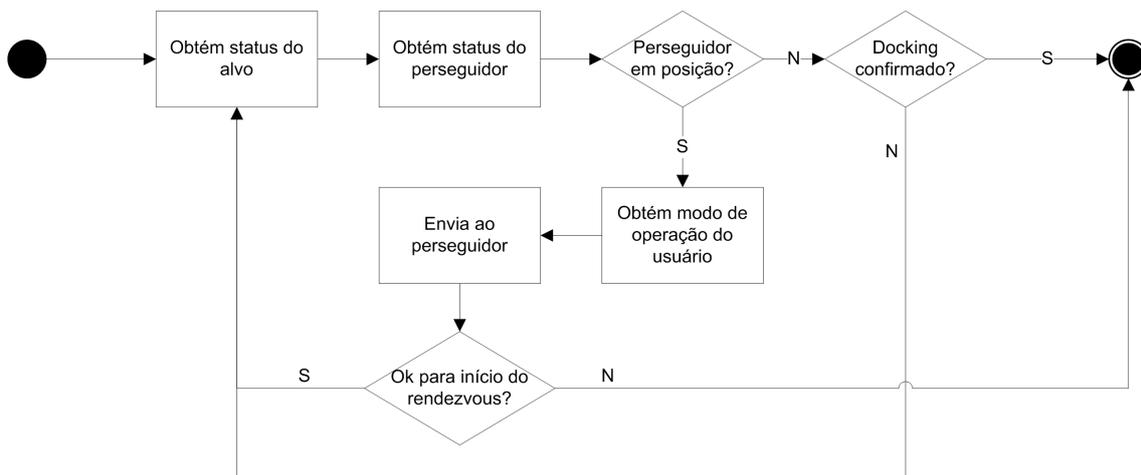


Figura 5.5 - Procedimentos principais da lógica embarcada na estação de solo.

De maneira geral, a seqüência de simulação representada na [Figura 5.2](#) é executada

da seguinte forma:

- a) O ambiente virtual distribuído é iniciado e o cenário específico de simulação é carregado;
- b) Inicia-se a execução do cenário dentro do ambiente STK para que o veículo perseguidor possa se posicionar adequadamente para o início do *rendezvous*, ou seja, realizar o lançamento, injeção em órbita, órbita inicial, transferência orbital, circularização para a órbita alvo e entrar na posição estacionária a 200 km do alvo, aguardando o início do *rendezvous*. Durante esta fase, os procedimentos de RVD embarcados em ambos os veículos ainda encontram-se desligados. Já o procedimento de solo já pode ser inicializado para acompanhar o reporte dos modos de operação que estão sendo acionados pelo perseguidor, bem como realizar o monitoramento do status dos dois veículos;
- c) Uma vez que o veículo perseguidor encontra-se no ponto estacionário a 200 km do alvo, o software de bordo do alvo é iniciado e já começa a enviar seus dados de status para o perseguidor. Esta etapa simula o início do funcionamento do *datalink* espacial entre os veículos em órbita;
- d) Assim que o software embarcado no perseguidor detecta o funcionamento do *datalink*, ele é iniciado, realiza alguns testes e checagens, entra em modo de operação assistido e inicia a execução do planejamento das manobras;
- e) Ao final do planejamento de *rendezvous*, é informado ao usuário através da interface de solo que o perseguidor está pronto para iniciar o procedimento. Ele mostra na tela o resultado da fase de planejamento, indica os ΔV s que serão comandados aos seus propulsores e pede a confirmação do usuário;
- f) Quando as rotinas a bordo do perseguidor recebem a confirmação para início das manobras, são iniciadas sucessivas comunicações com a simulação em execução no STK e o algoritmo representado pela [Figura 5.4](#) passa a ser executado até que uma das duas situações ocorra: uma manobra CAM seja ativada pelo sistema de controle do perseguidor ou proveniente da estação de solo aborte o processo ou então o acoplamento (*docking*) se confirme. Esta confirmação ocorre quando o

perseguidor está a menos de 2 m do alvo a uma velocidade de aproximação menor ou igual a 0,6 m/s. Durante toda esta fase, é possível acompanhar visualmente a evolução e execução da simulação em 3-D pelo ambiente STK.

Os algoritmos inerentes às entidades representadas neste cenário conseguem dessa forma serem capazes de prover guiagem, navegação e controle autônomos, além de permitirem a comunicação entre os dois veículos e com o solo durante a aproximação simulada. Dessa maneira, os resultados dessa simulação poderão contribuir para o desenvolvimento de um protótipo do software embarcado a ser implementado nos subsistemas de bordo responsáveis pela execução das manobras de RVD da plataforma orbital recuperável SARA.

A arquitetura de simulação distribuída adotada aqui possui diversas vantagens como o fato de não ser complicada de ser instalada sobre uma infraestrutura já existente, exigindo somente uma rede de dados que comporte a largura de banda e latência necessárias. Se a simulação puder ser executada efetivamente sobre este ambiente virtual, se tornará mais simples transportar o sistema validado para uma plataforma real de testes incluindo sistemas operacionais de tempo real com suporte a aplicações paralelas e distribuídas executando em ambiente de memória compartilhada, modelos físicos de sensores e atuadores com ligações suscetíveis a ruídos (*hardware-in-the-loop*, além de outras características inerentes a sistemas físicos de engenharia. Dessa forma, restaria apenas após a verificação dos algoritmos em simuladores físicos a realização do embarque de toda a lógica desenvolvida e testada para um conjunto de hardware micro-controlador. Neste sistema físico residiriam as aplicações futuras do AOCS dos veículos do Projeto SARA, gerenciados pelos seus computadores e sistemas de bordo.

5.3 Cenários de Simulação

O primeiro fator a ser levantado no momento da análise do problema de *rendezvous* simulado neste trabalho, foi a respeito da escolha de qual manobra de transferência orbital executar. Como demonstrado pela [Seção 4.1](#), a Transferência de Hohmann consome menos combustível, porém é muito mais lenta que a Transferência Rápida. Acima de tudo, neste cenário haviam as restrições de visibilidade da estação de rastreamento de satélites. Este fato foi levado em consideração para os dois cenários de simulação de transferências orbitais e os resultados são apresentados na [Seção 5.4](#).

Para se testar os algoritmos apresentados na [Seção 5.2](#) foram desenvolvidos três cenários de simulação dentro do ambiente distribuído. Estes cenários bem como suas características são descritos a seguir.

5.3.1 Cenário Completo de Referência - Implementado via STK/Astrogator

O primeiro cenário foi simulado sem o apoio do ambiente de controle e monitoramento, ou seja, foi executado somente pelo ambiente virtual implementado dentro do STK/Astrogator. Neste cenário, foram simulados todos os segmentos da trajetória dos veículos desde a órbita inicial do perseguidor até o acoplamento. Neste caso foram incluídos diversos pontos estacionários sobre a órbita alvo a fim de se estabelecer um critério de segurança para as distâncias relativas durante a fase de aproximação do perseguidor. Estes pontos estacionários foram estabelecidos obedecendo às seguintes distâncias relativas do alvo: $1200km$, $500km$, $400km$, $200km$, $50km$, $10km$, $2km$, $600m$, $150m$, $50m$, $10m$. Após o ponto em 10 m o perseguidor realiza uma última manobra para uma distância de 2 m do alvo. Neste ponto o mecanismo de acoplamento instalado no perseguidor já poderá ser ativado, trazendo o veículo alvo para sua porta de *docking*. Os pontos estacionários estão representados pelas órbitas amarelas circulares da [Figura 5.6](#). O tempo que o perseguidor permanecia sobre cada ponto estacionário era determinado de acordo com as passagens sobre a estação terrena de rastreamento de satélites do INPE em Alcântara, MA. Dessa forma, quando as condições permitiam, o satélite SARA somente iniciava a manobra de salto após estar completamente visível pela estação de Alcântara. Isso facilita o monitoramento das manobras e foi implementado pois o STK realiza estes cálculos muito rapidamente e com muita eficiência. O tempo total de vôo do perseguidor, desde sua órbita inicial até o acoplamento foi de aproximadamente 2 dias e 5 horas.

Este cenário foi desenvolvido também utilizando-se segmentos do tipo *Targeter* dentro da seqüência de controle de missão do Astrogator. Em comparação com uma situação real, de posse dos dados orbitais das espaçonaves em procedimento de RVD, esta simulação poderia ocorrer nas instalações de solo, já que é onde se encontra instalada a maior parte dos recursos computacionais mais sofisticados, capazes de gerar resultados precisos através de modelos matemáticos, exatamente o que faz o software STK/Astrogator. Com isso, seria possível se ter um planejamento de manobras bastante confiável. Este cenário também foi utilizado como um cenário de

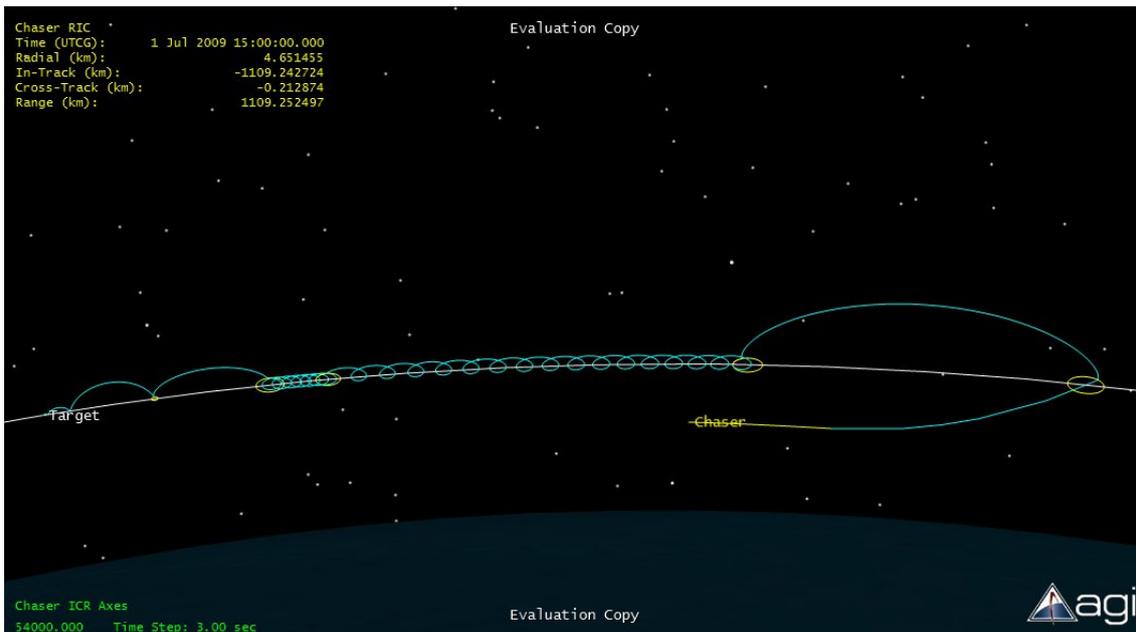


Figura 5.6 - Perfil de aproximação e acoplamento do veículo perseguidor com o alvo simulado no ambiente STK.

referência teórica para os outros dois, já que esta era a forma mais precisa disponível para uma modelagem robusta que gerou como saída uma trajetória de referência de boa qualidade para alimentar os modelos de guiagem e navegação.

5.3.2 Cenário de Rendezvous com 3 Manobras - Implementado no Ambiente Completo

Este cenário de simulação foi desenvolvido já no ambiente completo de simulação, isto é, foi implementado tanto no ambiente virtual distribuído quanto no ambiente de controle e monitoramento, com ambos se comunicando via TCP/IP. As características principais deste cenário foram estabelecidas visando principalmente testar a eficiência dos algoritmos embarcados na lógica de controle e navegação. Neste caso, o perseguidor inicia a simulação a uma distância de 200 km do alvo, realiza o planejamento das manobras de *rendezvous* através dos algoritmos a bordo, como o Corretor Diferencial (Subseção 4.3.3) implementado em MATLAB por exemplo e executa as manobras com base em sua própria lógica de controle. Numa situação destas, o apoio de solo para a navegação é mínimo, apenas utilizado para monitoramento, telecomandos para ativação/desativação de subsistemas e comandos de abortamento do procedimento.

No caso deste cenário, o sistema de software de bordo dos veículos deveriam se comunicar adequadamente, bem como obter e enviar dados para a simulação no ambiente distribuído, a fim de realizar uma trajetória de aproximação com 3 impulsos: o primeiro a 200 km de distância do alvo, o segundo acionando os retrofoguetes a 600 m para redução da velocidade relativa e o terceiro na iminência do acoplamento, a 3 segundos do contato, momento em que a velocidade de aproximação deve ser reduzida a 0,6 m/s, assim como previsto pela Figura 5.4.

Para este caso, a simulação ocorre interativamente entre o software de bordo e o ambiente virtual. Isto é, no momento em que a diferença entre o resultado das velocidades iniciais necessárias para interceptação e o resultado das velocidades finais ficam fora dos limites, um comando de controle é enviado ao STK para que o Astrogator adicione uma manobra na sua seqüência de controle de missão. O software de bordo do perseguidor também gerencia o controle de tempo da simulação para que os propagadores orbitais se ajustem à nova manobra inserida. Como o processo é todo interativo, pode-se acompanhá-lo visualmente na janela 3-D do STK em tempo quase-real. Pela Figura 5.7 é possível perceber a mudança de trajetória na direção y provocada por uma sucessão de manobras enviadas pelo software de bordo do perseguidor durante o percurso deste em direção ao alvo.

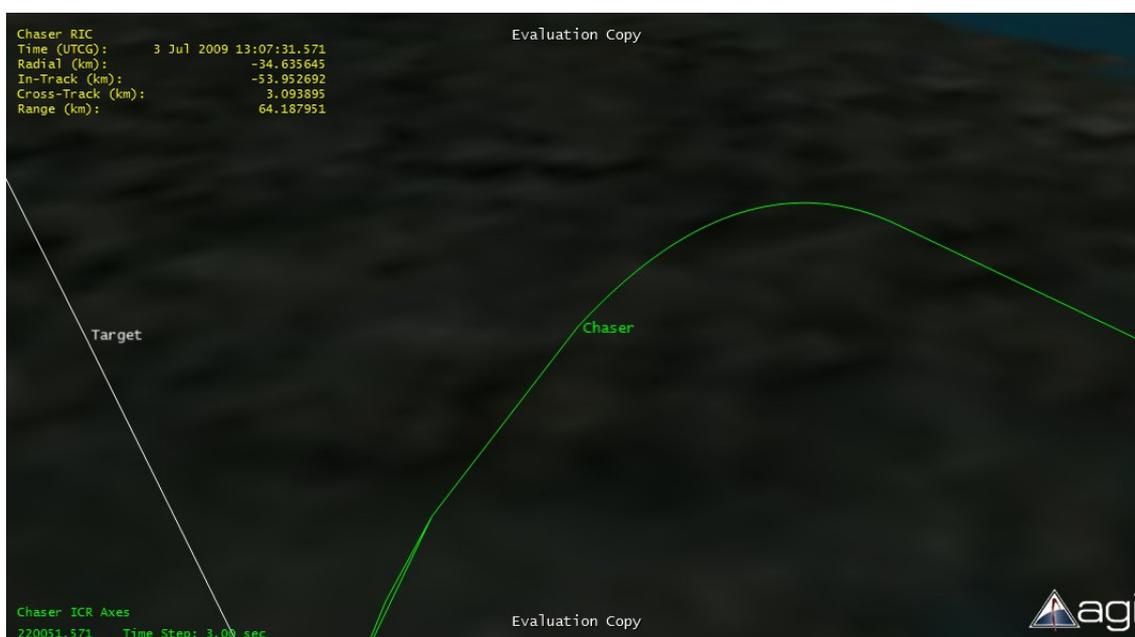


Figura 5.7 - Correção intermediária de trajetória comandada pelo software de bordo do perseguidor em direção ao veículo alvo.

5.3.3 Cenário Completo Controlado pelo Ambiente Remoto

Uma outra situação envolvendo o problema de simulação computacionalmente híbrida (implementada em dois ambientes de software diferentes) foi levantada e implementada neste terceiro cenário. Nesta simulação, o perseguidor foi iniciado a 200 km do alvo e o software de bordo deste veículo agora obtém o máximo apoio dos recursos de solo para o planejamento e execução das manobras. Em outras palavras, o procedimento de cálculo dos parâmetros de controle são agora realizados pelo *Targeter* do Astrogator, porém são solicitados ao STK pelo software embarcado no perseguidor. Isso simula uma situação em que o veículo em órbita possui total suporte dos recursos de solo para cálculo e planejamento de trajetória.

Neste cenário foram inseridos todos os pontos estacionários a partir de 200 km, a saber: em 50km, 10km, 2km, 600m, 150m, 50m, 10m. Assim como no primeiro, a última manobra se constitui no impulso para a aproximação final, levando o perseguidor para uma distância de 2m do alvo visando o acoplamento. Em cada ponto estacionário, o software de bordo envia um comando remoto para que o STK/Astrogator recalcule a nova trajetória até o próximo ponto estacionário. O resultado deste cálculo é recebido como os parâmetros de controle que a manobra deve realizar. Estes parâmetros são setados para aquela manobra já prevista e inserida previamente na seqüência de controle de missão do Astrogator e assim sucessivamente para todas as outras manobras. Uma vez calculados e setados todos estes parâmetros, é enviado um novo comando para que a simulação inicie e passe a adotar os valores já calculados. A [Figura 5.8](#) ilustra o momento do acoplamento entre o perseguidor e o alvo resultado deste cenário de simulação.

5.4 Resultados

Os resultados das simulações descritas previamente foram separados para cada cenário testado. Primeiramente, foram avaliados os dois tipos de transferências orbitais possíveis entre duas órbitas circulares. Os valores encontram-se abaixo.

5.4.1 Transferência de Hohmann

As simulações para a Transferência de Hohmann foram realizadas pelo STK/Astrogator versão 8.1.3 (ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI), 2008) e seus resultados foram comparados com os obtidos na [Subseção 4.1.1](#). O propagador orbital utilizado foi o *Earth Full RKF*. Este propagador disponível no STK/Astrogator

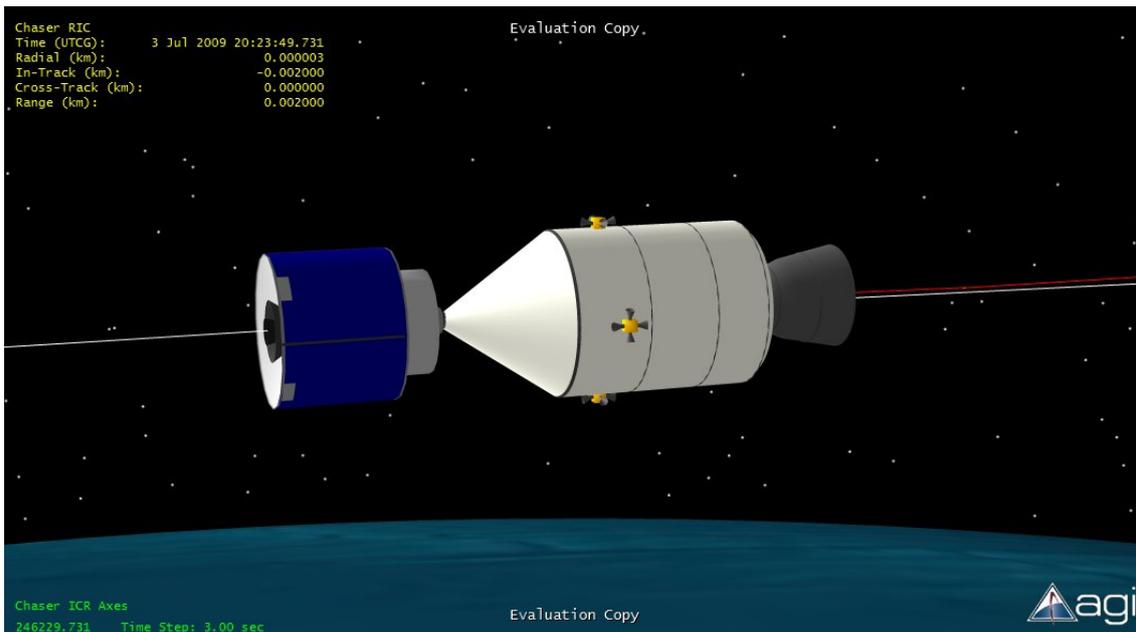


Figura 5.8 - Momento do acoplamento entre o SARA e o segmento orbital alvo no cenário de simulação controlado e configurado pelo ambiente remoto (estação de solo).

possui um integrador numérico do tipo Runge-Kutta-Fehlberg de 7^a ordem com controle de erros de 8^a ordem. Além disso, ele inclui um modelo de geopotencial do tipo JGM2, um modelo Jacchia-Roberts de arrasto atmosférico, um modelo esférico de pressão de radiação solar, além de perturbações devidas a influência do Sol e da Lua. As restrições impostas ao *Targeter* para o cálculo do ΔV_1 foram:

- Deslocamento no eixo z do sistema C-W = 0 km;
- Raio do Apogeu = 6678,14 km.

Já as restrições impostas para o cálculo do ΔV_2 foram:

- Taxa de deslocamento no eixo z do sistema C-W = 0 km/s;
- Excentricidade = 0;
- Excentricidade relativa em relação ao alvo = 0;
- Semi-eixo-maior relativo ao alvo = 0 km.

Os valores dos resultados, considerando o controle somente no eixo X foram:

$$\Delta V_1 = 0,0265746km/s \quad (5.1)$$

$$\Delta V_2 = 0,0363505km/s \quad (5.2)$$

$$\Delta V = 0,0629251km/s \quad (5.3)$$

$$TV \cong 48min \quad (5.4)$$

Os valores considerando o controle nos três eixos foram:

$$\Delta V_{1_x} = 0,0264312km/s \quad (5.5)$$

$$\Delta V_{1_y} = 1,69152 \times 10^{-7}km/s \quad (5.6)$$

$$\Delta V_{1_z} = -0,00350816km/s \quad (5.7)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\Delta V_{1_x}^2 + \Delta V_{1_y}^2 + \Delta V_{1_z}^2} = 0,026663km/s \quad (5.8)$$

$$\Delta V_{2_x} = 0,0365849km/s \quad (5.9)$$

$$\Delta V_{2_y} = 4,45224 \times 10^{-6}km/s \quad (5.10)$$

$$\Delta V_{2_z} = -0,0119432km/s \quad (5.11)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\Delta V_{2_x}^2 + \Delta V_{2_y}^2 + \Delta V_{2_z}^2} = 0,038485km/s \quad (5.12)$$

$$\Delta V = 0,065148km/s \quad (5.13)$$

$$TV \cong 48min \quad (5.14)$$

Após comparar os valores obtidos pelo STK/Astrogator com o cálculo analítico realizado na [Subseção 4.1.1](#), observou-se, como era de se esperar, que os valores não divergiram muito uns dos outros. A [Figura 5.9](#) ilustra o procedimento observado a

partir do ponto de vista da horizontal local do satélite alvo.

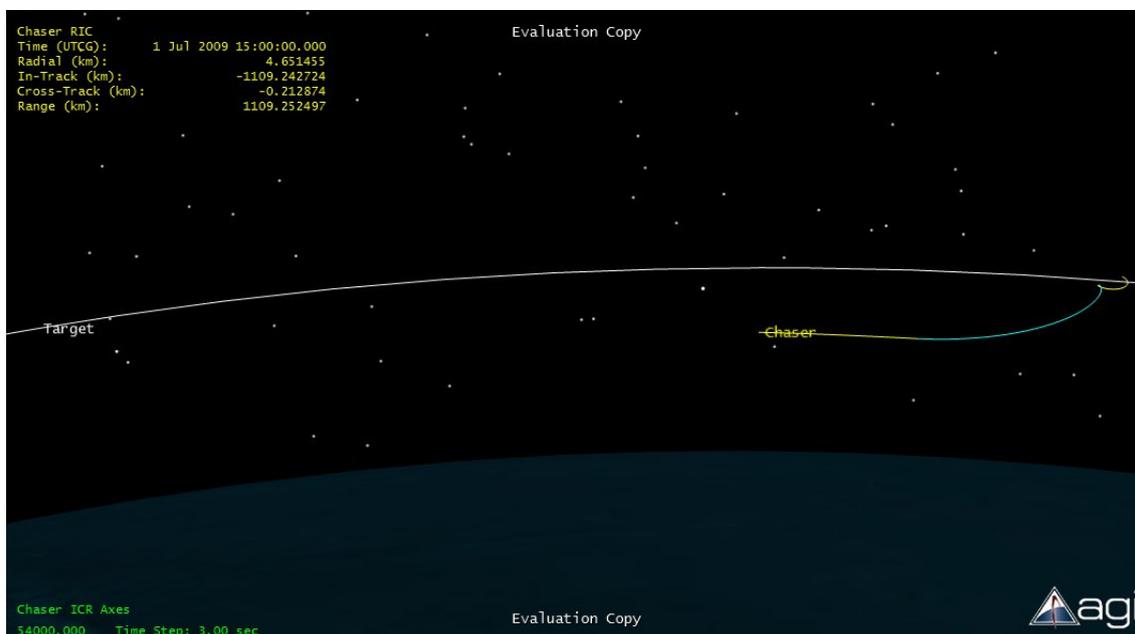


Figura 5.9 - Manobra de Transferência de Hohmann executada pelo perseguidor do ponto de vista da horizontal local do alvo.

5.4.2 Transferência Rápida

As simulações para a Transferência Rápida foram implementadas sob o mesmo ambiente da Transferência de Hohmann, utilizando-se as mesmas configurações. As restrições impostas ao *Targeter* para o cálculo do ΔV_1 foram:

- Deslocamento no eixo z do sistema C-W = 0 km;
- Raio do Apogeu = $2(R_1 + R_2) - R_1 = 19934,42$ km.

Já as restrições impostas para o cálculo do ΔV_2 foram:

- Taxa de deslocamento no eixo z do sistema C-W = 0 km/s;
- Excentricidade = 0;
- Ângulo de vôo = 0° ;

- Excentricidade relativa em relação ao alvo = 0.

Os valores dos resultados, considerando o controle somente nos eixos X e Y foram:

$$\Delta V_1 = 1,75927km/s \quad (5.15)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{(-1,65749)^2 + (-1,04285)^2} \quad (5.16)$$

$$= 1,95827km/s \quad (5.17)$$

$$\Delta V = 3,71754km/s \quad (5.18)$$

$$TV \cong 4min \quad (5.19)$$

Os valores considerando o controle nos três eixos foram:

$$\Delta V_{1x} = 1,75887km/s \quad (5.20)$$

$$\Delta V_{1y} = -8,53777 \times 10^{-5}km/s \quad (5.21)$$

$$\Delta V_{1z} = -0,0730951km/s \quad (5.22)$$

$$\Delta V_1 = \sqrt{\Delta V_{1x}^2 + \Delta V_{1y}^2 + \Delta V_{1z}^2} = 1,76039km/s \quad (5.23)$$

$$\Delta V_{2x} = -1,65688km/s \quad (5.24)$$

$$\Delta V_{2y} = 5,32232 \times 10^{-5}km/s \quad (5.25)$$

$$\Delta V_{2z} = -1,04679km/s \quad (5.26)$$

$$\Delta V_2 = \sqrt{\Delta V_{2x}^2 + \Delta V_{2y}^2 + \Delta V_{2z}^2} = 1,95985km/s \quad (5.27)$$

$$\Delta V = 3,72024km/s \quad (5.28)$$

$$TV \cong 4min \quad (5.29)$$

Assim como na Transferência de Hohmann, os resultados da simulação numérica para a Transferência Rápida foram bastante próximos daqueles encontrados pelos cálculos analíticos da [Subseção 4.1.1](#).

Como já era previsto pelos cálculos analíticos, apesar da Transferência de Hohmann ter consumido uma quantidade muito menor de combustível, ela se realizou em um período de tempo muito maior que a Transferência Rápida. Nesta última, o tempo de vôo durante a transferência orbital facilita esta ser acompanhada por uma estação de solo. Para verificar a validade desta informação, foi introduzida na simulação a estação de rastreamento de satélites do INPE em Alcântara e o acesso ao satélite SARA (perseguidor) foi calculado pelo STK durante a manobra. De fato, devido a localização de Alcântara e a órbita equatorial dos veículos, a manobra de Transferência Rápida pôde ser acompanhada por esta estação durante todo seu percurso. Quanto ao consumo de combustível, o veículo SARA se resume basicamente a um veículo de transporte de cargas úteis e seu tempo total de vôo é muito pequeno quando comparado a um satélite comum. Sendo assim, ele deve possuir combustível suficiente para todas as suas manobras, já planejadas e calculadas a priori. Portanto, os resultados demonstram que a Transferência Rápida é realmente a melhor opção para o projeto SARA. A [Figura 5.10](#) ilustra esta passagem do SARA sobre Alcântara durante a transferência orbital (trajetória em azul) procedimento observado a partir do ponto de vista da horizontal local do satélite alvo.

5.4.3 Cenário Completo de Referência

Os resultados para o cenário de simulação completo de referência foram bastante satisfatórios e cumpriram os objetivos de acoplamento conforme foi planejado. A precisão no deslocamento relativo em relação ao alvo no instante do acoplamento chegou a 10^{-8} km no eixo z , o que é bastante aceitável. A [Figura 5.11](#) comprova estes resultados ao demonstrar a variação dos parâmetros orbitais relativos em relação ao sistema de coordenadas do alvo ao longo das manobras de aproximação e acoplamento.

5.4.4 Cenário de Rendezvous com 3 Manobras

Durante a execução deste cenário, foi necessário impor uma determinada restrição para a atuação das manobras de controle de trajetória de *rendezvous*. Anteriormente, caso os valores calculados das velocidades iniciais e finais (parâmetros utilizados pelo

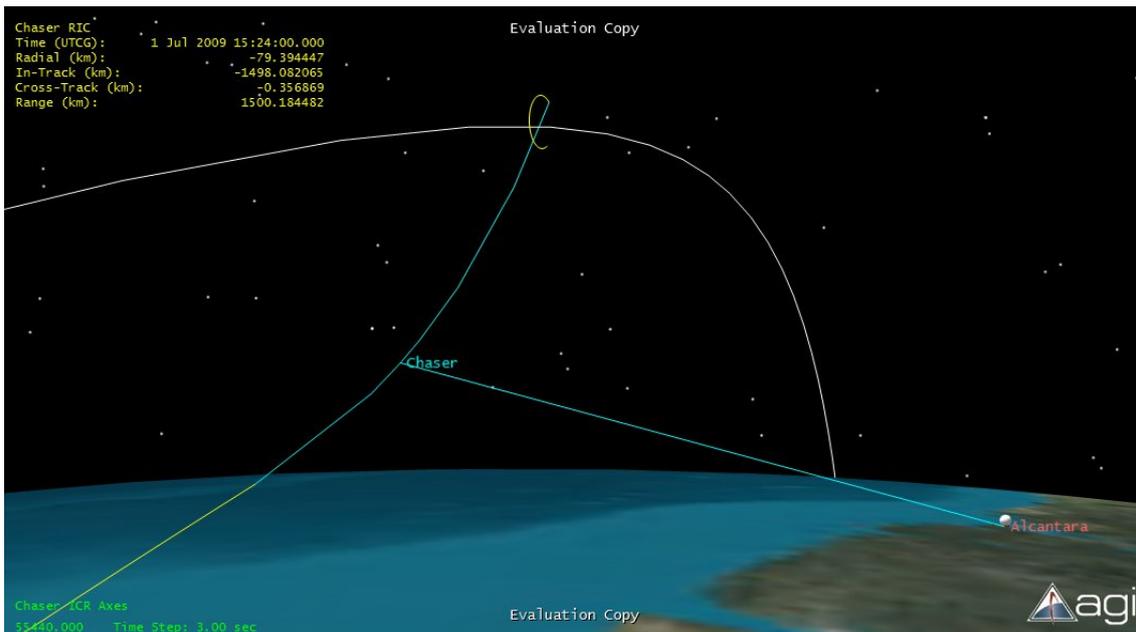


Figura 5.10 - Manobra de Transferência Rápida executada pelo perseguidor sobre a estação de Alcântara, do ponto de vista da horizontal local do alvo.

controle de trajetória) ficassem acima da tolerância pré-estabelecida, o controle atuava corretamente. Porém, ocorria um problema caso estes valores fossem muito altos. Nestas situações, o controle tentava corrigir o erro que era significativamente alto com um controle também significativamente alto. Já na próxima iteração do software de bordo do perseguidor, ele obtinha as entradas de velocidade também altas derivadas do controle atuado na iteração anterior somado com a alta velocidade relativa que o veículo já vinha desenvolvendo anteriormente. Com isso o controle tentava atuar novamente fazendo com que as velocidades aumentassem ainda mais e assim sucessivamente, resultando no fato da trajetória divergir completamente da esperada em poucos segundos. Sendo assim, foi determinada uma restrição denominada de “caixas de controle”, limitando o sistema de controle de correção intermediário da trajetória a atuar somente quando os valores resultantes dessas diferenças de velocidade estivessem pequenos. A composição destes fatores limitantes nos três eixos do sistema de coordenadas formava esta “caixa”, indicando ao software de vôo que quando os valores resultantes entrassem dentro desta “caixa”, então o controle poderia atuar conforme foi projetado para fazê-lo. Como os resultados da fase de planejamento de *rendezvous* estavam satisfatórios (porém menos precisos que no primeiro cenário), a trajetória mantinha-se com um bom perfil e uma boa estimativa inicial até o alvo, portanto, as correções passaram a se tornar necessárias a partir

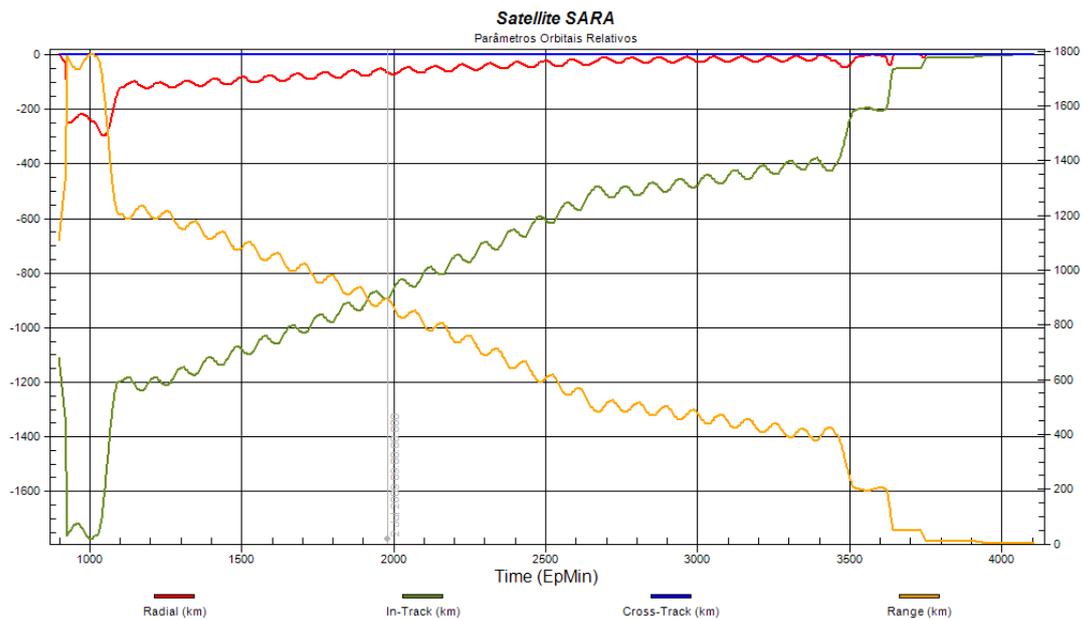


Figura 5.11 - Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação completo via STK.

do momento em que o perseguidor entrava nas porções da órbita mais próximas ao alvo, ao passo que a precisão da estimativa calculada pela manobra de planejamento ia diminuindo.

Durante a fase de controle interativo da simulação, aproximadamente 60 manobras de controle de correção intermediária da trajetória foram necessárias. O consumo total de combustível para este cenário de simulação foi de aproximadamente 2,5 kg de propelente e o ponto final de contato com o alvo obtido foi de 3,832 m. Este fato demonstra a baixa precisão que o sistema de planejamento e execução de guiagem autônomo apresenta em relação aos sistemas de solo, muito mais poderosos computacionalmente. Esta precisão diminui ainda mais quando o perseguidor encontra-se a maiores distâncias relativas do alvo. O gráfico da Figura 5.12 ilustra bem esta imprecisão, tanto que é visível o quanto o satélite perseguidor chega ao alvo de forma mais “direta”, por só haver 3 manobras principais de ajustes de parâmetros de velocidade, além das correções intermediárias. Os resultados deste cenário comprovam que se faz necessária a utilização de mais de três manobras para que o perseguidor possa desenvolver uma trajetória de aproximação segura, além do que a introdução dos pontos estacionários aumentam ainda mais esta segurança, conforme comprovado pelo primeiro cenário de simulação. Parte do output do software a bordo do veículo

SARA (perseguidor) foi incluído no Apêndice A.

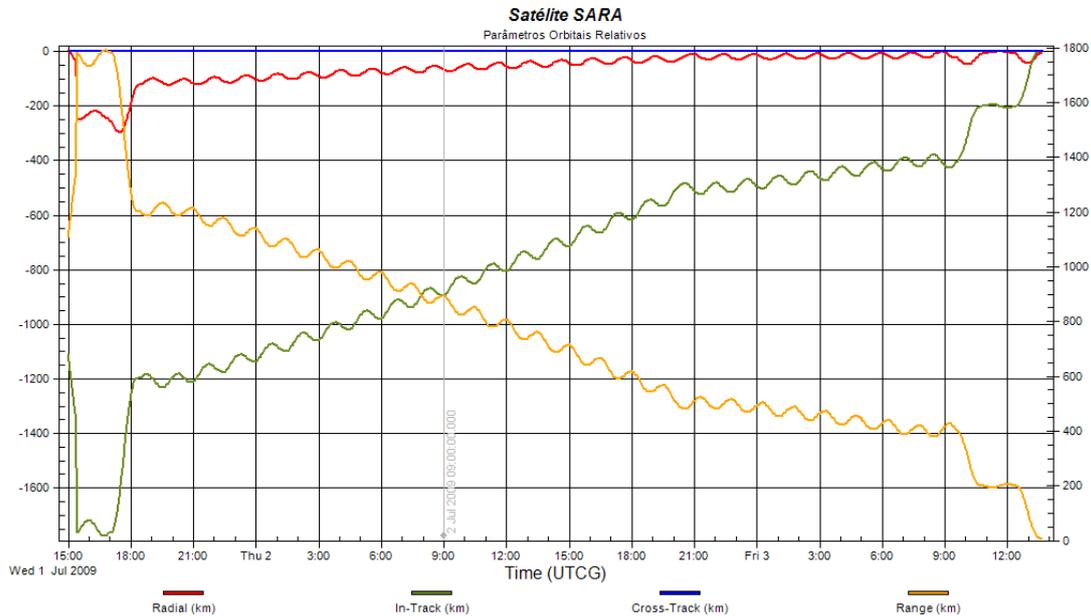


Figura 5.12 - Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação de *rendezvous* com 3 manobras via ambiente distribuído.

5.4.5 Cenário Completo Controlado pelo Ambiente Remoto

Conforme exposto na [Subseção 5.3.3](#), era de se esperar que os resultados deste cenário de simulação fossem muito próximos ao do primeiro cenário, já que todos os elementos de simulação são os mesmos, inclusive o ambiente. A única diferença é o controle automático do cenário de simulação que este último implementou para facilitar o processo interativo de simulação. A [Figura 5.13](#) comprova este fato, pois as diferenças são pequenas entre as duas trajetórias simuladas.

Outra característica importante a ser considerada se deve ao fato de que as restrições impostas ao STK para que as manobras mais críticas do processo de aproximação e acoplamento fossem executadas de forma que pudessem ser rastreadas pela estação terrena de Alcântara. Inclusive no momento do acoplamento, pôde-se verificar pela simulação que a linha de acesso entre a estação e o satélite SARA estava ativa, permitindo que toda a manobra de acoplamento pudesse ser acompanhada pelas equipes de solo. A [Figura 5.14](#) ilustra este fato de forma clara.

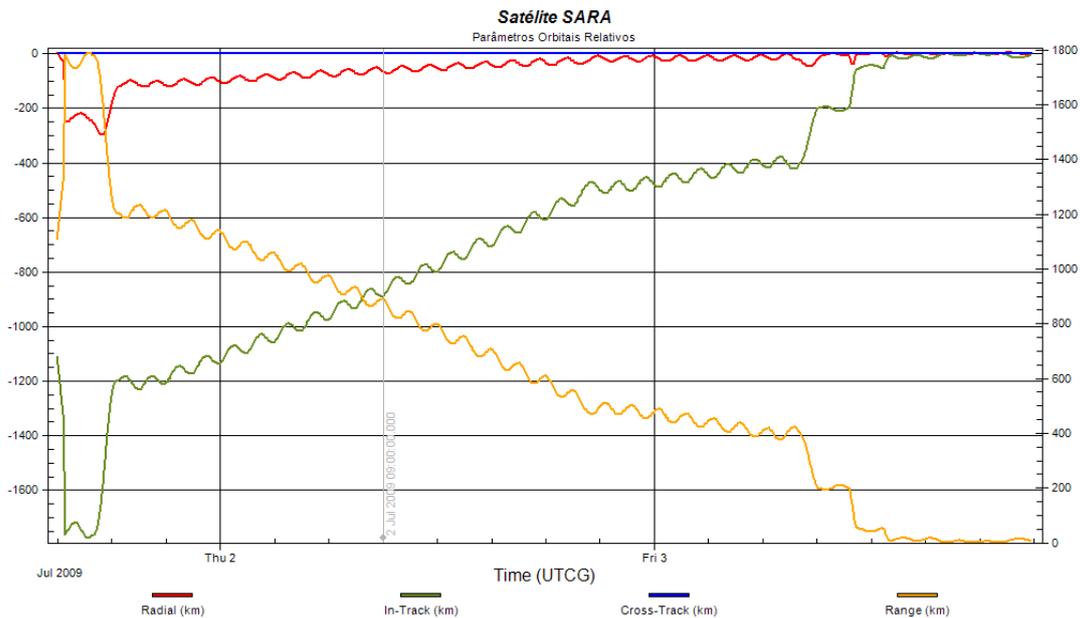


Figura 5.13 - Variação dos parâmetros orbitais relativos ao longo do tempo no sistema de referência do satélite alvo para o cenário de simulação completo controlado pelo ambiente remoto.

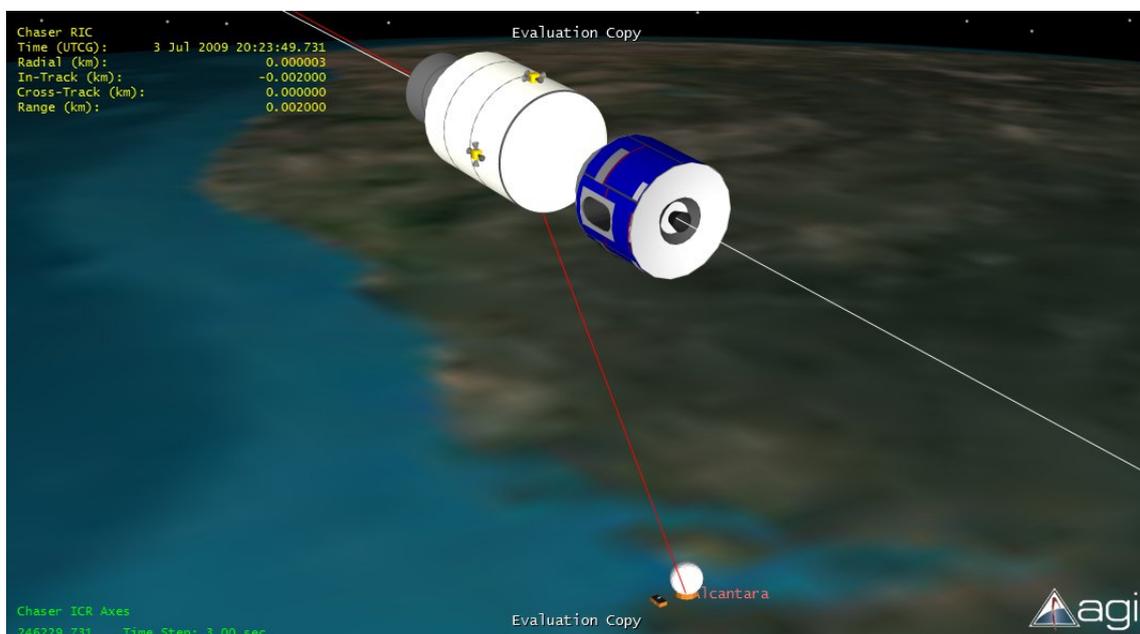


Figura 5.14 - Demonstração da visibilidade da estação de Alcântara durante a manobra de acoplamento do veículo SARA com o segmento orbital.

6 CONCLUSÕES

Neste trabalho foi analisada uma metodologia de implementação de algoritmos de software para controle embarcado através do uso de uma arquitetura virtual distribuída em dois ambientes de simulação. Um destes ambientes executa a simulação distribuída através do instanciamento de dois simuladores de veículos espaciais que interagem com o ambiente virtual e entre si compartilhando dados desta simulação. O outro ambiente realiza operações de telemetria, telecomando e monitoramento simulado via TCP/IP, além de concentrar toda a lógica embarcada nos softwares de bordo de ambos os veículos e da estação de solo.

Os sistemas de software que incorporam tecnologias as quais envolvem modelagem, simulação e controle em tempo real representam atualmente uma crescente novidade em esforços para engenheiros de software, cujos objetivos estão principalmente direcionados ao desenvolvimento de arquiteturas de controle e simulação cada vez mais robustas. Este trabalho foi capaz de implementar uma solução nesta linha de pesquisa que comprovou se mostrar eficaz em diversas situações de procedimentos envolvidos nas manobras de *rendezvous* e *docking*. Além disso, esta é uma arquitetura que possui uma certa flexibilidade em relação aos ajustes de parâmetros de simulação, por ter utilizado ferramentas de software reconhecidas e acessíveis no sentido de facilitar a inclusão de modelagem própria para sistemas e procedimentos que atendam a necessidades específicas de usuários. Portanto, este é um passo importante no sentido de se viabilizar a integração de sistemas e simuladores em arquiteturas comuns e adaptáveis a diversas situações que envolvam resoluções de problemas na área de tecnologia espacial.

Com base nas soluções apresentadas, pôde-se concluir que esta é uma metodologia inovadora para a integração de ferramentas de simulação de sistemas espaciais, a qual viabiliza a modelagem e análise destes respectivos sistemas e auxilia nas decisões e planejamentos de missões de forma simples e rápida. Esta arquitetura constitui-se por si só também em uma ferramenta de apoio para desenvolvimento de sistemas de software embarcado para controle de manobras em satélites e veículos espaciais. Em outras palavras, havendo a definição da lógica embarcada, pode-se utilizar a arquitetura aqui descrita para se formular abordagens de resolução de problemas durante o desenvolvimento de subsistemas aeroespaciais.

Como proposta de continuidade das tarefas introduzidas por este trabalho, seria

possível citar inicialmente uma revisão e refinamento das rotinas que concentram a representação da lógica embarcada nos veículos e na estação de solo. Adicionalmente, poderia-se inserir novas entidades no ambiente de simulação distribuído, tais como novas estações de monitoramento, constelação de satélites GPS, transmissores, receptores, antenas, entre outros, e ao mesmo tempo implementar novas rotinas de gerenciamento e monitoramento no ambiente em que reside toda a lógica embarcada dos cenários de simulação. Um exemplo de rotina a ser implementada poderia constituir em algo que simulasse as restrições de comunicação no meio representado pelo *datalink* espacial, tais como ruídos ou interferências. Além disso, o trabalho carece de uma representação dos conceitos implementados e simulados pela estratégia de controle definidos sob a forma de leis de controle propriamente ditas, em que seria possível executar uma simulação mais fiel dos sensores e atuadores representados nos veículos implementados no ambiente virtual. Outra questão que necessita ser melhor definida e estudada é o fato de como seria implementada a robotização entre as duas espaçonaves para fins de realocação de cargas úteis, inclusive se seriam considerados os conceitos de teleoperação ou autonomia supervisionada para esta finalidade. Por fim, a proposta principal de continuidade do trabalho seria a migração da lógica embarcada desenvolvida e simulada, após ser testada e validada, para uma plataforma própria de tempo real para que pudessem ser analisados fatores de execução, desempenho e sincronismo destes algoritmos entre dois computadores de bordo de controle de navegação, guiamento e atitude. Sendo assim, seria possível implementar toda a simulação desenvolvida em ambiente virtual e fazer com que esta fosse executada já em ambiente real, inclusive com o hardware de vôo.

A respeito dos projetos de missões espaciais brasileiras atuais, o projeto SARA, bem como suas respectivas pesquisas para se introduzir simulação computacional em tempo real e planejamento de controle de manobras de RVD em simuladores dos seus computadores de bordo, pode absorver grande parte dos conceitos apresentados neste trabalho. A utilização de técnicas envolvendo autonomia supervisionada para controle em tempo real, prevenção de colisões e simulações utilizando sistemas de software paralelos e distribuídos, devem ser levadas em consideração a fim de que seja possível levantar os requisitos de software necessários para um correto desenvolvimento do GNC autônomo desta espaçonave.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI). **Satellite Tool Kit (STK)**. 2008. Version 8.1.3. Disponível em: <www.agi.com>. Acesso em: 21 nov. 2008. 2, 65, 81
- _____. Differential corrector algorithm. In: ANALYTICAL GRAPHICS, INC. (AGI) (Ed.). **STK suite help system**. Exton, PA: AGI, 2009. Disponível em: <<https://www.stk.com/resources/help/stk613/helpSystem/extfile/gator/eq-diffcorr.htm>>. Acesso em: 23 abr. 2009. 65
- _____. **Satellite Tool Kit (STK)**. 2010. Version 9.1. Disponível em: <www.agi.com>. Acesso em: 12 jan. 2010. 71
- BACKES, P. G. Supervised autonomy for space telerobotics. In: SKAAR, S. B.; RUOFF, C. F. (Ed.). **Teleoperation and robotics in space, progress in astronautics and aeronautics**. Danvers: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1994. v. 161, cap. 6, p. 139–158. 29, 33, 34, 35, 37
- BATE, R. R.; MUELLER, D. D.; WHITE, J. E. **Fundamentals of astrodynamics**. New York: Dover, 1971. 455 p. 49, 53
- CHERN, Hung-Sheng. **An open-loop guidance architecture for navigationally robust on-orbit docking**. Hampton: NASA, August 1995. NASA CR-4687. 19
- CLIFF, E. M. **Clohessy - Wiltshire analysis**. October 1998. Disponível em: <<http://www.aoe.vt.edu/~cliff/aoe4134/c-w.pdf>>. Acesso em: 29 out. 2009. 57, 59
- CLOHESSY, W. H.; WILTSHIRE, R. S. Terminal guidance system for satellite rendezvous. **Journal of the Aerospace Sciences**, v. 27, n. 9, p. 653–659, 1960. 46, 54, 55, 57, 58, 59, 60, 61, 64
- CRAIG, J. **Introduction to robotics - mechanics and control**. 2. ed. New York: Addison-Wesley, 1989. 450 p. (Addison-Wesley Series in Electrical and Computer Engineering: Control Engineering). 40
- DA FONSECA, I. M.; SANTOS, M. C. SACI-2 attitude control subsystem. In: COLÓQUIO BRASILEIRO DE DINÂMICA ORBITAL, 10., 2000, Nazaré Paulista. **Anais...** Nazaré Paulista: UNESP, 2000. 69

DABNEY, R. **Automatic rendezvous and docking: a parametric study.** Washington, D.C.: NASA, May 1984. NASA TP-2314. 16, 17, 18

DARPA. **Orbital Express fact sheet.** March 2007. Published online by the Defense Advanced Research Projects Agency. Disponível em: <http://www.darpa.mil/orbitalexpress/pdf/oe_fact_sheet_final.pdf>. Acesso em: 25 jun. 2008. 20

DART. **Overview of the DART mishap investigation results.** 15 April 2005. For Public Release. Disponível em: <http://www.nasa.gov/pdf/148072main_DART_mishap_overview.pdf>. Acesso em: 7 abr. 2008. 38

DIPRINZIO, M. D.; TOLSON, R. H. **Evaluation of GPS position and attitude determination for automated rendezvous and docking missions.** Hampton: NASA, July 1994. NASA CR-4614. 19

ESA. **Successful re-entry marks bright future for ATV.** 29 September 2008. Disponível em: <http://www.esa.int/SPECIALS/ATV/SEME556EJLF_0.html>. Acesso em: 29 set. 2008. 7

FEHSE, W. **Automated rendezvous and docking of spacecraft.** Cambridge: Cambridge University Press, 2003. 495 p. 1, 2, 6, 7

FUJIMOTO, R. M. **Parallel and distributed simulation systems.** New York: John Wiley & Sons, 2000. 300 p. (Wiley Series on Parallel and Distributed Computing). 69

GAMPE, F.; PRIESETT, K.; BENTALL, R. H. A modular docking mechanism for in-orbit assembly and spacecraft servicing. In: AEROSPACE MECHANISMS SYMPOSIUM, 19., 1985, Moffet Field. **Proceedings...** Moffet Field: NASA, 1985. p. 59-74. 21, 22

GILRUTH, R. R.; LOW, G. M. **Apollo 11 preliminary science report.** Washington, D.C.: NASA, October 1969. NASA SP-214. 6

HALE, F. **Introduction to space flight.** Englewood Cliffs, NJ: Prentice-Hall, 1994. 43-44 p. 48, 51, 52

HARLAND, D. M.; LORENZ, R. **Space systems failures: disasters and rescues of satellites, rockets and space probes.** Berlin: Springer, 2005. 368 p. (Springer-Praxis Books in Space Exploration). 30, 31

HARTLEY, C. S.; PULLIAM, R. Use of heads-up displays, speech recognition, and speech synthesis in controlling a remotely piloted space vehicle. **IEEE AES Magazine**, v. 3, p. 18–26, July 1988. 15

KASAI, T.; ODA, M.; SUZUKI, T. Results of the ETS-7 mission - rendezvous docking and space robotics experiments. In: INTERNATIONAL SYMPOSIUM ON ARTIFICIAL INTELLIGENCE, ROBOTICS AND AUTOMATION IN SPACE, 5., 1999, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk: ESA, 1999. p. 299–306. 2

KAWANO, I.; MOKUNO, M.; HORIGUCHI, H.; KIBE, K. In-orbit demonstration of an unmanned automatic rendezvous and docking system by the Japanese engineering test satellite ETS-VII. **AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference**, v. 1994, n. 3648, p. 950–960, August 1-3 1994. 2

KUGA, H. K.; OLIVEIRA, S. B. de; LOPES, R. V. F. Posicionamento relativo em tempo real de formação de vôo orbital através do filtro de Kalman. In: CONGRESSO TEMÁTICO DE DINÂMICA, CONTROLE E APLICAÇÕES, 4., 2005, Bauru. **Anais...** Bauru: UNESP, 2005. 58

LANGLEY, R. D. **Apollo experience report - the docking system.** Washington, D.C.: NASA, June 1972. NASA TN D-6854. 13, 14

LIONS, J. L. **Ariane 5 flight 501 failure.** 19 July 1996. Report by the Inquiry Board. Disponível em:

<<http://sunnyday.mit.edu/accidents/Ariane5accidentreport.html>>.

Acesso em: 2 abr. 2008. 31

LOCKHEED MISSILES AND SPACE CO. **Gemini Agena target vehicle 5002 systems test evaluation (45 day report).** Houston: NASA, December 1965. NASA CR-83307. 5

MADISON, R. W. Micro-satellite based, on-orbit servicing work at the Air Force Research Laboratory. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 4., 2000, Big Sky. **Proceedings...** Big Sky: IEEE, 2000. p. 215–226. DOI:

10.1109/AERO.2000.878421. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/>

[stamp/stamp.jsp?arnumber=878421&isnumber=19011](#)>. Acesso em: 13 fev. 2008. 19

MATHWORKS. **MATLAB**. 2009. Disponível em <www.mathworks.com>. 72

MC FARLANE, D. **Distributed simulation guide**. 2004. Australian Defence Simulation Office - Department of Defence, Canberra. Disponível em: <http://defence.gov.au/capability/adso/docs/PT_9-DS_GuideV1-1.pdf>. Acesso em: 4 out. 2007. 69, 70

MEIROVITCH, L. **Methods of analytical dynamics**. New York: Dover, 1970. 524 p. (Dover Books on Engineering). 40

MOKUNO, M.; KAWANO, I.; HORIGUCHI, H.; KIBE, K. Development of ETS-VII RVD system - preliminary design and em development phase. **AIAA Guidance, Navigation and Control Conference**, v. 1995, n. 3357, p. 1656–1664, August 7-10 1995. 2

MORAES JR., P. Design aspects of the recoverable orbital platform SARA. In: CHILEAN CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, 8., 1998, Concepción. **Proceedings...** Concepción, 1998. 2, 41

MOYNAHAN, III, S. A.; TUOHY, S. T. Development of a modular on-orbit serviceable satellite architecture. In: IEEE AEROSPACE CONFERENCE, 4., 2000, Big Sky, 4., 2000, Big Sky. **Proceedings...** Big Sky: IEEE, 2000. p. 247–260. DOI: 10.1109/AERO.2000.878437. Disponível em: <<http://ieeexplore.ieee.org/stamp/stamp.jsp?arnumber=878437&isnumber=19011>>. Acesso em: 13 fev. 2008. 20

NASA. **Apollo 11 lunar landing mission press kit**. Washington, D.C., 6 July 1969. Release No: 69-83K. 6, 13, 14

ODA, M.; KAWANO, I.; INABA, N.; MOKUNO, M. On-ground tele-operation and on-board autonomous control for the ETS-VII's rendezvous docking and space robot experiments. In: INTERNATIONAL COMMITTEE ON TECHNICAL INTERCHANGE FOR SPACE MISSION OPERATIONS AND GROUND DATA SYSTEMS, 1998, Tokyo. **Proceedings...** Tokyo: National Space Development Agency of Japan (NASDA), 1998. 19

OHKAMI, Y.; KAWANO, I. Autonomous rendezvous and docking by engineering test satellite VII: a challenge of japan in guidance, navigation and control - breakwell memorial lecture. **Acta Astronautica**, v. 53, p. 1–8, 2003. Disponível em: <www.sciencedirect.com>. Acesso em: 13 fev. 2002. 19, 45

PENNINGTON, J. E.; HATCH JR., H. G.; LONG, E. R.; B, C. J. **Visual aspects of a full-size pilot-controlled simulation of the gemini-agena docking**. Washington, D.C.: NASA, February 1965. NASA TN D-2632. 8, 9, 10, 11

RILEY, D. R.; JAPET, B. M.; PENNINGTON, J. E.; BRISSENDEN, R. F. **Comparison of results of two simulations employing full-size visual cues for pilot-controlled gemini-agena docking**. Washington, D.C.: NASA, November 1966. NASA TN D-3687. 11

RILEY, D. R.; JAQUET, B. M.; COBB, J. B. **Effect of target angular oscillations on pilot-controlled gemini-agena docking**. Washington, D.C.: NASA, April 1966. NASA TN D-3403. 11

RILEY, D. R.; SUIT, W. T. **A simulator study of pilot control of remote orbital docking of large attitude-stabilized components**. Washington, D.C.: NASA, December 1967. NASA TN D-4263. 12

RUOFF, C. F. Overview of space telerobotics. In: SKAAR, S. B.; RUOFF, C. F. (Ed.). **Teleoperation and robotics in space, progress in astronautics and aeronautics**. Danvers: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1994. v. 161, cap. 1, p. 3–21. 15, 16, 24, 25, 26

SCHWEIGER, M. Orbiter: A free spacecraft simulation tool. In: ESA WORKSHOP ON ASTRODYNAMICS TOOLS AND TECHNIQUES, 2., 2004, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk: ESA, 2004. 2

_____. Spacecraft simulation and visualisation with orbiter 2006. In: INTERNATIONAL WORKSHOP ON ASTRODYNAMICS TOOLS AND TECHNIQUES, 3., 2006, Noordwijk. **Proceedings...** Noordwijk: ESA, 2006. 2

SEITO, N.; DA FONSECA, I. M.; MORAES JR., P. SARA orbital autonomous rendezvous and docking: a scientific and technological challenge. In: BRAZILIAN CONFERENCE ON DYNAMICS, CONTROL AND THEIR APPLICATIONS, 6., 2007, São José do Rio Preto. **Proceedings...** São José do Rio Preto: UNESP, 2007. 1, 41

SPARROW, G. W.; PRICE, D. B. **Derivation of approximate equations for solving the planar rendezvous problem.** Langley Station, Hampton, VA: NASA, July 1968. NASA TN D-4670. 61

SUTTON, G. P.; BIBLARZ, O. **Rocket propulsion elements.** 7th. ed. New York: John Wiley & Sons, 2001. 751 p. 67

VOLPE, R. Techniques for collision prevention, impact stability, and force control by space manipulators. In: SKAAR, S. B.; RUOFF, C. F. (Ed.). **Teleoperation and robotics in space, progress in astronautics and aeronautics.** Danvers: American Institute of Aeronautics and Astronautics (AIAA), 1994. v. 161, cap. 8, p. 175–212. 38, 40

WOFFINDEN, D. C.; GELLER, D. K. The road to autonomous orbital rendezvous. **Advances in the Astronautical Sciences**, v. 129, n. 401, p. 2395–2416, 2008. AAS 07-401. 8

APÊNDICE A - OUTPUT DAS ROTINAS DE SOFTWARE EXECUTADAS A BORDO DO VEÍCULO SARA

```
>> chaser
```

```
agiInit has already been run! To run a different version of the STK MATLAB Interface  
Initializing STK MATLAB Interface with AGIDefault preferences
```

```
Initiating chaser vehicle RVD onboard procedures ...
```

```
Select the operating mode:
```

```
[1] - Supervised Mode
```

```
[2] - Autonomous Mode
```

```
Input value [1]: 1
```

```
Entering in supervised mode ...
```

```
=====
```

```
Rendezvous Maneuver Planning
```

```
=====
```

```
Computing deltaV ...
```

```
Adopting Values:
```

```
Intercept Velocity = 30 m/s
```

```
Initial Time Guess = 2711.2047 s
```

```
Differential Corrector did not converge in 1000 iterations.
```

```
Time to intercept resulted in 3711.2047 s
```

```
Intercept speed resulted in 172.2705 m/s
```

```
Do you want to run again with initial time guess = 3711.2047 s? Y/N [Y]: Y
```

```
Adopting Values:
```

```
Intercept Velocity = 30 m/s
```

```
Initial Time Guess = 3711.2047 s
```

```
Differential Corrector converged in 130 iterations.
```

```
Time to intercept resulted in 24409.921 s
```

```
Intercept speed resulted in 29.6312 m/s
```

```
Interception DeltaV Computation:
```

```
Time to intercept = 24409.921 s
```

Assigned intercept velocity = 30 m/s
Computed intercept velocity = 29.6312 m/s
Required initial deltaV to intercept: deltaX = 5.0437 m/s
deltaY = 19.676 m/s
deltaZ = -20.4831 m/s
Total deltaV required to perform interception maneuvers = 48.2027 m/s
Total propellant required to execute maneuvers = 5.6878 Kg

Computing time to null z-motion ...

Adopting Value:

Initial Time Guess = 500 s

Differential Corrector converged in 3 iterations.

Time to null z-motion resulted in 27.8268 s

Zero-z velocity resulted in = -12.6714 m/s

Z-nulling Computation:

Time to null z-motion = 27.8268 s

Assigned zero-z velocity = 0 m/s

Computed zero-z velocity = -12.6714 m/s

Required initial deltaV to null z-motion: deltaZ = -6.6801 m/s

Total deltaV required to perform z-nulling maneuvers = 13.8005 m/s

Total propellant required to execute maneuver = 1.6113 Kg

Chaser maximum orbital plane displacement after calculations = 0.049716 deg

Computing retrothrust maneuver ...

Adopting Values:

Intercept Velocity = 3 m/s

Initial Time Guess = 24409.921 s

Differential Corrector did not converge in 1000 iterations.

Time to intercept resulted in 11844.8186 s

Closing speed resulted in 51.2295 m/s

Do you want to run again with initial time guess = 11844.8186 s? Y/N [Y]: Y

Adopting Values:

Intercept Velocity = 3 m/s

Initial Time Guess = 24409.921 s

Differential Corrector converged in 5 iterations.

Time to intercept resulted in 8099.4904 s

Closing speed resulted in 3.8878 m/s

Retrothrust Computation:

Time to reduce speed = 8099.4904 s

Assigned closing speed = 3 m/s

Computed closing speed = 3.8878 m/s

Required deltaV to retrothrust: deltaX = 11.8333 m/s

deltaY = 3.1153 m/s

deltaZ = -2.0391 m/s

Total deltaV required to perform retrothrust maneuvers = 12.4052 m/s

Total propellant required to execute maneuvers = 1.442 Kg

==== Rendezvous Maneuver Planning Summary ====

Total deltaV required to perform all rendezvous maneuvers = 74.4084 m/s

Total propellant required to perform all rendezvous maneuvers = 11.2589 Kg

Chaser vehicle final mass at the end of rendezvous = 341.2589 Kg

Chaser is ready to execute rendezvous maneuvers, initiating by intercept burns.

It will now send these commands to thrusters:

GO/NO-GO FOR RENDEZVOUS? G/N [N]: G

Switching to AUTONOMOUS Operating Mode ...

Maneuver segment added to MCS!

Propagate to tf segment added to MCS!

Initiating animation ...

x0p = 12.3369

y0p = 19.3423

z0p = -21.8893

xfp = -1.8142

yfp = -19.3091

zfp = 23.5531

x0p - xfp = 14.1511

y0p - yfp = 38.6513

$z0p - zfp = -45.4425$

Range = 199657.375

Closing Speed = 13.8205

$x0p = 12.3688$

$y0p = 19.3772$

$z0p = -24.9424$

$xfp = -1.8126$

$yfp = -19.3479$

$zfp = 26.4084$

$x0p - xfp = 14.1815$

$y0p - yfp = 38.7251$

$z0p - zfp = -51.3508$

Range = 199662.212

Closing Speed = 13.8319

$x0p = 12.4009$

$y0p = 19.4123$

$z0p = -28.9662$

$xfp = -1.811$

$yfp = -19.387$

$zfp = 30.2335$

$x0p - xfp = 14.2119$

$y0p - yfp = 38.7994$

$z0p - zfp = -59.1997$

Range = 199667.02

Closing Speed = 13.8434

$x0p = 12.4329$

$y0p = 19.4478$

$z0p = -34.5115$

xfp = -1.8094
yfp = -19.4265
zfp = 35.5794

x0p - xfp = 14.2423
y0p - yfp = 38.8743
z0p - zfp = -70.0909

Range = 199671.8
Closing Speed = 13.8549

(...)

x0p = 19.1663
y0p = -1.3414
z0p = 1.1884
xfp = -2.7849
yfp = 0.033695
zfp = -59.3889

x0p - xfp = 21.9512
y0p - yfp = -1.3751
z0p - zfp = 60.5773

Range = 199948.181
Closing Speed = 17.7857

===>>> y-speed is within control box!
Adding control sequence at 220 s
Maneuver segment added to MCS!
Propagate to tf segment added to MCS!

x0p = 19.2316
y0p = -0.89138
z0p = 1.1839
xfp = -2.7633

yfp = -0.4252
zfp = -59.7219

x0p - xfp = 21.9949
y0p - yfp = -0.46617
z0p - zfp = 60.9059

Range = 199945.671
Closing Speed = 19.1625

===>>> y-speed is within control box!
Adding control sequence at 221 s
Maneuver segment added to MCS!
Propagate to tf segment added to MCS!

x0p = 19.2975
y0p = -0.45052
z0p = 1.1796
xfp = -2.7422
yfp = -0.875
zfp = -60.0557

x0p - xfp = 22.0397
y0p - yfp = 0.42448
z0p - zfp = 61.2353

Range = 199943.141
Closing Speed = 19.6463

===>>> y-speed is within control box!
Adding control sequence at 222 s
Maneuver segment added to MCS!
Propagate to tf segment added to MCS!

x0p = 19.3612
y0p = -0.038287

z0p = 1.1752
xfp = -2.7224
yfp = -1.2961
zfp = -60.3897

x0p - xfp = 22.0836
y0p - yfp = 1.2579
z0p - zfp = 61.5649

Range = 199940.549
Closing Speed = 19.2537

===>>> y-speed is within control box!
Adding control sequence at 223 s
Maneuver segment added to MCS!
Propagate to tf segment added to MCS!

x0p = 19.4198
y0p = 0.32883
z0p = 1.1709
xfp = -2.7048
yfp = -1.672
zfp = -60.7244

x0p - xfp = 22.1246
y0p - yfp = 2.0009
z0p - zfp = 61.8953

Range = 199937.859
Closing Speed = 18.0434

x0p = 19.4777
y0p = 0.68074
z0p = 1.1666
xfp = -2.688
yfp = -2.0327

zfp = -61.0595

x0p - xfp = 22.1657

y0p - yfp = 2.7135

z0p - zfp = 62.2261

Range = 199935.13

Closing Speed = 18.0686

x0p = 19.535

y0p = 1.0184

z0p = 1.1624

xfp = -2.6717

yfp = -2.3792

zfp = -61.3951

x0p - xfp = 22.2068

y0p - yfp = 3.3976

z0p - zfp = 62.5575

Range = 199932.362

Closing Speed = 18.0939

x0p = 19.5917

y0p = 1.3426

z0p = 1.1582

xfp = -2.6562

yfp = -2.7123

zfp = -61.7311

x0p - xfp = 22.2479

y0p - yfp = 4.0549

z0p - zfp = 62.8893

Range = 199929.555

Closing Speed = 18.1192

PUBLICAÇÕES TÉCNICO-CIENTÍFICAS EDITADAS PELO INPE

Teses e Dissertações (TDI)

Teses e Dissertações apresentadas nos Cursos de Pós-Graduação do INPE.

Manuais Técnicos (MAN)

São publicações de caráter técnico que incluem normas, procedimentos, instruções e orientações.

Notas Técnico-Científicas (NTC)

Incluem resultados preliminares de pesquisa, descrição de equipamentos, descrição e ou documentação de programas de computador, descrição de sistemas e experimentos, apresentação de testes, dados, atlas, e documentação de projetos de engenharia.

Relatórios de Pesquisa (RPQ)

Reportam resultados ou progressos de pesquisas tanto de natureza técnica quanto científica, cujo nível seja compatível com o de uma publicação em periódico nacional ou internacional.

Propostas e Relatórios de Projetos (PRP)

São propostas de projetos técnico-científicos e relatórios de acompanhamento de projetos, atividades e convênios.

Publicações Didáticas (PUD)

Incluem apostilas, notas de aula e manuais didáticos.

Publicações Seriadas

São os seriados técnico-científicos: boletins, periódicos, anuários e anais de eventos (simpósios e congressos). Constam destas publicações o Internacional Standard Serial Number (ISSN), que é um código único e definitivo para identificação de títulos de seriados.

Programas de Computador (PDC)

São a seqüência de instruções ou códigos, expressos em uma linguagem de programação compilada ou interpretada, a ser executada por um computador para alcançar um determinado objetivo. Aceitam-se tanto programas fonte quanto os executáveis.

Pré-publicações (PRE)

Todos os artigos publicados em periódicos, anais e como capítulos de livros.