



ANÁLISE E SIMULAÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS

**RELATÓRIO FINAL DE INICIAÇÃO CIENTÍFICA
(PIBIC/CNPq/INPE)**

Enio Faria de Toledo Moraes (FEG/UNESP , Bolsista PIBIC/CNPq)

E-mail: efaria13@gmail.com

Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza (DMC/ETE/INPE, Orientador)

E-mail: marcelo@dem.inpe.br

Julho de 2010

INPE – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais

CNPq – Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico

Análise e Simulação de Detritos Espaciais

Relatório Final de Iniciação Científica

Enio Faria de Toledo Moraes (Aluno do curso de Engenharia Elétrica. FEG/UNESP)

Marcelo Lopes de Oliveira e Souza (Pesquisador Titular da Divisão de Mecânica Espacial e Controle)

São José dos Campos, julho de 2010

Agradecimentos:

Agradeço a Deus por tudo.

Aos meus pais, por sempre acreditar em minhas escolhas e ajudar no financiamento de meus estudos.

A minha namorada, Maria Rosa Nogueira, pelo constante apoio e motivação em minha vida.

Ao Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza pelos ensinamentos passados e pela amizade
À todos os funcionários da DMC.

Ao Dr. Heiner Klinkrad (ESA/ESOC - Darmstadt, Alemanha) por ter gentilmente doado o software DRAMA.

À Andreza da Costa Batista por ter esclarecido algumas idéias e me ajudar na motivação do trabalho.

À todas as pessoas que diretamente e indiretamente contribuíram para a realização deste trabalho.

Ao CNPq pelo financiamento da bolsa.

RESUMO

Este trabalho, iniciado em fevereiro de 2010, tem como objetivo a continuidade ao projeto de Iniciação Científica em andamento desde 2002, efetuando análise e simulação de detritos espaciais artificiais, esperando como resultado a otimização e minimização do erro entre o método analítico e numérico, dando um maior enfoque na continuidade do estudo do software DRAMA, iniciado pelo bolsista Deiler A. Lima Oliveira em Março de 2008, que é um software obtido pelo bolsista em acordo com o Dr. Heiner Klinkrad da ESA, para o uso exclusivo do INPE. O trabalho aborda um assunto que hoje é muito importante, os detritos espaciais artificiais. Os detritos espaciais, popularmente chamados de lixo espacial, são objetos criados por humanos e que se encontram em órbita ao redor da Terra, mas que não desempenham mais função útil no âmbito espacial. Os 48 anos de história da exploração espacial deixaram as zonas mais percorridas em órbita terrestre maculadas por milhares de fragmentos de satélites, foguetes e espaçonaves, que podem ser letais para a navegação. Satélites em desuso, pedaços de foguetes, objetos metálicos, ferramentas e até excrementos congelados de astronautas percorrem o espaço, circulando em velocidade de sete quilômetros por segundo (cerca de 25 mil quilômetros por hora). O detrito espacial, dessa forma, se converte em uma espécie de "arma de energia cinética de altíssima velocidade, não guiada ", de acordo com a definição oferecida pela agência oficial norte-americana. O Departamento da Defesa dos Estados Unidos estima que um fragmento de 10 centímetros possa causar tantos danos a uma espaçonave quanto uma explosão de 25 cartuchos de dinamite. O lixo espacial é estimado em um total de duas mil toneladas em órbita baixa da Terra, e a NASA publica uma revista trimestral sobre este assunto. Um recente relatório publicado pela ONG UCS indica que apenas 25% dos objetos catalogados no espaço são satélites ativos ou aparelhos sob controle, um bom exemplo do perigo desses detritos espaciais para as pessoas aqui na Terra é o tanque que caiu a 150 metros de uma residência, no interior de Goiás. Outro exemplo da importância de um estudo sobre detritos é que a ISS, Estação Espacial Internacional, atualmente em órbita, precisa reajustar seu rumo várias vezes por ano, para não colidir com os destroços. Uma colisão acidental desses

objetos com um astronauta que esteja realizando reparos no espaço aberto pode ser fatal, as emissões humanas de dióxido de carbono estão diminuindo a camada mais exterior da atmosfera terrestre, o que facilita o controle da estação espacial, mas prolonga a vida de perigosos detritos espaciais, afirmou Stanley Solomon, cientista do Centro Nacional de Pesquisas Atmosféricas dos EUA, no Colorado. Esse problema ficou visivelmente preocupante principalmente após a colisão recente (Feverreiro 2009), entre um satélite americano ativo, o Iridium-33, lançado em 1997, com um satélite russo inativo, lançado em 1993, que não possuía órbita controlada. Essa colisão gerou ainda mais detritos espaciais, o que pode afetar a integridade de outros satélites e estações ativas. Em vista deste e de outros acontecimentos similares, a análise e simulação de detritos espaciais vem cada vez mais sendo essencial ao planejamento e execução de missões espaciais. O software em estudo, o DRAMA, é uma ferramenta que foi desenvolvida por uma equipe européia através de um contrato com a ESA, a agência espacial européia, de acordo com o código de conduta européia sobre os detritos espaciais. O DRAMA é composto de cinco softwares individuais, unidos dentro de uma interface comum com o usuário. Suas aplicações foram desenvolvidas visando observar diferentes aspectos do movimento de detritos espaciais, como: 1) manobras preventivas para evitar colisões; 2) fluxos de colisão e estatísticas de risco; 3) manobras de eliminação de detritos desorientados; 4) reentrada de detritos; e 5) análise de risco das reentradas. Essas ferramentas permitem ao usuário uma abordagem numérica e gráfica satisfatória dos riscos dos detritos espaciais controláveis e não-controláveis. O estudo até o presente momento engloba dois dos módulos individuais do DRAMA, o ARES (Assessment of Risk Event Statistics), que possibilita avaliar manobras de prevenção de colisões, e o MIDAS (Master Impact Flux and Damage Assessment Software), que possibilita avaliar fluxos de colisão e análises de risco, fazendo uma análise do funcionamento e da simulação de missões utilizando as duas ferramentas. Com este Relatório de Iniciação Científica, busca-se possibilitar o acesso e maior facilidade para os usuários que desejarem utilizar o DRAMA; e como perspectiva futura, busca-se o estudo dos três módulos restantes.

Sumário

	Página
Capítulo 1 – Introdução e Motivação	
1.1 Introdução.....	11
1.2 Motivação.....	16
Capítulo 2 – Objetivo e Histórico do Trabalho	
2. 1 Histórico.....	17
2.2 Objetivos.....	19
Capítulo 3 – A ferramenta DRAMA	
3.1 Introdução ao DRAMA.....	19
3.2 Interface gráfica do DRAMA.....	21
3.2.1 Janela Principal do DRAMA.....	21
Capítulo 4 – Abordagem do ARES	
4.1 Abordagem do ARES.....	30
4.1.1 Visão geral do modelo e dos algoritmos.....	30
4.1.2 O fator Henize.....	31
4.1.3 Determinação de incertezas.....	33
4.1.4 Eventos (Risco de Colisão Anual e Mecanismos de Evasão).....	37
4.1.4.1 Risco de Colisão Anual.....	37
4.1.4.2 Número médio de manobras de evasão por ano.....	38
4.1.5 Critério de determinação de Manobra de Evasão.....	42
4.1.6 Formulação Não-Determinística.....	43
4.1.7 Taxa de Falso Alarme.....	45
4.1.8 ΔV e Custo da massa de propelente.....	47

4.1.8.1	Previsão de consumo de combustível (ΔV) para manobras de evasão.....	48
4.1.8.2	Estratégias de longo prazo.....	50
4.1.8.3	Estratégias de curto prazo.....	51
4.1.8.4	Fração de massa propelente para Manobras de Evasão.....	52
4.2	Exemplos e testes.....	53
4.2.1	Comparação dos critérios necessários para evasão e prevenção para diferentes missões.....	53
4.2.2	Missão ISS.....	58
4.2.3	Missões Envisat e ERS.....	60
Capítulo 5 – Abordagem do MIDAS		
5.1	Introdução ao MIDAS.....	64
5.2	Análise do fluxo de colisão.....	66
5.2.1	Implementação.....	66
5.2.1.1	Parâmetros de Entrada.....	66
5.2.1.2	Quantidades de Saída.....	67
5.2.2	Resultados.....	68
Capítulo 6 - Conclusões		
6.1	Conclusão.....	74
6.2	Sugestões.....	75
6.3	Comentários.....	75
Referências Bibliográficas.....		76

LISTA DE FIGURAS

Figura 1.1 - Concepção artística da órbita terrestre em 2008, feito pela ESA.....	12
Figura 1.2 - Módulo PAM-D de um foguete Delta II, encontrado na Arábia Saudita.....	12
Figura 1.3 - Tanque de um Delta II que caiu no Texas em 1997.....	13
Figura 1.4 - Buraco causado por um detrito espacial no satélite SolarMax.....	13
Figura 1.5 - Esfera que pousou na África do Sul.....	14
Figura 1.6 - Imagem da colisão entre o Iridium 33 e o satélite russo desativado.....	15
Figura 3.1 - Estrutura básica do ferramental do DRAMA.....	15
Figura 3.2 - Janela principal do DRAMA.....	21
Figura 3.3 - O menu [Drama].....	22
Figura 3.4 - O menu [Options].....	24
Figura 3.5 – Apresentação do resultado gráfico de uma missão utilizando o MIDAS.....	24
Figura 3.6 – Janela de opção do ARES.....	25
Figura 3.7 – Janela de opção de população do MIDAS.....	25
Figura 3.8 – Janela de modo de Análise do options do MIDAS.....	26
Figura 3.9 – Janela de Parâmetros da nave do options do OSCAR.....	26
Figura 3.10 – Janela de Eliminação/Remoção do options do OSCAR.....	27
Figura 3.11 – Padrões de propulsão do options do OSCAR.....	28
Figura 3.12 – Janela de condições iniciais de órbita do options do SARA/SESAM.....	28
Figura 3.13 – Janela de definição de objetos do options do SARA/SESAM.....	29
Figura 3.14 – Janela de definição de materiais do options do SARA/SESAM.....	29
Figura 3.15 – Janela de população global do options do SARA/SESAM.....	33
Figura 4.1 - O fator Henize em função do diâmetro de rastreo.....	33
Figura 4.2 - Evolução das incertezas de posição para o objeto 03017A.....	36
Figura 4.3 - Evolução das incertezas de posição para o objeto 92066B.....	36
Figura 4.4 - Área de integração para a probabilidade de colisão. O círculo de raio R é a área de integração e os pontos (X_nm,y_nm) definem o ponto previsto.....	39
Figura 4.5 - Valores de probabilidade de colisão para pontos dentro do plano XY com diferentes incertezas.....	40
Figura 4.6- Comparação do resultado para o método simples e o complexo no cálculo da probabilidade de colisão. O eixo X mostra o número de manobras preventivas por ano e o eixo Y mostra a fração residual de risco e o Nível aceitável de probabilidade de Colisão(ACPL).....	41
Figura 4.7 -Número de manobras por ano em função do Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).....	42
Figura 4.8- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um ERS-type orbit.....	43
Figura 4.9- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um ISS-type orbit.....	44
Figura 4.10- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um GEO-type orbit.....	44
Figura 4.11 - Taxa de falso alarme em função do ACPL.....	46

Figura 4.12 - Taxa de falso alarme em função da taxa de manobra anual.....	47
Figura 4.13- Distância da manobra de evasão em função do AMMD e do ponto de encontro no plano.....	48
Figura 4.14- Combustível necessário para estratégias de curto e longo prazo em função de diferentes valores de ACPL.....	49
Figura 4.15- Comportamento de uma estratégia de longo prazo.....	51
Figura 4.16- Comportamento de uma estratégia de curto prazo.....	52
Figura 4.17 – Fração de massa propelente necessária para estratégias de longo e curto prazo para diferentes valores do Nível Aceitável de Probabilidade de Colisão(ACPL).....	53
Figura 4.18 -Número médio de manobras de evasão por ano para as diferentes missões e os níveis ACPL.....	57
Figura 4.19 - Risco Residual como função do número médio de manobras de evasão por ano, para diferentes missões e o ACPL.....	58
Figura 4.20 - Imagem da ISS em órbita.....	58
Figura 4.21- Fração de risco residual como função do número médio de manobras de evasão por ano para o ISS.....	59
Figura 4.22 - ΔV necessário para diferentes tempos previstos(8,24 e 48 horas) e estratégias de prevenção.....	60
Figura 4.23 - Envisat em órbita.....	61
Figura 4.24 - Composição detalhada do Envisat.....	61
Figura 4.25 - Estrutura frontal do ERS.....	62
Figura 4.26- Fração residual de risco para a missão ERS para um tempo de propagação de 24 horas com base em diferentes incertezas de posição do detrito espacial.....	64
Figura 5.1 – Arquivo file de especificações para cada tipo de cenário.....	67
Figura 5.2 - Número diferencial de impactos vs diâmetro da partícula.....	69
Figura 5.3 - Número reverso cumulativo de impactos vs diâmetro da partícula.....	69
Figura 5.4 - Número diferencial de impactos vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m.....	70
Figura 5.5 - Número cumulativo de impactos vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m.....	70
Figura 5.6 - Comportamento diferencial da probabilidade de colisão vs. diâmetro da partícula.....	71
Figura 5.7 - Número reverso cumulativo de impactos vs. diâmetro da partícula.....	71
Figura 5.8 - Comportamento diferencial da probabilidade de colisão vs. tempo para um limite de diâmetro de 0,001m.....	72
Figura 5.9 - Probabilidade de colisão cumulativa vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m.....	72

LISTA DE TABELAS

Tabela 4.1 – Diâmetro de rastreamento em função da altitude de rastreamento.....	32
Tabela 4.2 – Classificação de objetos de acordo com o regime de órbita.....	34
Tabela 4.3 – Incertezas da órbita TLE de acordo com componentes do detrito espacial.....	35
Tabela 4.4 - Comparação dos resultados dos métodos simples e complexo.....	41
Tabela 4.5- Características da missão: parâmetros orbitais.....	54
Tabela 4.6 – Probabilidades de Colisão Anual e Fluxos.....	55
Tabela 4.7 – Número médio de manobras por ano para diferentes missões e valores de ACPL.....	56
Tabela 5.1- Recursos do aplicativo padrão MIDAS.....	65
Tabela 5.2-Cálculo da saída da quantidade do fluxo de colisão.....	67
Tabela 5.3 – Dados de Entrada para a simulação.....	68
Tabela 5.4 - Interpretação da resposta do MIDAS para objetos esféricos.....	73

Capítulo 1

1.1 Introdução

Os detritos provenientes dos objetos lançados pelo homem no espaço, que circulam ao redor da Terra a cerca de 28 000 quilômetros por hora, constituem o que se chama lixo espacial. São estágios completos de foguetes, satélites desativados, tanques de combustível e fragmentos de aparelhos que explodiram. Desde o lançamento do primeiro satélite artificial pelos soviéticos - o Sputnik - em 4 de outubro de 1957, cerca de 18 mil objetos já foram colocados em órbita.

A maior parte dos detritos espaciais se encontra em órbita terrestre baixa, também conhecida como LEO (do inglês, Low Earth Orbit); embora haja também uma quantidade considerável de detritos na órbita geoestacionária, a GEO (do inglês, Geostationary Orbit). Porém, esta órbita pela sua considerável distância da terra, faz com que a dispersão desses objetos seja muito maior dos que os encontrados em órbitas mais próximas. Há também cerca de 1.450 objetos cuja trajetória é excêntrica, podendo transladar pelas outras órbitas e provocar acidentes de detritos.

Um objeto que tenha 1 mm de comprimento seria capaz de quebrar cabos de dados e cabos de força secundários da Estação Espacial Internacional; já um com 4 ou 5 mm já seria capaz de danificar os cabos de força principais, tubos e painéis. Por isso a ISS é atualmente a mais protegida espaçonave a ser lançada; muitos de seus componentes externos são feitos de alumínio. Áreas críticas, como compartimentos habitáveis, serão capazes de resistir ao impacto de detritos de 1 cm de diâmetro.



Figura 1.1-Concepção artística da órbita terrestre em 2008, feito pela ESA.

Abaixo são expressos algumas figuras de acidentes conhecidos:



Figura 1.2 - Módulo PAM-D de um foguete classe Delta II, encontrado na Arábia Saudita.



Figura 1.3 - Tanque de um Delta II que caiu no Texas em 1997

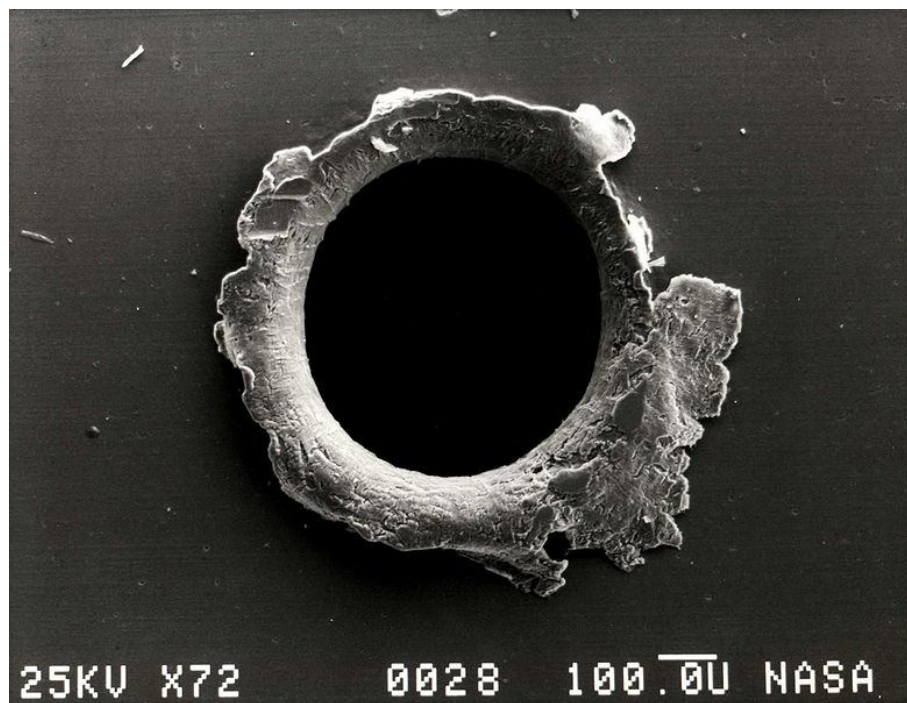


Figura 1.4 - Buraco causado por um detrito espacial no satélite SolarMax.



Figura 1.5 - Esfera que pousou na África do Sul.

Recentemente, em fevereiro de 2009 ocorreu um acidente que deve ser obrigatoriamente citado e analisado. A colisão envolveu um satélite ativo dos EUA, o Iridium-33, com 560 kg e lançado em 1997, e um satélite desativado da Rússia, com 950 kg e lançado em 1993, e aconteceu a cerca de 780 km acima da Sibéria, região da Rússia. O satélite americano fazia parte de uma constelação de 66 satélites pertencentes ao consórcio Iridium, sendo usados em telecomunicações. O satélite russo não era mais usado desde 1995.

Ainda permanece um mistério como ocorreu a colisão entre os satélites, por se tratar de um fato inédito e pouco provável. Desde o início da era espacial, em 1957, foram até então verificadas somente três outras colisões na órbita terrestre de objetos de grande porte, feitos pelo homem, mas todos de menor peso. Os EUA e a Rússia possuem centros de monitoramento do espaço para prever e evitar esse tipo de ocorrência. Os satélites comerciais podem ser desviados das suas rotas originais, se identificado algum risco de colisão com detritos espaciais de tamanho considerável.

Segundo a NASA, agência espacial americana, serão necessárias várias semanas ainda até que a magnitude das duas nuvens de escombros seja determinada. O Comando Estratégico dos EUA estima que restam de 500 a 600 pedaços da colisão espacial, representando riscos consideráveis para a navegação. Na opinião de especialistas, o volume total de detritos gerados pode representar ameaças a outros veículos espaciais na órbita terrestre pelos próximos 10 mil anos.



Figura 1.6 – Imagem da colisão entre o Iridium 33 e o satélite russo desativado.

São estimados entre 17 mil e 18 mil o número de objetos rastreados na órbita terrestre pelo Comando Estratégico dos EUA, com mais de 10 cm de diâmetro, e que representam um grande perigo para a navegação espacial. Devido as altas velocidades dos satélites, mesmo um fragmento de um centímetro de diâmetro poderia danificá-los ou destruí-los. Apenas um minúsculo pedaço de detrito espacial, viajando em alta velocidade, algo em torno de 28 mil km/h, poderia literalmente "cortar" um objeto espacial como se fosse uma espécie de folha de papel. O número total de fragmentos presumidos em órbita terrestre, feitos direta ou indiretamente pelo homem, já ultrapassa os 300 mil.

A colisão ocorrida sem nenhum tipo de previsão das agências espaciais fez aumentar o debate sobre a necessidade de serem estabelecidas políticas mais efetivas para o registro, medição e monitoramento de detritos espaciais, que representam perigo para a navegação espacial. Dos cerca de 13 mil satélites já lançados pelo homem ao espaço em torno de 880 permanecem ainda ativos na órbita terrestre, desempenhando importantes funções relacionadas, por exemplo, as telecomunicações e coleta de dados, merecendo cuidados sérios e condições favoráveis de operação.

Um primeiro passo nesse sentido foi a aprovação, no âmbito da ONU, em 2007, de um documento contendo sete diretrizes para a redução dos detritos espaciais, com o objetivo de limitar a sua produção e minimizar as ameaças que causam para a exploração e o uso do espaço exterior. Entretanto, o documento é ainda uma simples recomendação.

A análise do episódio da colisão espacial gerou uma série de comentários irônicos de parte de observadores da área de defesa, afirmando que se as agências americanas não conseguiram prever a colisão de um satélite de comunicação ativo com um escomburo russo desativado desde 1995, quem poderia prever e evitar possíveis acidentes futuros. Com base nesse acontecimento, dá-se a importância do software DRAMA, que visa aprimorar alguns métodos de prevenção e controle de detritos espaciais.

1.2 Motivação

Em vista ao que foi exposto na Introdução, nota-se a real importância do estudo minucioso do comportamento dos detritos espaciais, pois é um campo que ainda não é totalmente controlado e que vêm constantemente desafiando a engenharia espacial. Assim, uma nova ferramenta como o DRAMA, pode auxiliar, mesmo que em pequenas dimensões, no controle do comportamento do detrito espacial, auxiliando algumas estações espaciais a efetuar manobras de evasão efetivas e realizar o correto uso de combustível reserva para esses tipos de manobras, além de estimar trajetórias e populações de detritos espaciais.

Essas utilidades do DRAMA, e também a possibilidade de auxiliar, nem que um pouco, uma questão que atualmente é crítica, me faz cada vez mais me sentir motivado a continuar e explorar esse campo.

Capítulo 2

2.1 Histórico

No período entre 01 de agosto de 2002 a 31 de janeiro de 2003, o 1º bolsista João Paulo Marques Reginato iniciou a simulação de detritos espaciais com a utilização do programa KK2TEXT0.C (“Kepler-Kolmogorov 2 em texto”) em linguagem C para PCs com sistema operacional Windows 2000 e linguagem gráfica OpenGL. Este programa KK2TEXT0.C foi adaptado do programa KK.C (“Kepler-Kolmogorov”) em linguagem C para estações de trabalho Sun com sistema operacional UNIX e linguagem gráfica PostScript. Este programa KK.C foi desenvolvido pelo Eng. Danton Nunes (2000), e é responsável por gerar as posições sucessivas das partículas em estudo, ao longo do tempo. A adaptação KK2TEXT0.C foi feita com auxílio do MS Visual C++ 6.0 do ambiente MS Visual Studio 6.0. Posteriormente, João Paulo fez outra adaptação, esta com saídas para o ambiente MATLAB através do programa KK2MAT.C (“Kepler- Kolmogorov 2 em Matlab”) em linguagem C para PCs com sistema operacional Windows 2000 e MATLAB 5.x ou superior.

A partir de 01 de fevereiro de 2003 o 2º bolsista, Sandro Felgueiras Castro, assumiu esse projeto de pesquisa. Ele iniciou a manipulação dos softwares STK4.3 e MASTER99, que possuem um banco de dados de “space debris”, capazes de simular detritos em condições reais. Assim, em maio foi proposto e testado um 1o modelo analítico do movimento dos detritos. Para tanto, foi feito um programa POSIÇÃOESCARTESIANAS em C, com auxílio do MS Visual C++ 6.0 do ambiente MS Visual Studio 6.0, capaz de ler as coordenadas impressas pelo programa KK2TEXT0.C e parametrizar a propagação desses detritos. Ainda neste projeto, Sandro calculou a estatística da distribuição de “Detritos

Espaciais” e estudou a sua evolução no tempo, iniciando com a posição do Centro de Massa – CM.

Em 01 de dezembro de 2003 o 3º bolsista, Anderson Patrick Alves Pereira, assumiu esse projeto de pesquisa. Ele iniciou a elaboração e o estudo de um 2º modelo analítico que representaria a propagação dos detritos espaciais. Esse modelo foi idealizado a partir das observações dos resultados do projeto de pesquisa precedente, no qual notou-se que a propagação dos detritos espaciais ocorria segundo a forma de uma elipse deformada, cujos eixos cresciam segundo alguma taxa, ao mesmo tempo em que a elipse era curvada e rotacionada e o seu centro girava em torno de um ponto 13 (provavelmente o CM da Terra) segundo uma circunferência. Para tanto, ele elaborou o programa ELIPSE.C.

Em 01 de março de 2005, a 4ª bolsista, Vanessa de Lima Takaoka, assumiu esse projeto de pesquisa. Ela iniciou o estudo de tudo o que havia sido feito pelos três bolsistas anteriores visando retomar, atualizar a execução e continuar o projeto anterior. Isto incluiu e enfatizou a compreensão, a execução e o teste dos programas feitos, a elaboração de interfaces amigáveis para facilitar o seu uso e o prosseguimento do estudo e da plotagem do 2º modelo analítico visando a sua comparação com o modelo numérico dos detritos espaciais.

Em 17 de fevereiro de 2006, a 5ª bolsista, Andreza da Costa Batista, assumiu esse projeto de pesquisas. Ela iniciou o estudo de todos os bolsistas anteriores, aperfeiçoou os métodos, fez o estudo do mapeamento complexo e da curvatura dos eixos maiores da elipse para o segundo método analítico, ajuste de uma elipse a conjunto de pontos pelo Método dos mínimos quadrados e iniciou o processo de minimização do Erro.

Em 01 de março de 2008, o 6º bolsista, Deiler A. Lima Oliveira, assumiu esse projeto, estudando também o trabalho dos bolsistas anteriores, contudo buscou através de um contato internacional, o Dr. Heiner Klinkrad da ESA, um avanço para esse trabalho científico, o software DRAMA, que reúne tudo o que estava sendo estudado e analisado, dentro de uma interface gráfica com o usuário, auxiliando o pesquisador com um grande leque de gráficos de saída e centenas de diferentes possibilidades de dados de entrada.

Porém, Deiler não conseguiu estudar mais a fundo as aplicações e o funcionamento do DRAMA, assim como Alexandre, o 7º bolsista.

Em 10 de fevereiro de 2010, o 8º bolsista, Enio Faria de Toledo Moraes assumiu o projeto, e procedeu conforme os objetivos citados a seguir:

2.2 Objetivos

- ✓ Estudo e compreensão do comportamento, características, movimento e importância dos detritos espaciais.
- ✓ Ambientação e compreensão do funcionamento do software DRAMA.
- ✓ Estudo aprofundado do módulo ARES (Assessment of Risk Event Statistics), avaliando e simulando manobras de prevenção de colisões.
- ✓ Estudo aprofundado do módulo MIDAS (Master Impact Flux and Damage Assessment Software), avaliando fluxos de colisão e análises de risco.

Capítulo 3

3.1 Introdução ao DRAMA

Os programas de análise de detritos espaciais são desenvolvidos visando proteger a área útil espacial e preservar o ambiente orbital. A busca por programas e meios consistentes de rastreamento de detritos espaciais vem sendo desenvolvida há alguns anos.

O DRAMA(Debris Risk Assessment and Mitigation Analysis), é uma ferramenta que foi desenvolvida por uma equipe europeia através de um contrato com a ESA, a agência espacial europeia, de acordo com o código de conduta europeia sobre os detritos espaciais.

O DRAMA é composto de cinco softwares individuais, unidos dentro de uma interface comum com o usuário. Suas aplicações foram desenvolvidas visando observar diferentes aspectos do movimento de detritos espaciais, como manobras preventivas para evitar colisões, fluxos de colisão e estatísticas de risco, manobras de eliminação de detritos desorientados, reentrada de detritos e análise de risco das reentradas. Essas ferramentas

permitem o usuário uma abordagem numérica e gráfica satisfatória dos riscos dos detritos espaciais controláveis e não-controláveis. A proposta do DRAMA é de possibilitar os programas espaciais de efetuar suas missões dentro das condições e recomendações do código de conduta Europeu.

O DRAMA consiste essencialmente de ferramentas dispostas dentro de uma interface gráfica. As principais ferramentas do DRAMA são:

1. **ARES** (Assessment of Risk Event Statistics) : Possibilita avaliar manobras de prevenção de colisões.

2. **MIDAS** (Master Impact Flux and Damage Assessment Software): Possibilita avaliar fluxos de colisão e análises de risco.

3. **OSCAR** (Orbital Spacecraft Active Removal): Possibilita avaliar manobras de eliminação de corpos espaciais inativos.

4. **SESAM** (Spacecraft Entry Survival Analysis Module): Possibilita avaliar a reentrada de sistemas na atmosfera terrestre.

5. **SERAM** (Spacecraft Entry Risk Analysis Module): Possibilita avaliar o risco da reentrada de sistemas na atmosfera terrestre.

Abaixo é mostrado um esquema geral da arquitetura dos módulos individuais do DRAMA:

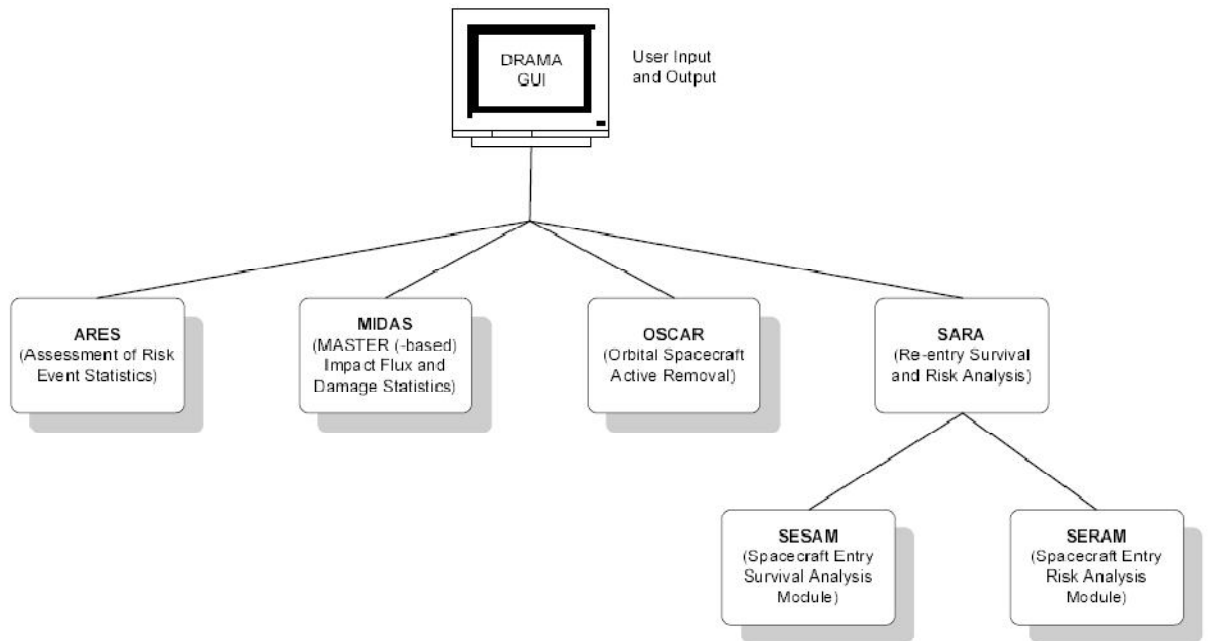


Figura 3.1 – Estrutura básica do ferramental do DRAMA

3.2 Interface gráfica do DRAMA

O objetivo de uma interface gráfica de um software é de fornecer ao usuário uma plataforma ergonômica, ou seja, segura e confortável de se usar, além de ser intuitiva. Assim, o DRAMA foi projetado com base numa aquisição prática de dados, uma eficiente execução e uma janela interativa de visualização dos resultados obtidos.

3.2.1 Janela Principal do DRAMA

A seguir é expresso uma figura da janela inicial do DRAMA:

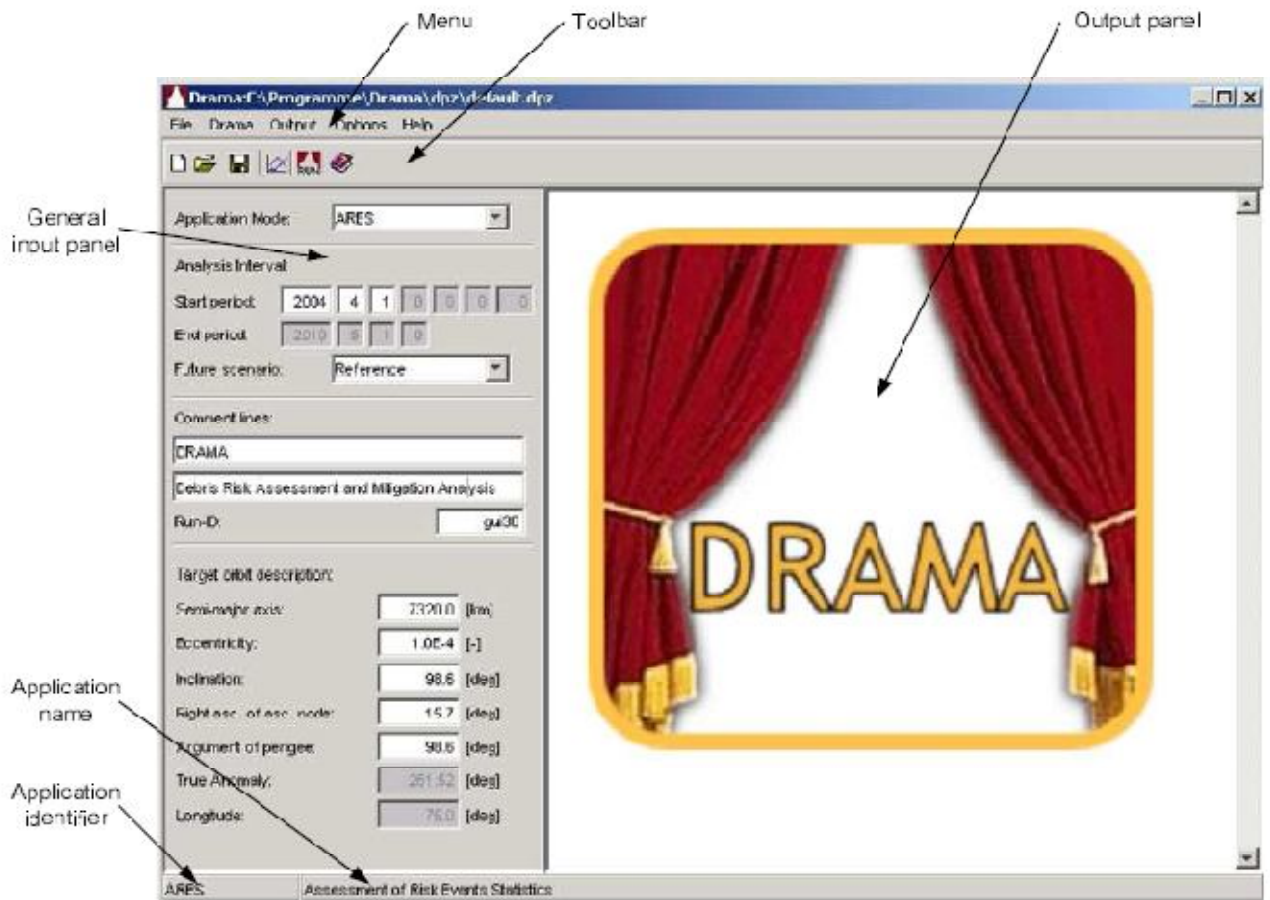


Figura 3.2 – Janela principal do DRAMA

A área [Menu] dá acesso à diversas funções. As funções básicas de manipulação de dados, como salvar, abrir e sair, estão presentes no campo [File]. No campo [Drama] é possível acessar as opções de cada um dos 5 módulos individuais do programa, com isso, é possível alterar dimensões, tipo de propelentes, intervalos de medidas, unidades de medidas, e outras funções; é o menu mais utilizado do programa, pois nele é onde será caracterizado os dados das missões. O campo [Output] tem a função de alterar linhas e cores dos gráficos de saída. O campo [Options] possibilita o usuário a estabelecer onde os dados serão salvos, além de personalizar características do programa para um melhor conforto do usuário. Com o campo [Help], o usuário pode consultar o manual do programa e também obter o contato dos idealizadores para melhores esclarecimentos.

A área [Toolbar], presente na figura 1.8, possibilita ao usuário à acessar as principais funções do menu rapidamente.

A área [General Input Painel] permite ao usuário fornecer os dados básicos de entrada para uma missão, a aplicação de parâmetros independentes e uma visão geral da missão analisada.

Os campos [Application identifier] e [Application name] identificam a corrente aplicação. Isso permite ao usuário a identificar facilmente qual módulo do DRAMA ele está no momento usando.



Figura 3.3 – O menu [Drama]

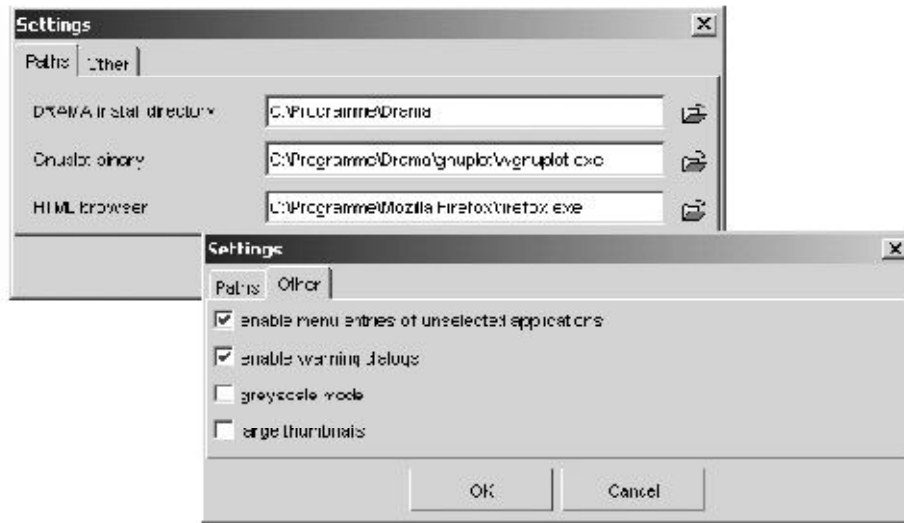


Figura 3.4 – O menu [Options]

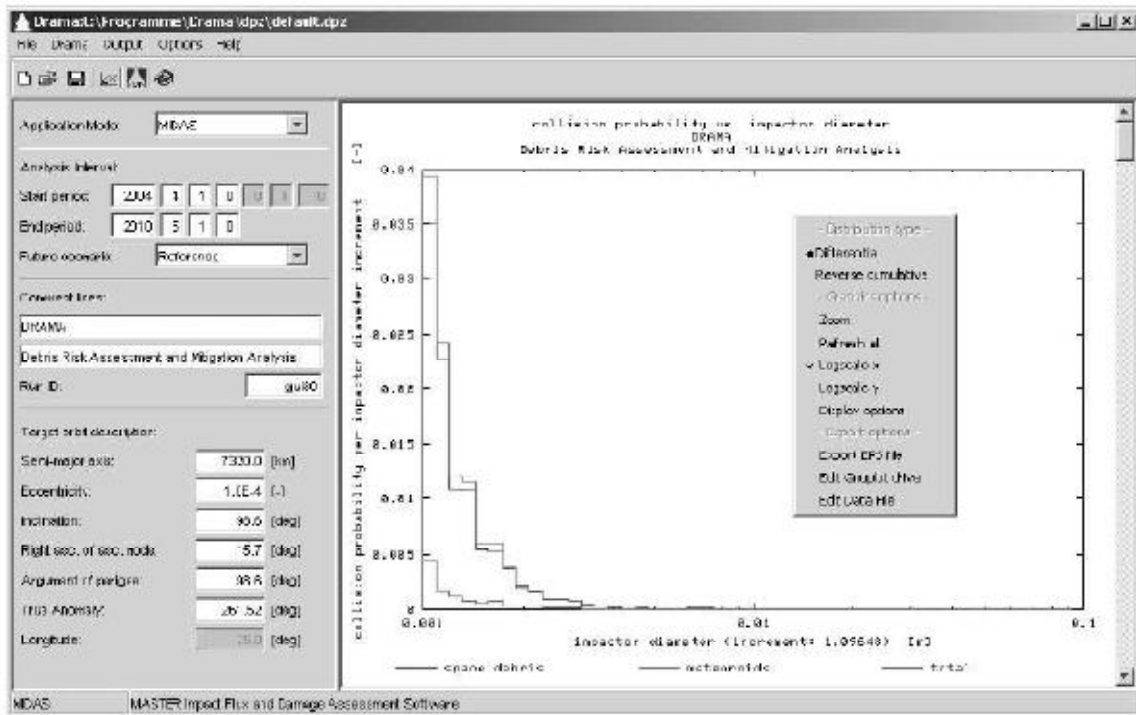


Figura 3.5 – Apresentação do resultado gráfico de uma missão utilizando o MIDAS

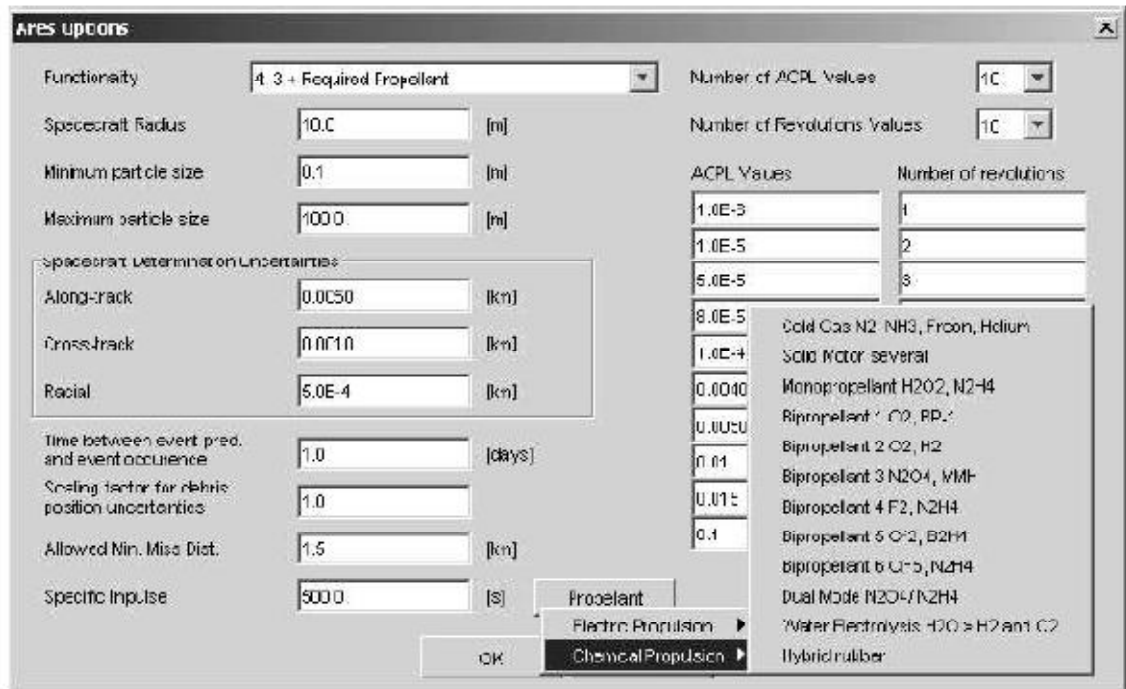


Figura 3.6 – Janela de opção do ARES

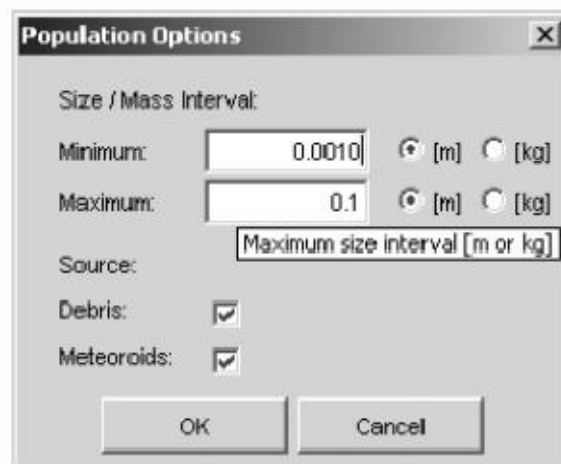


Figura 3.7 – Janela de opção de população do MIDAS

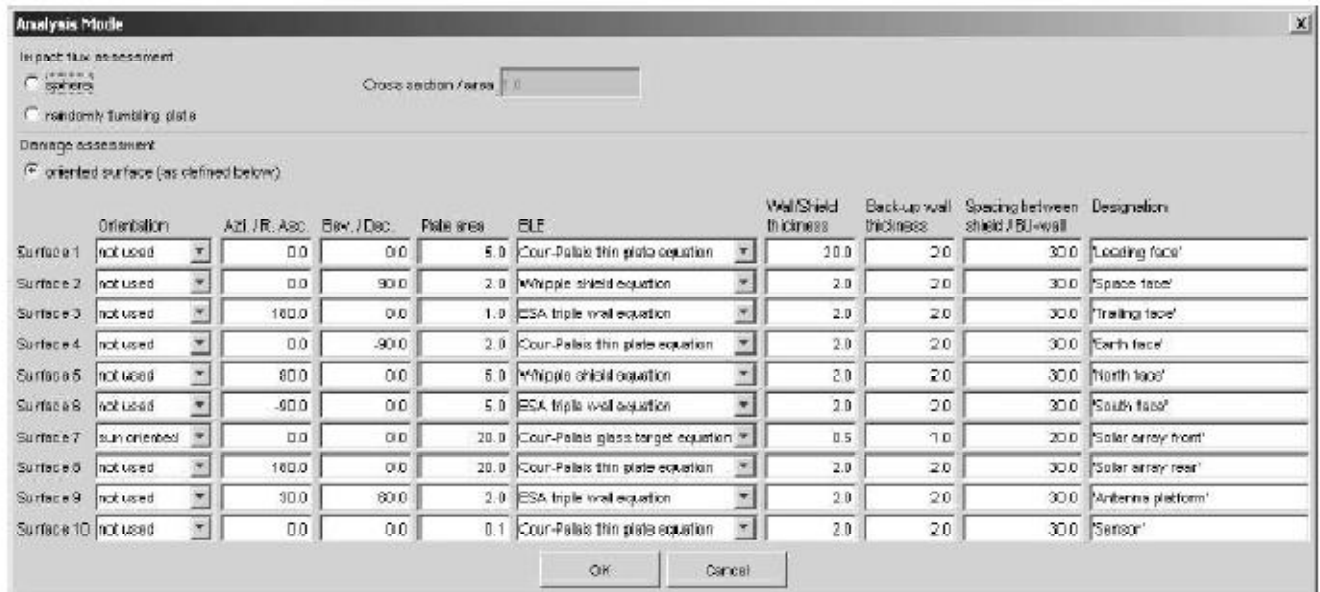


Figura 3.8 – Janela de modo de Análise do *options* do MIDAS

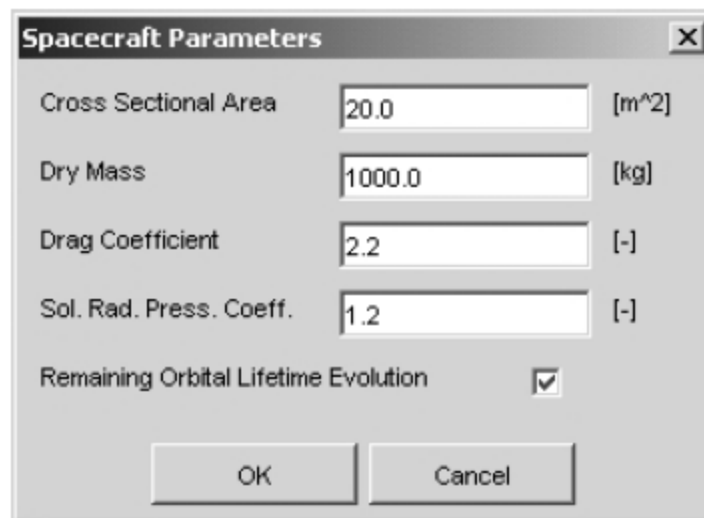


Figura 3.9 – Janela de Parâmetros da nave do *options* do OSCAR

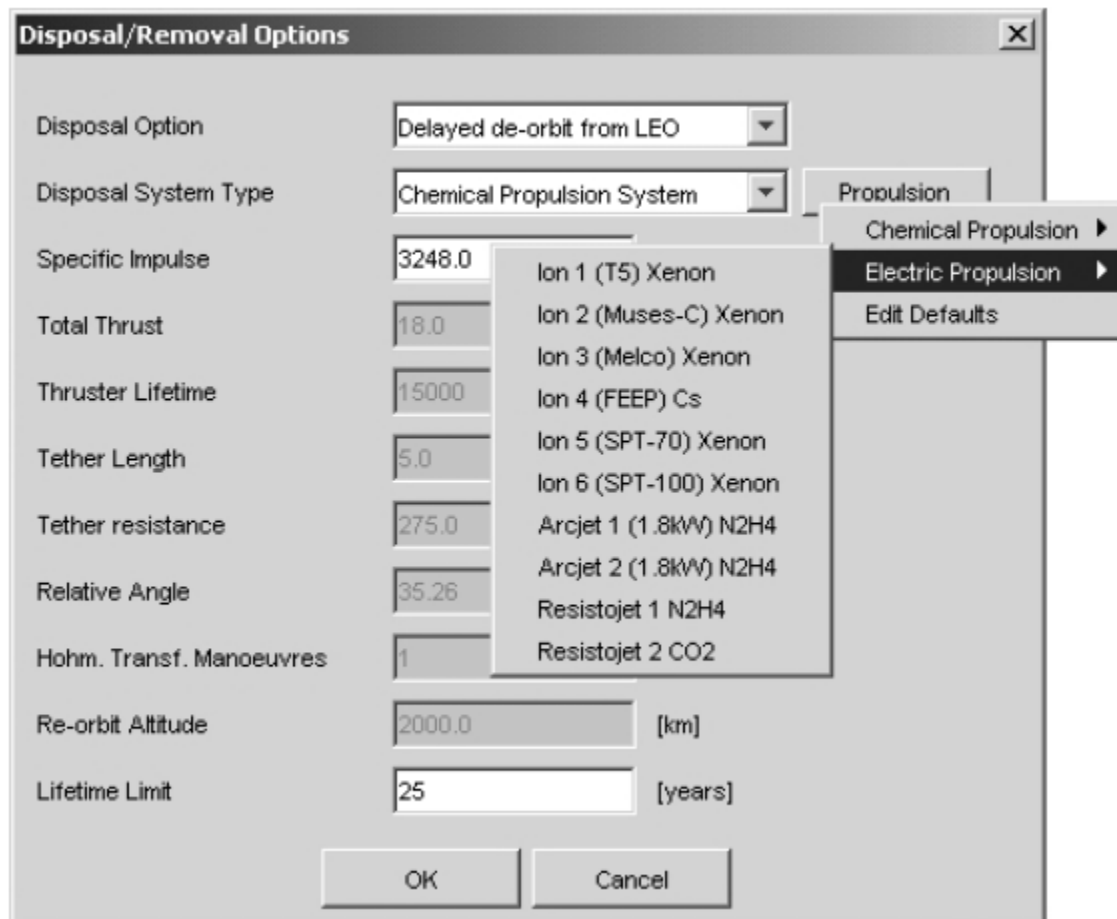


Figura 3.10 – Janela de Eliminação/Remoção do *options* do OSCAR

Prop. System Typ...	Description	Propellant	Vaccum sp. [s]	Thrust [mN]	Thruster Lifetime [h]	delete item
ep	Ion 1 (F5)	Xenon	3218	18	5000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 2 (VULSES-C)	Xenon	2524	57	20000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 3 (Melco)	Xenon	2697	230	5000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 4 (TECP)	Cs	6670	5	20000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 5 (SPT-70)	Xenon	1664	40	5000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 6 (SPT-100)	Xenon	1600	33	5000	<input type="checkbox"/>
ep	Arcjet 1 (1.0kW)	N2 H	600	200	500	<input type="checkbox"/>
ep	Arcjet 2 (1.8kW)	N2H4	550	220	500	<input type="checkbox"/>
ep	Resistojet 1	N2H4	299	500	370	<input type="checkbox"/>
ep	Resistojet 2	CO2	100	200	3000	<input type="checkbox"/>
cp	Cold Gas	N2, NH3, Freon1, He...	50			<input type="checkbox"/>
cp	Solid Motor	several	250			<input type="checkbox"/>
cp	Hybrid	H2O2, N2 H	200			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 1	O2, RP-1	360			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 2	O2, H2	450			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 3	N2O4, MMH	320			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 4	F2, N2H4	425			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 5	O2, B2H6	430			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 6	OFS, N2H4	350			<input type="checkbox"/>
cp	Dual Mode	N2O4/N2H4	330			<input type="checkbox"/>
cp	Water Electrolysis	H2O - H2 and O2	360			<input type="checkbox"/>
cp	Hybrid	rubiter	225			<input type="checkbox"/>

Figura 3.11 – Padrões de propulsão do *options* do OSCAR

Initial Orbit Conditions	
Co-ordinate system	Keplerian
State Vector	
semimajor axis :	6500.0 [km]
eccentricity :	2.0E-4 [km]
inclination :	35.0 [deg.]
RAAN :	130.0 [deg.]
perigee arg. :	90.0 [deg.]
true anomaly :	10.0 [deg.]
<input type="button" value="OK"/> <input type="button" value="Cancel"/>	

Figura 3.12 – Janela de condições iniciais de órbita do *options* do SARA/SESAM

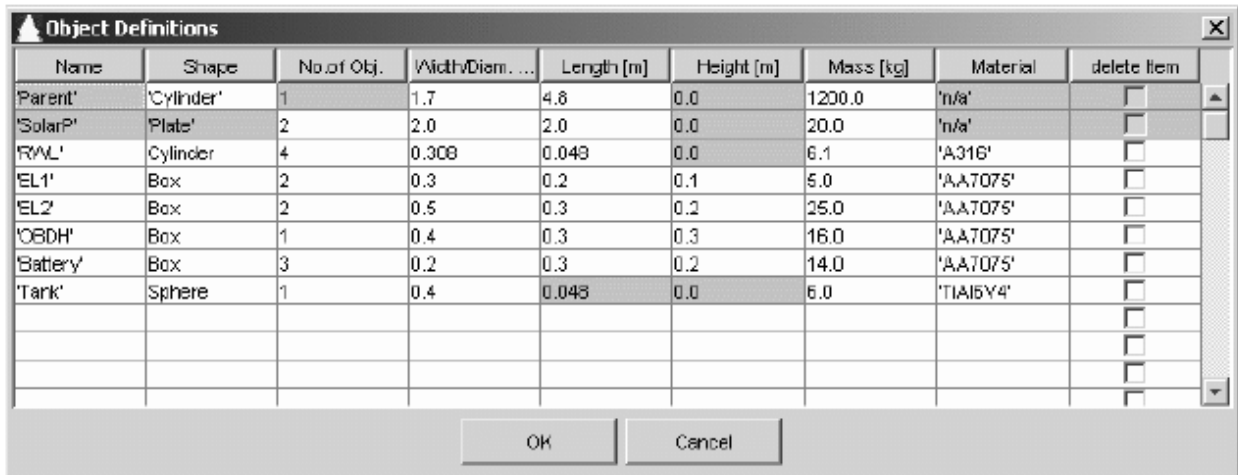


Figura 3.13 – Janela de definição de objetos do *options* do SARA/SESAM

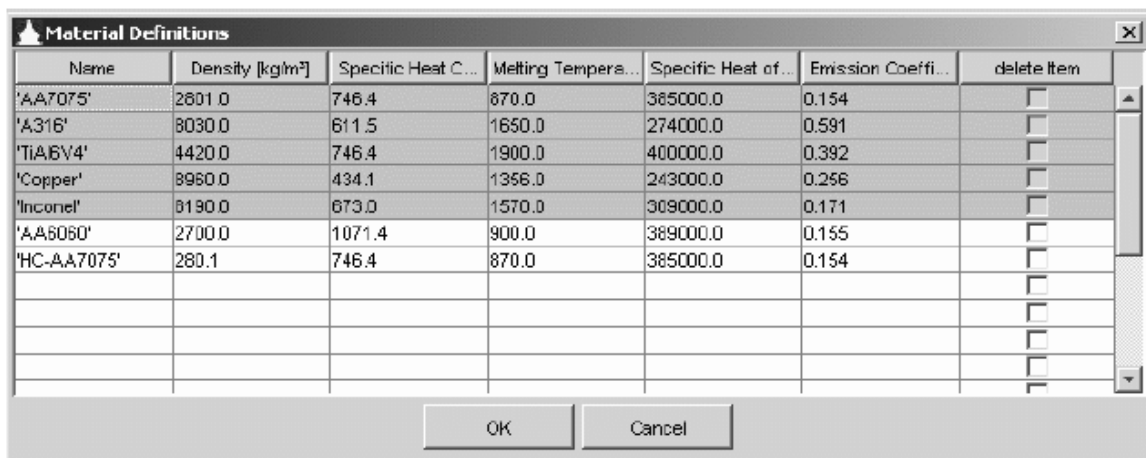


Figura 3.14 – Janela de definição de materiais do *options* do SARA/SESAM



Figura 3.15 – Janela de população global do *options* do SARA/SESAM

Capítulo 4

4.1 Abordagem do ARES

O ARES permite ao usuário avaliar a probabilidade estatística de colisão entre uma nave espacial em operação e objetos em órbita, o número médio de manobras de prevenção e o consumo de combustível associado.

As cinco décadas de missões espaciais resultaram em um grande número de objetos em órbita. Esses objetos colocam em risco satélites em operação, que só podem se prevenir através das manobras preventivas. Para efetuar essas manobras, é necessário uma propulsão extra da nave. Com isso, o ARES exibe um modelo de detritos, geralmente maiores que 10 cm de tamanho, visando mostrar ao usuário a necessidade da manobra preventiva num tempo hábil.

O ARES consegue estimar:

- A probabilidade de colisão anual com base nos objetos “artificiais” catalogados (produzidos pelo homem).
- O número médio de manobras de prevenção, e fatores como alarme falso, redução de risco e risco residual.
- A fração de massa de combustível necessária para uma manobra de evasão.

4.1.1 Visão geral do modelo e dos algoritmos

The MASTER-2001 Population, um dos “cérebros” do ARES, prevê uma população parcialmente determinística dos objetos naturais e artificiais para uma determinada época. No caso, os objetos naturais são ignorados pelo sistema computacional.

Para a estimativa, o MASTER-2001 modela a geração de detritos espaciais e também a sua evolução em relação ao tempo estimado. A evolução dos detritos é inteiramente dependente de suposições de como estará a atividade espacial na época e também, considerando exigências da comunidade internacional sobre o controle da geração dos detritos espaciais. Com isso, três cenários são gerados:

- Cenário Referência: Expressa a situação do espaço no mesmo nível que se passava, ou seja, com os detritos já existentes. Sem implantações de novos satélites e medidas de mitigação de detritos.

- Cenário de Mitigação Intermediária: Expressa continuidade, a mesma taxa, de lançamento de detritos que o passado. Além disso, expressa prevenções de explosões, mísseis e lançamentos de objetos para datas futuras.

- Cenário de Mitigação Total: Além da mitigação intermediária, realiza eliminação de detritos com mais de 25 anos em órbita e detritos que estejam acima do anel geoestacionário.

Lembrando que o ARES somente realiza o cálculo do fluxo incidente de detritos para os com diâmetro maior que 10 cm e presentes no catálogo TLE. Além do que notou-se, através de pesquisas sobre o assunto, que o cálculo da posição dos detritos espaciais gera diversas incertezas. Com isso, constatou-se que as incertezas variam de acordo com a órbita do detrito, assim, atualmente a maioria dos softwares que analisam detritos, o fazem de acordo com sua órbita.

4.1.2 O fator Henize

Somente uma parte dos objetos que orbitam a Terra, são observáveis. O número de objetos que podem ser rastreados depende da altitude de suas órbitas. Quanto menor é a altitude da órbita, menor será o diâmetro de rastreamento.

Com isso, foi estabelecido uma função corretiva, que relaciona a situação ideal limitada (rastreamento somente de objetos do catalogo TLE) com a situação real(objetos do catálogo TLE + objetos não catalogados). Esse fator é denominado *Fator de Henize* (f_{HZ}), que realiza a relação entre os objetos do catalogo TLE (N_{cat}) com o número real de objetos (N_{true}), de acordo com um diâmetro de rastreoio.

O diâmetro de rastreoio (d_{tr}) depende da altitude de rastreoio H (altitude do perigeu), como mostrado abaixo:

Tabela 4.1 – Diâmetro de rastreoio em função da altitude de rastreoio

Para $H \leq 620 \text{ km}$	$d_{tr} = 0,089 \text{ m}$
Para $H \leq 1300 \text{ km}$	$d_{tr} = \frac{10 * 0,736748 + 0,604 * \log(H)}{100} \text{ m}$
Para $H \leq 3800 \text{ km}$	$d_{tr} = \frac{10 * 4,517 + 1,8186 * \log(H)}{100} \text{ m}$
Para $H > 3800 \text{ km}$	$d_{tr} = 1 \text{ m}$

Sabendo o diâmetro de rastreoio expresso em centímetros , o fator de Henize é computado:

$$N_{true} = f_{HZ} * N_{cat} \quad (4-1)$$

$$f_{HZ} = \sqrt{10^{e^{\left(\frac{0,78 * \log d_{tr}}{0,637}\right)^2}}} \quad (4-2)$$

A figura 4.1 nos mostra um estudo das equações matemáticas expressas acima, mostrando que o fator Henize é função do diâmetro de rastreoio, e que para órbitas baixas (LEO- low Earth orbit), todos os objetos maiores que 50 cm devem ser rastreados.

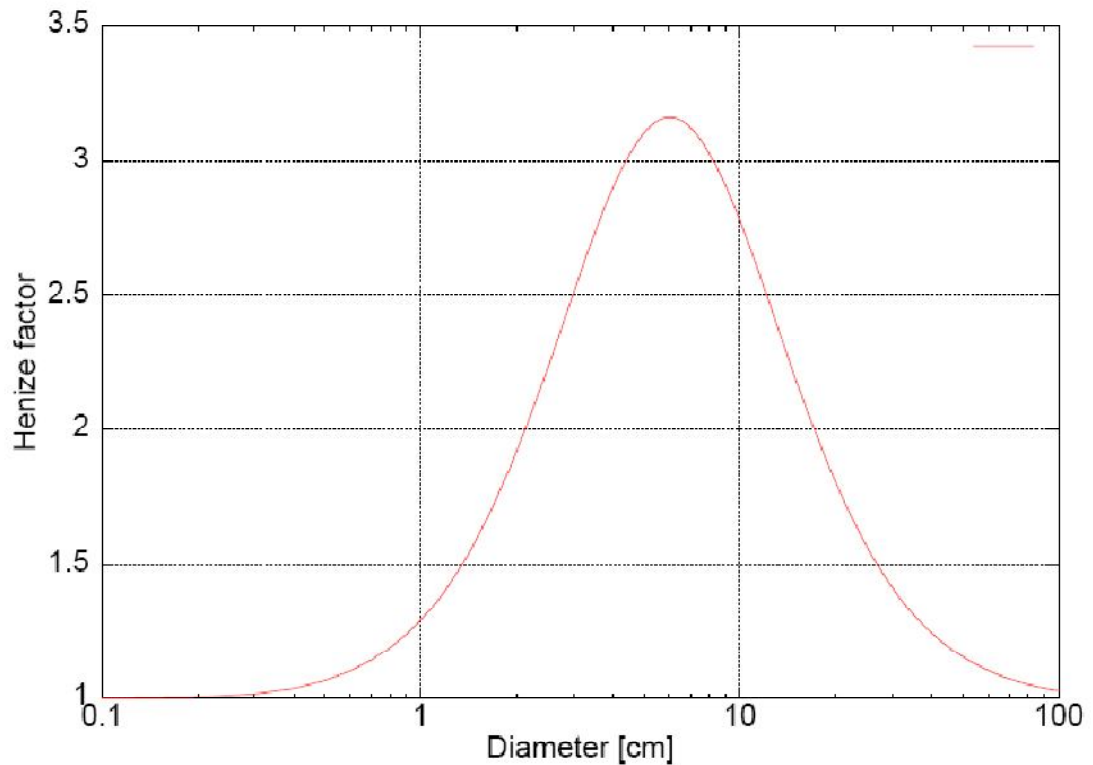


Figura 4.1 - O fator Henize em função do diâmetro de rastreo

4.1.3 Determinação de incertezas

O estudo dos riscos de colisões espaciais não necessita somente do conhecimento da posição do satélite e dos detritos envolvidos em uma determinada área, é necessário também uma margem de incertezas em ambas as situações. Na ferramenta ARES, as incertezas de posição de um satélite operacional são fornecidas pelos usuários, enquanto que as incertezas em relação a população de detritos espaciais são fornecidas pela ferramenta.

O Centro de Controle, responsável pela órbita do satélite desejado, é quem possui as informações em relação à incerteza de posição do satélite operacional.

Para a população de detritos espaciais , cuja posição e velocidade são fornecidos pelo Comando Estratégico dos Estados Unidos(USSTRATCOM), a incerteza de posição depende de um número de fatores como precisão de medição, cobertura do sensor, órbita alvo e o ambiente espacial. Esses fatores variam de acordo com o catálogo da USSTRATCOM e com isso, sua precisão nas medidas. O tipo de órbita é outro fator decisivo na determinação das incertezas, pois ele afeta a maioria das variáveis que geram incertezas.

As órbitas são classificadas através das seguintes características:

- Altitude de Perigeu: Grande Influência na taxa de decaimento e no intervalo de observações.
- Inclinação: Influência na linha de observação e, com a altitude de perigeu, determina o número de faixas (amostras) por dia.
- Excentricidade: Influência na taxa de decaimento e junto com a altitude de perigeu, determina o intervalo observável de órbitas excêntricas altas.

Incertezas de posição para cada tipo de órbita são obtidos selecionando um objeto representativo dentro de cada grupo, de acordo com suas características. A tabela 4.2, mostra os tipos de objetos de acordo com sua excentricidade(e), altura de perigeu (h_p) e inclinação(i). Por exemplo, para o objeto 03017A tem-se excentricidade menor que 0.1, altura de perigeu menor que 800 km e inclinação menor que 30 graus.

Tabela 4.2 – Classificação de objetos de acordo com o regime de órbita

Eccentricity	Perigee Altitude	$i < 30^\circ$	$30^\circ \leq i \leq 60^\circ$	$i > 60^\circ$
$e \leq 0.1$	$h_p < 800$ km	03017A	94027B	96037A
	$800 \text{ km} \leq h_p \leq 25000$ km	92066B	96056A	95068C
	$h_p > 25000$ km	96058A	96058A	96058A
$e > 0.1$	$h_p < 800$ km	91026B	84035B	00015B
	$800 \text{ km} \leq h_p \leq 25000$ km	92027C	91088A	90099D
	$h_p > 25000$ km	83041C	83041C	83041C

Com isso, o ARES já estipula as incertezas de acordo com as características citadas anteriormente, e também de acordo com as componentes de velocidade (lateral, longitudinal e de profundidade). Assim, o ARES fornece a incerteza de posição após uma propagação de tempo que é definido pelo usuário (intervalo de tempo entre a predição do eventos e a ocorrência). Outros fatores são adicionados a estas incertezas, como a pressão atuante devido radiação solar, o arraste atmosférico e outras acelerações residuais.

Tabela 4.3 – Incertezas da órbita TLE de acordo com as componentes do detrito espacial.

Eccentricity	Perigee Altitude	Component	$i < 30^\circ$	$30^\circ \leq i \leq 60^\circ$	$i > 60^\circ$
$e \leq 0.1$	$h_p < 800$ km	RAD	102.24	129.27	104.40
		A-T	419.95	433.95	556.14
		C-T	122.48	163.31	138.57
	$800 \text{ km} \leq h_p \leq 25000$ km	RAD	319.46	194.53	61.35
		A-T	290.14	110.22	95.06
		C-T	391.73	74.26	233.80
	$h_p > 25000$ km	RAD	587.10	587.10	587.10
		A-T	483.56	483.56	483.56
		C-T	393.26	393.26	393.26
$e > 0.1$	$h_p < 800$ km	RAD	4989.323	2919.79	691.27
		A-T	6247.19	3746.70	698.81
		C-T	704.57	2907.00	2108.84
	$800 \text{ km} \leq h_p \leq 25000$ km	RAD	2438.41	1774.40	1036.76
		A-T	3174.59	2421.80	1280.15
		C-T	1486.76	2321.93	2508.37
	$h_p > 25000$ km	RAD	1815.04	1815.04	1815.04
		A-T	1619.71	1619.71	1619.71
		C-T	578.42	578.42	578.42

Abaixo, é mostrado a simulação da propagação de incertezas de acordo com as componentes de velocidade, para dois objetos, o 03017A e o 92066B.

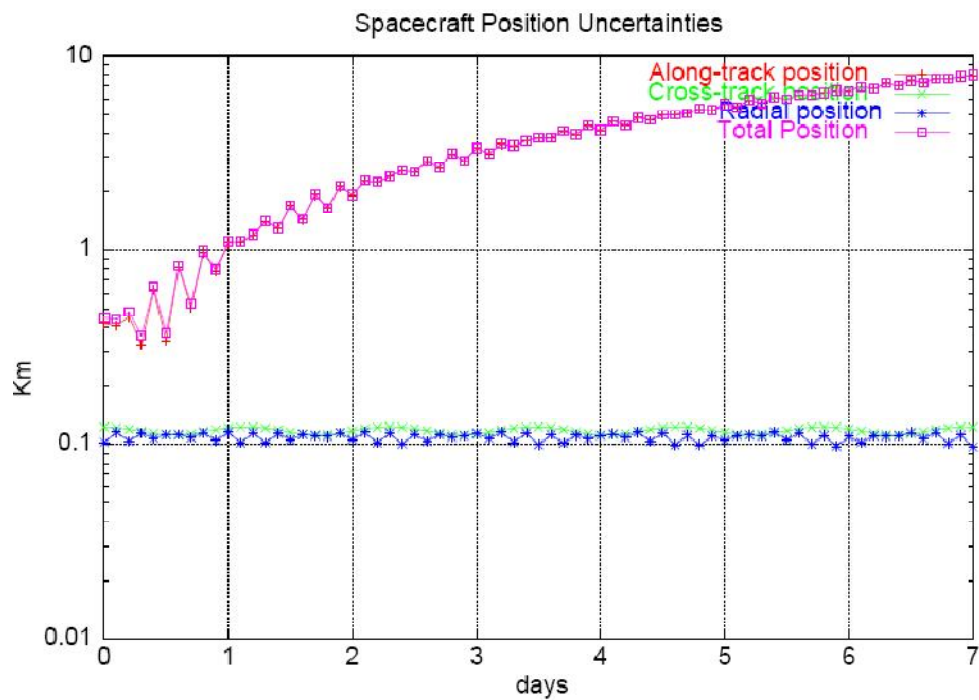


Figura 4.2 - Evolução das incertezas de posição para o objeto 03017A

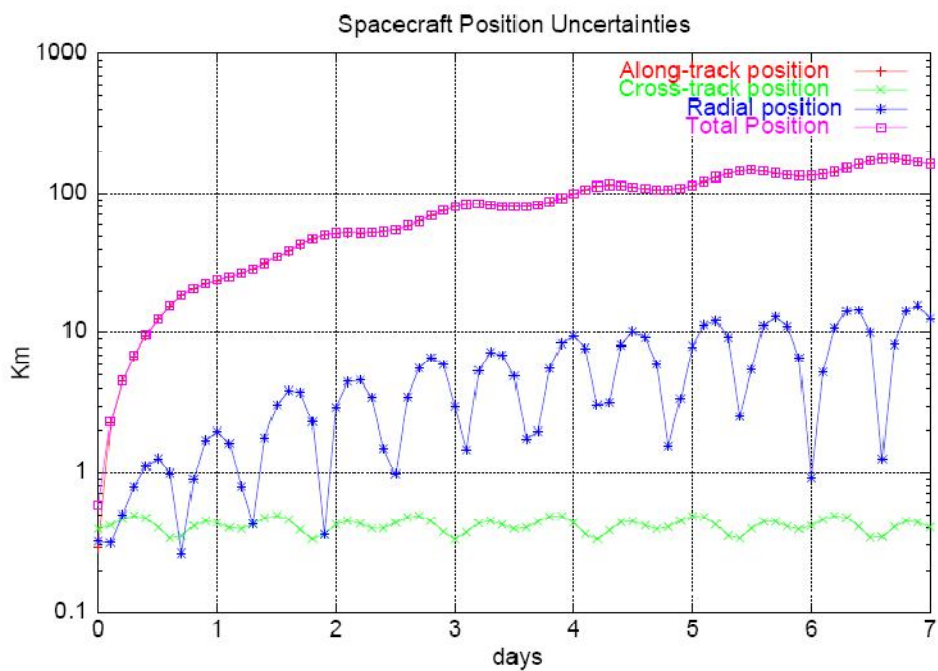


Figura 4.3 - Evolução das incertezas de posição para o objeto 92066B

4.1.4 Eventos (Risco de Colisão Anual e Mecanismos de Evasão)

Descreve a teoria envolvida no cálculo do risco de colisão anual e dos mecanismos de evasão. O risco de colisão anual depende da população, no tipo de órbita e no tamanho do satélite, e é estudado em um ponto de vista estatístico.

Já os mecanismos de evasão são baseados no risco associado à uma possível colisão que forçará a nave a desenvolver uma manobra preventiva para diminuir o risco de colisão.

4.1.4.1 Risco de Colisão Anual

O risco de colisão anual (ACP) para uma nave de secção lateral A, de origem de uma população presente no intervalo $[r_{min}, r_{max}]$, é calculado através da relação:

$$ACP = F_{r_{min} < r < r_{max}} * A * \Delta t_{1ano} \quad (4-3)$$

Onde $F_{r_{min} < r < r_{max}}$ é o fluxo dos objetos em órbita(número de passagem de objetos por unidade de área e ano). A colisão ocorre quando o um objeto(detrito) passa perto da nave/satélite à uma distância menor que a soma dos dois raios, considerando-os objetos esféricos .

Assim, para o cálculo do risco de colisão, o espaço ocupado do detrito e da nave/satélite deve ser considerado. Com isso, a probabilidade total de colisão é obtida através da soma da contribuição de todos os objetos:

$$ACP = \sum_{j=1}^n F_j * \pi(R_{sc} + r_j)^2 \quad (4-4)$$

Onde R_{sc} é o raio da nave/satélite operativa e r_j é o raio de cada objeto(detritos) de um conjunto.

O Risco de Colisão Anual fornece uma estimativa do risco de uma colisão com um detrito em órbita. Não é possível evitar completamente o risco de uma colisão pois as manobras de evasão, ao serem efetuadas, já são um fator de risco de colisão se não forem precisamente

executadas. Outro fato é a possibilidade de colisão com objetos que não foram identificados ou catalogados.

Tendo em vista diminuir ao máximo o risco de colisão, o ARES possui duas formas de cálculo de colisão. O ACP_w é o cálculo de colisão anual com base em detritos maiores que 10 cm de diâmetro e considerando riscos de colisão devido ao ambiente espacial, como detritos não catalogados. Já o ACP_c trabalha somente com os detritos catalogados e calcula o máximo risco que pode ser evitado através das manobras de evasão, bem como, estratégias de evasão.

A relação entre as duas expressões é expressa pelo fator Henize, visto anteriormente.

$$ACP_w = \sum_{j=1}^n F_j * \pi(R_{sc} + r_j)^2 \quad (4-5)$$

$$ACP_c = \sum_{r=1}^n (F_j / f_{Hzj}) * \pi(R_{sc} + r_j)^2 \quad (4-6)$$

4.1.4.2 Número médio de manobras de evasão por ano

Na literatura encontra-se diversos meios do cálculo do risco de colisão, a maioria desses, se baseia no uso do função probabilística 3D Gaussiana. A função que expressa a probabilidade de encontrar um objeto a uma distância $\delta_{\vec{r}}$ de sua distância nominal é expressa por:

$$p(\delta_{\vec{r}}) = \frac{1}{\sqrt{(2\pi)^3 \det(C)}} e^{-\frac{1}{2} \delta_{\vec{r}}^T C^{-1} \delta_{\vec{r}}} \quad (4-7)$$

Onde C é a matriz de covariância associada a posição incerta do objeto.

Durante uma colisão, o movimento do objeto pode ser considerado com retilíneo , a incerteza na velocidade é insignificante e a incerteza na posição dos dois objetos pode ser considerada constante.

O jeito mais conhecido de se calcular a probabilidade de colisão é através do uso do “miss-vector”, que associa uma matriz de covariância de erro dada pela soma das matrizes dos dois objetos. Assim passamos um problema 3D para 2D. Assim a probabilidade de colisão de dois objetos é expressa por:

$$P = \frac{1}{2\pi\sqrt{\det(C)}} \int_{-R}^R \int_{-\sqrt{R^2-x^2}}^{\sqrt{R^2-x^2}} e^{-\frac{1}{2}\delta\vec{r}^T C^{-1}\delta\vec{r}} dy dx \quad (4-8)$$

Onde R é a soma do raio dos dois objetos, assumindo os objetos como esféricos. O componente $\delta_{\vec{r}}$ é o vetor entre o ponto de área de integração e o ponto onde foi previsto o evento. A integral definida acima, é expressa pela figura 4.4 , onde (X_{nm}, y_{nm}) é o ponto onde o evento é previsto, a integral é executada dentro dos eixos X e Y e dentro do círculo de raio R.

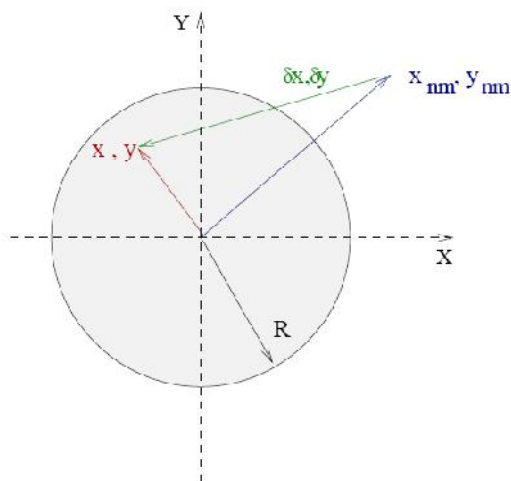


Figura 4.4 - Área de integração para a probabilidade de colisão. O círculo de raio R é a área de integração e os pontos (X_{nm}, y_{nm}) definem o ponto previsto.

O valor da probabilidade de colisão “P” depende na distância do evento previsto. Para pequenos valores de covariância de posição, a probabilidade de colisão varia bruscamente, tendo um alto valor de encontros mal sucedidos para pequenas distâncias. Contudo, se as incertezas forem grandes, os valores de probabilidade de colisão para pequenas distâncias são menores.

Um valor aproximado da probabilidade de colisão pode ser obtido assumindo que a função P, da expressão (4-8) é constante dentro da área de integração e igual ao valor do centro. Caso a área seja muito larga, ou a posição de incerteza envolvida é muito pequena, essa suposição não é válida.

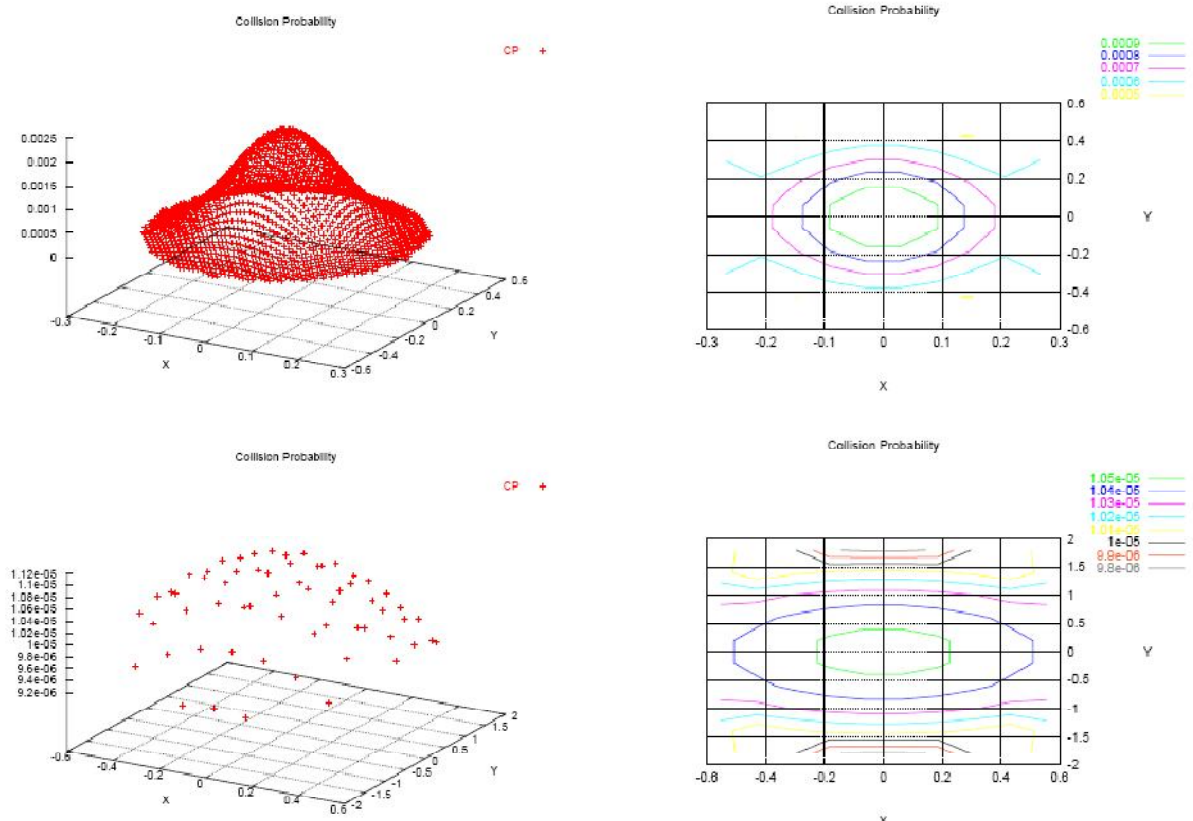


Figura 4.5 - Valores de probabilidade de colisão para pontos dentro do plano XY com diferentes incertezas

A tabela 4.4 nos mostra valores de probabilidade de colisão(CP) utilizando dois métodos, o simples e o complexo. Observando a figura, nota-se que pequenos valores de

erro na matriz junto com um grande raio de integração, geram falsos resultados. Nota-se também que quanto maior é a probabilidade de colisão (CP), mais confiável o modelo complexo será.

Tabela 4.4 - Comparação dos resultados dos métodos simples e complexo

Test case	Integration Radius	Determinant of Unc. Matrix	CP Simple Model	CP Complex Model	Δ CP
Case 1	23 m	$9.25 \times 10^{-3} \text{ km}^2$	2.765691×10^{-3}	2.76428×10^{-3}	0.05%
Case 2	23 m	$9.44 \times 10^{-7} \text{ km}^2$	0.273782	0.27365	0.05%
Case 3	60 m	$9.25 \times 10^{-3} \text{ km}^2$	1.87127×10^{-3}	1.8531×10^{-3}	0.98%
Case 4	60 m	$5.78 \times 10^{-4} \text{ km}^2$	7.4994×10^{-2}	7.2154×10^{-2}	3.9%
Case 5	60 m	$7.51 \times 10^{-4} \text{ km}^2$	0.2081	0.1871	11%
Case 6	60 m	$1.48 \times 10^{-5} \text{ km}^2$	0.4677	0.3705	26%
Case 7	60 m	$4.72 \times 10^{-6} \text{ km}^2$	0.8298	0.5570	48%
Case 8	60 m	$9.44 \times 10^{-7} \text{ km}^2$	1.85241	0.83048	123%

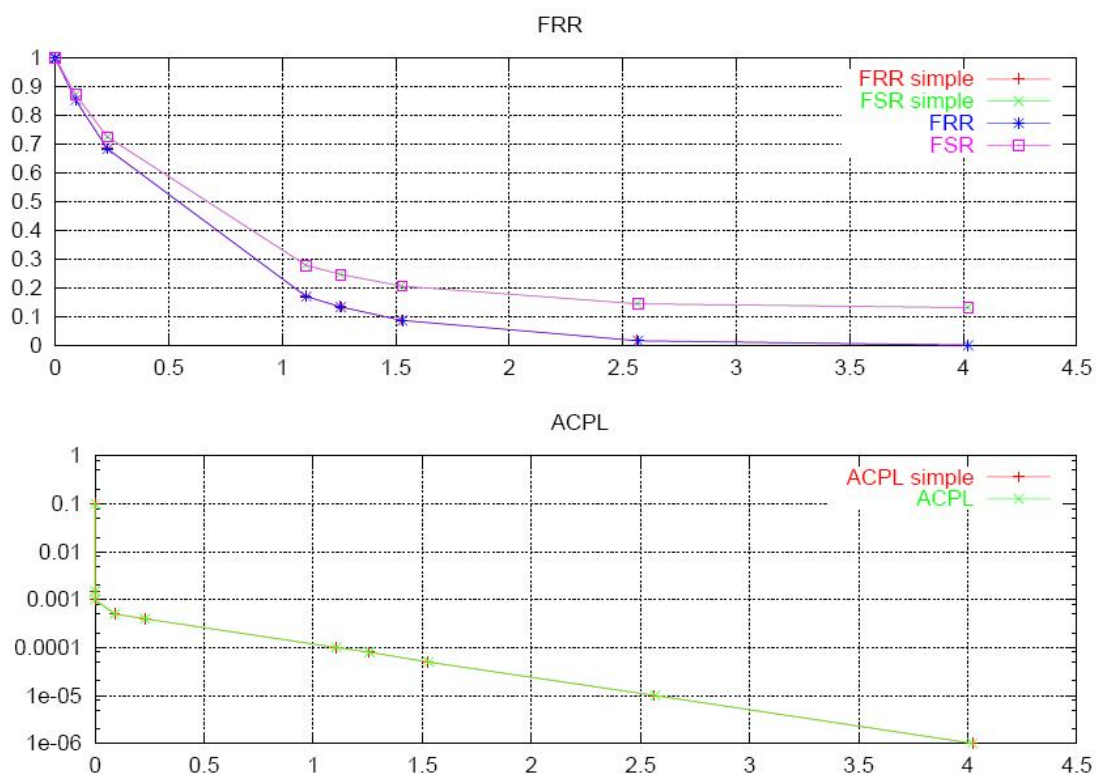


Figura 4.6- Comparação do resultado para o método simples e o complexo no cálculo da probabilidade de colisão. O eixo X mostra o número de manobras preventivas por ano e o eixo Y mostra a fração residual de risco e o Nível aceitável de probabilidade de colisão(ACPL)

4.1.5 Critério de determinação de Manobra de Evasão

A decisão de efetuar uma manobra de evasão faz-se de acordo com o Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL). Caso o risco associado a um evento é maior que este valor, a manobra deve ser efetuada. Caso contrário, não há necessidade de mudança de curso.

Caso o ACPL seja muito grande, poderão ocorrer pequenos encontros previstos, sendo o número de manobras pequeno. Por outro lado, caso o ACPL seja muito pequeno, poderá ocorrer um grande número de colisões, sendo a probabilidade de risco maior e consequentemente, o número de manobras necessárias será maior, afetando o consumo de combustível.

A figura 4.7 mostra como o número de manobras é afetado pelo ACPL:

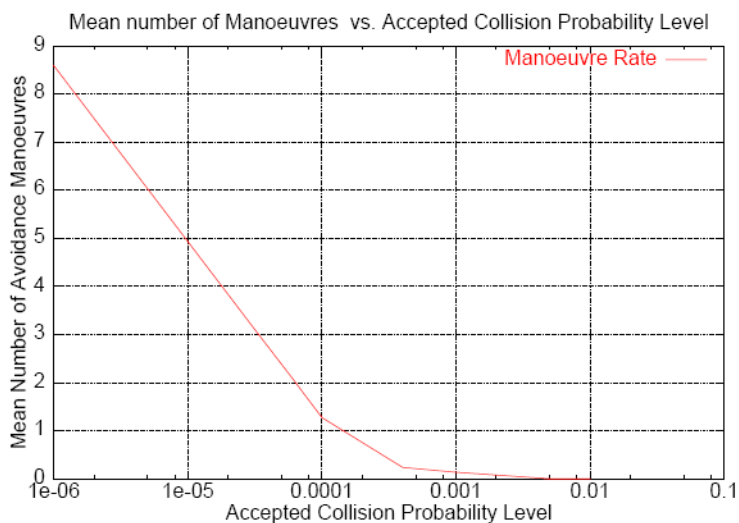


Figura 4.7 -Número de manobras por ano em função do Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).

4.1.6 Formulação Não-Determinística

O cálculo da probabilidade de colisão entre um satélite operacional e um objeto presente no catálogo, recebe uma formulação quase determinística. Já a avaliação do risco de colisão durante toda sua vida, necessita de uma formulação não-determinística .

O fluxo de colisão pode ser obtido por diferentes grupos de objetos presente no catálogo, cujos quais são especificados de acordo com suas características de órbita e incertezas de órbita. Cada grupo desses fornece um determinado fluxo na órbita espacial e também um impacto na direção da velocidade.

Diferentes valores de direção do impacto de velocidade define os planos XY. Após analisar o direcionamento do fluxo de impacto, conclui-se que o ângulo de elevação do impacto de velocidade é perto de zero graus. Contudo, há uma grande intervalo de ângulos azimutais.

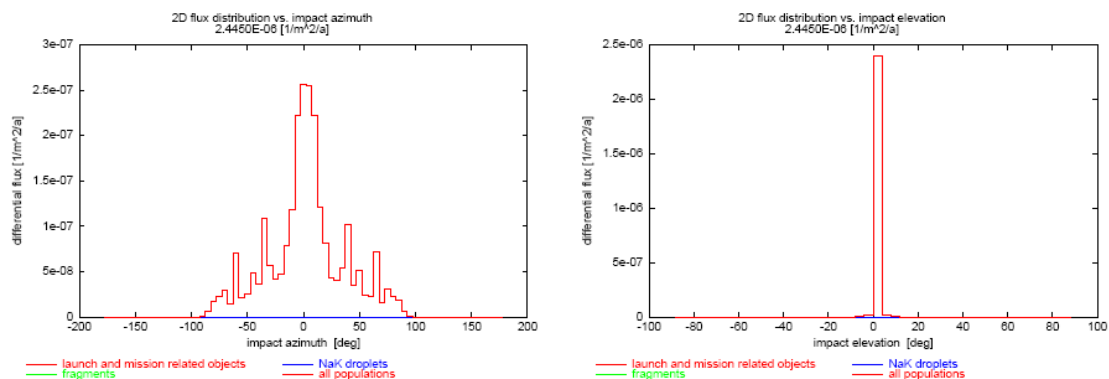


Figura 4.8- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um ERS-type orbit.

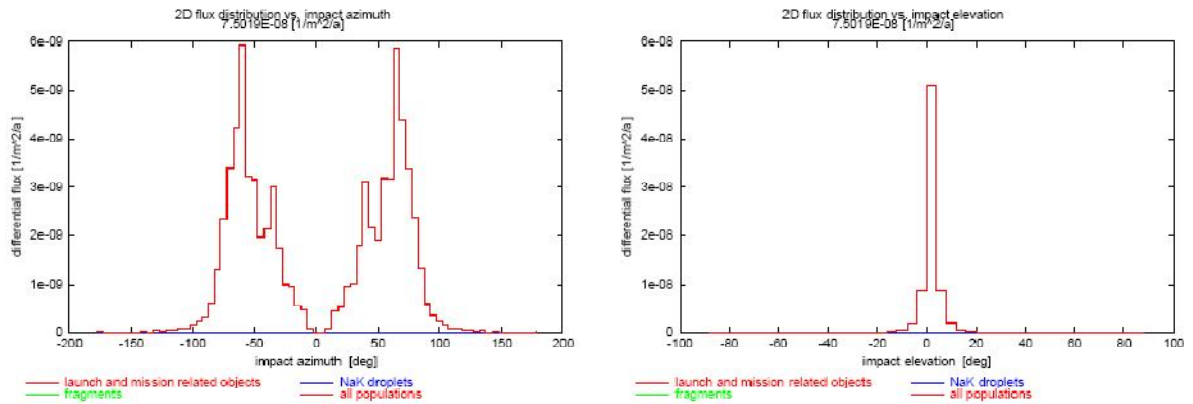


Figura 4.9- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um ISS-type orbit.

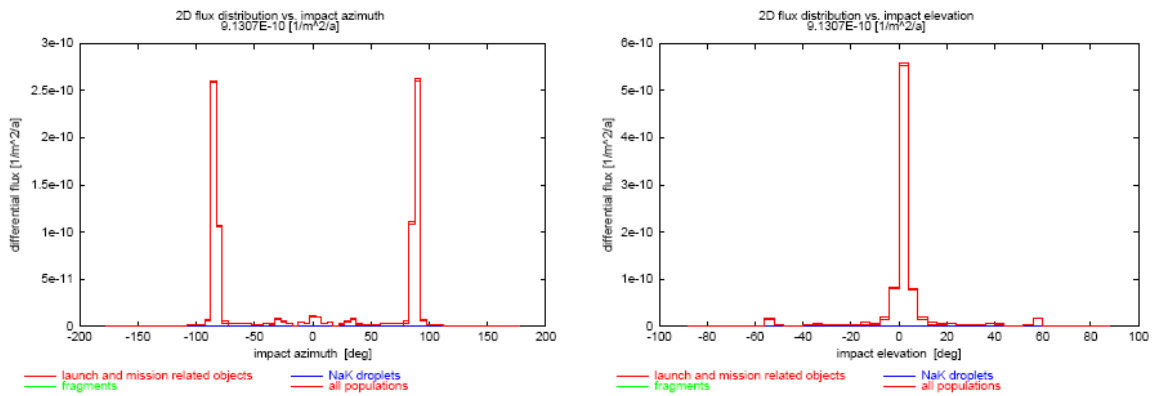


Figura 4.10- Fluxo como função do impacto de velocidade azimutal(esquerda) e ângulo de elevação(direita) para um GEO-type orbit.

Três são os vetores de velocidade envolvidos:

- Vetor velocidade do satélite:

$$\vec{v}_{SC} = V_{SC} (1,0,0) \quad (4-9)$$

- Vetor velocidade para detritos espaciais:

$$\vec{v}_d = V_d(x_d, y_d, z_d) \quad (4-10)$$

- Vetor velocidade de impacto:

$$\vec{v}_i = V_i(-\cos Az \cos El \sin Az \cos El - \sin El) \quad (4-11)$$

Todas são relacionadas pela expressão:

$$\vec{v}_i = \vec{v}_d - \vec{v}_{sc} \quad (4-12)$$

Também, tem-se:

$$x_d = 1 - \frac{v_i}{v_d} \cos Az * \cos El \quad (4-13)$$

$$y_d = \frac{v_i}{v_d} * \sin Az * \cos El \quad (4-14)$$

$$z_d = -\frac{v_i}{v_d} \sin El \quad (4-15)$$

Com essas equações, consegue-se definir que a direção da velocidade dos detritos, assim:

$$\frac{v_i}{v_d} = 2 \cos Az * \cos El \quad (4-16)$$

Com essa expressão, o direcionamento da geometria de impacto é conhecido.

4.1.7 Taxa de Falso Alarme

Manobras de evasão são executadas devido a eventos de grande risco, que poderiam gerar uma colisão. A taxa de falso alarme (FAR) expressa a possibilidade de desenvolver uma manobra de prevenção sendo que poderá não resultar numa colisão propriamente dita.

A razão entre a redução de risco (Q) e o número de manobras, expressa a redução no risco de colisão. Com isso, a probabilidade de “não-colisão” para um determinado evento é:

$$FAR = 1 - \frac{Q}{M_A} \quad (4-17)$$

O FAR é relacionado com o Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL), sendo que Q e M_A dependem desse valor. Uma manobra de prevenção é executada quando o risco de colisão relacionado é maior que o ACPL definido. Sendo assim, o risco de colisão é ACPL, e o risco de não-colisão é $1-ACPL$. Esse valor pode ser a taxa de falso alarme para um evento com risco igual ao ACPL. Contudo, o número de manobras é calculado para todos os eventos com um risco igual ou maior que o ACPL. Assim, a probabilidade de não-colisão deve ser igual ou menor que $1-ACPL$. Isso pode ser observado na figura 4.11.

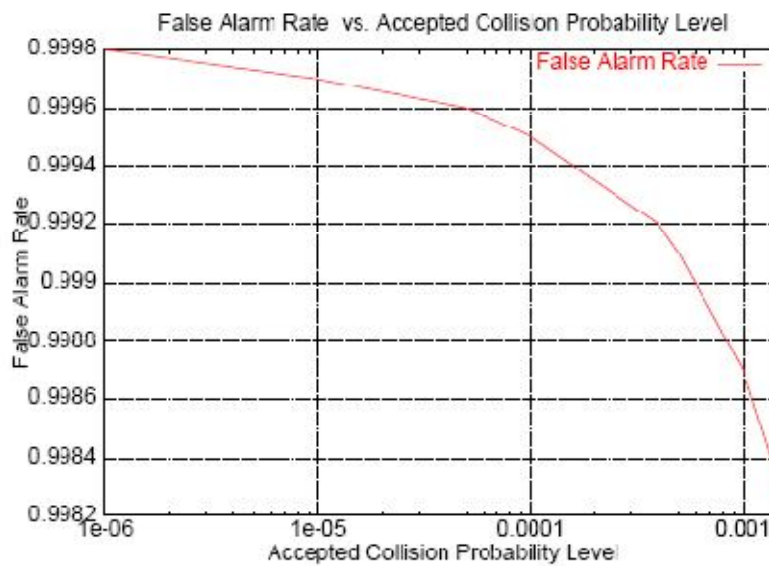


Figura 4.11 - Taxa de falso alarme em função do ACPL

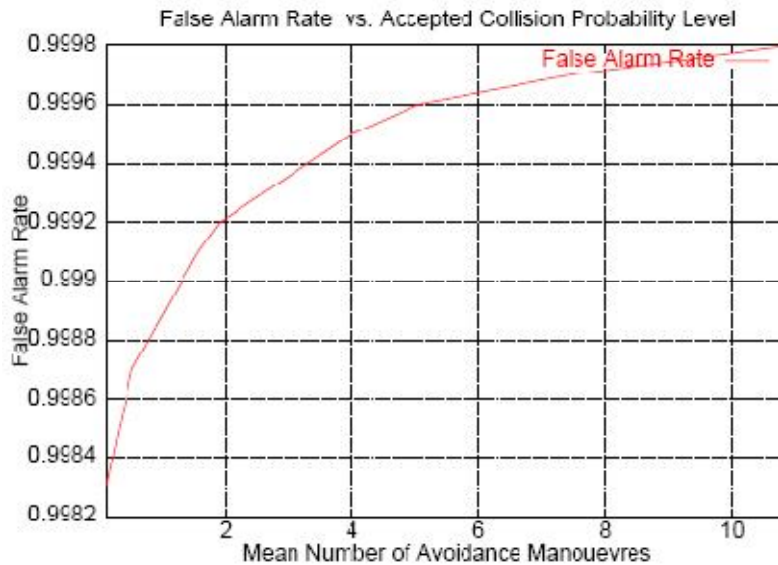


Figura 4.12 - Taxa de falso alarme em função da taxa de manobra anual

4.1.8 ΔV e Custo da massa de propelente

Determinar manobras de evasão eficientes é um problema clássico de otimização com três parâmetros para estimar: as três componentes da velocidade, a mínima distância entre os objetos e a função custo. Sabendo que o problema do cálculo da média anual de consumo de propelentes devido a manobras de evasão é baseada em formulação estatística, as características de um evento próximo não são conhecidas, com isso o valor obtido ΔV não é um valor ótimo.

Estratégias de prevenção são classificadas em dois grupos: Estratégias de curto e longo prazo. Para a segunda opção, os resultados dependem de um parâmetro definido como o número de revoluções entre a execução da manobras de evasão e o evento previsto.

Satélites operacionais devem estar localizados em órbitas pré-definidas e essa órbita deve ser preservada durante toda a vida útil do satélite. Assim, se uma manobra de evasão é executada e o satélite estive posicionado em uma órbita diferente, uma manobra inversa deverá ser executada a fim de reposicioná-lo na órbita operacional. Este gasto adicional de

consumo de combustível pode ser evitado se as manobras estiverem em sintonia com os requisitos da órbita do satélite. A ferramenta ARES calcula o ΔV (consumo de combustível) considerando o caso extremo, o de manobra de inversão.

4.1.8.1 Previsão de consumo de combustível (ΔV) para manobras de evasão

O combustível necessário para um número médio de manobras de evasão deve ser relacionado com o parâmetro Perda Mínima Permitida de Distância (AMMD). Essa perda mínima de distância, tem que ser de acordo com o ACPL. Se houver distâncias maiores que o AMMD definido, haverá uma probabilidade de colisão maior que o ACPL. Nesse caso, será necessária uma manobra que tentará colocar o satélite a uma distância maior que o AMMD, gerando maior consumo de combustível. A fim de evitar esse quadro, o ACPL é considerado um parâmetro primordial, de primeiro plano. Assim, se houver pontos com a probabilidade de colisão maior que o ACPL definido, estes pontos serão adotados para definir um novo AMMD.

O satélite tem que se mover a uma distância relativa de segurança em relação à posição do detrito espacial no plano. A figura 4.13 representa esse comportamento:

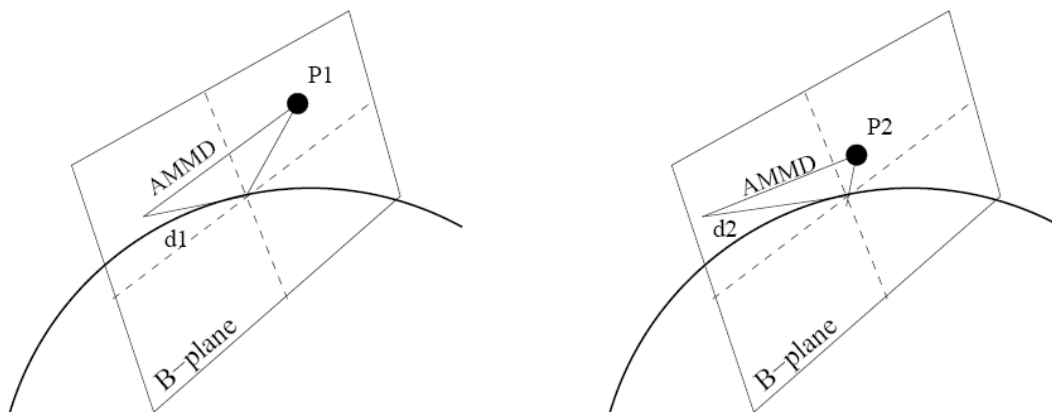


Figura 4.13- Distância da manobra de evasão em função do AMMD e do ponto de encontro no plano.

Através de uma manobra longitudinal, o satélite deverá se mover para d1 ou d2, dependendo da posição do detrito. Na figura 4.13, nota-se que o ponto P2 está mais perto do satélite do que P1, assim a manobra será mais larga.

O tamanho da manobra também depende do tipo de estratégia a ser executada, podendo ser de curto ou longo prazo. O consumo de combustível necessário para a manobra depende no tempo previsto da colisão.

As estratégias de longo prazo são baseadas na distância longitudinal entre o satélite e o detrito espacial. A manobra é executada no ponto de encontro após um certo número fixo de revoluções do objeto, antes do evento previsto. As estratégias de curto prazo são baseadas na separação radial entre os objetos e a manobra é executada em um ponto oposto ao ponto de encontro previsto. As estratégias de curto prazo, necessitam de uma grande quantidade de combustível, maior que as de longo prazo. A figura 4.14 mostra o combustível necessário anualmente para um satélite em órbita baixa (LEO) em função do número de revoluções para manobras de longo prazo. Para as de curto prazo, o número de revoluções é igual a zero.

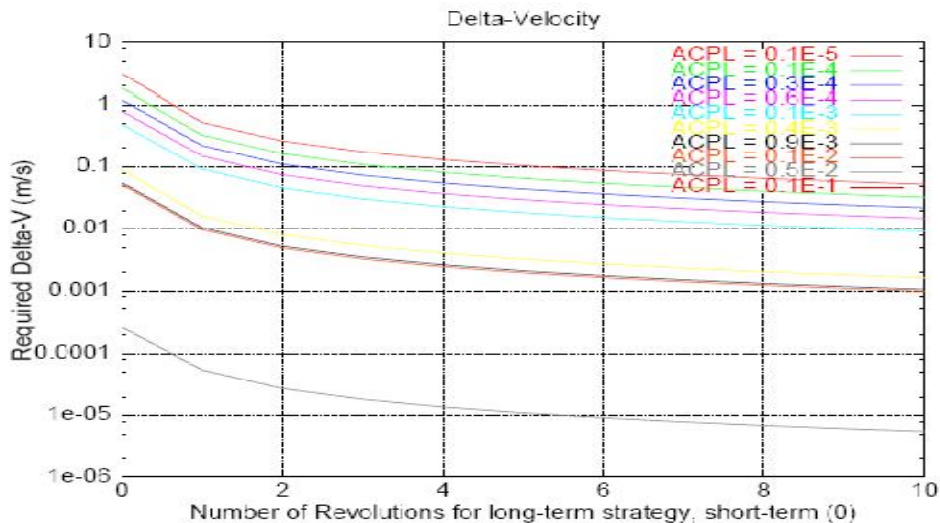


Figura 4.14- Combustível necessário para estratégias de curto e longo prazo em função de diferentes valores de ACPL.

Sabendo que o consumo de combustível associado, de acordo com as manobras de evasão, depende da altitude da órbita do satélite, uma altitude de órbita média é estimada. Todos os cálculos para o combustível necessário são executados considerando a órbita circular numa determinada altitude, considerando o tempo gasto pelo satélite em uma determinada altitude.

O combustível necessário (ΔV) é obtido pela integração do $\Delta V F_j$ pela área de manobra no plano.

$$\Delta V_j = \int_{A=0}^{A(ACPL)_j} \Delta V F_j dA \quad (4-18)$$

4.1.8.2 Estratégias de longo prazo

As estratégias de longo prazo são desenvolvidas para gerar um separação longitudinal entre os dois objetos no tempo correto que eles são previstos para colidirem. Essa separação longitudinal é obtida estabelecendo um novo tempo de chegada para o satélite operacional no ponto de encontro, resultado da diferença no período orbital entre a órbita transitória e a órbita inicial. A manobra é executada por números de revoluções antes do evento previsto.

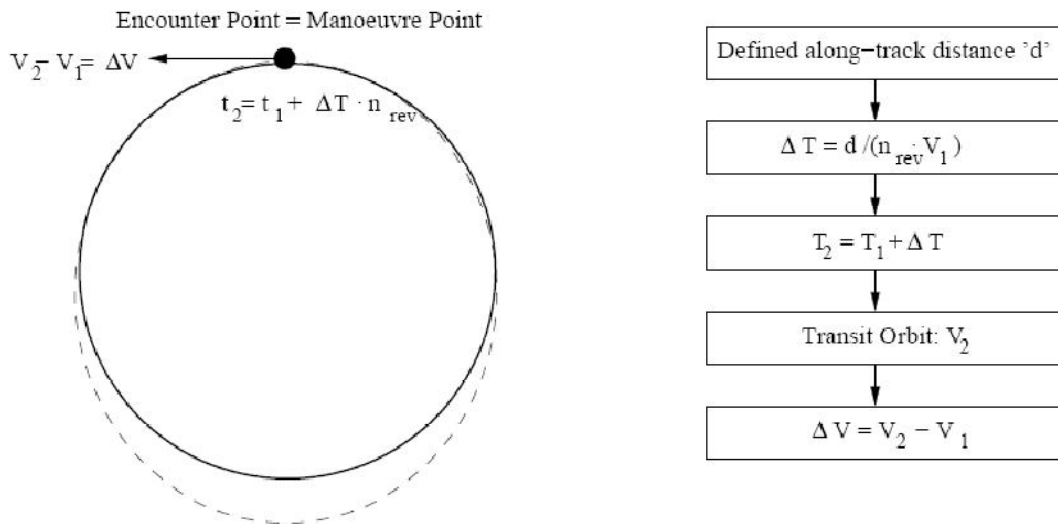


Figura 4.15- Comportamento de uma estratégia de longo prazo

As etapas para o cálculo do combustível necessário são descritas na figura 4.15.

4.1.8.3 Estratégias de curto prazo

As estratégias de curto prazo são desenvolvidas para gerar uma separação radial entre dois objetos no tempo que eles são esperados para colidir. A separação é obtida com um acréscimo na separação radial no ponto de encontro. A manobra é desenvolvida no ponto da órbita oposta do ponto de encontro a fim de maximizar o espaço na separação radial.

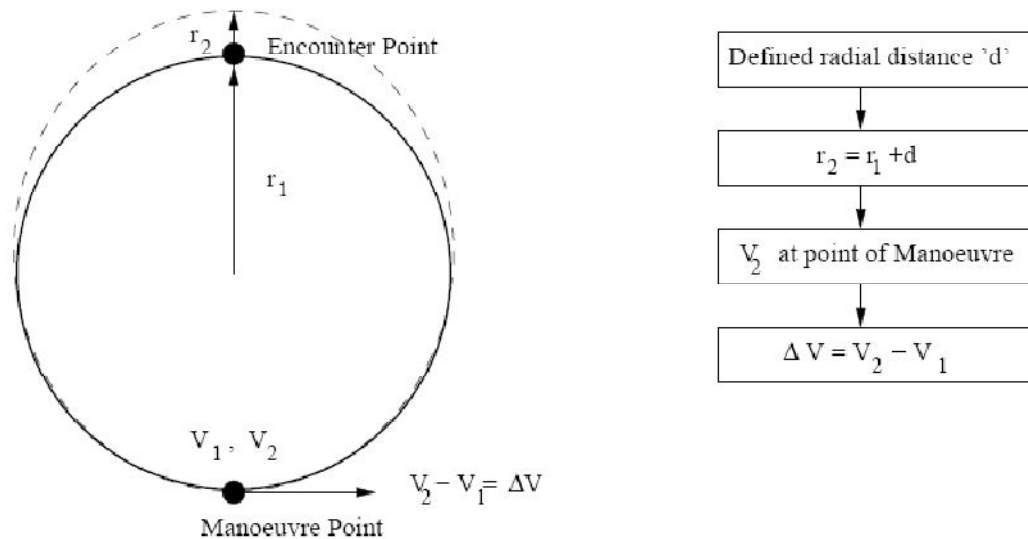


Figura 4.16- Comportamento de uma estratégia de curto prazo

As etapas para o cálculo do combustível necessário são descritas na figura acima. A altitude necessária de separação é conhecida, então as órbitas operacionais e transitórias podem ser definidas.

4.1.8.4 Fração de massa propelente para Manobras de Evasão

A fração de massa propelente usada durante as manobras de evasão, durante a vida útil do satélite, é diretamente relacionada com a previsão de consumo de combustível necessário para executar essas manobras e as características do sistema de propulsão.

Para o cálculo do comportamento da fração de massa necessária, é preciso conhecimento do impulso específico (I_{sp}), que é a medida da energia presente no propelente e a da eficiência na qual é realizado o impulso. A razão entre a massa propelente (m_p) usada por um conhecido consumo de combustível, e a massa inicial do satélite (m_o) é dada por:

$$P M F_{am} = \frac{m_p}{m_o} = 1 - e^{\frac{-\Delta V}{(I_{sp} * g)}} \quad (4-19)$$

Onde g é a aceleração gravitacional na superfície terrestre.

Aplicando essa equação para o consumo de combustível (ΔV) necessário para cada uma das estratégias de evasão (dependendo do tipo de manobra - longo ou curto prazo - e o ACPL), obtêm-se o seguinte gráfico:

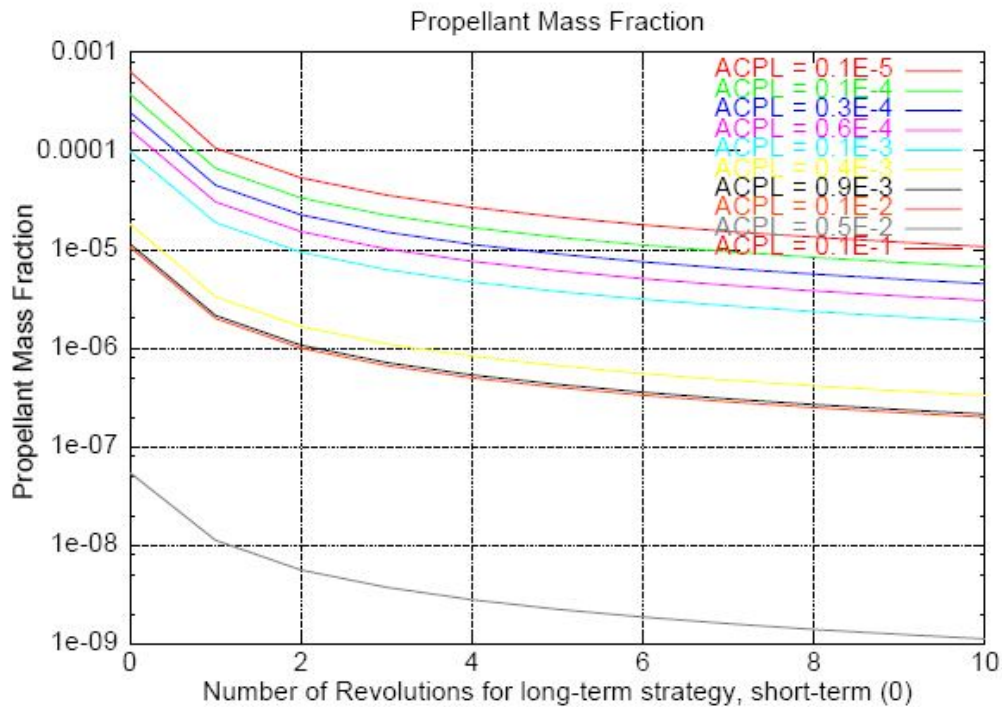


Figura 4.17 – Fração de massa propelente necessária para estratégias de longo e curto prazo para diferentes valores do Nível Aceitável de Probabilidade de Colisão (ACPL)

4.2 Exemplos e testes

4.2.1 Comparação dos critérios necessários para evasão e prevenção para diferentes missões

A missão da órbita, o tamanho da nave espacial/satélite e o tipo de missão (tripulada/sem tripulação) têm uma grande influência nos critérios necessários para evasão

e prevenção adotados pelo operador da nave. Esses parâmetros definem o nível de risco do ambiente e a probabilidade de colisão anual da missão. Abaixo é expresso os dados orbitais usados para as simulações. As áreas transversais usadas para cada caso são:

- Envisat: 63,5 m²
- ERS: 28,27 m²
- ISS: 200,0 m²
- GEO: 41,9 m²
- GTO: 23,4 m²
- GPS: 12,5 m²
- Galileo: 12,5 m²

A tabela 4.5, mostra a probabilidade de colisão anual(devido aos objetos catalogados e a população inteira) para cada missão:

Tabela 4.5- Características da missão: parâmetros orbitais

Mission	a (km)	e	i (°)	RAAN (°)	Arg. Perigee (°)
Envisat (LEO)	7162	0.0001	98.55	15.72	98.61
ERS (LEO)	7153	0.0012	98.52	0.0	90.0
ISS (LEO)	6754	0.0007	51.63	19.23	111.63
GEO	42166	0.0002	0.02	44.67	140.02
GTO	21653	0.7303	7.07	329.11	20.58
GPS	20404	0.0076	64.5	0.0	90.0
Galileo	23222	0.0	56.0	0.0	90.0

Sendo os dados da missão(a, e , i ,RAAN, Arg.Perigee) os dados de entrada que são colocados no painel de entradas, logo no menu principal do programa.

Os detritos espaciais de pequeno porte, são adotados no sistema computacional sendo de grandeza 0,1 m. Observa-se que o risco de colisão é muito maior na órbita LEO do que nas órbitas GEO e GTO. Isso é devido a grande população de detritos espaciais nas órbitas baixas (como pode-se observar na tabela abaixo n:). Mesmo estando na região LEO, tem-se uma grande diferença entre os tipos ENVISAT, ERS e o ISS, pois, ENVISAT e ERS estão localizadas mais perto do pico de densidade dos objetos catalogados. Para as missões MEO (GPS e Galileo), o valor do risco de colisão são muito pequenos devido à pequena população de detritos espaciais nessas regiões.

Tabela 4.6 – Probabilidades de Colisão Anual e Fluxos

Mission	ACP_c	ACP_w	$Flux_c (km^{-2}yr^{-1})$	$Flux_w (km^{-2}yr^{-1})$
Envisat (LEO)	0.130×10^{-2}	0.183×10^{-2}	11.77	19.73
ERS (LEO)	0.814×10^{-3}	0.131×10^{-2}	13.17	29.88
ISS (LEO)	0.264×10^{-3}	0.463×10^{-3}	1.182	2.154
GEO	0.451×10^{-6}	0.602×10^{-6}	0.004972	0.008424
GTO	0.437×10^{-5}	0.337×10^{-5}	0.06435	0.1046
GPS	0.995×10^{-7}	0.122×10^{-6}	0.0005684	0.002013
Galileo	0.627×10^{-7}	0.761×10^{-7}	0.0003249	0.001163

A consequência dos diferentes níveis de risco é a diferença na média de manobras de evasão por ano associada para cada missão. Para o mesmo valor de ACPL, haverá um grande número de manobras necessárias para as missões em LEO, do que para as em GEO, GTO ou MEO, logicamente devido à maior quantidade de detritos espaciais nas missões em LEO. A tabela 4.7 mostra o número de manobras para dois valores de ACPL para as missões já citadas:

Tabela 4.7 – Número médio de manobras por ano para diferentes missões e valores de ACPL

Mission	ACPL = 10^{-5}	ACPL = 10^{-4}
Envisat (LEO)	11.28	1.962
ERS (LEO)	10.86	1.372
ISS (LEO)	3.269	0.408
GEO	0.0053	0.16×10^{-5}
GTO	0.0247	0.21×10^{-2}
GPS	0.63×10^{-4}	0.32×10^{-5}
Galileo	0.10×10^{-4}	0.39×10^{-8}

A figura 4.18 mostra o número de manobras necessárias para um valor máximo de ACPL para cada missão. Nota-se um grande número de manobras na simulação para órbita LEO comparada com as simulações GEO e GTO. Nota-se também a ausência das simulações para o caso MEO, devido ao pequeno número de manobras necessárias. As simulações são executadas assumindo um tempo mínimo entre a previsão do evento e a ocorrência de 1 dia.

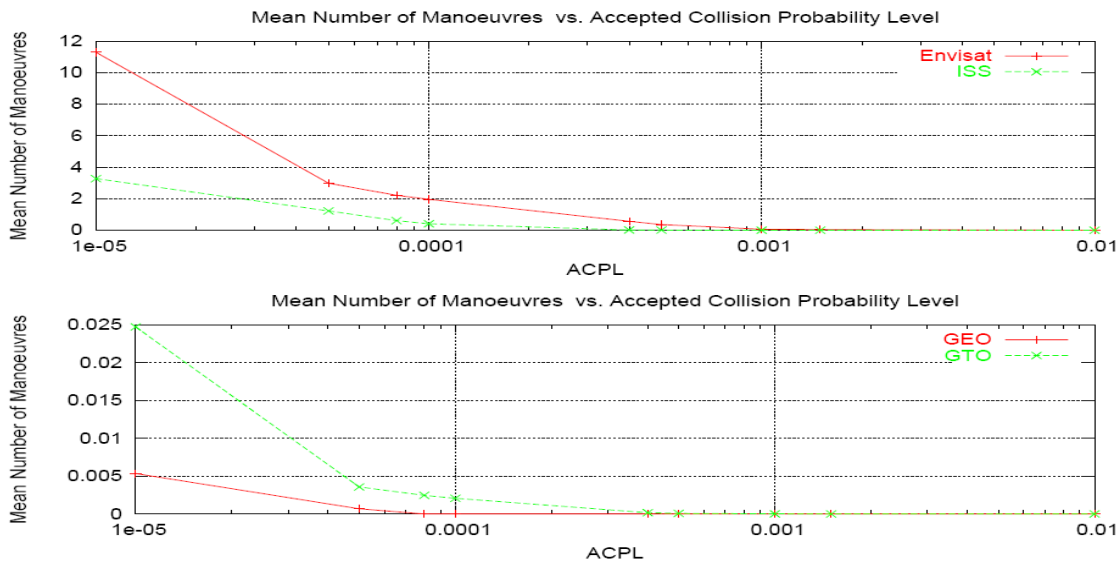


Figura 4.18 -Número médio de manobras de evasão por ano para as diferentes missões e os níveis ACPL.

Outro fato importante a ser notado é a influência do ACPL. Para grandes valores de ACPL, um pequeno número de eventos terão um grande risco de colisão maior que o ACPL, assim, um pequeno número de manobras será necessário. O risco residual associado com diferentes critérios de prevenção de colisão, são mostrados abaixo.

Constatou-se então, que para as missões MEO, GEO e GTO, não se faz necessário uma grande quantidade de combustível armazenado para as manobras de evasão. Já para as missões em LEO, faz –se necessário observar as simulações e projetar a quantia necessária de combustível armazenado para as manobras de evasão previstas.

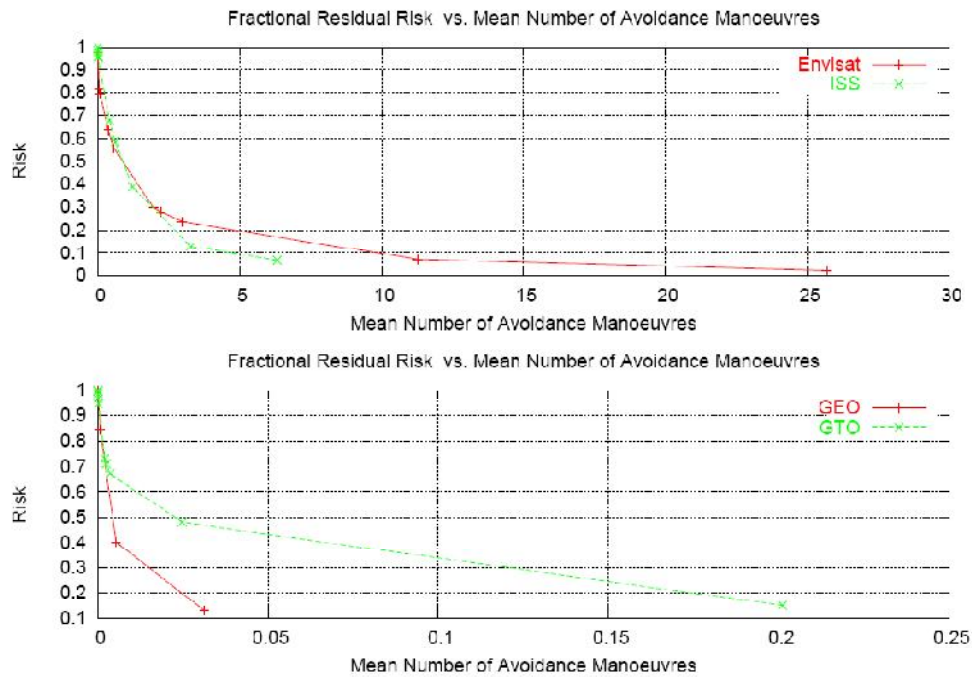


Figura 4.19 - Risco Residual como função do número médio de manobras de evasão por ano, para diferentes missões e o ACPL.

4.2.2 Missão ISS

Nessa etapa, comparou-se o método de prevenção de colisão para a missão ISS(International Space Station) com o resultado obtido com a ferramenta ARES.



Figura 4.20 - Imagem da ISS em órbita

O tamanho mínimo de impacto foi adotado como 1m e o raio que define a área do ISS foi definida como 60 m. A figura abaixo, expressa como o risco é reduzido em função do número médio de manobras e do tempo previsto(8,24 e 48 horas). Como esperado, quanto antes a possibilidade de colisão é calculada, maior é são as incertezas no comportamento dos detritos espaciais. Para grandes incertezas, a eficiência na prevenção de colisão é reduzida. Com isso, se a decisão da manobra de evasão é realizada num período perto da possível colisão, pode resultar em uma grande redução de risco.

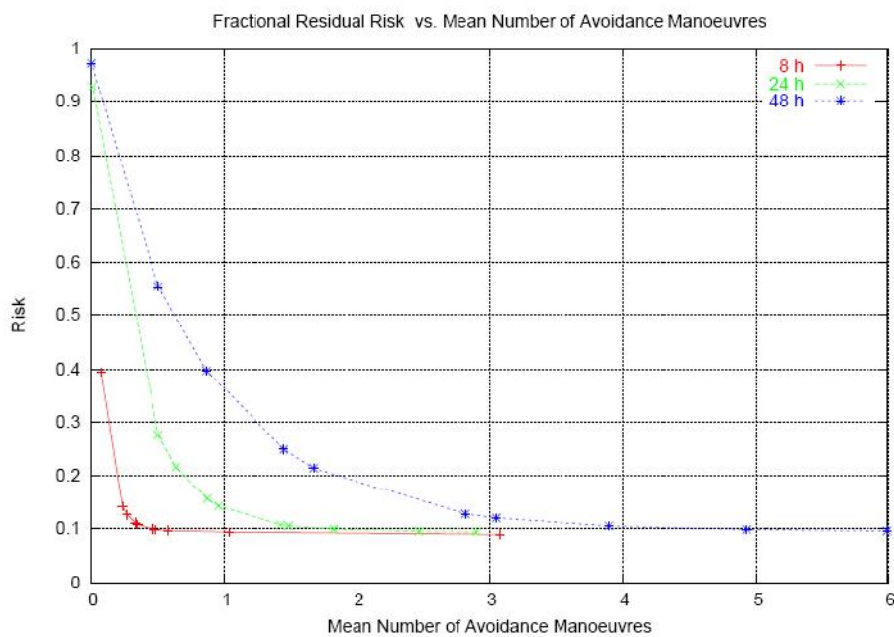


Figura 4.21- Fração de risco residual como função do número médio de manobras de evasão por ano para o ISS.

Se a manobra de evasão é planejada com muita antecedência, manobras de longo prazo podem ser melhor previstas do que as de curto prazo. As manobras de longo prazo, podem ser definidas por números diferentes de revoluções antes do encontro, sendo que quanto maior é o número de revoluções, menor será o consumo de combustível propelente(ΔV). A figura abaixo fornece o combustível propelente necessário para os três tempos previstos (na qual o zero representa uma manobra de curto prazo e diferente de

zero, as manobras de longo prazo). Sabendo que o ACPL é 10^{-4} e a mínima distância permitida de perda para o cálculo da manobra foi estabelecido como 1,5 km.

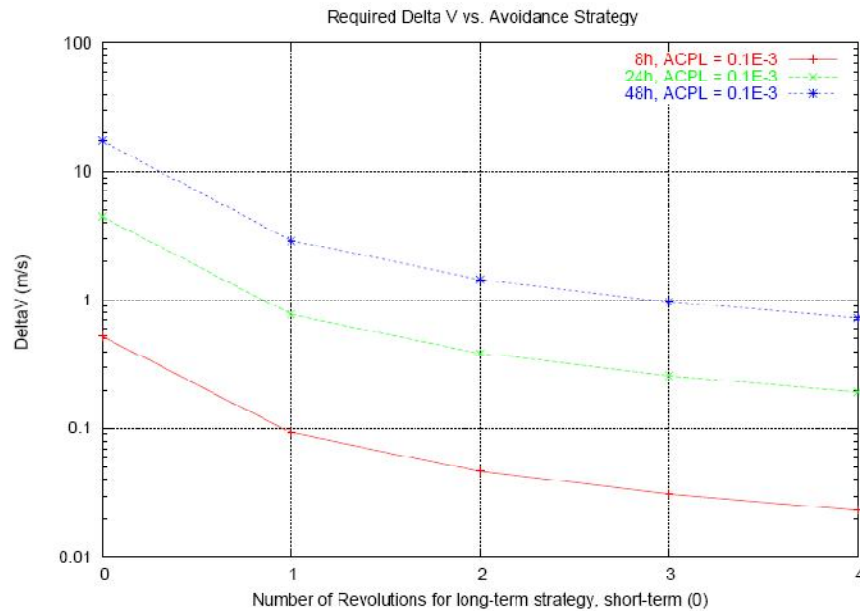


Figura 4.22 - ΔV necessário para diferentes tempos previstos(8,24 e 48 horas) e estratégias de prevenção.

A figura acima, nos mostra que a decisão pela manobra de evasão deve ser tomada perto do tempo previsto de encontro, a fim de prevenir o sistema de grandes incertezas no cálculo computacional, porém a estratégia de longo prazo ainda é recomendada. Para um tempo previsto de 8 horas, uma manobra de longo prazo com 4 revoluções intermediárias é permitida, resultando em um pequeno consumo de combustível.

4.2.3 Missões Envisat e ERS

O centro europeu de operações espaciais (ESOC), atualmente investiga as possibilidades de colisão envolvendo o Envisat(que é o maior satélite para observação da Terra construído até agora, constituído por 10 instrumentos que lhe permitem uma análise rigorosa da atmosfera, continentes, oceanos e gelo do planeta. Sendo os dados recolhidos

utilizados para o estudo científico da Terra, análise ambiental e alterações climáticas) e o ERS-2(European Remote Sensing Satellite ,satélite de observação terrestre lançado pela Agência Espacial Européia).



Figura 4.23 - Envisat em órbita

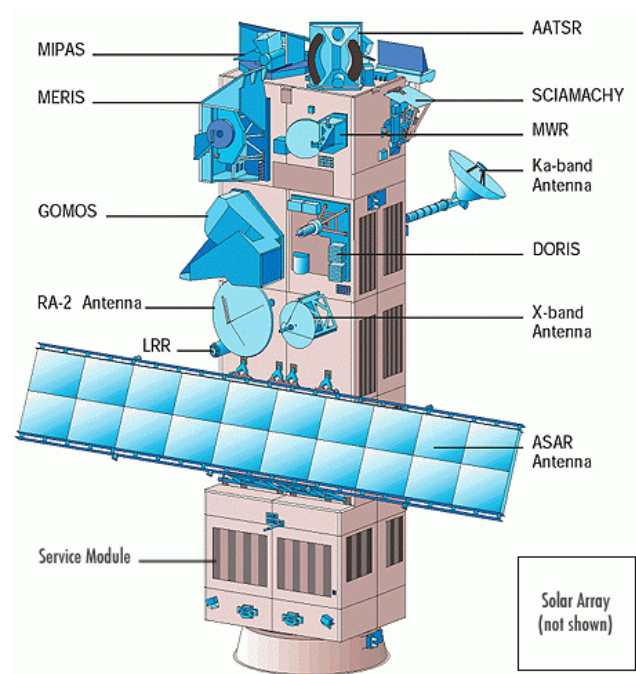


Figura 4.24 - Composição detalhada do Envisat



Figura 4.25 - Estrutura frontal do ERS

De acordo com estudos dos dois satélites, concluiu-se que para as duas missões, não se faz necessário mais do que 2 ou 3 manobras de evasão por ano.

O Envisat já recebeu cinco alertas no período de Junho de 2003 à Agosto de 2004, com probabilidades de colisão variando de $2 * 10^{-5}$ a $3,2 * 10^{-4}$. No mesmo período, três alertas foram dados para a estação ERS-2. De fato, a ERS-2 executou uma manobra de evasão em Março de 2004, com uma distância associada de segurança de 881 m.

O ARES fornece um número médio de manobras de evasão por ano, para um ACPL de $2 * 10^{-5}$, de 4,28 para o ERS-2 e de 7,21 para o Envisat, dados estes que estão satisfatórios em relação aos dados operacionais.

Deve-se observar que os resultados com a ferramenta ARES são obtidos para um determinado intervalo de propagação, entre a época de determinação da órbita e a época de conjunção, sendo de 1 dia. Quanto maior for esse intervalo de tempo, menor será a precisão do critério de prevenção. A ferramenta possibilita o usuário a graduar a posição das incertezas dos detritos, podendo assim modificar o percurso do detrito espacial tentando maior aproximação do percurso real. Quando um evento de aproximação é observado, modificações no percurso do detrito podem ser executadas visando uma melhor aproximação de projeto. Adotando que as incertezas no percurso do detrito forem reduzidas por um fator de 0,5, e refazendo os cálculos das manobras de evasão, obteríamos 0,83 manobra necessária por ano para o ERS-2, ou seja uma manobra por ano.

A redução no número médio de manobras não é a maior consequência de um modificação da trajetória dos detritos espaciais. A questão mais importante é a confiabilidade na estratégia de prevenção. A figura abaixo mostra a fração residual de risco associado com a estratégia preventiva do ERS-2 para um tempo de propagação de 24 horas e três diferentes considerações: no primeiro caso, as incertezas de posição do detrito são diretamente calculadas pela ferramenta; no segundo caso essas incertezas são reduzidas por um fator de 0,5 e no terceiro caso , reduzidas por um fator unitário de magnitude.

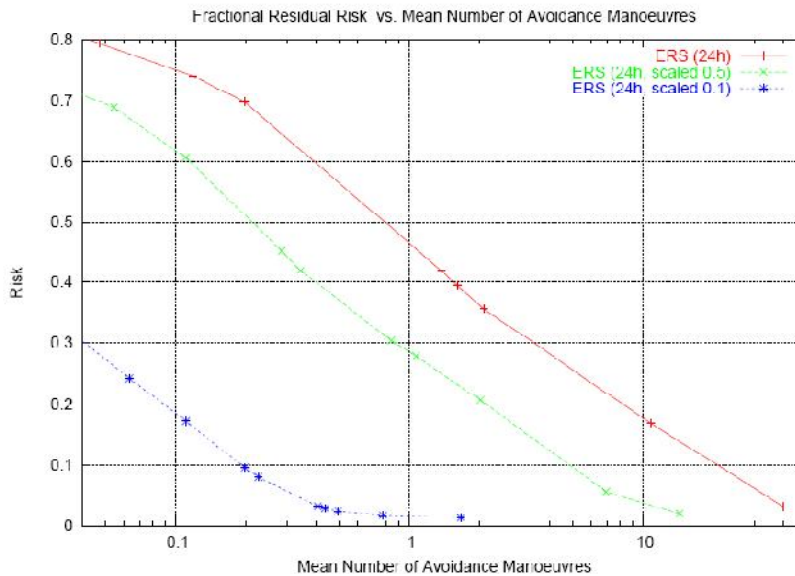


Figura 4.26- Fração residual de risco para a missão ERS para um tempo de propagação de 24 horas com base em diferentes incertezas de posição do detrito espacial.

Observa-se que para um mesmo número de manobras, o risco remanescente é menor com a redução das incertezas de posição dos detritos espaciais.

Capítulo 5

5.1 Introdução ao MIDAS

As ferramentas de avaliação do fluxo de colisão e das estatísticas de risco do DRAMA, é realizado pelo módulo MIDAS. O MIDAS é baseado em uma abordagem matemática desenvolvida por Neil Divine, do laboratório de aviões à jato no Instituto de Tecnologia da Califórnia, para a análise de fluxo de meteoróides. Além da adaptação à necessidade de dependência mútua dos elementos orbitais e a população de detritos espaciais, a teoria foi expandida para distribuições assimétricas das posições de linha nodal e da posição do perigeu.

O software MIDAS é capaz de :

- Fluxo de colisão e análise de risco para meteoróides e detritos em qualquer órbita e para qualquer tamanho de partícula definidas pelo usuário. O fluxo de meteoróides é calculado por meio do método Divine-Staubach.
- Fluxo de colisão e análise de risco para um intervalo de tempo definido pelo usuário, usando a população real instantânea para cada espaço de tempo.
- Três cenários diferentes de evolução de população para estimativas futuras.
- Fluxo de colisão e análise de risco para meteoróides e detritos usando diferentes superfícies planas orientadas, onde a orientação pode ser selecionada de três locais fixos(Orientada pela Terra, orientado pelo Sol ou inercialmente fixo). O usuário pode especificar diferentes ângulos para cada tipo de orientação.
- Possui equações de risco apropriadas para cada tipo de superfície .
- Espectros apresentados como diagramas bidimensionais do fluxo e do risco associado.

Os resultados das análises são apresentados em tabelas no formato ASCII e os gráficos, pela tela de comunicação gráfica do DRAMA.

A tabela 5.1 fornece uma visão geral dos recursos do MIDAS:

Tabela 5.1- Recursos do aplicativo padrão MIDAS

Feature	Remarks
Size range: $1 \mu\text{m} \dots 100 \text{ m}$	2001-05-01 + 0.5 years: $d \geq 1 \mu\text{m}$ Analysis epoch later than 2001-11-01: $d \geq 1 \text{ mm}$
Altitude range: LEO ... GEO	Perigee radius $\geq 6500 \text{ km}$ Apogee radius $\leq 45000 \text{ km}$
Any target orbit	
All man-made debris sources	
Meteoroid sources (excluding streams)	
Flux on a spherical target	User-defined cross section
Flux on a randomly tumbling plate	User-defined area
Flux on user-defined oriented surfaces	User-defined area, geometry and damage law
Flux analysis for current and future epochs	2001-05-01 to 2050-05-01
Time dependent flux and damage analysis	If the specified analysis time interval is greater than 1 year

Um importante fator a ser levado em conta no uso do MIDAS é que o software engloba cálculos somente para partículas maiores que 1mm de diâmetro, com isso, sabendo que na população de detritos espaciais há detritos com diâmetro até 1 μ m, a ferramenta para esses valores pode apresentar resultados incoerentes com partículas menores que 1mm para as presentes populações de detritos espaciais.

O MIDAS atualmente, possui como inovações em relação ao seu modelo antigo(MASTER-2001), os seguintes parâmetros:

- Parâmetros adicionais de entrada, como a área da superfície, os parâmetros de orientação da superfície e identificador de risco.
- Implementação do módulo de avaliação de risco.
- Cálculo das quantidades de saída necessárias para o projeto, como número de impactos, probabilidade de colisão, insuficiência de fluxo, número de penetrações, probabilidades de não penetração, etc.

5.2 Análise do fluxo de colisão

5.2.1 Implementação

5.2.1.1 Parâmetros de Entrada

Os resultados da análise de colisão de fluxo são expressos em termos do número de impactos e da probabilidade de colisão. Como o intervalo de tempo já é adotado pelo software, o usuário terá somente que entrar com o valor de “A”, a área transversal do objeto. A figura 5.1 mostra um resumo, explicando sobre os valores a serem especificados para cada tipo diferente de cenário, com base num arquivo file.

```

# Scenario switch, target cross section/area [m^2]
# of spherical target or randomly tumbling plate
3 2.5
# Scenario switch, INTEGER
# 1: flux to an orbiting spherical target
# 2: flux to an orbiting randomly tumbling plate
# 3: flux to oriented surfaces
#
# Cross section / area, REAL
#-----
...
# Oriented surfaces, 2 * INTEGER, 3 * REAL, INTEGER, 2 * REAL, CHARACTER*20
# Surface No.: - (1,10) : up to ten oriented surfaces may be defined
#
# Orientation: - (1,2,3) :      0 = surface is not used (de-activated)
#                          1 = earth oriented
#                          -180<A<180 : azimuth of surface normal
#                          -90<h<90 : elevation of surface normal
#                          2 = sun oriented
#                          -180<A<180 : right asc. deviation from sun LOS
#                          -90<h<90 : declination deviation from sun LOS
#                          3 = inertially fixed
#                          -180<A<180 : right asc. of surface normal
#                          -90<h<90 : declination of surface normal
#
# Plate area: to be given in [m^2]; used in the calculation of the number of
impacts
...
#
# Surface Orien- Angle A Angle h Area ...
# number tation ...
# (1-10) (1,2,3) [deg] [deg] [m^2] ...
#----- ...
1 0 0.0 0.0 5.0 ...
2 0 0.0 90.0 2.0 ...
...

```

Figura 5.1 – Arquivo file de especificações para cada tipo de cenário

5.2.1.2 Quantidades de Saída

A saída da quantidade de fluxo de colisão é calculada como mostrado na tabela 5. 2.

Tabela 5.2-Cálculo da saída da quantidade do fluxo de colisão

Quantidade	Expressão matemática
Número de impactos	$n_{imp} = F \cdot A \cdot \Delta t$
Probabilidade de colisão	$P_{col} = 1 - e^{-n_{imp}}$

Sendo as letras representando:

n_{imp}	Número de impactos	Sem unidade
F	Fluxo	$m^{-2}yr^{-1}$
A	Área transversal	m^2
Δt	Intervalo de tempo	Anos
P_{col}	Probabilidade de colisão	Sem unidade

5.2.2 Resultados

A fim de ilustrar o funcionamento do MIDAS, foi realizada uma simulação de condição espacial com a órbita da ISS usando os dados de entrada da tabela 5.3:

Tabela 5.3 – Dados de Entrada para a simulação

Parâmetros de entrada	Valores
Órbita do objeto	Semi-eixo maior: 6754,5km Excentricidade: 0,0007 Inclinação: 51,63° Longitude do nodo ascendente(RAAN):19,23° Argumento do perigeu: 111,6°
Intervalo de tamanho	1 mm ... 20 cm
População	Detritos e meteoróides
Especificação do objeto	Cenário 1, esférico, secção transversal: 1m ²
Intervalo de tempo analisado	05/Jan/2001 até 05/Jan/2050

Com esses parâmetros de entrada e as características do objeto, foram obtidos os seguintes gráficos para essa simulação:

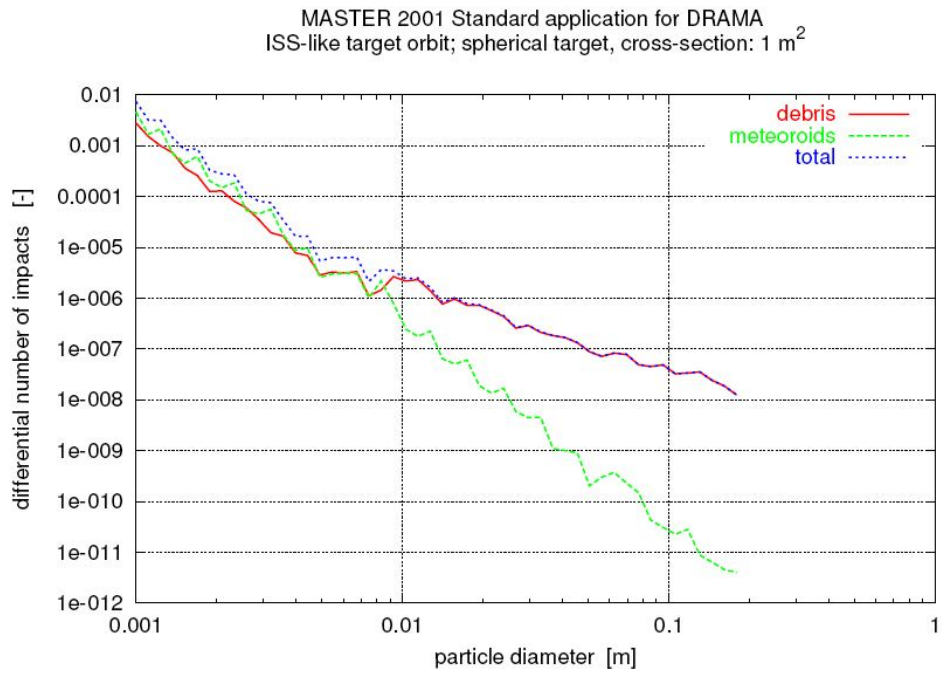


Figura 5.2 - Número diferencial de impactos vs diâmetro da partícula

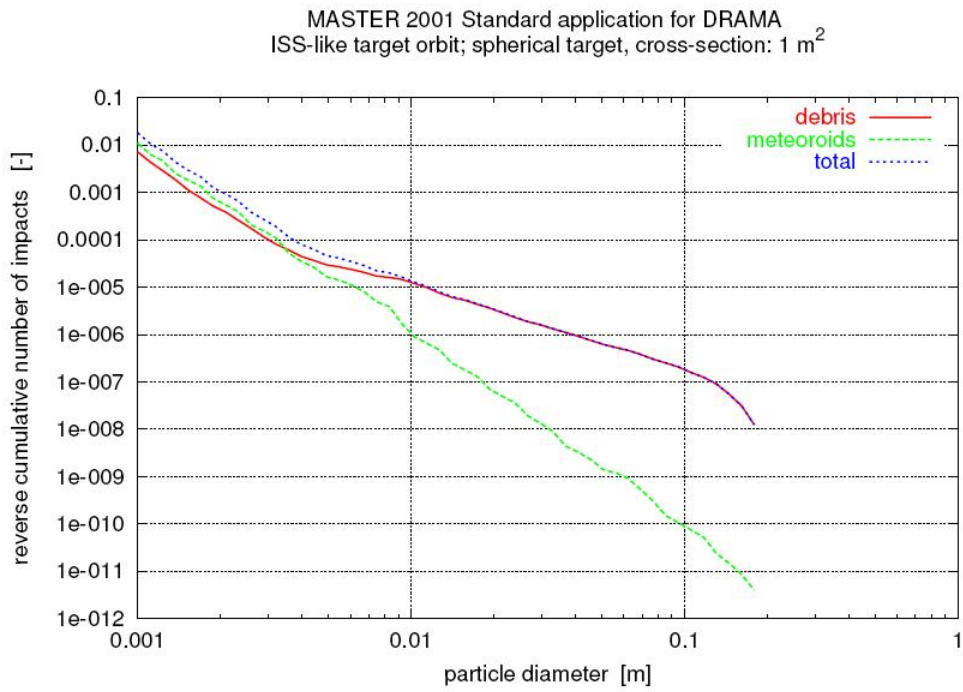


Figura 5.3 - Número reverso cumulativo de impactos vs diâmetro da partícula

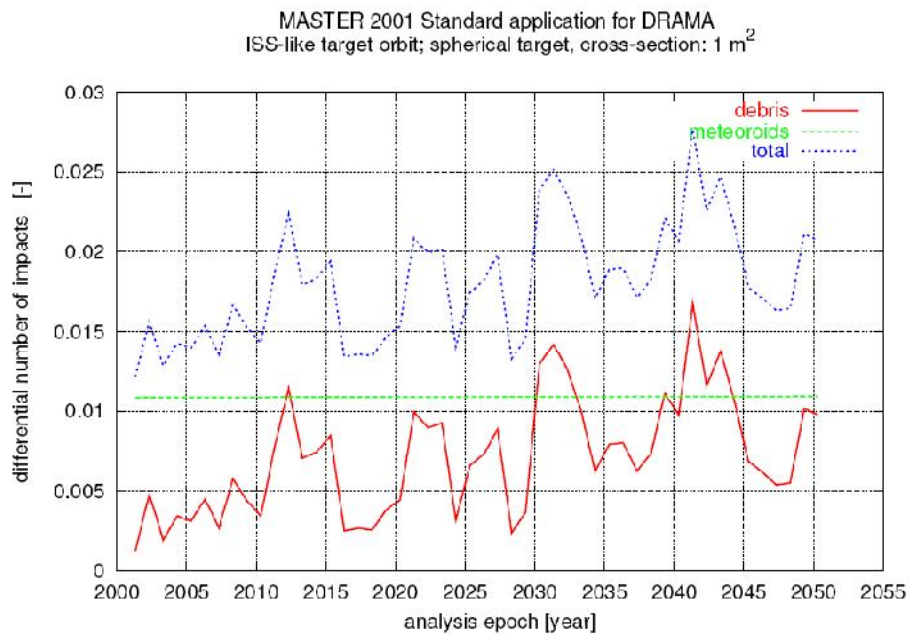


Figura 5.4 - Número diferencial de impactos vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m

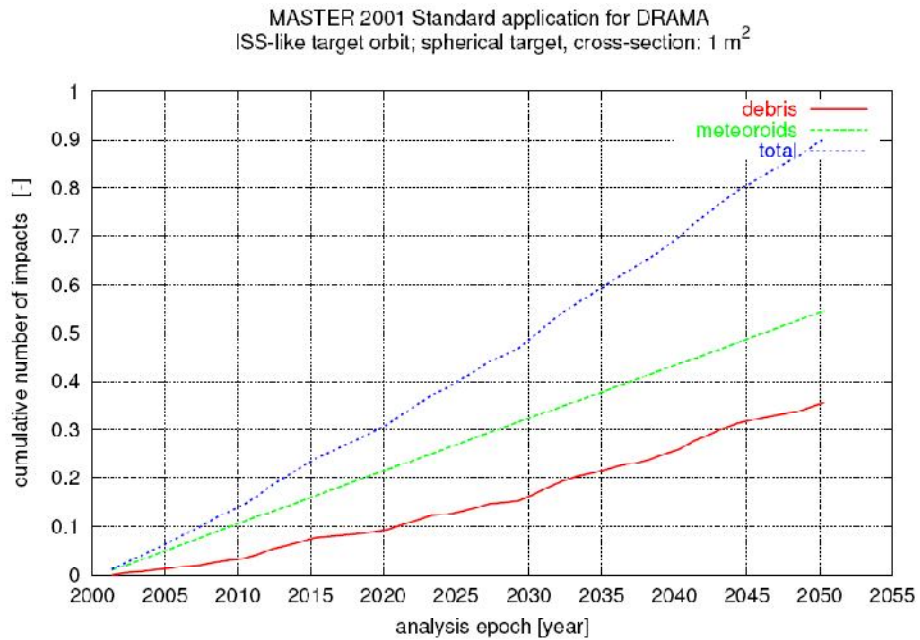


Figura 5.5 - Número cumulativo de impactos vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m

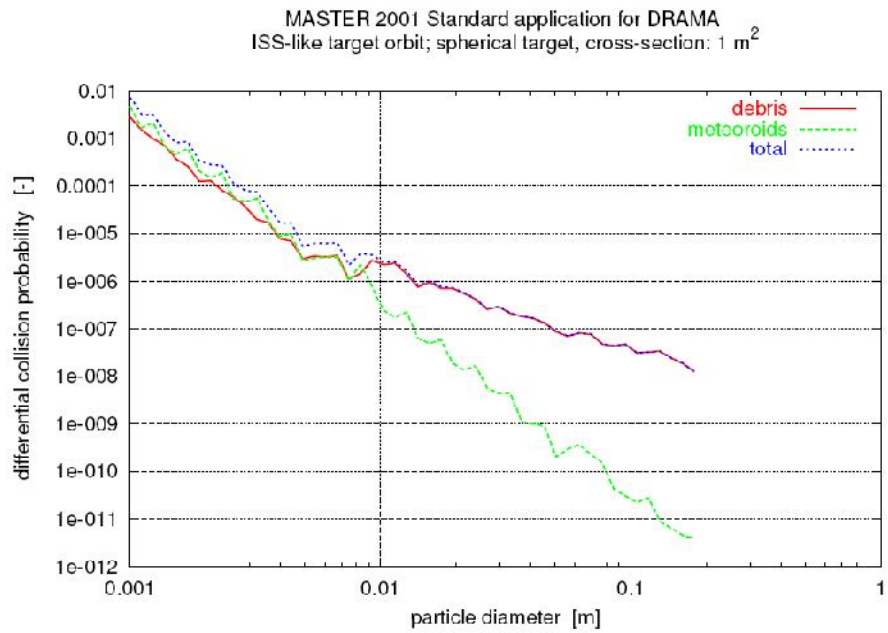


Figura 5.6 - Comportamento diferencial da probabilidade de colisão vs. diâmetro da partícula

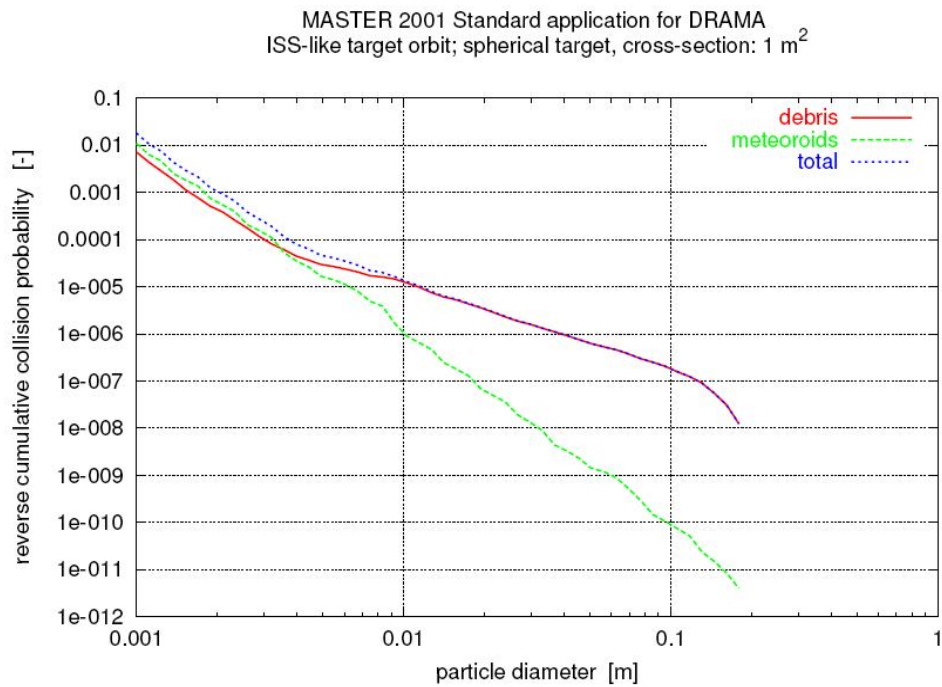


Figura 5.7 - Número reverso cumulativo de impactos vs. diâmetro da partícula

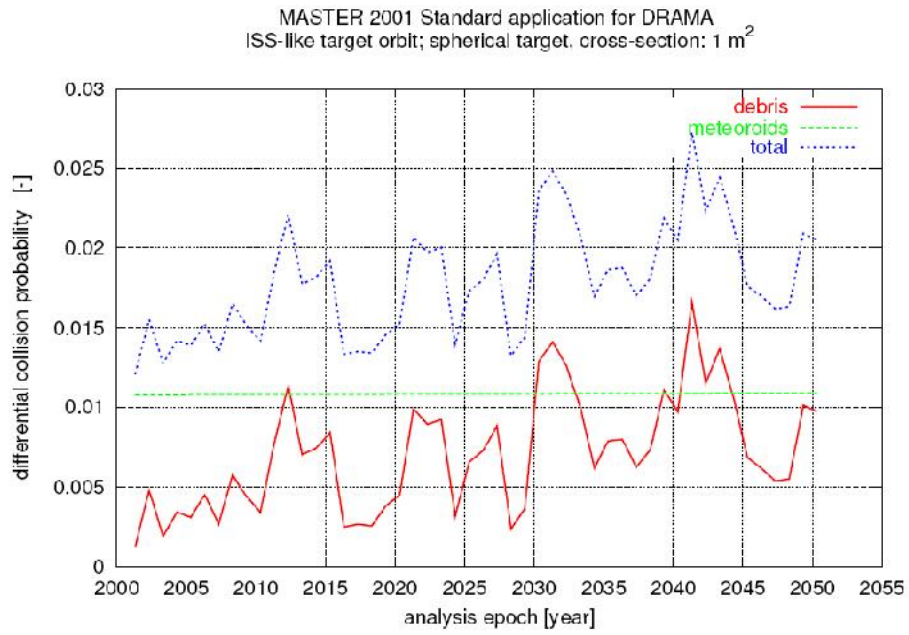


Figura 5.8 - Comportamento diferencial da probabilidade de colisão vs. tempo para um limite de diâmetro de 0,001m

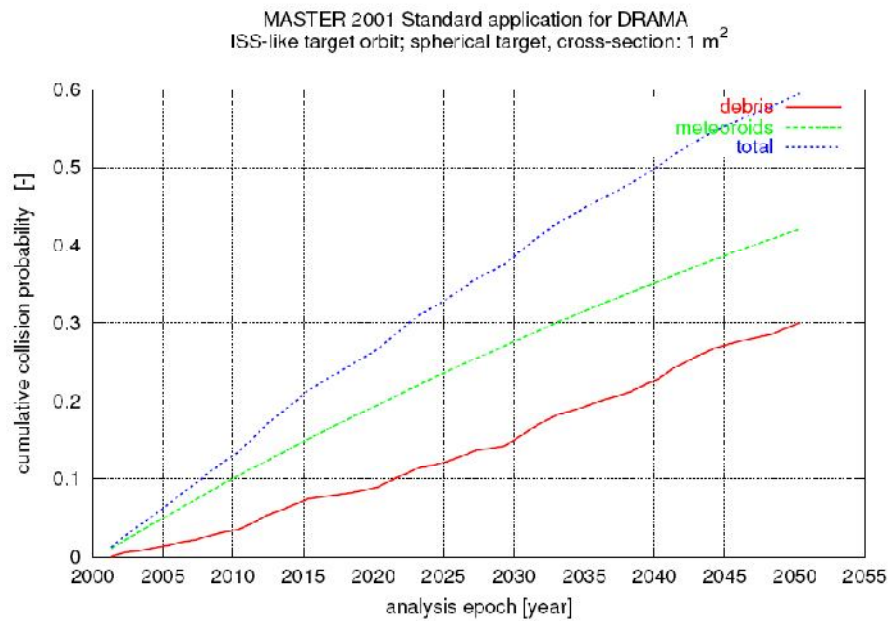


Figura 5.9 - Probabilidade de colisão cumulativa vs tempo para um limite de diâmetro de 0,001m

O número reverso cumulativo de impactos mostrado na figura 5.3 para um diâmetro de 0,001m corresponde a um número médio de impactos obtido da figura 5.4 para detritos, meteoróides e a soma dos dois. Isso pode ser facilmente verificado para o número de impactos do meteoróide, que é constante com o tempo.

Enquanto o comportamento diferencial da probabilidade de colisão para os meteoróides é constante com o tempo(Figura 5.8), a probabilidade de colisão cumulativa não é uma curva linear(Figura 5.5), visto que seu comportamento é derivado das expressões da tabela 5.2.Com isso sabe-se que a probabilidade de colisão não pode ser maior que um valor unitário.

A tabela 5.4 explica melhor o significado dos gráficos expostos(para um melhor entendimento e análise foi expresso em inglês):

Tabela 5.4 - Interpretação da resposta do MIDAS para objetos esféricos

Spectrum	Differential	Cumulative / Reverse Cumulative
No. of impacts v. diameter	$n_{imp}(d)$ is the average number of impacts per year in the diameter class d .	$n_{imp}(d)$ is the average number of impacts per year of all particles with $d_p > d$ (d_p : particle diameter).
v. time	$n_{imp}(t)$ is the annual number of impacts of particles in the user-specified diameter range at t .	$n_{imp}(t)$ is the number of impacts in the user-specified diameter range cumulated from the analysis start epoch to t .
Collision Probability v. diameter	$P_{col}(d)$ is the average probability for a collision with a particle in the diameter class d .	$P_{col}(d)$ is the average probability of a collision with a particle with $d_p > d$.
v. time	$P_{col}(t)$ is the annual probability for a collision with a particle in the user-specified diameter range.	$P_{col}(t)$ is the probability for a collision with a particle in the user-specified diameter range based on the number of impacts cumulated from the analysis start epoch to t .

Capítulo 6

6.1 Conclusão

A partir do que foi trabalhado no período de Fevereiro até Junho de 2010, pode-se analisar que o software DRAMA pode ser uma ferramenta auxiliar ao estudo aprofundado do comportamento dos detritos espaciais, bem como possibilitar o usuário à uma noção básica de como simular missões nos módulos ARES e MIDAS. Os princípios do trabalho foram :

- Familiarizar o usuário com a ferramenta, bem como o manuseio de editoração, script-file e programação do programa, possibilitando um conforto e uma confiança nos dados obtidos;
- Expressar e salientar as diferenças, similaridades e as ocasiões de uso de cada módulo do programa (ARES, MIDAS, OSCAR e SARA);
- Possibilitar o usuário a analisar os gráficos de saída e sincronizá-los com os aspectos teóricos e práticos;
- Aprofundamento no estudo do ARES, visando possibilitar o usuário a avaliar a probabilidade de colisão entre um satélite operacional com algum detrito espacial em órbita, estimar o número médio de manobras de evasão e o consumo associado para a manobra.
- Aprofundamento no estudo do MIDAS, visando possibilitar ao usuário a efetuar análises de fluxo de detritos para uma órbita-alvo definida, trabalho com intervalos de tamanho de partículas e análises em intervalo de tempo de observação. Determinar probabilidades de colisão, números de impactos, números de penetrações e probabilidades de não-penetração.

Assim, tendo em vista os objetivos e metas deste relatório técnico-científico, conclui-se que os resultados das missões simuladas, tanto no ARES quanto no MIDAS, foram satisfatórios e de acordo com o que foi estudado e analisado em [1], bem como o auxílio ao usuário a utilizar o DRAMA.

6.2 Sugestões

Analisando o que foi realizado, uma real e necessária perspectiva futura para este trabalho seria uma profunda análise do funcionamento dos módulos restantes, no caso, o OSCAR e o SARA, efetuando algumas simulações de missões visando facilitar o usuário.

Creio também que uma pesquisa sobre um outro software, que possibilite complementar o DRAMA na análise e simulação de detritos espaciais seria viável e de grande valia para o que está sendo estudado, afinal quanto maior for a precisão e o ferramental nesse campo, menor serão os riscos de acidentes espaciais.

6.3 Comentários

Através deste estudo, notei a real importância deste campo na pesquisa espacial. Pode ser que os detritos espaciais não sejam hoje uma preocupação emergente, porém nota-se que futuramente esse problema será eminente e preocupante, pois cada vez mais que a humanidade avança no campo tecnológico, maior será a busca por melhor comunicação, tratamento de dados e descoberta espacial, por conseguinte, gerando um aumento da poluição espacial. Porém, espero que com esse avanço na tecnologia de exploração e comunicação, possa trazer também um avanço na “limpeza” espacial, afinal muito do lixo espacial é oriundo de uma falta de continuidade de monitoração de satélites antigos.

Sinto me honrado de ter participado, nem que com uma pequena parcela nesse campo intrigante e vasto. Espero que o próximo bolsista possa se sentir motivado pelo tema e possa realizar um bom trabalho.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1]: KUGA, H.K., RAO, K.R., *Introdução à Mecânica Orbital*, INPE, São José dos Campos – SP, 1995.
- [2]: JOHNSON, N.L., & MCKINIGHT, D.S. *Artificial Space Debris (Updated Edition)*. Krieger Pub. Co., Malabar, FL, USA, 1991.
- [3]: CHOBOTOV, V.A. (ed.) *Orbital Mechanics (2 Ed.)* Reston, VA, USA, AIAA, 1996.
- [4]: STAUBACH, P. Development of an upgraded meteoroid model. *Adv. Space Res.* pags. 103-106.1995
- [5]: MARTIN, C. ,BRANDMUELLER,C.,BUNTE,K.,CHEESE,J.,FRITSCHÉ,B. A Debris Risk Assessment Tool Supporting Mitigation Guidelines. *Adv. Space Res.* pags. 103-106.1995.
- [6] ESA Space Debris Mitigation Handbook, second edition, issue 1.0 edition, 3 March 2003.
- [7] European space debris safety and mitigation standard (DRAFT), issue 1, final draft, November 2002.
- [8]: <http://www.agu.org/> acessado em 04/2010.
- [9]: <http://www.brasilwiki.com.br/index.php> acessado em 04/2010
- [10]: <http://www.orbitaldebris.jsc.nasa.gov> acessado em 04/2010.
- [11]: <http://www.estadao.com.br> acessado em 04/2010.

[12]:<http://www.esa.int> acessado em 05/2010.

[13]: <http://www.folha.com.br> acessado em 05/2010.

[14]:<http://www.nasa.gov> acessado em 05/2010.

[15]:<http://www.brlcad.org> acessado em 06/2010