



MINISTÉRIO DA CIÊNCIA E TECNOLOGIA
INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS



Conselho Nacional de Desenvolvimento
Científico e Tecnológico

MODELAGEM E SIMULAÇÃO DE DETRITOS ESPACIAIS

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

**Mariany Ludgero Maia Gomes (Faculdade de Tecnologia de São
José dos Campos - ETEP Faculdades, Bolsista PIBIC/CNPq)**

E-mail: marianyludgero@yahoo.com.br

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

E-mail: marcelo@dem.inpe.br

Julho de 2011

Dados Internacionais de Catalogação na Publicação

Cutter LUDGERO, Mariany Ludgero Maia Gomes.
Modelagem e Simulação de Detritos Espaciais/ Mariany Ludgero Maia
Gomes - São José dos Campos: INPE, 2011.

Iniciação Científica – Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais,
São José dos Campos, 2011.
Orientador: Marcelo Lopes de Oliveira e Souza.

1. Detritos Espaciais. 2. Engenharia Espacial. 3. Satélites Artificiais.
I. Modelagem e Simulação de Detritos Espaciais.

CDU

Copyright AAAA 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 no propósito de ser entrado e executado num sistema computacional, para o uso exclusivo do leitor da obra.

Copyright AAAA 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 the 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.

*“As estrelas são todas iluminadas...
Não será para que cada um possa um dia encontrar a sua?”
Antoine de Saint - Exupéry*

Agradecimentos:

Primeiramente agradeço a Deus, que é simplesmente a razão do meu viver.

Aos meus pais, Adalize e Aluizio, e a minha irmã Lidiany, por todo amor, carinho e dedicação. Agradeço também por sempre acreditarem em mim e por sempre estarem ao meu lado.

Ao Dr. Heiner Klinkrad (ESA/ESOC - Darmstadt, Alemanha) por ter gentilmente cedido a licença para o uso do software DRAMA em trabalhos acadêmicos.

Ao Dr. Marcelo Lopes de Oliveira e Souza pelos ensinamentos passados e pela amizade, ao Enio Moraes e ao Willer Gomes pela motivação e pelo esclarecimento de algumas dúvidas.

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

Ao CNPq pelo financiamento da bolsa PIBIC.

Resumo

Este trabalho aborda a análise e simulação de detritos espaciais. Estes podem ser naturais ou artificiais, e são popularmente chamados de lixo espacial. Este trabalho tem as análises e simulações como principais resultados; e tem o software DRAMA como principal ferramenta. Os detritos espaciais naturais são todos os fragmentos de materiais naturais que se encontram no espaço, como pedaços de gelo de cometa. Estima-se que uma média de 40.000 toneladas desses detritos entre na atmosfera da Terra a cada ano. Os detritos espaciais artificiais são compostos por detritos de satélites desativados, entre outros objetos, e circulam a uma velocidade aproximada de 7 Km/s (cerca de 25.000 Km/h). Estes constituem uma grande e perigosa nuvem de objetos das mais variadas formas e tamanhos orbitando ao redor da Terra. Os detritos espaciais são motivo de preocupação crescente nos dias atuais, uma vez que estes objetos podem colidir com satélites, gerando grandes danos ao seu funcionamento. Estima-se que se encontre cerca de 330 milhões de objetos com tamanho superior a 1 mm, em órbita, sendo alguns, pequenas partículas. O software DRAMA foi desenvolvido de forma a estudar o movimento dos detritos espaciais sob diferentes visões. O software DRAMA é composto por cinco softwares individuais, unidos dentro de uma interface comum com o usuário, a saber: 1) ARES (*Assesment of Risk*), que avalia as manobras de prevenções de colisões; 2) MIDAS (*Master Impact Flux and Damage Assesment Software*), que avalia fluxos de colisões e análises de risco; 3) OSCAR (*Orbital Spacecraft Active Removal*), que avalia manobras de eliminação de corpos espaciais inativos; 4) SESAM (*Spacecraft Entry Survival Analysis Module*), que avalia a reentrada de sistemas na atmosfera terrestre; e 5) SERAM (*Spacecraft Entry Risk Analysis Module*), que avalia o risco da reentrada de sistemas na atmosfera terrestre. O software DRAMA foi desenvolvido por uma equipe europeia contratada pela ESA (Agencia Espacial Europeia). O estudo apresentado neste Relatório engloba os módulos ARES, MIDAS e OSCAR, e todos os resultados de estudos feitos para a Missão COSMO GAL.

Lista de Figuras

Página

Figura 1.1 - População de detritos em uma visão mais distante do planeta, pela órbita geoestacionária.....	23
Figura 1.2 - Órbita conhecida dos detritos dos destroços do Fengyun - 1C após a intervenção chinesa.....	24
Figura 1.3 - Áreas de risco de choque de detrito a ISS.....	25
Figura 1.4 - Uma das esferas que caiu na África do Sul.....	26
Figura 1.5 - Detrito composto por óxido de alumínio, sub-produto de combustíveis à base de propelente sólido.....	28
Figura 1.6 - Buraco causado por um detrito espacial no satélite SolarMax.....	28
Figura 1.7 - Módulo PAM – D de um foguete classe Delta II, encontrado na Arábia Saudita.....	29
Figura 1.8 - Impacto causado por detrito em uma peça pertencente ao Hubble.....	29
Figura 1.9 - Imagem da colisão entre o Iridium 33 e um satélite russo desativado.....	30
Figura 1.10 - Tanque de um Delta II que caiu no Texas em 1997.....	30
Figura 3.1 - Estrutura básica do ferramental do DRAMA.....	37
Figura 3.2 - Janela principal do DRAMA.....	38
Figura 3.3 - O menu [Drama].....	39
Figura 3.4 - O menu [Options].....	40
Figura 3.5 - Apresentação do resultado gráfico de uma missão utilizando o MIDAS.....	40
Figura 3.6 - Janela de opção do ARES.....	41
Figura 3.7 - Janela de opção de população do MIDAS.....	41
Figura 3.8 - Janela de modo de Análise do options do MIDAS.....	42
Figura 3.9 - Janela de Parâmetros da nave do options do OSCAR.....	42
Figura 3.10- Janela de Eliminação/Remoção do options do OSCAR.....	43
Figura 3.1 - Padrões de propulsão do options do OSCAR.....	43

Figura 3.12 - Janela de condições iniciais de órbita do options do SARA/SESAM.....	44
Figura 3.13 - Janela de definição de objetos do options do SARA/SESAM.....	44
Figura 3.14 - Janela de definição de materiais do options do SARA/SESAM.....	45
Figura 3.15 - Janela de população global do options do SARA/SESAM.....	45
Figura 4.1 - O Fator Henize em função do Diâmetro de Rastreo.....	48
Figura 4.2 - Área de integração para a probabilidade de colisão.....	53
Figura 4.3 - Valores de probabilidade de colisão para pontos dentro do plano XY com diferentes incertezas.....	54
Figura 4.4- Resultados para os métodos simples e o complexo no cálculo da probabilidade de colisão. No eixo X, número de manobras preventivas por ano e no eixo Y, a fração residual de risco e o Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).....	55
Figura 4.5 - Número de manobras por ano em função do Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).....	56
Figura 4.6 Taxa de falso alarme em função do ACPL.....	59
Figura 4.7 Taxa de falso alarme em função da taxa de manobra anual.....	59
Figura 4.8- Distância da manobra de evasão em função do AMMD e do ponto de encontro no plano.....	61
Figura 4.9- Combustível necessário para estratégias de curto e longo prazo em função de diferentes valores de ACPL.....	62
Figura 4.10- Comportamento de uma estratégia de longo prazo.....	63
Figura 4.11- Comportamento de uma estratégia de curto prazo.....	64
Figura 4.12 - Fração de massa propelente necessária para estratégias de longo e curto prazo para diferentes valores do Nível Aceitável de Probabilidade de Colisão(ACPL).....	65
Figura 5.1 - Arquivo file de especificações para cada tipo de cenário.....	68
Figura 5.2- Aplicação da entrada de avaliação de danos relacionados no arquivo midas.inp.....	71
Figura 6.1- A altura de perigeu e ΔV necessários para atender um limite de vida útil determinado, por uma nave espacial com impulso específico 290 s, 1,000 kg de massa e	

área transversal 20 m ² inicialmente em uma órbita circular, quase polar a 780 km de altitude.....	81
Figura 6.2 - A altura do perigeu, ΔV e massa de combustível necessária para um limite de tempo de vida 25 anos, por uma nave espacial com impulso específico 290 s, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m ² inicialmente em uma órbita circular.....	82
Figura 6.3 - O ΔV e massa de combustível necessária para atender um limite de vida útil de 25 anos, para uma espaçonave com o específico impulso 3248 s, o impulso 18 mN, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m ² inicialmente em uma órbita circular.....	87
Figura 6.4 - O ΔV e massa de combustível necessário para re-órbita a 2.000 km de altitude, para uma espaçonave com impulso específico 3248 s, o impulso 18 mN, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m ² inicialmente em uma órbita circular.....	88
Figura 7.1- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	94
Figura 7.2 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	94
Figura 7.3 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	95
Figura 7.4 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL)...	95
Figura 7.5 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	96
Figura 7.6 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	96
Figura 7.7- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	97
Figura 7.8 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	97
Figura 7.9 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	98
Figura 7.10 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	98

Figura 7.11 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	99
Figura 7.12 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	99
Figura 7.13- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	100
Figura 7.14 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	100
Figura 7.15 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	101
Figura 7.16 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	101
Figura 7.17 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	102
Figura 7.18 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	102
Figura 7.19 - Numero médio de manobras de evasão por ano.....	103
Figura 7.20 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	103
Figura 7.21 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	104
Figura 7.22 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	104
Figura 7.23 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	105
Figura 7.24 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	105
Figura 7.25- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	106
Figura 7.26 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	106
Figura 7.27 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	107

Figura 7.28 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	107
Figura 7.29 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	108
Figura 7.30 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	108
Figura 7.31- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	109
Figura 7.32 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	119
Figura 7.33 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	110
Figura 7.34 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	110
Figura 7.35 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	111
Figura 7.36 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	111
Figura 7.37- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	112
Figura 7.38 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	112
Figura 7.39 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	113
Figura 7.40 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	113
Figura 7.41 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	114
Figura 7.42 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	114
Figura 7.43- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	115
Figura 7.44 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	115

Figura 7.45 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	116
Figura 7.46 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	116
Figura 7.47 - Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	117
Figura 7.48 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	117
Figura 7.49- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	118
Figura 7.50 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	118
Figura 7.51 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	119
Figura 7.52 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	119
Figura 7.53 - Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	120
Figura 7.54 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	120
Figura 7.55- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	121
Figura 7.56 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	121
Figura 7.57 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	122
Figura 7.58 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	122
Figura 7.59 - Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	123
Figura 7.60 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	123
Figura 7.61- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	124

Figura 7.62 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	124
Figura 7.63 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	125
Figura 7.64 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	125
Figura 7.65 - Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	126
Figura 7.66 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	126
Figura 7.67- Numero médio de manobras de evasão por ano.....	127
Figura 7.68 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.....	127
Figura 7.69 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.....	128
Figura 7.70 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).....	128
Figura 7.71 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	129
Figura 7.72 (a) - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.....	129
Figura 7.72 (b) - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	132
Figura 7.73 - Probabilidade de colisão por época.....	132
Figura 7.74 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	133
Figura 7.75 - Número de impacto por época.....	133
Figura 7.76 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	134
Figura 7.77 - Probabilidade de colisão por época.....	134
Figura 7.78 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	135
Figura 7.79 - Número de impacto por época.....	135
Figura 7.80 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	136
Figura 7.81 - Probabilidade de colisão por época.....	136

Figura 7.82 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	137
Figura 7.83 - Número de impacto por época.....	137
Figura 7.84 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	138
Figura 7.85 - Probabilidade de colisão por época.....	138
Figura 7.86 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	139
Figura 7.87 - Número de impacto por época.....	139
Figura 7.88 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	140
Figura 7.89 - Probabilidade de colisão por época.....	140
Figura 7.90 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	141
Figura 7.91 - Número de impacto por época.....	141
Figura 7.92 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	142
Figura 7.93 - Probabilidade de colisão por época.....	142
Figura 7.94 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	143
Figura 7.95 - Número de impacto por época.....	143
Figura 7.96 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	144
Figura 7.97 - Probabilidade de colisão por época.....	144
Figura 7.98 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	145
Figura 7.99 - Número de impacto por época.....	145
Figura 7.100 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	146
Figura 7.101 - Probabilidade de colisão por época.....	146
Figura 7.102 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	147
Figura 7.103 - Número de impacto por época.....	147
Figura 7.104 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	148
Figura 7.105 - Probabilidade de colisão por época.....	149
Figura 7.106 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	149
Figura 7.107 - Número de impacto por época.....	150
Figura 7.108 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	150
Figura 7.109 - Probabilidade de colisão por época.....	151
Figura 7.110 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	151

Figura 7.111 - Número de impacto por época.....	152
Figura 7.112 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	152
Figura 7.113 - Probabilidade de colisão por época.....	153
Figura 7.114 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	153
Figura 7.115 - Número de impacto por época.....	154
Figura 7.116 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	154
Figura 7.117 - Probabilidade de colisão por época.....	155
Figura 7.118 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	155
Figura 7.119 - Número de impacto por época.....	156
Figura 7.120 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	157
Figura 7.121 - Probabilidade de colisão por época.....	157
Figura 7.122 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	158
Figura 7.123 - Número de impacto por época.....	158
Figura 7.124 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	159
Figura 7.125 - Probabilidade de colisão por época.....	159
Figura 7.126 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	160
Figura 7.127 - Número de impacto por época.....	160
Figura 7.128 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	161
Figura 7.129 - Probabilidade de colisão por época.....	161
Figura 7.130 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	162
Figura 7.131 - Número de impacto por época.....	162
Figura 7.132 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	163
Figura 7.133 - Probabilidade de colisão por época.....	163
Figura 7.134 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	164
Figura 7.135 - Número de impacto por época.....	164
Figura 7.136 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	165
Figura 7.137 - Probabilidade de colisão por época.....	165
Figura 7.138 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	166
Figura 7.139 - Número de impacto por época.....	166

Figura 7.141 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	167
Figura 7.142 - Probabilidade de colisão por época.....	167
Figura 7.143 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	168
Figura 7.144 - Número de impacto por época.....	168
Figura 7.145 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	169
Figura 7.146 - Probabilidade de colisão por época.....	169
Figura 7.147 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	170
Figura 7.148 - Número de impacto por época.....	170
Figura 7.149 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	171
Figura 7.150 - Probabilidade de colisão por época.....	171
Figura 7.151 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	172
Figura 7.152 - Número de impacto por época.....	172
Figura 7.153 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	173
Figura 7.154 - Probabilidade de colisão por época.....	174
Figura 7.155 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	174
Figura 7.156 - Número de impacto por época.....	175
Figura 7.157 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	176
Figura 7.158 - Probabilidade de colisão por época.....	176
Figura 7.159 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	177
Figura 7.160 - Número de impacto por época.....	177
Figura 7.161 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	178
Figura 7.162 - Probabilidade de colisão por época.....	178
Figura 7.163 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	179
Figura 7.164 - Número de impacto por época.....	179
Figura 7.165 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	180
Figura 7.166 - Probabilidade de colisão por época.....	180
Figura 7.167 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	181
Figura 7.168 - Número de impacto por época.....	181
Figura 7.169 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	182

Figura 7.170 - Probabilidade de colisão por época.....	183
Figura 7.171 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	183
Figura 7.172 - Número de impacto por época.....	184
Figura 7.173 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	184
Figura 7.174 - Probabilidade de colisão por época.....	185
Figura 7.175 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	185
Figura 7.176 - Número de impacto por época.....	186
Figura 7.177 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	186
Figura 7.178 - Probabilidade de colisão por época.....	187
Figura 7.179 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	187
Figura 7.180 - Número de impacto por época.....	188
Figura 7.181 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	188
Figura 7.182 - Probabilidade de colisão por época.....	189
Figura 7.183 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	189
Figura 7.184 - Número de impacto por época.....	190
Figura 7.185 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	191
Figura 7.186 - Probabilidade de colisão por época.....	191
Figura 7.187 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	192
Figura 7.188 - Número de impacto por época.....	192
Figura 7.189 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	193
Figura 7.190 - Probabilidade de colisão por época.....	193
Figura 7.191 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	194
Figura 7.192 - Número de impacto por época.....	194
Figura 7.193 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	195
Figura 7.194 - Probabilidade de colisão por época.....	195
Figura 7.195 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	196
Figura 7.196 - Número de impacto por época.....	196
Figura 7.197 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	197
Figura 7.198 - Probabilidade de colisão por época.....	197

Figura 7.199 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	198
Figura 7.200 - Número de impacto por época.....	198
Figura 7.201 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	199
Figura 7.202 - Probabilidade de colisão por época.....	200
Figura 7.203 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	200
Figura 7.204 - Número de impacto por época.....	201
Figura 7.205 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	201
Figura 7.206 - Probabilidade de colisão por época.....	202
Figura 7.207 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	202
Figura 7.208 - Número de impacto por época.....	203
Figura 7.209 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	203
Figura 7.210 - Probabilidade de colisão por época.....	204
Figura 7.211 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	204
Figura 7.212 - Número de impacto por época.....	205
Figura 7.213 - Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.....	205
Figura 7.214 - Probabilidade de colisão por época.....	206
Figura 7.215 - Número de impacto por impacto em diâmetro.....	207
Figura 7.216 - Número de impacto por época.....	207
Figura 7.217 - Para uma altura de 700 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).....	209
Figura 7.218 - Para uma altura de 800 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).....	209
Figura 7.219 - Para uma altura de 900 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).....	210
Figura 7.220 - Para uma altura de 1000 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).....	210

Lista de Tabelas

	<i>Página</i>
Tabela 4.1 - Classificação dos objetos de acordo com o regime de órbita.....	50
Tabela 4.2 - Incertezas da órbita TLE de acordo com as componentes do detrito espacial.....	50
Tabela 4.3 – Comparação dos resultados entre o método simples e complexo.....	55
Tabela 5.1- Recursos do aplicativo padrão MIDAS.....	66
Tabela 5.2 - Cálculo da saída da quantidade do fluxo de colisão.....	69
Tabela 5.3 - Representação do significado de cada letra.....	69
Tabela 5.4 - Interpretação de respostas do MIDAS para objetos esféricos.....	69
Tabela 5.5 - Parâmetros da única equação.....	72
Tabela 5.6 - Parâmetros das múltiplas equações.....	72
Tabela 5.7 - Cálculo de saída de resultados referentes a penetrações.....	73
Tabela 5.8 - Cálculo de saída de resultados referentes a penetrações.....	74
Tabela 6.1 - Requisitos de-órbita nave espacial de uma órbita circular a 780 km de altitude, inclinação quase-polar, usando um sistema de propulsão química.....	83
Tabela 6.2 - Requisitos de-órbita nave espacial de uma órbita circular a 780 km de altitude, inclinação quase-polar, usando um sistema de propulsão elétrica.....	87
Tabela 7.1 - Parametros de entrada do ARES.....	93
Tabela 7.2 - Parametros de entrada do MIDAS.....	130
Tabela 7.3 - Parametros de entrada do OSCAR.....	208

Sumário

Página

Capítulo 1 – Introdução e Motivação.....	23
1.1 Introdução.....	23
1.2 Motivação.....	32
Capítulo 2 - Histórico e Objetivo do Trabalho.....	33
2.1 Histórico.....	33
2.2 Objetivos.....	35
Capítulo 3 - A Ferramenta DRAMA.....	36
3.1 Introdução ao DRAMA.....	36
3.2 Interface Gráfica do DRAMA.....	37
3.2.1 Janela Principal do DRAMA.....	38
Capítulo 4 - O Software ARES.....	46
4.1 ARES.....	46
4.1.1 Visão Geral dos Modelos e dos Algoritimos.....	47
4.1.2 O Fator de Henize.....	47
4.1.3 Determinação de Incertezas.....	49
4.1.4 Eventos (Risco de colisão Anual e Mecanismo de evasão).....	51
4.1.4.1 Risco de colisão Anual.....	51
4.1.4.2 Número médio de manobras de evasão por ano.....	52
4.1.5 Critério de determinação de manobras de evasão.....	56
4.1.6 Formulação não determinística.....	56
4.1.7 Taxa de Falso Alarme (FAR).....	58
4.1.8 ΔV e custo da massa de propelente.....	60

4.1.8.1	Previsão de consumo de combustível (ΔV) para manobras de evasão.....	60
4.1.8.2	Estratégias de longo prazo.....	62
4.1.8.3	Estratégias de curto prazo.....	63
4.1.8.4	Fração de massa propelente para manobras de evasão.....	64
Capítulo 5	- O software MIDAS.....	66
5.1	MIDAS.....	66
5.2	Análise do fluxo de colisão.....	67
5.2.1	Implementação.....	67
5.2.1.1	Parâmetros de Entrada.....	68
5.2.1.2	Saída de Resultados.....	68
5.3	Avaliação de danos.....	70
5.3.1	Implementação.....	70
5.3.1.1	Parâmetros de Entrada.....	70
5.3.1.2	Equação de danos.....	71
5.3.1.3	Saída de Resultados.....	74
Capítulo 6	- O software OSCAR.....	75
6.1	OSCAR.....	75
6.2	Tempo de vida orbital.....	75
6.2.1	DELTOP.....	76
6.2.2	Implementação em OSCAR.....	77
6.3	Re – De – órbita e órbita.....	77
6.3.1	Eliminação usando um sistema de propulsão Química.....	78
6.3.1.1	Propulsão Química De – órbita (Direta e atrasadas).....	78
6.3.1.2	Propulsão Química Re – órbita	83
6.3.2	Eliminação usando um sistema de propulsão elétrica.....	84
6.3.2.1	Elétrica De – órbita.....	85

6.3.2.2	Elétrica Re – órbita.....	89
6.4	Cordas Condutoras.....	89
Capítulo 7	– Missão COSMO GAL.....	92
7.1	ARES.....	92
7.1.1	Cenário Referência.....	93
7.1.2	Cenário Mitigação Intermediária.....	106
7.1.3	Cenário Mitigação Total.....	118
7.2	MIDAS.....	130
7.2.1	Cenário Referência.....	131
7.2.1.1	Modo de análise.....	131
7.2.1.1.1	Material aleatório.....	131
7.2.1.1.2	Material esférico.....	140
7.2.1.2	Opções de população.....	148
7.2.1.2.1	Intervalos de tamanho de massa.....	148
7.2.2	Cenário Mitigação Intermediária.....	156
7.2.2.1	Modo de análise.....	156
7.2.2.1.1	Material aleatório.....	156
7.2.2.1.2	Material esférico.....	165
7.2.2.2	Opções de população.....	173
7.2.2.2.1	Intervalos de tamanho de Massa.....	173
7.2.3	Cenário Mitigação Total.....	182
7.2.3.1	Modo de análise.....	182
7.2.3.1.1	Material aleatório.....	182
7.2.3.1.2	Material esférico.....	190
7.2.3.2	Opções de população.....	199
7.2.3.2.1	Intervalos de tamanho de massa.....	199
7.3	OSCAR.....	207

Capítulo 8 – Conclusões e Sugestões para o prosseguimento do trabalho.....	212
8.1 Conclusão.....	212
8.2 Sugestões.....	212
8.3 Comentários.....	213
REFERÊNCIAS BIBLIOGRAFICAS.....	214

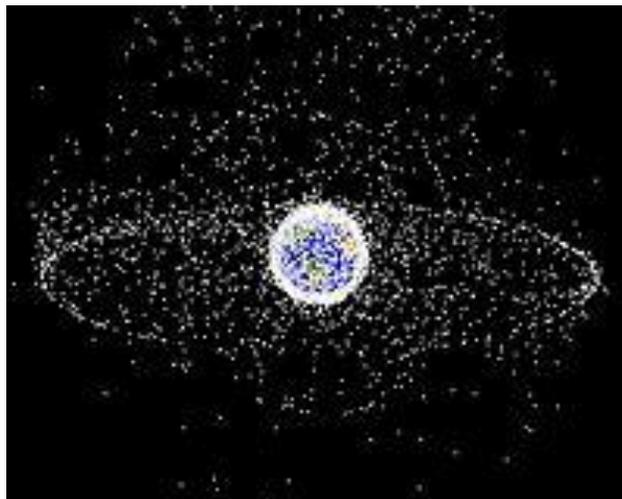
Capítulo 1

Introdução e Motivação

1.1 Introdução

Os Detritos Espaciais, ou popularmente chamados de lixo espacial, são objetos criados pelos humanos e que se encontram em órbita ao redor da Terra, porém não desempenham função útil. São mais de 35 milhões de objetos catalogados com mais de 1 mm e 13 mil objetos com mais de 10 cm.

Esta poluição humana é resultado da conquista espacial, que se concretizou com o lançamento da Sputnik – 1 em 1957. Segundo pesquisadores, a densidade desses detritos flutuantes é maior do que a das poeiras naturais de meteoritos.



Fonte: site da ESA (2010).

Figura 1.1: População de detritos em uma visão mais distante do planeta, pela órbita geoestacionária.

As zonas mais congestionadas por detritos espaciais são as órbitas baixas (menos de 2 mil Km de altitude) e geoestacionária (36 mil Km), que são as órbitas que cruzam a

maioria dos satélites de observação da Terra e de telecomunicações. 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 geossíncrona, mais conhecida como 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.



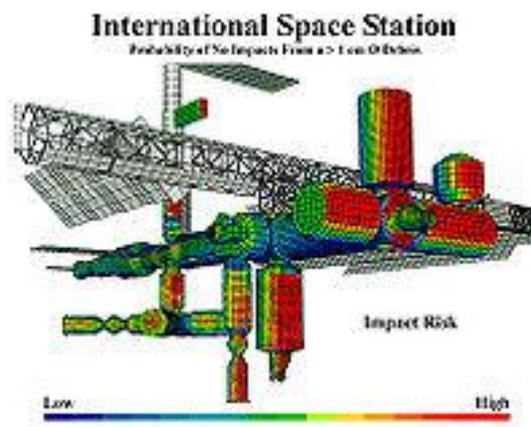
Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.2: Órbitas conhecidas dos detritos dos destroços do Fengyun-1C após a intervenção chinesa.

Os detritos são catalogados e rastreados por telescópios militares. A US Strategic Command, disponibiliza um mapa de rota diária, que pode ser consultado on-line. Já a Europa utiliza um radar francês Graves, que é explorado pela aeronautica e que controla 2 mil objetos em órbita baixa, com exceção dos objetos com mais de 1 metro. A Rússia também possui um sistema de vigilância, mas não divulga suas informações.

O primeiro ônibus espacial a realizar oficialmente uma manobra evasiva para evitar uma colisão com detritos, no caso o satélite russo Kosmos, foi o Discovery, durante o STS-48, em Setembro de 1991. A explosão causada pelo Kosmos 1813 em 1987 gerou cerca de 850 resíduos com mais de 10 cm de comprimento.

Em outubro de 1999, a estação Espacial Internacional (ISS) realizou sua primeira manobra evasiva. A manobra foi realizada com o acionamento do foguete do “Módulo de Controle Zarya ” durante 5 segundos. Isso elevou a estação em cerca de 1,6 Km. Uma vez que segundo cálculos realizados, os detritos passariam a 1,4 Km da estação. Os detritos passaram a cerca de 25 Km da estação. 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



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.3: Áreas de risco de choques de detritos com a ISS.

Outro motivo de grande preocupação está relacionado aos combustíveis usados nos satélites. Satélites, que não são mais controlados pelas centrais de comando da Terra,

podem cair a qualquer momento, atraídos pela gravidade do planeta. O grande problema é que esses satélites estão equipados com geradores eletro-nucleares que ativam funções específicas dentro do aparelho, e podem usar como combustível o urânio 235 ou o plutônio 238(ambos altamente radioativos).

A Primeira colisão entre detritos espaciais artificiais, ocorreu em 1996. O acidente foi causado por um fragmento já catalogado de um Ariane e danificou o satélite de reconhecimento militar francês Cerise. Os detritos deste satélite se encontravam entre 660 Km a 680 Km da Terra e estavam a uma velocidade de 14,8 Km/s. Destes, somente um possuía tamanho suficiente para ser rastreado.

Em maio de 2000, duas esferas metálicas caíram na África do Sul. Estes objetos pertenciam a um foguete Delta lançado em 1996. O primeiro detrito pesava 30 Kg e caiu na cidade do Cabo, o Segundo pesava 55 Kg e media cerca de 1,3 m de largura por 1 m de comprimento.



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.4: Uma das esferas que caiu na África do Sul.

Em 1996, um estágio do foguete Pegasus lançado em 1994, explodiu gerando uma nuvem de 300.000 fragmentos maiores que 4 mm de comprimento. Apenas 700 tinham tamanho suficiente para serem catalogados. Este acidente aumentou consideravelmente o risco de colisões do telescópio espacial Hubble.

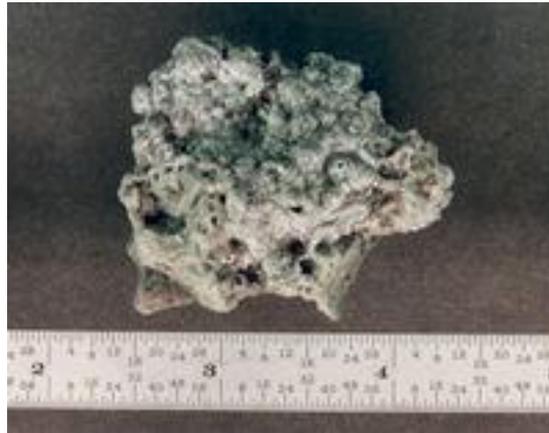
Os testes da Arma anti-satélite (ASAT) chinesa, em 11 de Janeiro de 2007 criou mais 1.600 pedaços rastreáveis, mais de um milhão de pedaços com 1 mm ou maiores e mais de 35.000 peças com 1 cm ou maiores de acordo com o Programa de Detritos Espaciais da NASA. Este evento foi mais significativo que outros testes de arma anti-satélite, em que a área ocupada pelos detritos, encontrava-se num plano orbital mais distante do planeta, resultando na fuga de órbita num período de 35 anos ou mais. Este é considerado um dos principais acidentes envolvendo detritos espaciais.

Em 19 de fevereiro de 2007, o estágio do dínamo de injeção de um Briz-M russo explodiu enquanto orbitava a Austrália. O sistema foi lançado em 28 de fevereiro de 2006, carregando um satélite de comunicação defeituoso. Este foi um acidente semelhante ao teste ASAT chinês, a diferença é que os detritos se encontravam mais próximo do planeta. A nuvem de objetos em queda dificultou a quantificação destes através de radar. Após este acidente, foram verificadas muitas reentradas na atmosfera em um período relativamente pequeno de tempo, como em 21 de fevereiro de 2007 em que mais de mil fragmentos foram identificados.

Apesar da probabilidade de uma pessoa ser atingida por um detrito ser muito baixa, uma vez que o detrito no momento da entrada na atmosfera Terrestre acaba sendo destruído, e quando consegue atravessá-la a probabilidade de cair no oceano ser grande uma vez que o planeta Terra tem em sua composição 75% de água, Lottie Williams possui o recorde de ser a primeira e única pessoa (até à presente data) a ser atingida por um detrito espacial de origem humana. Em 22 de Janeiro de 1997, às 3:30 da manhã, enquanto caminhava em um parque em Tulsa, notou uma luz no céu que julgou ser um meteorito. Minutos depois, Williams foi atingida no ombro por um objeto de metal negro de 6 polegadas que, mais tarde, foi identificado como sendo parte do tanque de combustível de

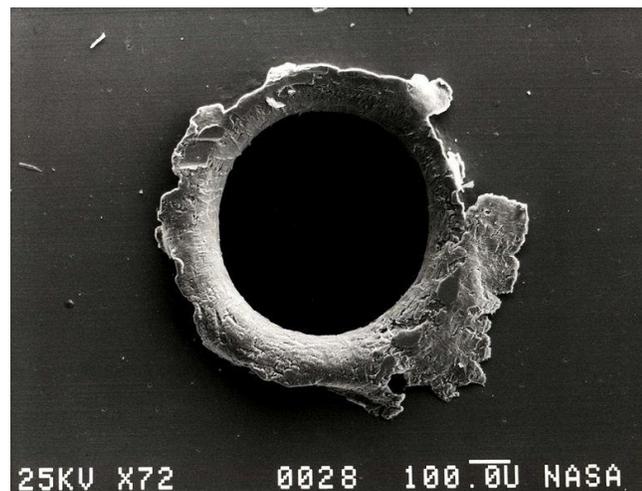
um foguete Delta II, que havia lançado um satélite da Força Aérea estadunidense em 1996. Lottie não se feriu com o incidente.

A seguir, algumas figuras relacionadas a acidentes causados por detritos espaciais artificiais:



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.5: Detrito composto de óxido de alumínio, sub-produto de combustíveis à base de propelente sólido.



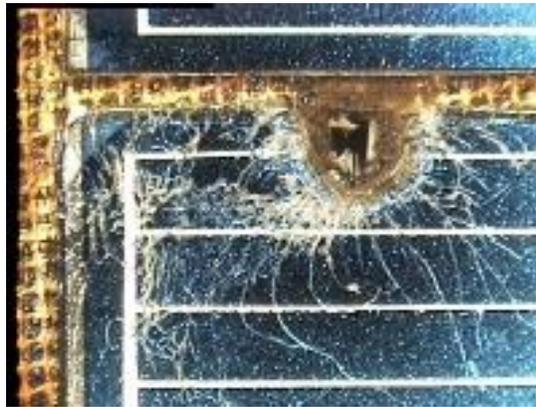
Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.6: Buraco causado por um detrito espacial no satélite SolarMax.



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.7: Módulo PAM-D de um foguete classe Delta II, encontrado na Arábia Saudita.



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.8: Impacto causado por detrito em uma peça pertencente ao Hubble.



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.9: Imagem da colisão entre o Iridium 33 e um satélite russo desativado.



Fonte: Wikipédia (2010)

Figura 1.10: Tanque de um Delta II que caiu no Texas em 1997.

Tecnologia para remover os detritos espaciais do ambiente espacial ainda não existe, porém existem idéias. Contudo o gasto com estas técnicas seriam muito alto, e a viabilidade ainda é questionada. A seguir segue algumas formas já propostas:

Redes: Sistemas de redes gigantes, que formaria um cesto capaz de capturar os detritos e jogá-los mais para baixo.

Lasers: Instalar canhões de laser em alguns pontos estratégicos e disparar contra o lixo, para desviar sua órbita para mais perto do planeta. Com isso, o lixo queimaria até desaparecer.

Fios: Cabos condutores de cobre poderiam ser acoplados a satélites desativados para que eles pudessem ser atraídos pelo campo magnético da Terra.

Espuma: Um painel de espuma seria colocado na rota dos detritos. Assim que os objetos passassem por ele, teriam sua velocidade reduzida, caindo de volta no planeta.

Braço: Uma espécie de nave não-tripulada, guiada por radares e câmeras, seria equipada com braços robóticos para coletar os detritos

Para evitar que satélites desativados virem detritos espaciais, o correto seria encaminhá-los para órbitas cemitérios, que são lugares distantes da Terra e que por enquanto não ofereceriam riscos de colisões. Mas no momento, existe apenas um consenso internacional. O organismo internacional que cuida destes assuntos é a Inter-Agency Space Debris Comitê de Coordenação (CID). O CID produziu um conjunto de orientações de mitigação sobre o uso pacíficos do Espaço Exterior:

1. Limite de lançamento de detritos durante operações normais.
2. Minimizar o potencial de break-ups durante as fases operacionais.
3. Limitar a probabilidade de colisões acidentais.
4. Evitar a destruição intencional e outras atividades prejudiciais.
5. Minimizar o potencial para a pós-missão rupturas decorrente energia armazenada.
6. Limitar a presença em longo prazo das naves espaciais e os estágios orbitais na região de baixa órbita da Terra após o fim da sua missão.

7. Limite a interferência em longo prazo das naves espaciais e os estágios orbitais com a região após a sua geosynchronous final da missão.

1.2 Motivação

Conforme tudo que foi exposto na introdução, o comportamento dos detritos espaciais naturais e artificiais, é algo ainda pouco conhecido e não controlado, e que sem duvida alguma precisa ser estudado e dominado.

O Software DRAMA é uma ferramenta que pode auxiliar muito no estudo do comportamento dos detritos espaciais naturais e artificiais, no que diz respeito as manobras de prevenção de colisões, fluxos de colisões e análise de risco, manobras de eliminação de corpos espaciais inativos, reentrada de sistemas na atmosfera e os riscos dessas reentradas.

A possibilidade de estudar e explorar um campo que até então não é muito conhecido, e que particularmente me fascina, faz sentir-me motivada a pesquisar e auxiliar ainda mais no progresso destes estudos.

Capítulo 2

Histórico e Objetivo

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 KK2TEXTO.C (“Kepler-Kolmogorov 2 em texto”) em linguagem C para PCs com sistema operacional Windows 2000 e linguagem gráfica OpenGL. Este programa KK2TEXTO.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 KK2TEXTO.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 KK2TEXTO.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. Ele iniciou o estudo do software DRAMA, explorando especialmente o Ares e o Midas. Porém Enio não pode estudar mais a fundo o software DRAMA.

Em 01 de Agosto de 2010, a 9ª bolsista, Mariany Ludgero Maia Gomes assumiu este projeto de pesquisa, reiniciando todo o estudo do software DRAMA, e procedendo conforme os objetivos citados a seguir:

2.2 Objetivos

- Familiarizar-se com o tema e com a Literatura sobre Detritos Espaciais;
- Usar o Software DRAMA para análise e simulação de Detritos Espaciais;
- Colaborar com estudos e pesquisas referentes aos Detritos Espaciais para a missão de COSMO GAL;
- Estudo aprofundado do módulo ARES (Assessment of Risk Event Statistics), possibilitando avaliar e simular manobras de prevenção de colisões;
- Estudo aprofundado do módulo MIDAS (Master Impact Flux and Damage Assessment Software), possibilitando avaliar fluxos de colisão e análises de risco;
- Estudo aprofundado do módulo OSCAR (Orbital Spacecraft Active Removal), possibilitando avaliar manobras de eliminação de corpos espaciais inativos.

Capítulo 3

A Ferramenta DRAMA

3.1 Introdução ao DRAMA

Segundo Moraes (2010), 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 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 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:

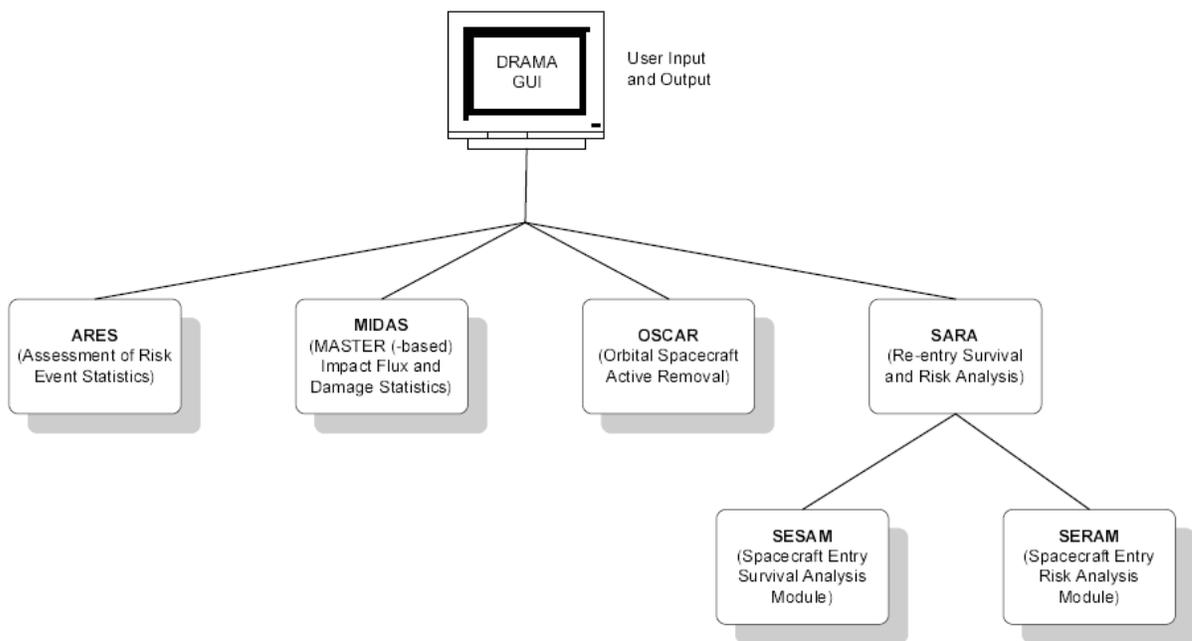


Figura 3.1 – Estrutura básica do ferramental do DRAMA.

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 Figura 3.2 a seguir mostra a janela inicial do DRAMA:

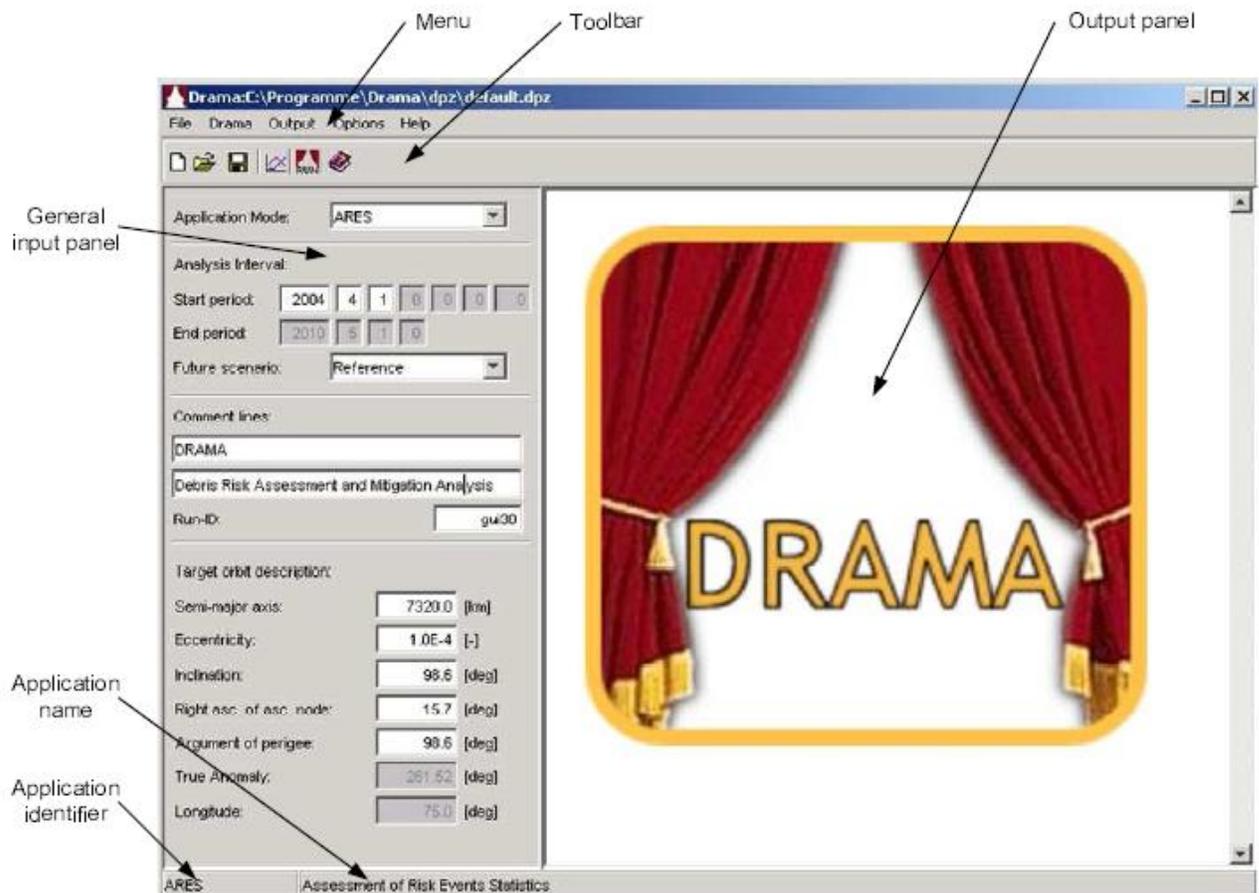


Figura 3.2 – Janela principal do DRAMA.

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]

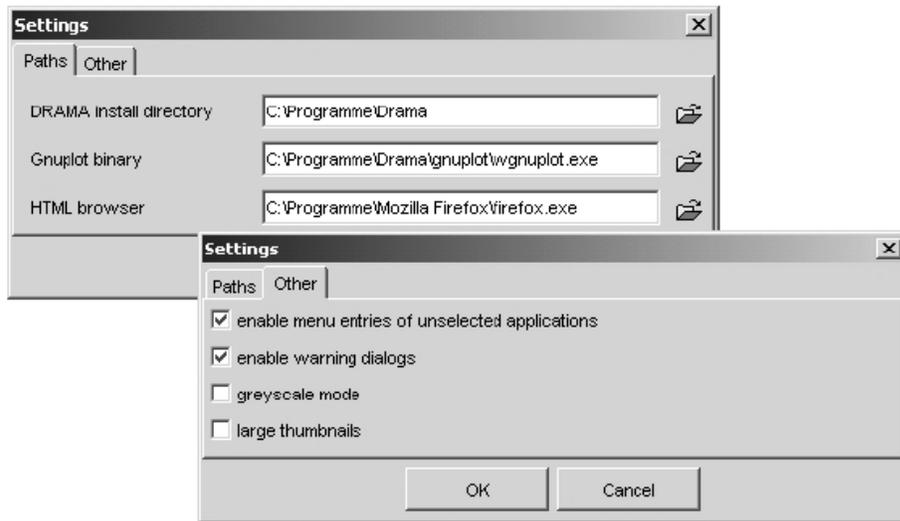


Figura 3.4 – O menu [Options]

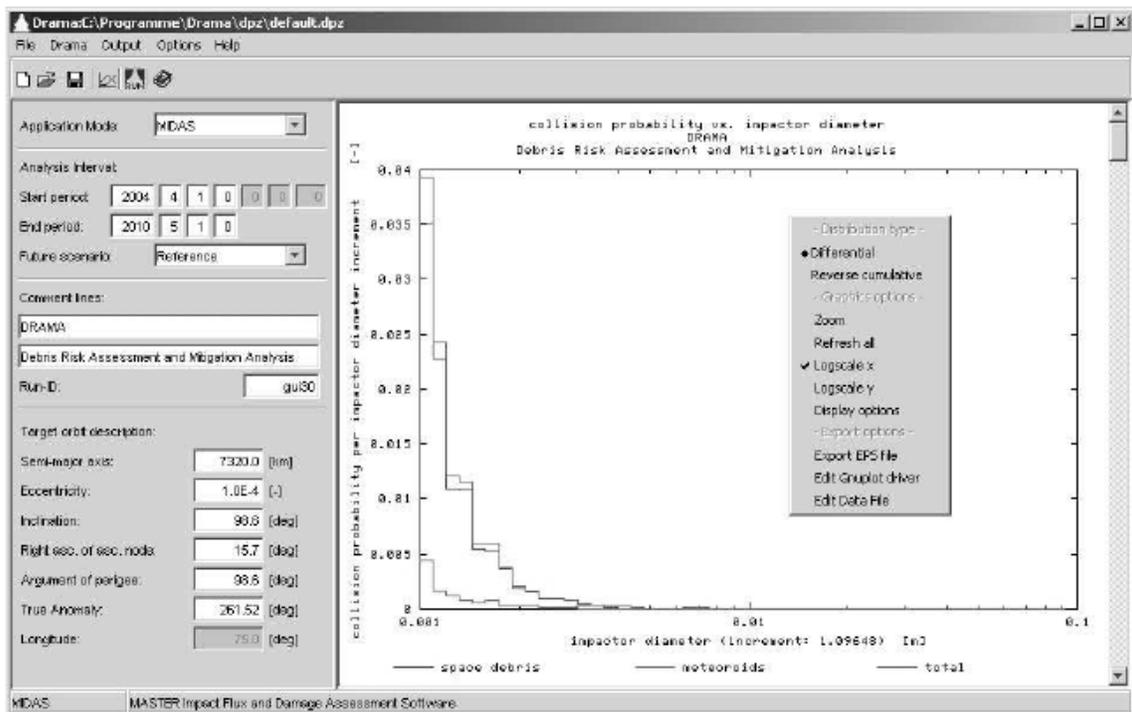


Figura 3.5 – Apresentação do resultado gráfico de uma missão utilizando o MIDAS

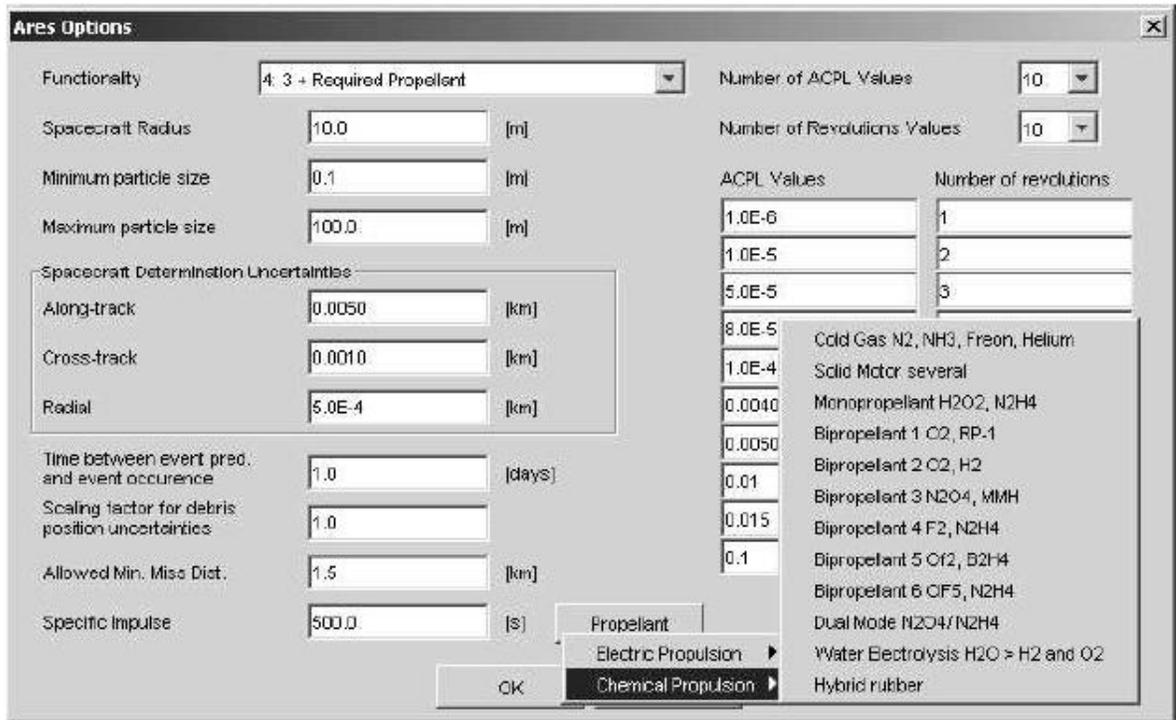


Figura 3.6 – Janela de opção do ARES

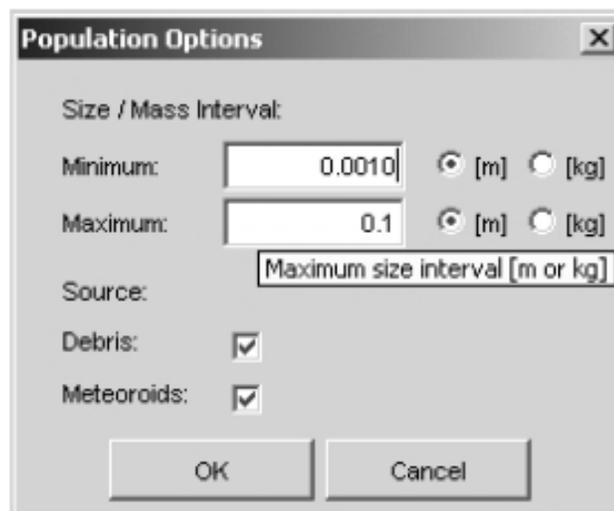


Figura 3.7 – Janela de opção de população do MIDAS

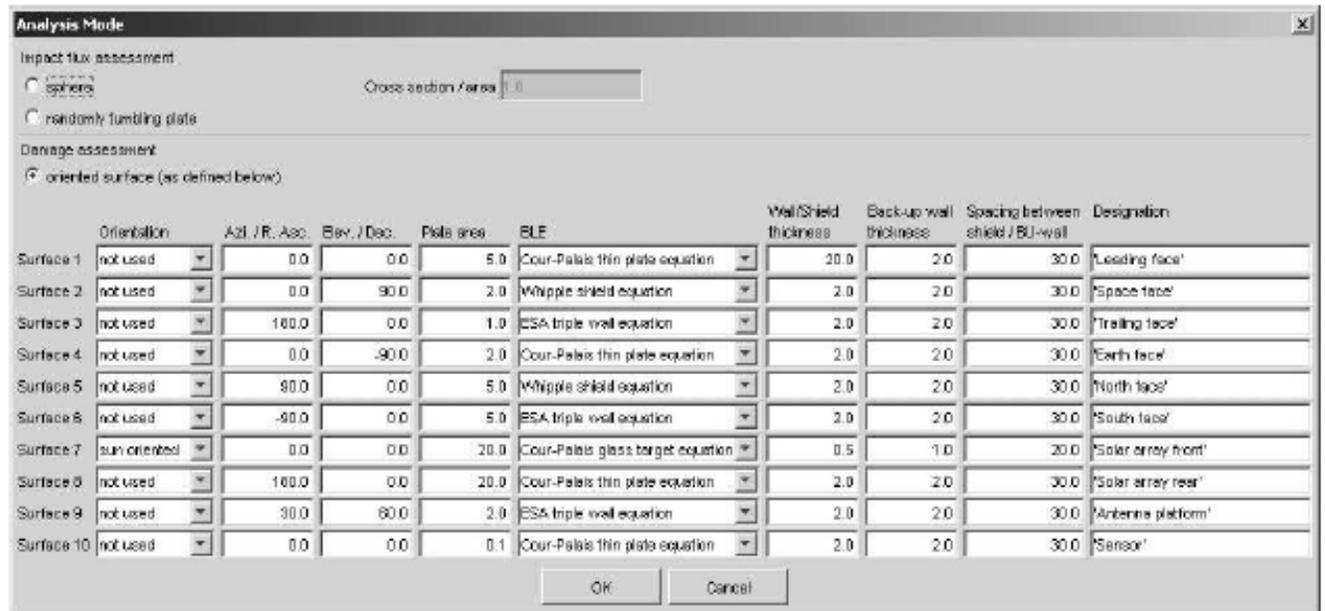


Figura 3.8 – Janela de modo de Análise do *options* do MIDAS

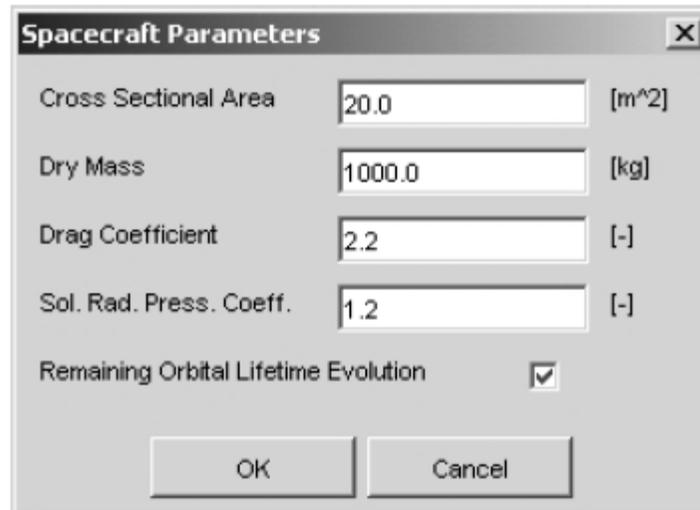


Figura 3.9 – Janela de Parâmetros da nave do *options* do OSCAR

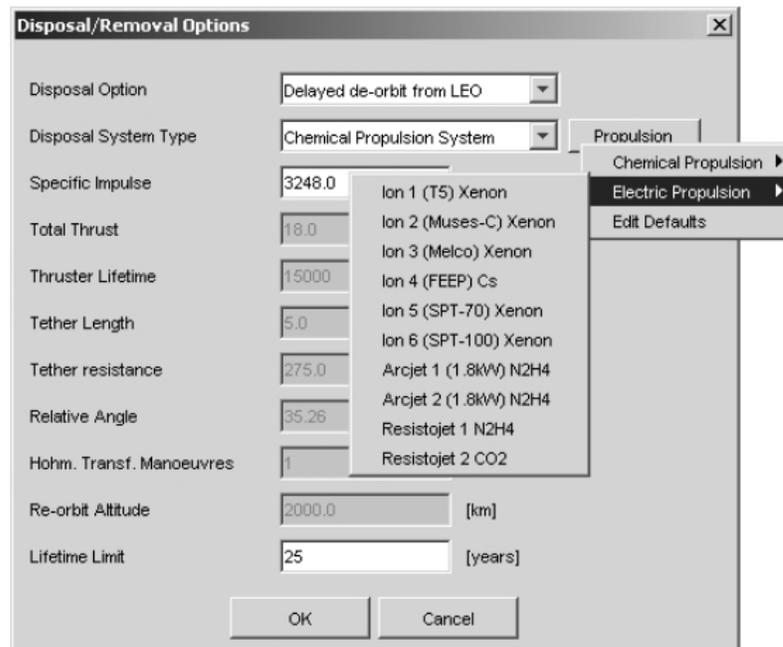
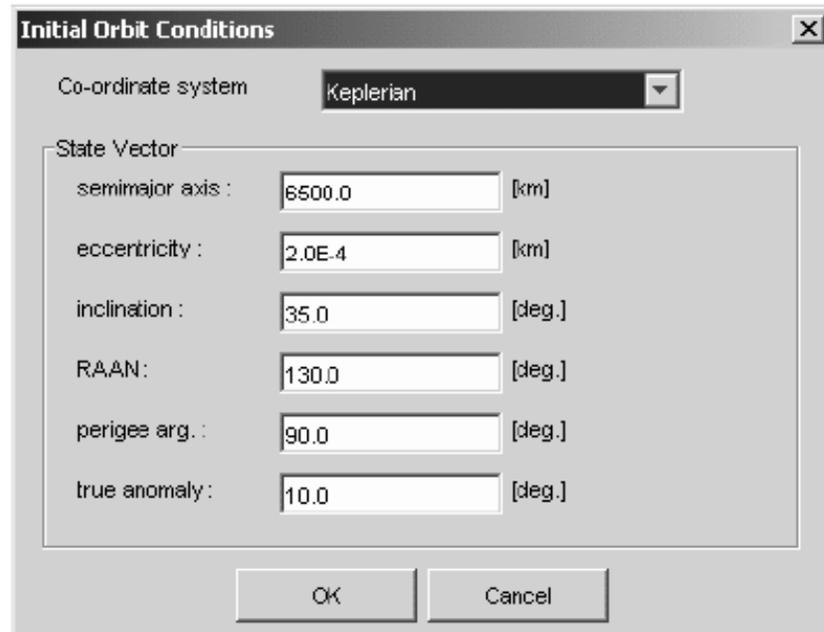


Figura 3.10 – Janela de Eliminação/Remoção do *options* do OSCAR

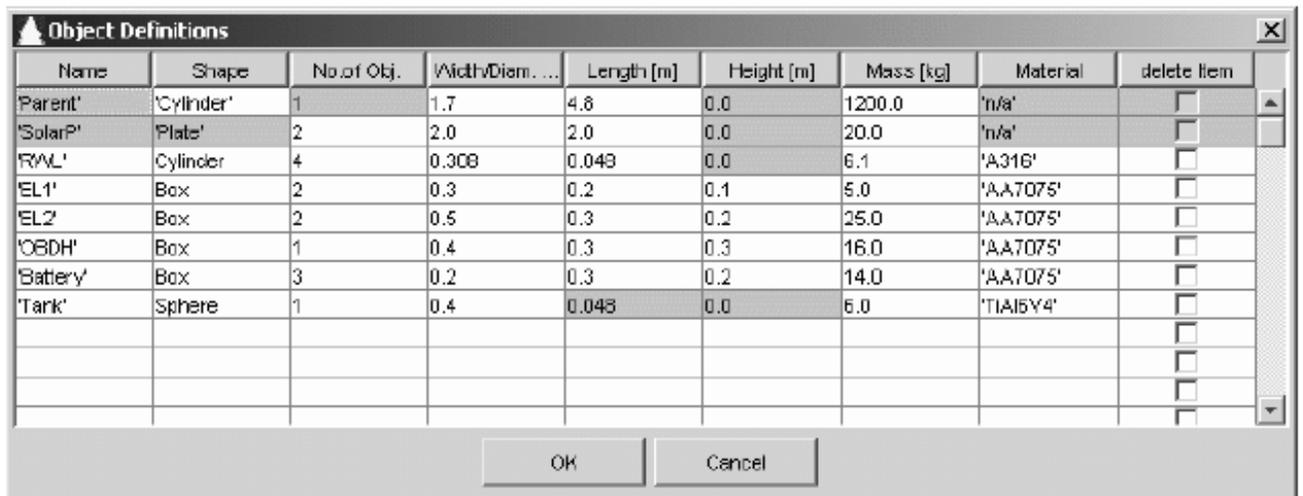
Prop. System Typ...	Description	Propellant	Vacuum Isp [s]	Thrust [mN]	Thruster Lifetime [h]	delete item
ep	Ion 1 (T5)	Xenon	3248	18	15000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 2 (Muses-C)	Xenon	2920	8.1	20000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 3 (Melco)	Xenon	2897	23.3	10000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 4 (FEEP)	Cs	6870	5	20000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 5 (SPT-70)	Xenon	1600	40	1000	<input type="checkbox"/>
ep	Ion 6 (SPT-100)	Xenon	1600	83	7000	<input type="checkbox"/>
ep	Arcjet 1 (1.8kW)	N2H4	800	260	1500	<input type="checkbox"/>
ep	Arcjet 2 (1.8kW)	N2H4	550	220	1050	<input type="checkbox"/>
ep	Resistojet 1	N2H4	299	500	370	<input type="checkbox"/>
ep	Resistojet 2	CO2	138	300	3000	<input type="checkbox"/>
cp	Cold Gas	N2, NH3, Freon, He...	50			<input type="checkbox"/>
cp	Solid Motor	several	290			<input type="checkbox"/>
cp	Monopropellant	H2O2, N2H4	200			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 1	O2, RP-1	350			<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	Of2, B2H4	430			<input type="checkbox"/>
cp	Bipropellant 6	ClF5, 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	rubber	225			<input type="checkbox"/>

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



The dialog box 'Initial Orbit Conditions' features a dropdown menu for 'Co-ordinate system' set to 'Keplerian'. Below this is a 'State Vector' section with seven input fields: 'semimajor axis' (6500.0 km), 'eccentricity' (2.0E-4 km), 'inclination' (35.0 deg.), 'RAAN' (130.0 deg.), 'perigee arg.' (90.0 deg.), and 'true anomaly' (10.0 deg.). 'OK' and 'Cancel' buttons are at the bottom.

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



Name	Shape	No. of Obj.	Width/Diam. ...	Length [m]	Height [m]	Mass [kg]	Material	delete Item
'Parent'	'Cylinder'	1	1.7	4.8	0.0	1200.0	'n/a'	<input type="checkbox"/>
'SolarP'	'Plate'	2	2.0	2.0	0.0	20.0	'n/a'	<input type="checkbox"/>
'RWL'	'Cylinder'	4	0.308	0.048	0.0	6.1	'A316'	<input type="checkbox"/>
'EL1'	'Box'	2	0.3	0.2	0.1	5.0	'AA7075'	<input type="checkbox"/>
'EL2'	'Box'	2	0.5	0.3	0.2	25.0	'AA7075'	<input type="checkbox"/>
'OBDH'	'Box'	1	0.4	0.3	0.3	16.0	'AA7075'	<input type="checkbox"/>
'Battery'	'Box'	3	0.2	0.3	0.2	14.0	'AA7075'	<input type="checkbox"/>
'Tank'	'Sphere'	1	0.4	0.048	0.0	6.0	'TiAl6V4'	<input type="checkbox"/>
								<input type="checkbox"/>
								<input type="checkbox"/>
								<input type="checkbox"/>
								<input type="checkbox"/>

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

Name	Density [kg/m³]	Specific Heat C...	Melting Tempera...	Specific Heat of ...	Emission Coeffi...	delete Item
'AA7075'	2801.0	746.4	870.0	385000.0	0.154	<input type="checkbox"/>
'A316'	8030.0	611.5	1650.0	274000.0	0.591	<input type="checkbox"/>
'TiA6V4'	4420.0	746.4	1900.0	400000.0	0.392	<input type="checkbox"/>
'Copper'	8960.0	434.1	1356.0	243000.0	0.256	<input type="checkbox"/>
'Inconel'	8190.0	673.0	1570.0	309000.0	0.171	<input type="checkbox"/>
'A.A6060'	2700.0	1071.4	900.0	389000.0	0.155	<input type="checkbox"/>
'HC-AA7075'	280.1	746.4	870.0	385000.0	0.154	<input type="checkbox"/>
						<input type="checkbox"/>
						<input type="checkbox"/>
						<input type="checkbox"/>
						<input type="checkbox"/>

OK Cancel

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

World Population

Assumed World Population:

OK Cancel

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

Capítulo 4

O Software ARES

4.1 ARES

Segundo (Klinkrad (2006), a função do ARES é 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.

Com a grande quantidade de detritos espaciais em órbita provenientes de missões espaciais ao longo de 50 anos, muitos satélites em operação estão em risco e a única forma de prevenção são as manobras de prevenção contra colisões. Porém para realizar estas manobras, é necessária uma propulsão extra na nave.

O ARES realiza cálculos com detritos maiores que 10 cm e que estão presentes no catalogo TLE, visando mostrar ao usuário a necessidade de manobra preventiva num tempo hábil. O cálculo da posição dos detritos espaciais gera diversas incertezas devido a sua órbita de origem. Por isso o ARES faz suas análises de acordo com a órbita.

O ARES é capaz de estimar:

- A probabilidade de colisão anual com base nos objetos “artificiais” catalogados;
- 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.

A avaliação do número de eventos e manobras durante a vida útil de um satellite, requer o conhecimento da população de detritos que podem causar eventos. Porém as manobras são dependentes dessa parcela da população que podem ser rastreados. Outro fato principal relacionadas aos objetos rastreável é a incerteza na determinação de suas posições. A incerteza da determinação da órbita

e da população é tratada em termos das matrizes de covariância associada erro. No caso de objetos de detritos, as matrizes de covariância são dependentes do tipo de órbita.

4.1.1 Visão geral do modelo e dos algoritmos

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. Os objetos naturais são ignorados pelo sistema computacional. Com isso, três cenários são gerados:

- Cenária Referência: Faz simulações com os detritos já existentes no espaço, ou seja, sem a implantação de novos satélites e medidas de mitigação de detritos.
- Cenário de Mitigação Intermediária: Faz simulações com a mesma taxa de detritos existentes no passado, porém expressa prevenções de explosões, mísseis e lançamentos de objetos para datas futuras.
- Cenário de Mitigação Total: É a complementação da mitigação intermediária, porém realiza também a eliminação de detritos com mais de 25 anos em órbita e detritos que estejam acima do anel geoestacionário.

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.

O *Fator de Henize* (f_{HZ}), realiza a relação entre os objetos do catalogo TLE (N_{cat}) com o número real de objetos mais os objetos não catalogados (N_{true}), de acordo com um diâmetro de rastreio.

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

$$\begin{aligned}
 d_{tr} &= 0.089 \text{ m}, & H &\leq 620 \text{ km} \\
 d_{tr} &= \frac{10^{-0.736748+0.604 \log(H)}}{100} \text{ m}, & H &\leq 1300 \text{ km} \\
 d_{tr} &= \frac{10^{-4.517+1.8186 \log(H)}}{100} \text{ m}, & H &\leq 3800 \text{ km} \\
 d_{tr} &= 1.0 \text{ m}, & H &> 3800 \text{ km} .
 \end{aligned}$$

O diâmetro de rastreio deve ser expresso em centímetros. Sabendo este valor, tem-se o fator de Henize através das seguintes equações:

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

$$f_{Hz} = \sqrt{10^{\left(\frac{0,78 * \log d_{tr}}{0,627}\right)^2}} \quad (4-2)$$

Com base nas equações acima, conclui-se que o Fator de Henize esta sempre em função do diâmetro de rastreio, como mostrado na figura a seguir. Na figura, também é mostrado que para órbitas baixas (LEO- low Earth orbit), todos os objetos maiores que 50 cm são rastreados.

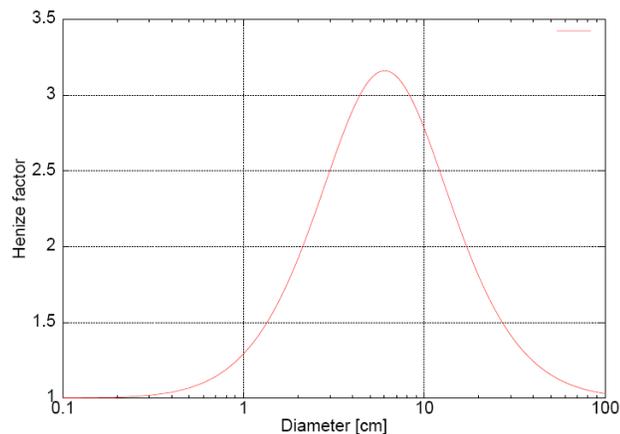


Figura 4.1 - O fator de Henize em função do diâmetro de rastreio

4.1.3 Determinação de incertezas

Para estudar os riscos de colisões espaciais é necessária uma margem de incertezas no que diz respeito à posição do satélite e dos detritos envolvidos em uma determinada área. No ARES as incertezas da posição do satélite são fornecidas pelo usuário, ou seja, o Centro de Controle responsável pela órbita do satélite desejado, é quem possui as informações em relação à incerteza de posição do satélite operacional, e as incertezas em relação à população de detritos espaciais são fornecidas pela ferramenta.

A posição e velocidade dos detritos espaciais são fornecidas 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.

A Tabela abaixo mostra os tipos de objetos de acordo com sua excentricidade (e), altura de perigeu (h_p) e inclinação (i). Por exemplo, para o objeto 91026 tem-se excentricidade maior que 0.1, altura de perigeu menor que 800 km e inclinação menor que 30 graus.

Tabela 4.1 – 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 4.2 – 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

4.1.4 Eventos (Risco de Colisão Anual e 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 a 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

Uma colisão ocorre quando um detrito passa perto da nave/satélite à uma distância menor que a soma dos dois raios, considerando-os objetos esféricos .

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 probabilidade de colisão é obtida através da soma da contribuição de todos os objetos, uma vez que o espaço ocupado pelo detrito e pela nave/satélite deve ser levado em consideração. Para isso usa-se a seguinte equação:

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

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

É preciso levar em consideração que as manobras de evasão são consideradas manobras de risco se não forem executadas corretamente, podendo também a nave/satélite

colidir com algum detrito não catalogado. Portanto, o risco de colisão anual estima o risco de colisão com um detrito em órbita, detrito este já catalogado.

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.

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

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

4.1.4.2 Número médio de manobras de evasão por ano

A função usada para expressar a probabilidade de um objeto a uma distância $\delta_{\vec{r}}$ de sua distância nominal ser encontrado 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 à posição incerta do objeto.

No momento da 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:

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

Onde:

R é a soma do raio dos dois objetos, assumindo os objetos como esféricos.

$\delta_{\vec{r}}$ é o vetor entre o ponto de área de integração e o ponto onde foi previsto o evento.

A integral definida acima é expressa na Figura 4.2, onde (X_{nm}, Y_{nm}) é o ponto onde o evento é previsto. Esta integral é executada dentro dos eixos X e Y e dentro do círculo de raio R.

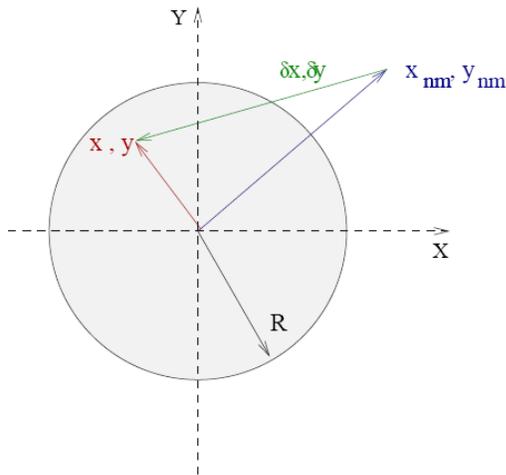


Figura 4.2 - Área de integração para a probabilidade de colisão.

A área de integração é o círculo de raio R e os pontos (X_{nm}, Y_{nm}) definem o ponto previsto. O valor “P” (Probabilidade de colisão) depende da 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. Porém, se as incertezas forem grandes, os valores de probabilidade de colisão para pequenas distâncias são menores.

Assumindo que a função P, da expressão (4-8) é constante dentro da área de integração e igual ao valor do centro, a probabilidade aproximada de colisão pode ser obtida. Essa hipótese não é válida, se a área for muito larga, ou a posição de incerteza envolvida for muito pequena.

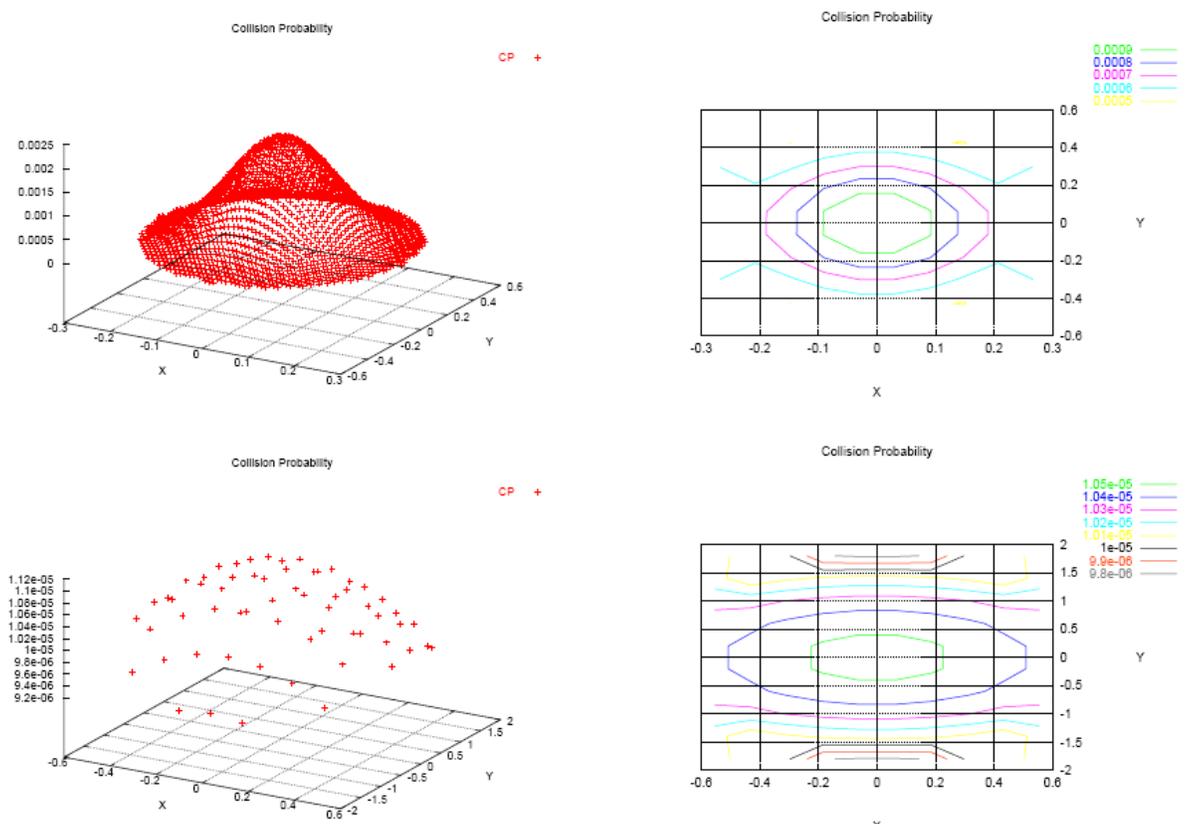


Figura 4.3 - Valores de probabilidade de colisão para pontos dentro do plano XY com diferentes incertezas

Na Tabela 4.3 são mostrados valores de probabilidade de colisão (CP) utilizando os métodos simples e o complexo.

Tabela 4.3 - Comparação dos resultados entre os métodos simples e complexos.

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%

Com a Figura 4.4, é possível concluir que pequenos valores de erro na matriz junto com um grande raio de integração, geram falsos resultados, e que quanto maior é a probabilidade de colisão (CP), mais confiável o modelo complexo será.

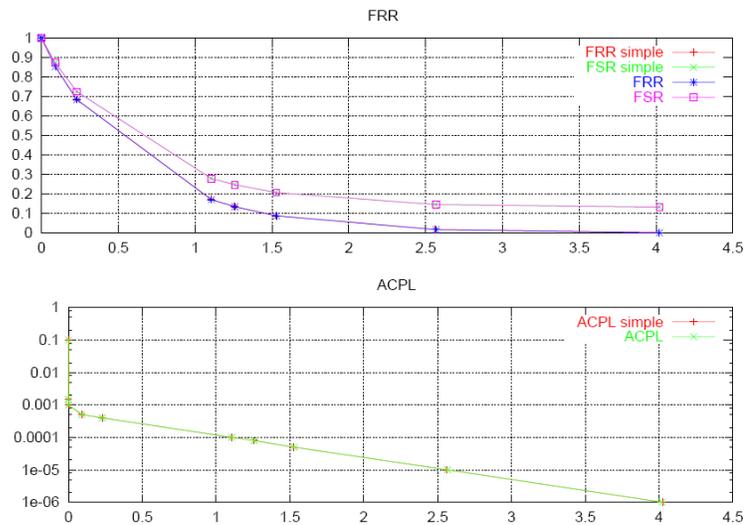


Figura 4.4- Resultados para os métodos simples e o complexo no cálculo da probabilidade de colisão. No eixo X, número de manobras preventivas por ano e no eixo Y, a fração residual de risco e o Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).

4.1.5 Critério de determinação de Manobra de Evasão

Uma manobra de evasão é feita de acordo com o nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL). Para isso o risco deve ser maior que o valor do ACPL.

Se o ACPL for muito grande, poderão ocorrer pequenos encontros previstos, sendo o número de manobras pequeno. Já se o ACPL for muito pequeno, poderá ocorrer um grande número de colisões, sendo a probabilidade de risco maior e o número de manobras necessárias será maior, afetando o consumo de combustível. A Figura 4.5 mostra como o número de manobras é afetado pelo ACPL.

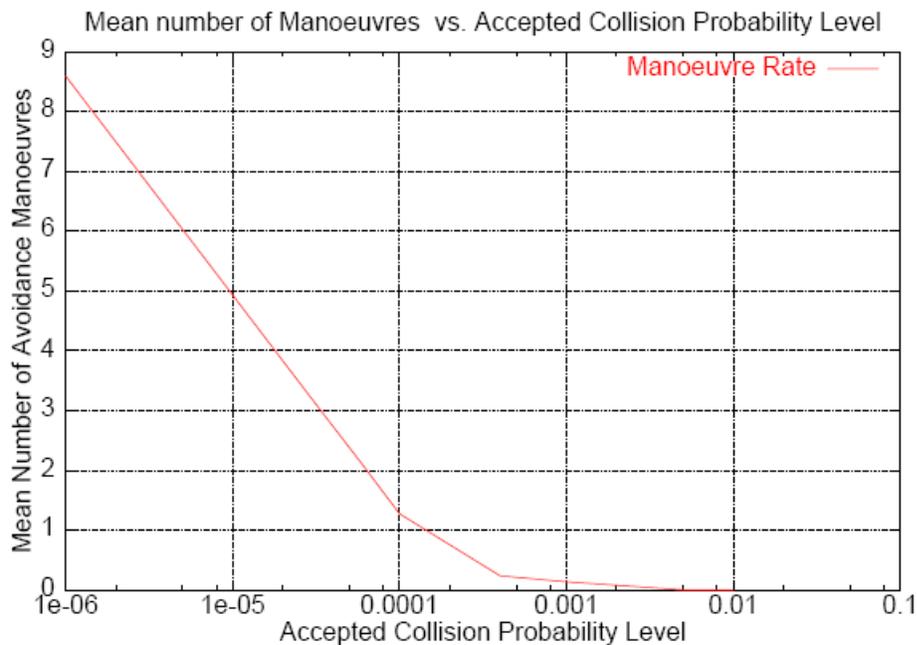


Figura 4.5 Número de manobras por ano em função do Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL).

4.1.6 Formulação Não-Determinística

A avaliação do risco de colisão durante a vida de um satélite faz-se por meio 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 definem os planos XY.” (Moraes, 2010)

Os vetores de velocidade envolvidos são:

- 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:

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

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

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

Portanto a direção da velocidade e o direcionamento da geometria de impacto dos detritos são definidos da seguinte forma:

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

4.1.7 Taxa de Falso Alarme (FAR)

Expressa a possibilidade de desenvolver uma manobra de prevenção. A razão entre a redução de risco (Q) e o número de manobras, expressa a redução no risco de colisão. A equação a seguir expressa a probabilidade de “não-colisão” de um evento:

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

Q e M_A dependem da relação entre FAR e o Nível aceitável de probabilidade de colisão (ACPL). Quando o risco de colisão relacionado é maior que o ACPL, a manobra de prevenção é executada. O ACPL representa o risco de colisão, e o risco de não-colisão é representado por 1-ACPL. Esse valor pode ser a taxa de falso alarme para um evento com risco igual ao ACPL. 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.

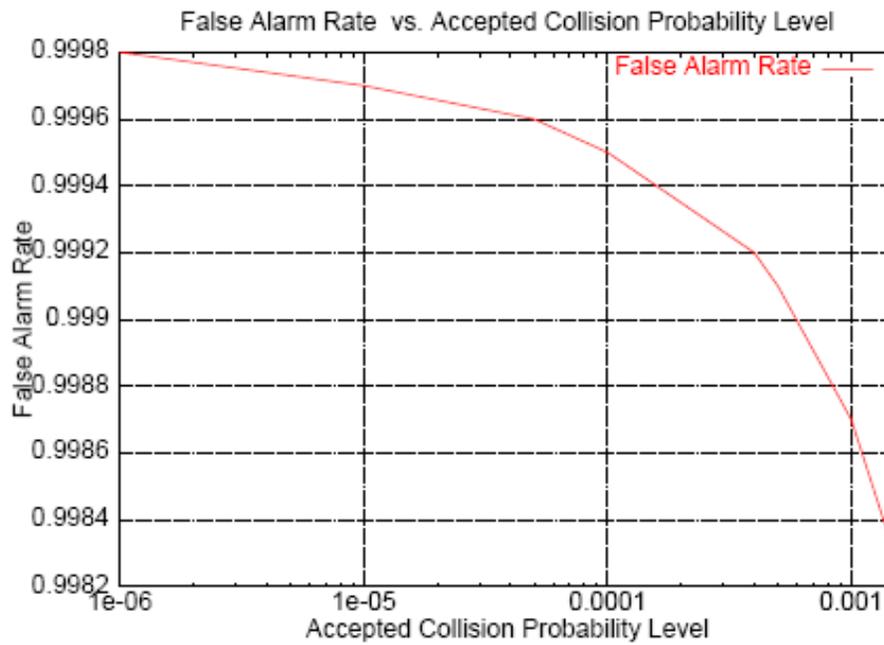


Figura 4.6 Taxa de falso alarme em função do ACPL

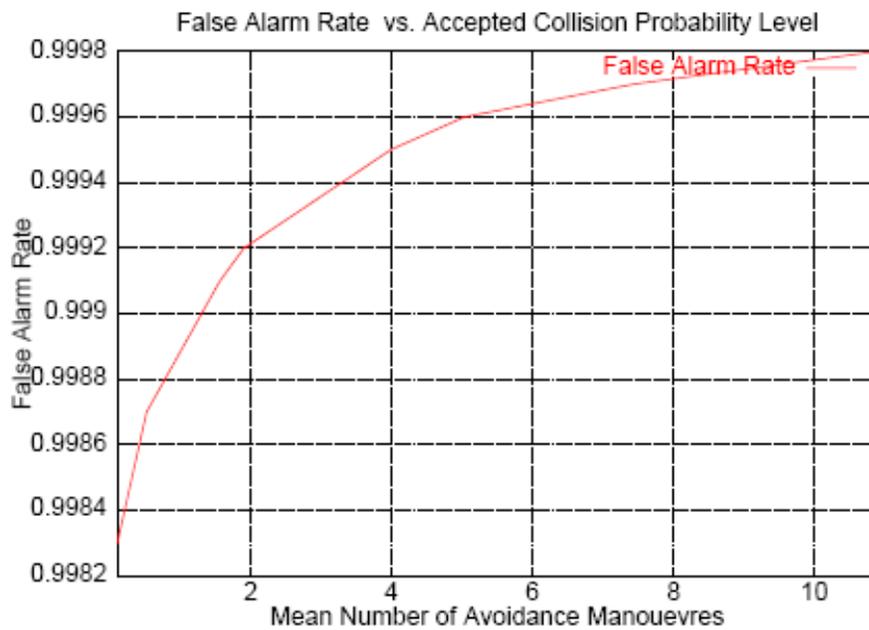


Figura 4.7 Taxa de falso alarme em função da taxa de manobra anual.

4.1.8 ΔV e Custo da massa de propelente

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

Se uma manobra de evasão é executada, e o satélite estiver posicionado em uma órbita diferente, uma manobra inversa deverá ser executada a fim de reposicioná-lo na órbita operacional, uma vez que os satélites devem estar localizados em uma órbita pré-definida, e esta deve ser preservada durante a vida útil do satélite. Estratégias de prevenção são classificadas em dois grupos: Estratégias de curto e longo prazo, e elas existem para que o gasto excessivo de combustível seja evitada, se as manobras estiverem em sintonia com os requisitos da órbita do satélite. Nas estratégias de longo prazo, os resultados dependem de um parâmetro definido como o número de revoluções entre a execução da manobras de evasão e o evento previsto.

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 á 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 4.8 representa esse comportamento:

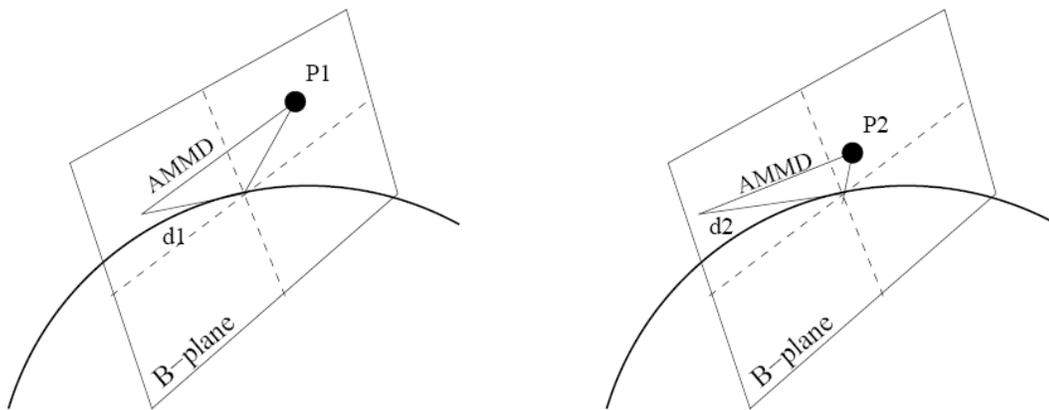


Figura 4.8- Distância da manobra de evasão em função do AMMD e do ponto de encontro no plano.

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 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.

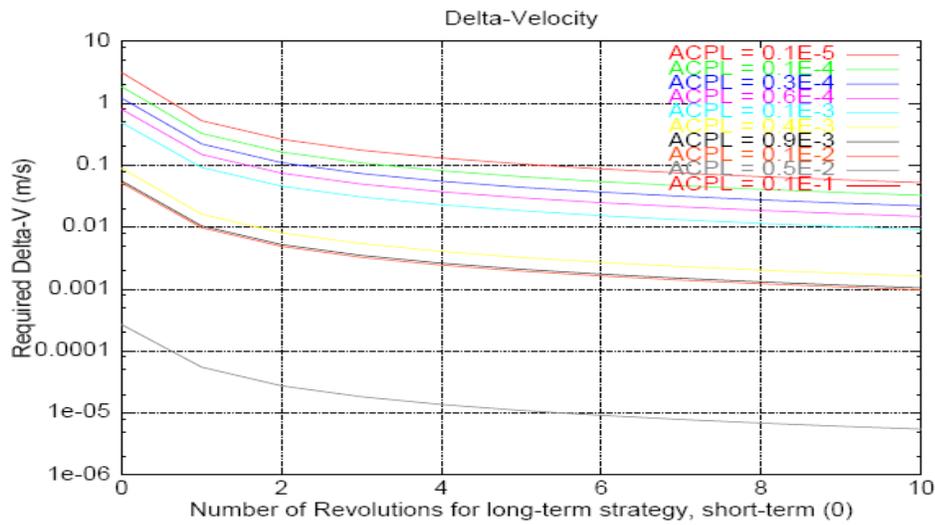


Figura 4.9- Combustível necessário para estratégias de curto e longo prazo em função de diferentes valores de ACPL.

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 ΔVF_j pela área de manobra no plano.” (Moraes, 2010)

$$\Delta V_j = \int_{A=0}^{A(ACPL)_j} \Delta VF_j dA \tag{4-18}$$

4.1.8.2 Estratégias de longo prazo

Estratégias de longo prazo são feitas para gerar uma separação longitudinal entre os dois objetos no tempo correto que eles são previstos para colidirem. A manobra é executada

por números de revoluções antes do evento previsto, e tem como base o resultado da diferença no período orbital entre a órbita transitória e a órbita inicial.

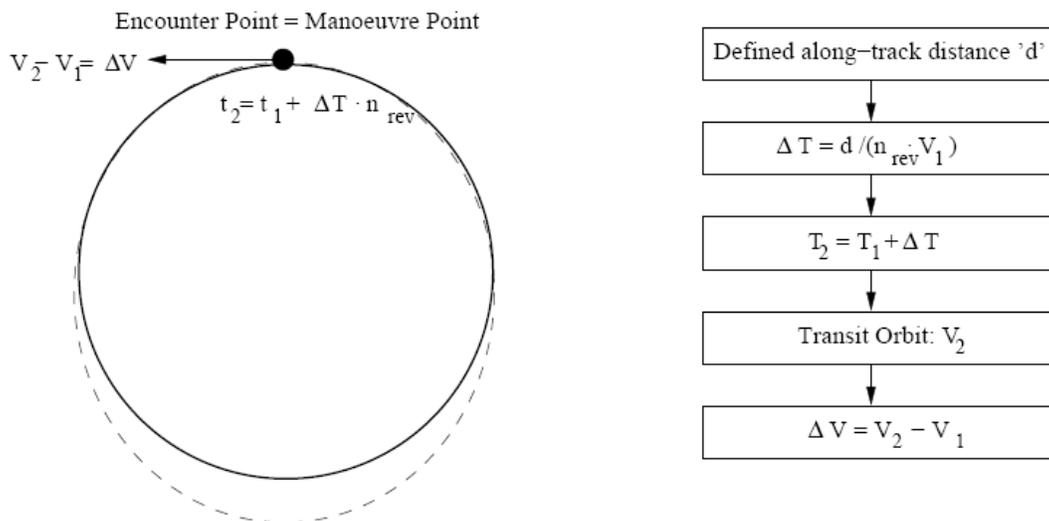


Figura 4.10- Comportamento de uma estratégia de longo prazo.

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.

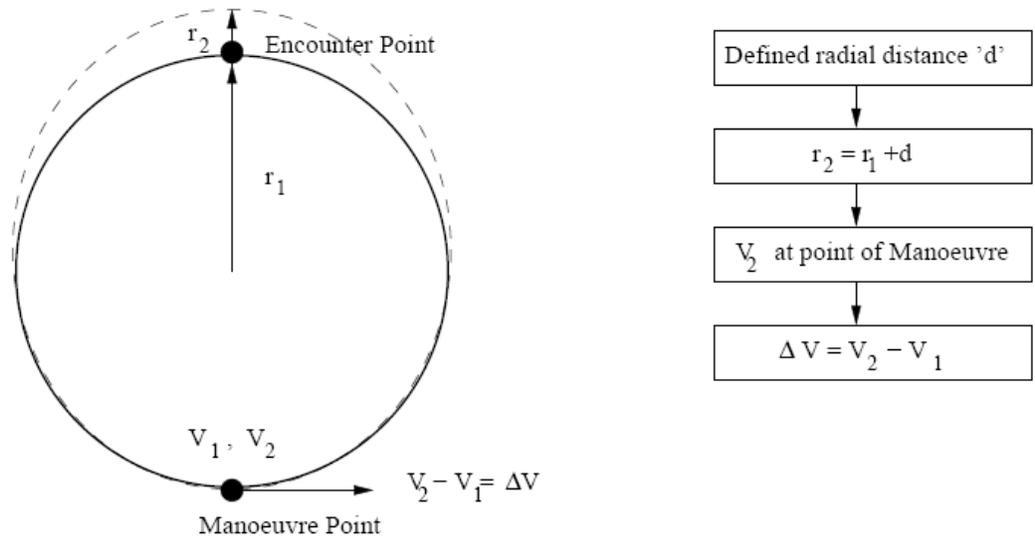


Figura 4.11- Comportamento de uma estratégia de curto prazo.

As etapas para o cálculo do combustível necessário são descritas na Figura 4.11 acima. A altitude necessária de separação é conhecida, então as órbitas operacionais e transitórias podem ser definidas.” (Moraes, 2010)

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:

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

Onde g é a aceleração gravitacional na superfície terrestre.” (Moraes, 2010)

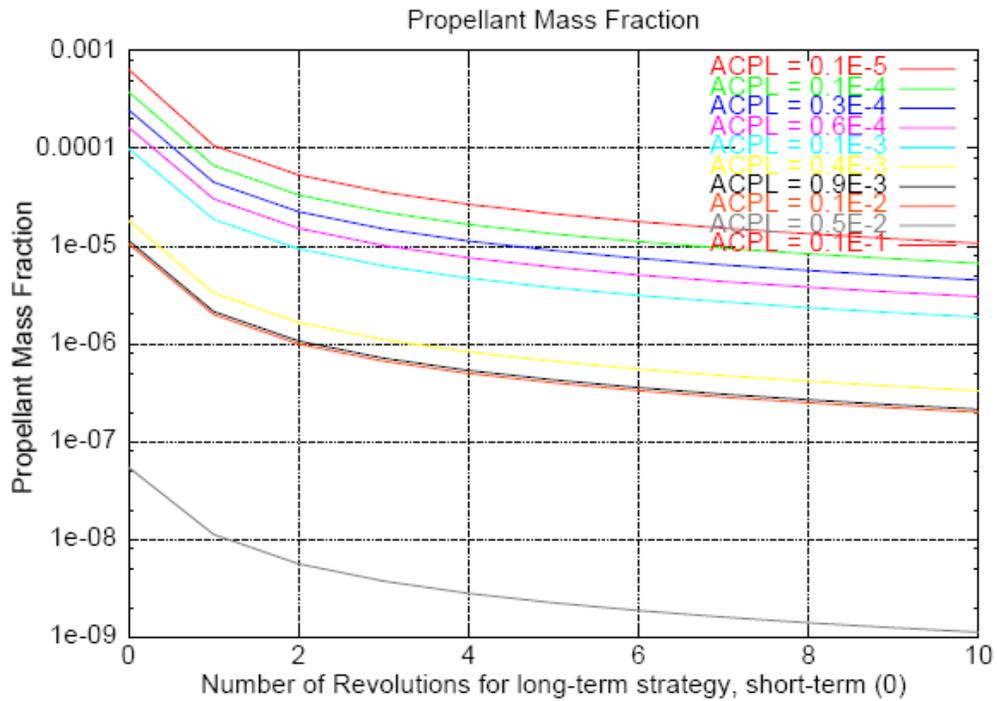


Figura 4.12 – Fração de massa propelente necessária para estratégias de longo e curto prazo para diferentes valores do Nível Aceitável de Probabilidade de Colisão (ACPL).

Capítulo 5

O Software MIDAS

5.1 MIDAS

Segundo (Klinkrad (2006), o MIDAS é responsável pela avaliação do fluxo de colisão e pelas análises de risco do DRAMA. Este foi criado para ser usado em análise de fluxo de meteoróides e para fazer adaptações à necessidade de dependência mútua dos elementos orbitais e da população de detritos espaciais, teoricamente o MIDAS foi expandido para distribuições assimétricas das posições de linha nodal e da posição do perigeu. O MIDAS é baseado em uma abordagem matemática desenvolvida por Neil Divine, do laboratório de aviões á jato no Instituto de Tecnologia da Califórnia.

É importante ressaltar que o MIDAS engloba cálculos com partículas maiores que 1 mm de diâmetro, sendo que existem detritos de até 1 μ m. Por isso simulações usando valores menores que 1 mm podem apresentar valores incoerentes. Os resultados das simulações são apresentados em tabelas no formato ASCII e em gráficos.

A tabela a seguir, mostra detalhadamente os recursos do aplicativo padrão MIDAS.

Tabela 5.1- Recursos do aplicativo padrão MIDAS

Feature	Remarks
Size range: 1 μ m ... 100 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

O MIDAS é uma versão atualizada do MASTER-2001, e com relação a este possui inovações importantes em relação a determinados 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.

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.

5.2 Análises do fluxo de colisão

5.2.1 Implementação

5.2.1.1 Parâmetros de Entrada

As definições de parâmetro de entrada que seguem a seguir, são para determinar a probabilidade de colisão e o número de impacto. O intervalo de tempo já é adotado pelo software, por isso o usuário precisará entrar somente com determinados valores, como a área transversal do objeto.

A Figura 5.1 mostra um resumo, explicando 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 ...
```

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

5.2.1.2 Saída de Resultados

As tabelas a seguir mostram respectivamente como são calculados os resultados apresentados, ou seja, número de impactos e probabilidade de colisão.

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	$P_{col} = 1 - e^{-n_{imp}}$

Tabela 5.3 - Representação dos significados de cada letra.

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

A tabela a seguir mostra detalhadamente como o MIDAS interpreta as respostas de simulações feitas com base em objetos esféricos.

Tabela 5.4 – Interpretação de respostas 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 .

5.3 Avaliações de danos

5.3.1 Implementação

5.3.1.1 Parâmetros de Entrada

A avaliação de danos é feita analisando o numero de penetrações e a probabilidade de não penetração. Para realizar estas simulações os valores especificados nos parâmetros de entrada são:

- A equação limite balístico (BLE);
- A espessura da parede BLE para os tipos 1 e 4;
- A espessura da blindagem para BLE tipos 2 e 3;
- A espessura da parede de volta para BLE tipos 2 e 3;
- O espaçamento entre o escudo ea parede traseira BLE para os tipos 2 e 3.

...

Ballistic limit equation (BLE) type:

- (1,2,3,4) : 1 = Cour-Palais thin plate equation

2 = Whipple shield equation

3 = ESA triple wall equation (for Al honeycomb sandwich panels)

4 = Cour-Palais glass target equation (for solar cells)

#

Wall/shield thickness [mm]:

- wall thickness in case of BLE type 1 and 4

- shield thickness in case of BLE type 2 and 3

Back-up wall thickness [mm]: considered in case of BLE type 2 and 3

#

Spacing between shield and back-up wall [mm]

#

Surface Orientation - Angle A Angle h Area BLE Wall/shield Back-up wall Spacing between

number tation type thickness thickness shield and BU-wall

(1-10) (1,2,3) [deg] [deg] [m²] [-] [mm] [mm] [mm]

#-----

1 0 0.0 0.0 5.0 1 20.0 2.0 30.0

2 0 0.0 90.0 2.0 2 2.0 2.0 30.0

...

...

Figura 5.2- Aplicação da entrada de avaliação de danos relacionados no arquivo midas.inp.

Todas as espessuras e comprimentos são dadas em milímetros.

5.3.1.2 Equação de danos

Na figura acima quatro equações diferentes de danos são citadas. Enquanto os tipos BLE 1, 2 e 3 são válidos apenas para o material de alumínio, tipo BLE 4 é válido para materiais de vidro.

$$d_{p,lim} = \left[\frac{t_t}{K_f \cdot K_1 \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot (\cos \alpha)^\xi \cdot \rho_t^\kappa} \right]^{\frac{1}{\lambda}} \quad (5-1)$$

Onde:

$d_{p,lim}$	limiting particle diameter	[cm]
t_t	target (plate) thickness	[cm]
ρ_p	particle material density	[gcm ⁻³]
v	impact velocity	[kms ⁻¹]
α	impact angle	[rad]
ρ_t	target material density	[gcm ⁻³]

Na equação acima são usadas equações Palais-Cour para placa fina e para placa de alumínio, e para painéis solares são usadas equações Cour-Palais glass target. As tabelas a seguir mostram de maneira simplificada os parâmetros aceitáveis para cada tipo de equação com seus respectivos termos.

Tabela 5.5 - Parâmetros da única equação.

Equation	K_f	K_1	λ	β	γ	ξ	κ
Cour-Palais thin plate	1.8	0.5665	1.056	0.5	0.66667	0.66667	-0.5
Cour-Palais glass target	1.85	0.53	1.06	0.5	0.66667	0.66667	0

Tabela 5.6 - Parâmetros das múltiplas equações.

Equation	K_1	K_2	λ	β	γ	κ	δ	ξ	ν_1 / ν_2	μ
Whipple shield										
$v < 3 \text{ kms}^{-1}$	0.5535	0.9225	1.056	0.5	0.6667	0.0	0.0	1.6667	0.0 / 0.0	1.0
$v > 7 \text{ kms}^{-1}$	0.1574	0.0	1.5	0.5	1.0	0.0	-0.5	1.0	0.1667 / 0.0	0.0
ESA multiple wall										
$v < 3 \text{ kms}^{-1}$	0.3875	0.6458	1.056	0.5	0.6667	0.0	0.0	0.6667	0.0 / 0.0	1.0
$v > 7 \text{ kms}^{-1}$	0.2556	0.0	1.5	0.5	1.0	0.0	-0.5	1.0	0.1667 / 0.0	0.0

A equação abaixo mostra a formulação paramétrica de parede múltipla BLE.

$$d_{p,lim} = \left[\frac{t_B + K_2 \cdot t_s^\mu \cdot \rho_s^{\nu_2}}{K_1 \cdot \rho_p^\beta \cdot v^\gamma \cdot (\cos \alpha)^\xi \cdot \rho_B^\kappa \cdot S^\delta \cdot \rho_s^{\nu_1}} \right]^{\frac{1}{\lambda}} \quad (5-2)$$

Onde:

$d_{p,lim}$	limiting particle diameter	[cm]
t_B	back wall thickness	[cm]
t_s	shield thickness	[cm]
ρ_s	shield material density	[gcm ⁻³]
ρ_p	particle material density	[gcm ⁻³]
v	impact velocity	[kms ⁻¹]
α	impact angle	[rad]
ρ_B	back wall material density	[gcm ⁻³]
S	spacing between shield and back wall	[cm]

Na equação (5-2) podem ser usados os parâmetros fornecidos pela tabela 5.6. Porém três faixas de velocidade são consideradas. Se a velocidade de impacto v esta abaixo de $v_{lim,1} = 3 \text{ kms}^{-1}$, os parâmetros da linha superior da tabela 5.6 são usados, enquanto os parâmetros da linha de baixo são usados se a velocidade de impacto é maior do que $v_{lim,2} = 7 \text{ kms}^{-1}$. Na faixa de velocidade entre $v_{lim,1}$ e $v_{lim,2}$ uma interpolação linear é feita.

O valor de fluxo em uma etapa de avaliação dado é adicionado ao fluxo de fracasso se o diâmetro das partículas é maior do que o diâmetro da partícula limite (mínimo) $d_{p,lim}$ calculada com a equação limite adequada, ou seja, se a partícula é capaz de penetrar a chapa.

Enquanto a densidade do material alvo é definido para $2,7 \text{ gcm}^{-3}$ para materiais tipos de BLE 1, 2 e 3, a densidade do material alvo não é necessário no tipo de caso BLE 4 (Cour-Palais equação alvo de vidro), uma vez que o expoente K é 0.

As densidades das diferentes populações de detritos espaciais são apresentados na tabela a seguir. Essas densidades são números médios derivadas da massa populacional MASTER-2001 com referência na massa e diâmetro de partículas esféricas.

Tabela 5.7 - Densidade de diferentes detritos espaciais.

População de Origem	Densidade [GCM⁻³]
Lançamento de missão e objetos relacionados	0.0722
Explosão e fragmentos de colisão	4.7
Gotículas NaK	0.9
Escória SRM partículas	2.6651
SEM Al ₂ O ₃ partículas de poeira	3.5
Flocos de tinta	2.7
Meteoróides	2.5

Tabela 5.8 - Cálculo de saída de resultados referentes a penetrações.

Quantidade	Descrição/Fórmula
Fluxo de falha	F_{fail} Fluxo de partículas penetrantes
Número de penetrações	$n_{pen} = F_{fail} \cdot A \cdot \Delta t$
Probabilidade de não penetração	$PNP = e^{-n_{pen}}$

Onde:

n_{pen}	number of penetrations	[-]
F_{fail}	failure flux	[m ⁻² yr ⁻¹]
A	plate area	[m ²]
Δt	analysis time interval	[years]
PNP	probability of no penetration	[-] .

5.3.1.3 – Saída de Resultados

Todas as grandezas de saída são fornecidas para cada placa orientada em termos de espectro diferencial como uma função de diâmetro de partícula ou massa (dependendo da seleção do usuário) e em função do tempo.

Além disso, o diâmetro / espectros de massa são fornecidos como reverter espectros cumulativas, e os espectros de tempo são fornecidos como espectros cumulativos.

Em ambos os casos é realizada por meio de um acúmulo do fluxo de fracasso. O valor do número acumulado de penetrações ou a probabilidade cumulativa de nenhuma penetração é então calculada usando o valor do fluxo acumulado de falha para cada classe da respectiva distribuição.

Capítulo 6

O Software OSCAR

6.1 OSCAR

Segundo (Klinkrad (2006), o OSCAR (Orbital Naves Active Removal) é o componente do DRAMA projetado para enfrentar as manobras eliminação no fim da vida e avaliar o cumprimento das últimas fases de uma missão com o Código de Conduta. O software OSCAR foi desenvolvido com foco em:

- Avaliação da vida útil remanescente orbital de uma nave espacial definida pelo usuário, total ou parcialmente em órbita LEO, para identificar se alguma ação é necessária para garantir um período aceitável para a eliminação;
- Permitir o estudo da órbita de reutilização e de requisitos em órbita (por exemplo, a velocidade-delta ΔV , propulsor, fração de massa de manobra e tempo) para ambos os produtos químicos e sistemas de propulsão elétrica
- Permitir a investigação do uso de um sistema para a corrente condutora para missões de órbita circular de LEO.

6.2 Tempo de vida orbital

O objetivo é saber o limite de tempo que esses objetos permanecem em órbita e, assim, reduzir o risco de colisão nas órbitas que eles representam. Para avaliar a vida útil remanescente orbital de uma nave espacial em órbita, total ou parcialmente dentro do LEO (região definida como <2.000 km de altitude), a QinetiQ Debris Ambiente Long Term Orbit propagador (DELTOP) foi integrado com o Oscar.

6.2.1 DELTOP

DELTOP foi desenvolvido para fazer previsões rápidas e análise da evolução da órbita em escalas de tempo de até 100 ou 200 anos. Tem sido amplamente utilizado na modelagem de detritos, em especial pela ESA. DELTOP é baseado em técnicas de perturbação geral da órbita e considera apenas as perturbações seculares e de longo período em uma variação de parâmetros de solução. Pequenos períodos de perturbações não são considerados, por razões de eficiência computacional e aplicação. Todas as principais perturbações da órbita que influenciam a evolução de grandes objetos são considerados:

- Geopotencial;
 - J2 and J3 zonal harmonics;
 - J22 tesseral harmônico em GEO [3];
- Arrasto atmosférico;
 - Stationary, oblate, exponential atmosphere with scale-height variation (COSPAR International Reference Atmosphere 1972, CIRA72)
- Previsões de fluxo solar para o ciclo solar gravidade luni-solar;
- Pressão de radiação solar (SRP), com efeitos de sombra da Terra.

Para aumentar a eficiência computacional, as perturbações luni-solar e SRP apenas serão consideradas para objetos com uma altura acima da região do apogeu LEO. As únicas exceções a esta regra são os objetos com grande área de superfície/massa, para os quais as perturbações SRP são tidas em conta. O método analítico utilizado pelo propagador é descrito da seguinte forma: O tempo de primeira ordem, derivados nos elementos orbitais para cada tipo de perturbação, é encontrado para um dado tempo. As mudanças dos elementos orbitais no intervalo de tempo Δt (da ordem de dias) são encontradas usando uma Euler, método de extrapolação linear (essencialmente uma ordem de primeira série de Taylor). Os novos elementos orbitais

em tempo $t + \Delta t$ são derivados simplesmente adicionando estas alterações os elementos orbitais em tempo t .

6.2.2 Implementação em OSCAR

A ferramenta estipula para uma órbita inicial um máximo de 100 anos, determinando que ponto da órbita entra na atmosfera superior da Terra. Isto é definido, por padrão, como uma altitude de 120 km. Uma vez que isso ocorre, a sonda irá re-entrar e queimar na atmosfera da Terra em poucos períodos orbitais. Desta forma, o tempo de vida restante da órbita é calculada e a evolução da órbita no perigeu é apresentado graficamente para o usuário.

6.3 Re-De-órbita e órbita

Os algoritmos de-órbita e re-orbita no software OSCAR são projetados para permitir que o usuário possa investigar os requisitos do sistema de Código de Conduta Europeu. Ambos os sistemas de propulsão química e elétrica podem ser investigados neste software através de parâmetros de entrada do usuário, como impulso específico e nível de pressão. O delta velocidade (ΔV) e os requisitos de massa propelente para completar manobras e escala de tempo também podem ser investigados com o software.

Os dois tipos de sistema de propulsão podem variar significativamente em ambos os seus atributos de hardware e da técnica que eles precisam empregar para dispor de uma nave espacial. Estas diferenças foram cuidadosamente consideradas no desenvolvimento do software, bem como uma síntese das abordagens de modelagem básica, como é mostrado a seguir.

6.3.1 Eliminação usando um Sistema de propulsão química

A propulsão química (CP) pode ser projetada para oferecer uma variada gama de níveis de impulso de menos de dez Newton a milhares de Newton. No entanto, devido ao impulso inerente especificamente baixo, uma grande quantidade de propelente é necessária para fornecer o impulso. Capacidades de arranque múltiplo podem ser utilizados para inflamar o motor no momento necessário, assim, otimizar a eficácia e eficiência das manobras.

6.3.1.1 Propulsão Química De-órbita (Direta e atrasadas)

A técnica comumente usada pela nave espacial de com propulsão química envolve uma manobra de redução do perigeu. Para uma órbita elíptica, inicialmente, um motor de química é acionado impulsivamente menos. Isso reduz a velocidade instantânea da sonda, tendo como efeito a redução do perigeu. Se o objeto estiver inicialmente em uma órbita circular, a manobra de-órbita pode ser usado para colocar o perigeu de um argumento escolhido de latitude verdadeira, em frente ao ponto de perigeu necessário. Uma vez que a sonda está em orbita elíptica, o arrasto atmosférico vai agir para se opor ao movimento da sonda ao redor perigeu, onde o atmosfera é mais densa e a velocidade da nave é maior. Isso resultará em um apogeu menor do que na órbita anterior, enquanto que a altura do perigeu permanecerá praticamente constante. Neste ponto da atmosfera, o arraste atuará quase igualmente em todos os pontos da órbita, mantendo assim a forma. Como a órbita circular diminui ainda mais, a nave espacial reentra na atmosfera superior. A magnitude do motor pode ser adaptado para a posição do perigeu a uma altitude especial, que irá resultar na órbita do satélite.

Para manobras imediata ou direta, o software OSCAR calcula os requisitos do sistema para diminuir o perigeu da nave espacial a 60 km, independentemente da órbita do satélite inicial. Para manobras de atraso, o software OSCAR usa uma técnica de iteração da bissecção para calcular a altitude a que o perigeu da nave espacial deve ser reduzido para

alcançar a órbita dentro de (i) o limite da vida especificados pelo Código de Conduta, e (ii) um período de tempo especificado pelo usuário (< 25 anos). O usuário pode definir o impulso específico e adequado para o sistema de química sob investigação. O ΔV necessária para a manobra de uma nave espacial a uma altitude inicial circular r_2 em uma órbita elíptica de trajetória com um perigeu novo baixa r_1 (apogeu ainda na r_2) é obtido a partir :

$$\Delta V = \sqrt{\frac{\mu}{r_2}} \left(1 - \sqrt{\frac{2r_1}{r_1 + r_2}} \right) \quad (5-1)$$

Onde:

$$\mu = G \times M_{Earth} = 3.986 \times 10^{14} \text{ m}^3\text{s}^{-2}$$

r_1 é a distância radial do perigeu nova rebaixada (m)

r_2 é a distância radial da órbita inicial circular (m).

A massa de combustível ΔM consumida no fornecimento de ΔV , é calculada a partir de:

$$\Delta M = M_f \left[\exp \left(\frac{\Delta V}{g I_{sp}} \right) + 1 \right] \quad (5-2)$$

Onde:

$$g = 9,81 \text{ ms}^{-2}$$

M_f é a massa espaçonave final seco (kg)

I_{sp} é o impulso específico (s).

Como exemplo, os resultados de-órbita de uma nave espacial usando um sistema químico com $I_{sp} = 290$ s são mostrados nas Figuras 5.1 e 5.2.

A figura 5.1 mostra a variação da altura do perigeu necessária e correspondente ΔV em função do limite da vida para uma espaçonave, inicialmente a 780 km de altitude. É possível observar que a atividade solar de onze anos influenciam nos resultados.

A Figura 5.2 mostra os requisitos para o cumprimento do atual limite de 25 anos de vida estabelecido no Código de Conduta, sem necessidade de uma manobra de órbita ativa para altitudes abaixo de 660 km, uma vez que a decadência orbital natural prevista irá remover a sonda dentro de 25 anos. Com o aumento da altitude inicial orbital, a nave espacial requer uma altura progressivamente mais baixa que a do perigeu, exigindo assim um aumento progressivo ΔV e a massa de combustível.

A tabela 5-1 mostra como os requisitos para uma manobra de órbita pode variar com a nave espacial física, propriedades e as especificações do sistema de propulsão química. Como esperado, um satélite com uma menor área deve ser manobrado a uma menor altitude, como o efeito de arrasto atmosférico sobre o satélite é reduzido. Naturalmente, o requisito específico para a altura do perigeu irá variar dependendo da órbita, inclinação e da época da manobra.

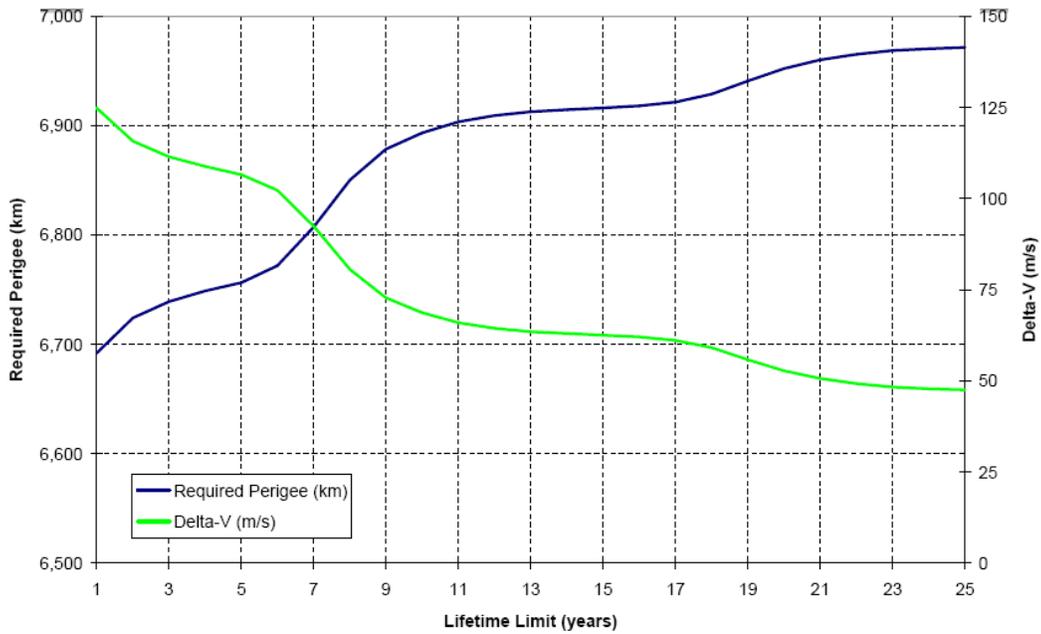


Figura 6.1- A altura de perigeu e ΔV necessários para atender um limite de vida útil determinado, por uma nave espacial com impulso específico 290 s, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m² inicialmente em uma órbita circular, quase polar a 780 km de altitude.

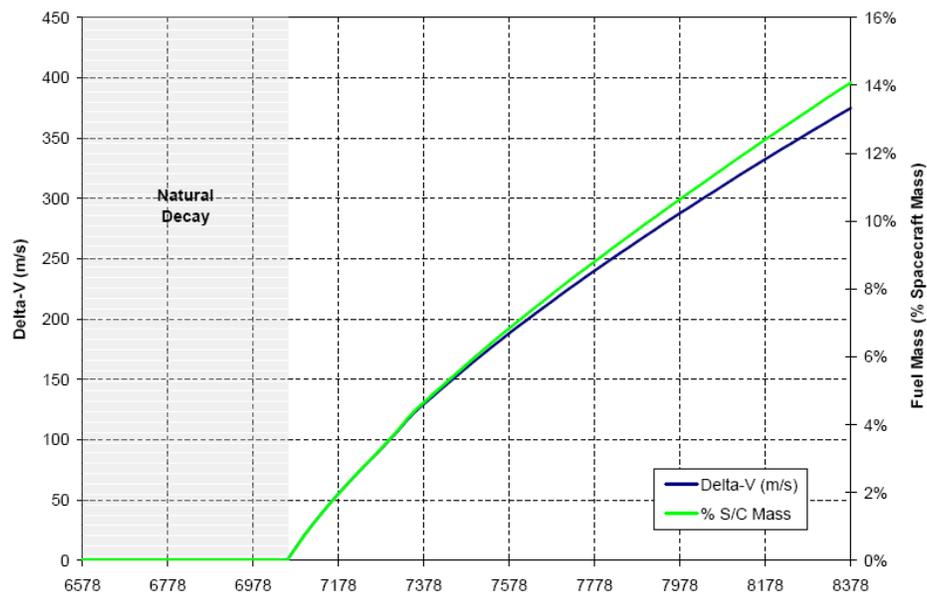
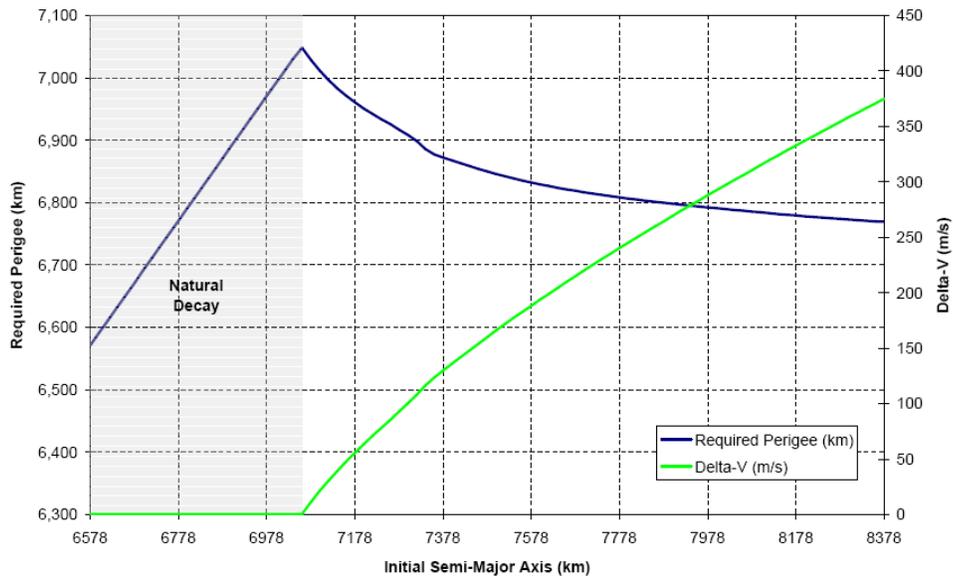


Figura 6.2 - A altura do perigeu, ΔV e massa de combustível necessária para um limite de tempo de vida 25 anos, por uma nave espacial com impulso específico 290 s, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m² inicialmente em uma órbita circular.

Tabela 6-1: Requisitos de-órbita nave espacial de uma órbita circular a 780 km de altitude, inclinação quase-polar, usando um sistema de propulsão química.

Chemical Propulsion System	I_{sp} (s)	Direct De-orbit		Delayed De-orbit		
		ΔV (ms^{-1})	Fuel Mass (kg)	Perigee Height (km)	ΔV (ms^{-1})	Fuel Mass (kg)
<i>Spacecraft Area 20 m², Mass 1,000 kg</i>						
Solid Motor	290	200.3	72.9	6971.7	47.5	16.8
Monopropellant (H ₂ O ₂ , N ₂ H ₄)	200	200.3	107.5	6971.7	47.5	24.5
Bipropellant (O ₂ & H ₂)	450	200.3	46.4	6971.7	47.5	10.8
<i>Spacecraft Area 0.5 m², Mass 100 kg</i>						
Solid Motor	290	200.3	7.3	6844.8	82.1	2.9
Monopropellant (H ₂ O ₂ , N ₂ H ₄)	200	200.3	10.8	6844.8	82.1	4.3
Bipropellant (O ₂ & H ₂)	450	200.3	4.6	6844.8	82.1	1.9

6.3.1.2 Propulsão Química Re-órbita

Manobras para uma órbita fora de uma área protegida é outra estratégia de naves espaciais no final de vida útil. Usando propulsão química, o método mais simples para alcançar re-órbita envolve uma de duas queimaduras “Hohmann manobra de transferência”. A primeira dessas queimaduras irá transferir a nave espacial em uma trajetória elíptica, com o perigeu na altitude da órbita inicial e o apogeu em maior altitude, acima da região protegida. Uma queimadura no motor apropriado segundo no ponto de apogeu pode então ser usado para a órbita circular naquela altura, e assim retirar a sonda completamente da área protegida. Na realidade os operadores da nave espacial podem empregar diversas manobras Hohmann para alcançar a mudança global na altitude necessária. O software OSCAR reflete esta exigência, permitindo ao usuário especificar um número inteiro a fim de alcançar a altitude da órbita re-final. Neste caso, cada manobra eleva a órbita da espaçonave por um incremento de altitude igual a uma órbita circular intermediária. A sonda permanece em cada órbita intermediária para uma revolução e meia, altura em que um motor queima para impulsionar a nave espacial em uma trajetória elíptica próxima. Para sistemas da nave espacial na região protegida LEO a altitude da re-órbita final pode ser

especificado pelo usuário para ser qualquer valor $\geq 2,000$ km. Para sistemas em GEO, o software OSCAR aplica a diretriz atual CID para calcular a altura da órbita adequadas. Este é definido da seguinte forma:

$$\Delta H = 235 + 1000 \times C_r \times \frac{S}{m} \quad (5-3)$$

Onde:

ΔH é a altura mínima perigeu acima do anel GEO (km)

C_r é a radiação coeficiente de troca de momentum da nave no início de sua vida

S é a nave espacial de seção transversal (m^2)

m é a massa seca nave espacial (kg).

A altitude da re-órbita final, ΔV e massa de combustível necessária para alcançar a manobra de disposição geral são fornecido ao usuário. A duração total da manobra re-órbita é calculada pela soma da duração de todas as transferências Hohmann. A duração de cada transferência de Hohmann é assumido como sendo metade do período da elipse de transferência (ou seja, o tempo entre a queimadura de primeiro e segundo), mais uma vez e meia a do período orbital da órbita circular intermediária. A duração total da manobra é comparado com o Código Europeu de Conduta .

6.3.2 Eliminação usando um sistema de propulsão elétrica

Existem três tipos principais de propulsão elétrica (EP), ou seja, eletrostática (propulsores de íons, FEEP), Eletrotérmica (resistojets, arcjets) e eletromagnéticos (propulsores MPD). Todas estas envolvem a aceleração de um propelente por meio de aquecimento elétrico e / ou forças elétricas e magnéticas. Eles fornecem longa duração, impulso relativamente baixo (dezenas a centenas de mili-Newtons). Como tal, para estes motores seria necessário um tempo extremamente longo para alcançar o total de impulso necessário para uma manobra de redução de perigeu, como utilizado por sistemas químicos

para de-órbita. Propulsores elétricos são, portanto, disparados continuamente em torno da trajetória orbital para iniciar um movimento em espiral lento para dentro. No entanto, esse mecanismo de demissão não é menos eficiente do que a transferência de Hohmann mínima de energia utilizada por sistemas químicos, e isso resultará em um ΔV maior. Esta desvantagem, supera a velocidade de escape muito elevada e, portanto, o impulso específico do sistema elétrico resulta em geral na necessidade de combustível muito menor do que os sistemas químicos. Motores elétricos, no entanto, requerem níveis muito altos de energia elétrica (até kilowatts em alguns casos) e é este fator que limita seu impulso de saída. É importante notar que nas equações usadas no OSCAR, o impulso constante é fornecida durante a operação. No entanto, o impulso fornecido pelos motores de EP pode ser interrompido devido à espaçonave entrar e sair da elipse e do armazenamento da bateria não ser suficiente para suprir a necessidade de energia durante esses períodos. Tais eventos agiria para estender o tempo de transferência, e isso deve ser levado em consideração. Outra consequência de empuxo interrompido é um acúmulo de excentricidade da órbita da nave espacial. Este efeito poderia ser maior quando a sonda está em altitudes mais baixas.

6.3.2.1 Elétrica De órbita

Para calcular a massa de combustível ΔM e tempo de transferência Δt necessários para o interior em espiral elétrico de propulsão de manobra orbital, as equações usadas são estas:

$$\Delta M = M_f \left(\exp \left[\frac{\sqrt{\mu}}{g I_{sp}} \left(\frac{1}{\sqrt{a_{new}}} - \frac{1}{\sqrt{a_0}} \right) \right] - 1 \right) \quad (5-4)$$

Onde:

M_f : é a massa espaçonave final seco (kg)

I_{sp} : é o impulso específico do sistema de EP system (s)

a_{new} : é o semi-eixo maior da órbita (inferior) nova (m)

a_0 : é o semi-eixo maior da órbita inicial (m)

E,

(5-5)

$$\Delta t = \frac{\Delta M \times g \times I_{sp}}{T}$$

Onde:

T é a força total do EP do sistema (N).

As equações são resolvidas para encontrar a altitude que a sonda precisa de energia, de modo que a duração combinada da decadência da órbita natural, cumpre o limite da vida útil recomendado pelo Código de Conduta, e um tempo especificado pelo usuário (< 25 anos). Isto proporciona a massa mínima de combustível requisitada.

O ΔV e a massa de combustível necessário para uma espaçonave com uma propulsão elétrica (EP) do sistema com $I_{sp} = 3,248$ s e Impulso = 18 mN.

Para demonstrar como os requisitos para uma manobra de órbita pode variar, os resultados da Tabela 5-2 mostra o OSCAR para uma seleção de sistemas de propulsão elétrica. O software também calcula o ΔV massa de combustível e tempo para a nave espacial realizar uma completa manobra orbital (até 120 km). Se isso não for possível devido às limitações do sistema de propulsão (por exemplo, a vida útil da grade catódicos), então a capacidade máxima do sistema são fornecido. Desta forma, a menor altitude que a sonda pode ser alimentada é identificado e a massa de combustível correspondente é calculado.

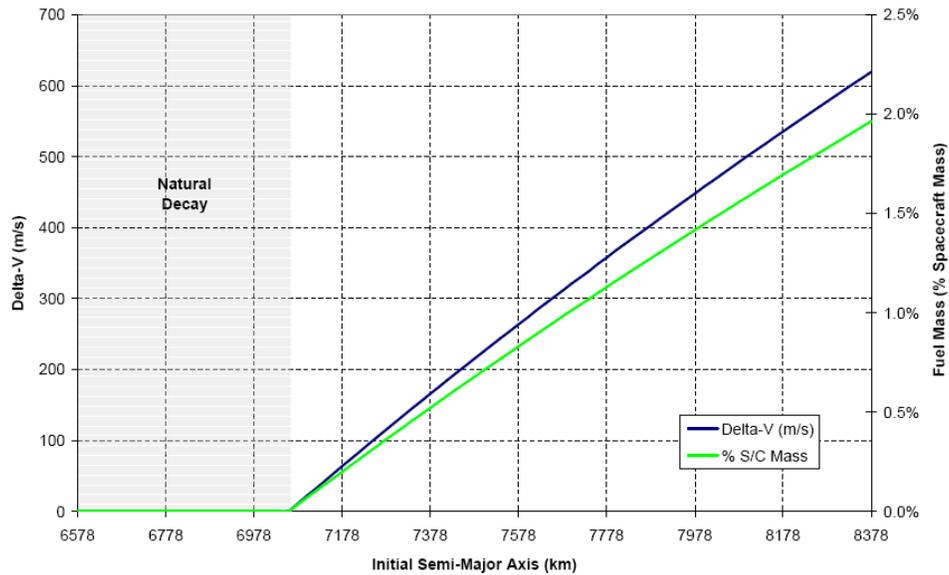


Figura 6.3 - O ΔV e massa de combustível necessária para atender um limite de vida útil de 25 anos, para uma espaçonave com o específico impulso 3248 s, o impulso 18 mN, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m² inicialmente em uma órbita circular.

Tabela 6-2: Requisitos de-órbita nave espacial de uma órbita circular a 780 km de altitude, inclinação quase-polar, usando um sistema de propulsão elétrica

Electric Propulsion System	I_{sp} (s)	Thrust (mN)	Thruster Lifetime (hours)	Delayed De-orbit			Fully Powered De-orbit	
				Perigee Height (km)	ΔV (ms ⁻¹)	Fuel Mass (kg)	Time (days)	Fuel Mass (kg)
<i>Spacecraft Area 20 m², Mass 1,000 kg</i>								
Electrostatic:								
Ion Thruster (Xenon)	3248	18	15000	7048.7	53.8	1.68	236.7	11.6
FEEP (Cs)	6870	5	20000	7048.7	53.8	0.8	<i>not possible</i>	
Electrothermal:								
Arcjet 1.8 kW (N ₂ H ₄)	600	200	1500	7048.7	53.8	9.1	21.9	64.2
Resistojet (N ₂ H ₄)	299	500	370	7048.7	53.8	18.4	9.0	132.9
<i>Spacecraft Area 0.5 m², Mass 100 kg</i>								
Electrostatic:								
Ion Thruster (Xenon)	3248	18	15000	6958.9	102.2	0.3	23.7	1.2
FEEP (Cs)	6870	5	20000	6958.9	102.2	0.15	85.0	0.5
Electrothermal:								
Arcjet 1.8 kW (N ₂ H ₄)	600	200	1500	6958.9	102.2	1.75	2.2	6.4
Resistojet (N ₂ H ₄)	299	500	370	6958.9	102.2	3.5	0.9	13.3

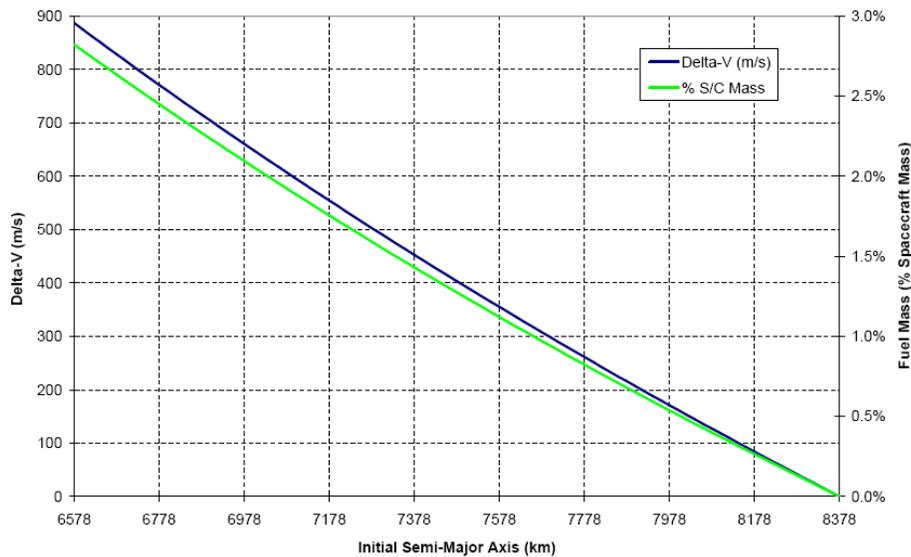


Figura 6.4 - O ΔV e massa de combustível necessário para re-órbita a 2.000 km de altitude, para uma espaçonave com impulso específico 3248 s, o impulso 18 mN, 1,000 kg de massa e área transversal 20 m² inicialmente em uma órbita circular.

A massa de combustível consumido, no exemplo, pelo sistema de propulsão elétrica é significativamente menor do que o utilizado pelo sistema químico exemplo considerado anteriormente. No entanto, é importante notar que esta não implica necessariamente que o sistema elétrico seja o sistema mais eficaz. Outros fatores, do que apenas combustível e massa devem ser levados em conta quando se compara os sistemas químicos e elétricos devido a diferentes fatores limitantes dos dois sistemas. Sistemas químicos são limitados pela quantidade máxima de energia que pode ser liberado em uma reação química. Considerando que os sistemas elétricos utilizam uma fonte externa de energia para acelerar o propulsor ionizado por forças eletrostáticas ou eletromagnéticas. Esta fonte externa geralmente assume a forma de células solares e baterias, de modo que o painel solar área / eficiência e capacidade da bateria irá limitar o sistema de propulsão elétrica. A massa seca adicional necessária associado a esta fonte de alimentação

externa pode ser significativa e assim também deve ser levado em conta em qualquer comparação do sistema (como faz a tancagem e condutas associadas com um sistema químico). Disponibilidade de energia e tempos de permanência em regiões altamente povoadas, também devem ser levados em consideração.

6.3.2.2 Elétrica Re órbita

Tal como acontece com propulsão química, sistemas elétricos também podem ser usados para re-órbita da nave espacial fora de regiões protegidas no final de vida. Neste caso, o processo de elevação da órbita simplesmente consiste em aplicar o impulso ao longo da direção de movimento lentamente em espiral para fora da nave espacial à altitude necessária. No caso de missões de nave espacial LEO a altitude da re-órbita é especificado pelo usuário para ser um valor $\geq 2,000$ km. Para missões GEO a relação CID dada na Equação 5-3 é usado para calcular a altitude apropriada.

6.4 Cordas Condutoras

Em termos simples, as amarras eletrodinâmico consiste de um longo fio condutor com uma massa pequena (possivelmente incluindo um emissor de elétrons ou coletor) anexado ao final da nave espacial. Utilizando o conceito da força de Lorentz - uma corrente que se deslocam através de um campo magnético da Terra irá gerar uma força eletrodinâmica. A direção desta força será contrário ao do movimento da nave espacial, agindo assim como uma força de arrasto para reduzir a altitude orbital da nave espacial, e em última instância alcançar a reentrada na atmosfera superior da Terra. Um módulo de software simples foi incluído no OSCAR para permitir uma avaliação da de órbita de um satélite LEO circular usando uma corda condutora. É importante notar, no entanto, que há alguma preocupação com a seção transversal de colisão de um sistema de corda. Através de

uma análise puramente teórica, o tempo para uma corrente condutora de-órbita nave espacial é dado por:

$$\Delta t = - \frac{MR}{12L^2 B_E^2 R_E^6 \cos^2 \alpha \langle \cos^2 \lambda \rangle} a^6 \Big|_{a_i}^{a_f} \quad (5-6)$$

E,

$$\langle \cos^2 \lambda \rangle = \frac{1}{16} (6 + 2 \cos 2i + 3 \cos [2(i - \phi)] + 2 \cos 2\phi + 3 \cos [2(i + \phi)]) \quad (5-7)$$

where M is the total mass of the system (kg)

R is the total resistance of the system (Ohms, Ω)

L is the length of the tether (m)

B_E is the strength of the magnetic field on the magnetic equator at the surface of the Earth ($31 \mu\text{T}$)

R_E is the radius of the Earth (6,378 km)

α is the angle of the tether relative to the local vertical ($^\circ$)

λ is the inclination of the spacecraft orbit relative to the geomagnetic reference frame ($^\circ$)

ϕ is the angle between the Earth's magnetic axis and the Earth's spin axis (11.5°)

i is the inclination of the spacecraft orbit ($^\circ$)

a_i is the semi-major axis of the initial spacecraft orbit (km)

a_f is the semi-major axis of the final spacecraft orbit (km).

Note-se que a resistência total do sistema inclui a resistência da corda, o circuito de controle, os pontos de contacto com o plasma, etc. É importante reconhecer as hipóteses simplificadoras que foram feitas em derivar esta expressão analítica:

- O sistema está em uma órbita circular;
- A inclinação λ deve ser maior em órbitas;
- O equilíbrio entre o arrasto eletrodinâmico na corda e forças gravitacionais significa travar a corda em linha reta em um ângulo α em um local vertical;
- A corrente transmite a corrente completa possível
- Um dipolo magnético descreve o campo magnético da Terra

- Efeitos da ionosfera a densidade de plasma são ignoradas
- Efeitos arrasto atmosférico são excluídos do cálculo do Δt .

Capítulo 7

Missão COSMO GAL

Como já citado, um dos objetivos deste relatório é relatar estudos feitos referentes aos detritos espaciais naturais e artificiais, com relação à missão Cosmo_Gal.

A missão COSMO GAL, é uma proposta conduzida pelo Dr. Carlos Alexandre Wuensche, da Divisão de Astrofísica - DAS do INPE, visando lançar um satélite para realizar estudos e pesquisas na área de Astrofísica.

Seu principal diferencial é a matéria prima utilizada na construção do satélite. Trata-se de um satélite feito de um material mais leve, porém não menos resistente. Este material será produzido por uma empresa especializada no ramo da aviação.

Por tudo já citado neste relatório, foi feito um estudo detalhado para esta missão, onde foi levantadas questões como a probabilidade de colisão com algum detrito em sua vida útil, o número médio de manobras de evasão, que propelente será idealmente utilizado, a quantidade de propelente gasto, entre outras informações necessárias.

Para fazer os estudos foram utilizados 4 alturas diferentes para as órbitas, inclinação polar com tolerância de +/- 5 graus. A duração da missão é de 1 ano, com início previsto para o dia 01/08/2014 às 0 horas, e com término previsto para 31/07/2015 às 24 horas.

Este minucioso estudo segue a seguir.

7.1- ARES

O ARES possibilita avaliar manobras de prevenções de colisões entre um satélite que esta em operação com algum detrito espacial em órbita. O software calcula a probabilidade de colisão anual e a quantidade de propelente necessário.

Foram realizadas simulações de condição espacial usando os seguintes dados de entrada:

Tabela 7.1: Parâmetros de entrada do ARES.

Parâmetros de Entrada	Valores
Órbita do Satélite	Altura / Semi-eixo maior: 700 km / 7078.14km; 800 km / 7178.14km; 900 km / 7278.14km; 1000 km / 7378.14km. Excentricidade: 1×10^{-4} Inclinação: 90° Nodo ascendente: 0° Argumento do Perigeu: 0°
Intervalo de tamanho da partícula	0.1m a 1m
Raio do Satélite	0.3m
Incertezas do satélite	Along track: 0.01 Km Cross-Track: 0.01 Km Radial: 0.01 Km
Propelente utilizado	Hidrazina - H_2O_2 (Monopropelente), N_2H_4 (Monopropulsores).
População	Detritos e Meteoroids
Especificação do Objeto	Cenária Referência; Cenário Mitigação Intermediária; Cenário Mitigação Total.

Com esses parâmetros de entrada do satélite e da população de detritos foram obtidos os seguintes gráficos nas simulações:

7.1.1 Cenário Referência

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.1 – 7.6:

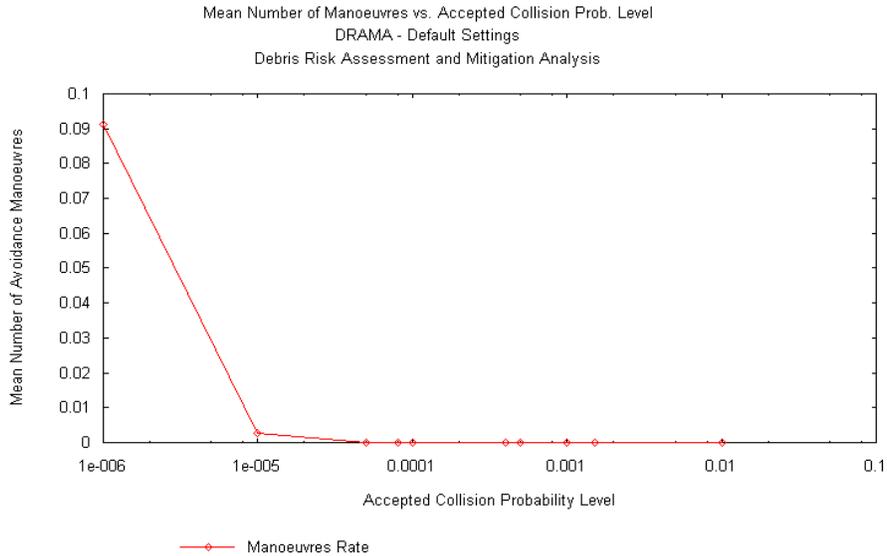


Figura 7.1- Numero médio de manobras de evasão por ano.

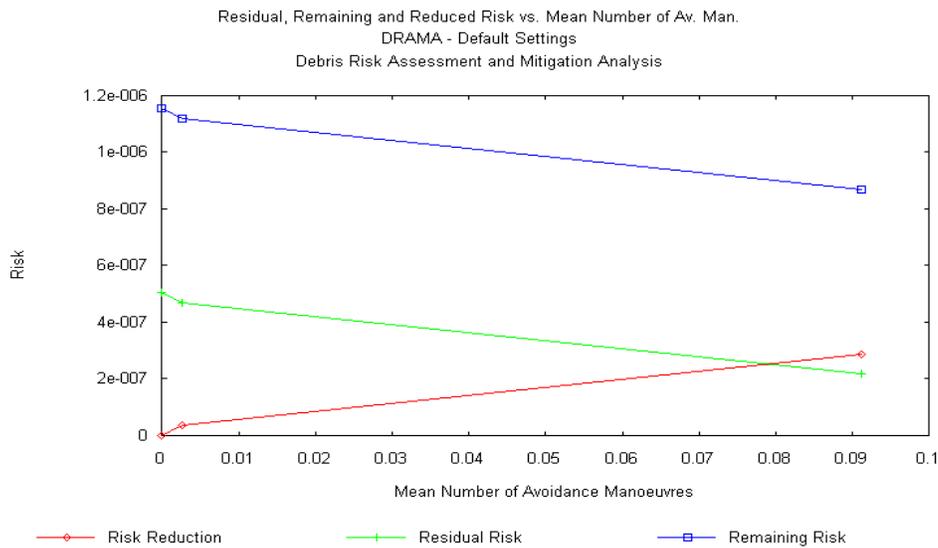


Figura 7.2 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

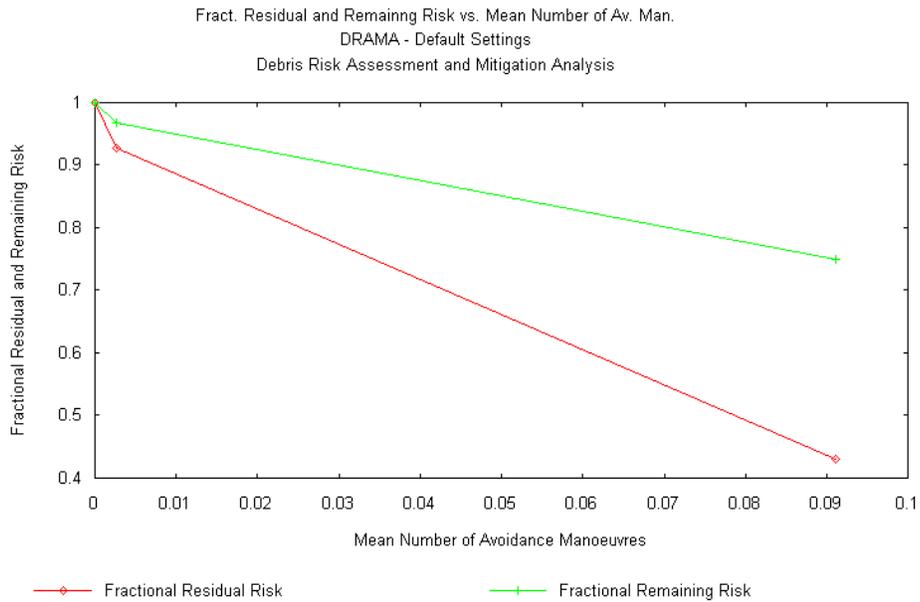


Figura 7.3 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

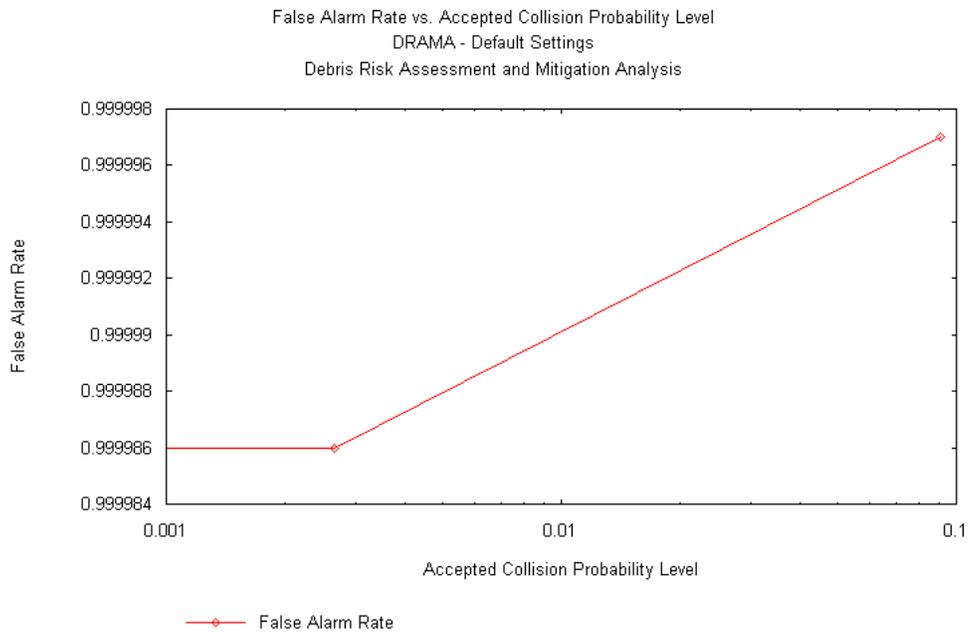


Figura 7.4 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

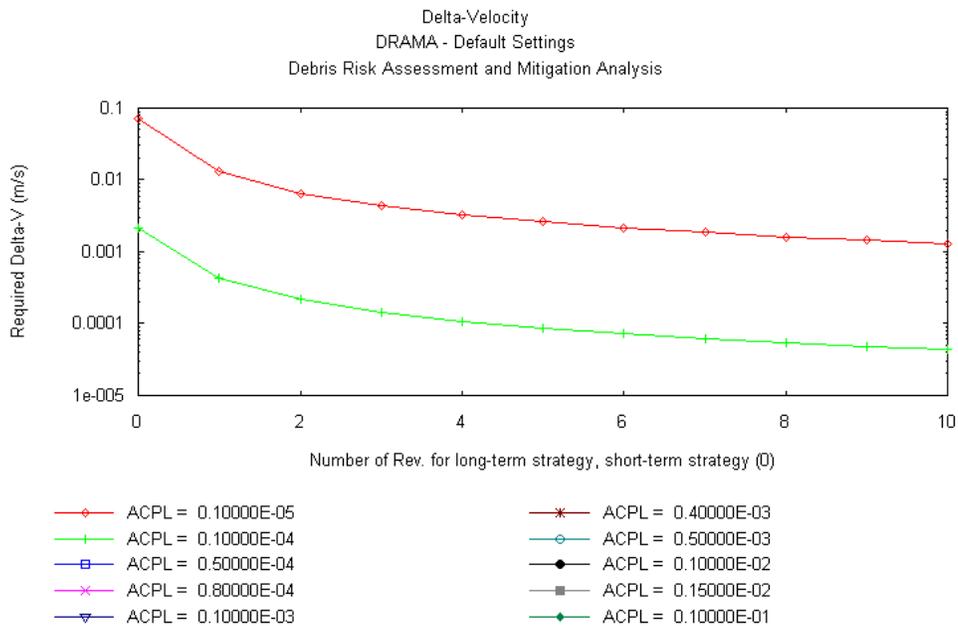


Figura 7.5 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

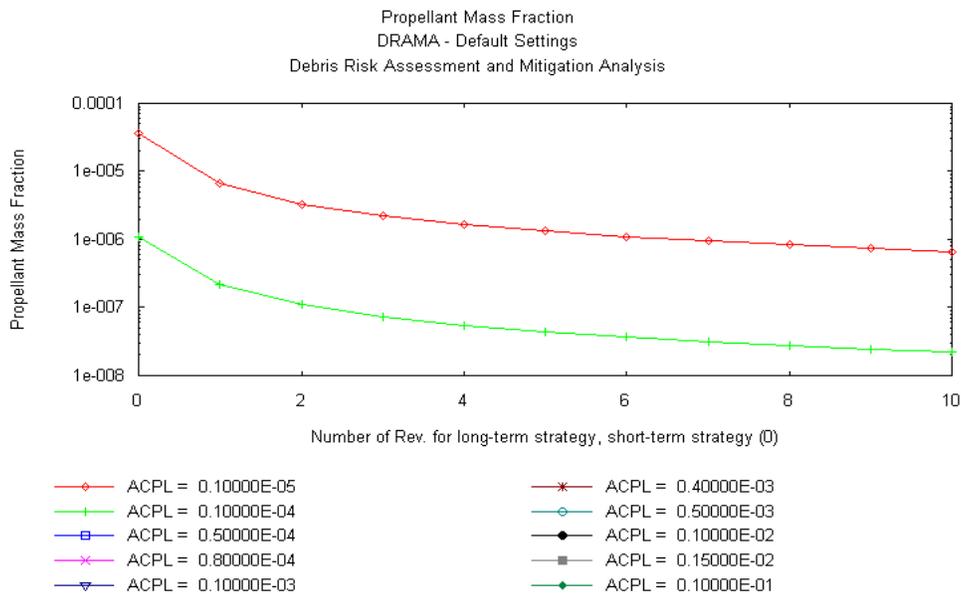


Figura 7.6 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.7 - 7.12:

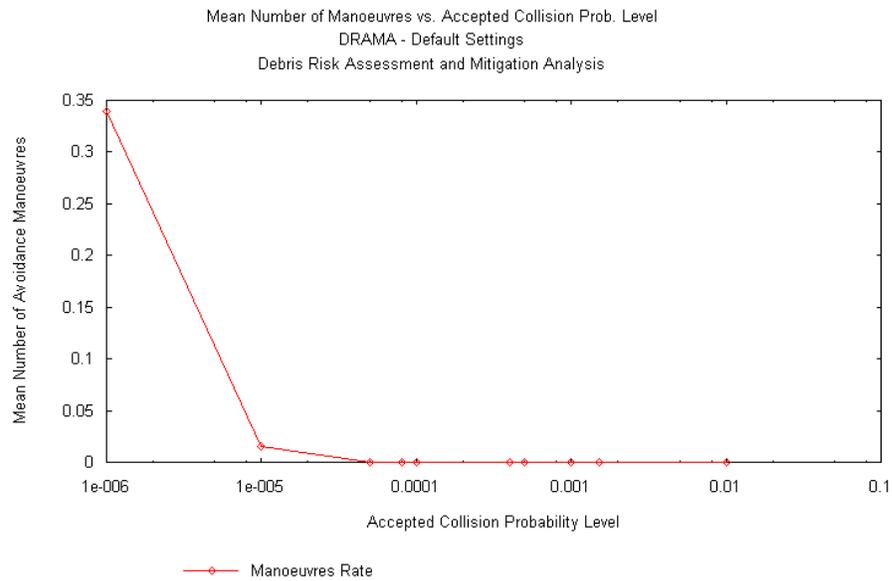


Figura 7.7 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

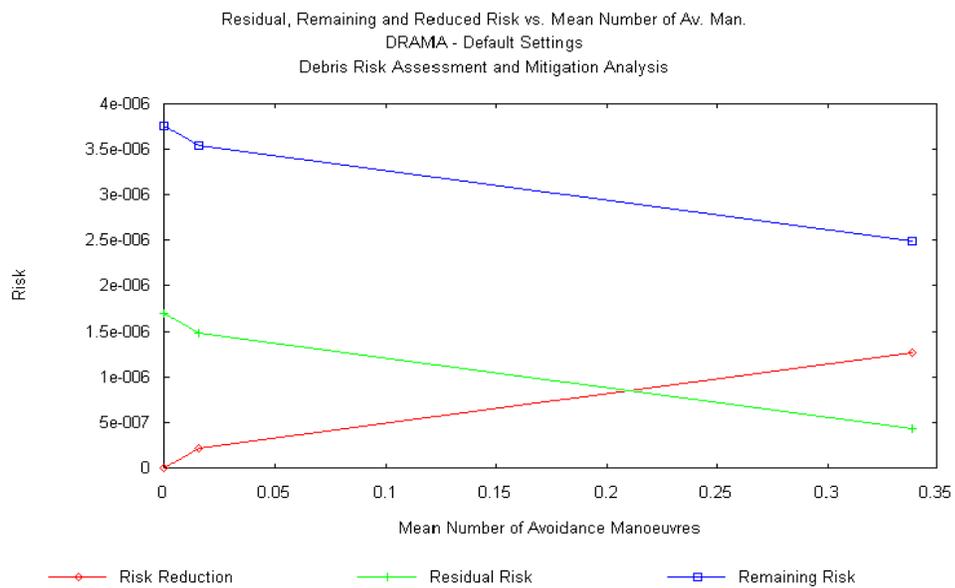


Figura 7.8 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

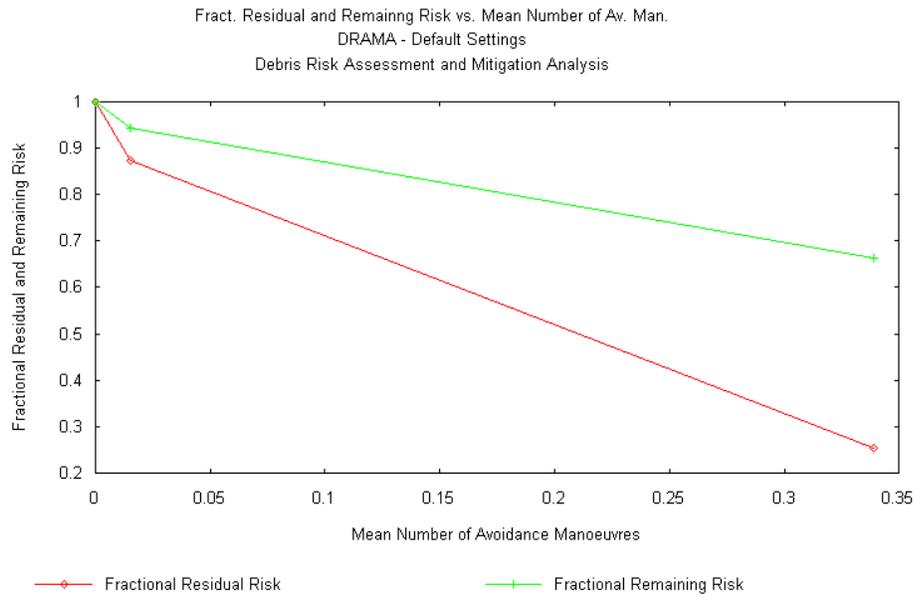


Figura 7.9 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

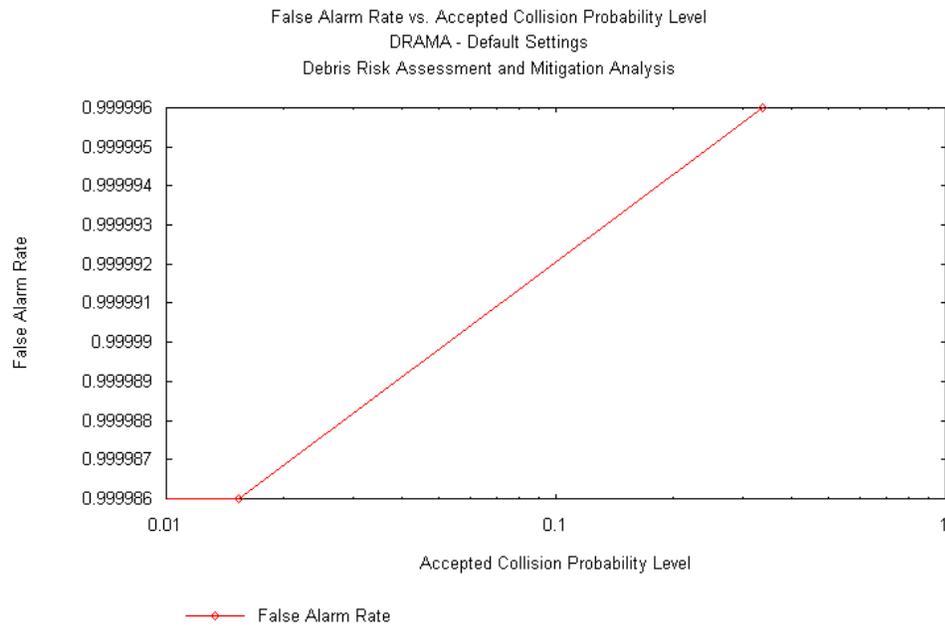


Figura 7.10 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

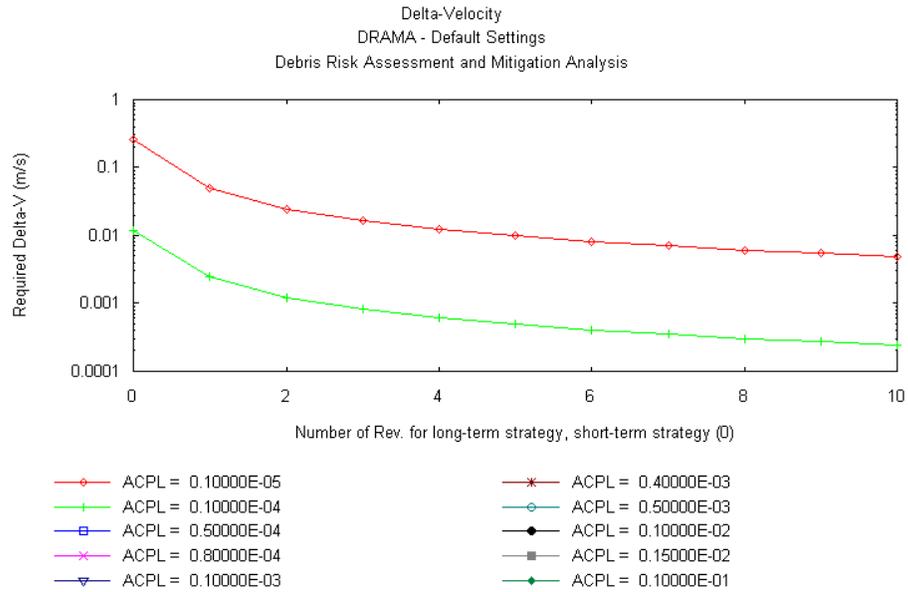


Figura 7.11 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

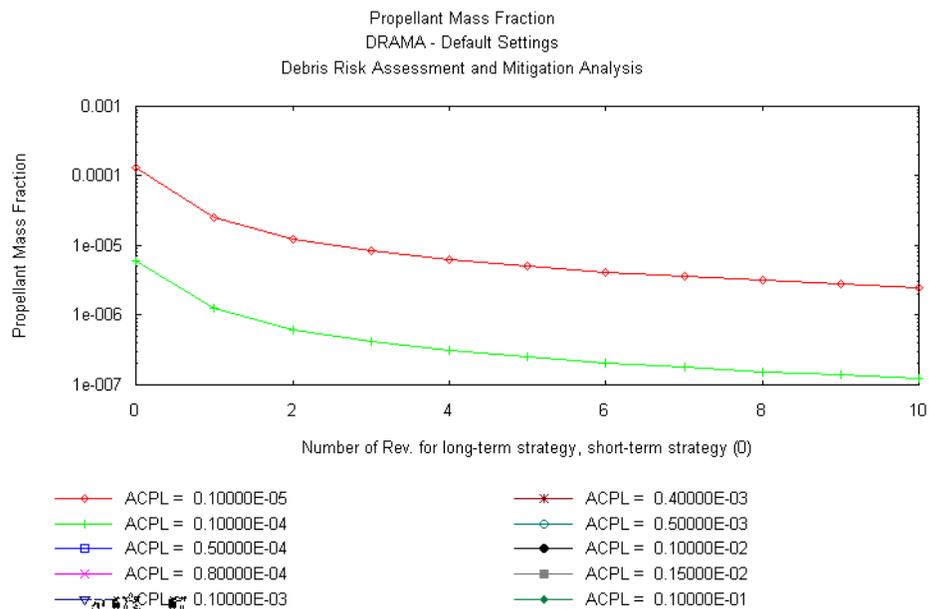


Figura 7.12 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.13 - 7.18:

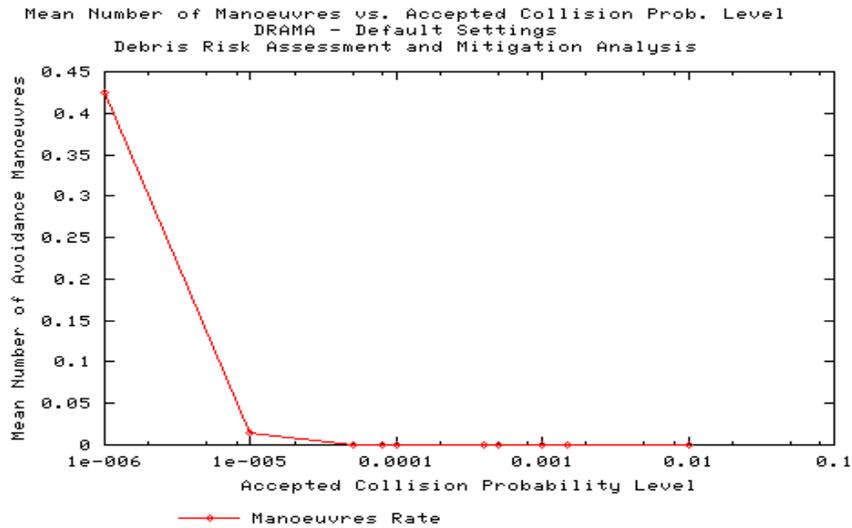


Figura 7.13 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

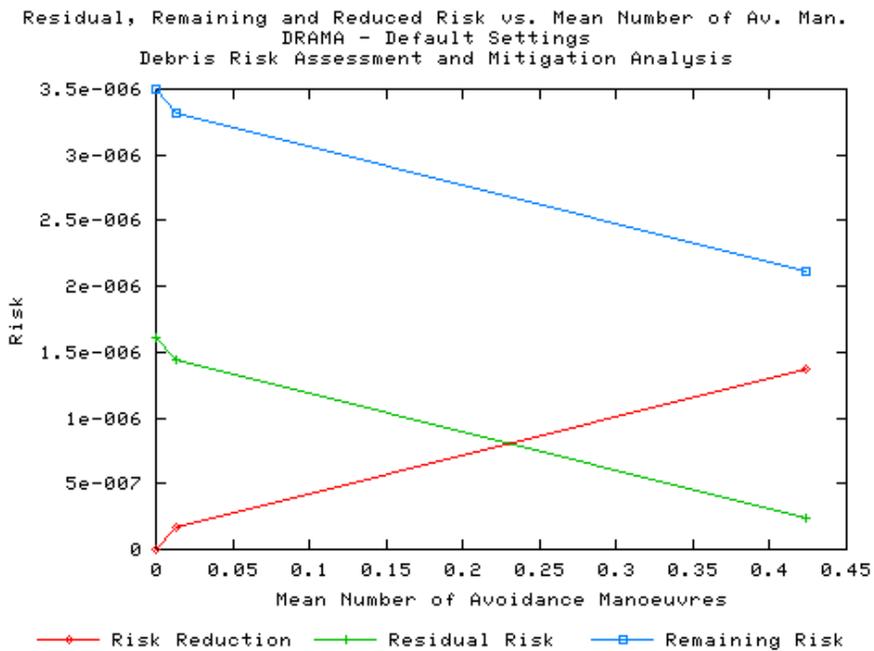


Figura 7.14 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

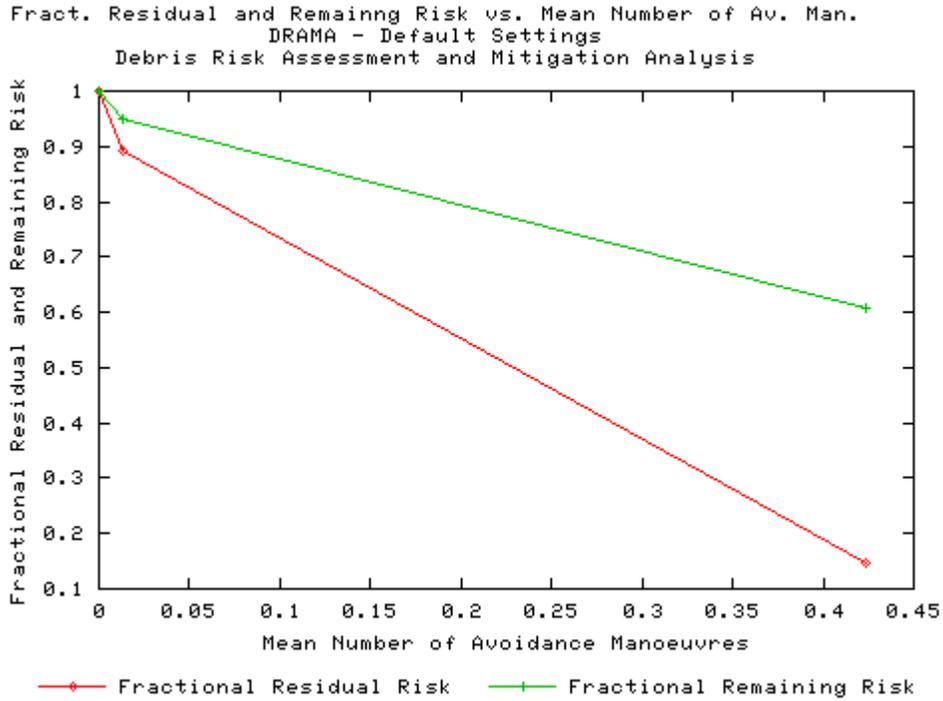


Figura 7.15 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

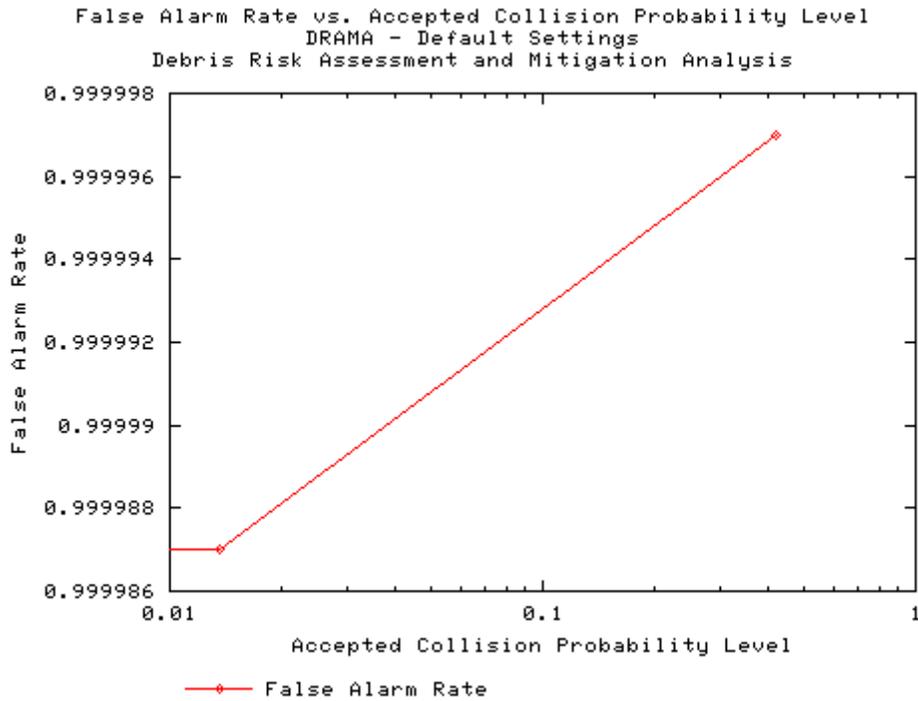


Figura 7.16 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

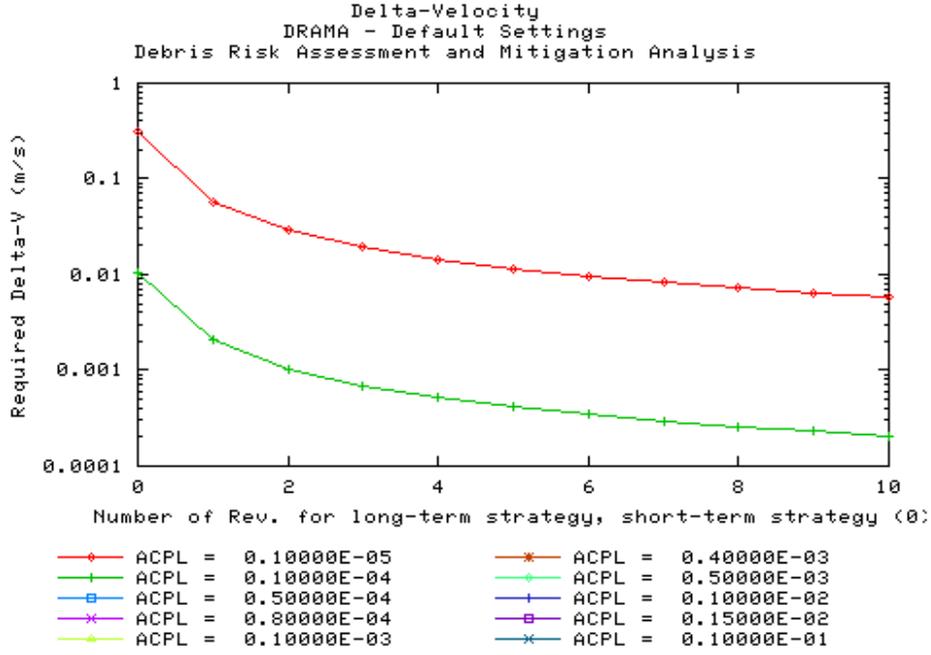


Figura 7.17 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

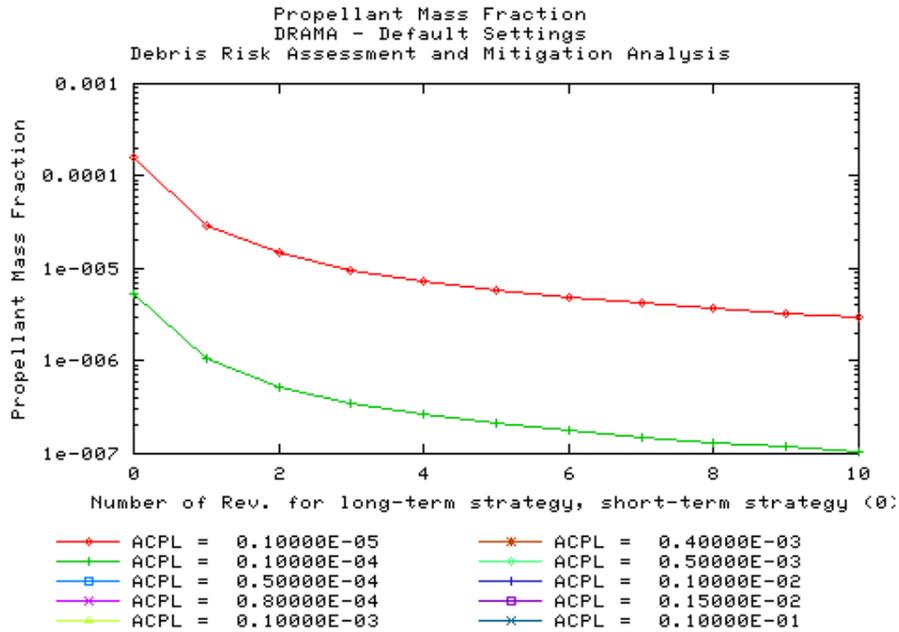


Figura 7.18 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.19 – 7.24:

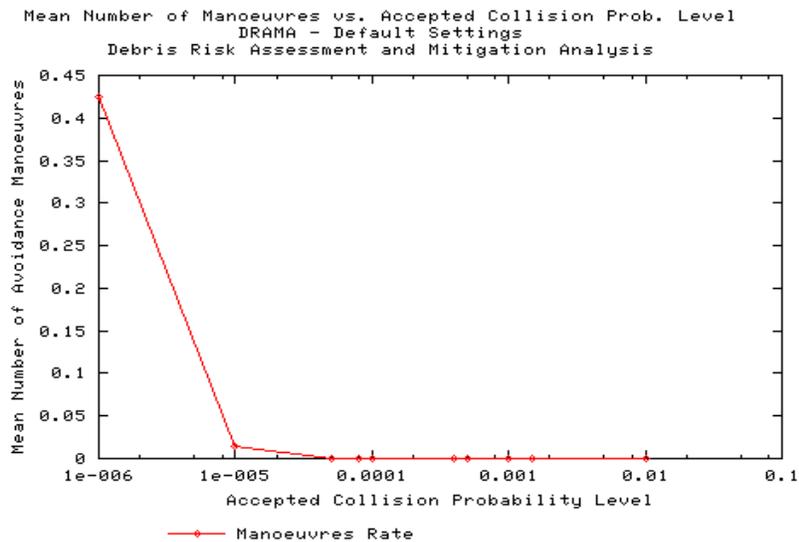


Figura 7.19- Numero médio de manobras de evasão por ano.

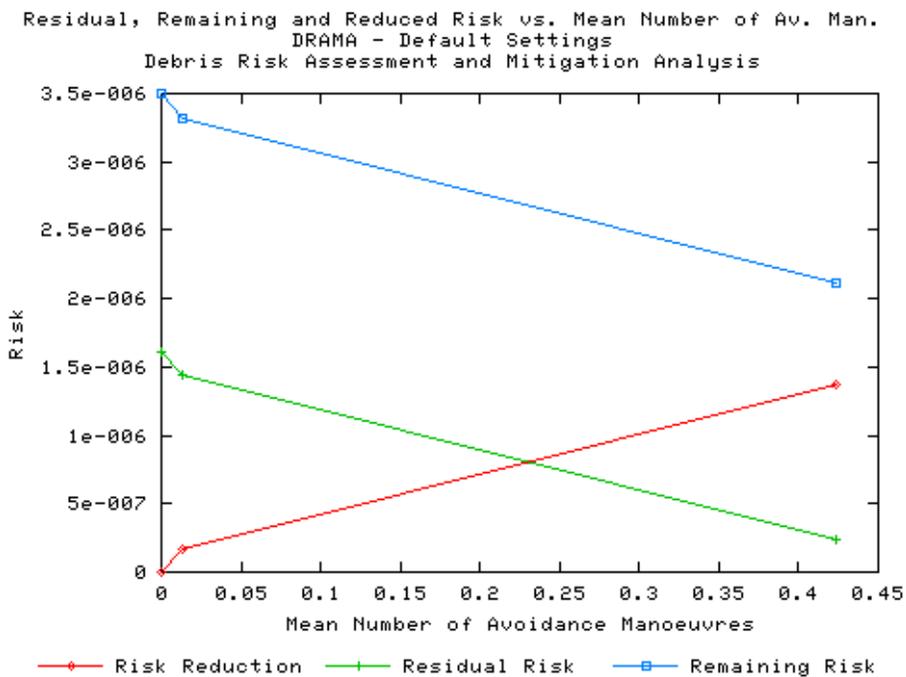


Figura 7.20 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

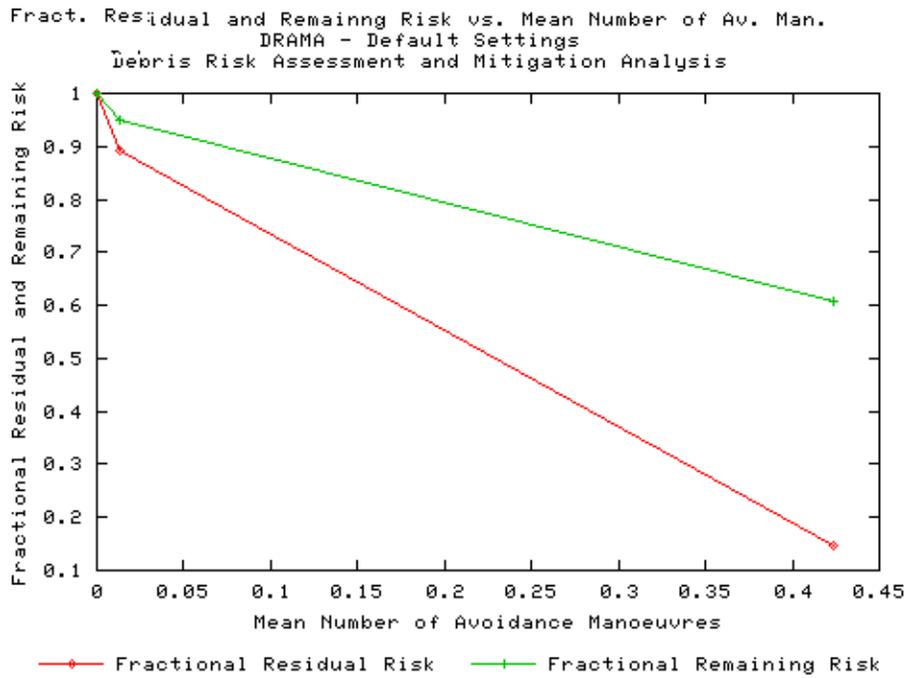


Figura 7.21 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

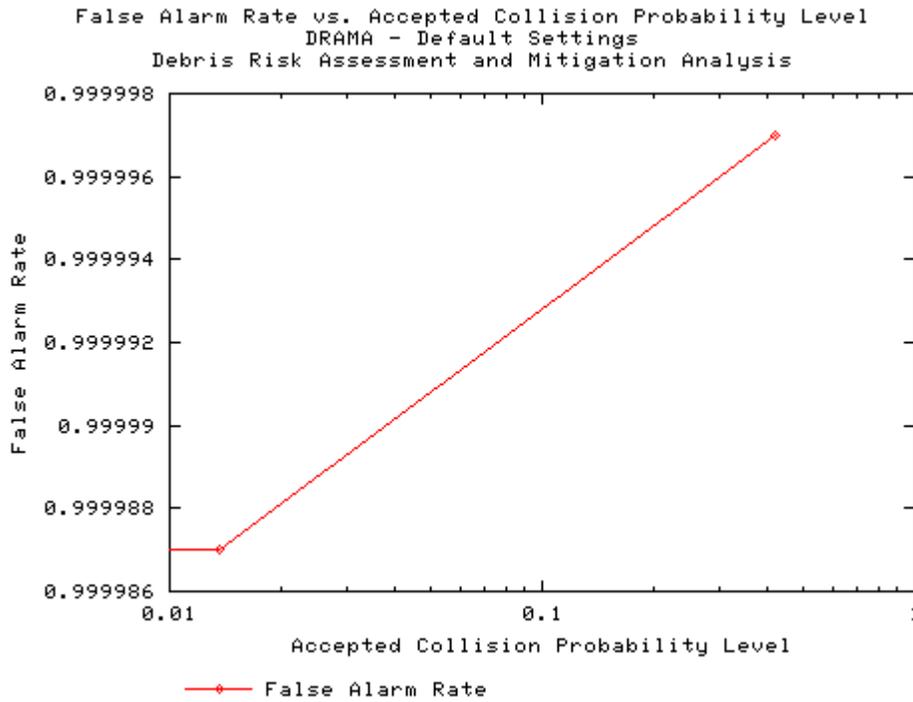


Figura 7.22 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

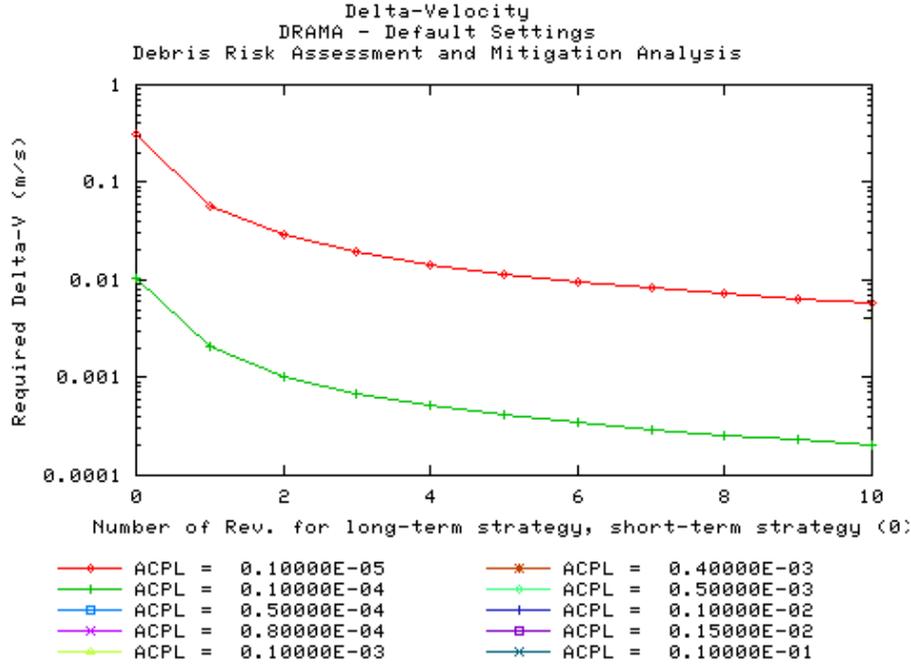


Figura 7.23 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

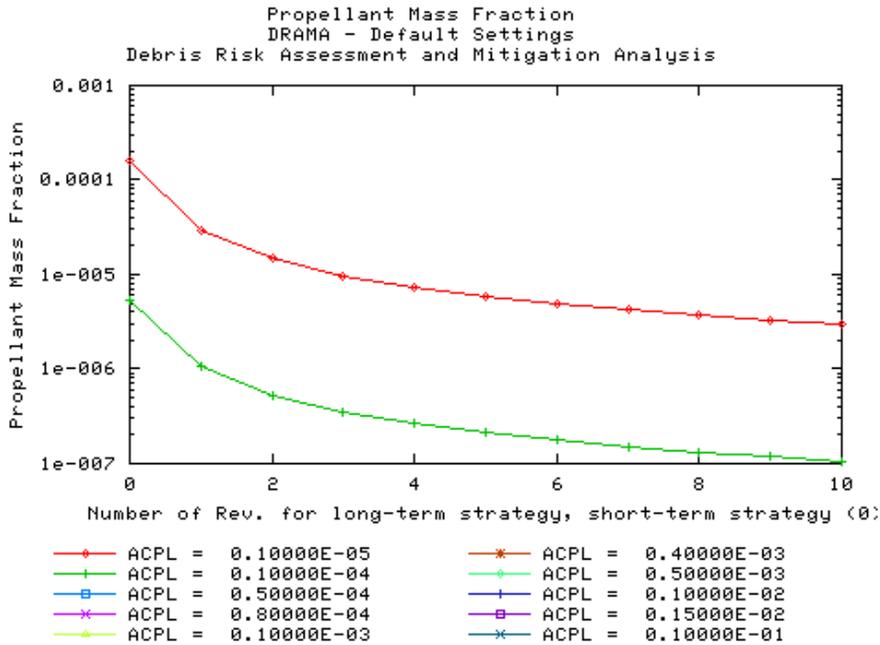


Figura 7.24 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

7.1.2 Cenário Mitigação Intermediária

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.25 – 7.30:

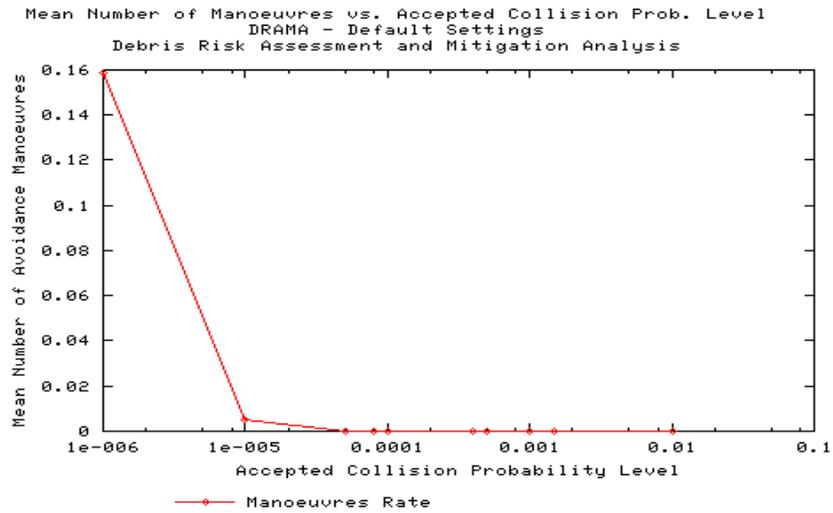


Figura 7.25 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

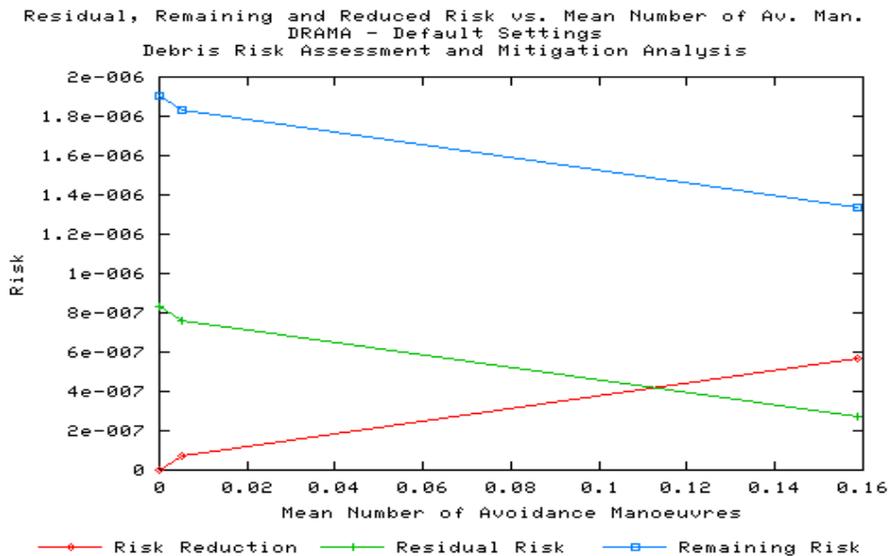


Figura 7.26 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

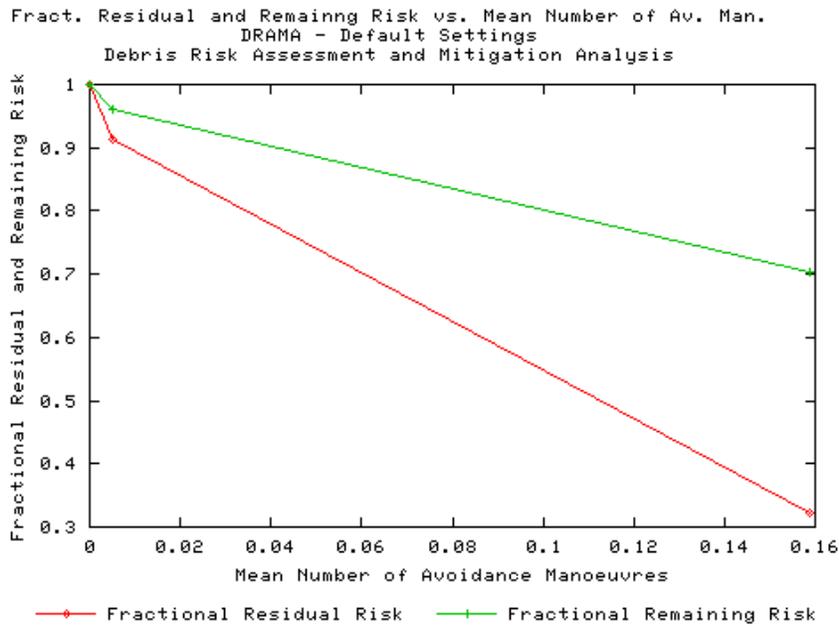


Figura 7.27 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

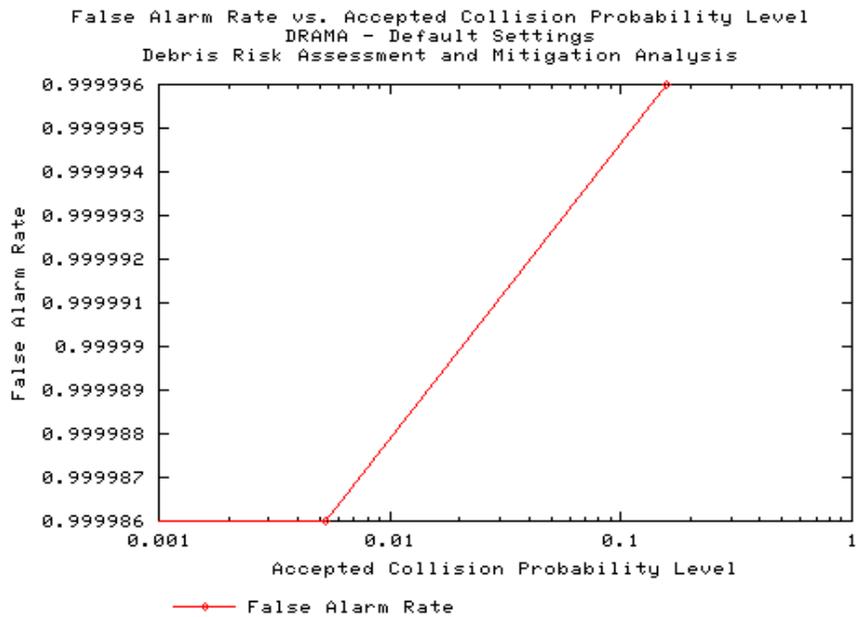


Figura 7.28 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

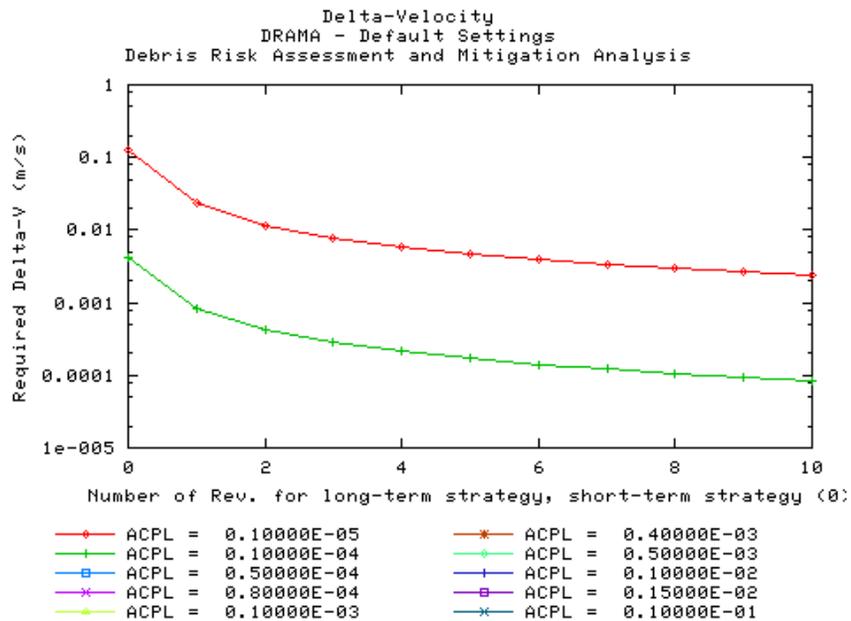


Figura 7.29 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

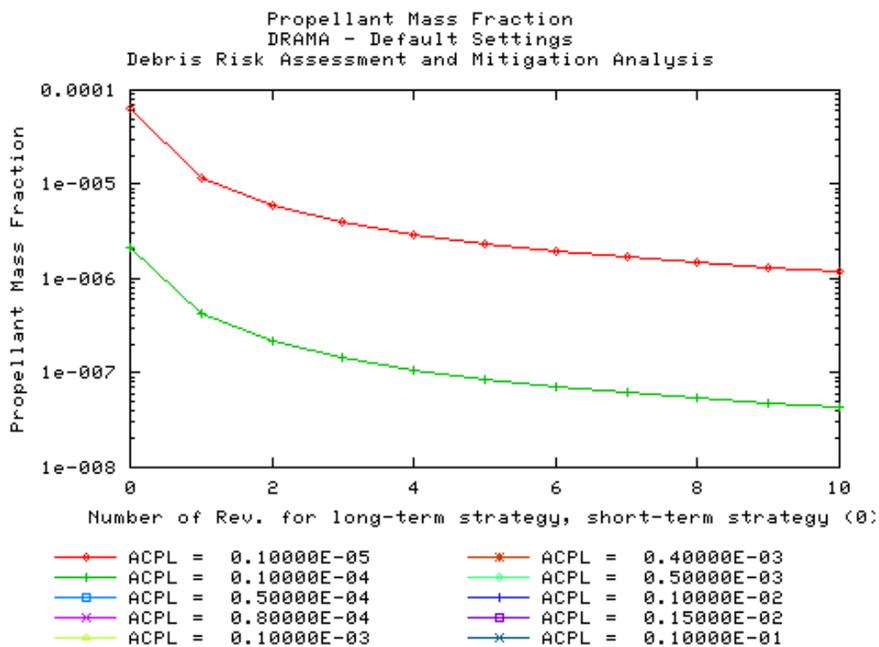


Figura 7.30 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.31 – 7.36:

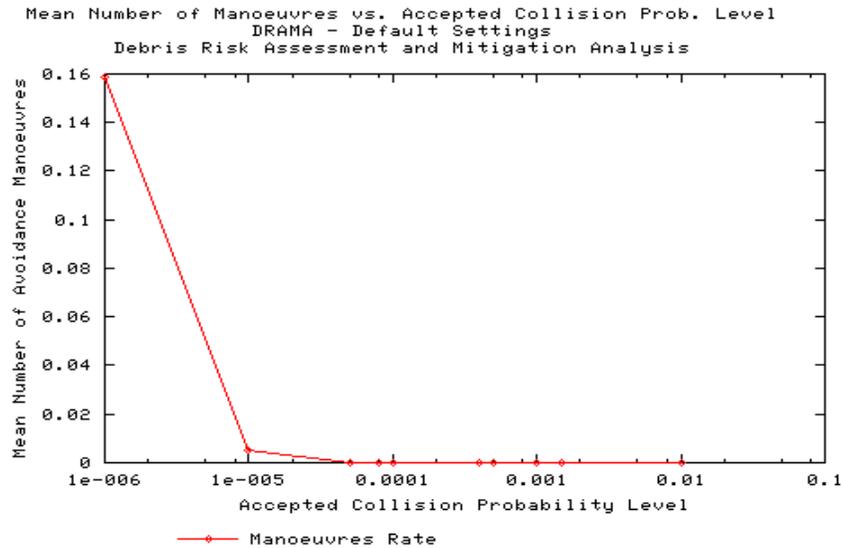


Figura 7.31- Numero médio de manobras de evasão por ano.

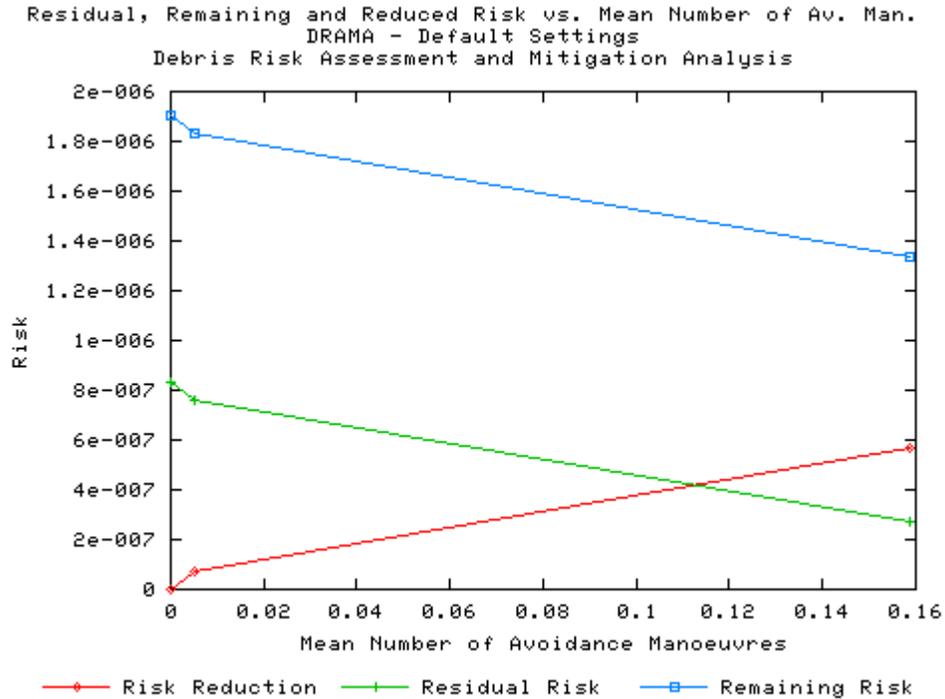


Figura 7.32 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano

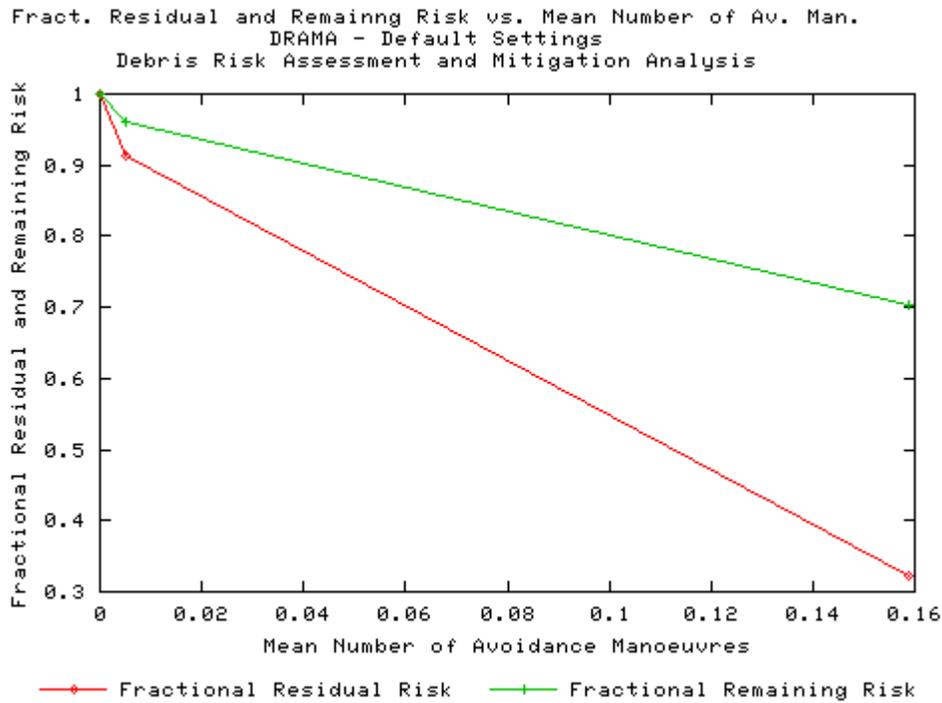


Figura 7.33 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

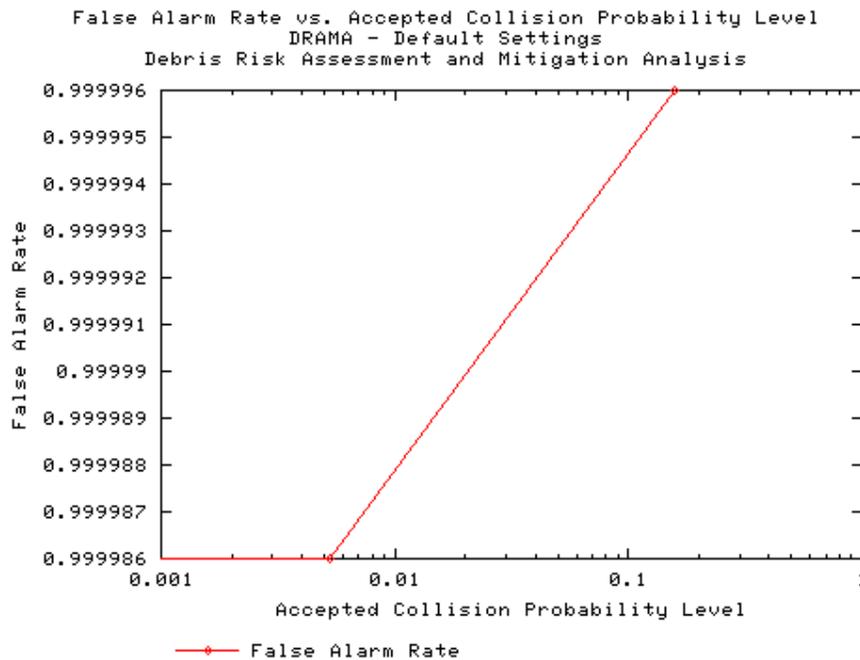


Figura 7.34 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

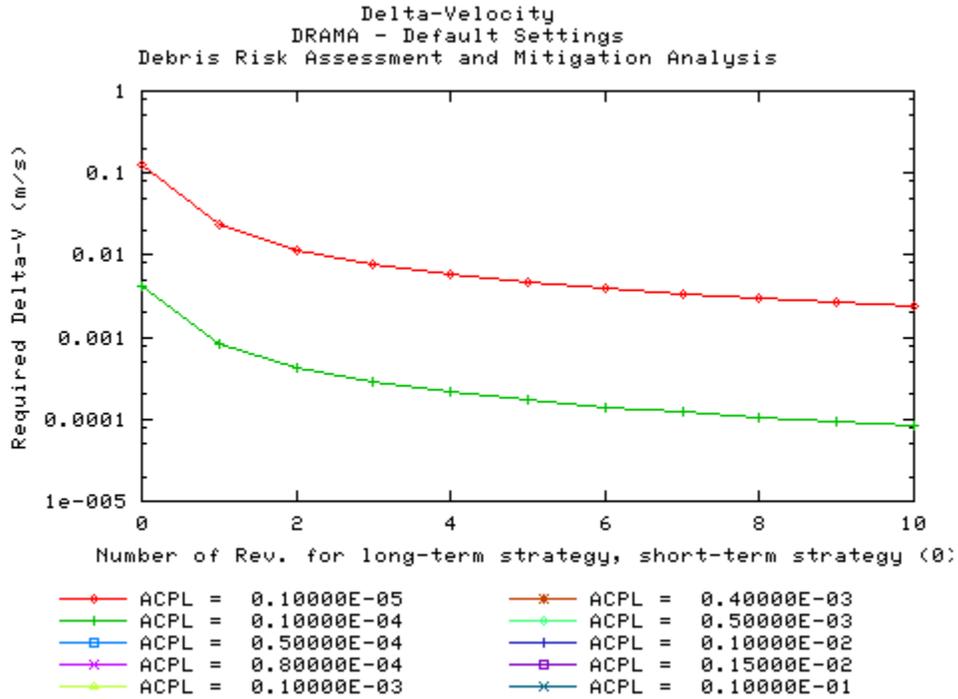


Figura 7.35 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

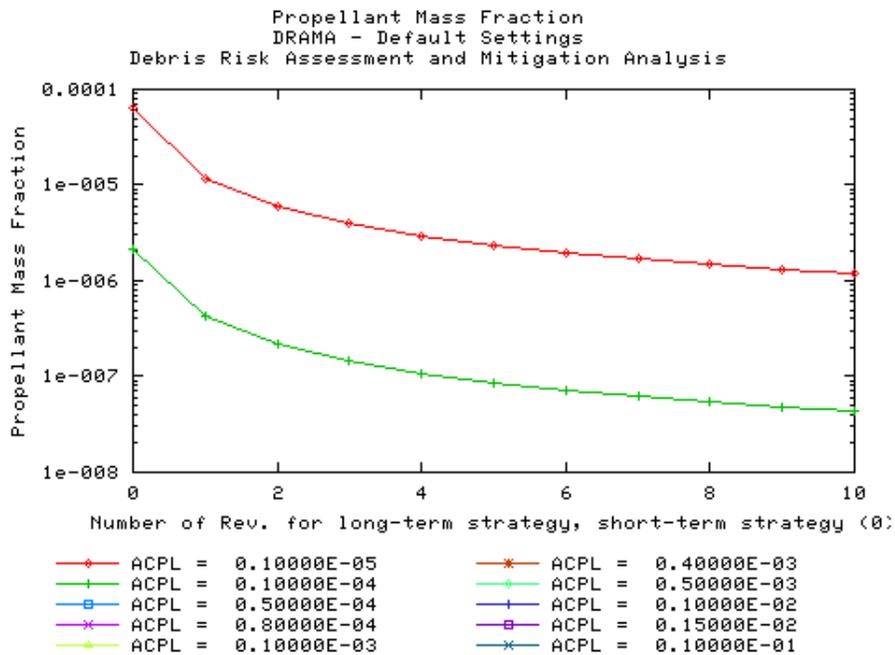


Figura 7.36 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.37 – 7.42:

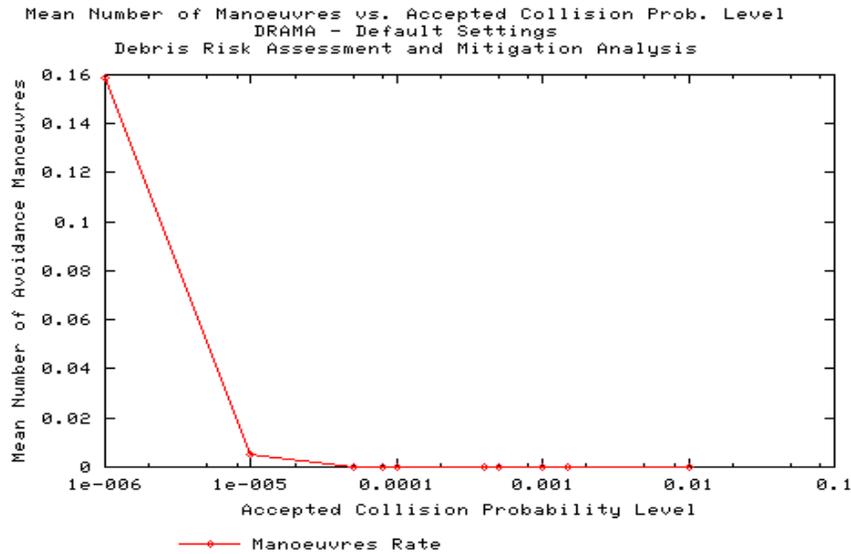


Figura 7.37- Numero médio de manobras de evasão por ano.

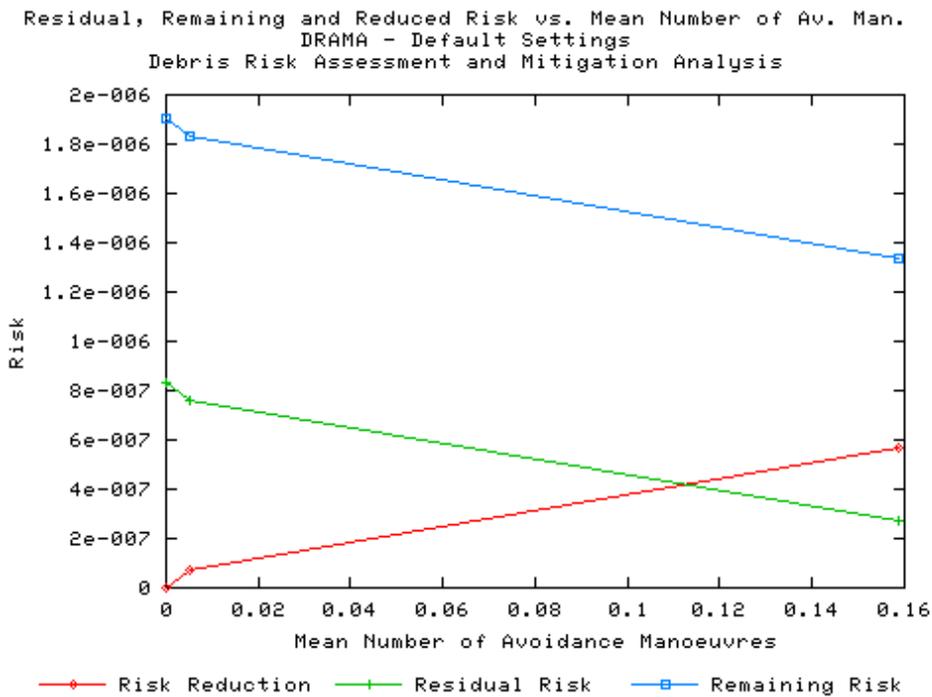


Figura 7.38 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

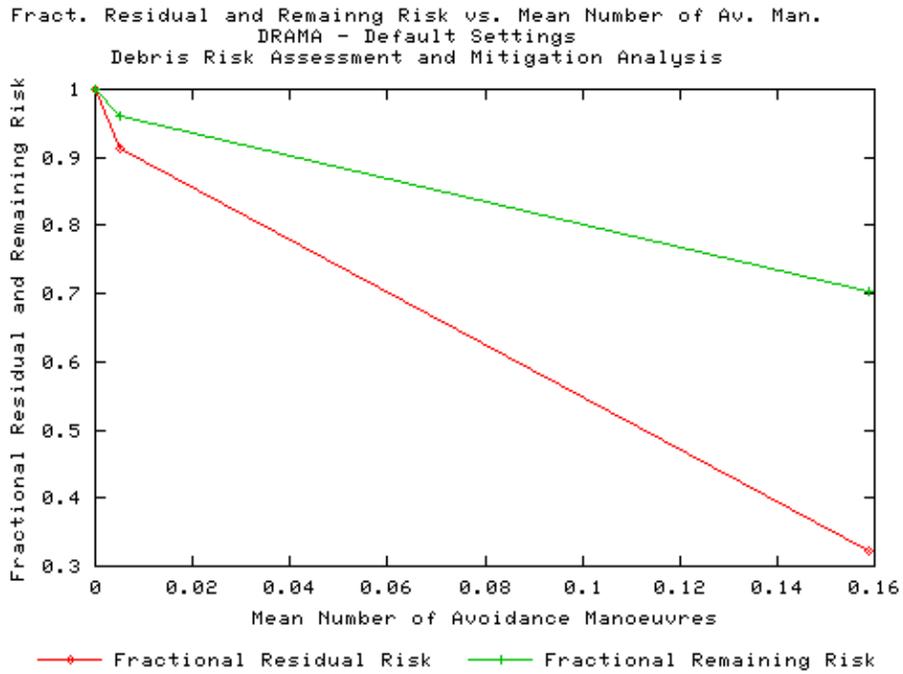


Figura 7.39 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

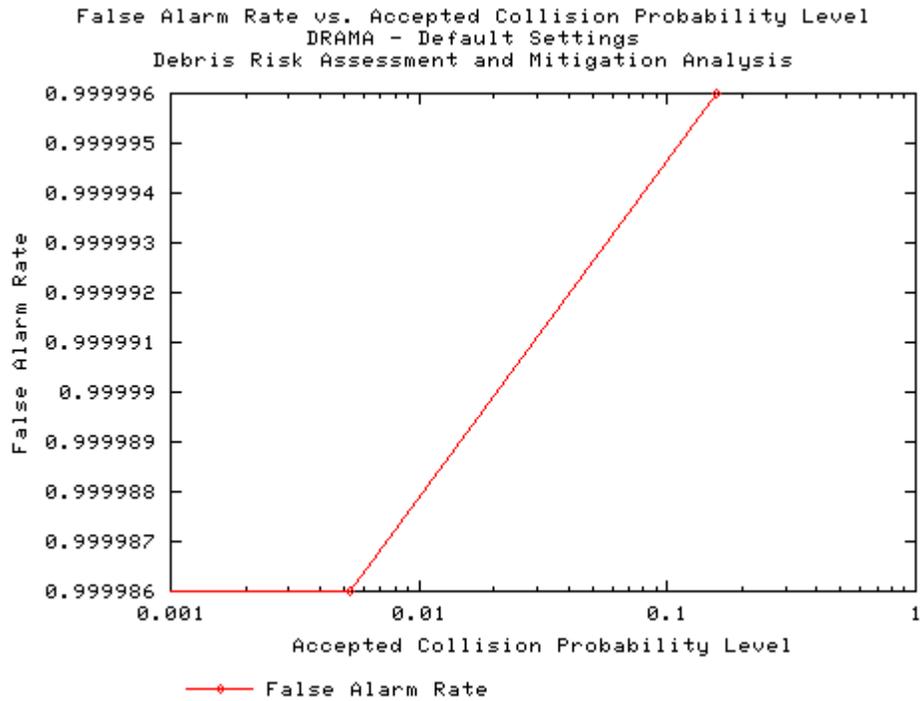


Figura 7.40 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

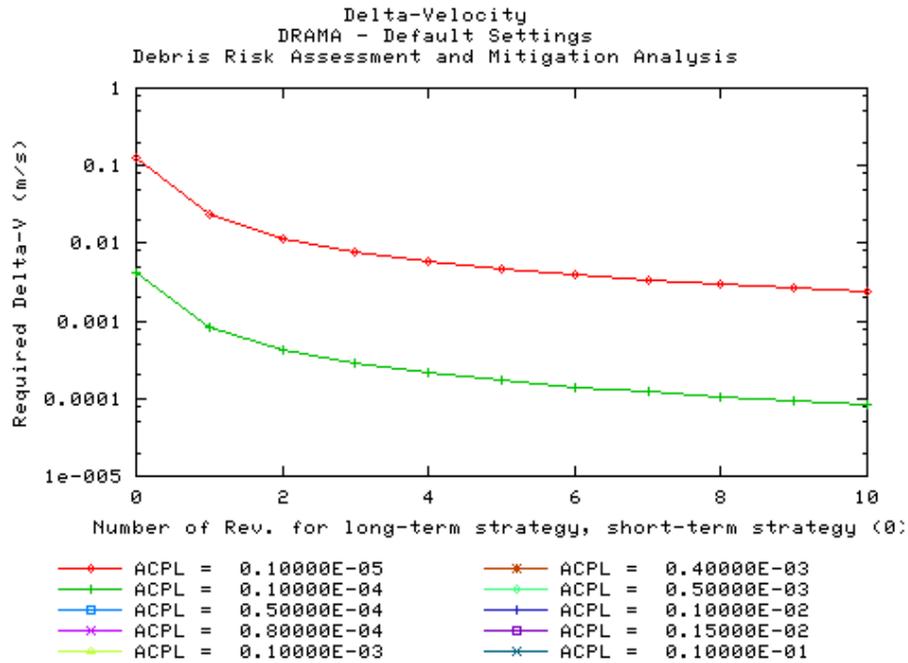


Figura 7.41 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

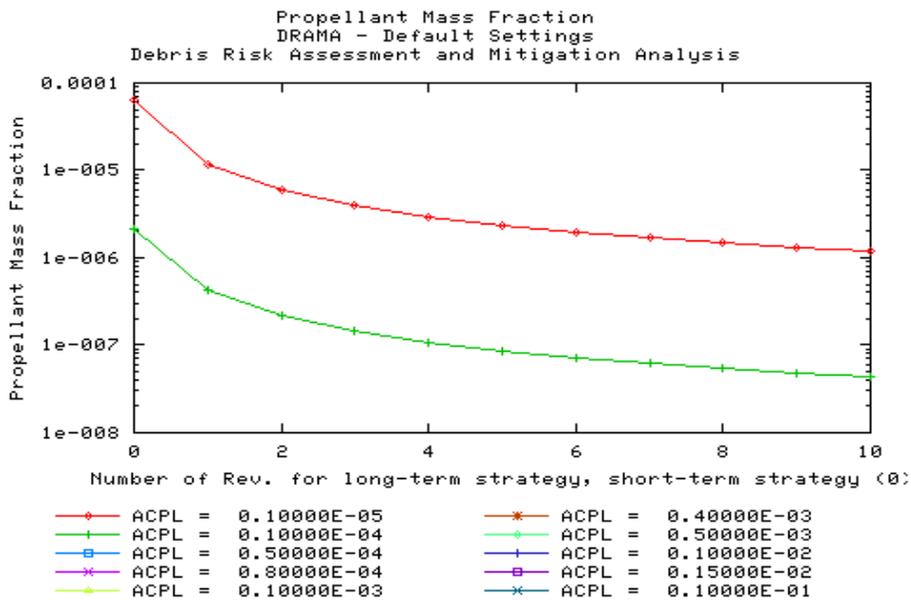


Figura 7.42 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.43 – 7.48:

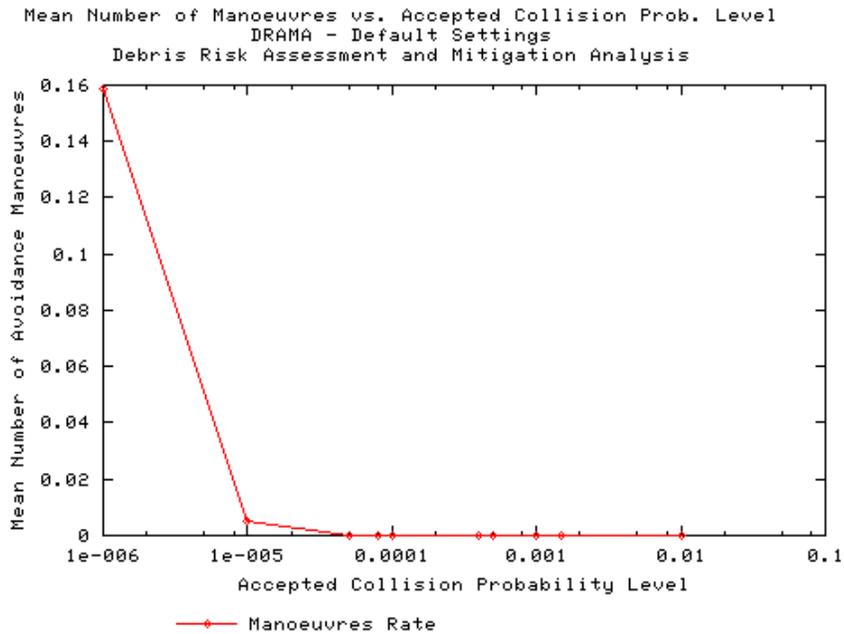


Figura 7.43 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

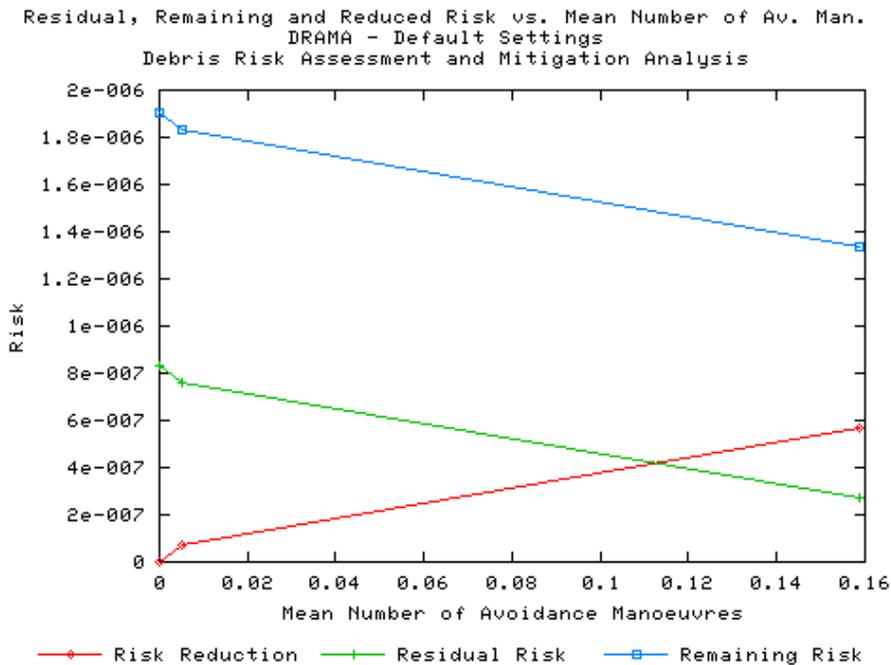


Figura 7.44 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

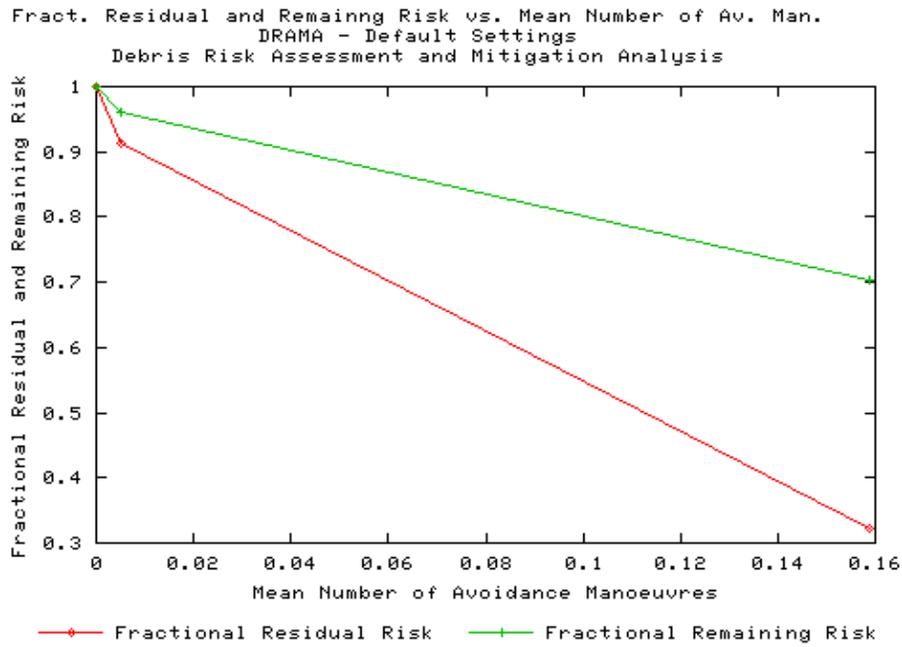


Figura 7.45 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

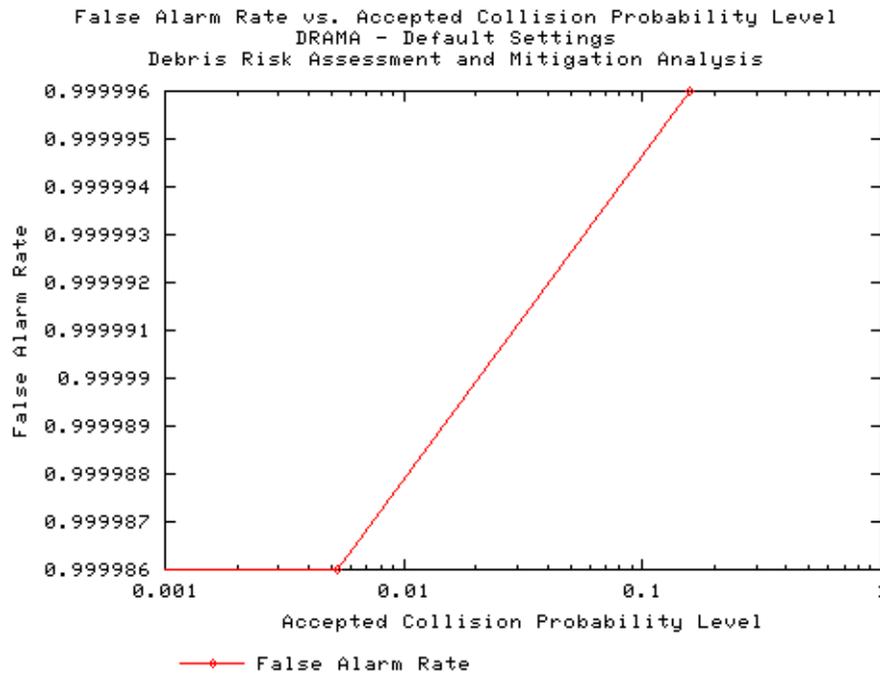


Figura 7.46 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

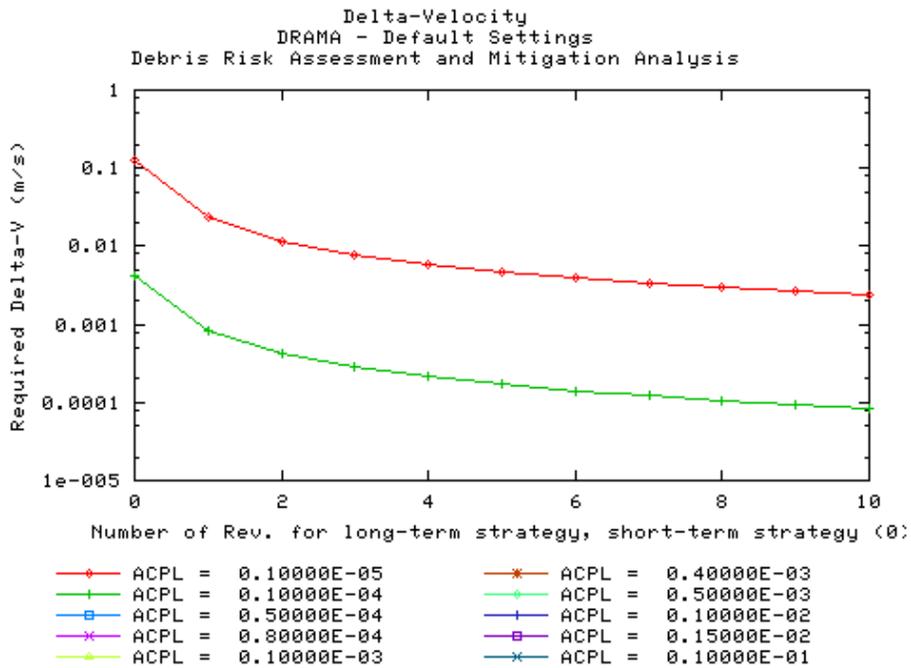


Figura 7.47 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

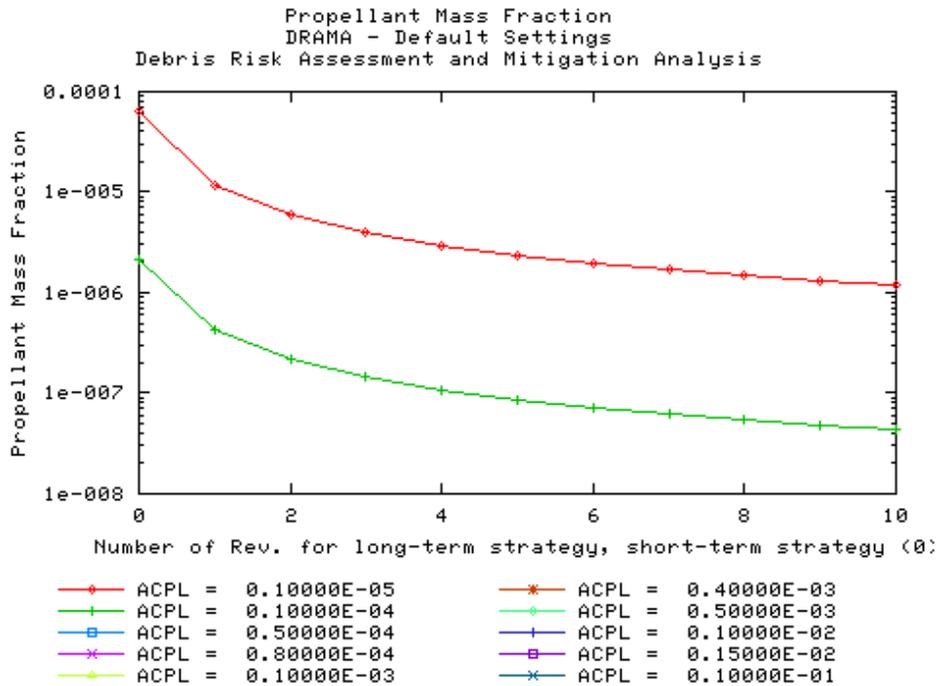


Figura 7.48 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

7.1.3 Cenário Mitigação Total

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.49 - 7.54:

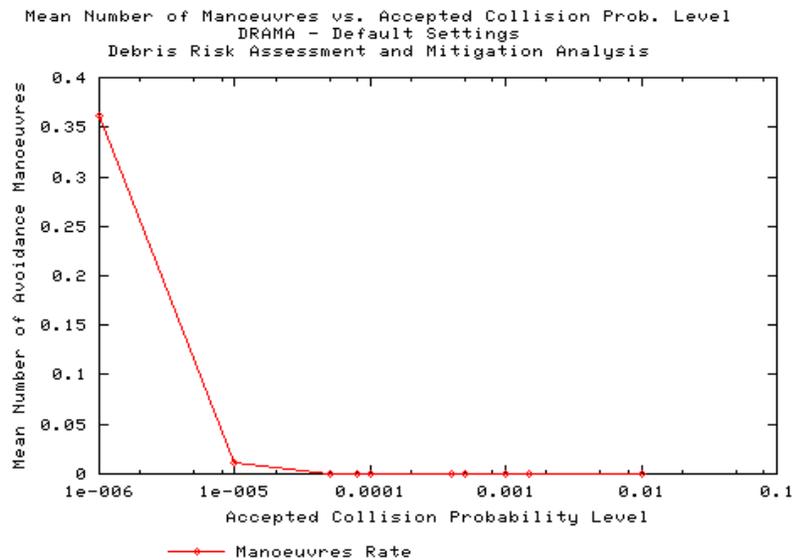


Figura 7.49 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

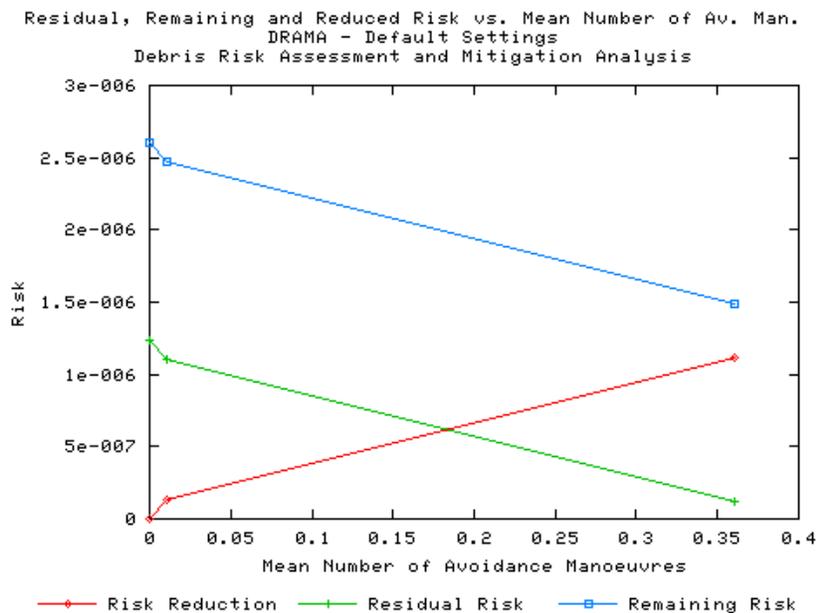


Figura 7.50 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

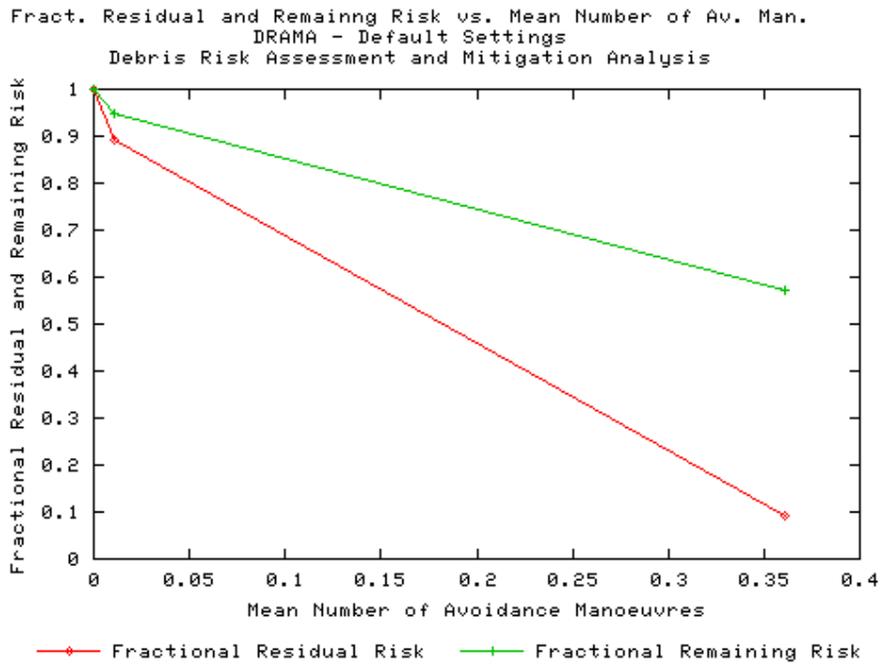


Figura 7.51 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

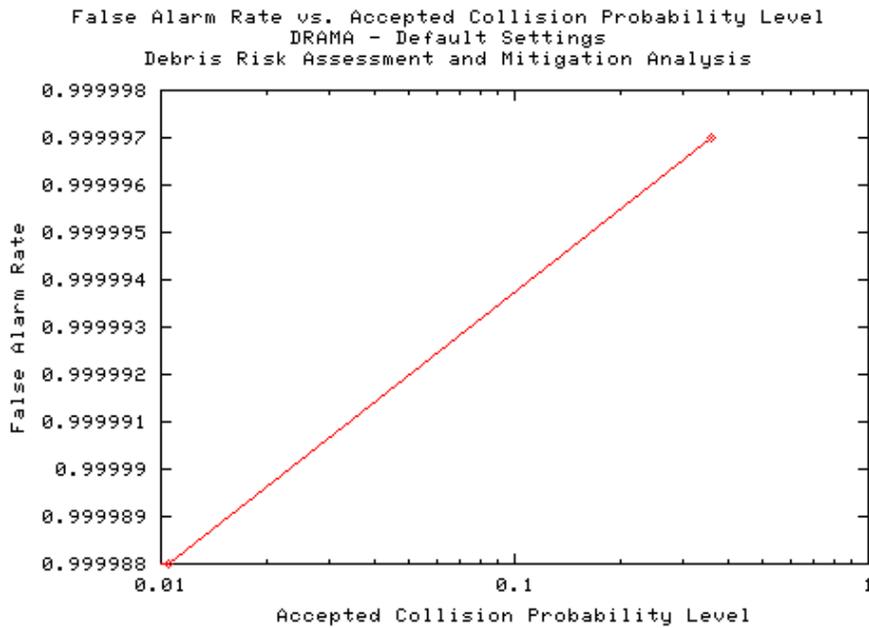


Figura 7.52 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

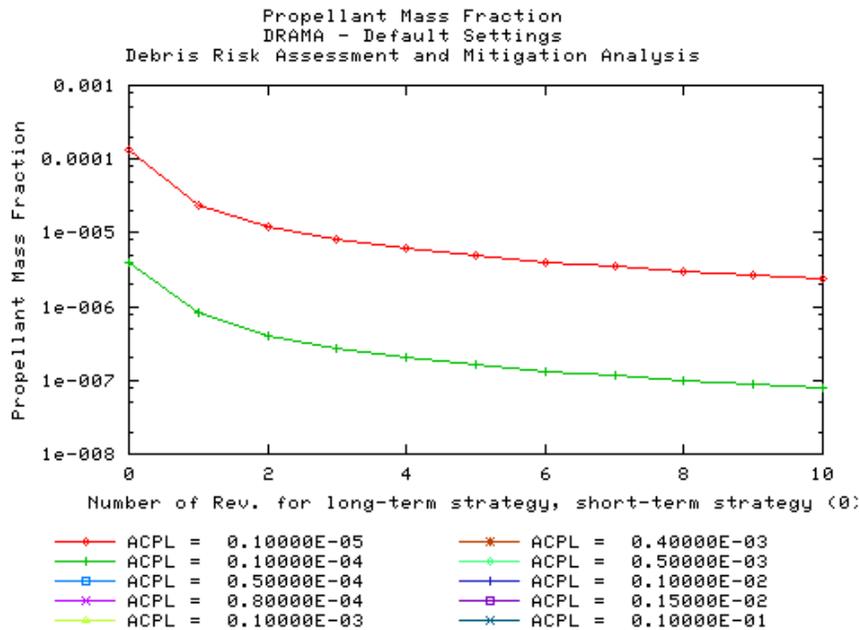


Figura 7.53 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

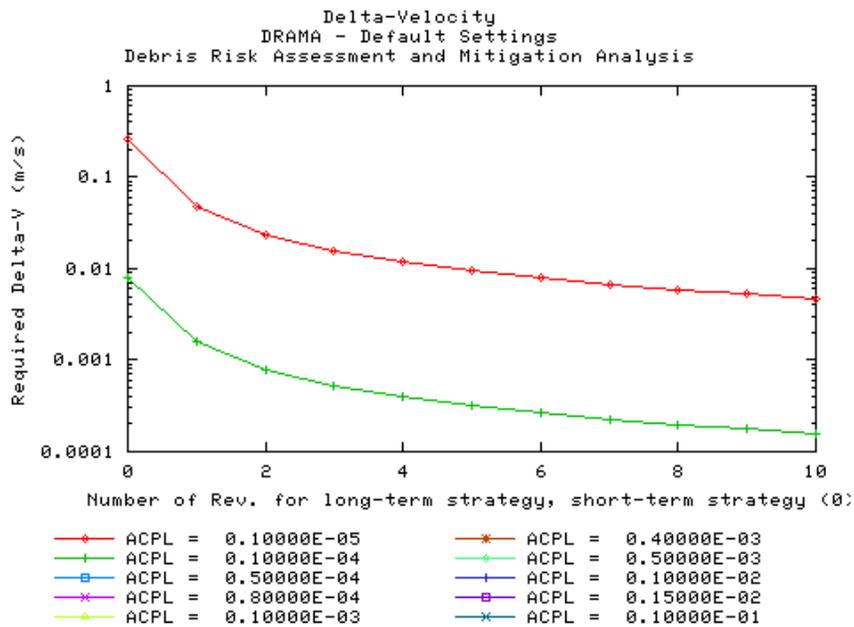


Figura 7.53 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.55 – 7.60:

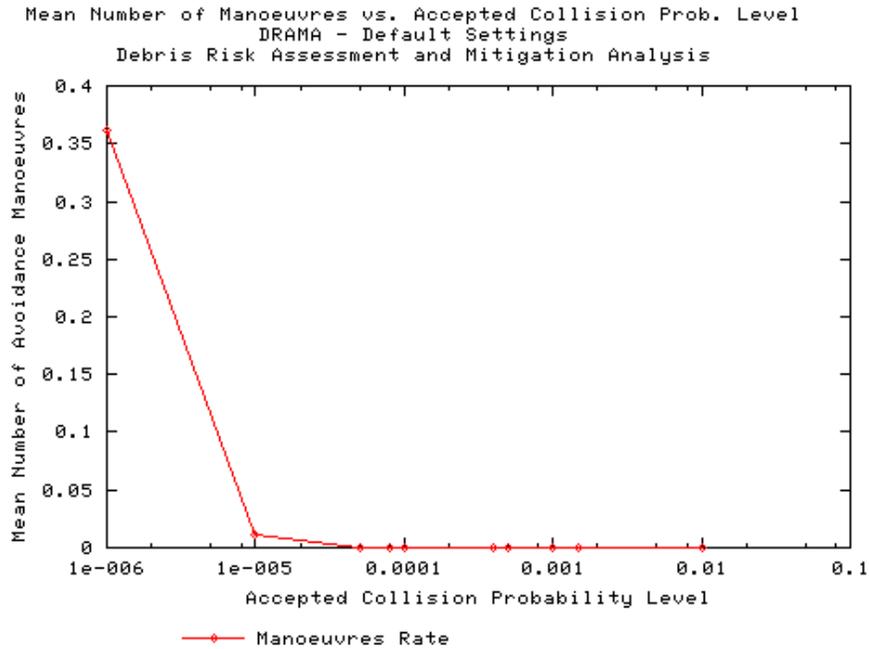


Figura 7.55- Número médio de manobras de evasão por ano.

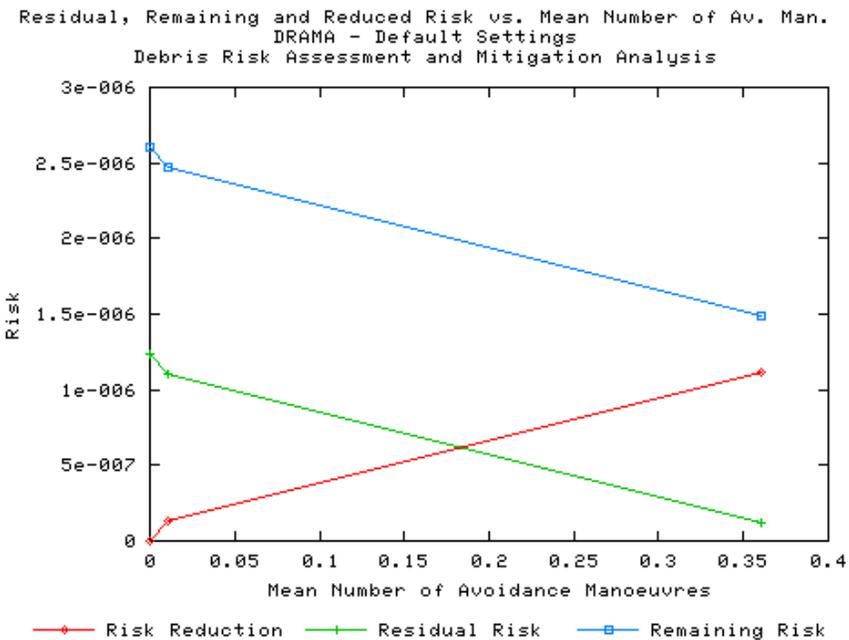


Figura 7.56 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

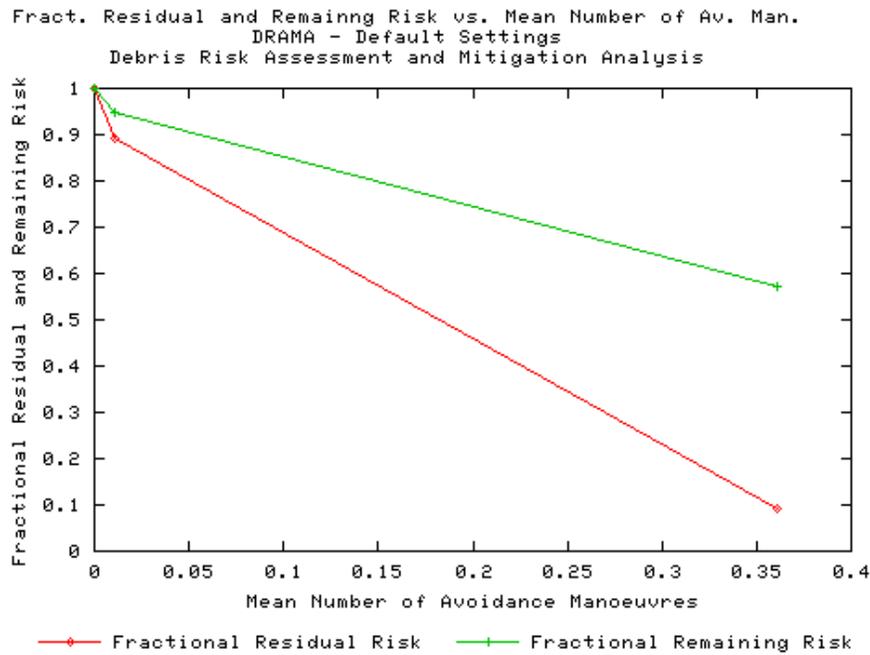


Figura 7.57 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

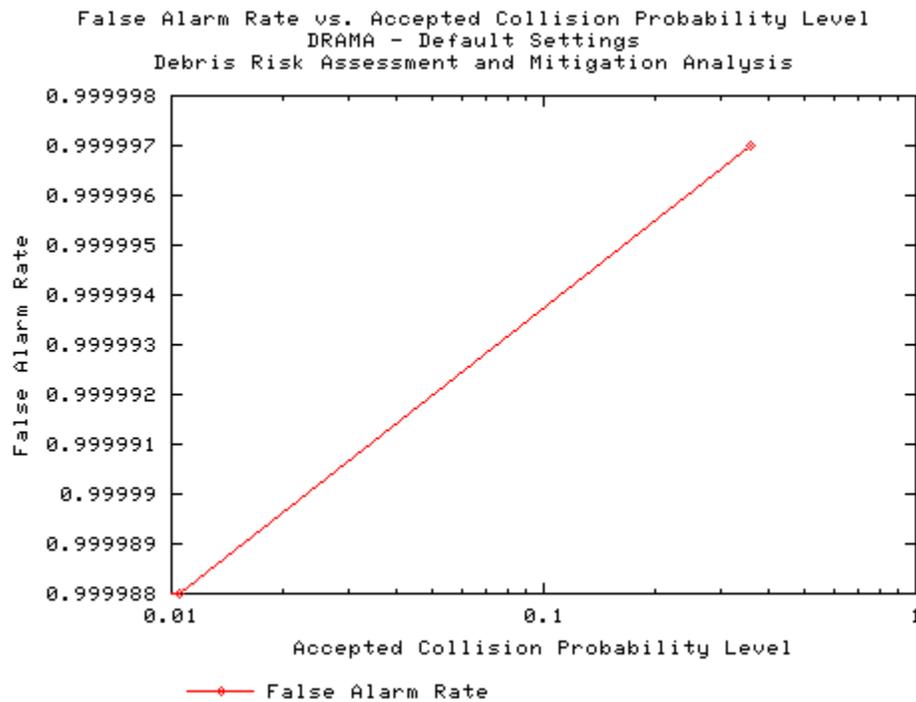


Figura 7.58 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

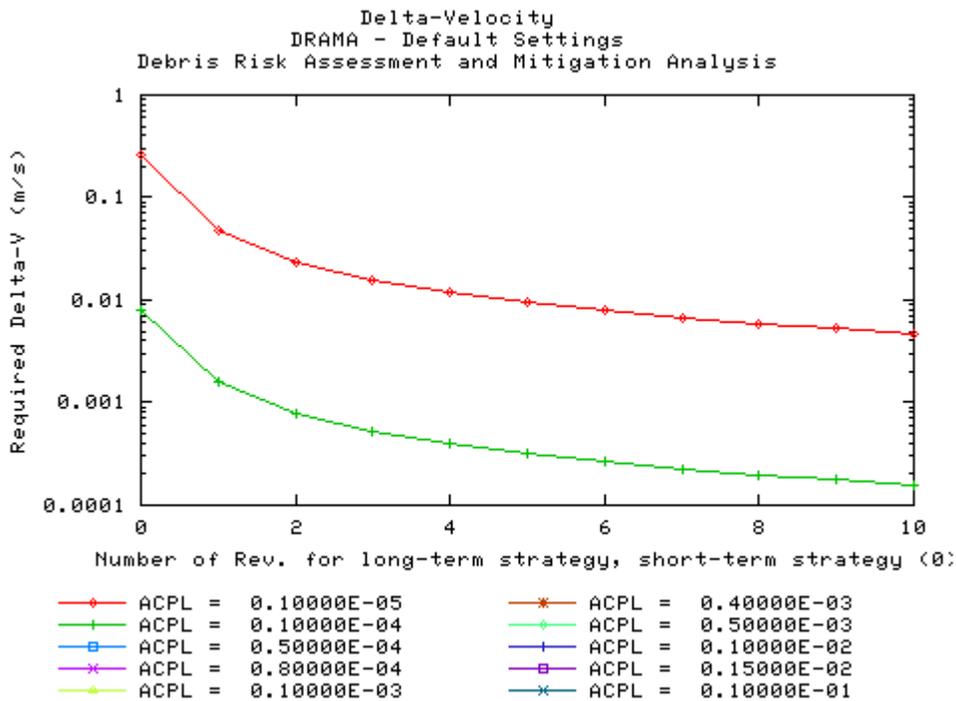


Figura 7.59 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

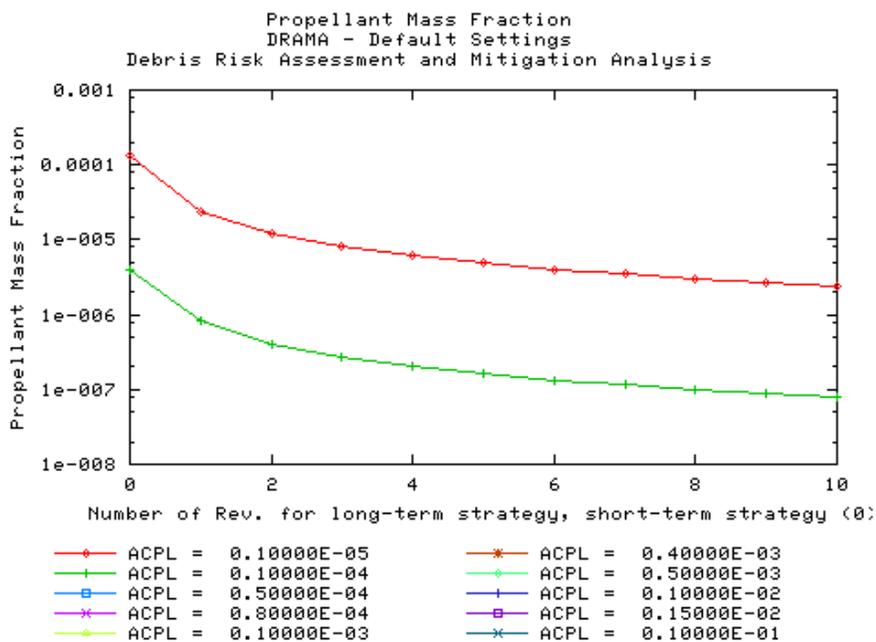


Figura 7.60 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.61 – 7.62:

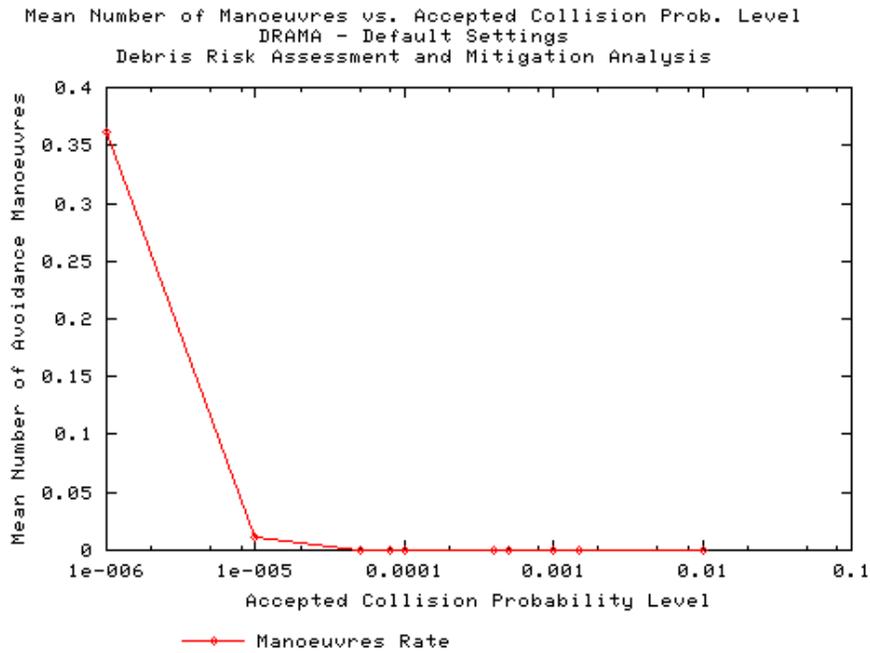


Figura 7.61- Número médio de manobras de evasão por ano.

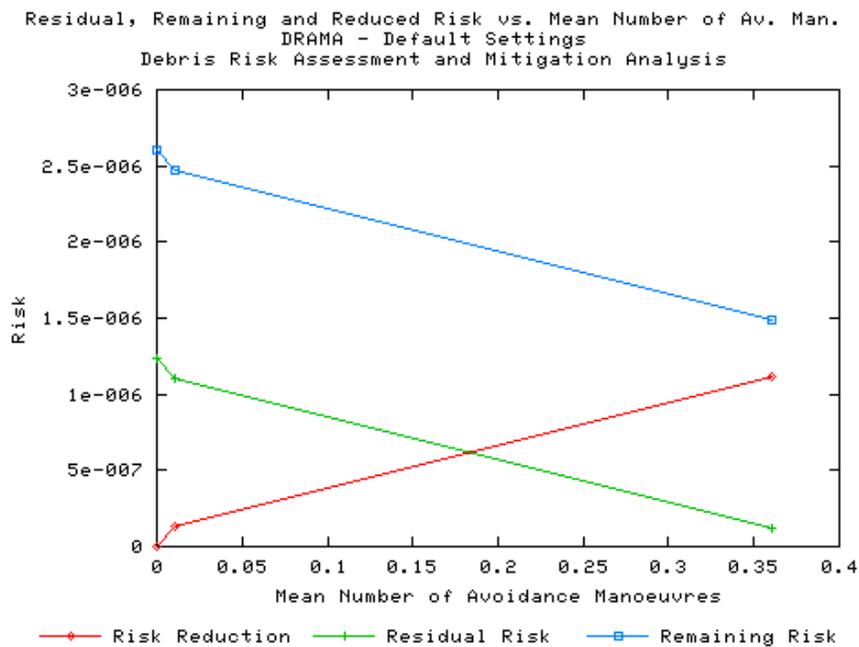


Figura 7.62 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

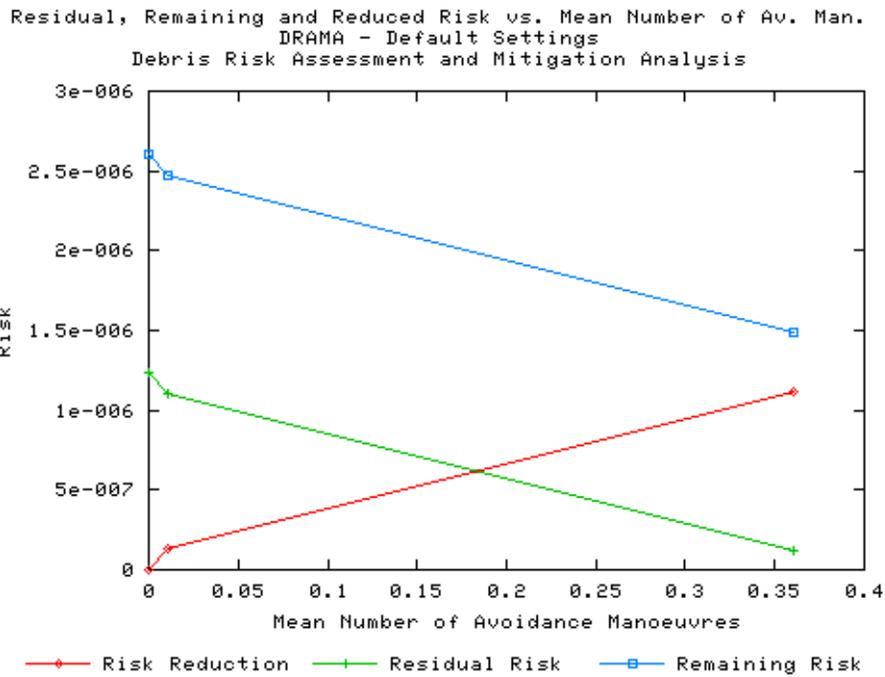


Figura 7.63 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

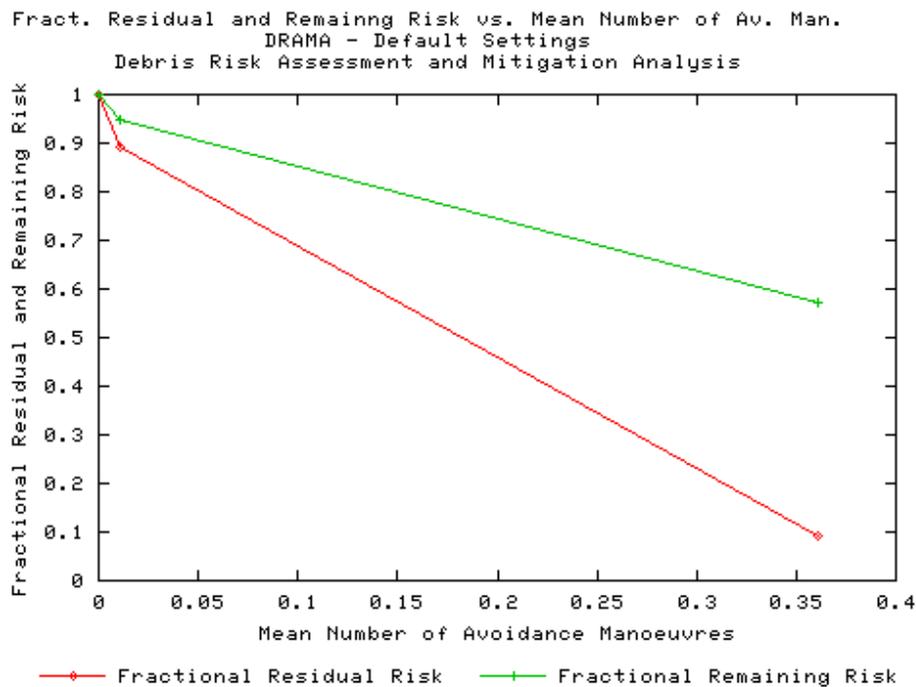


Figura 7.64 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

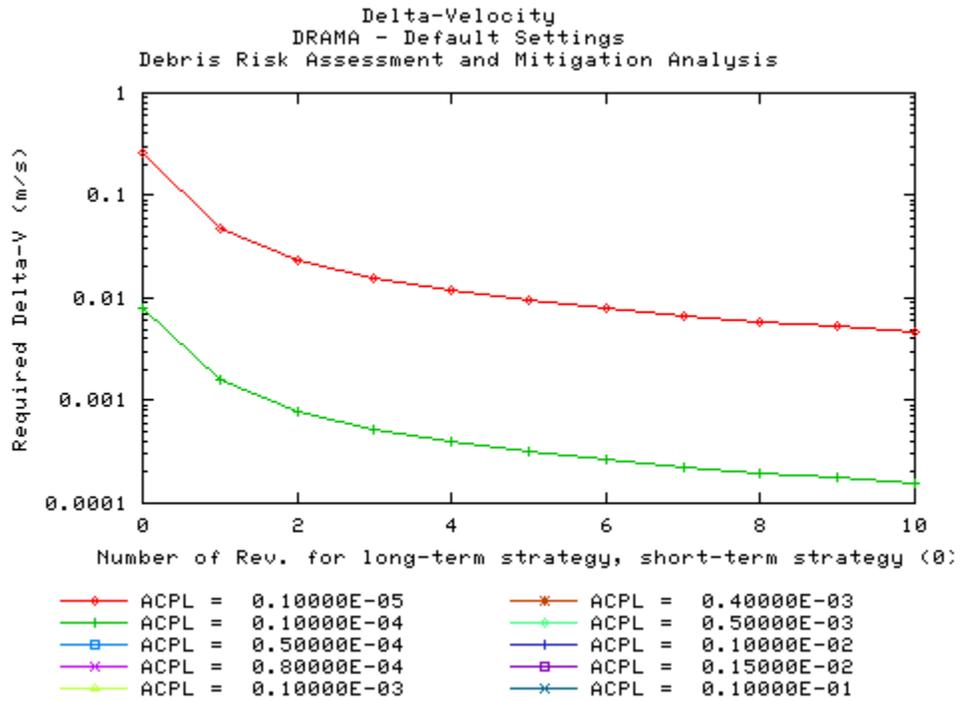


Figura 7.65 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

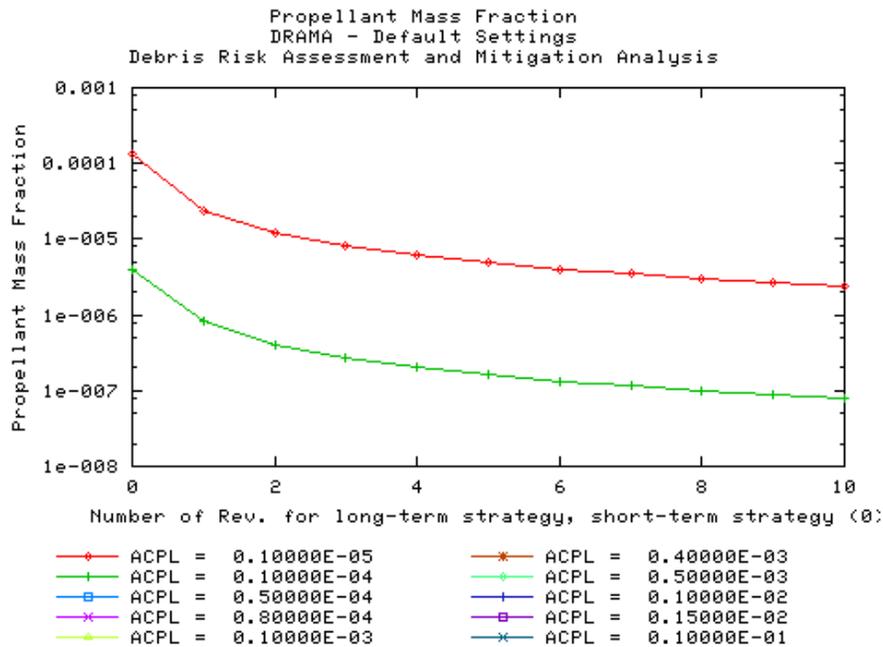


Figura 7.66 - Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

Utilizando os dados citados na tabela 7.1, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.67 – 7.72 (a):

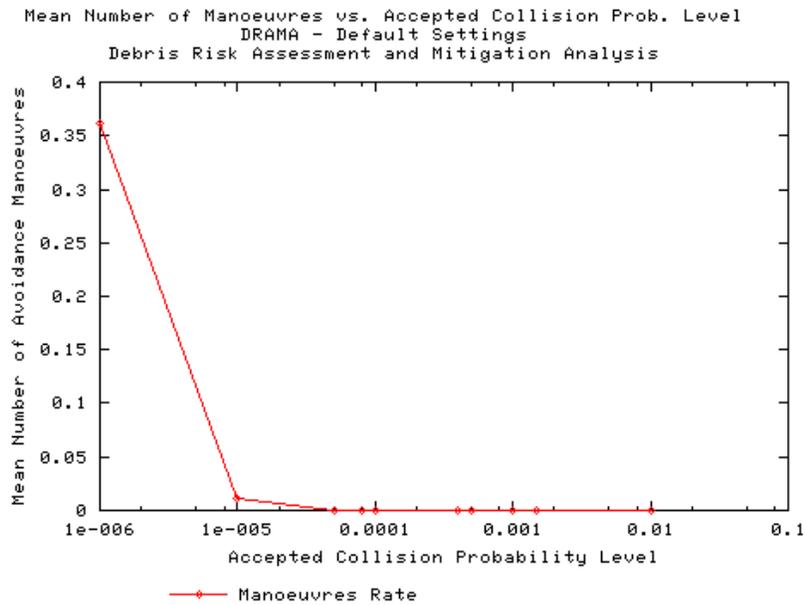


Figura 7.67 - Numero médio de manobras de evasão por ano.

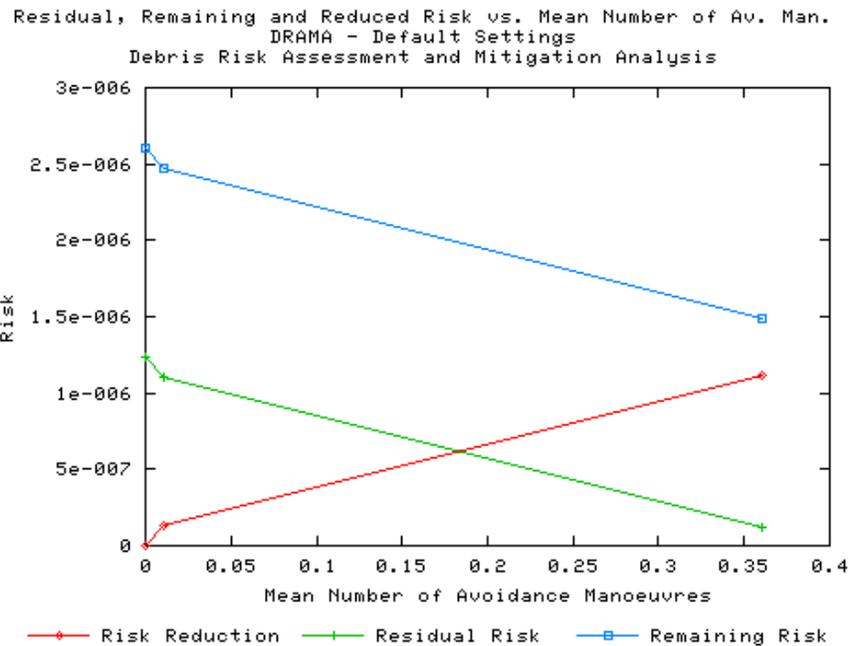


Figura 7.68 - Risco x Número médio de manobras de evasão por ano.

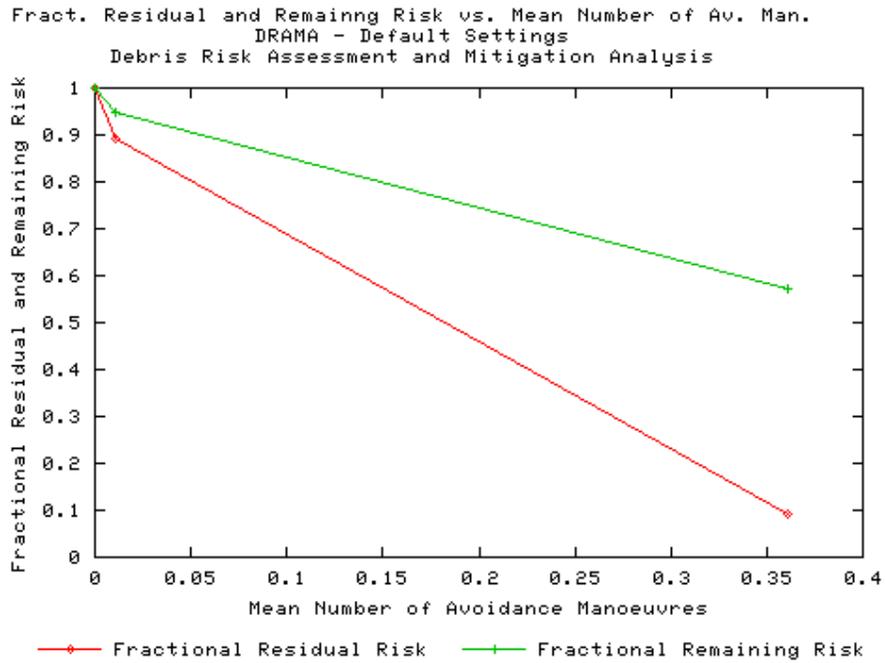


Figura 7.69 - Risco residual em função do número médio de manobras de evasão por ano.

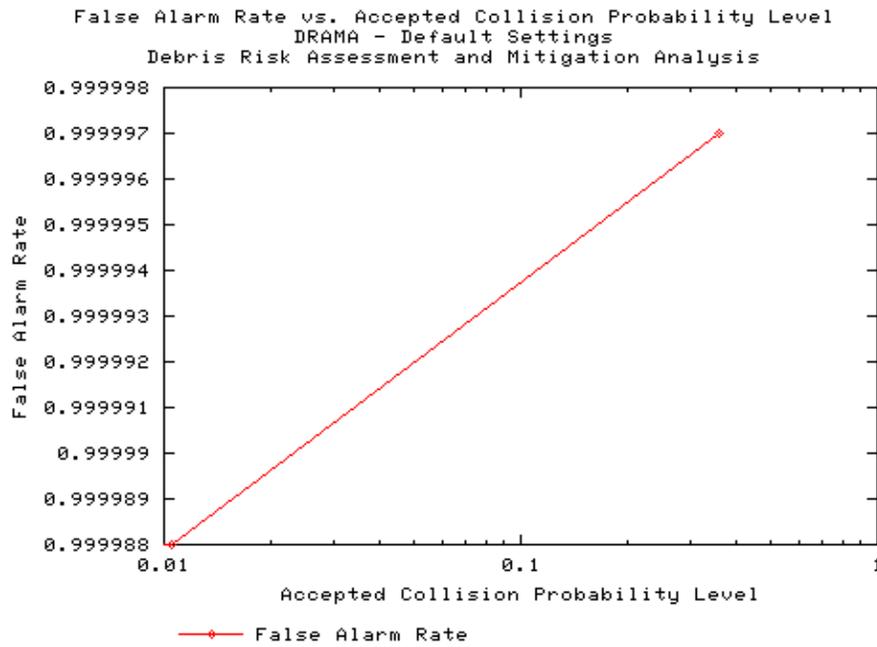


Figura 7.70 - Taxa de falso alarme em função da probabilidade de colisão aceita (ACPL).

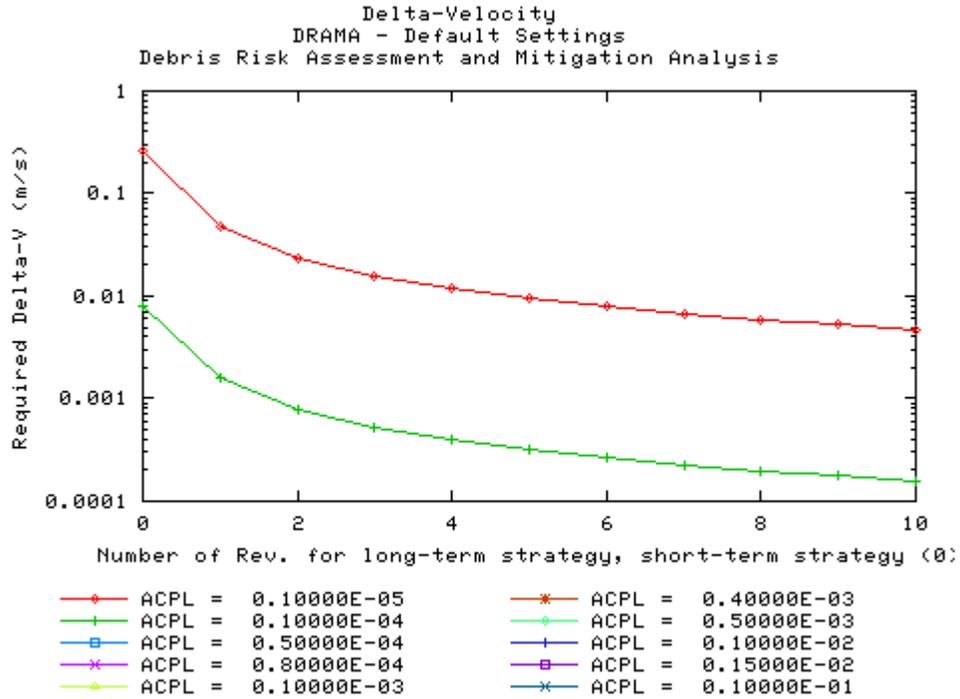


Figura 7.71 – Delta V exigido em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

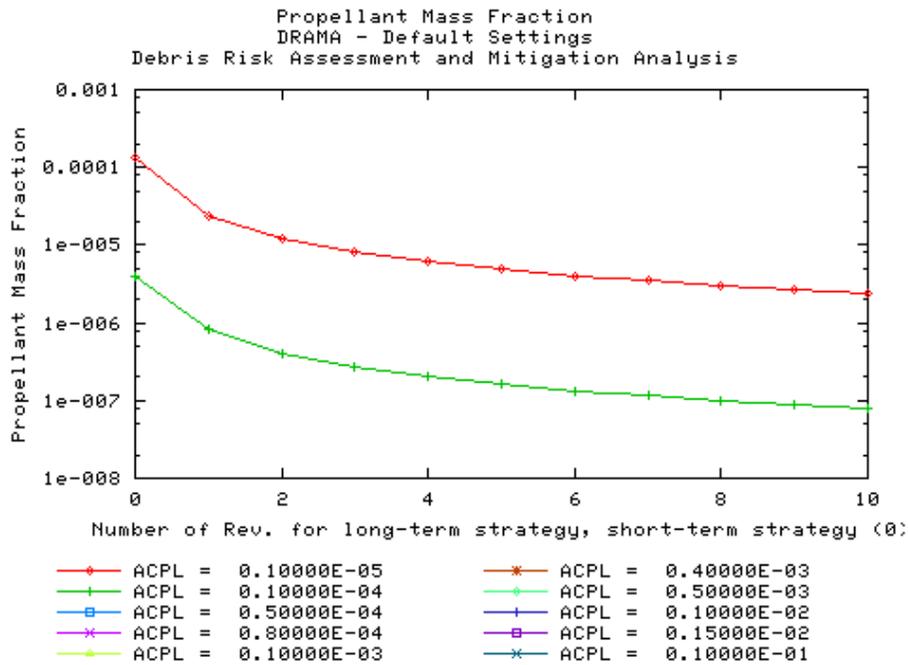


Figura 7.72 (a)- Fração da massa do propelente necessária em função do número de revoluções para estratégias de longo e curto prazo.

A possibilidade de colisão deve ser calculada no período perto da possível colisão, pois isto resultará em uma grande redução de risco.

As manobras de longo prazo são mais bem previstas quando a manobra de evasão é planejada com antecedência, ao contrário das manobras de curto prazo. Vale lembrar que para manobras de longo prazo, quanto maior for o número de revoluções, menor será a quantidade de propelente necessária.

7.2- MIDAS

O MIDAS possibilita avaliar fluxos de colisões e fazer análises de risco. O software MIDAS trabalha com intervalos de tamanho de partículas e análises em intervalo de tempo de observação, e determina também a probabilidade de colisão, número de impactos e penetração, e a probabilidade de não penetração. Com os dados fornecidos foram feitas todas as simulações possíveis no MIDAS.

No MIDAS foram feitas simulações com os seguintes parâmetros de entrada:

Tabela 7.2: Parâmetros de entrada do MIDAS.

Parâmetros de Entrada	Valores
Órbita do Satélite	Altura / Semi-eixo maior: 700 km / 7078.14km; 800 km / 7178.14km; 900 km / 7278.14km; 1000 km / 7378.14km. Excentricidade: 1×10^{-4} Inclinação: 90° Nodo ascendente: 0 Argumento do Perigeu: 0 Anomalia verdadeira: 0

Intervalo de tamanho da partícula	0,01m a 0,1m
Raio do Satélite	0,3m
Incertezas do satélite	Along track: 0,01 Km Cross-Track: 0,01 Km Radial: 0,01 Km
População	Detritos e meteoroids
Especificação do Objeto	Cenário referência; Cenário Mitigação Intermediária; Cenário Mitigação Total. Material aleatório; Secção transversal: 1m ²

7.2.1 Cenário Referência

7.2.1.1 Modo de Análise

7.2.1.1.1 Material Aleatório

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.72 (b) – 7.75:

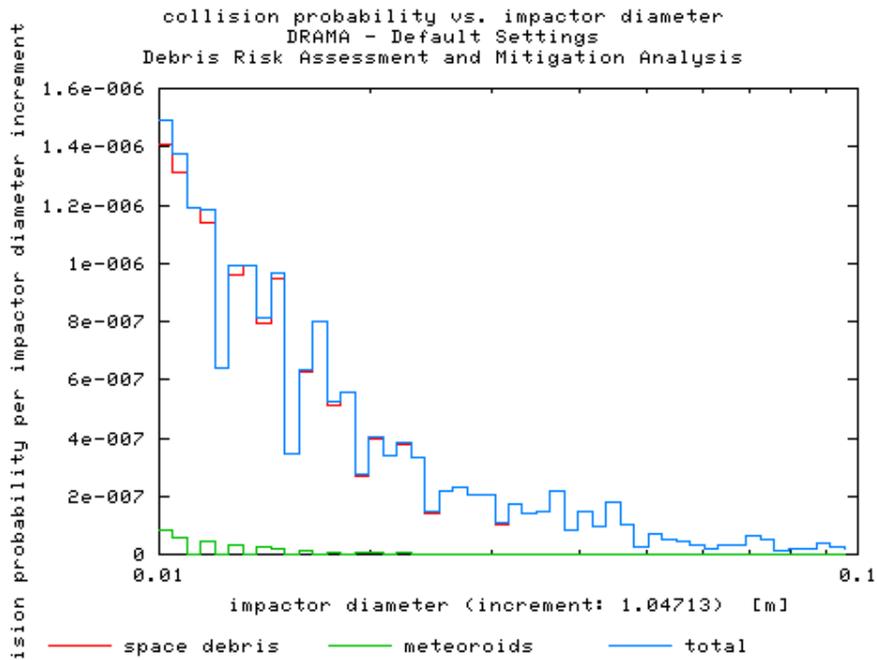


Figura 7.72 (b) – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

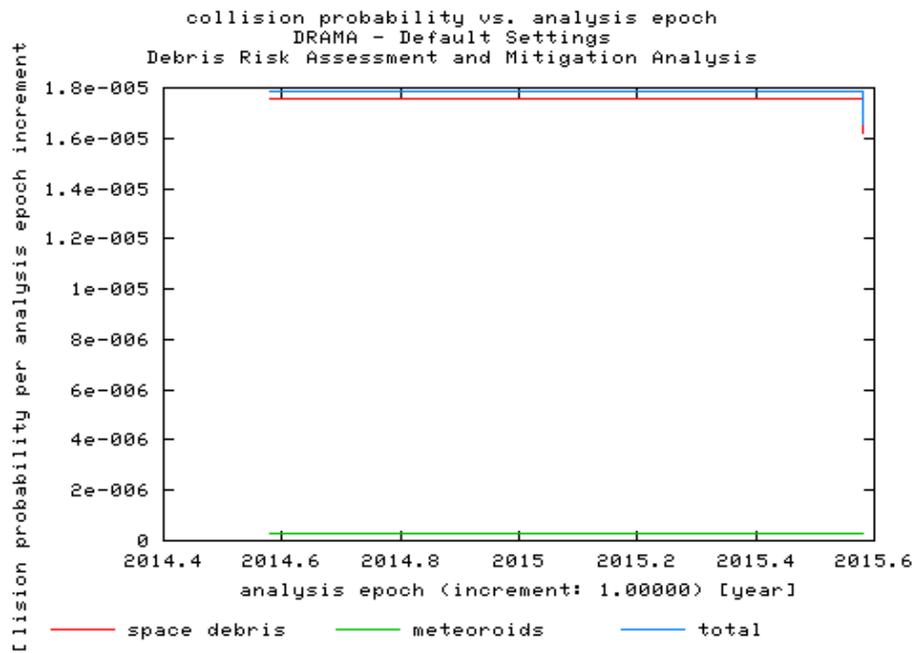


Figura 7.73 – Probabilidade de colisão por época.

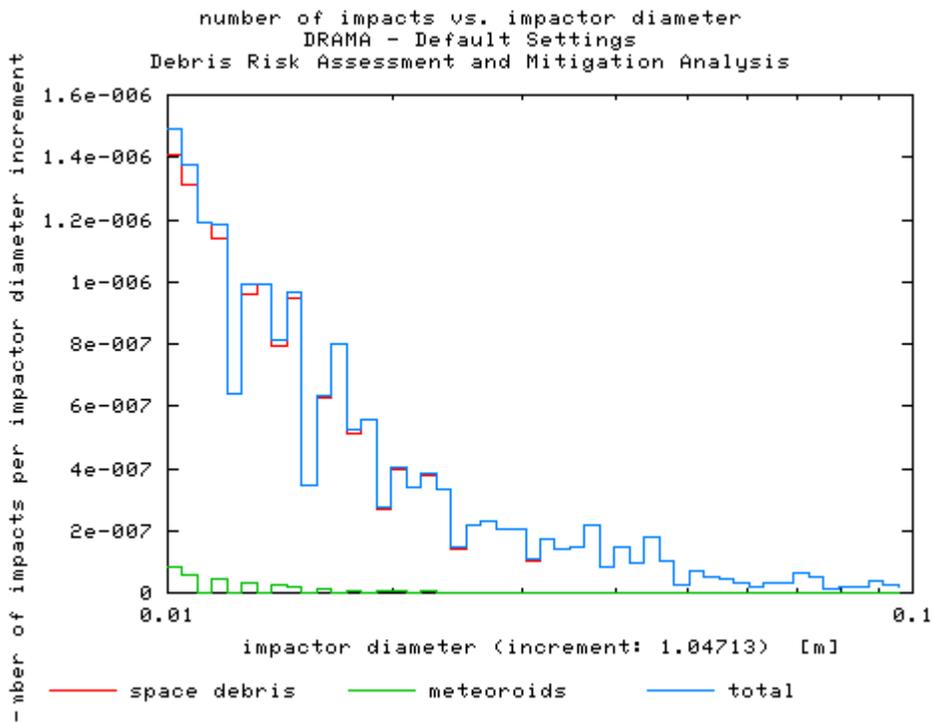


Figura 7.74 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

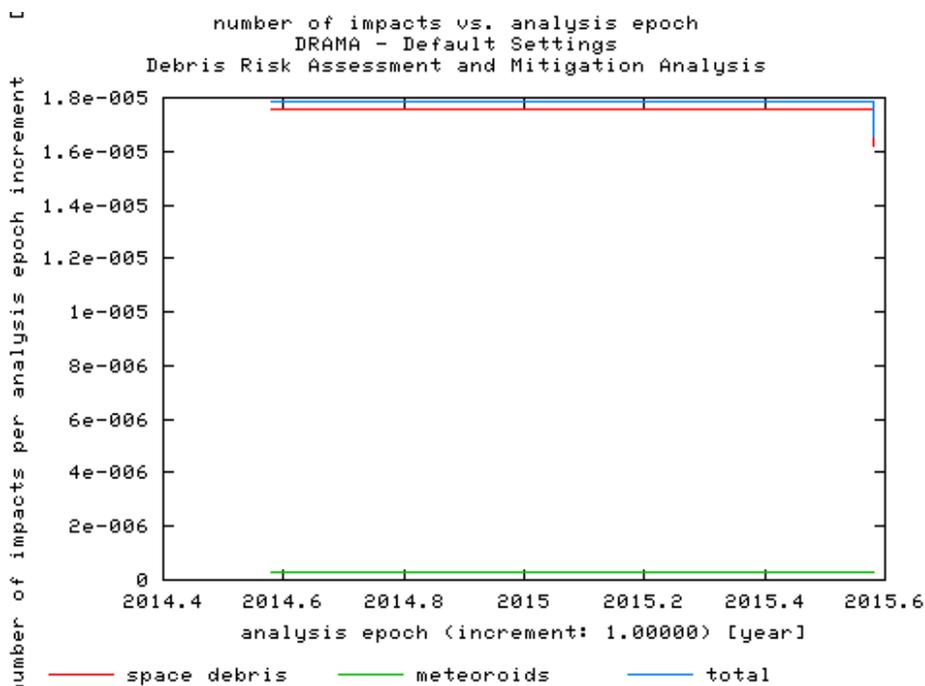


Figura 7.75 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.76 – 7.79:

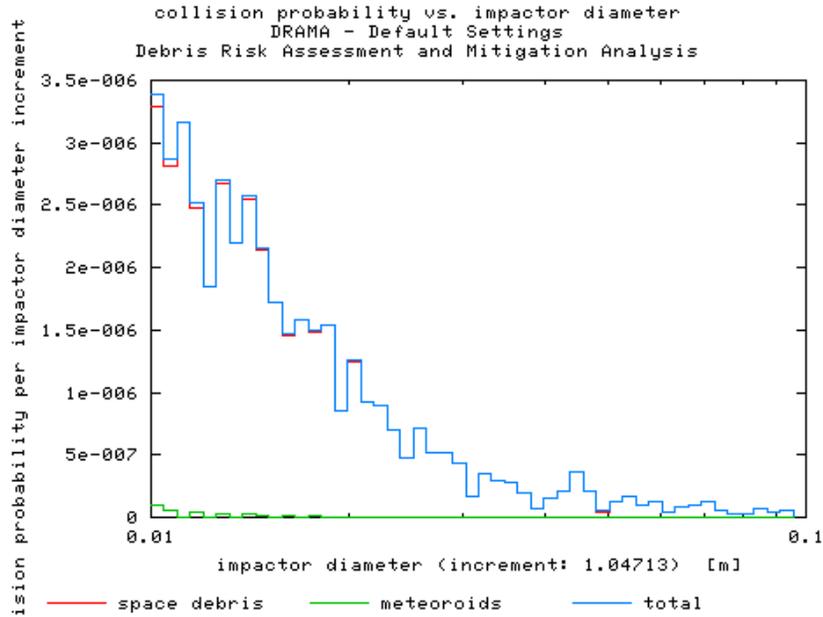


Figura 7.76 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

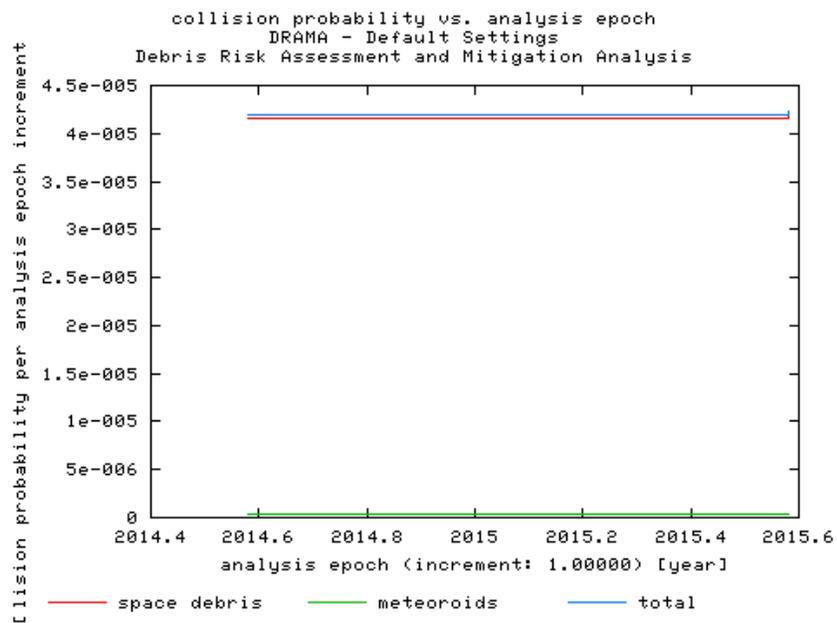


Figura 7.77 – Probabilidade de colisão por época.

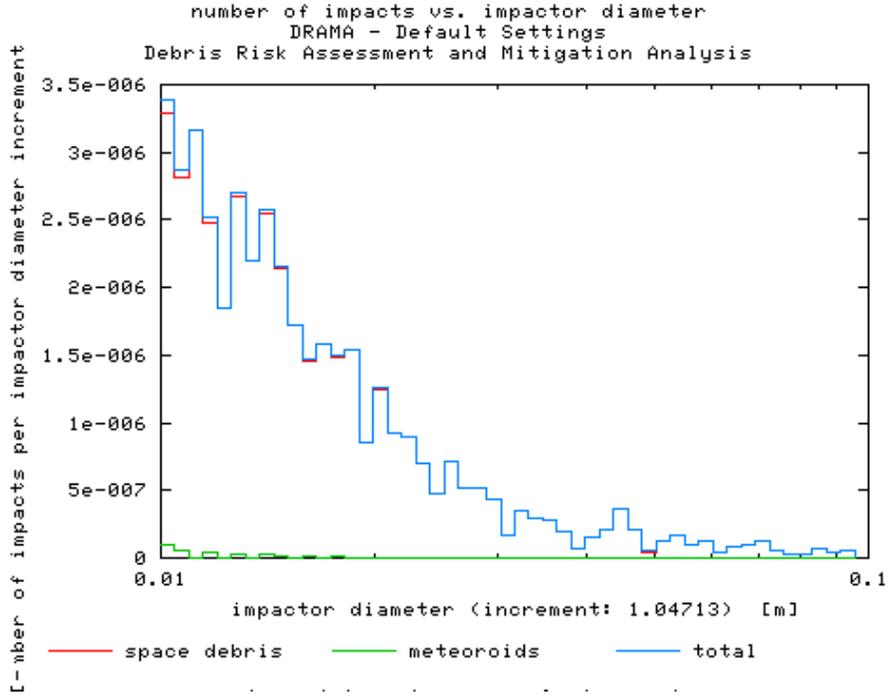


Figura 7.78 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

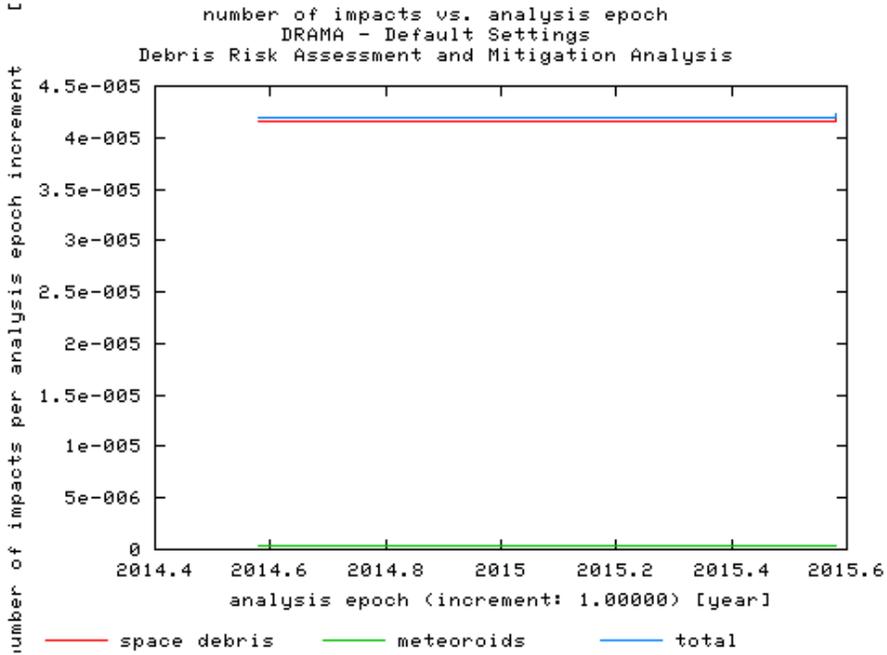


Figura 7.79 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.80 – 7.83:

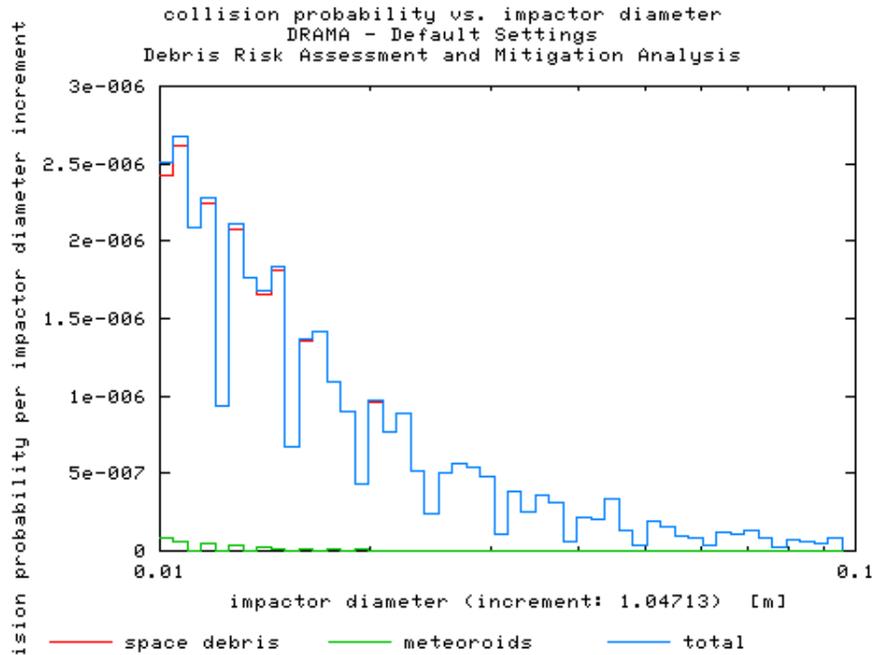


Figura 7.80 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

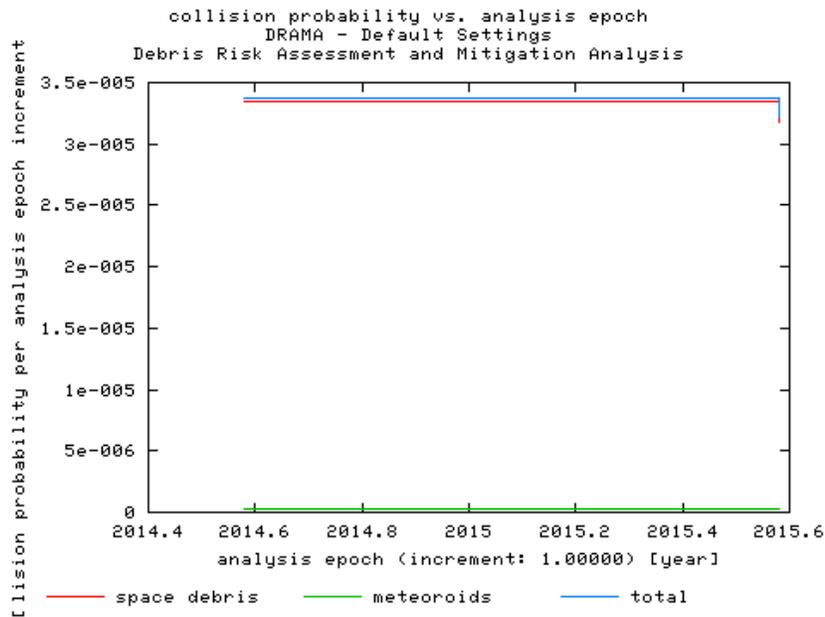


Figura 7.81 – Probabilidade de colisão por época.

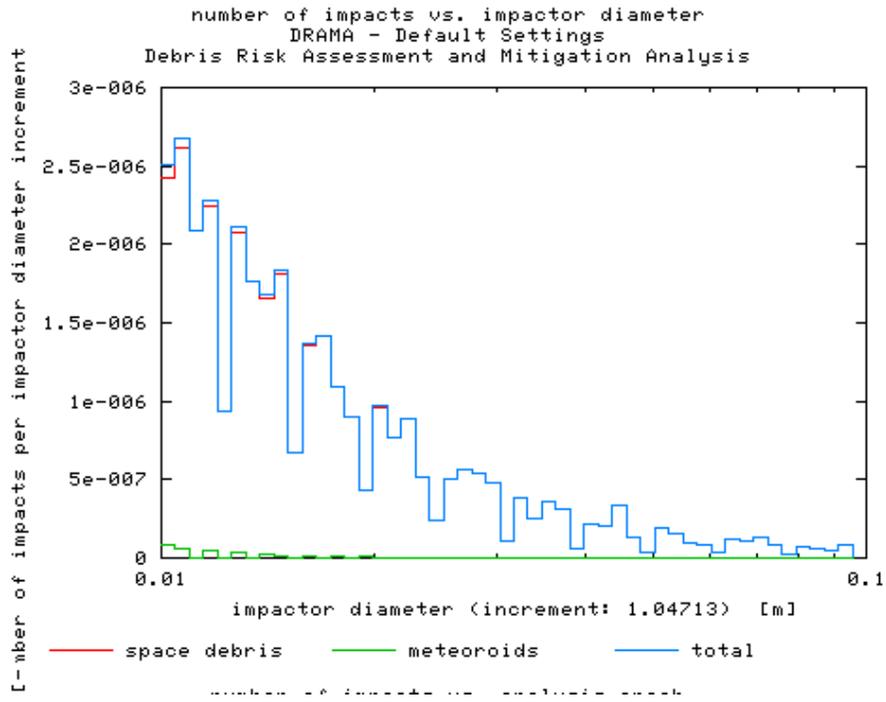


Figura 7.82 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

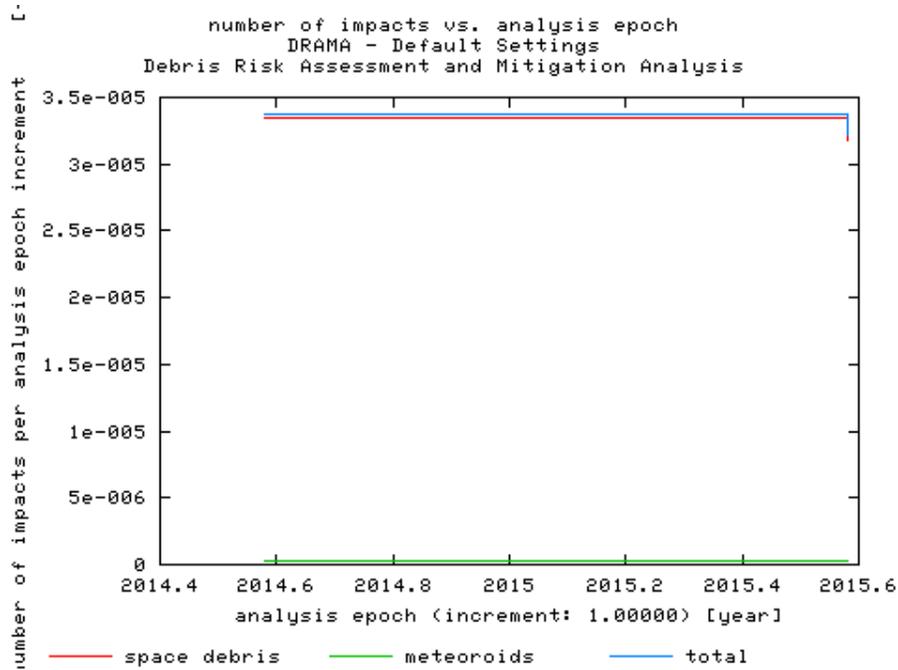


Figura 7.83 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.84 – 7.87:

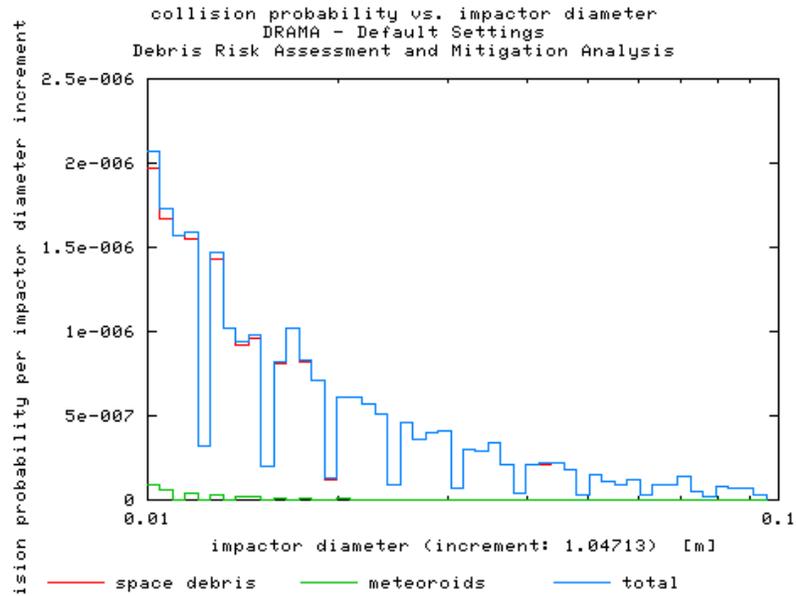


Figura 7.84 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

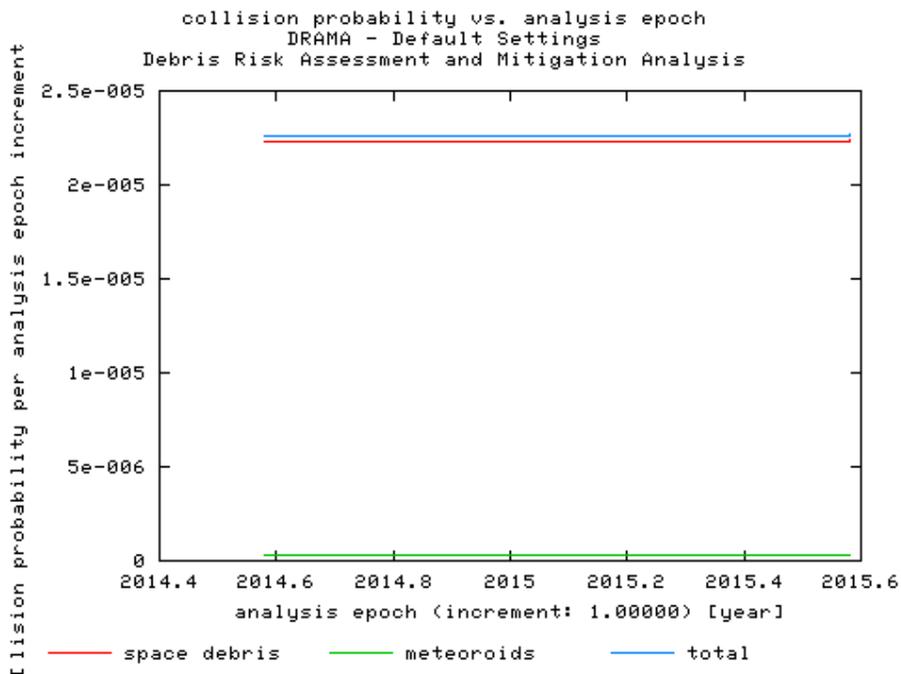


Figura 7.85 – Probabilidade de colisão por época.

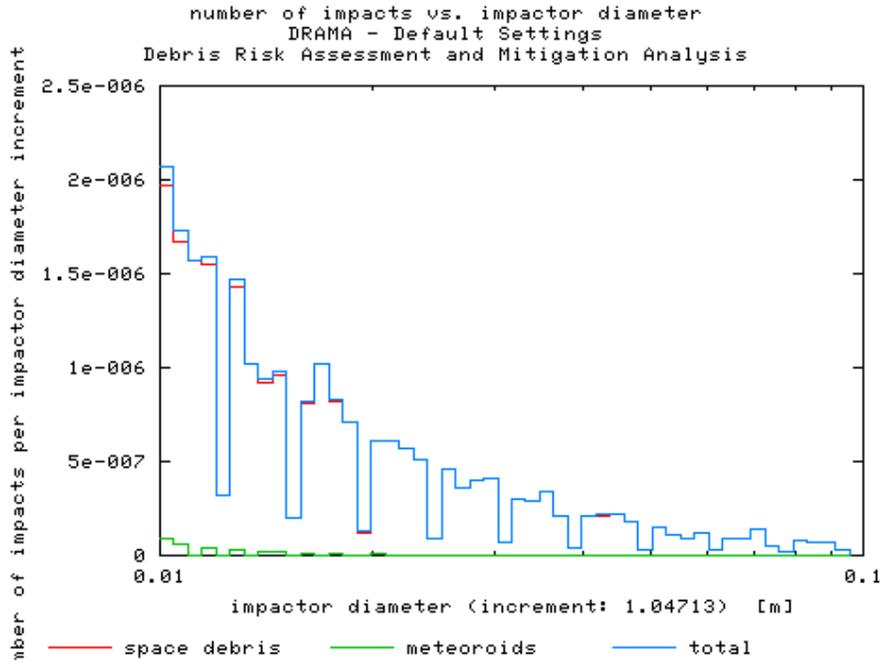


Figura 7.86 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

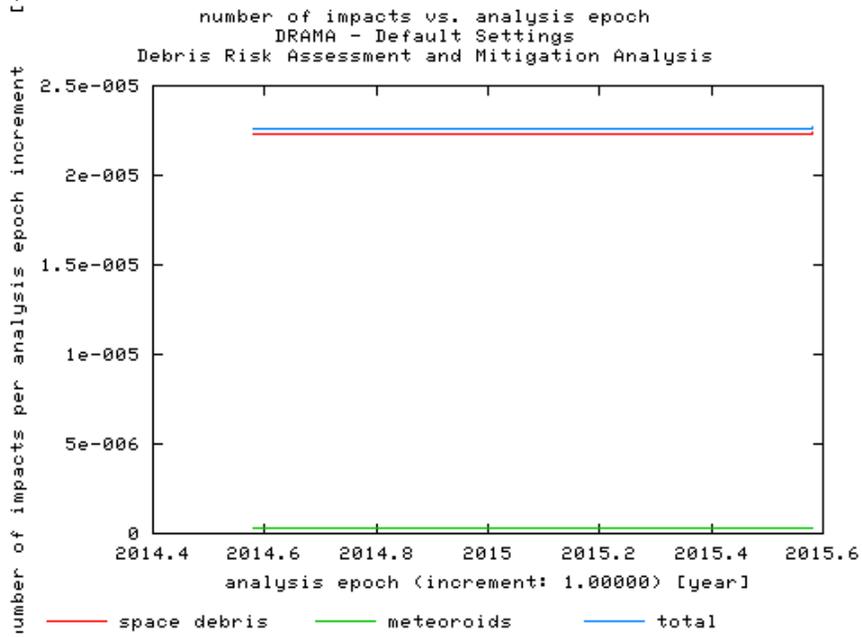


Figura 7.87 – Número de impacto por época.

7.2.1.1.2 Material Esférico

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.88 – 7.91:

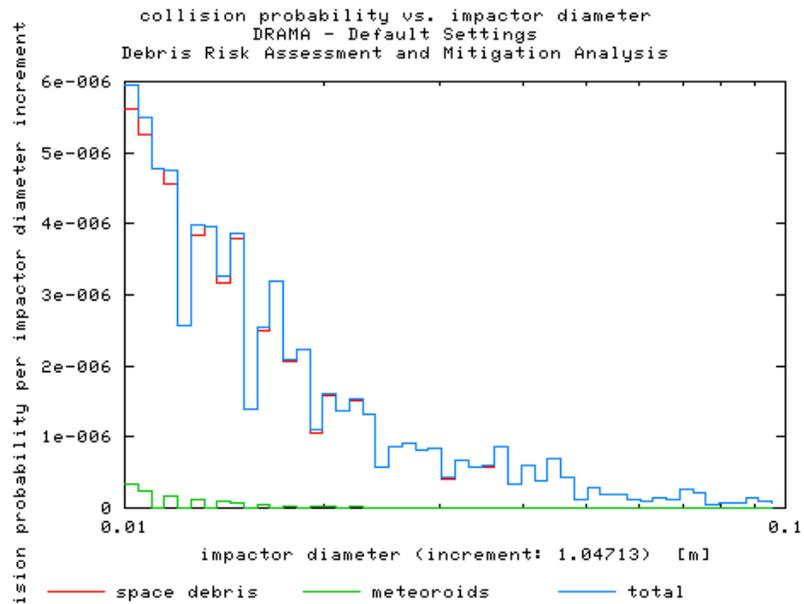


Figura 7.88 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

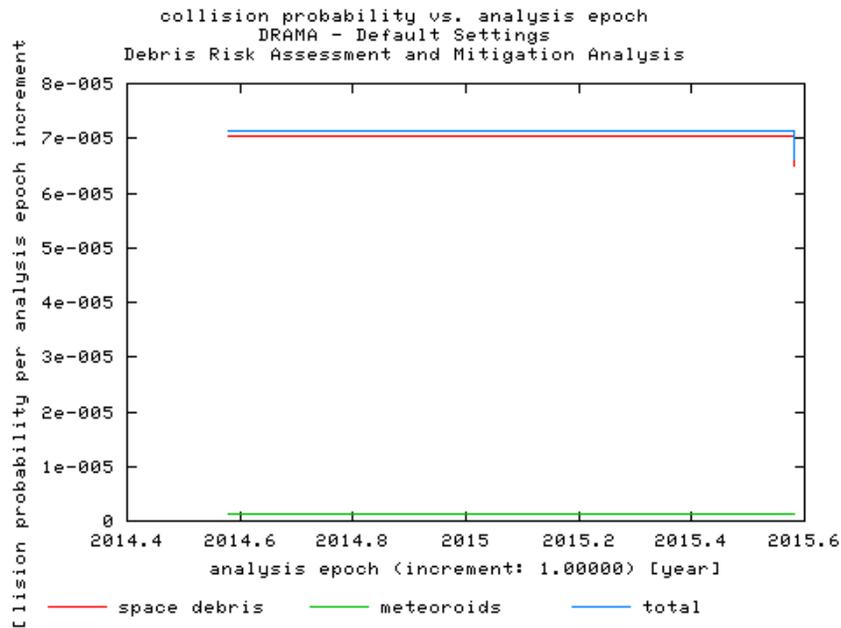


Figura 7.89 – Probabilidade de colisão por época.

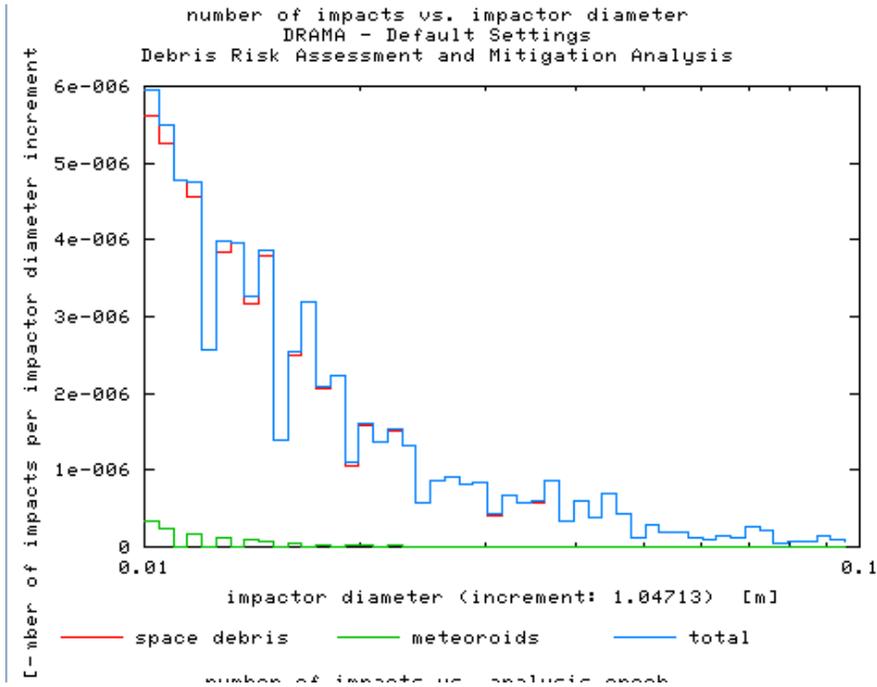


Figura 7.90 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

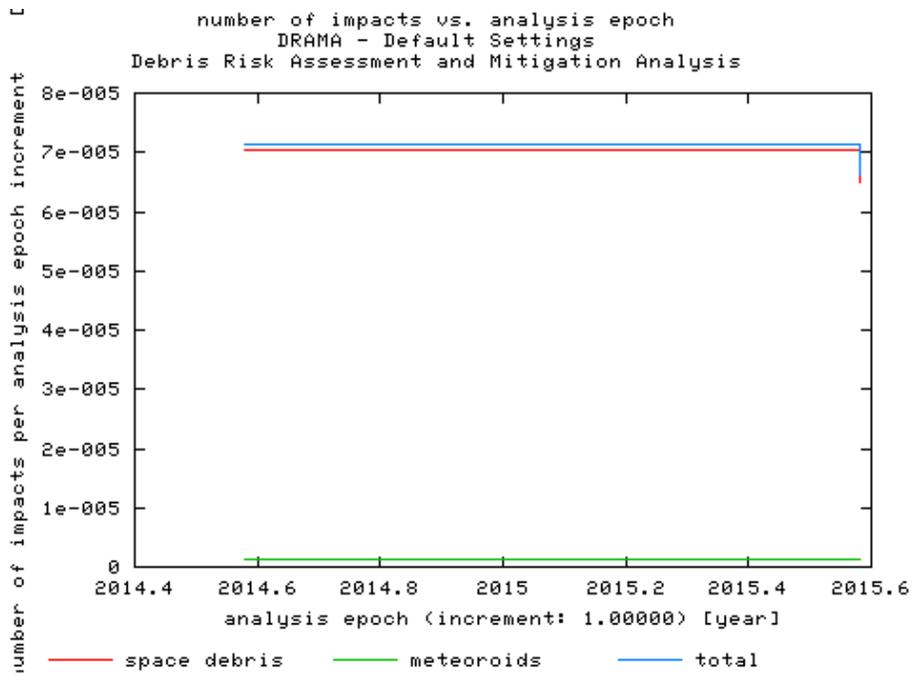


Figura 7.91 – Número de impacto por época

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.92 – 7.95:

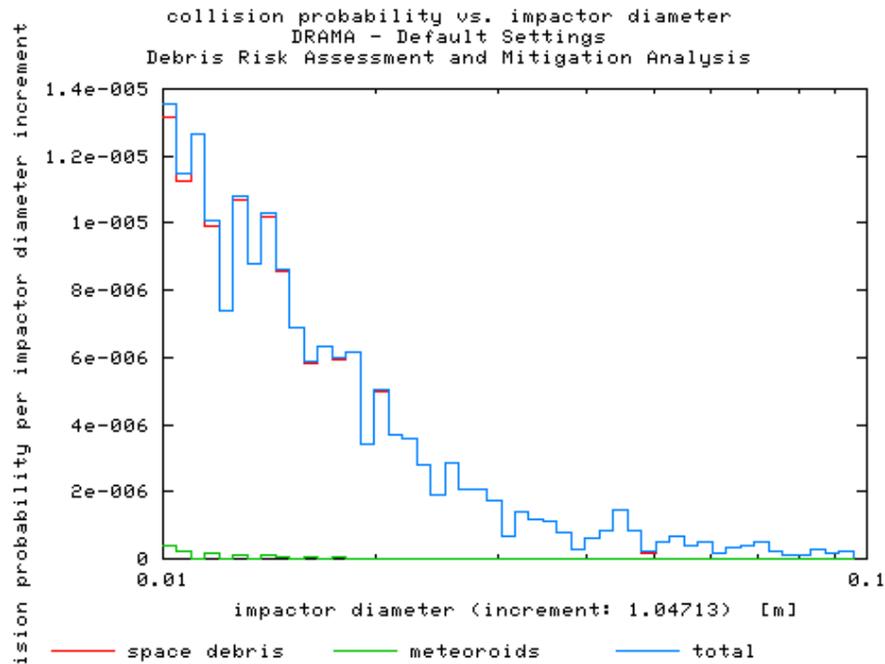


Figura 7.92 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

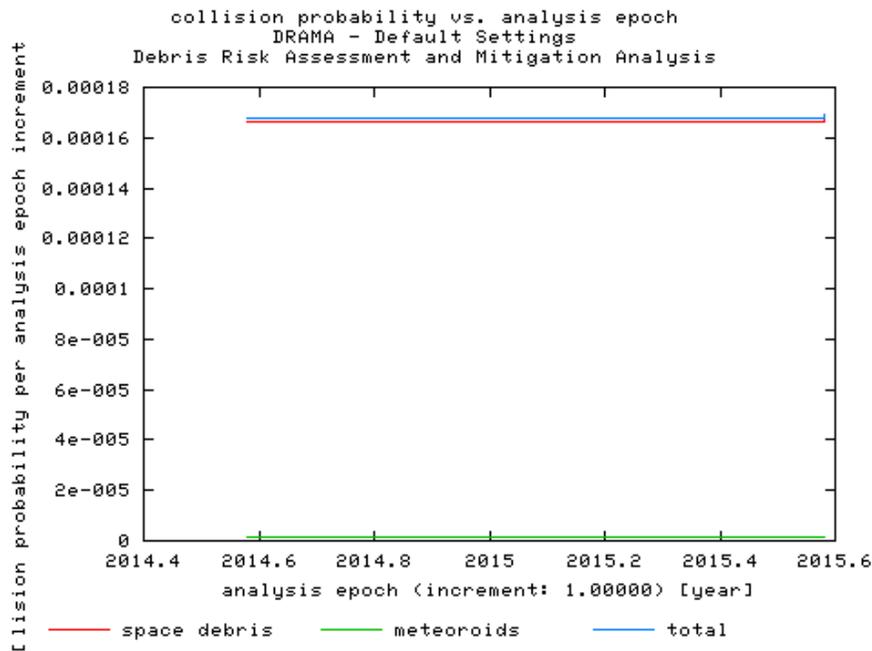


Figura 7.93 – Probabilidade de colisão por época.

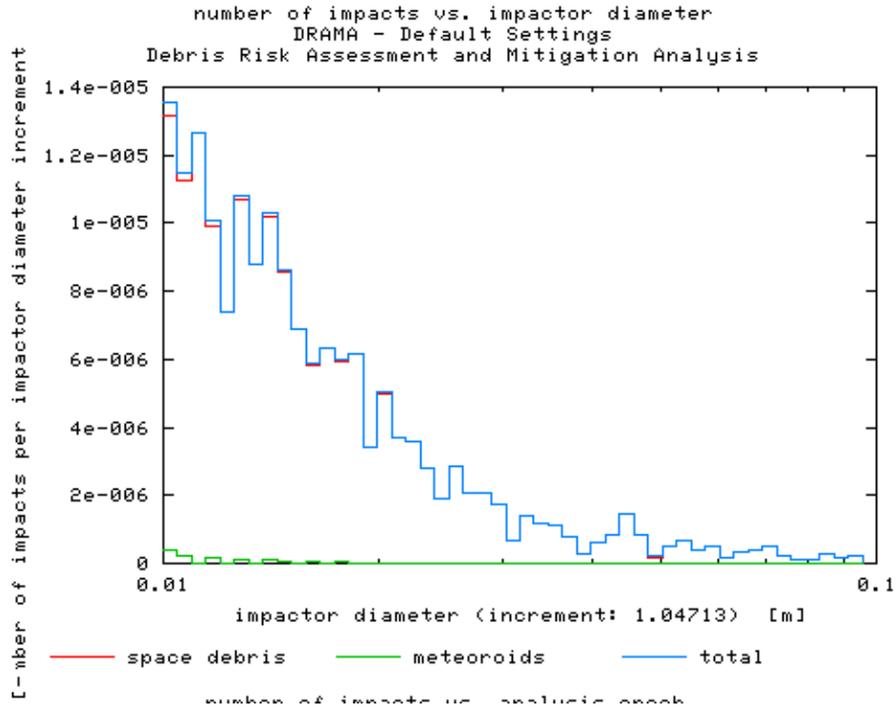


Figura 7.94 – Probabilidade de colisão por época.

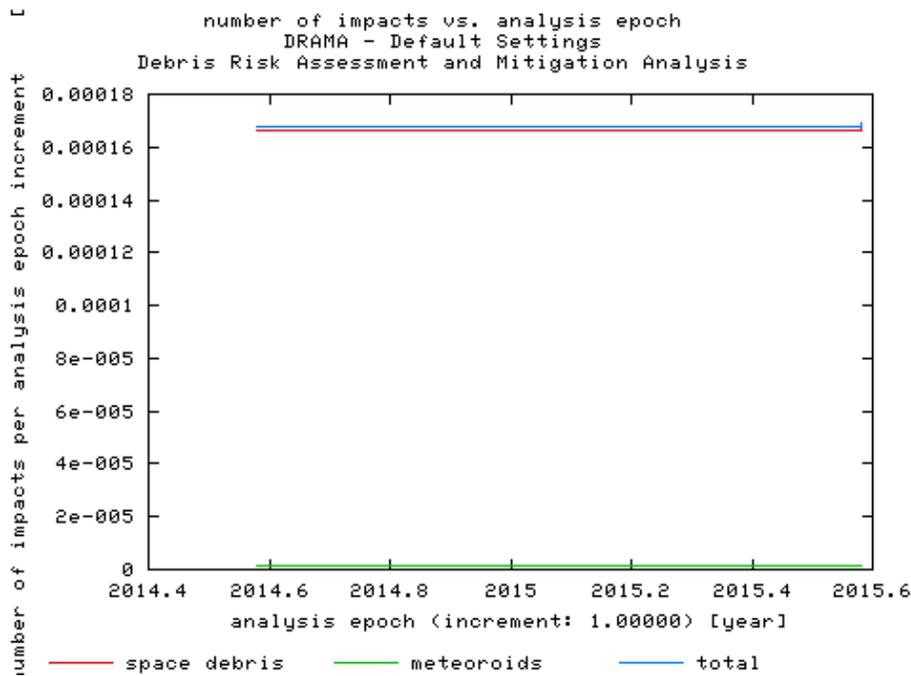


Figura 7.95 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.96 – 7.99:

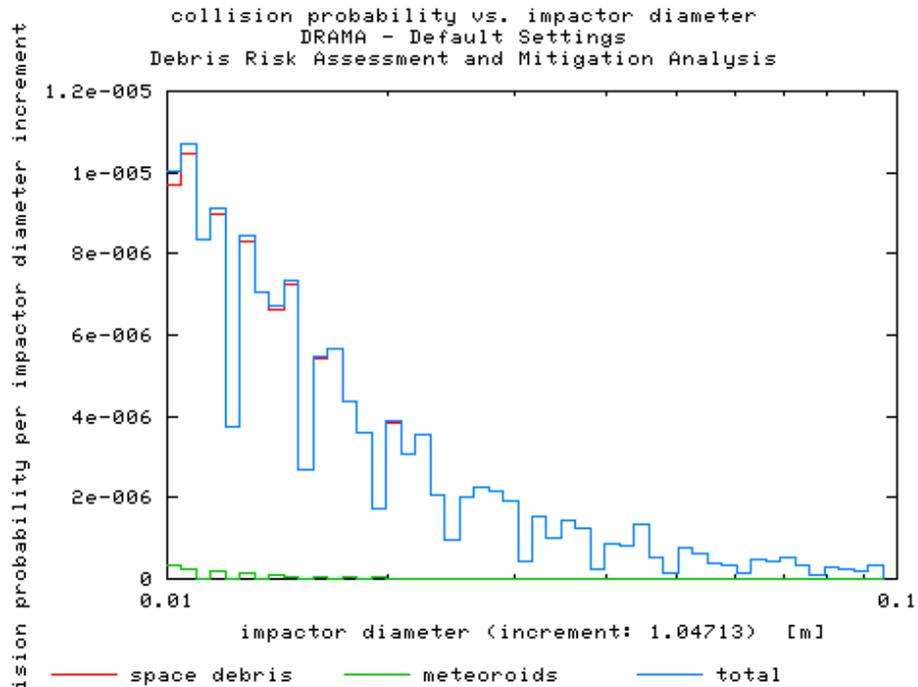


Figura 7.96 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

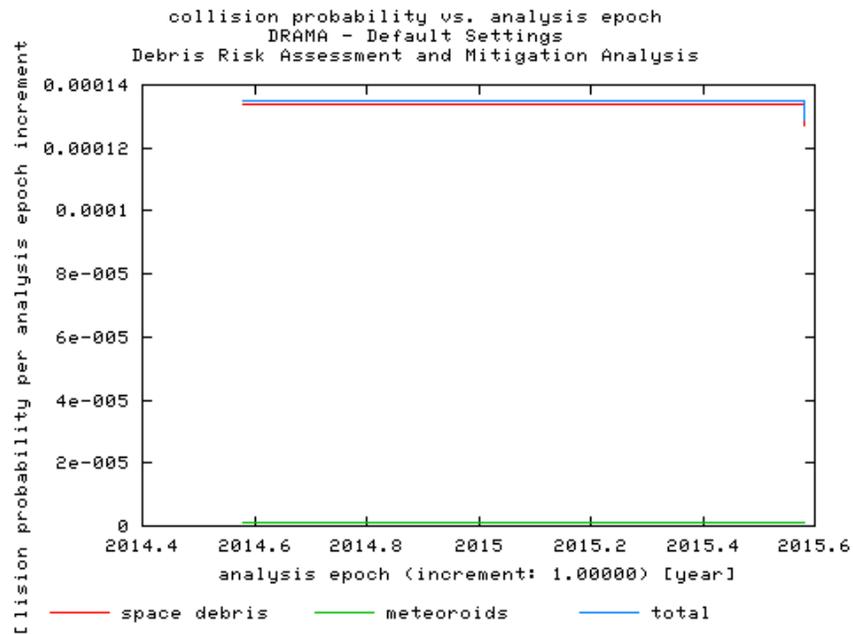


Figura 7.97 – Probabilidade de colisão por época.

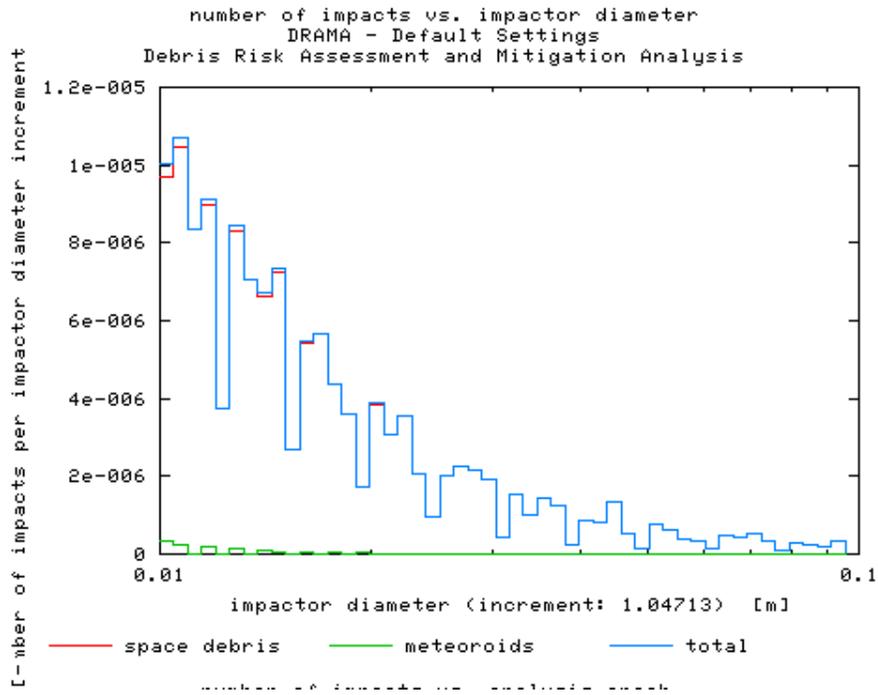


Figura 7.98 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

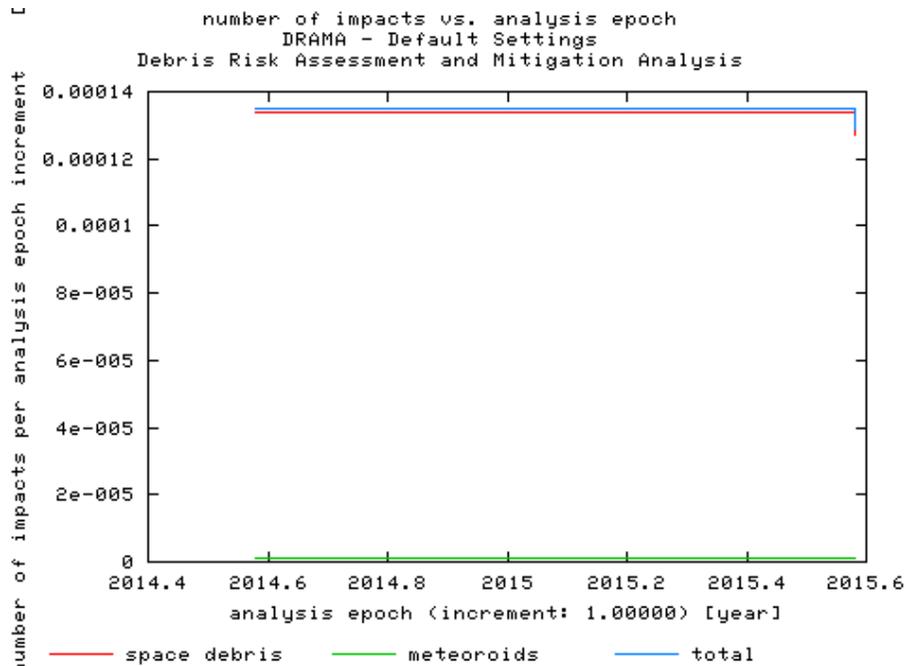


Figura 7.99 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.100 – 7.103:

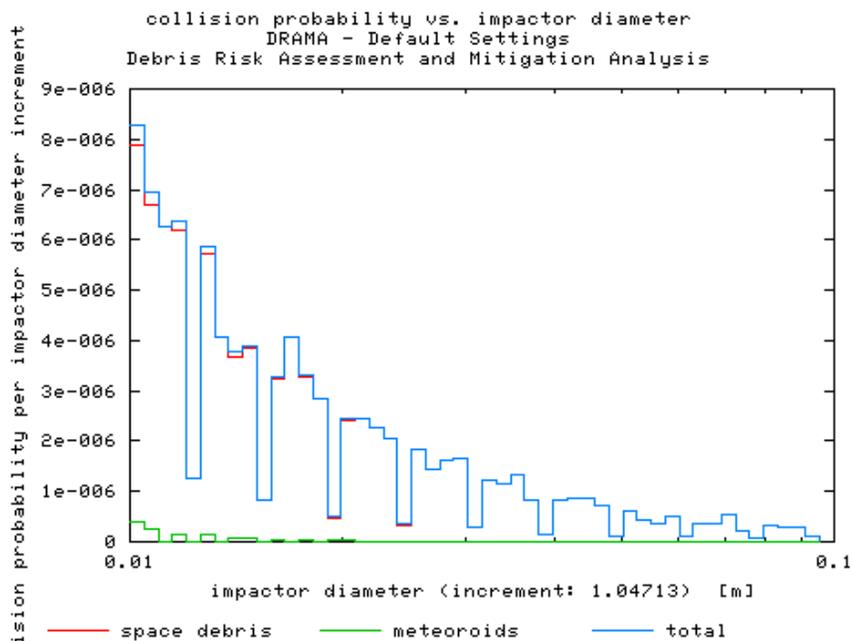


Figura 7.100 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

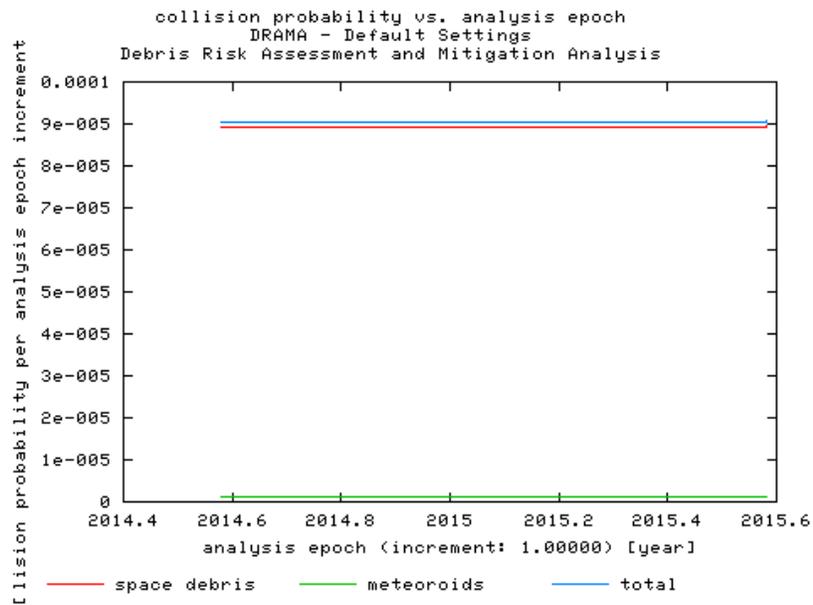


Figura 7.101 – Probabilidade de colisão por época.

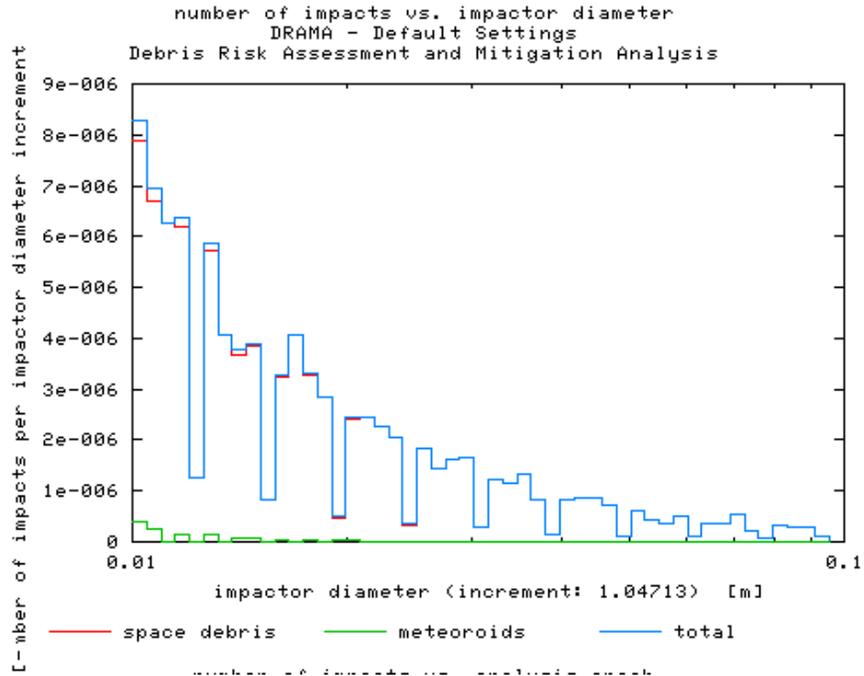


Figura 7.102 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

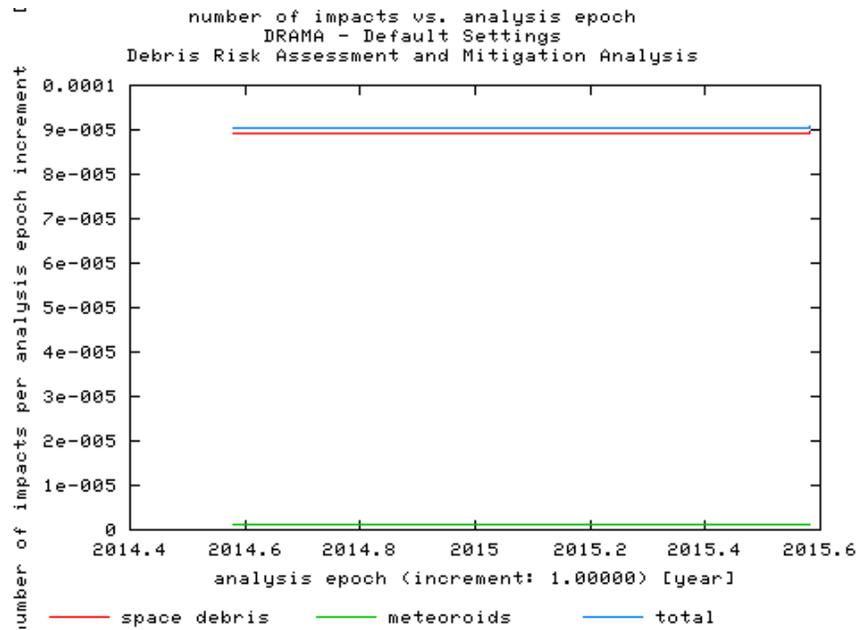


Figura 7.103 – Número de impacto por época.

7.2.1.2 Opções de População

7.2.1.2.1 Intervalo de Tamanho de Massa

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.104 – 7.107:

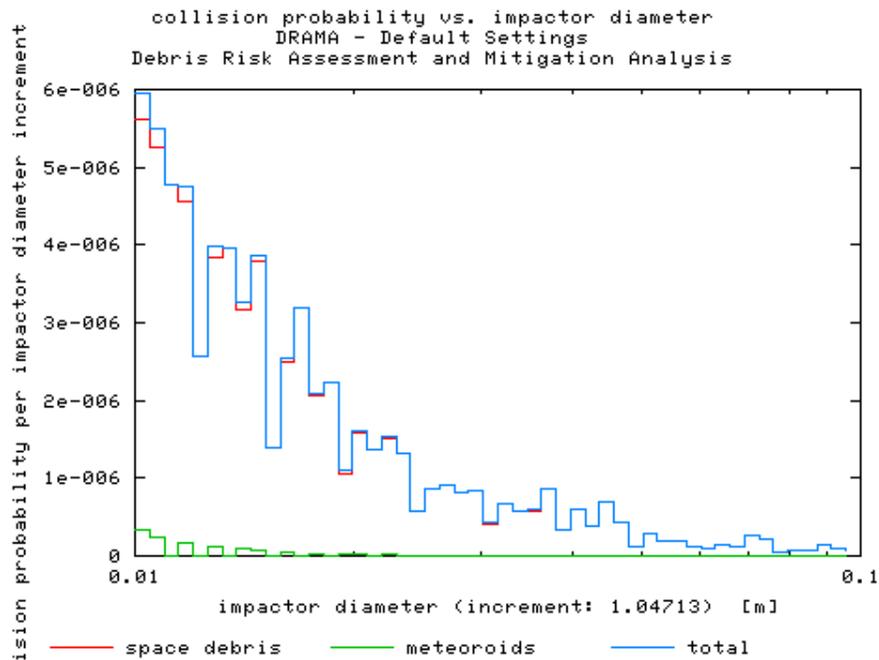


Figura 7.104 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

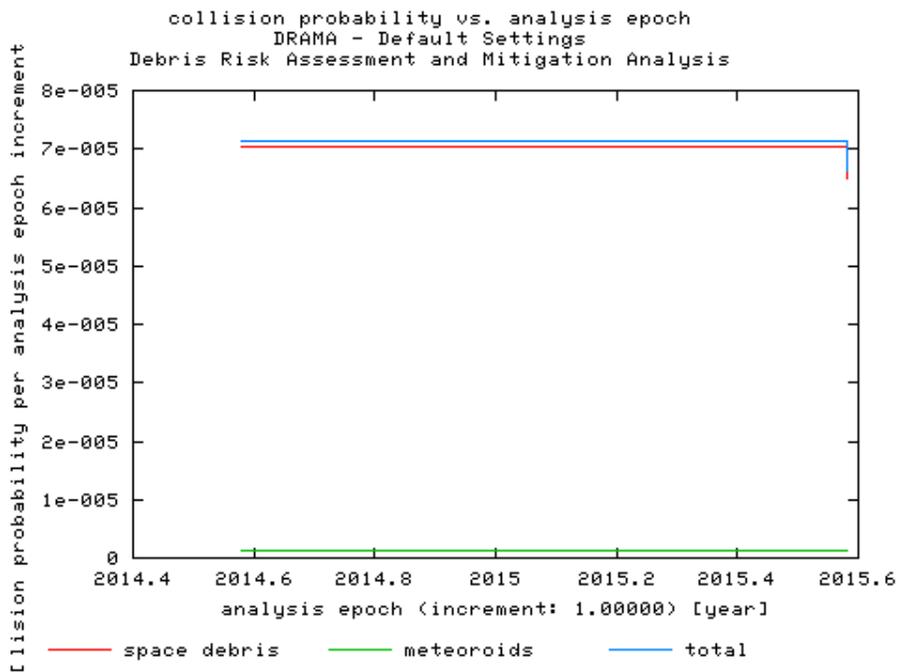


Figura 7.105 – Probabilidade de colisão por época.

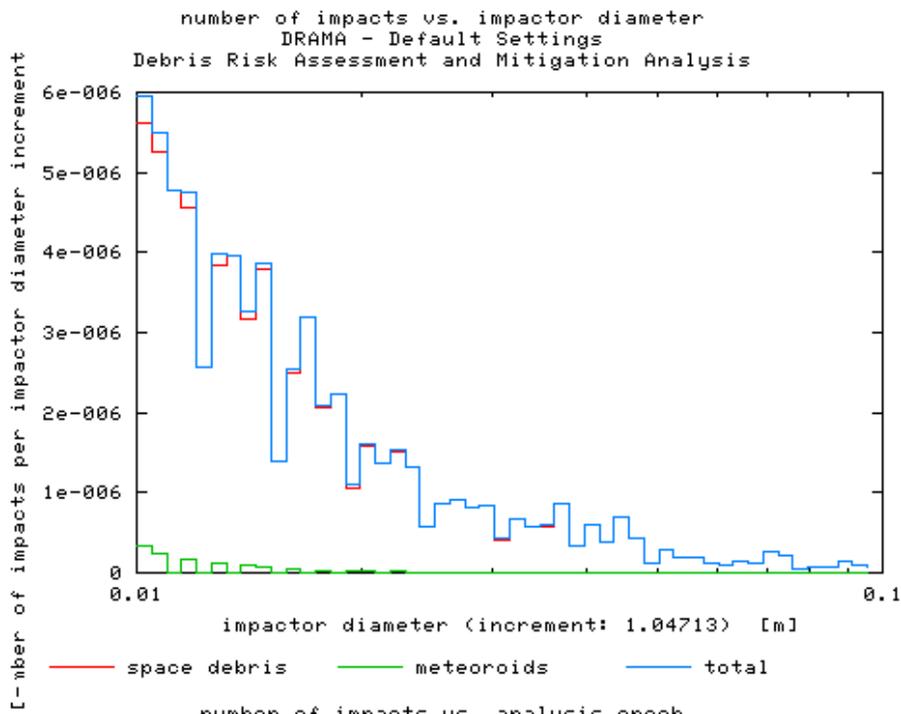


Figura 7.106 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

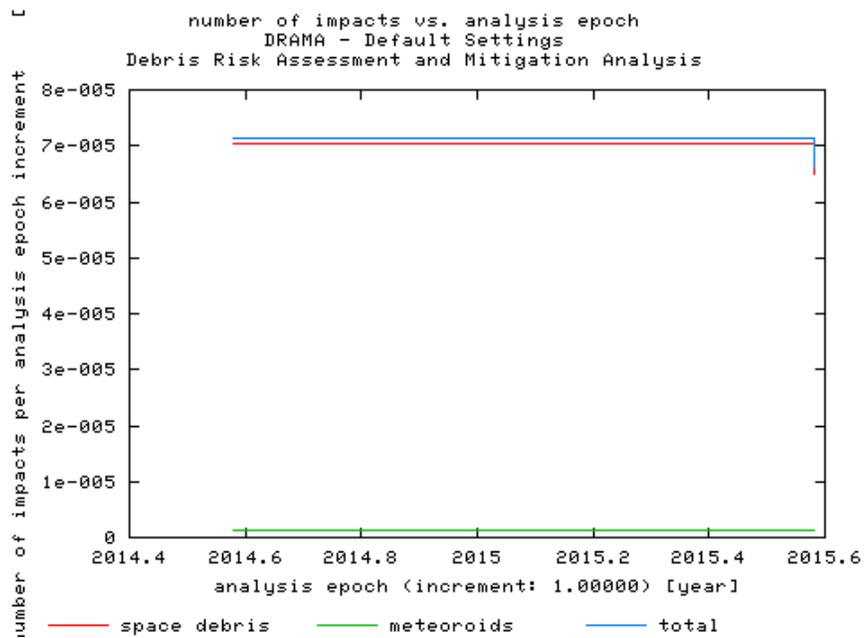


Figura 7.107 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.108 – 7.111:

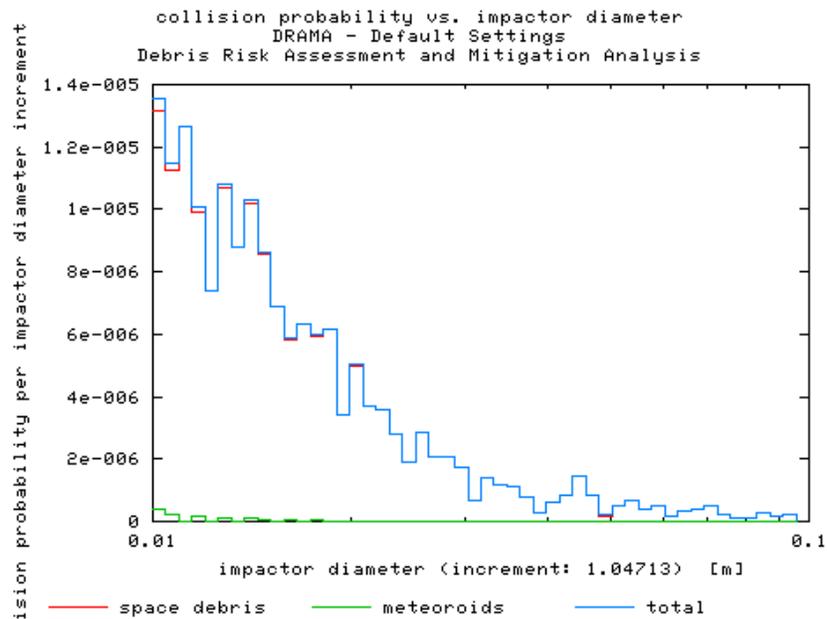


Figura 7.108 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

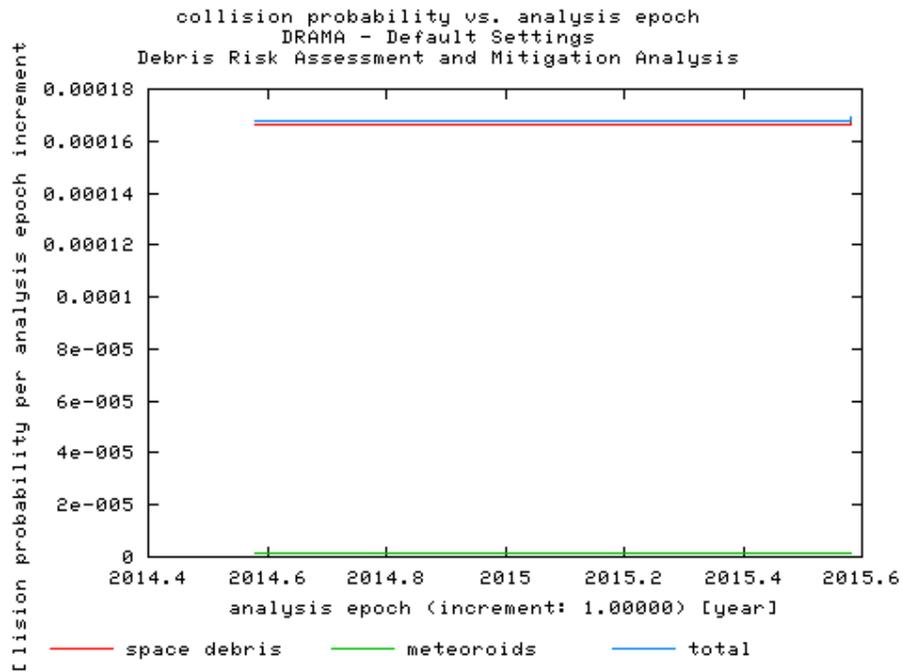


Figura 7.109 – Probabilidade de colisão por época.

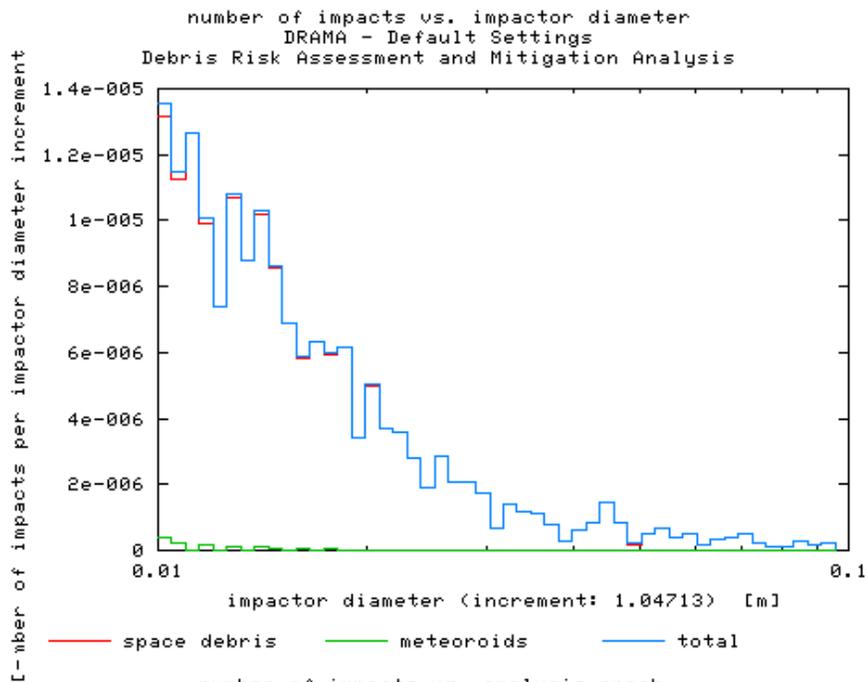


Figura 7.110 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

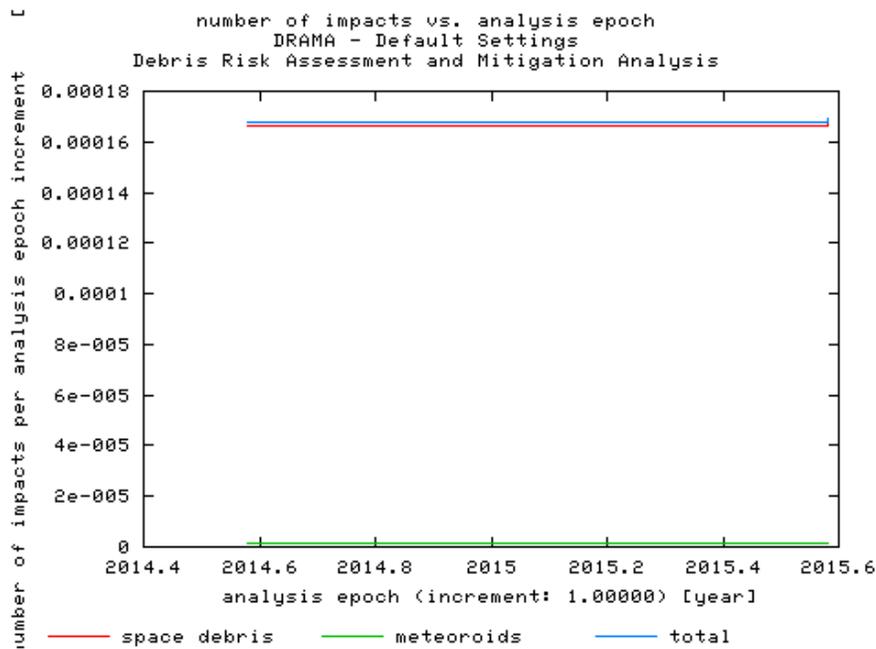


Figura 7.111 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.112 – 7.115:

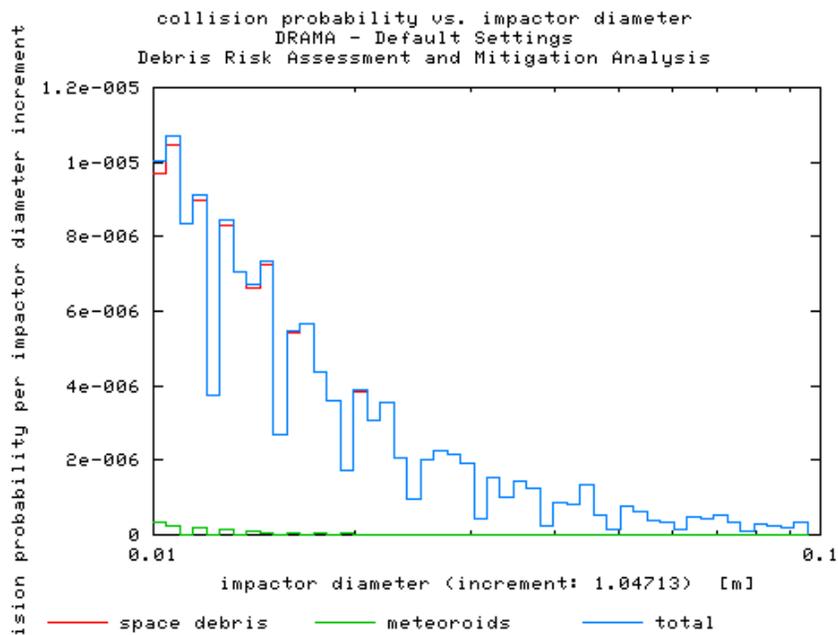


Figura 7.112 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

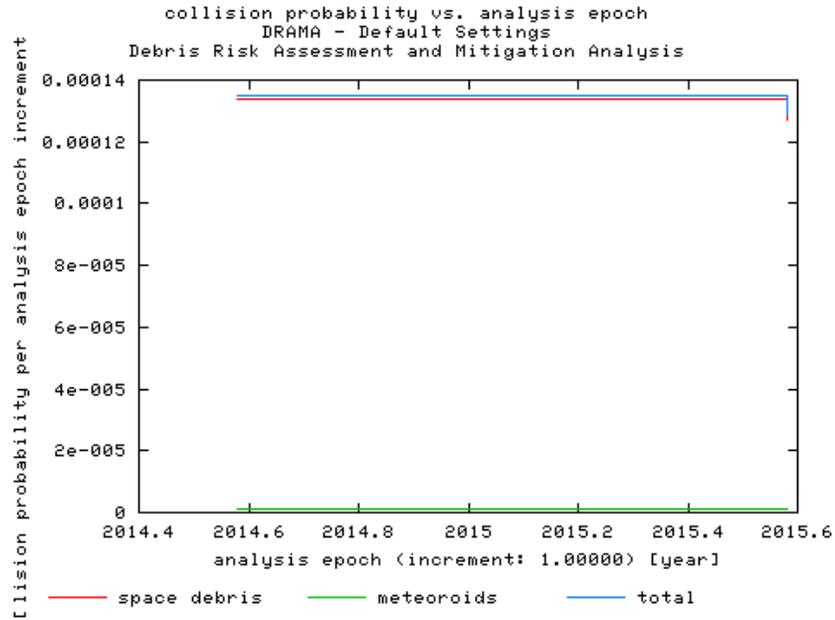


Figura 7.113 – Probabilidade de colisão por época.

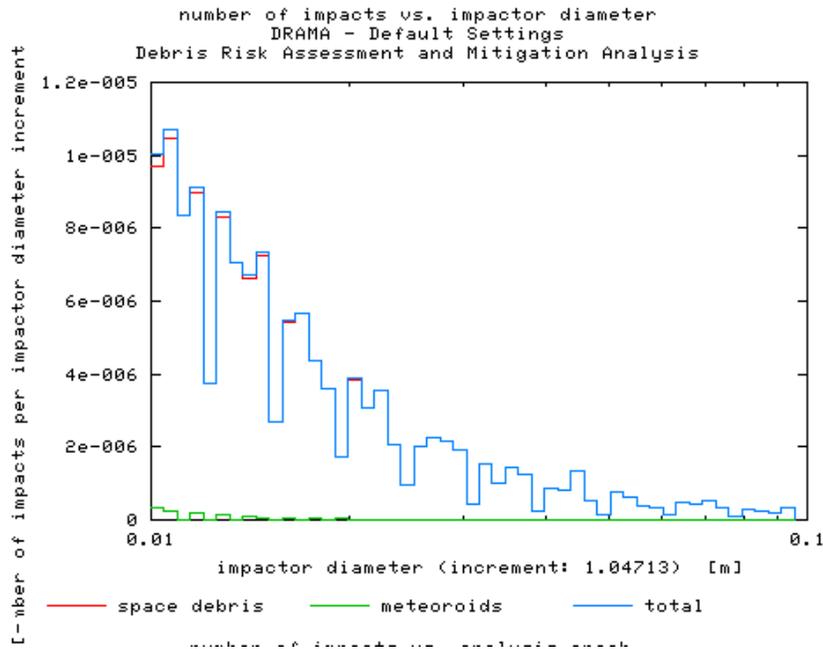


Figura 7.114 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

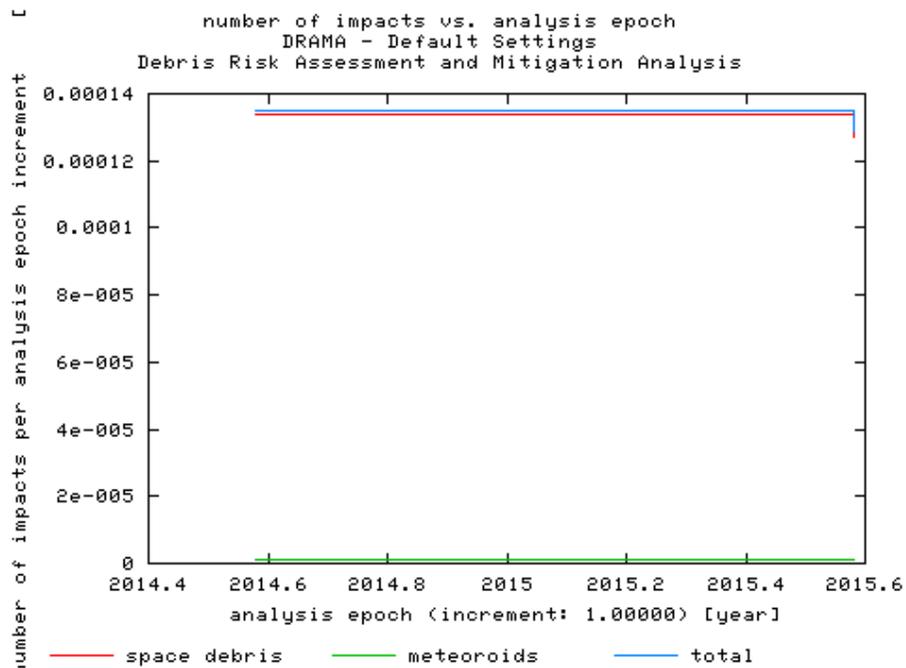


Figura 7.115 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.116 – 7.119:

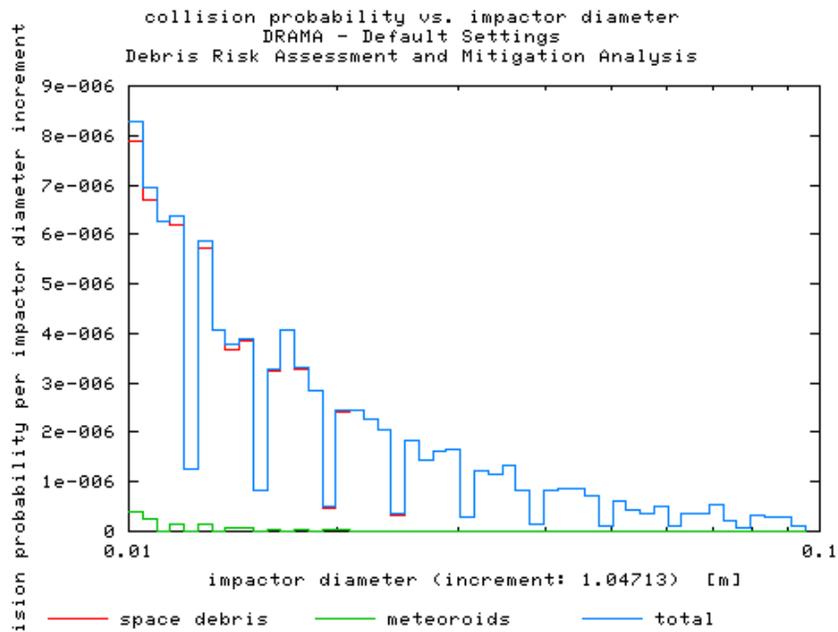


Figura 7.116 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

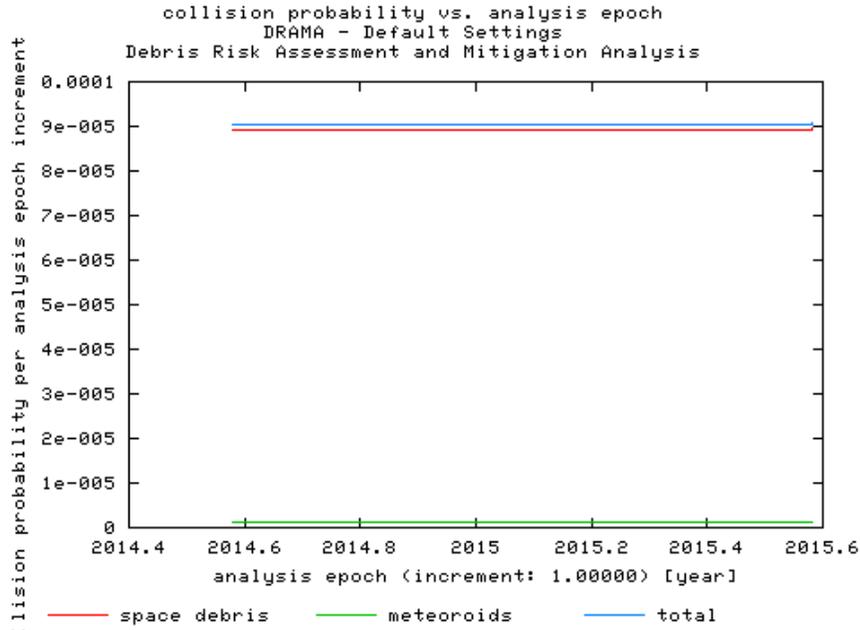


Figura 7.117 – Probabilidade de colisão por época.

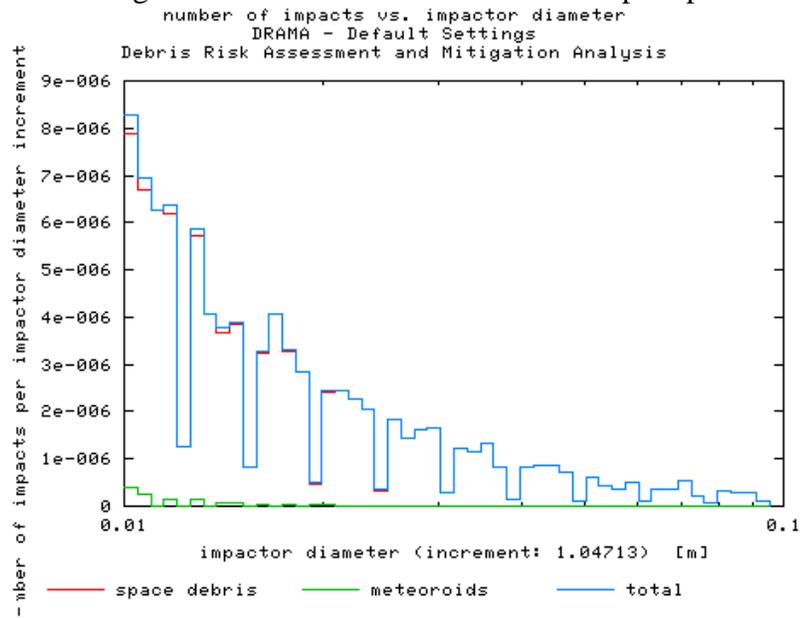


Figura 7.118 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

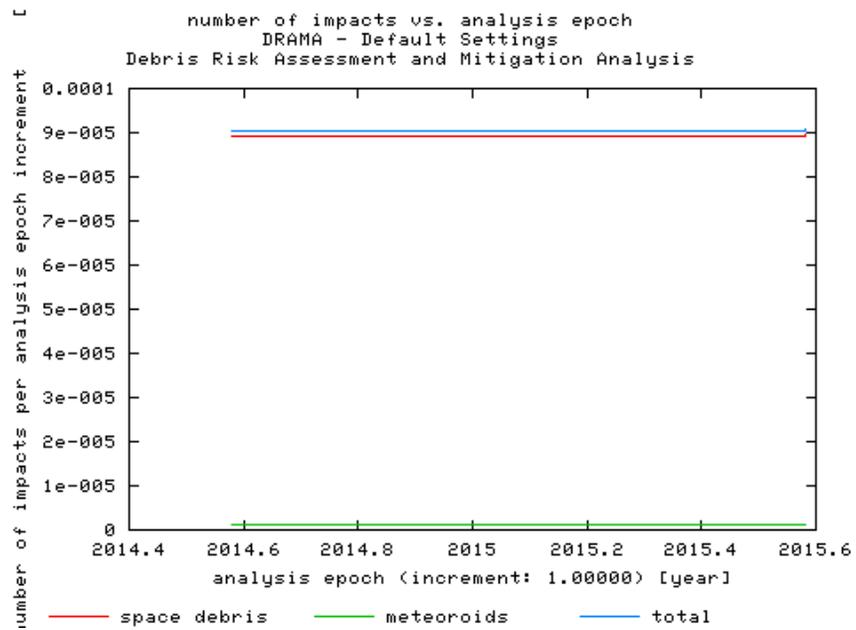


Figura 7.119 – Número de impacto por época.

7.2.2 Cenário Mitigação Intermediária

7.2.2.1 Modo de Análise

7.2.2.1.1 Material Aleatório

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.120 – 7.123:

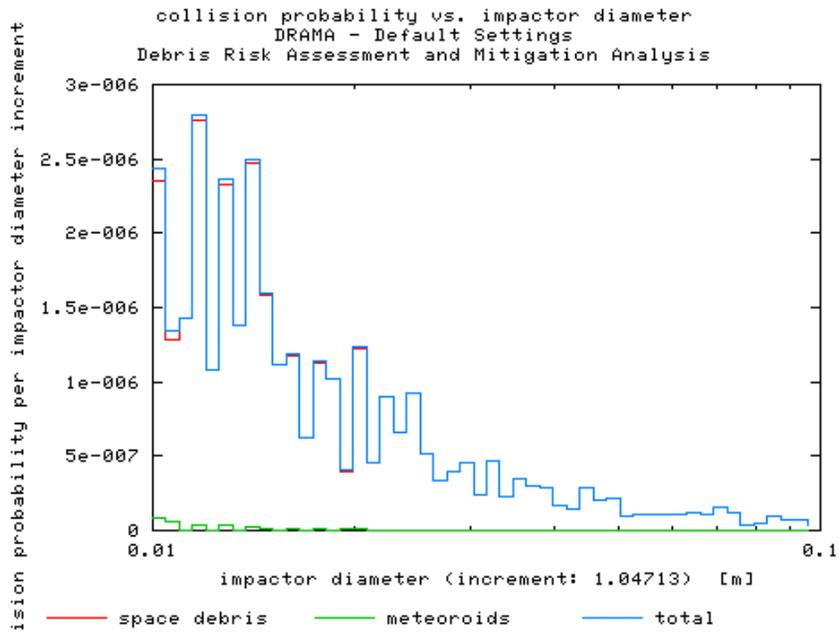


Figura 7.120 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

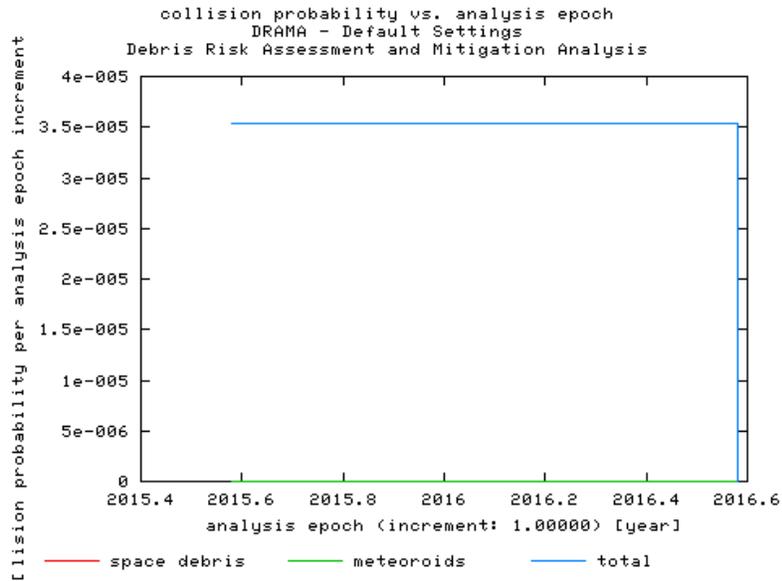


Figura 7.121 – Probabilidade de colisão por época

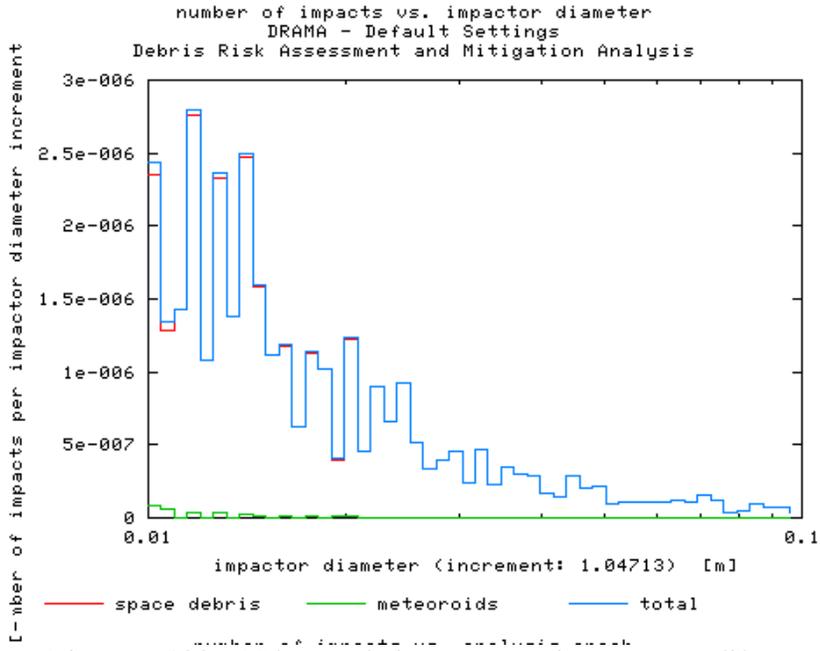


Figura 7.122 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

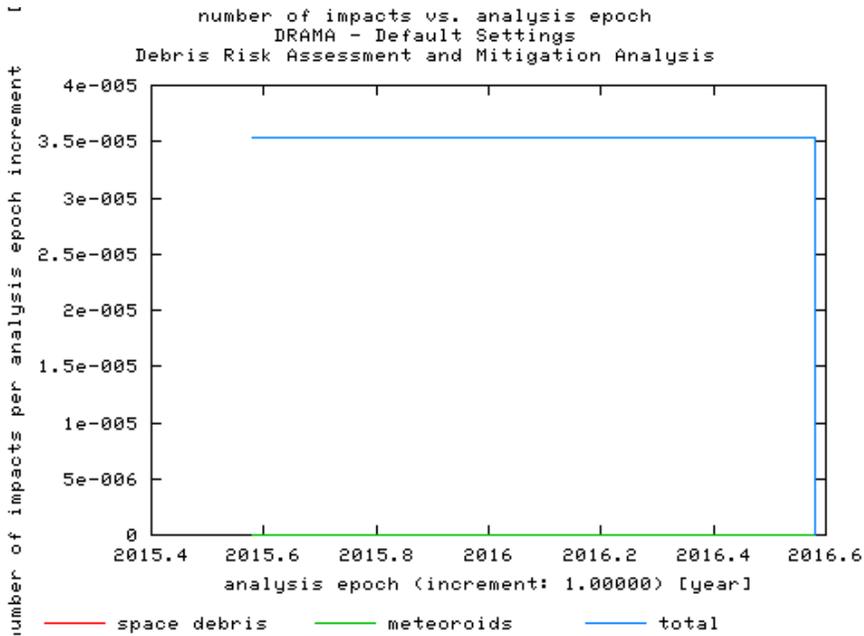


Figura 7.123 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.124 – 7.127:

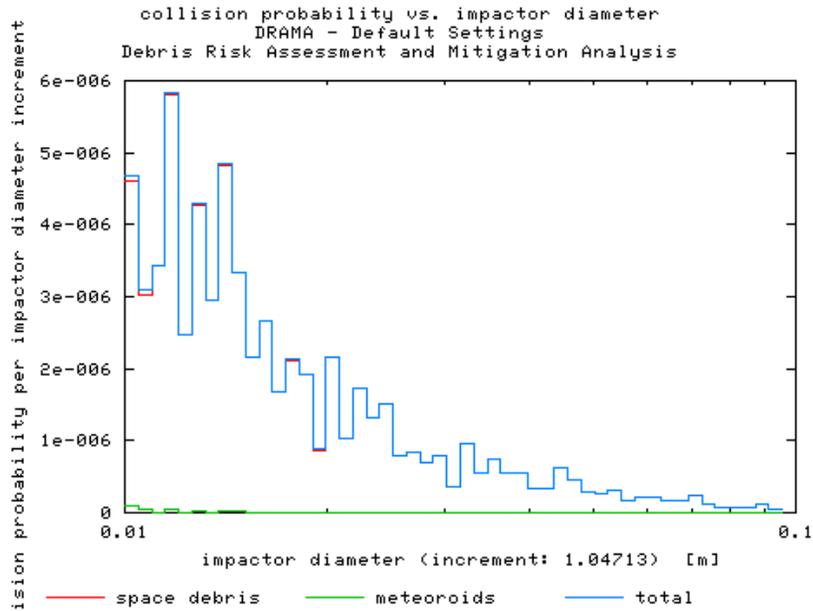


Figura 7.124 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

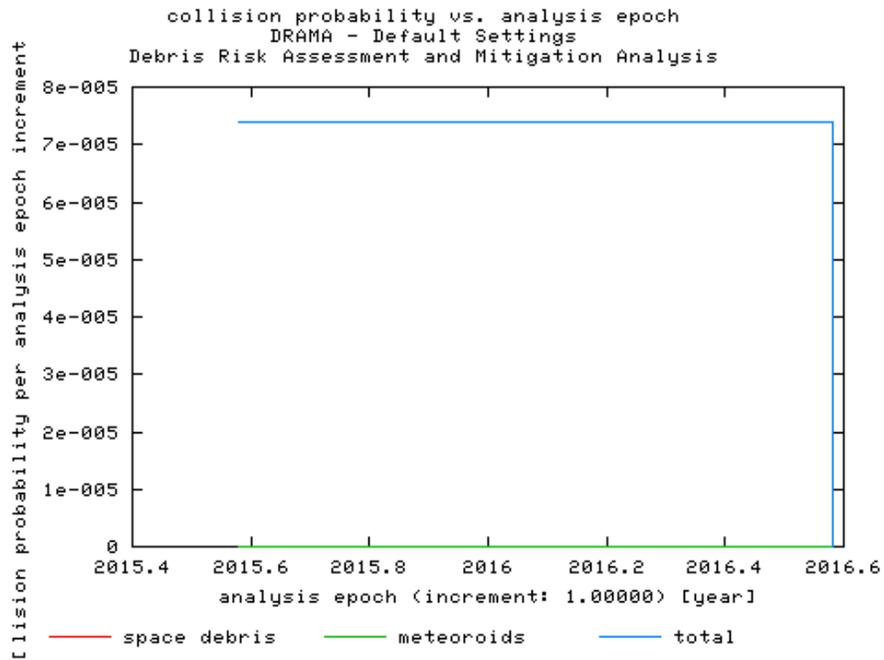


Figura 7.125 – Probabilidade de colisão por época.

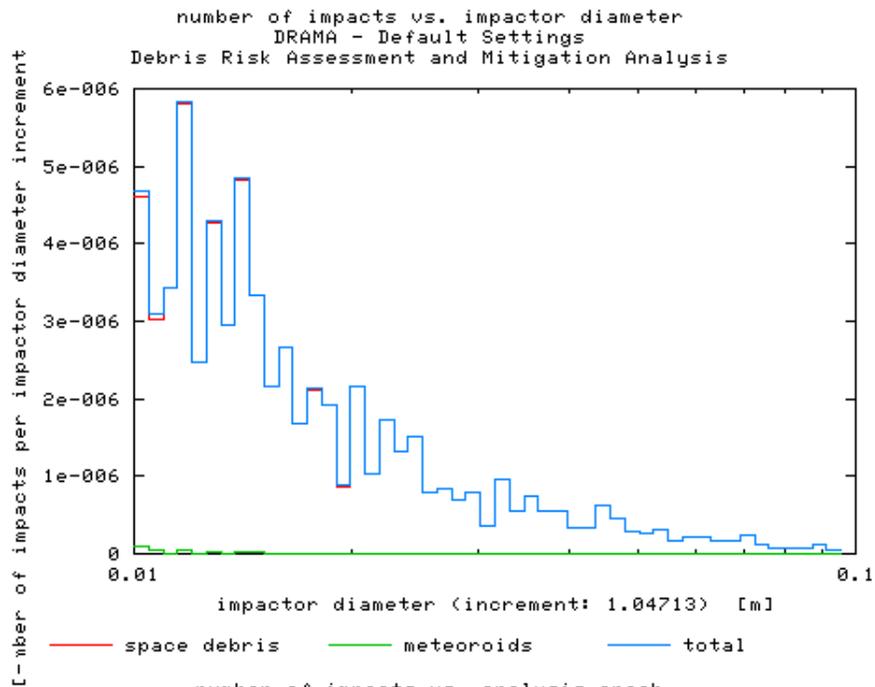


Figura 7.126 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

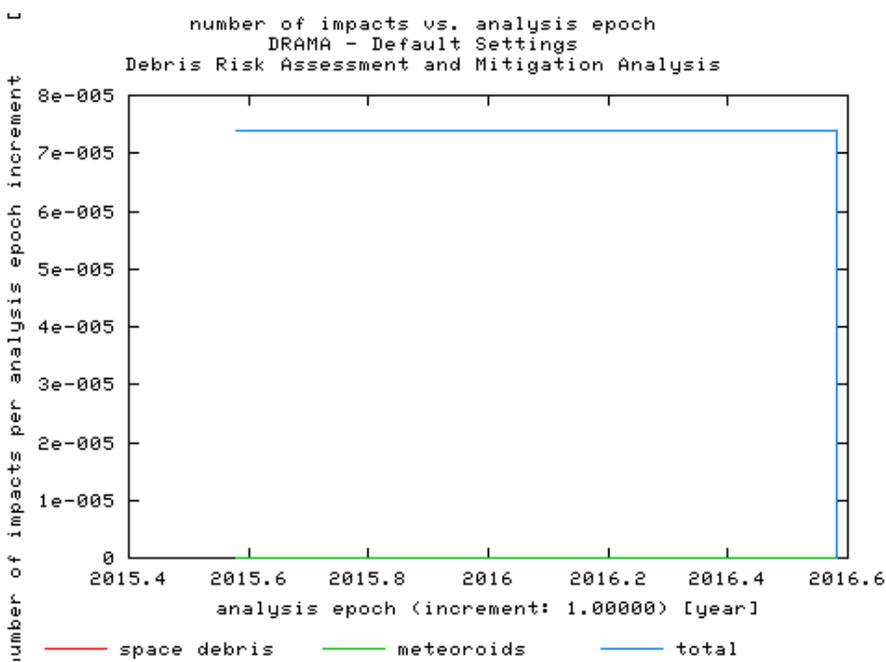


Figura 7.127 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.128 – 7.131:

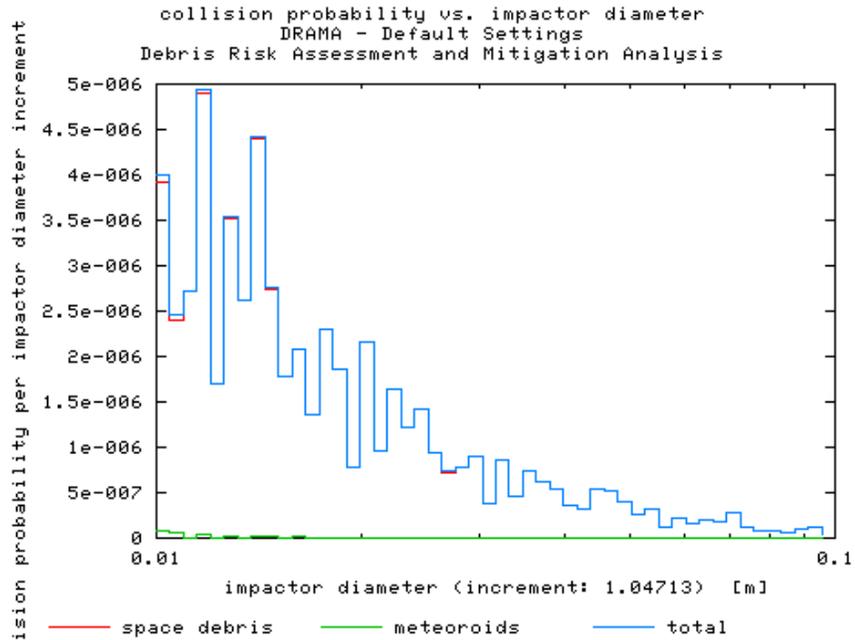


Figura 7.128 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

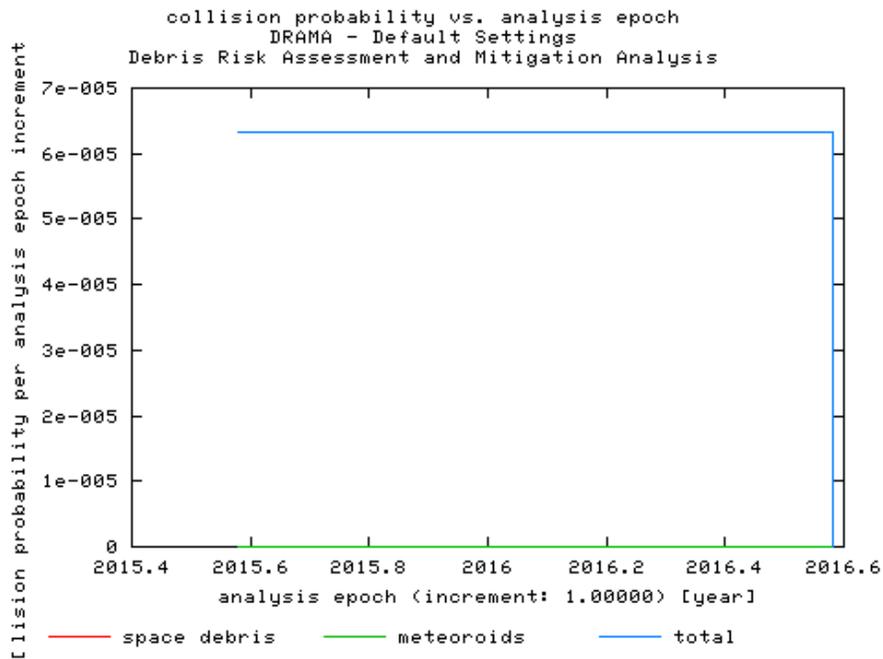


Figura 7.129 – Probabilidade de colisão por época.

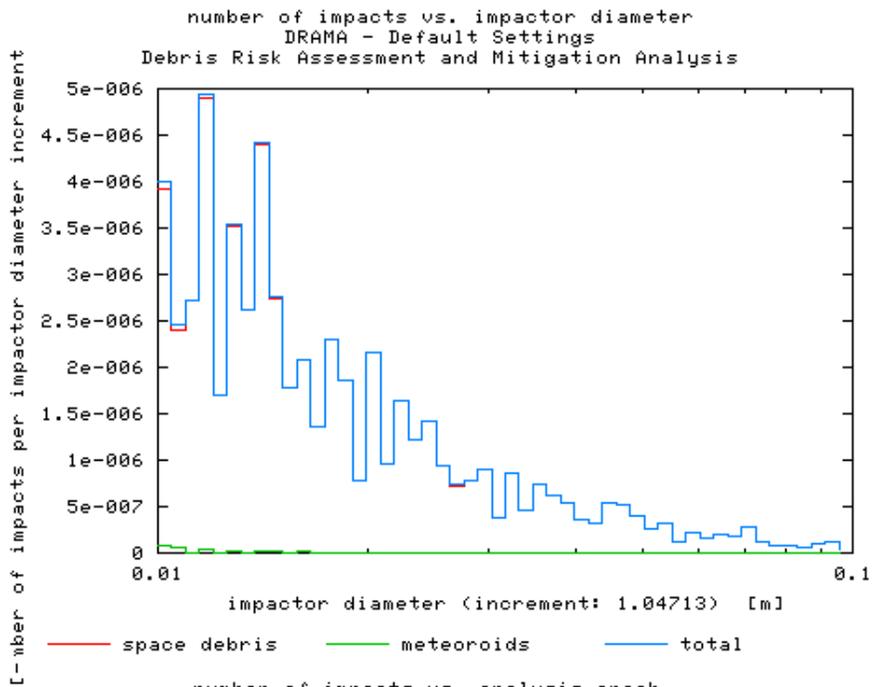


Figura 7.130 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

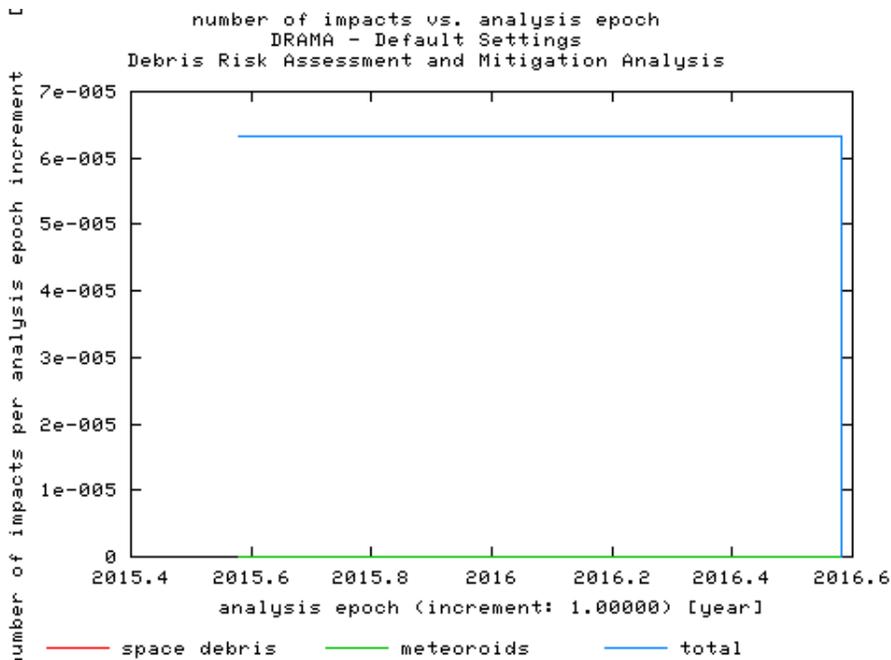


Figura 7.131 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.132 – 7.135:

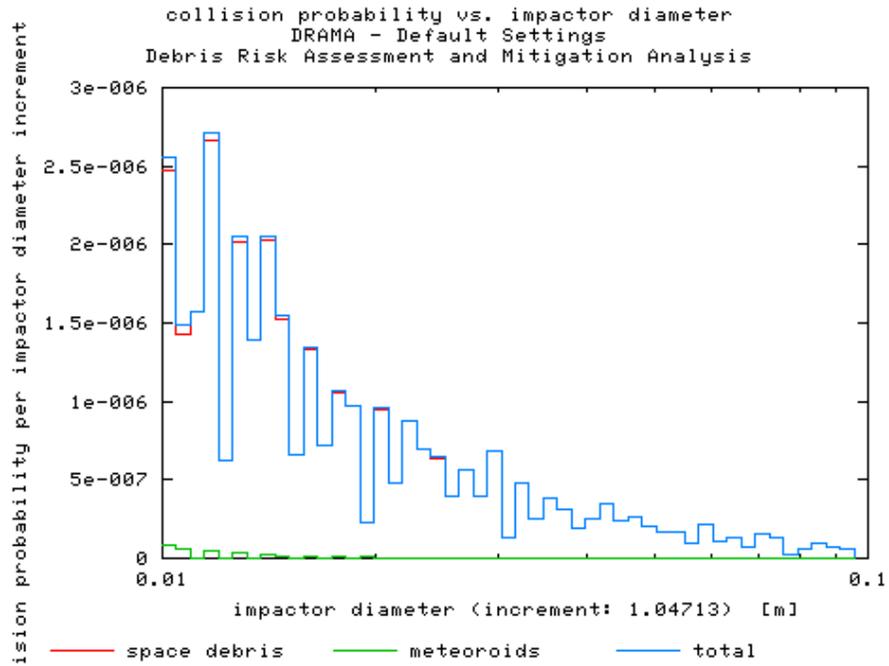


Figura 7.132 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

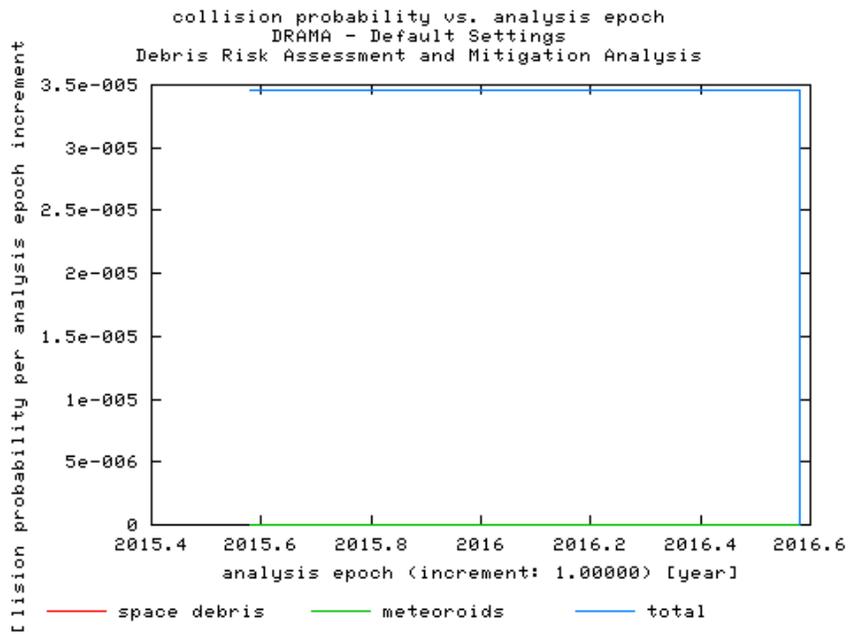


Figura 7.133 – Probabilidade de colisão por época.

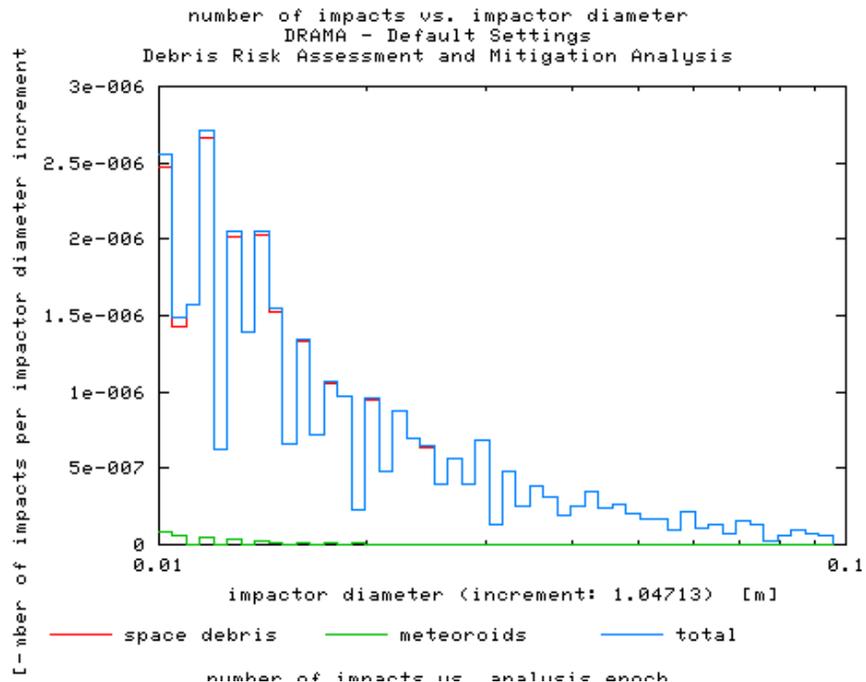


Figura 7.134 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

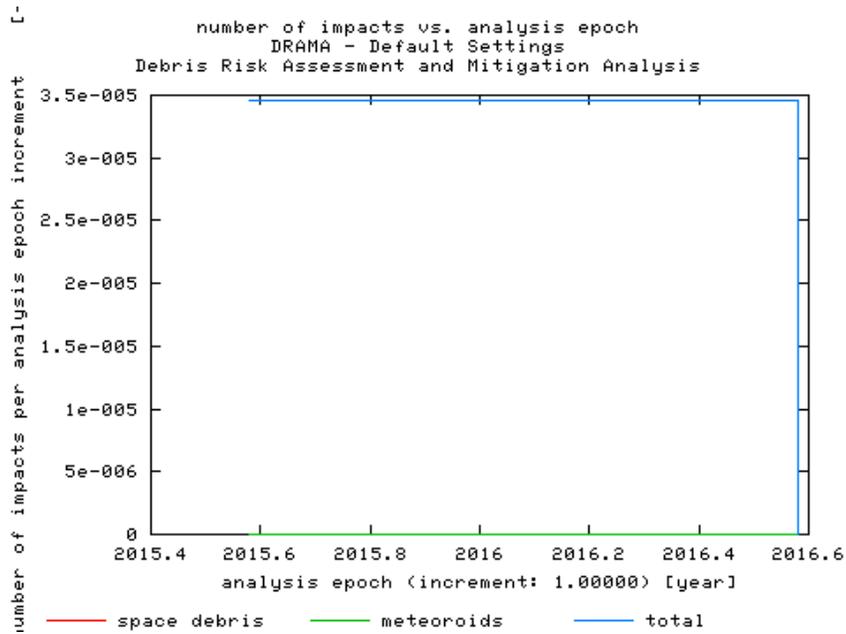


Figura 7.135 – Número de impacto por época.

7.2.2.1.2 Material Esférico

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.136 – 7.140:

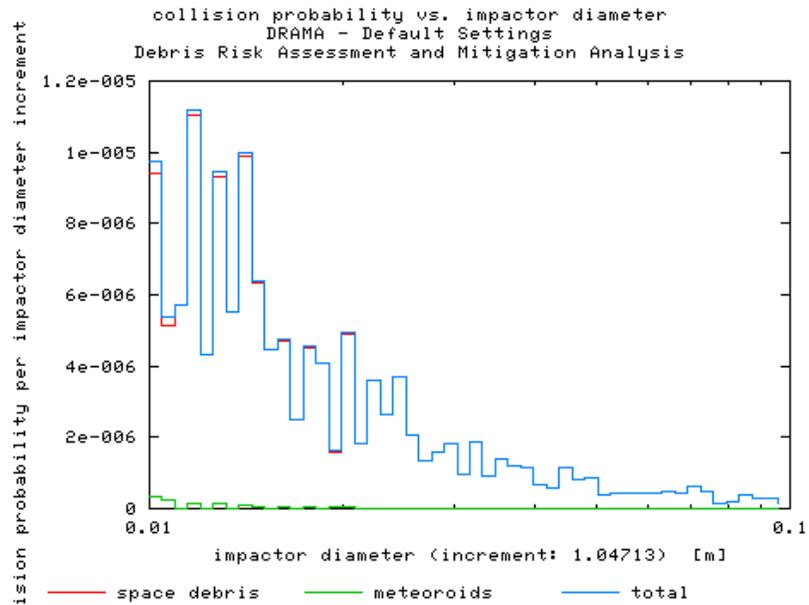


Figura 7.136 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

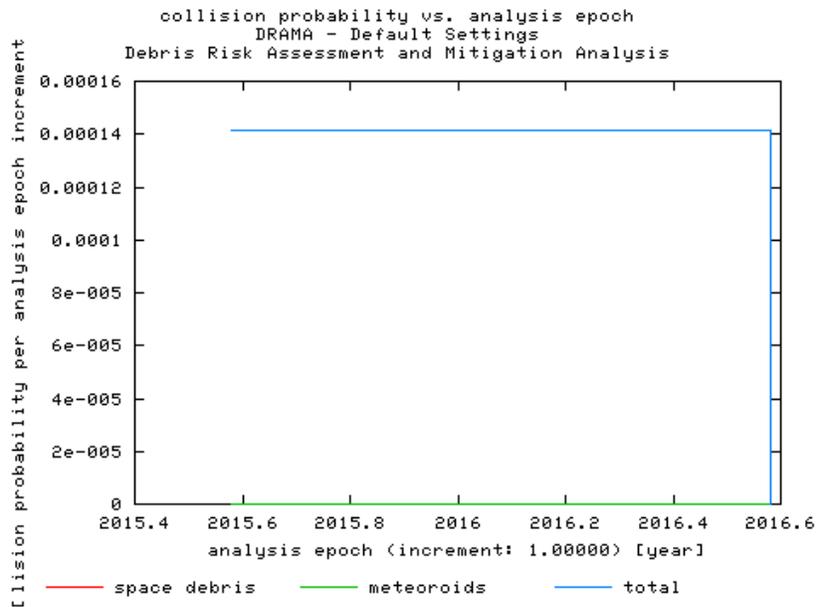


Figura 7.137 – Probabilidade de colisão por época.

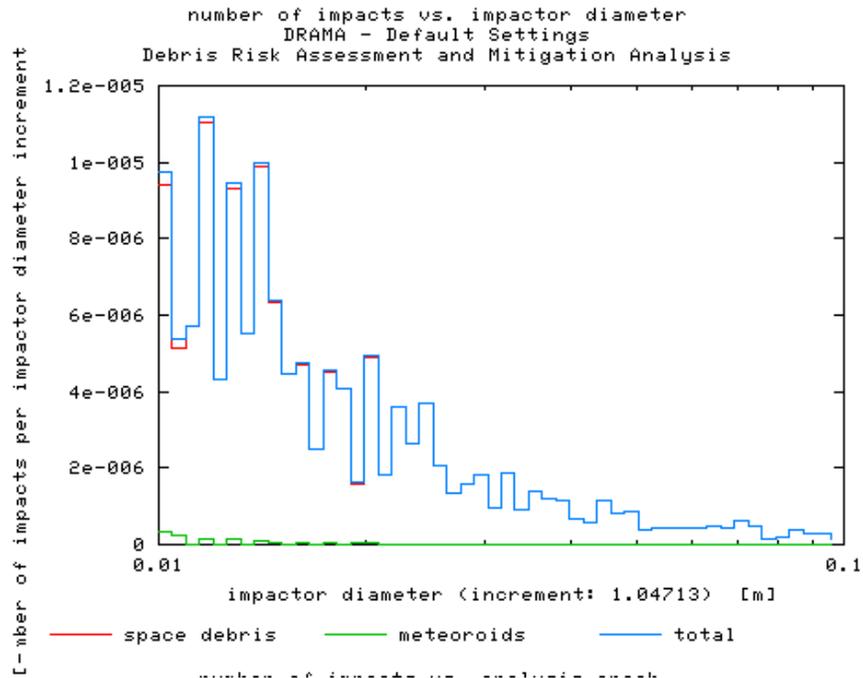


Figura 7.138 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

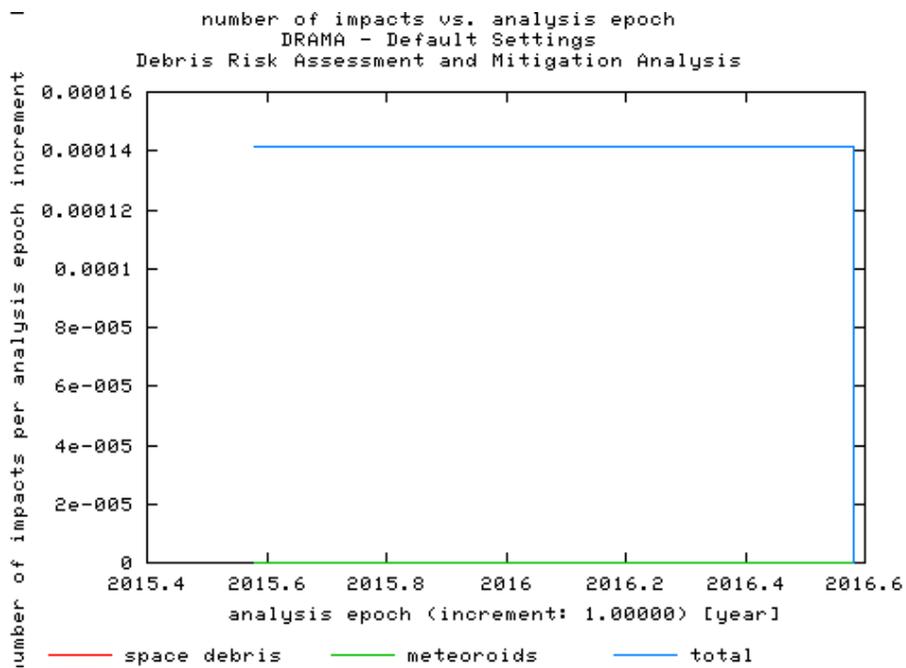


Figura 7.139 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.141 – 7.144:

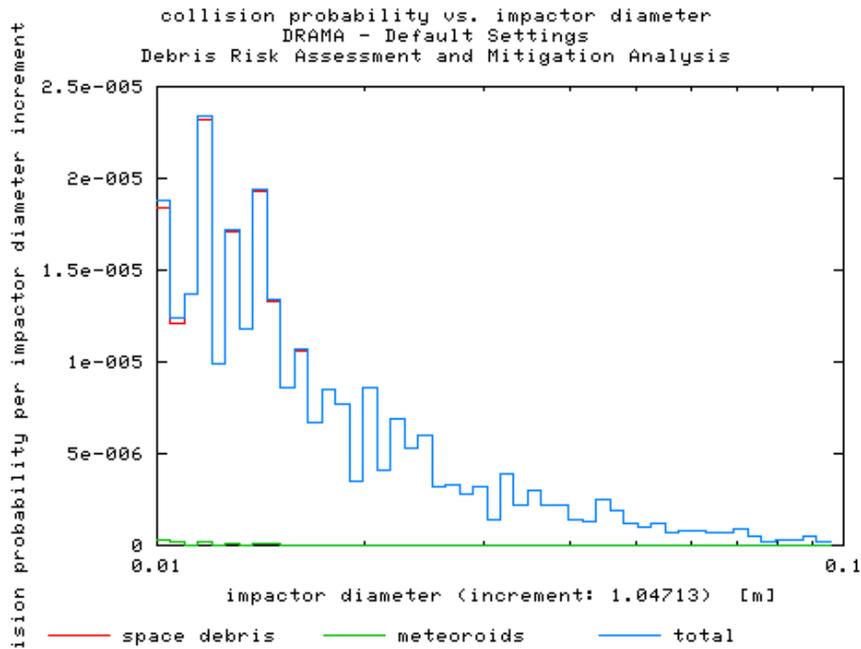


Figura 7.141 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

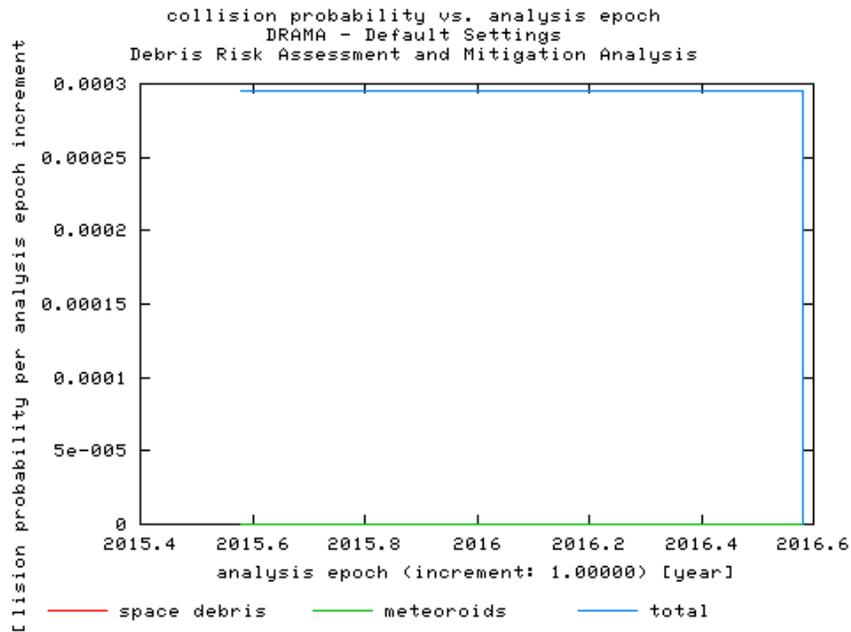


Figura 7.142 – Probabilidade de colisão por época.

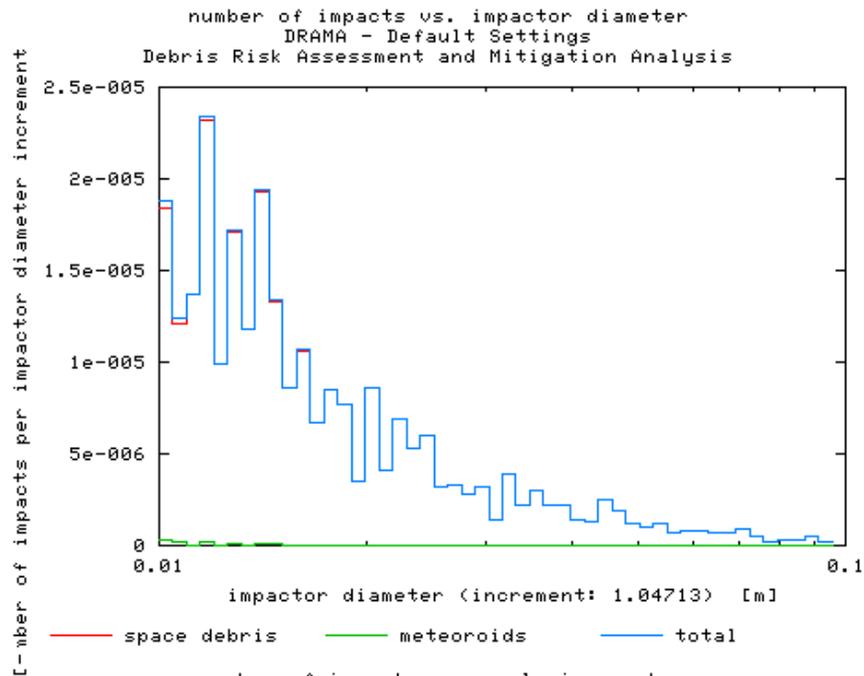


Figura 7.143 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

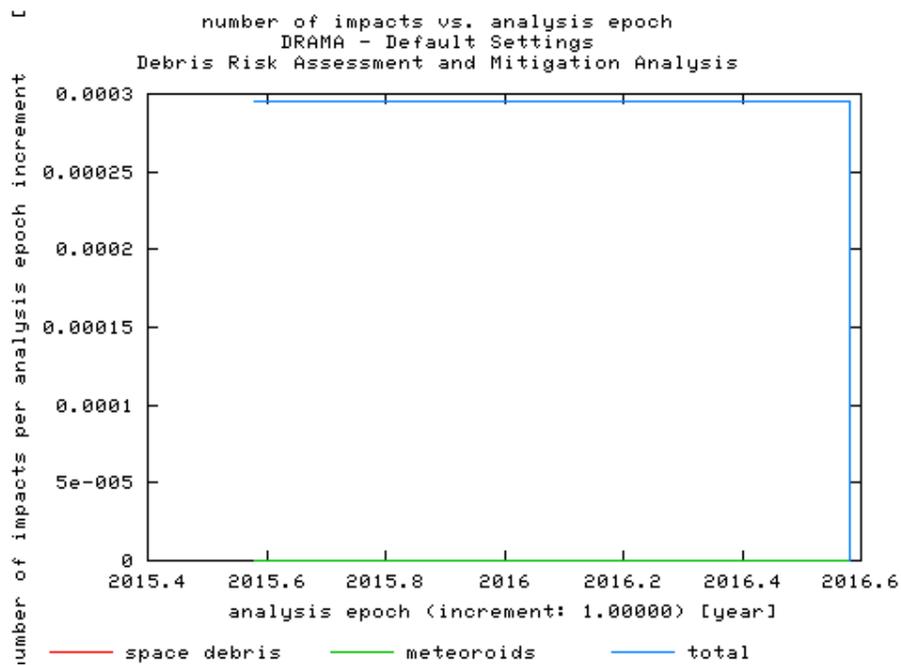


Figura 7.144 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.145 – 7.148:

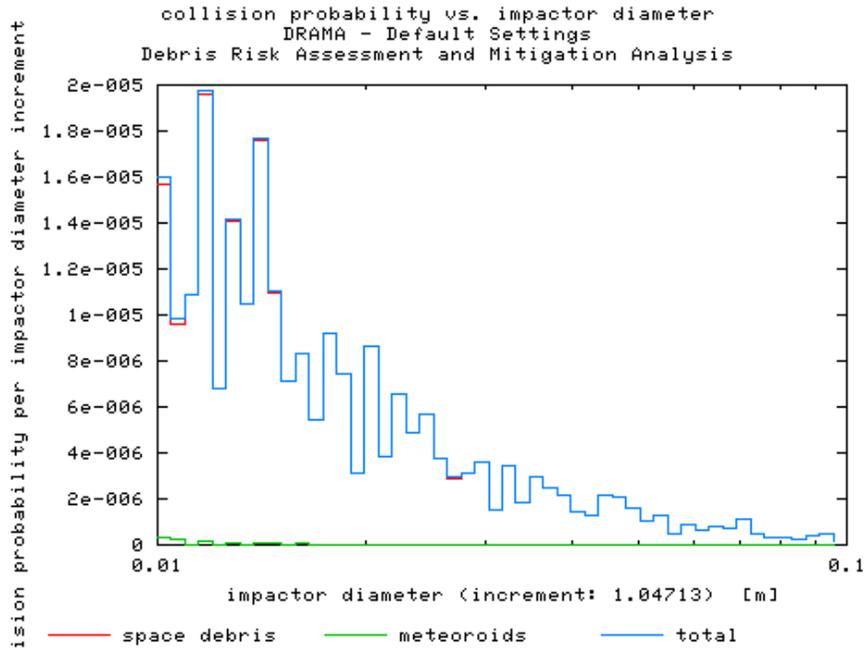


Figura 7.145 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

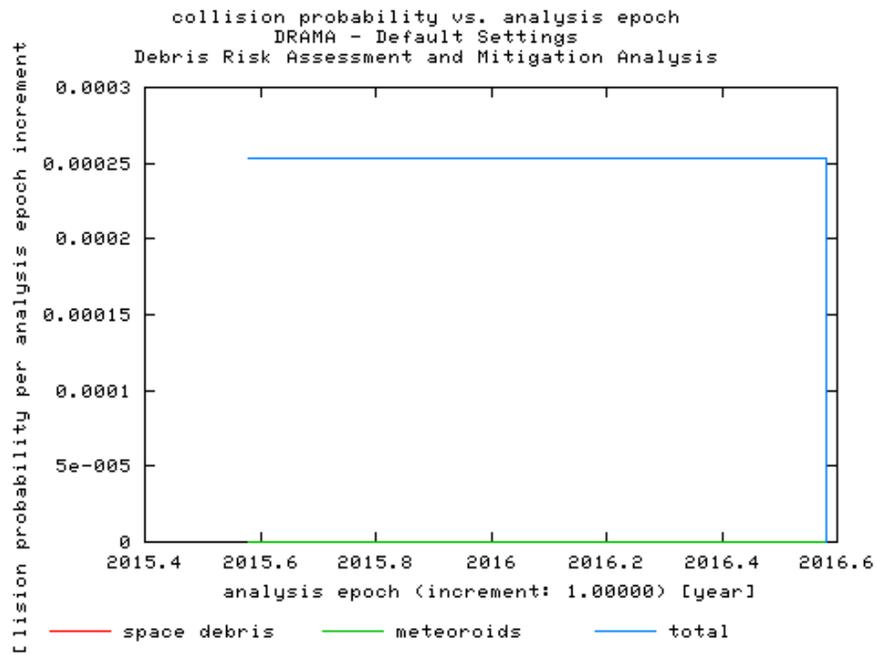


Figura 7.146 – Probabilidade de colisão por época.

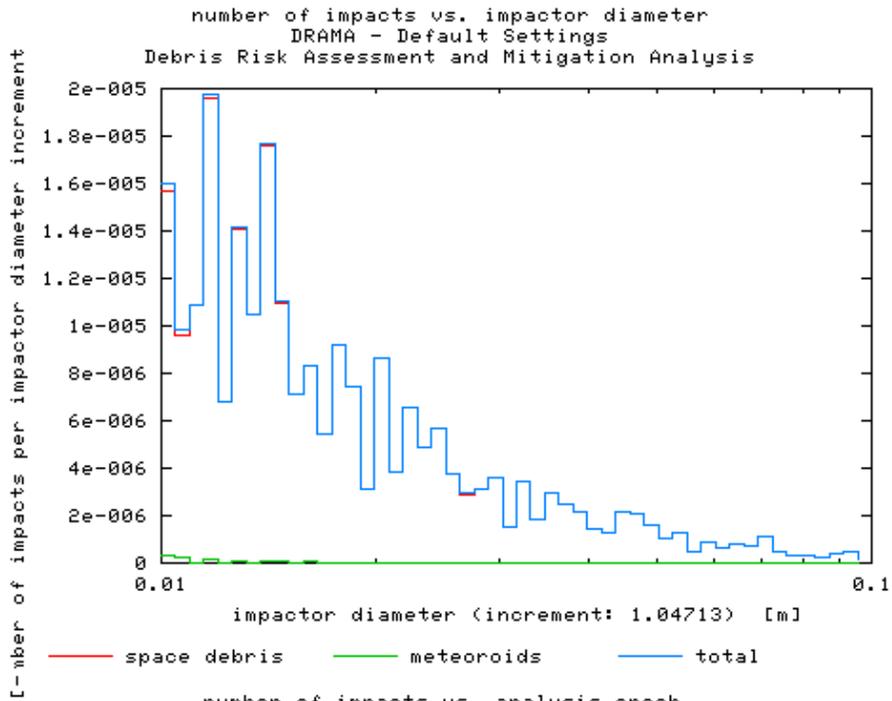


Figura 7.147 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

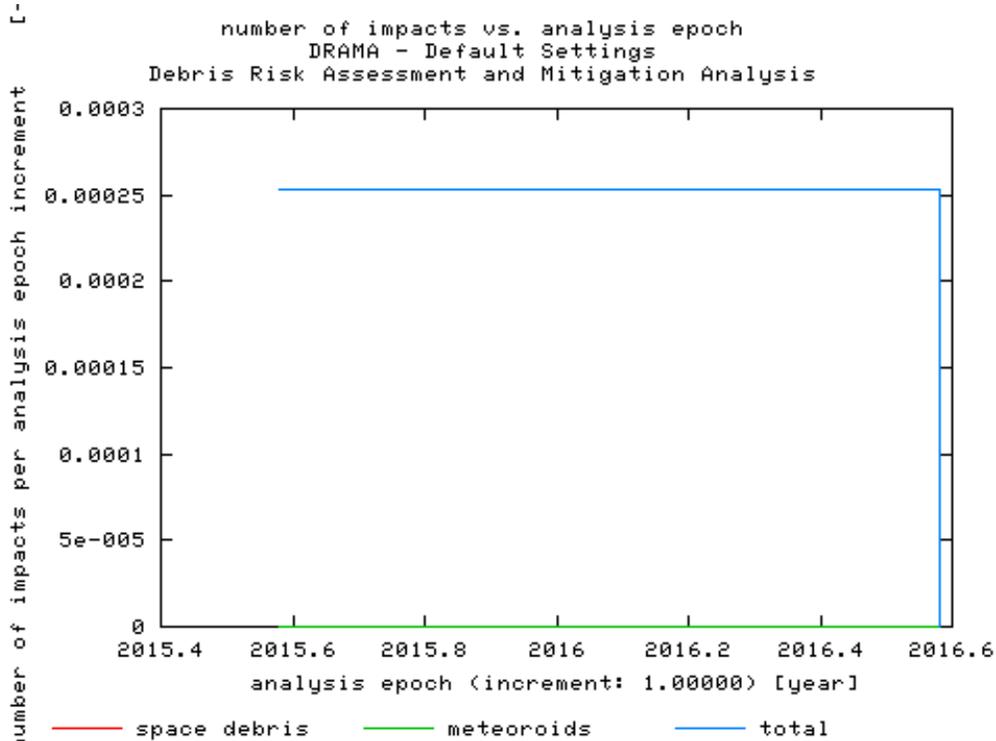


Figura 7.148 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.149 – 7.152:

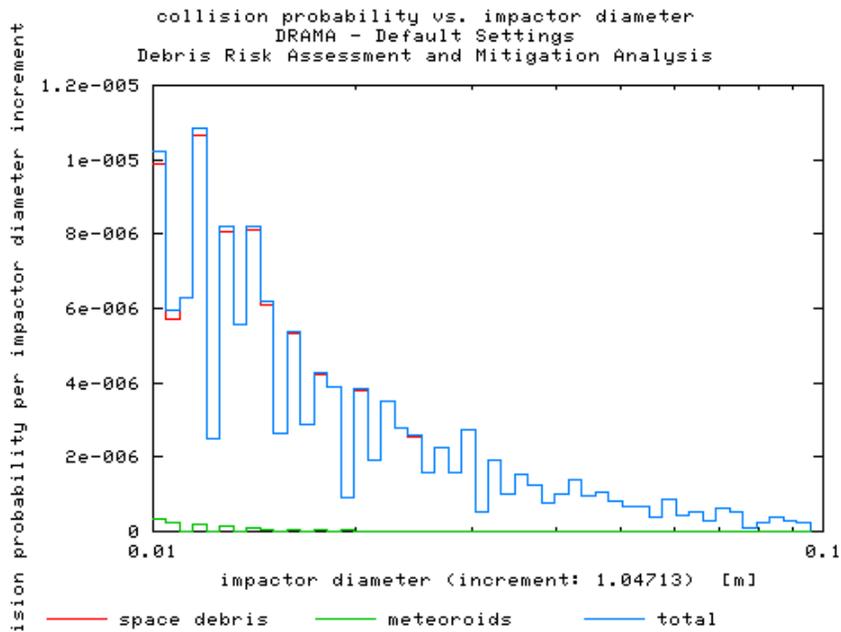


Figura 7.149 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

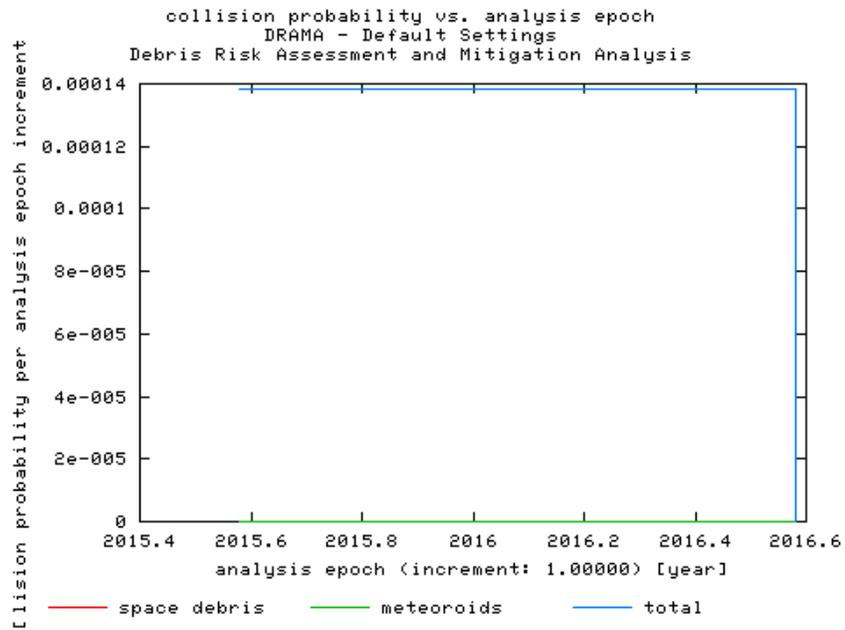


Figura 7.150 – Probabilidade de colisão por época.

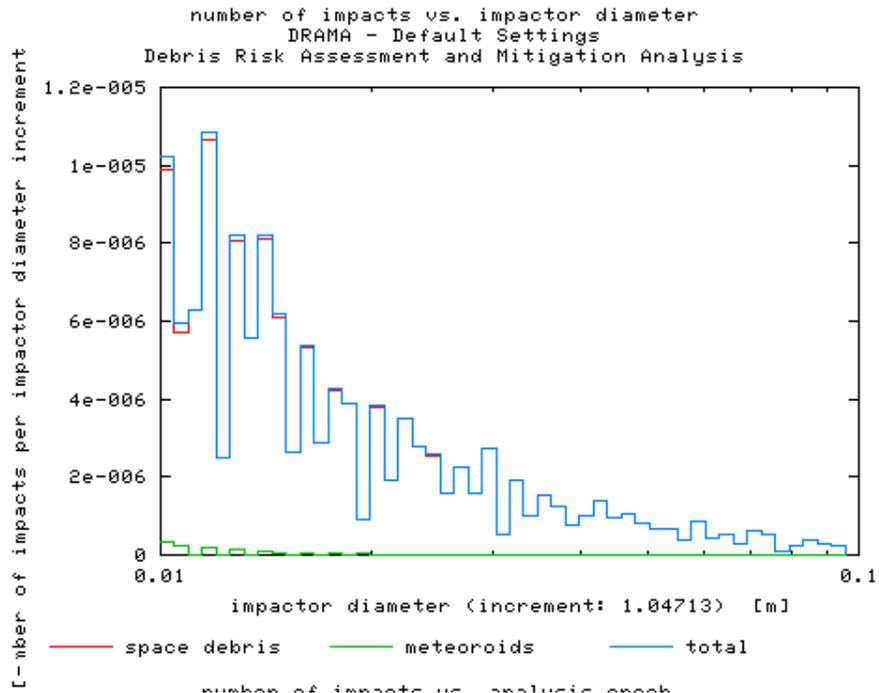


Figura 7.151 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

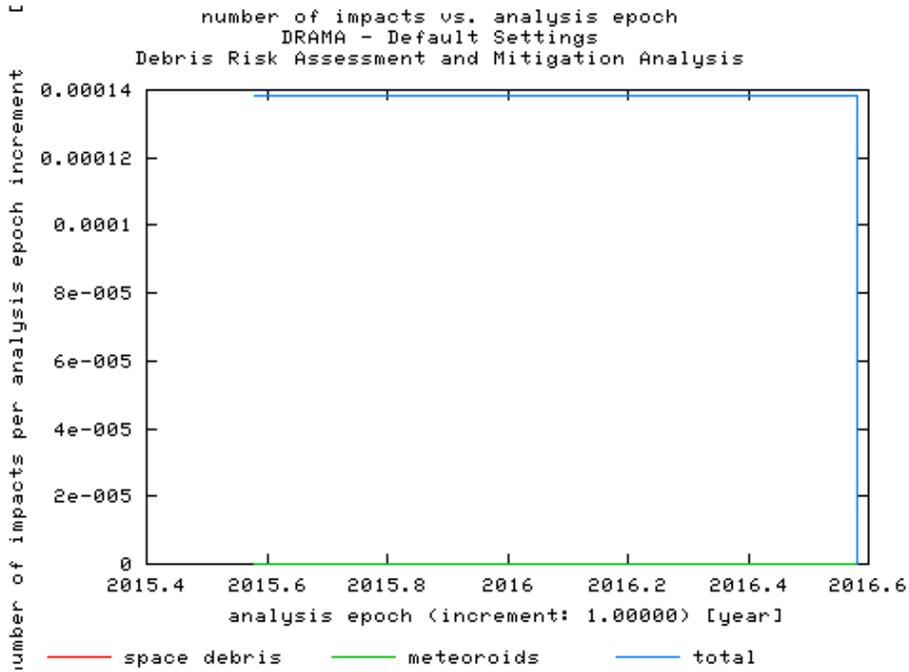


Figura 7.152 – Número de impacto por época.

7.2.2.2 Opções de População

7.2.2.2.1 Intervalo de Tamanho de Massa

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.153 – 7.156:

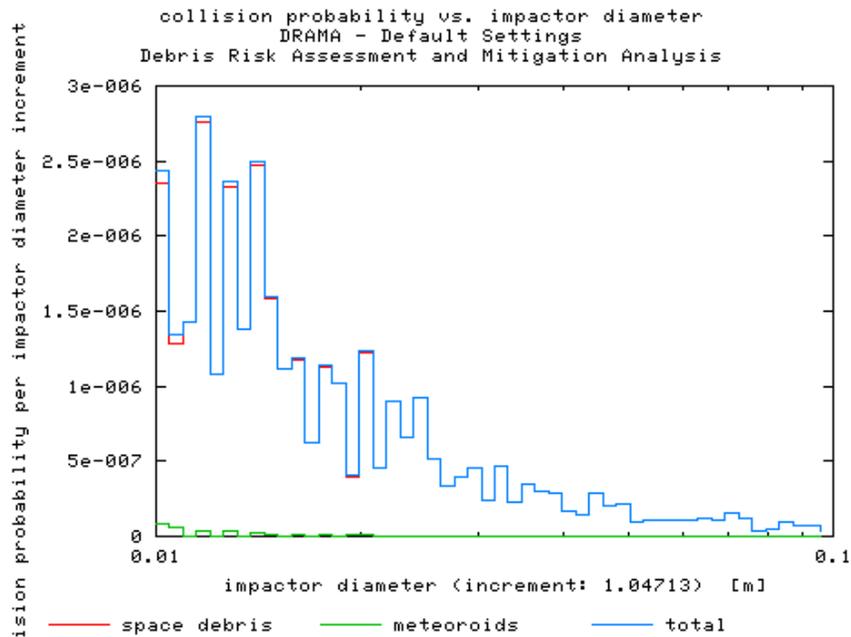


Figura 7.153 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

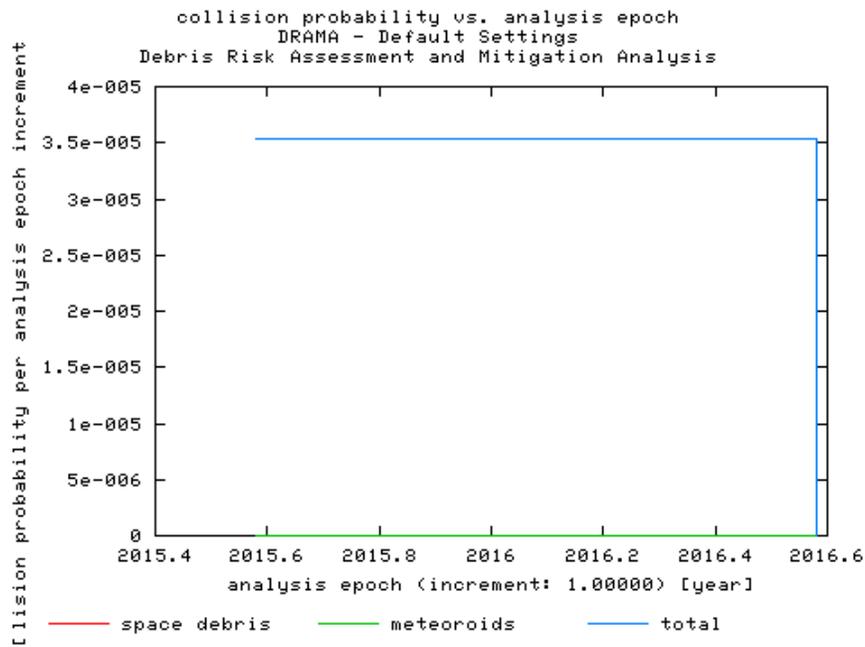


Figura 7.154 – Probabilidade de colisão por época.

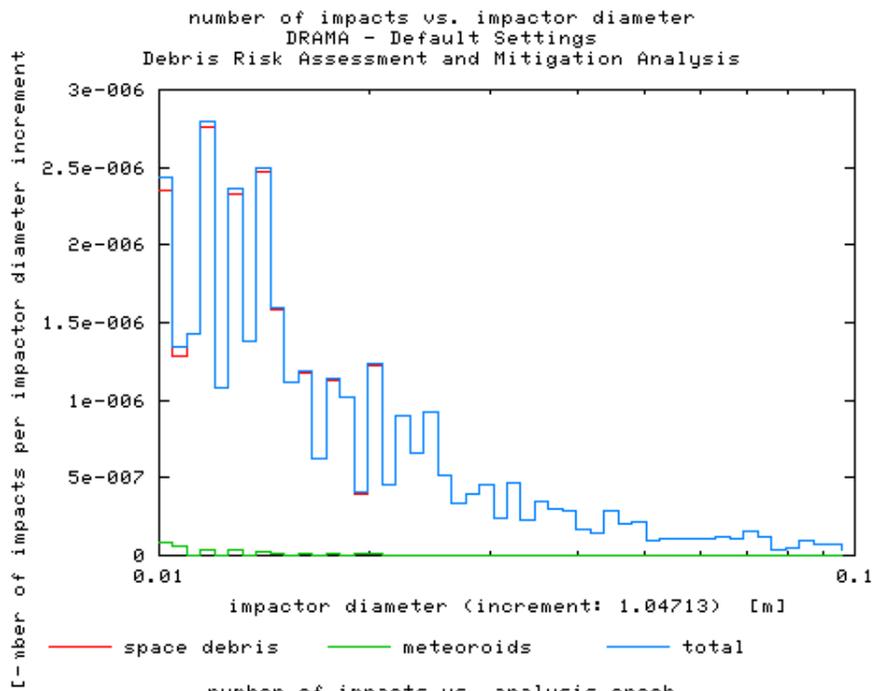


Figura 7.155 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

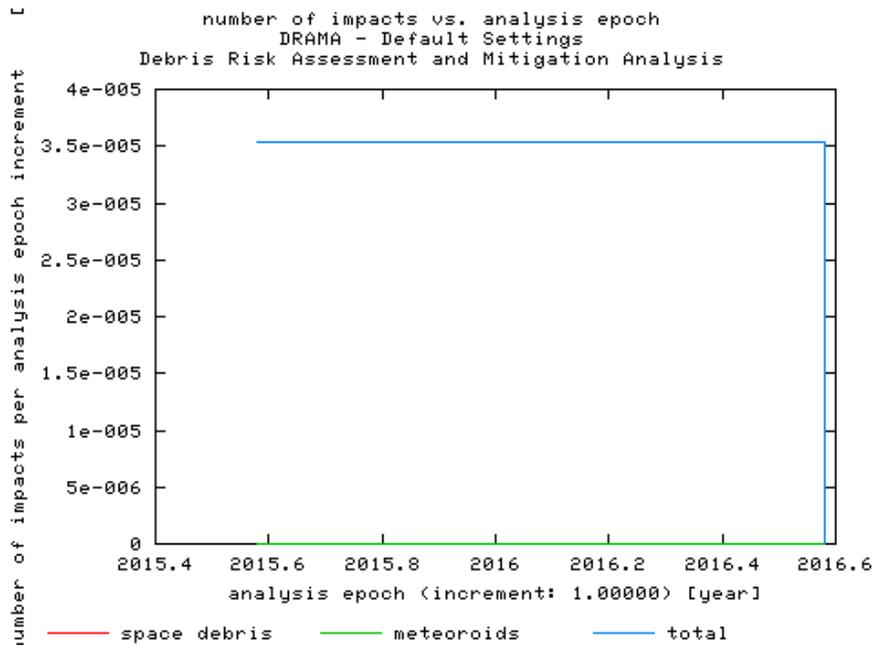


Figura 7.156 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.157 – 7.160:

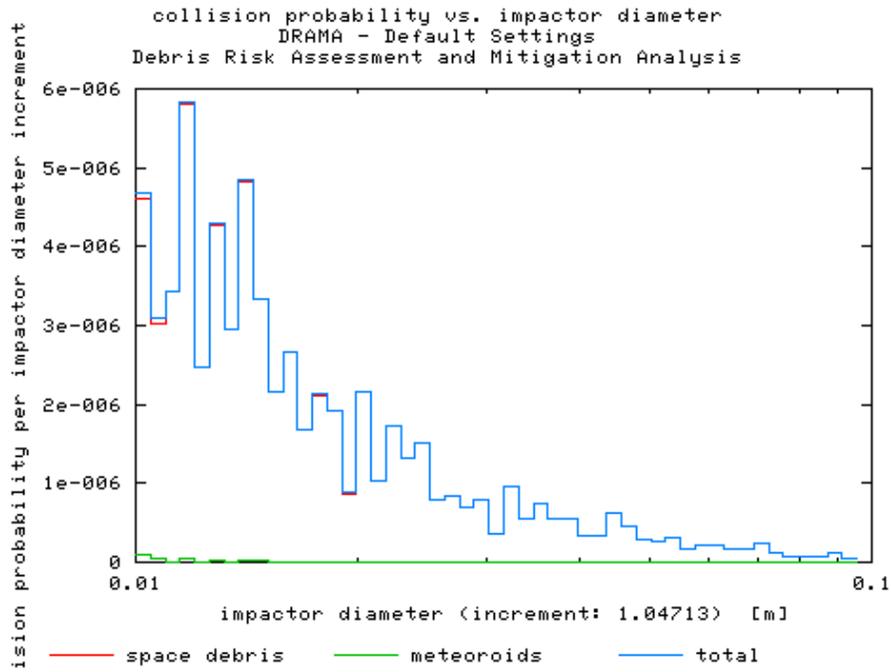


Figura 7.157 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro

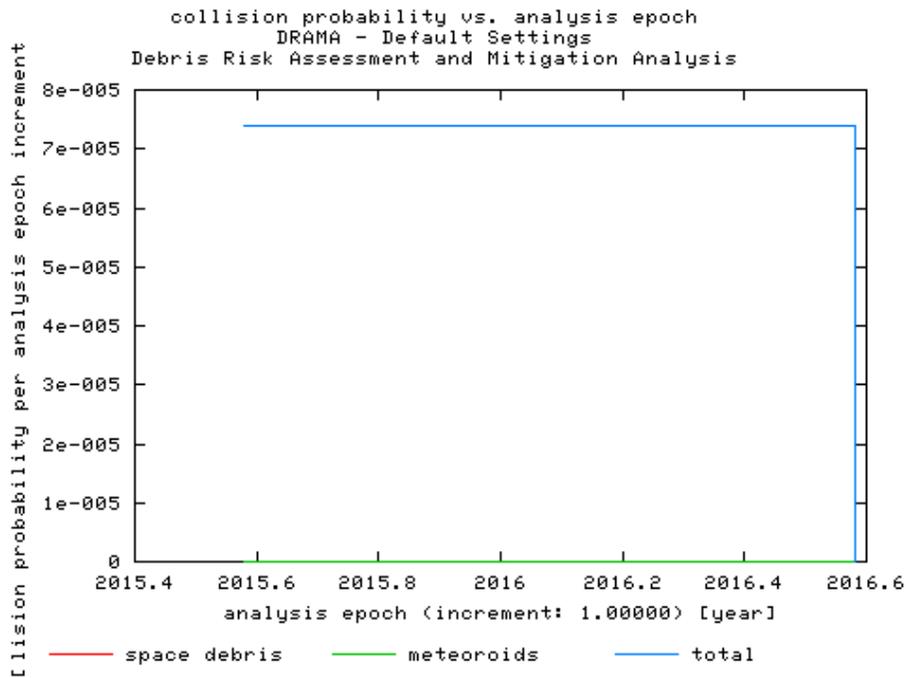


Figura 7.158 – Probabilidade de colisão por época.

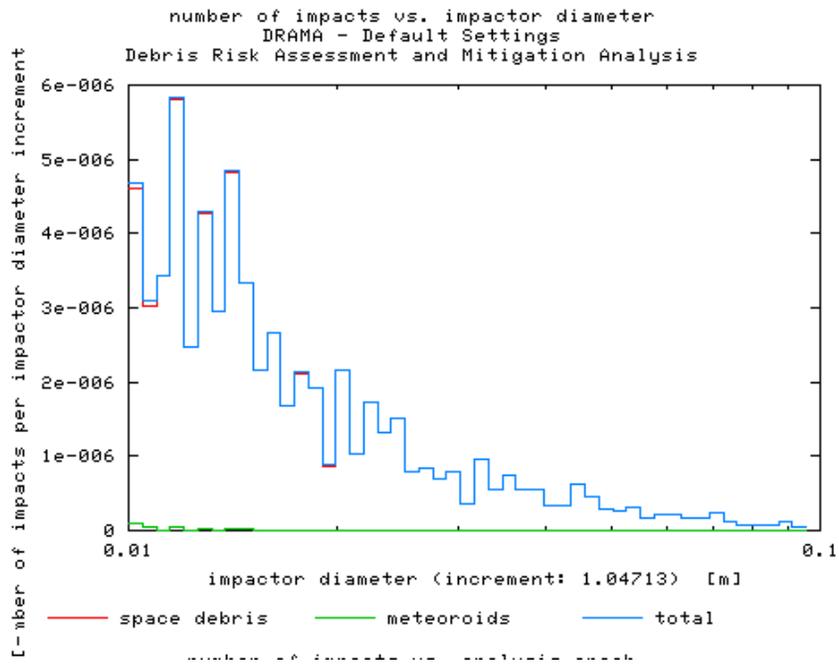


Figura 7.159 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

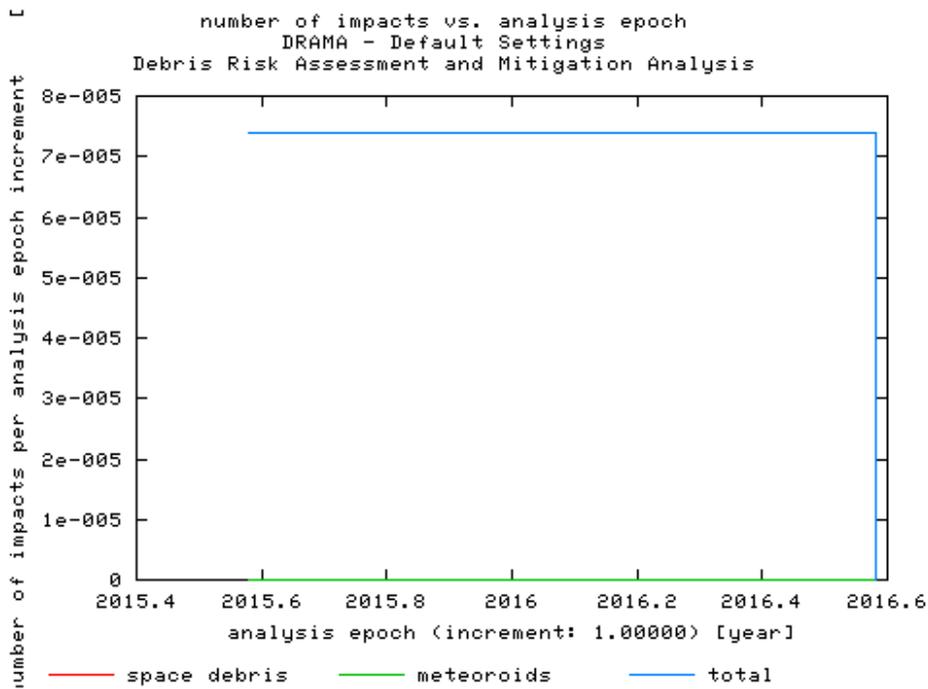


Figura 7.160 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.161 – 7.164:

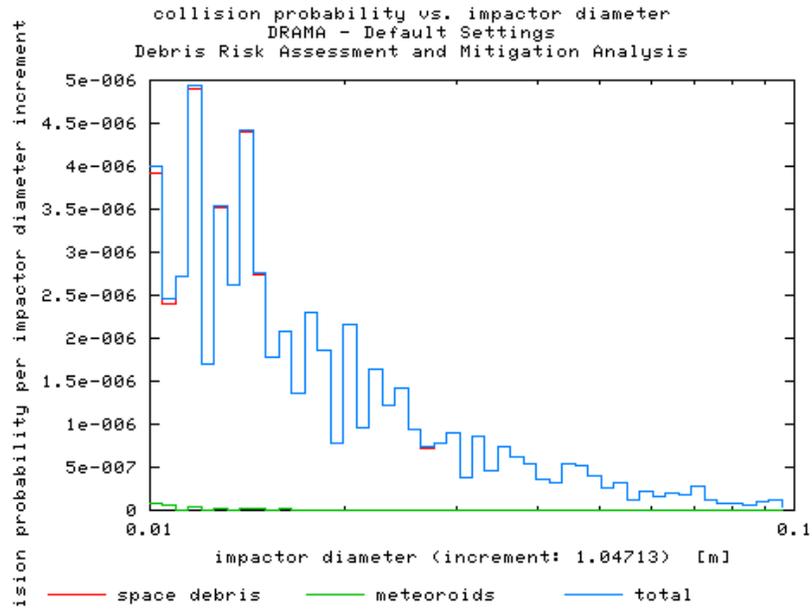


Figura 7.161 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

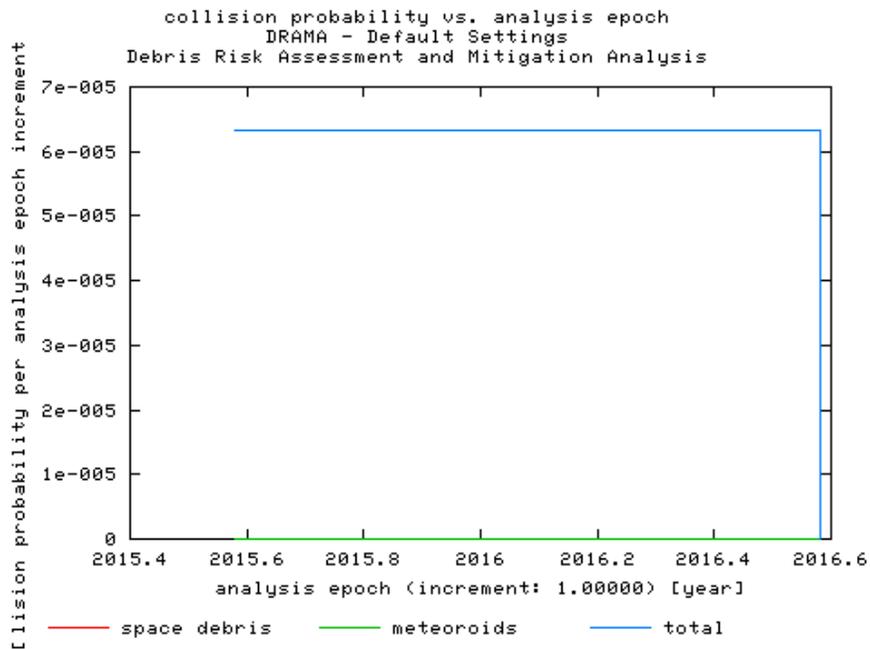


Figura 7.162 – Probabilidade de colisão por época.

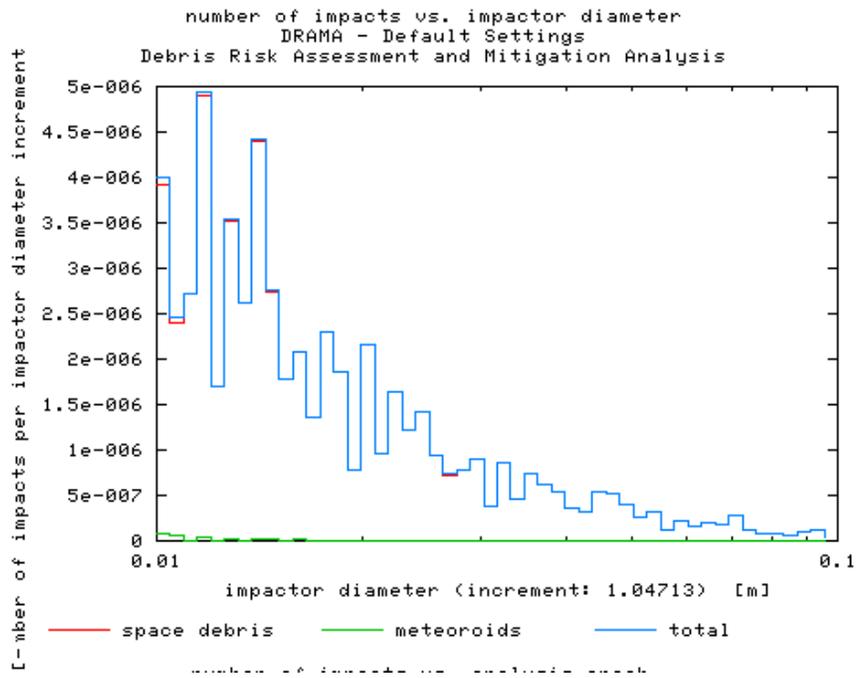


Figura 7.163 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

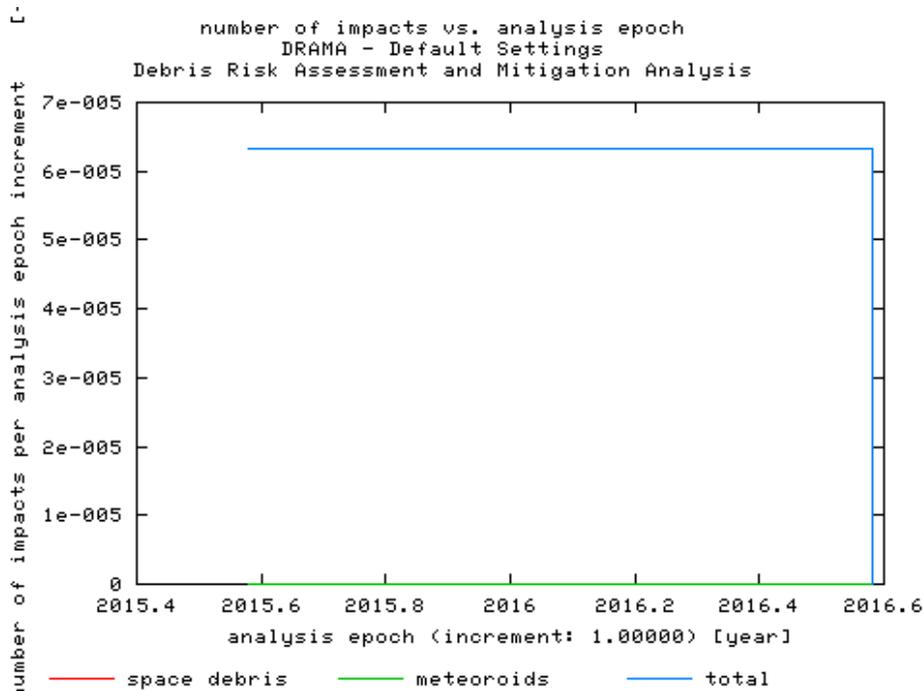


Figura 7.164 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.165 – 7.168:

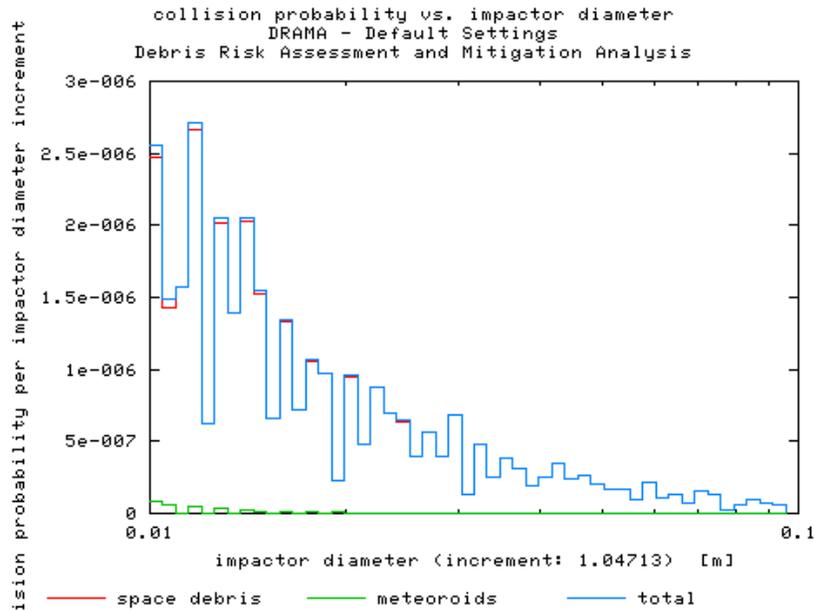


Figura 7.165 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

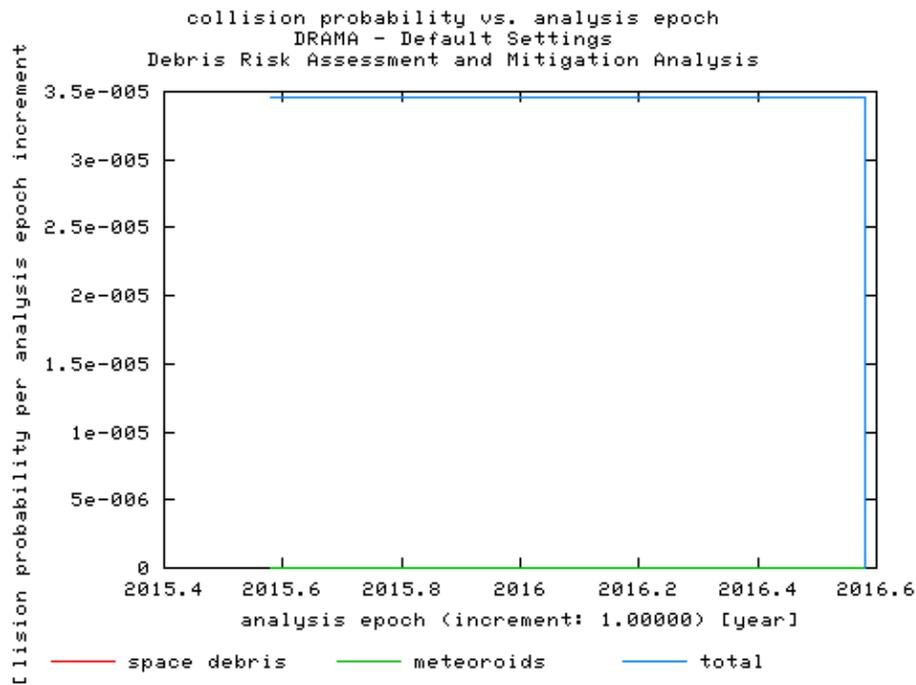


Figura 7.166 – Probabilidade de colisão por época.

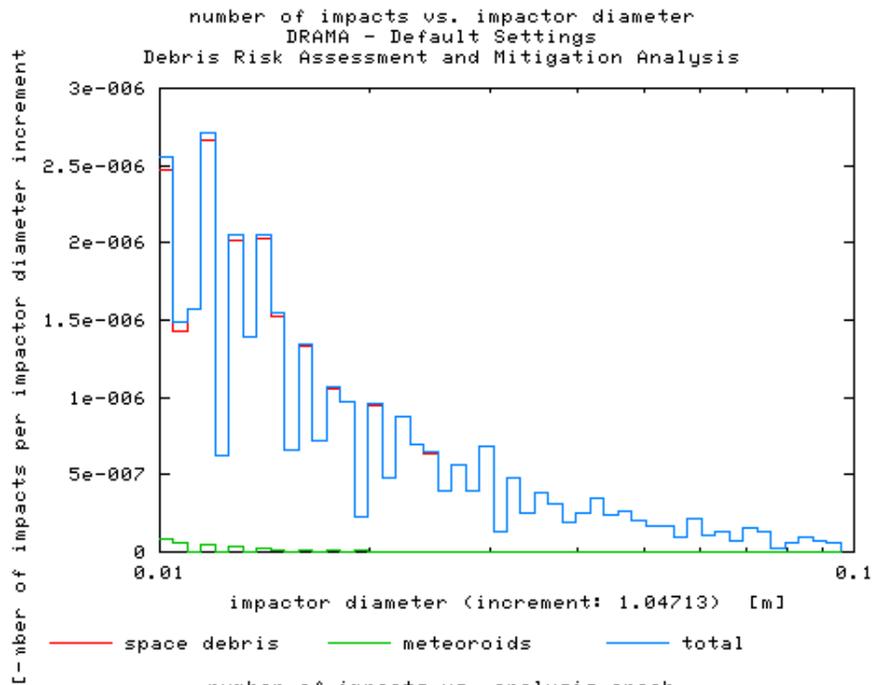


Figura 7.167 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

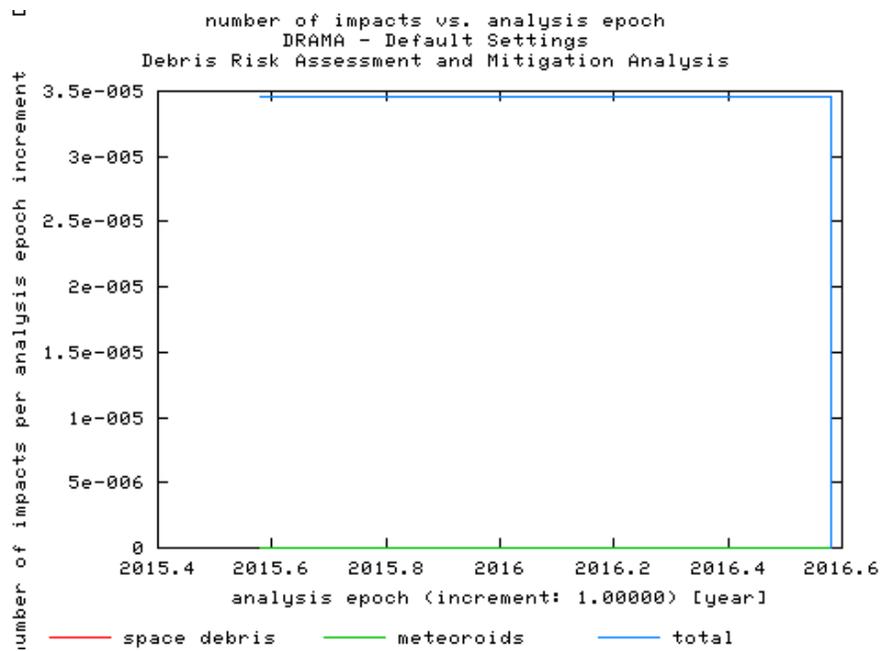


Figura 7.168 – Número de impacto por época.

7.2.3 Cenário Mitigação Total

7.2.3.1 Modo de Análise

7.2.3.1.1 Material Aleatório

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.169 – 7.172:

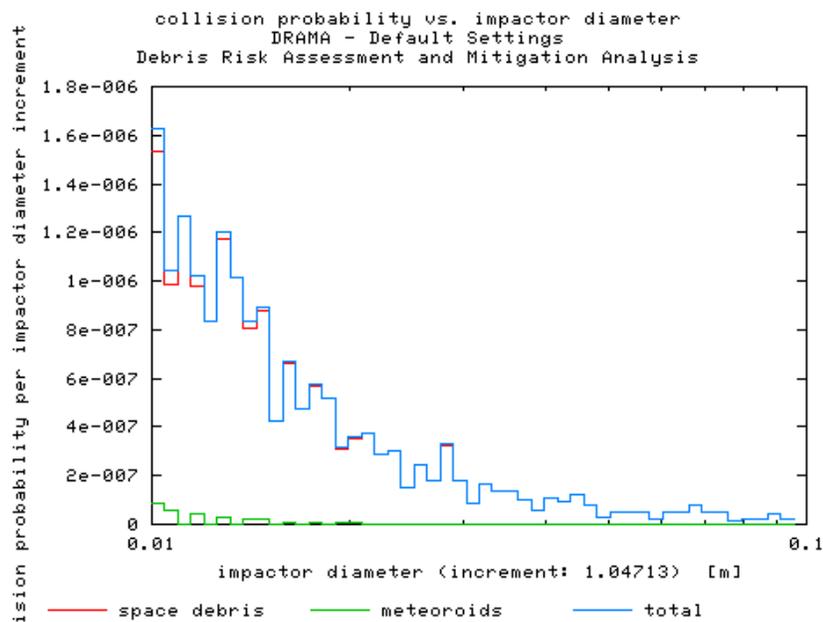


Figura 7.169 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

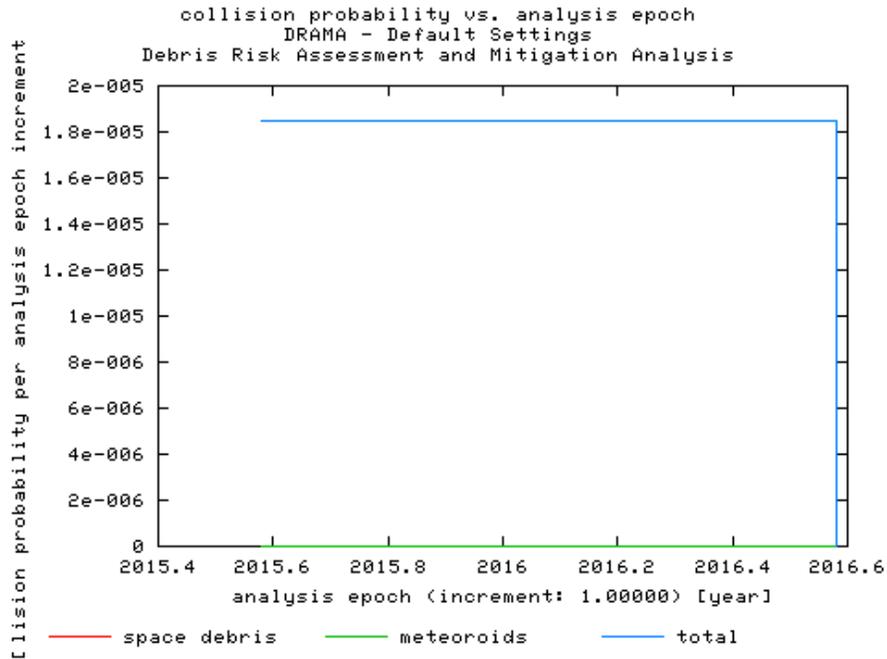


Figura 7.170 – Probabilidade de colisão por época.

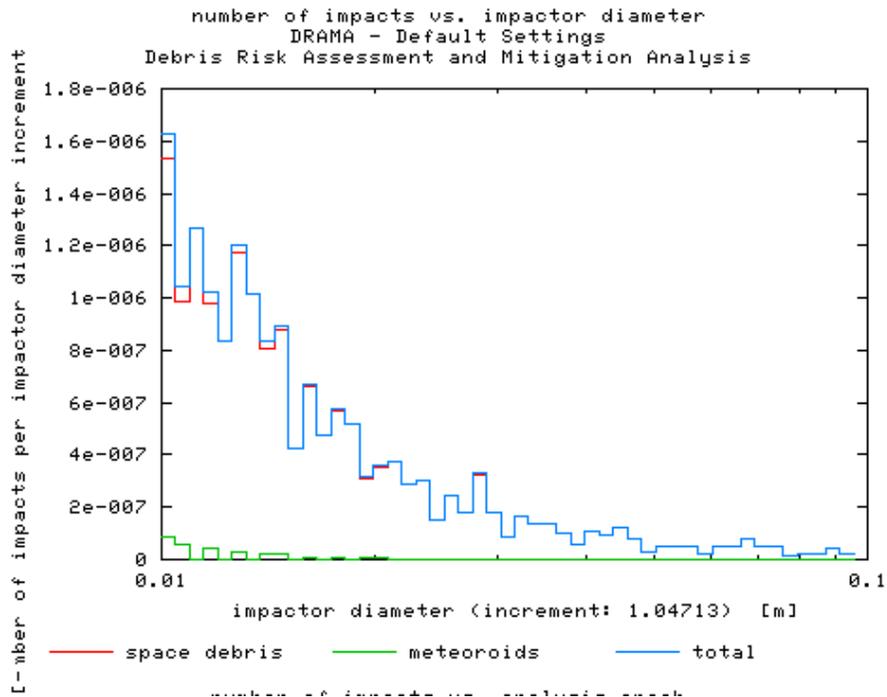


Figura 7.171 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

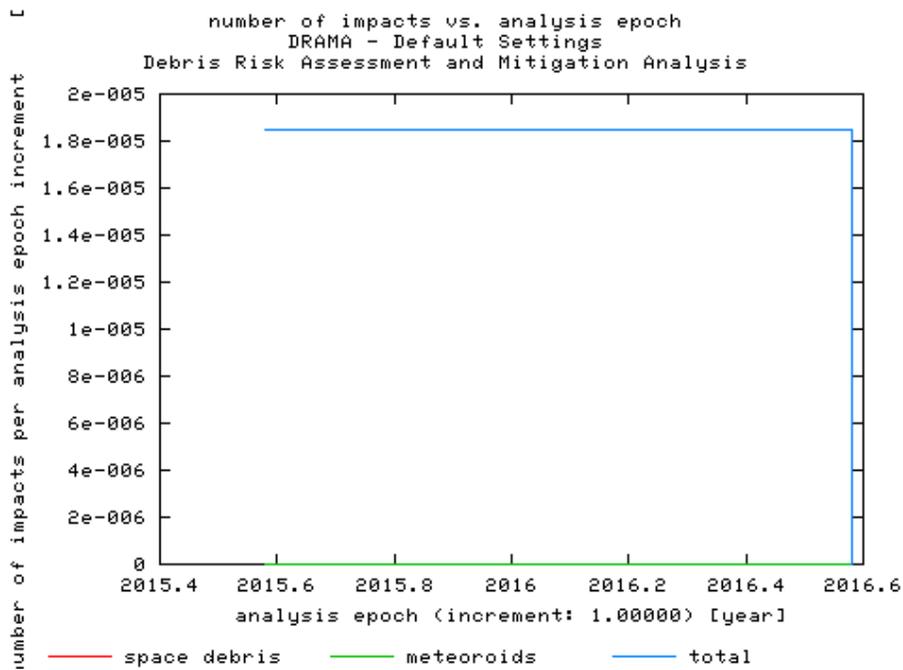


Figura 7.172 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.173 – 7.176:

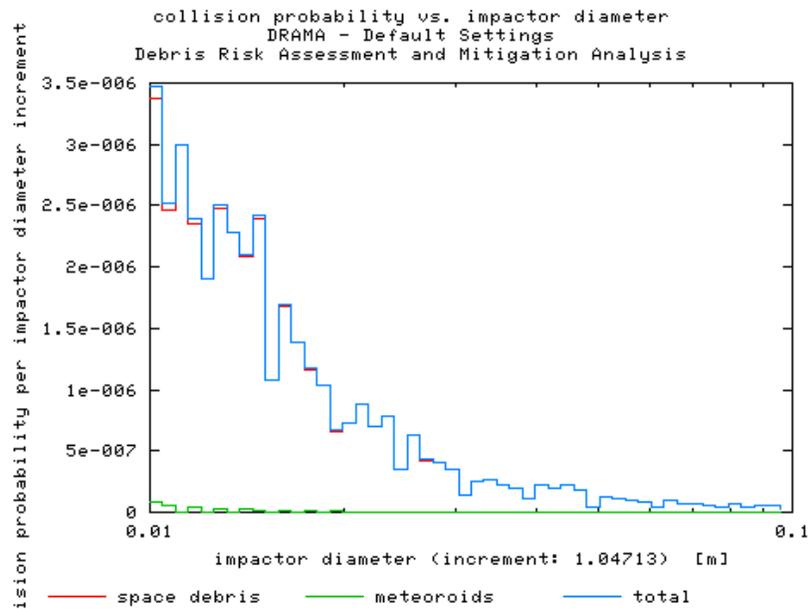


Figura 7.173 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

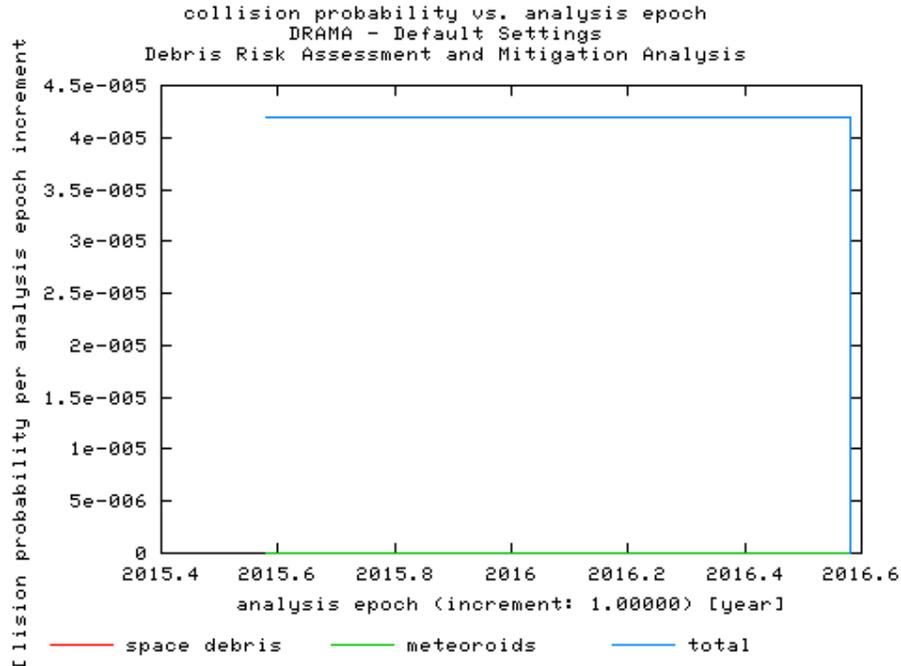


Figura 7.174 – Probabilidade de colisão por época.

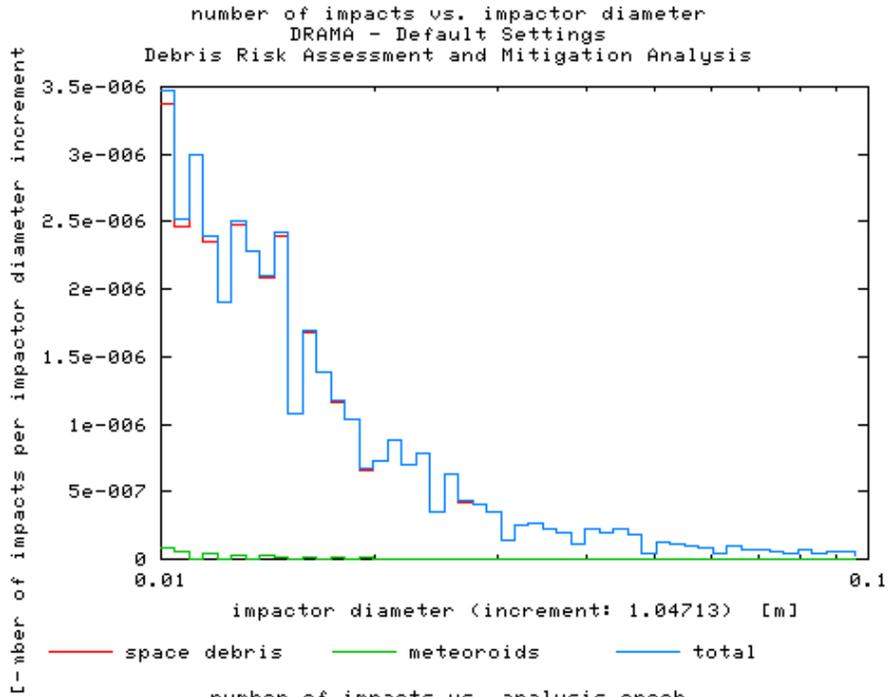


Figura 7.175 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

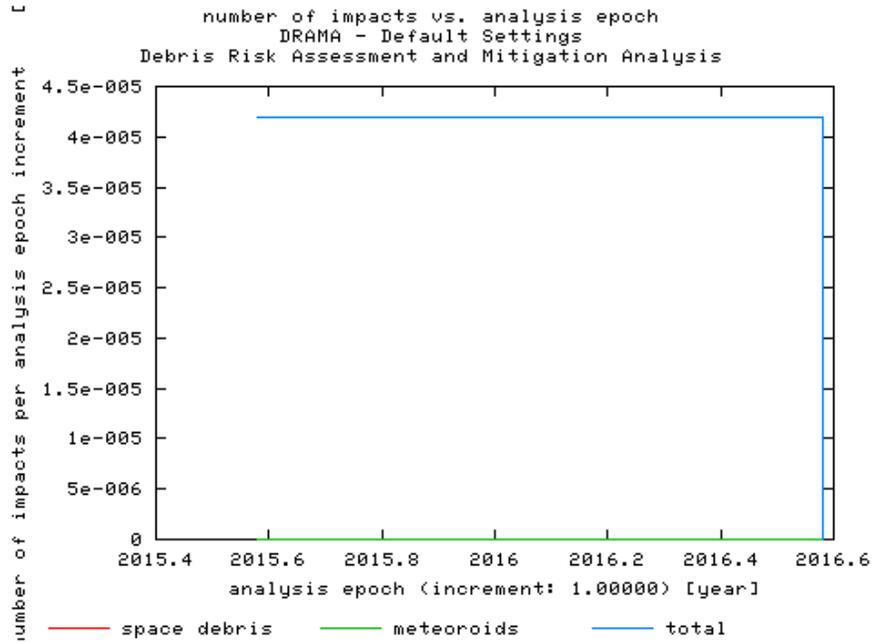


Figura 7.176 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.177 – 7.180:

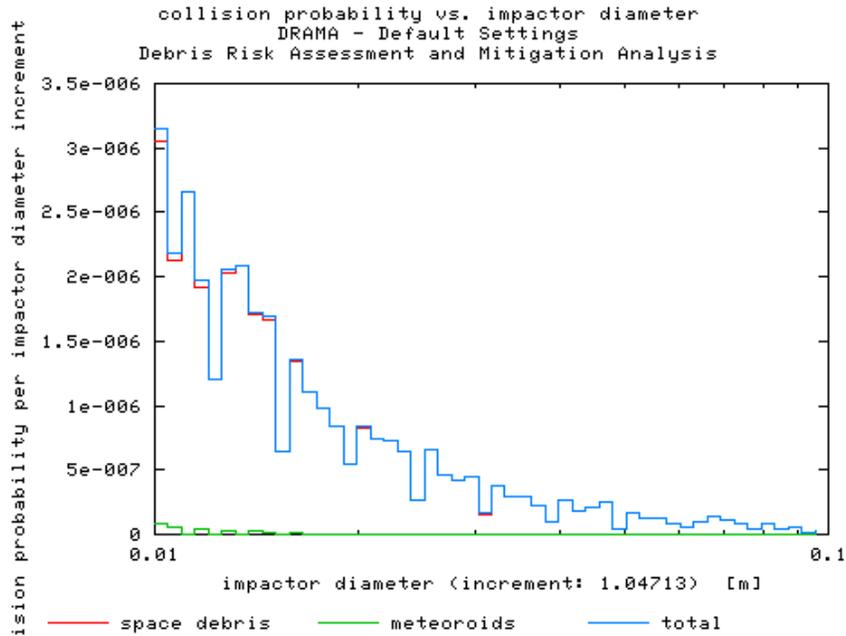


Figura 7.177 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

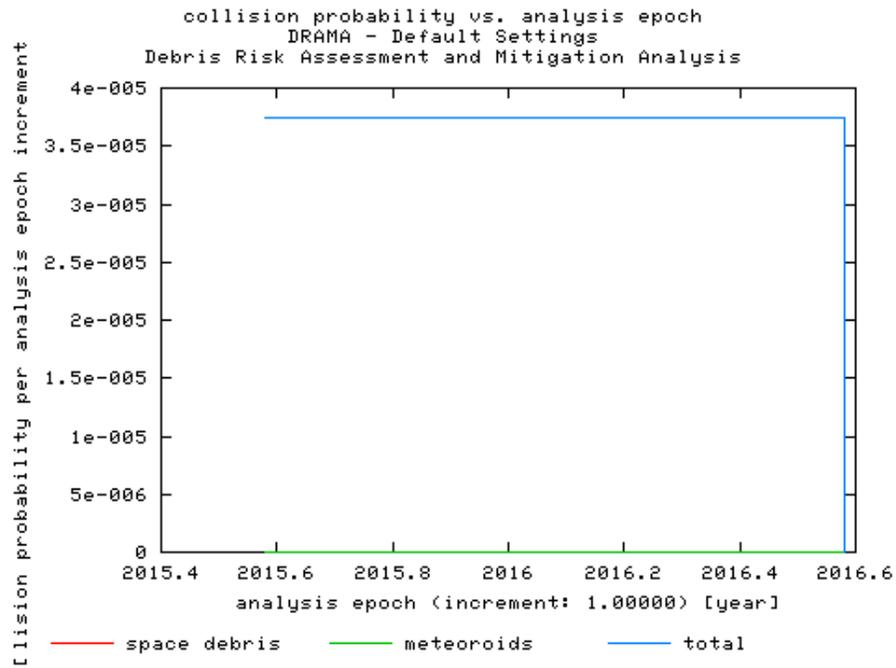


Figura 7.178 – Probabilidade de colisão por época.

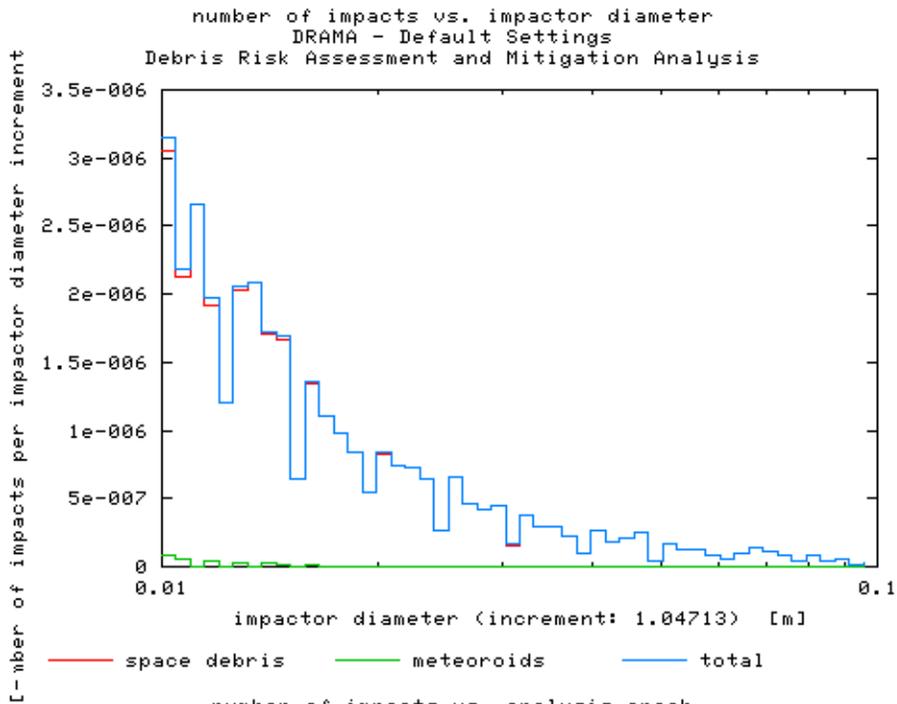


Figura 7.179 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

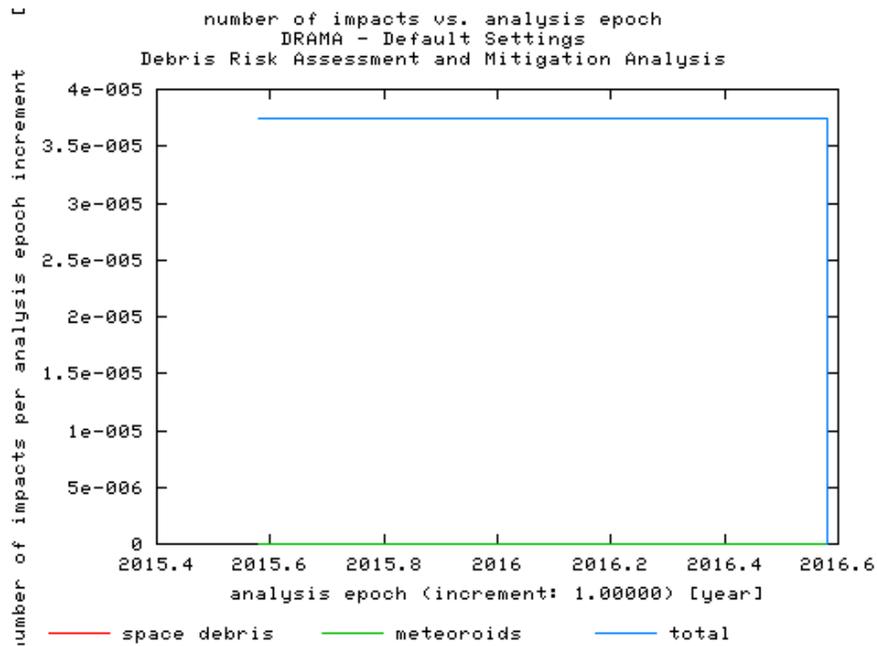


Figura 7.180 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.181 – 7.184:

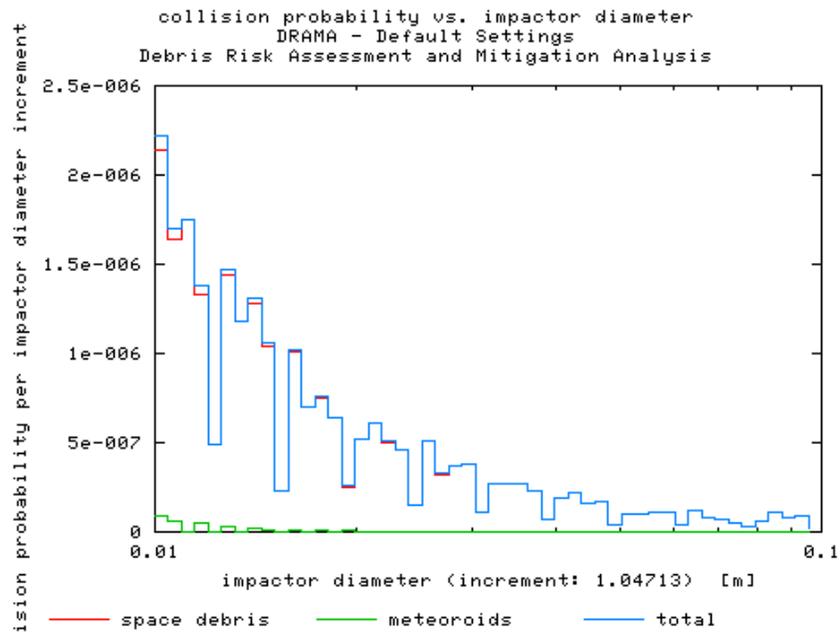


Figura 7.181 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

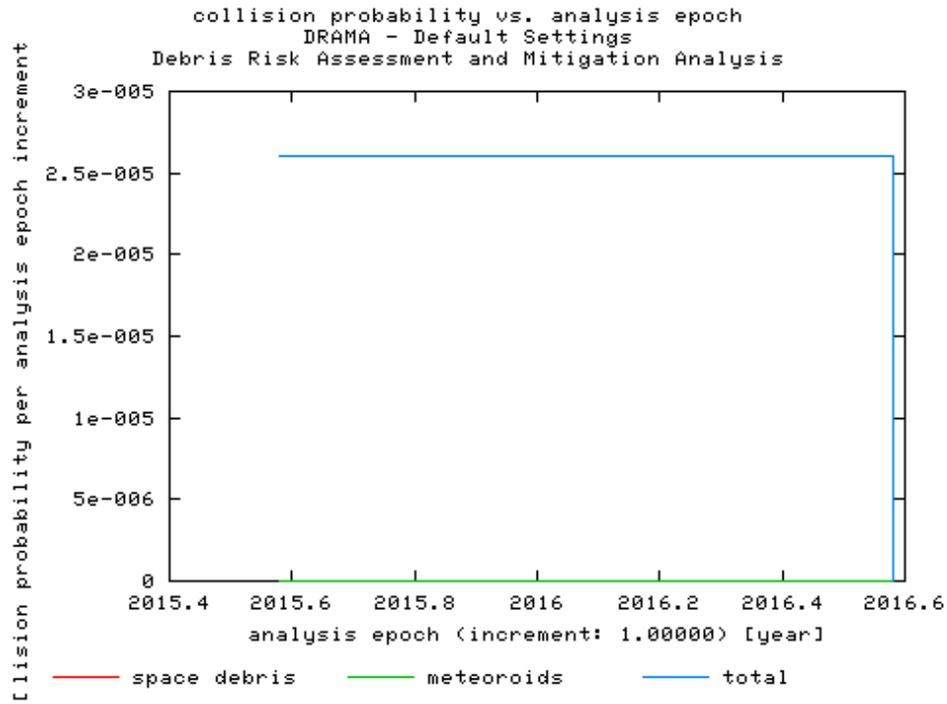


Figura 7.182 – Probabilidade de colisão por época.

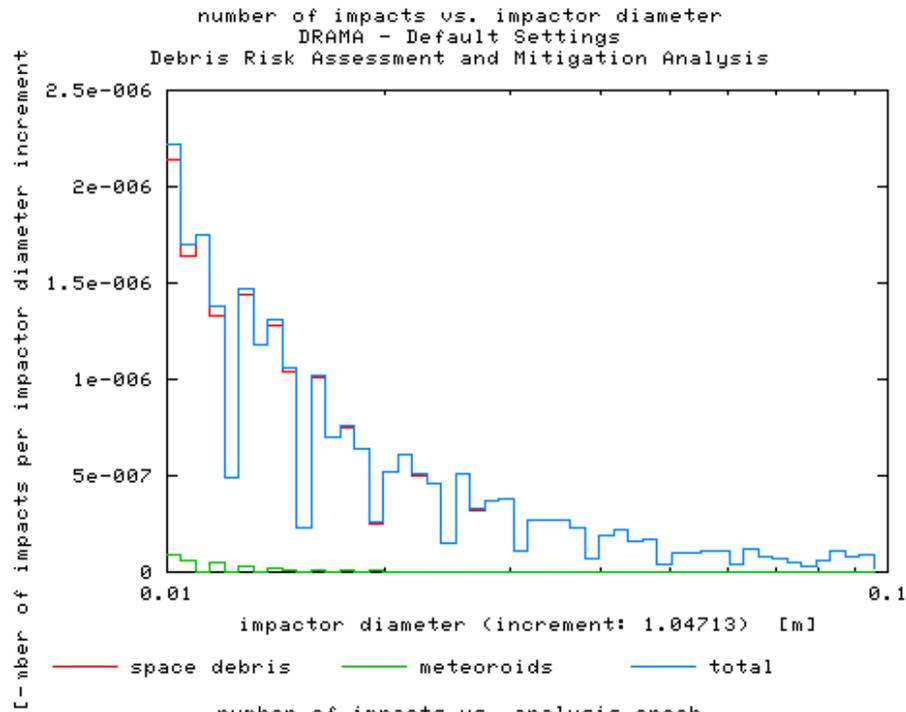


Figura 7.183 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

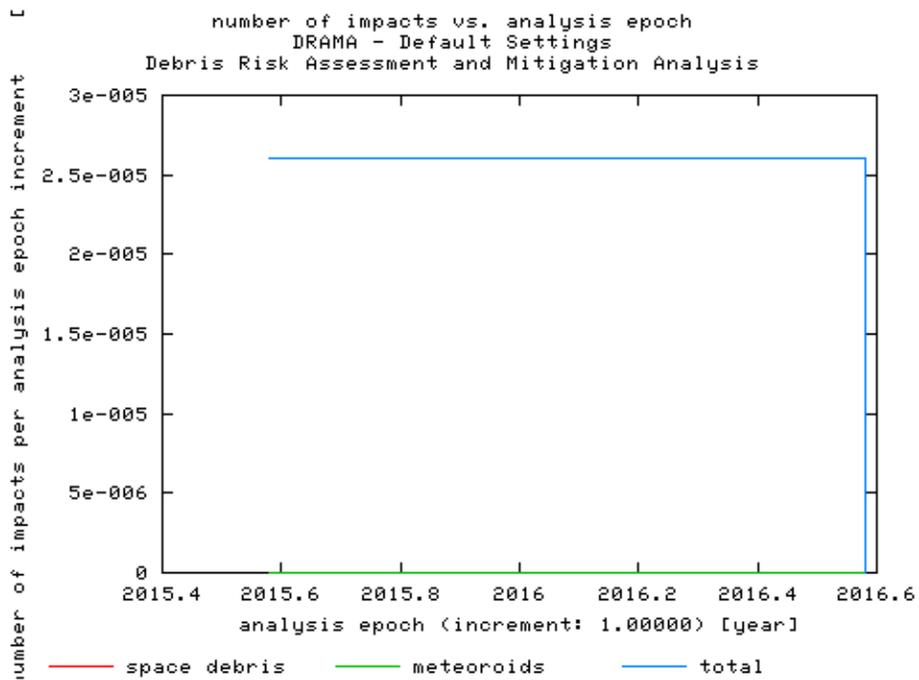


Figura 7.184 – Número de impacto por época.

7.2.3.1.2 Material Esférico

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.185 – 7.188:

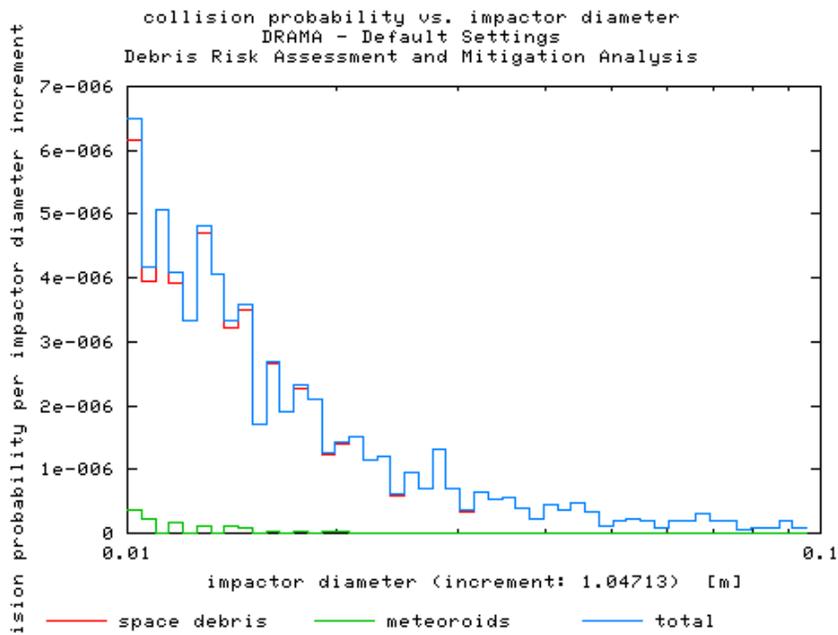


Figura 7.185 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

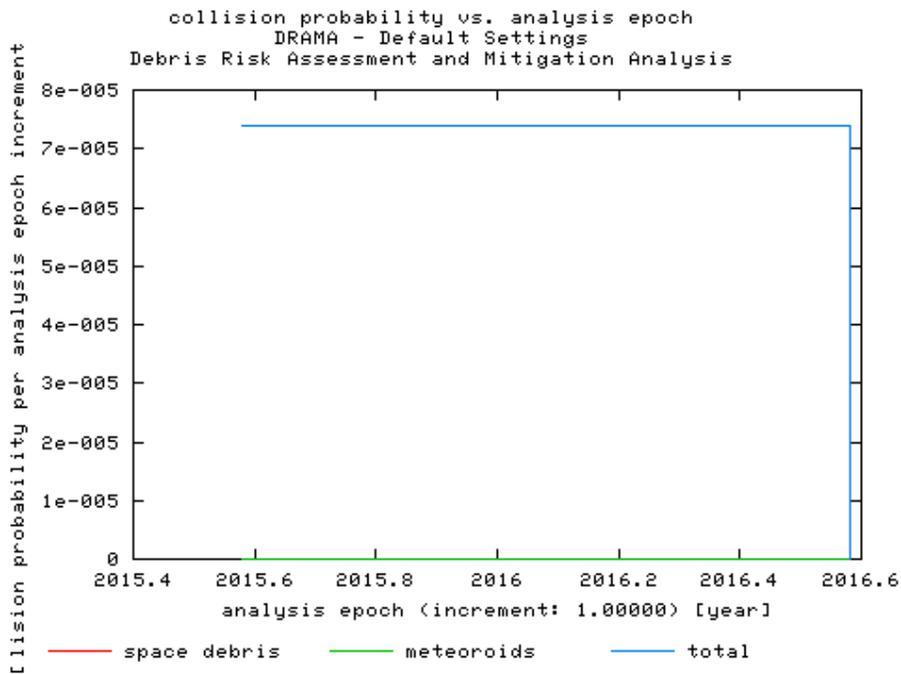


Figura 7.186 – Probabilidade de colisão por época.

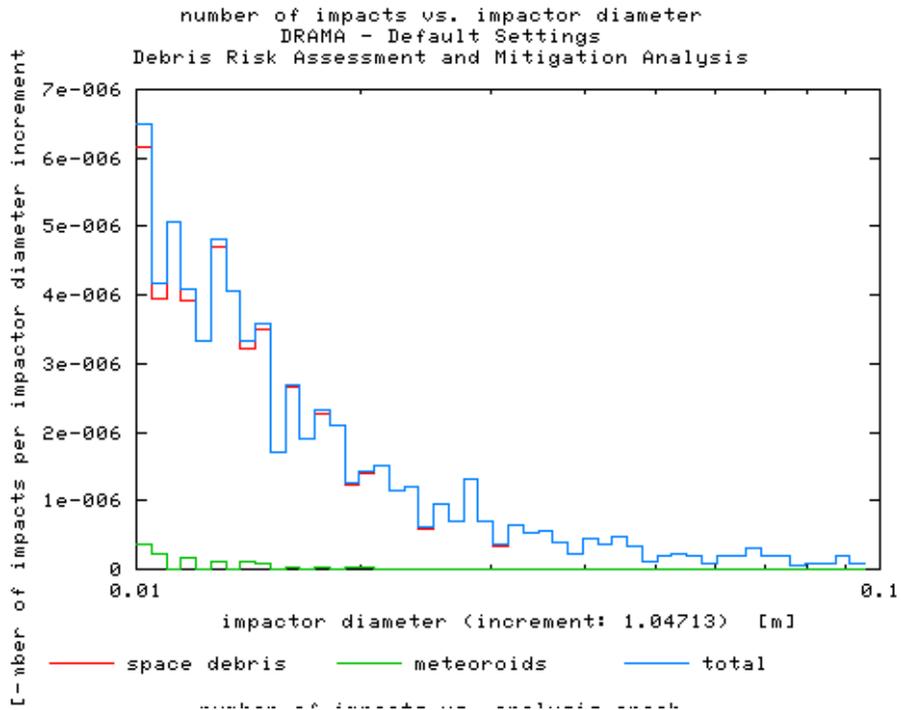


Figura 7.187 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

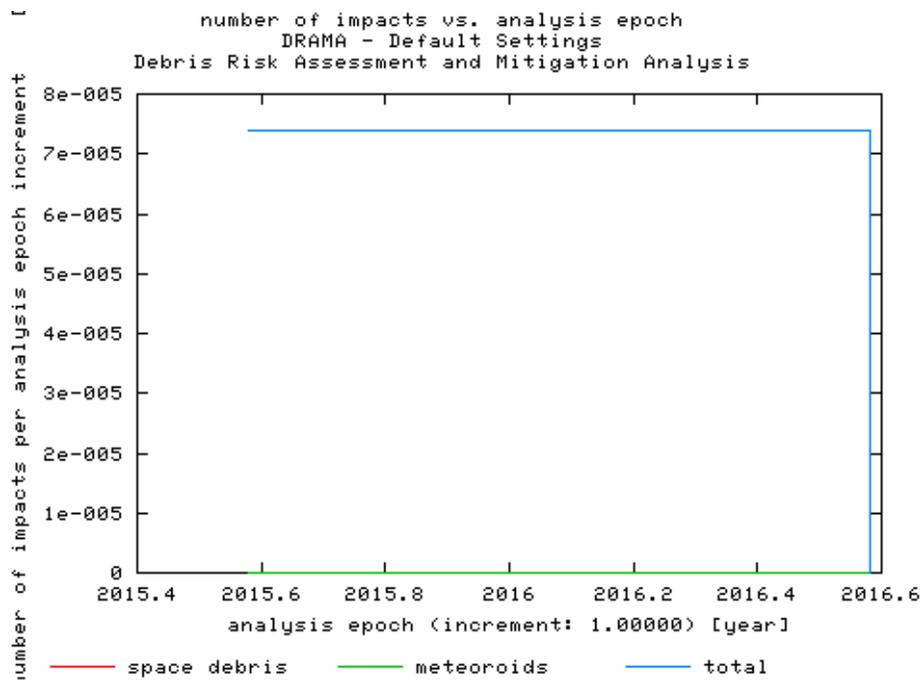


Figura 7.188 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.189 – 7.192:

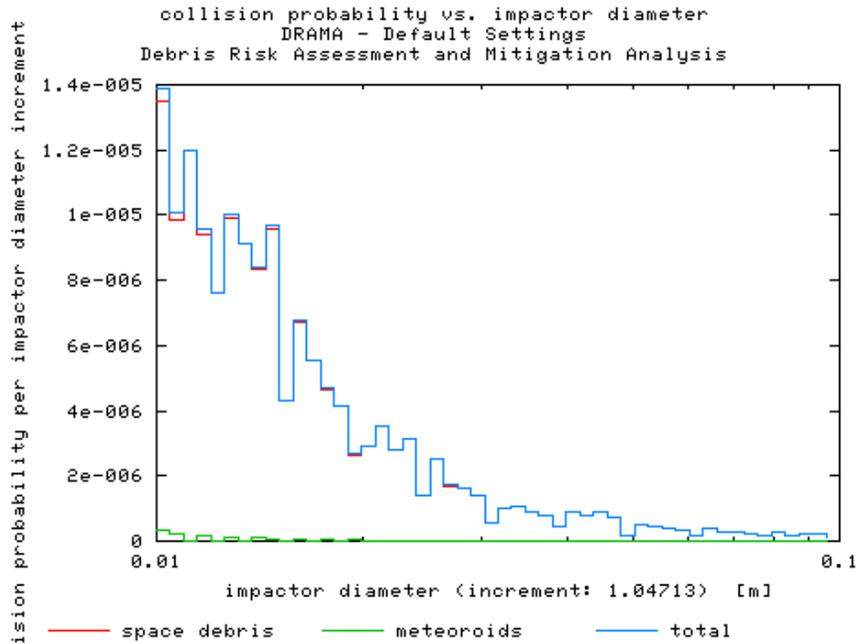


Figura 7.189 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

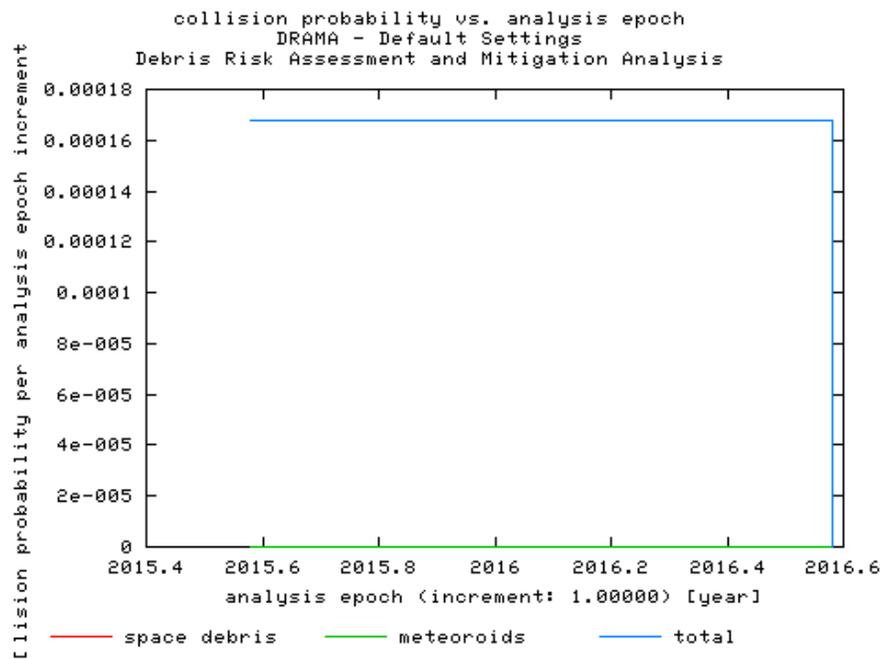


Figura 7.190 – Probabilidade de colisão por época.

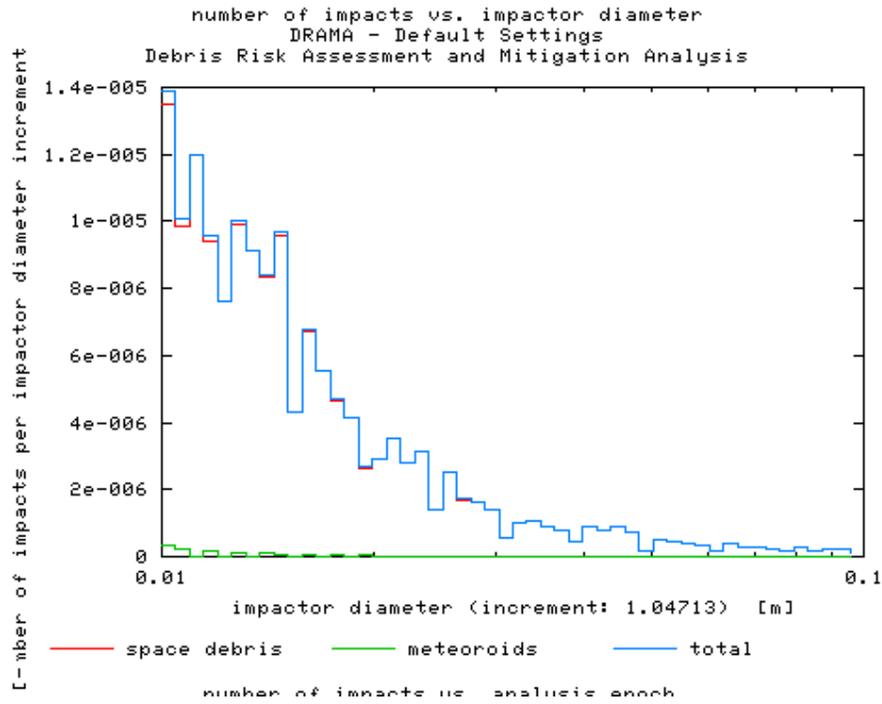


Figura 7.191 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

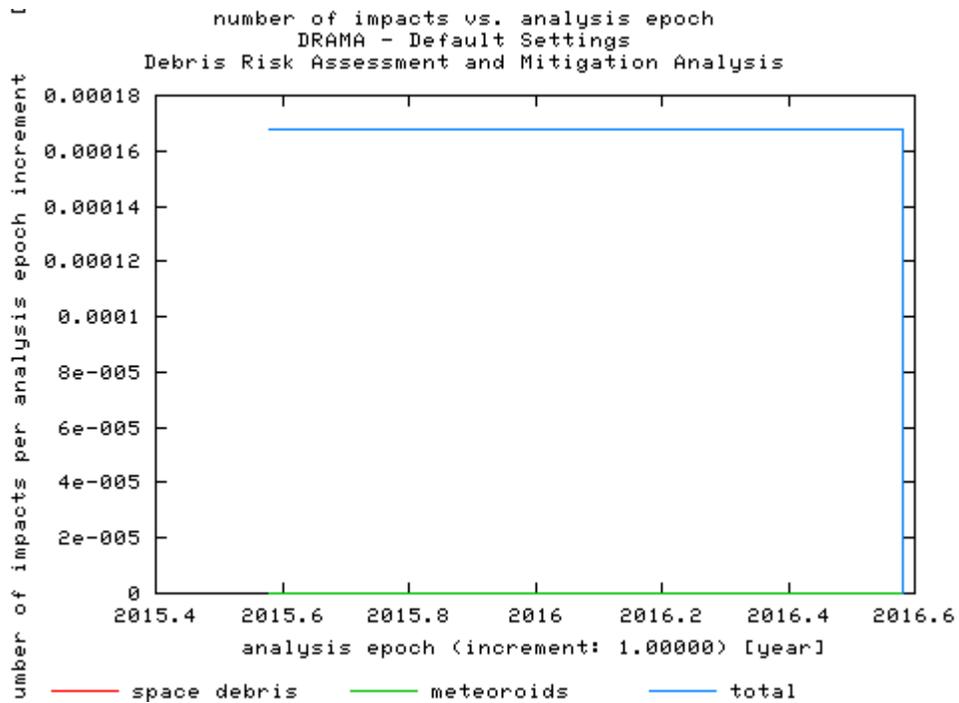


Figura 7.192 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.193 – 7.196:

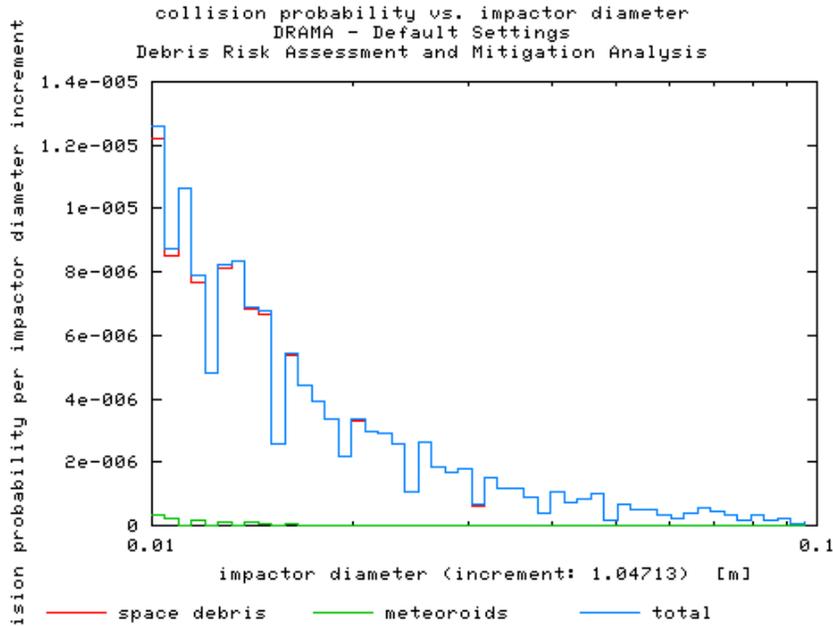


Figura 7.193 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

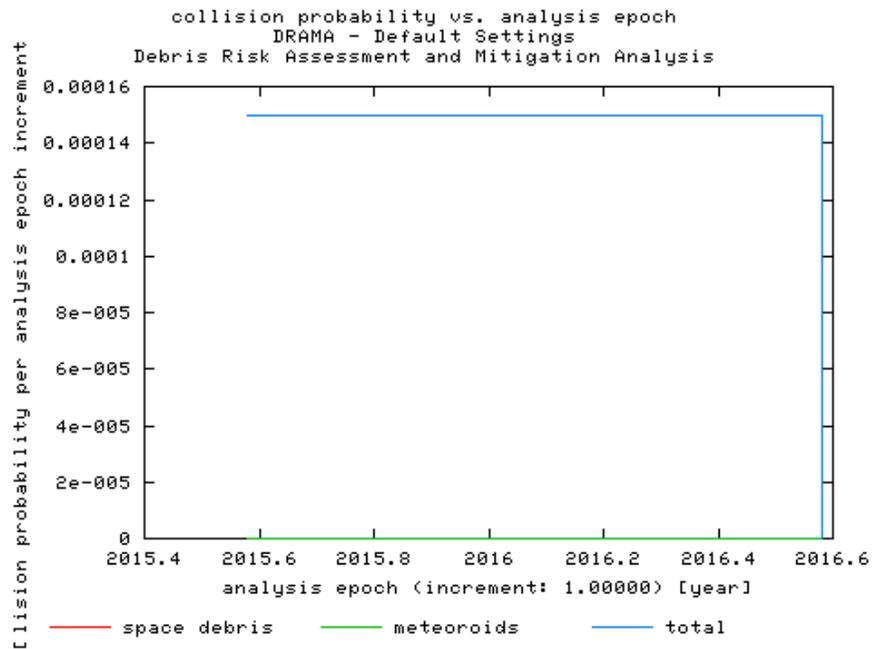


Figura 7.194 – Probabilidade de colisão por época.

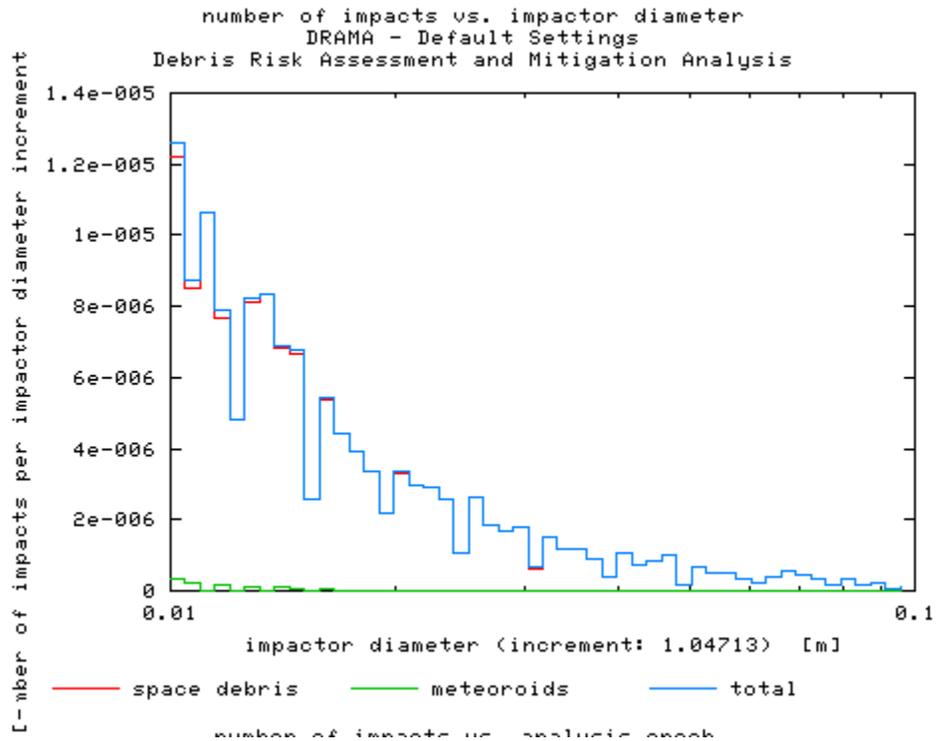


Figura 7.195 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

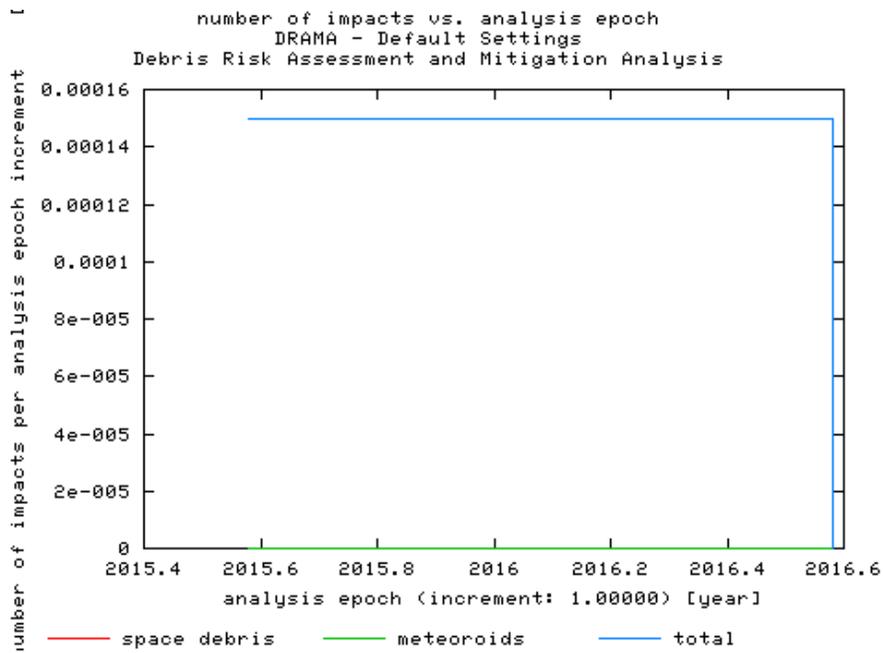


Figura 7.196 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.197 – 7.200:

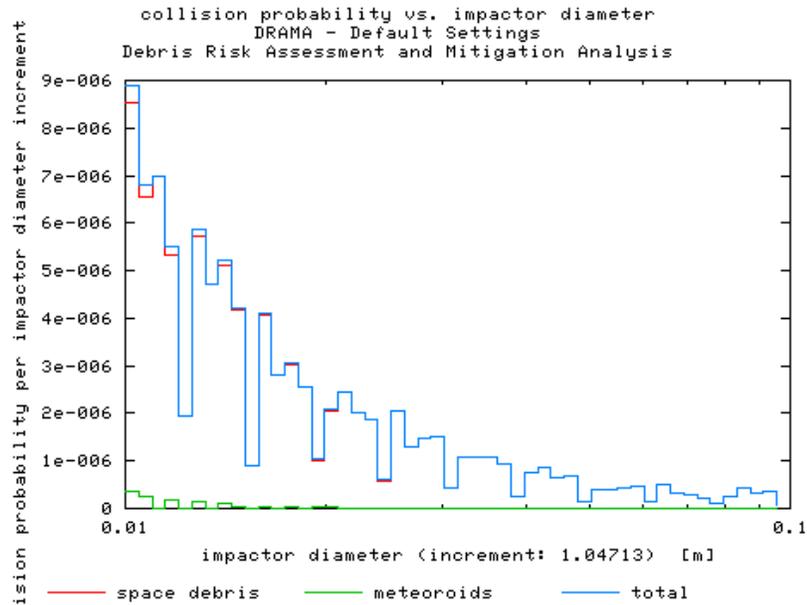


Figura 7.197 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

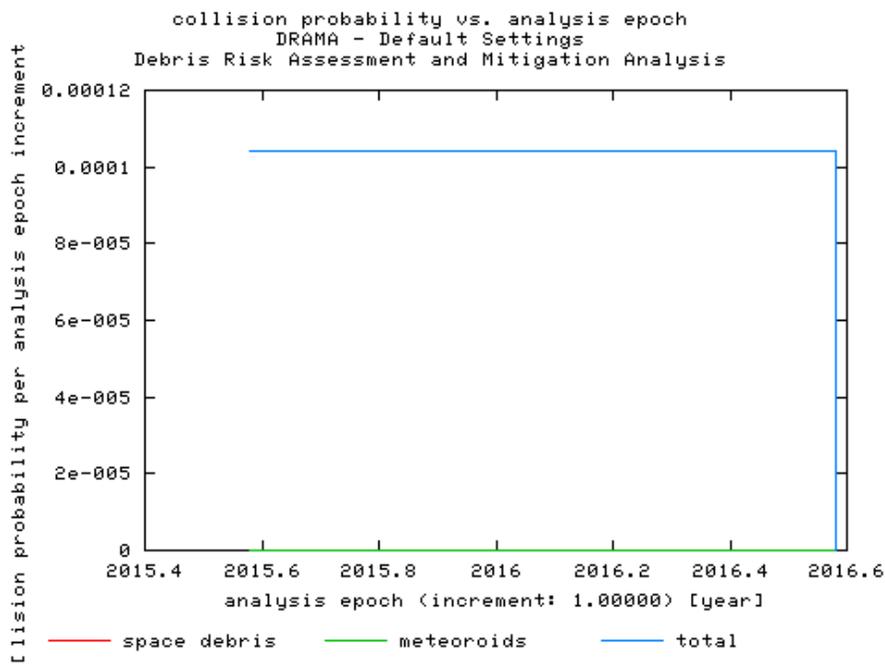


Figura 7.198 – Probabilidade de colisão por época.

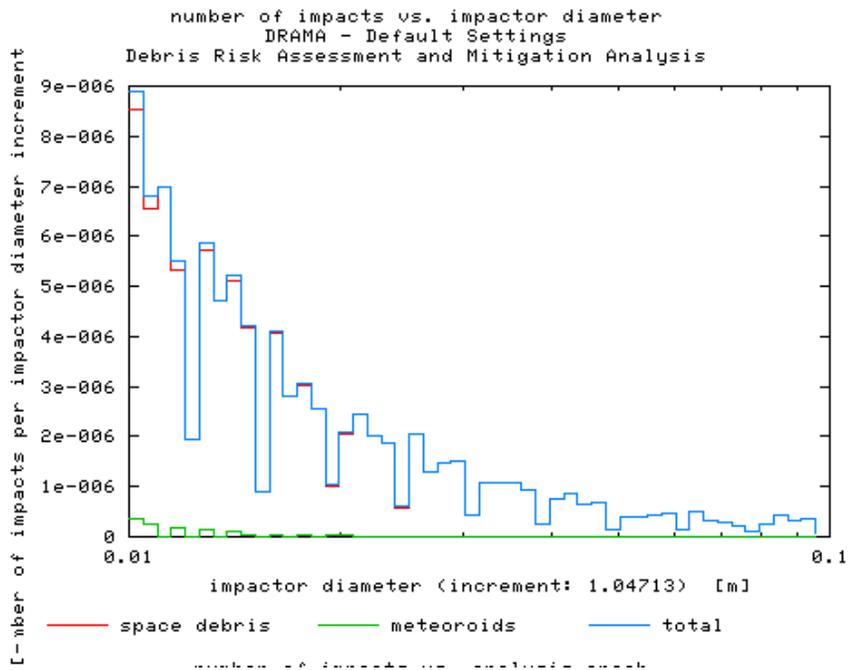


Figura 7.199 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

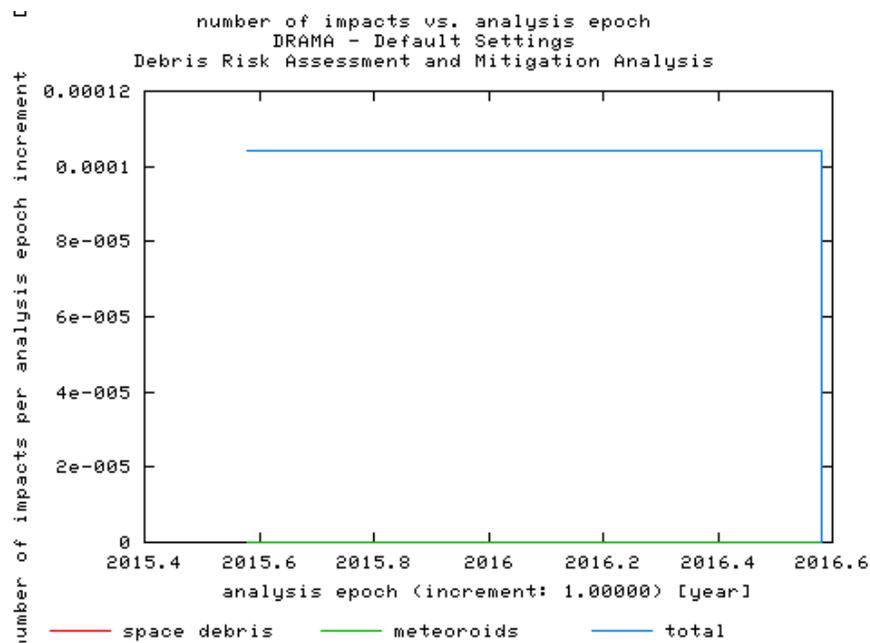


Figura 7.200 – Número de impacto por época.

7.2.3.2 Opções de População

7.2.3.2.1 Intervalo de Tamanho de Massa

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 700 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.201 – 7.204:

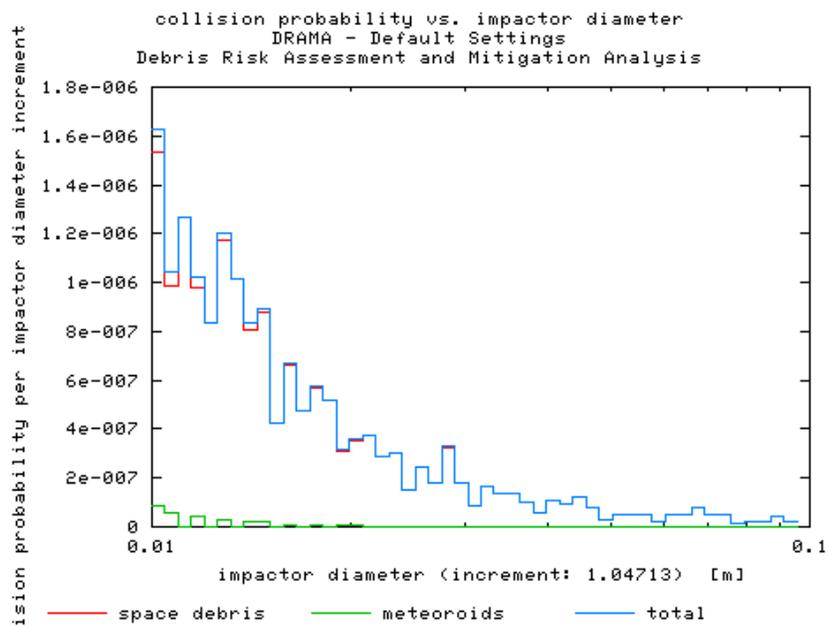


Figura 7.201 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

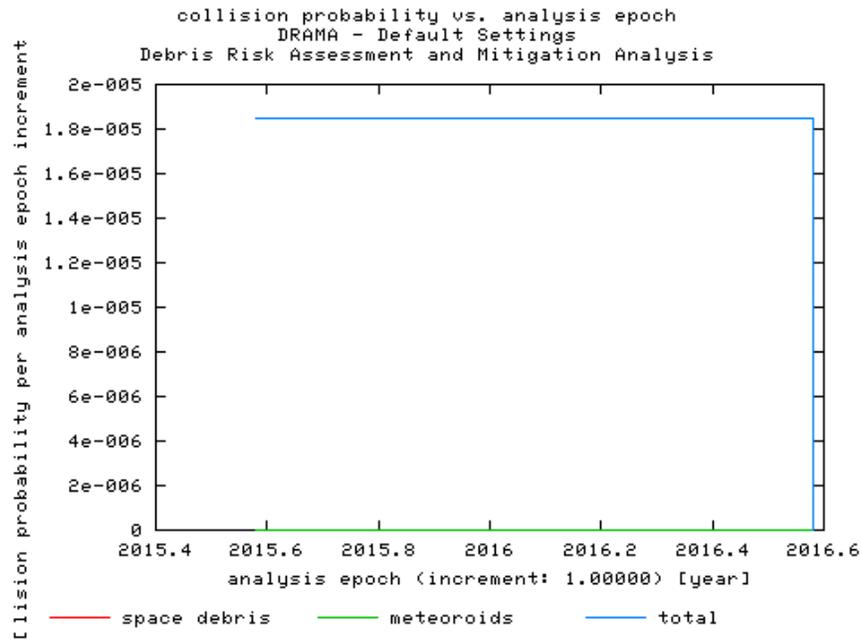


Figura 7.202 – Probabilidade de colisão por época.

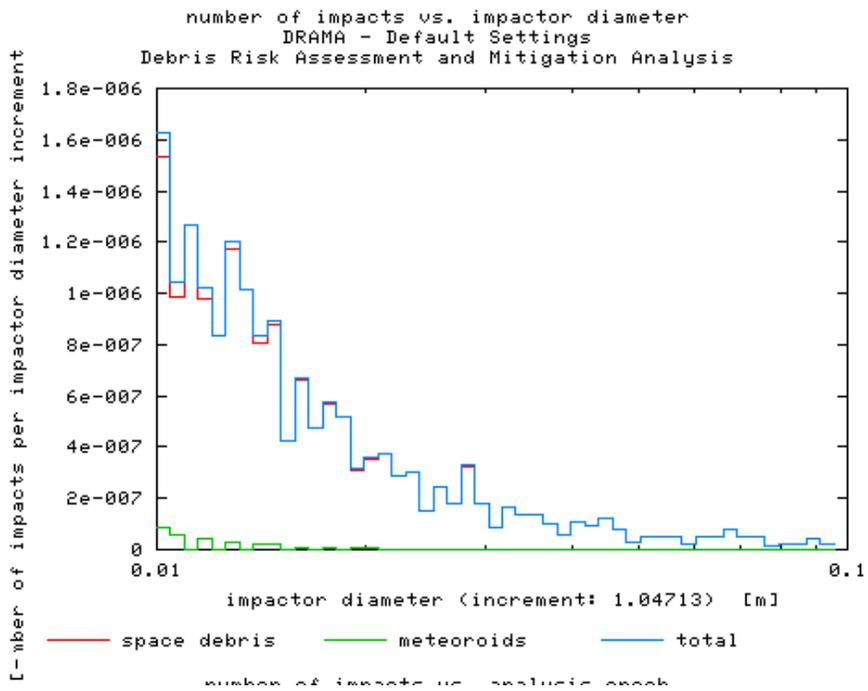


Figura 7.203 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

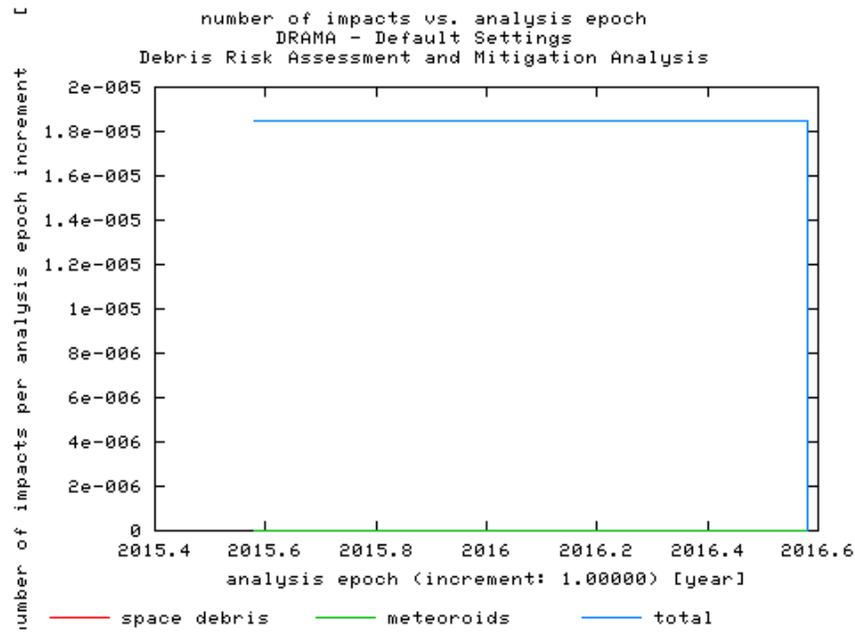


Figura 7.204 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 800 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.205 – 7.208:

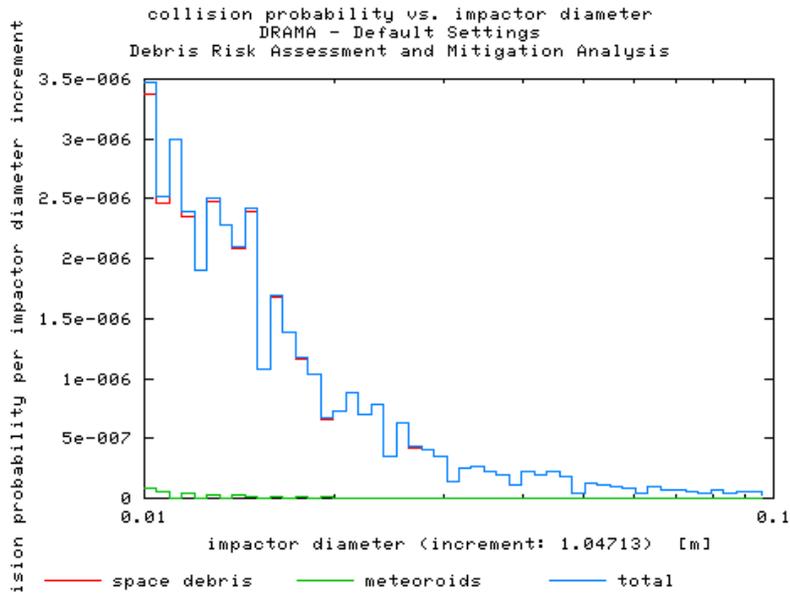


Figura 7.205 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

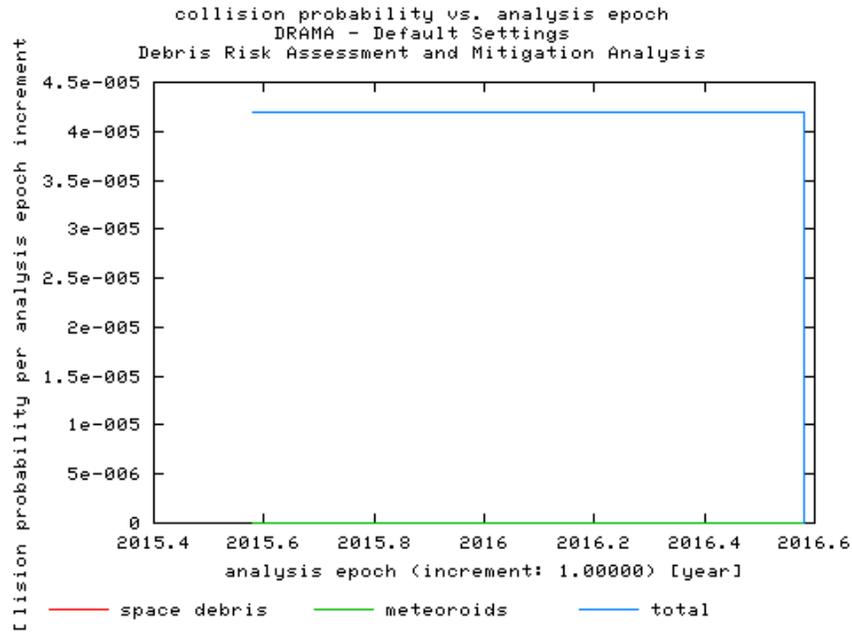


Figura 7.206 – Probabilidade de colisão por época.

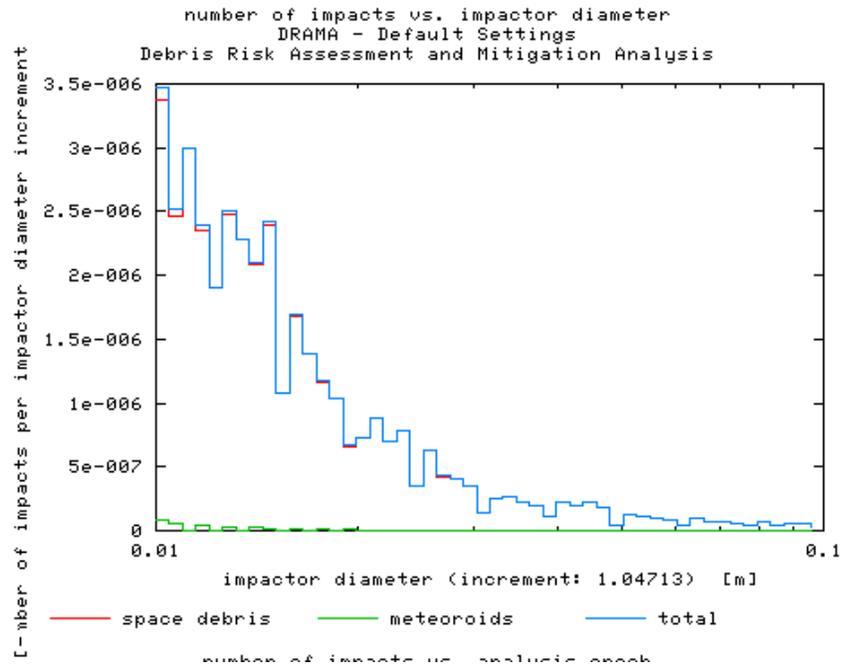


Figura 7.74 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

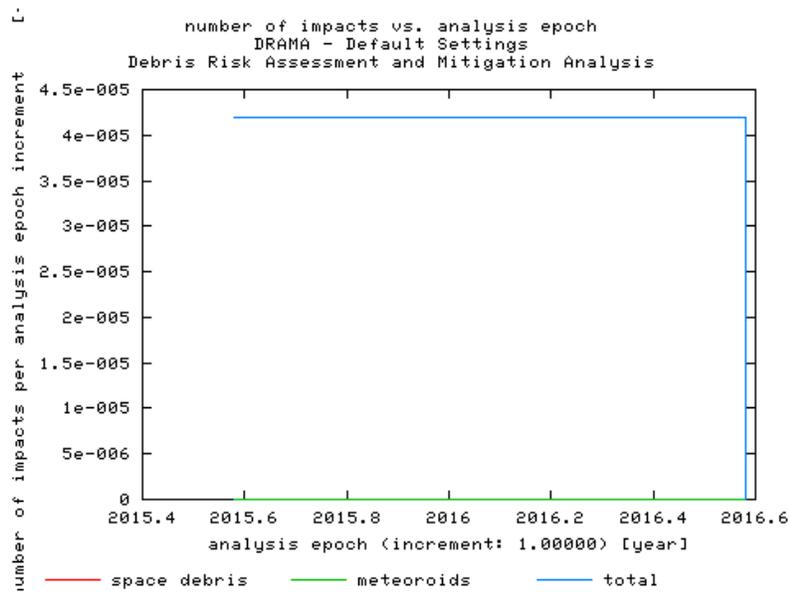


Figura 7.208 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 900 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.209 – 7.212:

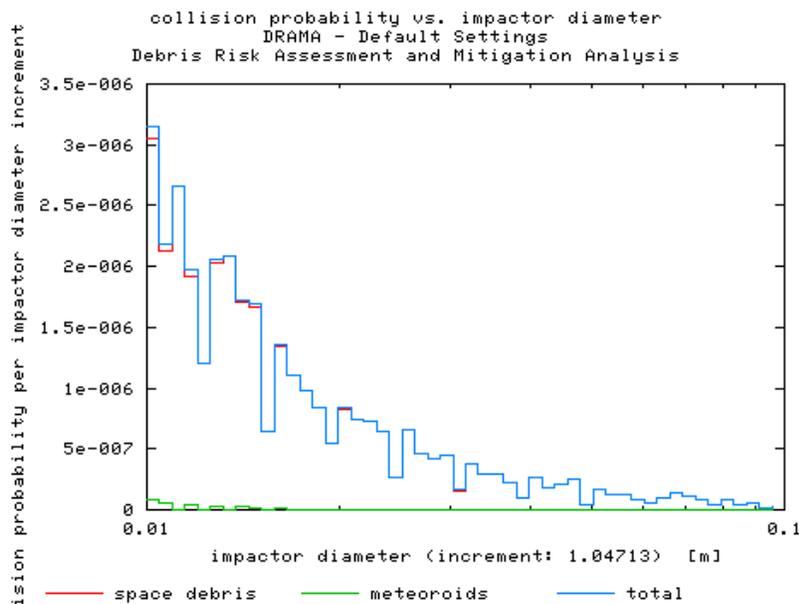


Figura 7.209 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

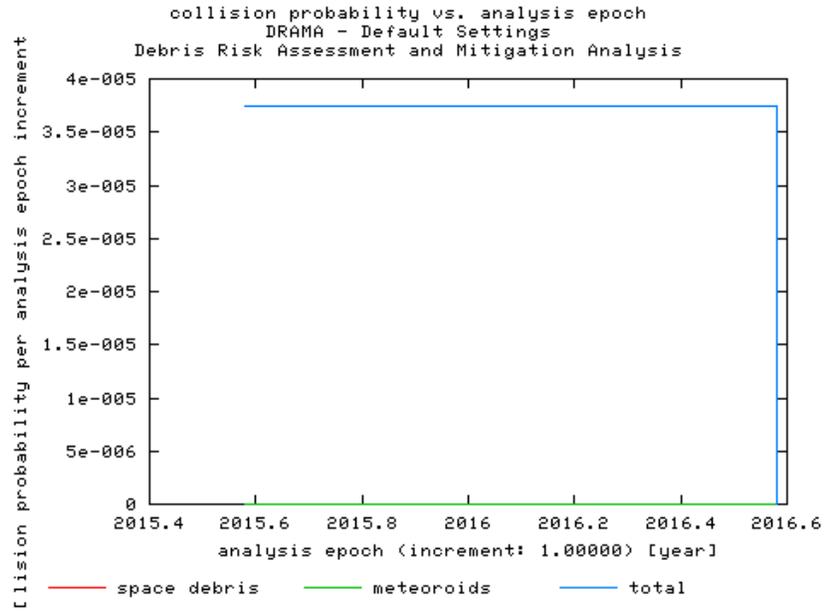


Figura 7.210 – Probabilidade de colisão por época.

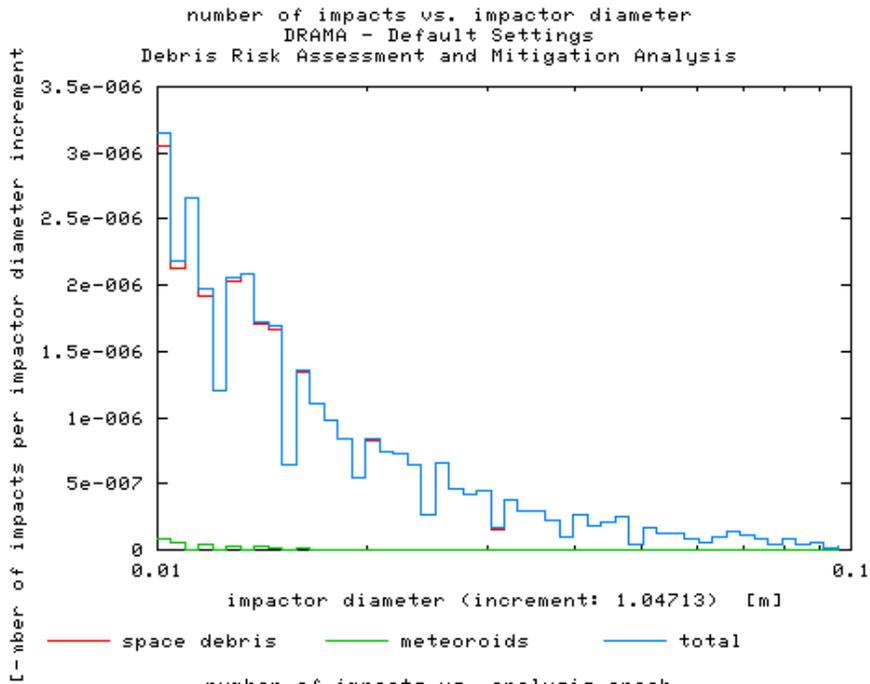


Figura 7.211 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

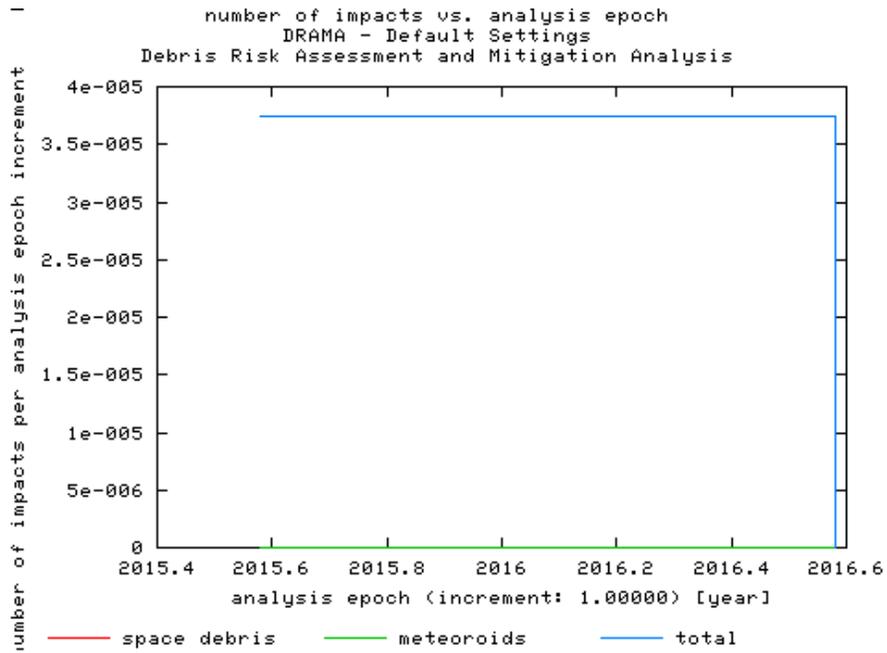


Figura 7.212 – Número de impacto por época.

Utilizando os dados citados na tabela 7.2, porém com altura de 1000 km foram obtidos gráficos como os das Figuras 7.213 – 7.216:

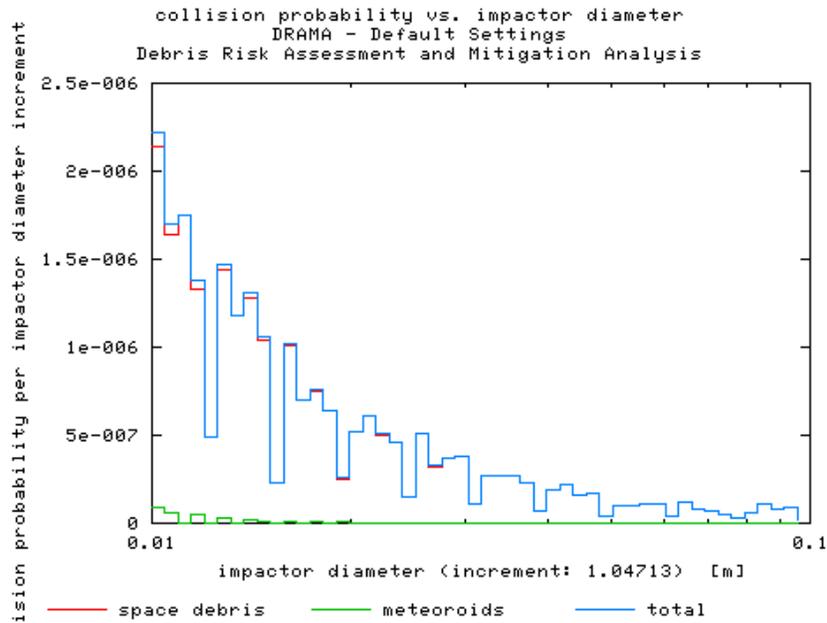


Figura 7.213 – Probabilidade de colisão por impacto em diâmetro.

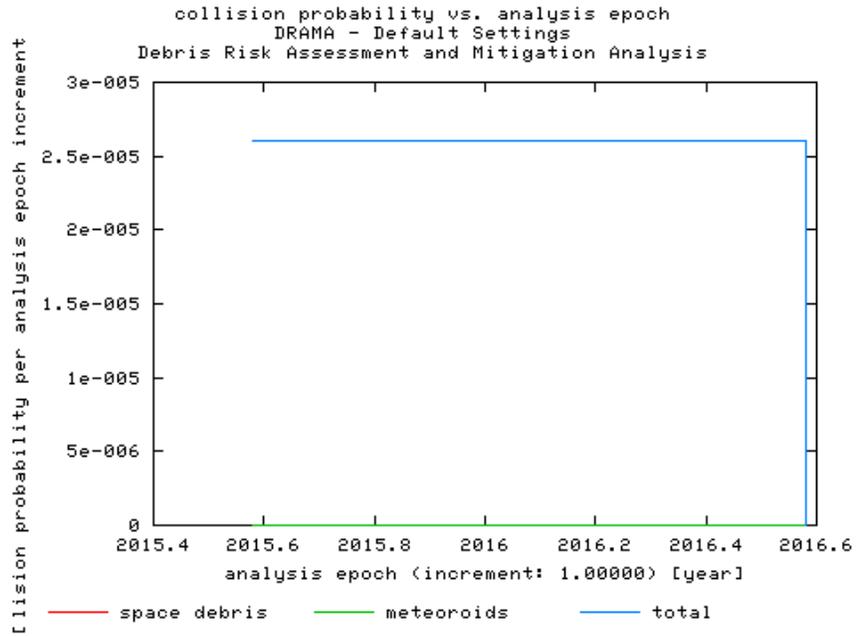


Figura 7.214 – Probabilidade de colisão por época.

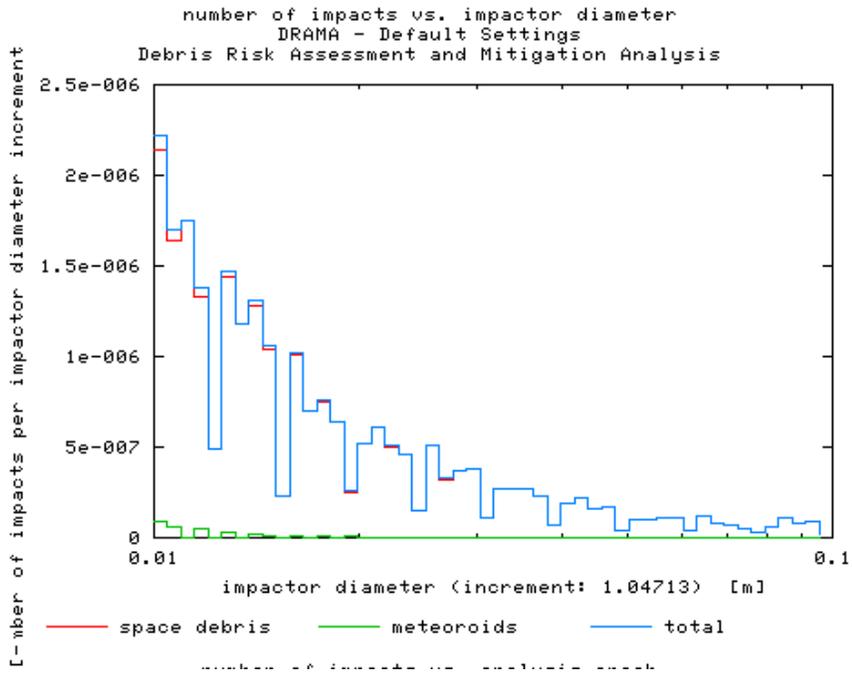


Figura 7.215 – Número de impacto por impacto em diâmetro.

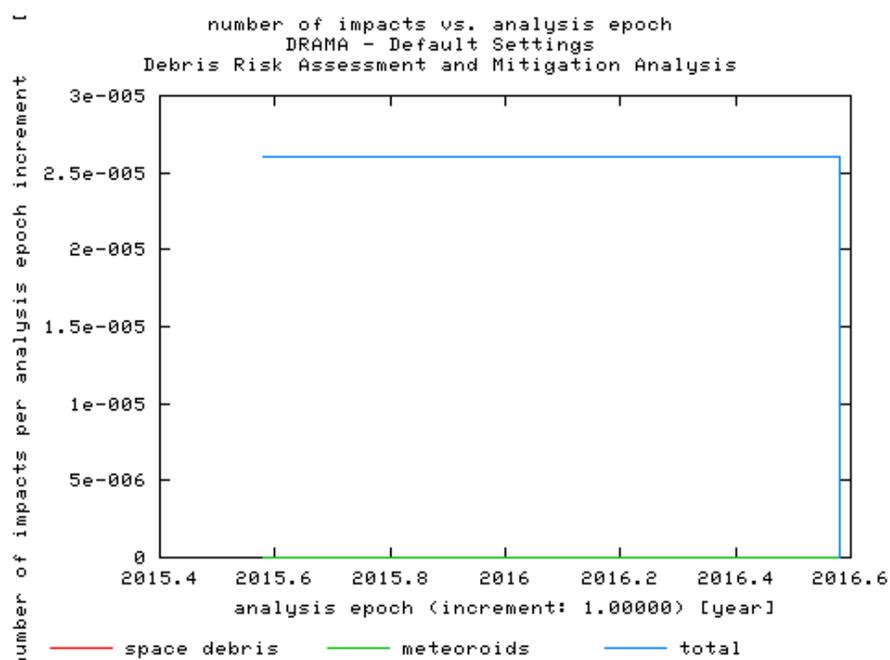


Figura 7.216 – Número de impacto por época.

Ao analisar os estudos feitos, observa-se que a probabilidade de colisão do satélite com detritos espaciais é maior que a probabilidade de colisão com meteoróides. Este comportamento é derivado das expressões da tabela 5.2. Portanto a probabilidade de colisão não pode ser maior que um valor unitário.

7.3- OSCAR

O Software OSCAR (Orbital Naves Active Removal) é o módulo do DRAMA responsável por avaliar as manobras de eliminação de corpos espaciais inativos e avaliar o cumprimento das últimas fases de uma missão de acordo com o Código de Conduta.

Com o Software OSCAR, foram realizadas simulações de condição espacial. Porém devido a insuficiência de dados fornecidos para o estudo da Missão Cosmo Gal, alguns dados utilizados nas simulações, foram sugeridos pelo software.

A seguir os dados utilizados nas simulações:

Tabela 7.3: Parâmetros de entrada do OSCAR.

Parâmetros de Entrada	Valores
Órbita do Satélite	Altura / Semi-eixo maior: 700 km / 7078.14km; 800 km / 7178.14km; 900 km / 7278.14km; 1000 km / 7378.14km. Excentricidade: 1×10^{-4} Inclinação: 90° Nodo ascendente: 0° Argumento do Perigeu: 0° Longitude: 75° *
Parâmetros do Satélite	Área da seção transversal: 15.2 m^2 Massa seca: 1000.0 kg * Coeficiente de tração: $2.2 [-]$ * Coeficiente da pressão de radiação solar: $1.2 [-]$ *
Opções de Eliminação / Remoção	Delayed de-orbit from LEO
Incertezas do satélite	Along track: 0.01 Km Cross-Track: 0.01 Km Radial: 0.01 Km
Propelente utilizado	Hidrazina - H_2O_2 (Monopropelente), N_2H_4 (Monopropulsores).
Impulso Especifico (Propulsão)	200 s
Limite de Vida	25 anos *

* Valores sugeridos pelo Software.

Com esses parâmetros de entrada do satélite e da população de detritos foram obtidos os seguintes gráficos nas simulações:

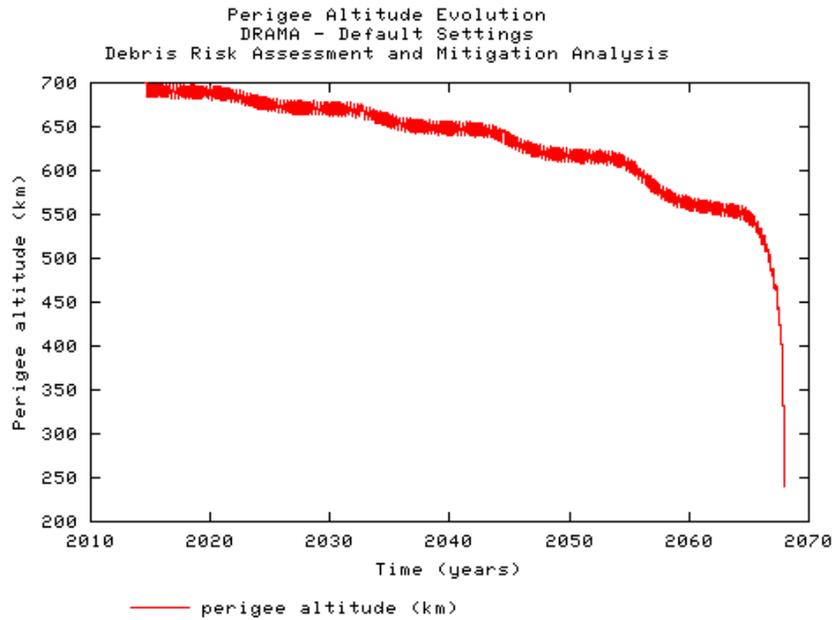


Figura 7.217 - Para uma altura de 700 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).

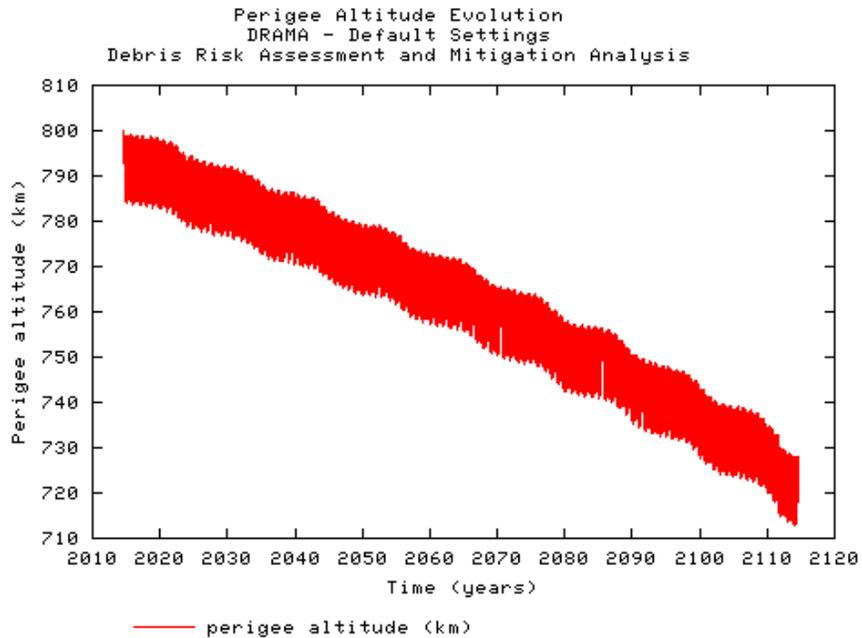


Figura 7.218 - Para uma altura de 800 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).

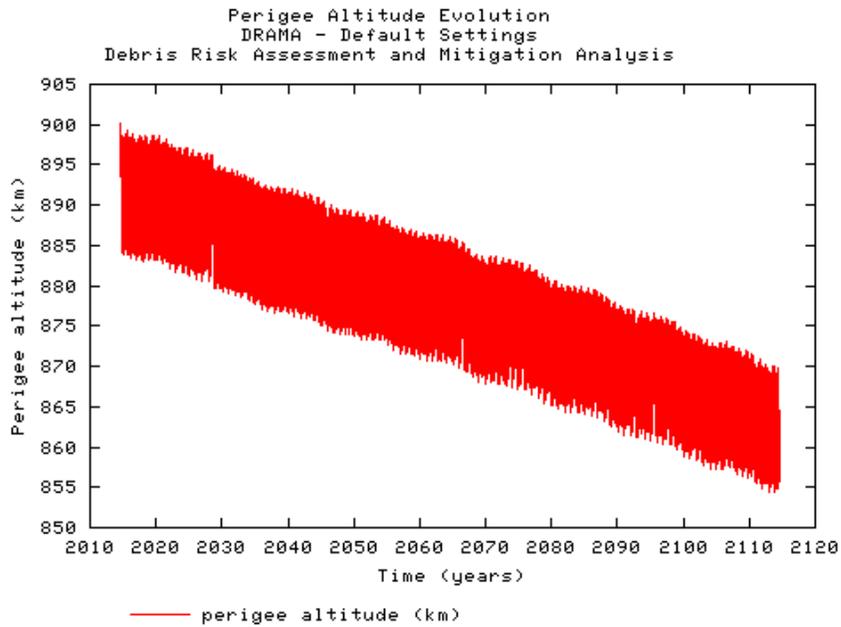


Figura 7.219 - Para uma altura de 900 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).

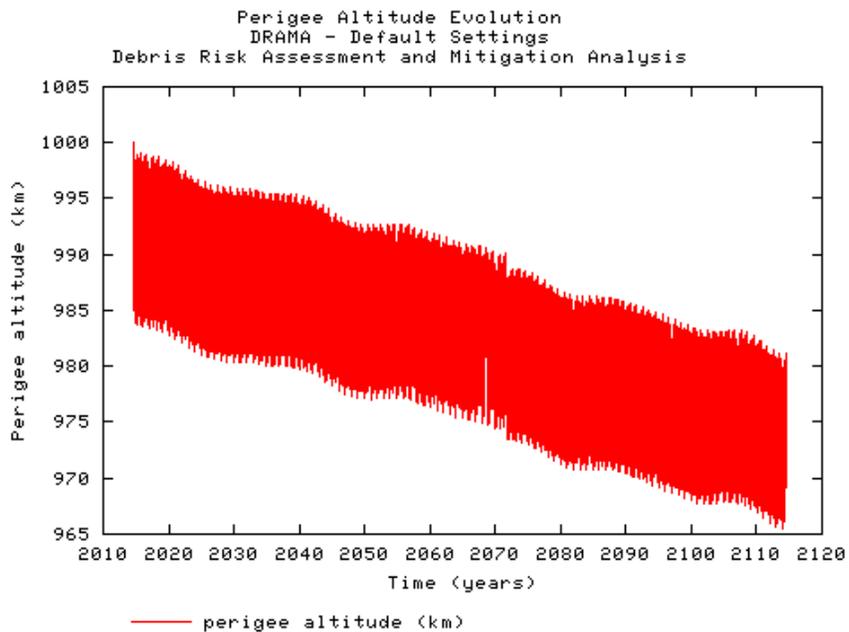


Figura 7.220 - Para uma altura de 1000 km, altitude do perigeu (km) pelo tempo da missão (anos).

Ao analisar os gráficos resultantes das análises realizadas com o OSCAR, é possível observar que a atividade solar influencia nos resultados. Como esperado, uma vez que este satélite tem uma área de 15.2 m², no caso de uma manobra orbital, este satélite deveria ser manobrado a uma menor altitude devido ao efeito de arrasto atmosférico. A altura do perigeu irá variar dependendo da órbita, inclinação e época da manobra. Este satélite utiliza um propelente químico, tecnicamente chamado de Hidrazina, por isso neste caso, com o aumento da altitude inicial orbital, o satélite necessita ser de uma altura mais baixa que a do perigeu, exigindo desta forma um aumento do ΔV e da massa de combustível.

Capítulo 8

Conclusões e Sugestões para o Prosseguimento deste Trabalho

8.1 Conclusões

Com o que foi estudado, conclui-se que o software DRAMA é uma ferramenta de grande utilidade quando se tratam de estudos feitos com detritos espaciais, estes que podem ser naturais ou artificiais. O DRAMA auxilia no estudo do comportamento dos detritos espaciais atuando em varias frentes de estudo, uma vez que cada módulo possui uma função específica.

Desta forma conclui-se que os resultados de estudos apresentados neste relatório foram satisfatórios de acordo com a teoria estudada em [7], e com estudos feitos no software DRAMA, assim este serve de auxilio para o usuário.

Até então foram concluídas as seguintes etapas:

- Estudo das referências;
- Familiarização com o software;
- Interpretação dos diferentes resultados de acordo com cada função específica dos módulos, que no caso, estudados foram: ARES, MIDAS e OSCAR e ainda ligá-los a conteúdos práticos e teóricos.

8.2 Sugestões

Com base em tudo que foi estudado até o presente momento, seria importante o estudo de um segundo software que pudesse complementar os estudos realizados com o Software DRAMA, uma vez que o grau de precisão na modelagem e simulação dos detritos espaciais aumentaria bastante.

8.3 Comentários

Os estudos relacionados aos Detritos Espaciais são de extrema importância uma vez que estes podem ocasionar riscos a missões espaciais, como por exemplo, satélites em funcionamento e até astronautas em atividades extraveiculares. Pode ser que nos dias atuais este não seja considerado um problema de grande preocupação, porém futuramente este será considerado um problema preocupante. Espero que com o avanço tecnológico, algo que gera muito “lixo espacial” devido o avanço na tecnologia de exploração e comunicação, também cresça a preocupação com o ambiente espacial.

Tudo que envolve o espaço, particularmente, me fascina. E por isso fico muito feliz em poder estudar os Detritos espaciais de diferentes visões, visões estas proporcionadas pelo software DRAMA.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

[1]: CHOBOTOV, V.A. (ed.) *Orbital Mechanics (2 Ed.)* Reston, VA, USA, AIAA, 1996.

[2]: ESA/ESOC (Contractor), DRAMA Final Report, Darmstadt, DE, August, 2005 (E1).

[3] ESA Space Debris Mitigation Handbook, second edition, issue 1.0 edition, 3 March 2003.

[4] European space debris safety and mitigation standard (DRAFT), issue 1, final draft, November 2002.

[5]: JOHNSON, N.L., & MCKINIGHT, D.S. *Artificial Space Debris (Updated Edition)*.

Krieger Pub. Co., Malabar, FL, USA, 1991.

[6]: KLINKRAD, H. DRAMA Software USER's Manual. ESA/ESOC, Darmstadt, 2008. (K2).

[7]: KUGA, H.K., RAO, K.R., CARRARA, V. *Introdução à Mecânica Orbital (2a. ed.)*, INPE, São José dos Campos – SP, 2005.

[8]: MARTIN, C. , BRANDMUELLER,C., BUNTE,K., CHEESE,J., FRITSCHÉ,B. A Debris Risk Assessment Tool Supporting Mitigation Guidelines. *Advances in Space Research*, pags. 103-106,1995.

[9] Meteoroids and orbital Debris: effects on Spacecraft C.A. Belk, J.H. Robinson.

[10]: Moraes, E. Análise e Simulação de Detritos Espaciais, INPE, São José dos Campos – SP, 2010.

[11]: STAUBACH, P. Development of an upgraded meteoroid model. Advances in Space Research, pags. 103-106,1995.

[12]: [http://www.ceticismo.net/2009/04/06/o - lixo - da humanidade](http://www.ceticismo.net/2009/04/06/o-lixo-da-humanidade) acessada em 17/08/2010.

[13]: <http://www.esa.int> acessado em 08/2010.

[14]:<http://www.nasa.gov> acessado em 09/2010.

[15]: <http://www.veja.abril.com.br> acessado em 02/12/2010.