MINISTÉRIO DA CIÊNCIA, TECNOLOGIA, INOVAÇÕES E COMUNICAÇÕES INSTITUTO NACIONAL DE PESQUISAS ESPACIAIS	**PROJETO:** **EQUARS**

Análise de Apontamento

Arquitetura de Controle de Atitude

DOCUMENTO: EQUARS-4221-ANL-001-A		**ESTADO:** APROVADO
DESCRIÇÃO: Este documento apresenta as análises envolvidas na definição de sensores e atuadores necessários para o cumprimento de requisitos de apontamento do subsistema de controle de atitude do veículo espacial.		
DATA: 27-09-2019	**EDT:** 4221 - CONTROLE DE ÓRBITA E ATITUDE	**PÁGINAS:** 34

AUTORES			
NOME	**DIVISÃO**	**DATA**	**ASSINATURA**
Ulisses Thadeu Vieira Guedes	CGETE/DIDMC		
Rafael Anderson Martins Lopes	CGETE/DIDMC		

REVISORES			
NOME	**DIVISÃO**	**DATA**	**ASSINATURA**
Walter Einwoegerer	CGETE/DIDMC		

APROVADO POR			
NOME	**DIVISÃO**	**DATA**	**ASSINATURA**
Leandro Toss Hoffmann	CGETE/DIDSS	30/9/19	

REVISÕES				
REV.	**DATA**	**MUDANÇAS/ N. PÁG.**	**AUTOR**	**APROVADO POR**

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO 7

1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO 7
1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA 7
1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA) 7
1.2.2 Documentos de Referência (DR) 7
1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES 7
1.3.1 Lista de Acrônimos 7
1.3.2 Lista de Definições 8

2 ABORDAGEM DA ANÁLISE 9

3 PREMISSAS E LIMITAÇÕES 10

4 DESCRIÇÃO DA ANÁLISE 11

5 RESULTADOS DA ANÁLISE 14

5.1 CONFIGURAÇÃO ASSIMÉTRICA 14
5.2 CONFIGURAÇÃO SIMÉTRICA 15
5.3 AQUISIÇÃO DO SOL APÓS INJEÇÃO EM ÓRBITA 17
5.4 ANÁLISE MODO XXXXX 17

6 CONCEPÇÃO DA ARQUITETURA 18

6.1 SENSORES 18
6.2 ATUADORES 18
6.2.1 Configuração Assimétrica 19
6.2.2 Configuração Simétrica 20
6.2.3 Configuração Inicial de Atuadores - Configuração Assimétrica 20
6.2.4 Configuração Inicial de Atuadores - Configuração Simétrica 21

7 CONCLUSÃO 23

ANEXO A 24

APÊNDICE A 33

LISTA DE FIGURAS

Figura 1 Ilustração da configuração mecânica assimétrica. 12
Figura 2 Ilustração da configuração mecânica simétrica. 12

LISTA DE TABELAS

Tabela 1 Parâmetros utilizados nos cálculos de torques de perturbação externos. 14
Tabela 2 Torques de perturbação externos. 14
Tabela 3 Torques e momentos de controle necessários para remoção de condição inicial em uma órbita e momentos construídos por órbita. 15
Tabela 4 Parâmetros utilizados nos cálculos de torques de perturbação externos. 15
Tabela 5 Torques de perturbação externos. 16
Tabela 6 Torques e momentos de controle necessários para remoção de condição inicial em uma órbita e momentos construídos por órbita. 16
Tabela 7 Capacidades de atuadores requeridas para configuração assimétrica. 19
Tabela 8 Capacidades de atuadores requeridas para configuração simétrica. 20
Tabela 9 Dimensionamento de atuadores. 21
Tabela 10 Arquitetura proposta para o subsistema AOCS. 21
Tabela 11 Dimensionamento de atuadores. 22
Tabela 12 Arquitetura proposta para o subsistema AOCS. 22

EM BRANCO

1 INTRODUÇÃO

1.1 ESCOPO DO DOCUMENTO

Este documento apresenta as análises envolvidas na definição de sensores e atuadores necessários para o cumprimento de requisitos de apontamento do subsistema de controle de atitude do veículo espacial. São consideradas duas variações de configuração mecânica, além da configuração de linha de base na definição da arquitetura do subsistema.

A partir dos parâmetros orbitais, das propriedades de massa e da geometria do veículo são computados os torques externos de perturbação e os torques e momentos angulares de controle requeridos de forma que o veículo tenha capacidade de rejeitar os torques de perturbação ambientais ao longo de sua órbita e remover a velocidade angular após desacoplamento do veículo lançador. Além disso, é verificada a capacidade de manobra para aquisição inicial do Sol.

Para a definição dos sensores empregados no subsistema de atitude, foi escolhido um conjunto capaz de permitir a determinação de atitude com precisão suficientemente, ou melhor, do que a precisão de apontamento requerida.

Os atuadores são definidos em termos de requisitos nas variáveis relevantes destes equipamentos, como torques e momentos angulares, vinculados ao requisito de apontamento. É feita também uma estimativa inicial de massa e potência destes equipamentos a partir destes requisitos, baseada em equipamentos disponíveis no mercado.

1.2 DOCUMENTOS APLICÁVEIS E DE REFERÊNCIA

1.2.1 Documentos Aplicáveis (DA)

[DA-1] EQUARS-2300-ANL-001-A - Relatório de Análise de Missão

[DA-2] EQUARS-2100-DDF-001-A - Documento de Sistemas de Coordenadas

[DA-3] EQUARS-4222-ANL-001-A - Análise de Arquitetura Mecânica

[DA-4] EQUARS-4222-ANL-002-A - Relatório de Análise de Propriedades de Massa

[DA-5] EQUARS-2000-TS-001-A - Especificação de Requisitos da Missão EQUARS

[DA-6] EQUARS-4210-TS-001-A - Especificação do Sistema do Segmento Espacial (Satélite)

1.2.2 Documentos de Referência (DR)

[DR-1] ECSS-E-ST-60-10C

[DR-2] CPRIME-RT-03/2016 - Relatório do Estudo Complementar do Projeto Conceitual da Missão EQUARS

[DR-3] Wertz, J. R. (editor). Space Mission Engineering: The New SMAD. Microcosm Press, 2011

1.3 ACRÔNIMOS E DEFINIÇÕES

1.3.1 Lista de Acrônimos

TBC To Be Confirmed.

TBD To Be Defined.

1.3.2 Lista de Definições

NADIR	Sentido do centro da Terra.
SAMA	South Atlantic Magnetic Anomaly
BOL	Beginning of life
EOL	End of life

2 ABORDAGEM DA ANÁLISE

A abordagem para avaliação dos tipos de sensores para estimação de atitude considera que o conhecimento de atitude deve ser relativamente melhor que o requisito de precisão de apontamento [DA-6].

A abordagem para cálculo de requisitos nas variáveis relevantes dos atuadores, como torques e momentos angulares, vinculados ao requisito de apontamento, parte do cálculo de torques externos de perturbação nos piores casos para computar os requisitos mínimos destes equipamentos, considerando rodas de reação, torqueadores magnéticos e jatos de gás. Para manter a regulação em torno da direção NADIR, o subsistema deve rejeitar as perturbações provenientes dos torques externos em ambiente de baixa órbita terrestre. Além disso, o subsistema deve ser capaz de remover a velocidade angular inicial e realizar a aquisição do Sol em um tempo compatível com a capacidade de geração elétrica do sistema.

São consideradas duas configurações mecânicas na análise [DA-3].

É feita uma estimativa de massa e potência dos equipamentos definidos utilizando informações de equipamentos de prateleira disponíveis.

3 PREMISSAS E LIMITAÇÕES

A órbita nominal considerada é a órbita equatorial da linha de base, caracterizada por uma inclinação de 18 graus, excentricidade nula, altura de 635 km e ascensão reta do nodo ascendente de 0 grau. A órbita de fim da vida operacional de 2 anos considerada possui uma altura de 580 km [DA-1], [DA-6].

É considerado em todos os casos que durante a vida útil do satélite ocorrerá um pico de atividade solar, implicando em um pior caso de torques ambientais. O próximo pico de atividade solar está previsto para 2022.

O subsistema de controle do satélite da missão EQUARS deve manter o apontamento NADIR com precisão de 1 grau [DA-5] ao longo da órbita com estabilização em três eixos. Não está prevista a necessidade de realização de manobra além da aquisição inicial do Sol e posterior aquisição da atitude nominal da missão.

Não é levado em consideração o torque do motor de rotação do painel solar. Foram considerados apenas os torques externos ambientais. Não é levado em consideração também o efeito giroscópico da equação de Euler.

No caso da linha de base da missão EQUARS, o satélite possui uma configuração assimétrica, com painel solar disposto em apenas um lado do corpo. Essa assimetria traz implicações significativas nos torques aerodinâmicos, de pressão de radiação solar e de gradiente de gravidade. Além da linha de base assimétrica, foi considerada uma configuração mecânica adicional simétrica [DA-3].

O campo magnético local gerado interfere nas medições de alguns instrumentos científicos da carga útil, o que impõe uma restrição de operação de torqueadores magnéticos enquanto estes instrumentos sensíveis estiverem realizando medições no período de eclipse e sobre a SAMA.

Os resultados obtidos aqui são válidos para as configurações consideradas. Uma eventual modificação nas áreas do corpo, do painel solar e da matriz de inércia implicam em modificação nos valores de torques calculados.

4 DESCRIÇÃO DA ANÁLISE

As análises consideram os seguintes casos de apontamento [DA-6]:

- Separação do veículo lançador e aquisição do Sol após injeção em órbita;
- Apontamento NADIR.

O documento [DR-2] é utilizado como ponto de partida para as análises, mas são consideradas as condições de torques externos de pior caso para o estabelecimento dos requisitos para os atuadores, ao invés de um valor médio ao longo da órbita; É considerada ainda uma órbita final operacional.

Para a definição do conjunto de atuadores é adotada uma solução para permitir controle em três eixos, com uma roda de reação por eixo e mais uma redundante posicionada diagonalmente. Adicionalmente, propõe-se complementar este conjunto com torqueadores magnéticos e/ou jatos de gás para permitir que o subsistema de controle realize a dessaturação das rodas e também possa utilizar o torque de controle destes atuadores, dependendo da estratégia de controle a ser implementada.

Os torques são computados para a órbita nominal e para a órbita de fim da vida operacional do satélite.

É aplicada a metodologia contida em [DR-3] para estimação dos torques aerodinâmico, de pressão de radiação solar, campo magnético e de gradiente de gravidade. Nesta fase inicial de projeto, são computados os piores casos de torques externos. Por exemplo, no cálculo de torque de pressão de radiação e aerodinâmico, considera-se a maior área de incidência, somando-se a área do corpo e dos painéis solares. A área na direção da velocidade do satélite varia em função da rotação do painel solar, que está orientado no eixo Y do sistema do corpo do satélite [DA-2]. Esta é uma abordagem conservadora, a ser refinada à medida que se obtenham modelos mais detalhados.

Em função da restrição de operação de torqueadores magnéticos, optou-se neste estágio do projeto avaliar, alternativamente ou adicionalmente, jatos de gás na arquitetura do subsistema. Esta restrição é imposta pela operação de instrumentos científicos sensíveis ao campo magnético local assim como problemas de contaminação de sensores e de ambiente dos instrumentos.

O subsistema de controle deve ser capaz de remover uma velocidade angular inicial provocada pelo desacoplamento do satélite do módulo de lançamento, fazer uma aquisição do Sol e então fazer a aquisição do apontamento nominal do eixo Z do sistema do corpo do satélite, conforme definido em [DA-2], para o centro da Terra e manter este apontamento ao longo de sua vida útil, rejeitando os torques externos de perturbação para atingir a precisão de 1 grau de apontamento. Deve ser capaz também de estimar a atitude com uma precisão inferior a 1 grau. Considerou-se o módulo da velocidade angular inicial igual a 3 graus/s e o máximo momento de inércia na configuração com painel solar aberto para definir o momento angular inicial máximo.

A Figura 1 ilustra a configuração assimétrica e a Figura 2 ilustra a configuração simétrica [DA-4].

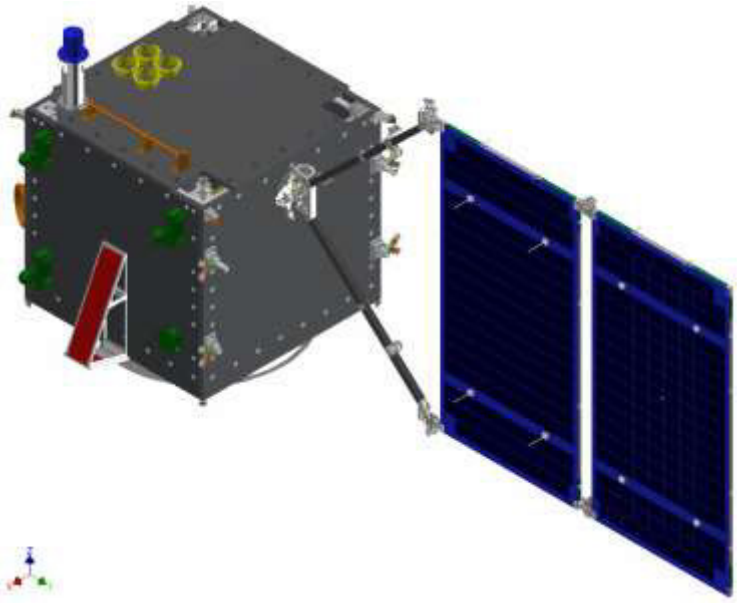

Figura 1 Ilustração da configuração mecânica assimétrica.

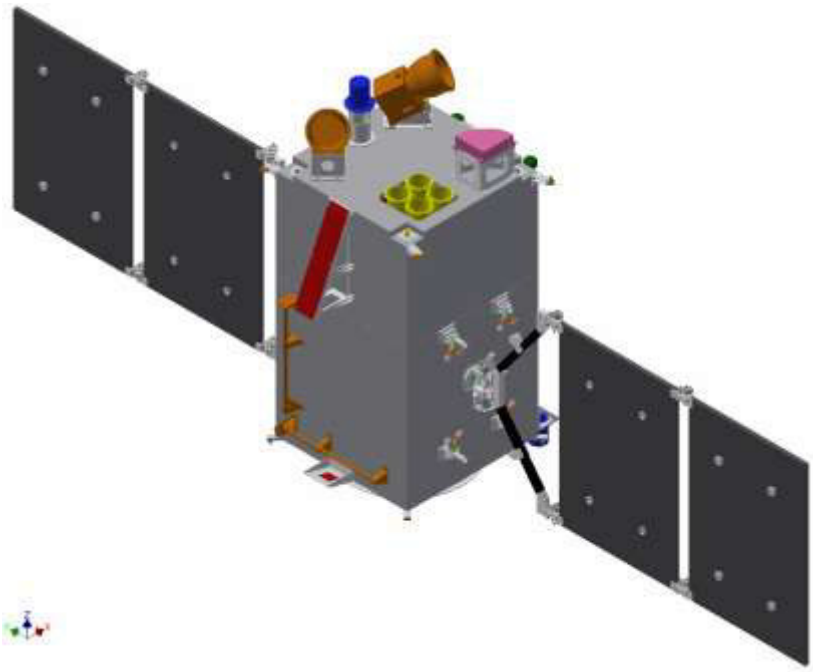

Figura 2 Ilustração da configuração mecânica simétrica.

Para o cálculo do torque de gradiente de gravidade, considerou-se o NADIR como modo nominal de apontamento, em órbita nominal e órbita de fim de vida.

Foram utilizados modelos estabelecidos na literatura [DR-3] para estimação do campo magnético máximo ao longo da órbita, da densidade atmosférica e da pressão de radiação. Os modelos possuem termos que contabilizam a influência da atividade solar.

De posse dos torques calculados, é possível estabelecer requisitos para o dimensionamento de atuadores.

A seguir, na seção 5, os resultados das análises para os casos de aquisição do Sol após injeção em órbita e apontamento NADIR são apresentados.

5 RESULTADOS DA ANÁLISE

Os torques externos de perturbação são computados para as 2 configurações mecânicas: configuração assimétrica e configuração simétrica. Os torques de controle requeridos são computados para regulação de apontamento NADIR ao longo da órbita e para remover a velocidade angular inicial gerada no desacoplamento do veículo lançador.

5.1 CONFIGURAÇÃO ASSIMÉTRICA

Os parâmetros considerados no cálculo dos torques externos são apresentados na Tabela 1. Para a órbita de fim da vida foram utilizados os mesmos valores da condição nominal, exceto a altura da órbita, com 580 km [DA-1]. A ilustração desta configuração mecânica é mostrada na Figura 1.

Tabela 1 Parâmetros utilizados nos cálculos de torques de perturbação externos.

Nominal	
Altura da órbita (km)	635 (BOL); 580 (EOL)
Área total (m^2)	3,06
Braço Cm-Cp (m)	1,04
Cd (adm)	2,2
Fator de refletância (adm)	0,6
Dipolo residual do satélite (Am^2)	0,1
Inércia máxima (kgm^2)	79,702
Módulo da velocidade angular inicial (graus/s)	3
Braço do ponto de aplicação de empuxo de jato de gás ao Cm (m)	0,25

O torque máximo de perturbação por condição é a soma dos torques máximos das contribuições individuais. Não é considerado o torque do motor do painel solar. Os valores calculados dos torques de perturbação são mostrados na Tabela 2.

Tabela 2 Torques de perturbação externos.

Condição	**Aerodinâmico**	**Pressão de radiação**	**Magnético**	**Gradiente de gravidade**	**Torque máximo**
Nominal	2,42E-5 Nm	3,02E-5 Nm	4,2E-6 Nm	7,76E-5 Nm	1,36E-4 Nm
Fim de vida	1,69E-4 Nm	2,82E-5 Nm	4,78E-5 Nm	8,0E-5 Nm	3,25E-4 Nm

O valor máximo estimado de momento angular residual após abertura do painel solar é 3,32 Nms, considerando a velocidade angular inicial de 3 graus/s. A autoridade de controle requerida para remoção de velocidade angular inicial em uma órbita e os momentos construídos por torques externos ao longo de uma órbita são apresentados na Tabela 3. A autoridade de controle é apresentada tanto em torque como em capacidade de armazenamento de momento, sendo que o resultado é o equivalente à soma do momento devido à condição inicial de 3,32 Nms com o momento construído ao longo de uma órbita, para a remoção de condição inicial. Na operação de rotina de apontamento NADIR, a autoridade de controle requerida é a suficiente para sobrepujar o momento construído. Caso seja permitido que a remoção de velocidade angular dure mais de uma órbita, a autoridade requerida de controle é reduzida.

Tabela 3 Torques e momentos de controle necessários para remoção de condição inicial em uma órbita e momentos construídos por órbita.

Descrição	**Valor**
Velocidade angular inicial - torque de controle apenas	7,14E-4 Nm
Velocidade angular inicial - armazenamento de momento apenas	4,17 Nms
Momento construído - condição nominal	0,8 Nms
Momento construído - condição de fim da vida	1,88 Nms

5.2 CONFIGURAÇÃO SIMÉTRICA

Os parâmetros considerados no cálculo dos torques externos da configuração alternativa simétrica são apresentados na Tabela 4. Para a órbita de fim da vida foram utilizados os mesmos valores da condição nominal, exceto a altura da órbita, com 580 km [DA-1]. A ilustração desta configuração mecânica é mostrada na Figura 2.

Os valores calculados dos torques de perturbação são mostrados na Tabela 5.

Tabela 4 Parâmetros utilizados nos cálculos de torques de perturbação externos.

Nominal	
Altura da órbita (km)	635 (BOL); 580 (EOL)
Área total (m^2)	3,236
Braço Cm-Cp (m)	0,15
Cd (adm)	2,2
Fator de refletância (adm)	0,6

Dipolo residual do satélite (Am^2)	0,1
Inércia máxima (kgm^2)	69,166
Módulo da velocidade angular inicial (graus/s)	3
Braço do ponto de aplicação de empuxo de jato de gás ao Cm (m)	0,25

Tabela 5 Torques de perturbação externos.

Condição	**Aerodinâmico**	**Pressão de radiação**	**Magnético**	**Gradiente de gravidade**	**Torque máximo**
Nominal	3,8E-6 Nm	4,72E-6 Nm	4,2E-6 Nm	4,66E-5 Nm	5,93E-5 Nm
Fim de vida	2,65E-5 Nm	4,43E-6 Nm	4,78E-5 Nm	4,8E-5 Nm	1,27E-4 Nm

O valor máximo estimado de momento angular residual após abertura do painel solar é 3,53 Nms, considerando a velocidade angular inicial de 3 graus/s. A autoridade de controle requerida para remoção de velocidade angular inicial em uma órbita e os momentos construídos por torques externos ao longo de uma órbita são apresentados na Tabela 6.

Tabela 6 Torques e momentos de controle necessários para remoção de condição inicial em uma órbita e momentos construídos por órbita.

Descrição	**Valor**
Velocidade angular inicial - torque de controle apenas	6,2E-4 Nm
Velocidade angular inicial - armazenamento de momento apenas	3,62 Nms
Momento construído - condição nominal	0,35 Nms
Momento construído - condição de fim da vida	0,73 Nms

5.3 AQUISIÇÃO DO SOL APÓS INJEÇÃO EM ÓRBITA

TBD.

5.4 ANÁLISE MODO XXXXX

TBD.

6 CONCEPÇÃO DA ARQUITETURA

Os torques externos de perturbação são computados para as duas configurações mecânicas: configuração assimétrica e configuração simétrica. Os torques de controle requeridos são computados para regulação de apontamento NADIR ao longo da órbita e para remover a velocidade angular inicial gerada no desacoplamento do veículo lançador.

6.1 SENSORES

Para a definição do conjunto de sensores foi adotada a solução apresentada em [DR-2]:

"Para a determinação de atitude, optou-se por utilizar nesta configuração um par de sensores de estrelas (separados por um ângulo de 90 graus), o que fornecerá uma acurácia bem superior ao necessário para atender a missão. Adicionou-se ao conjunto de sensores um giroscópio (com redundância a quente) para que seja possível obter uma boa estimativa da velocidade angular, o que proverá um controle mais preciso da deriva do satélite. Além disso, para os modos de emergência e para aquisição inicial do Sol após a separação, adicionaram-se oito sensores solares e dois magnetômetros. Estes últimos são também utilizados para o algoritmo de atuação das bobinas magnéticas."

"Para a determinação da órbita, o AOCS utilizará o receptor GPS disponível na carga útil do GROM, cujo receptor também possui redundância. Nota-se que, embora a acurácia requisitada para determinação da órbita, que é de 1 km, possa ser atendida com um algoritmo de propagação de órbita (SPG4) com atualização diária de TLE, optou-se por utilizar o GPS para que ele possa prover o sinal PPS (*pulse-per-second*), a fim de efetuar a sincronia dos equipamentos de controle."

6.2 ATUADORES

Foi escolhida uma solução com rodas de reação para controle em três eixos em uma configuração redundante, com uma roda por eixo e uma posicionada na diagonal do sistema de referência do corpo. Para que esta roda da diagonal possa substituir alguma das rodas alinhadas com os eixos do sistema do corpo em caso de falha, ela deve possuir capacidade de momento angular 75% maior que as demais.

Para dessaturação das rodas de reação, além dos torqueadores magnéticos, foram avaliados, alternativamente ou adicionalmente, jatos de gás no dimensionamento. Dependendo da escolha de projeto, pode-se introduzir torqueadores magnéticos ou jatos de gás ou ambos no veículo espacial.

A restrição de operação dos torqueadores magnéticos imposta pelos instrumentos científicos pode abranger um determinado período noturno da órbita e a região da SAMA, com estes equipamentos sendo desligados em determinados trechos da órbita. Desta forma, no dimensionamento de torqueadores magnéticos são apresentadas possibilidades que contemplem a operação sem restrição, a operação com restrição de hora local de 18h a 2h, a operação com restrição de hora local

de 18h a 6h e a operação com restrição de 20 graus de longitude correspondente a região de cobertura da SAMA.

A restrição de hora local de 18h a 2h corresponde a um fator de órbita de aproximadamente 0,35. A restrição de hora local de 18h a 6h corresponde a um fator de órbita de aproximadamente 0,5. A restrição de longitude da área de cobertura da SAMA de 20 graus corresponde a um fator de órbita de aproximadamente 0,055.

A intensidade do campo geomagnético relativamente baixa em órbita equatorial restringem a eficiência dos torqueadores na dessaturação das rodas, especialmente para o eixo perpendicular ao plano orbital.

Os atuadores são dimensionados a partir dos torques e momentos de controle calculados na seção anterior.

Para o cálculo do torque de controle dos jatos de gás, foi considerada uma distância de 0,25 m do ponto de aplicação do empuxo ao centro de massa.

6.2.1 Configuração Assimétrica

As capacidades de cada atuador para cumprir os requisitos de controle da configuração assimétrica definidos na seção **Erro! Fonte de referência não encontrada.** para uma órbita são apresentadas na REF _Ref17724547 \r \hTabela 7. Esta tabela deve ser interpretada da seguinte maneira: as três colunas correspondem aos valores computados de controle para uma órbita, respectivamente, na remoção da velocidade angular inicial e rejeição à perturbação na primeira órbita, rejeição à perturbação na operação de apontamento de rotina na órbita nominal e rejeição à perturbação na operação de apontamento de rotina na órbita de fim de vida. Considera-se que a restrição de operação nos torqueadores magnéticos não é aplicada na primeira órbita. Os números apresentados são números crus, ainda sem avaliar aspectos construtivos dos equipamentos: por exemplo, os menores jatos de gás encontrados disponíveis no mercado são da ordem de $1E^{-1}$ N. Uma capacidade de equipamento muito maior que a requerida significa que a operação é realizada em uma fração de órbita, ao invés de ser realizada em uma órbita inteira.

Tabela 7 Capacidades de atuadores requeridas para configuração assimétrica.

	Vel. Inicial +momento construído	Momento construído (nominal)	Momento construído (fim de vida)
Roda de reação	4,97 Nms	0,8 Nms	1,88 Nms
Torqueador magnético (sem restrição)	20,24 Am^2	6,49 Am^2	1,36 Am^2
Torqueador magnético (restrição de hora local 18h-2h)		9,98 Am^2	2,09 Am^2
Torqueador magnético (restrição da SAMA)		6,86 Am^2	1,44 Am^2
Torqueador magnético (restrição hora local		10,9 Am^2	2,28 Am^2

18h-2h e SAMA)			
Torqueador magnético (restrição de hora local 18h-6h)		12,97 Am^2	2,72 Am^2
Jato de gás	3,4E-3 N	1,09E-3 N	2,6E-3 N

6.2.2 Configuração Simétrica

As capacidades de cada atuador para cumprir os requisitos de autoridade de controle da configuração de linha de base definidos na seção **Erro! Fonte de referência não encontrada.** para ma órbita são apresentadas na Tabela 8. A interpretação desta tabela é a mesma da seção 6.2.1.

Tabela 8 Capacidades de atuadores requeridas para configuração simétrica.

	Vel. Inicial +momento construído	Momento construído (nominal)	Momento construído (fim de vida)
Roda de reação	3,97 Nms	0,35 Nms	0,73 Nms
Torqueador magnético (sem restrição)	16,16 Am^2	2,82 Am^2	0,53 Am^2
Torqueador magnético (restrição de hora local 18h-2h)		4,34 Am^2	0,82 Am^2
Torqueador magnético (restrição da SAMA)		2,99 Am^2	0,56 Am^2
Torqueador magnético (restrição hora local 18h-2h e SAMA)		4,75 Am^2	0,89 Am^2
Torqueador magnético (restrição de hora local 18h-6h)		5,65 Am^2	1,06 Am^2
Jato de gás	2,72E-3 N	4,75E-4 N	1,01E-3 N

6.2.3 Configuração Inicial de Atuadores - Configuração Assimétrica

A remoção da velocidade inicial é a condição que determina a capacidade dos atuadores, como pode ser verificada na primeira coluna da Tabela 7. Em uma estratégia cautelosa, pode-se adotar uma arquitetura onde cada atuador considerado pode ter capacidade suficiente para individualmente realizar a tarefa de remover a velocidade angular inicial. Esta é uma estratégia conservadora compatível com a fase preliminar do projeto, considerando o cálculo dos torques externos de forma estática em pior caso. Estes cálculos podem ser refinados considerando a dinâmica de atitude posteriormente.

Considerando alguns equipamentos de prateleira disponíveis no mercado com capacidade imediatamente superior aos valores calculados na primeira coluna da Tabela 7, pode-se escolher uma roda de reação de capacidade de 4 Nms e torqueadores magnéticos de 35 Am^2. Os valores calculados de empuxo de jato de gás são referentes a uma órbita inteira, e por isso são muito menores que os encontrados no mercado. Desta forma, adota-se o valor de 0,5 N. O efeito é que o tempo necessário para realizar a tarefa é muito menor que o período orbital. A Tabela 9 resume o

dimensionamento de atuadores, e a Tabela 10 a arquitetura proposta com estimativas de massa e potência.

Tabela 9 Dimensionamento de atuadores.

Atuador	**Parâmetro de Projeto**
Roda de reação	5 Nms
Torqueador magnético	35 Am^2
Jato de gás	0,5 N

Tabela 10 Arquitetura proposta para o subsistema AOCS.

Equipamento	**Quantidade**	**Massa unitária estimada (kg)**	**Massa total estimada (kg)**	**Potência unitária estimada (W)**	**Potência total estimada**
Atuadores					
Roda de reação	4	4,6	18,5	25,0	100,0
Torqueador magnético	3	0,6	1,8	2,8	8,4
Jato de gás	6				
Sensores					
Giroscópio	1	2,80	2,80	5,0	5,0
Sensor de estrelas	2	0,50	1,0	1,50	3,0
Sensor solar	8	0,02	0,16	0,01	0,08
Magnetômetro	2	0,10	0,2	0,85	1,7

O dimensionamento do jato de gás foi introduzido como um estudo de uma alternativa aos torqueadores magnéticos, uma vez que o acionamento dos torqueadores pode ser restrito pela operação de instrumentos científicos em determinados trechos da órbita. Desta forma, torqueadores magnéticos e jatos de gás foram dimensionados para cumprirem com os requisitos apresentados na Tabela 7 independentemente. Ambos possuem margens relativamente altas, enquanto as rodas de reação possuem margens relativamente menores.

6.2.4 Configuração Inicial de Atuadores - Configuração Simétrica

A remoção da velocidade inicial é a condição que determina a capacidade dos atuadores, como pode ser verificado na primeira coluna da Tabela 8. As mesmas considerações da seção anterior para a configuração assimétrica são aplicadas aqui para a configuração simétrica.

Considerando alguns equipamentos de prateleira disponíveis no mercado com capacidade imediatamente superior aos valores calculados na primeira coluna da Tabela 8, pode-se escolher uma roda de reação de capacidade de 4 Nms e torqueadores magnéticos de 35 Am^2. Os valores calculados de empuxo de jato de gás são referentes a uma órbita inteira, e por isso são muito menores que os encontrados no mercado. Desta forma, adota-se o valor de 0,5 N. O efeito é que o

tempo necessário para realizar a tarefa é muito menor que o período orbital. A Tabela 11 resume o dimensionamento de atuadores, e a Tabela 12 a arquitetura proposta com estimativas de massa e potência.

Tabela 11 Dimensionamento de atuadores.

Atuador	**Parâmetro de Projeto**
Roda de reação	4 Nms
Torqueador magnético	35 Am^2
Jato de gás	0,5 N

Tabela 12 Arquitetura proposta para o subsistema AOCS.

Equipamento	**Quantidade**	**Massa unitária estimada (kg)**	**Massa total estimada (kg)**	**Potência unitária estimada (W)**	**Potência total estimada**
Atuadores					
Roda de reação	4	3,7	14,8	20,0	80,0
Torqueador magnético	3	0,6	1,8	2,8	8,4
Jato de gás	6				
Sensores					
Giroscópio	1	2,80	2,80	5,0	5,0
Sensor de estrelas	2	0,50	1,0	1,50	3,0
Sensor solar	8	0,02	0,16	0,01	0,08
Magnetômetro	2	0,10	0,2	0,85	1,7

Da mesma forma que na seção anterior, o dimensionamento do jato de gás foi introduzido como um estudo de uma alternativa aos torqueadores magnéticos. Desta forma, torqueadores magnéticos e jatos de gás foram dimensionados para cumprirem com os requisitos apresentados na Tabela 8 independentemente. Ambos possuem margens relativamente altas, enquanto as rodas de reação possuem margens relativamente menores.

7 CONCLUSÃO

A análise de apontamento, escolha de arquitetura e dimensionamento inicial de sensores e atuadores do subsistema de controle foi realizada utilizando como ponto de partida o estudo [DR-2] e com o suporte da metodologia contida em [DR-3].

A restrição de operação de instrumentos científicos na presença de campos magnéticos gerados localmente impõe uma limitação na operação de torqueadores magnéticos. Desta forma, foi estudada também a introdução de jatos de gás como alternativa a torqueadores magnéticos na concepção da arquitetura de sensores e atuadores do subsistema de controle.

São considerados os piores casos de torques externos, tanto em órbita nominal da missão como em órbita de fim de vida operacional. As capacidades necessárias em termos de torque de controle e armazenamento de momento angular são computadas para o cumprimento dos requisitos de apontamento previstos e referenciadas a uma órbita inteira quando aplicável, fornecendo assim parâmetros para uma definição de atuadores do subsistema.

As estimativas, desta forma, são consideradas conservadoras para avaliação da viabilidade do projeto. Não se considerou o torque do motor do painel solar e nem o termo giroscópico da equação de Euler. Pretende-se continuar refinando as estimativas à medida que os parâmetros relevantes sejam atualizados com a evolução do projeto e realizando análises mais detalhadas.

A adoção de torqueadores ou jatos de gás ou ambos dependerá da política de projeto adotada e de estudos mais refinados de integração com outros subsistemas, como o de potência por exemplo.

Para os sensores, não foi utilizado nenhum critério formal de conhecimento de atitude. Balizado em dados contidos em [DR-3], o conjunto de sensores escolhidos permite a determinação de atitude com precisão suficiente para que se atinja a precisão melhor que 1 grau no controle de atitude nominal da missão, sendo necessário ainda definir requisitos de alinhamento e calibração para que se garanta esta precisão e de jitter, para garintir a estabilidade da mesma.

ANEXO A

Cálculo de Torque de Gradiente de Gravidade

1 Modelagem

Um elemento de massa dm no corpo do veículo está sujeito a uma força gravitacional $d\boldsymbol{F}$:

$$d\boldsymbol{F} = -\mu \frac{\boldsymbol{R}}{R^3} dm, \tag{1}$$

sendo que $\mu = GM = 3,986 \times 10^{14} \mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$ é o parâmetro gravitacional da Terra, $R = |\boldsymbol{R}|$ e $\boldsymbol{R} = \boldsymbol{R}_e + \boldsymbol{r}$ são como mostrado na Figura 1.

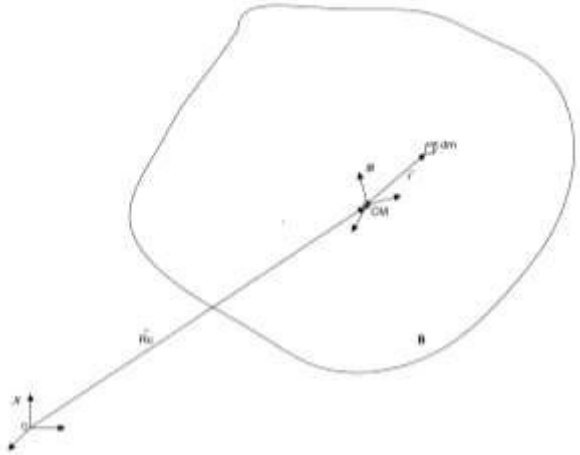

Figura 1: Eixo geocêntrico $\mathcal{N}$ e eixo do corpo $\mathcal{B}$ com origem no centro de massa do corpo $\mathbf{B}$.

1

O torque produzido por cada elemento de massa é:

$$d\boldsymbol{N} = \boldsymbol{r} \times d\boldsymbol{F} \tag{2}$$

Integrando sobre **B**:

$$\boldsymbol{N} = \int_B \boldsymbol{r} \times d\boldsymbol{F} = \int_B \boldsymbol{r} \times \left(-\mu \frac{\boldsymbol{R}}{R^3}\right) dm, \tag{3}$$

sendo $\boldsymbol{r}$, $\boldsymbol{R}$ e consequentemente $\boldsymbol{N}$ referenciados em **B**. Substituindo $\boldsymbol{R} = \boldsymbol{R_c} + \boldsymbol{r}$ e utilizando a relação $\boldsymbol{a} \times \boldsymbol{b} = -(\boldsymbol{b} \times \boldsymbol{a})$ para inverter o produto vetorial:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{N} &= -\mu \int_B \boldsymbol{r} \times \frac{(\boldsymbol{R_c} + \boldsymbol{r})}{R^3} dm = \mu \int_B (\boldsymbol{R_c} + \boldsymbol{r}) \times \frac{\boldsymbol{r}}{R^3} dm \\ &= \mu \boldsymbol{R_c} \times \int_B \frac{\boldsymbol{r}}{R^3} dm \end{aligned} \tag{4}$$

Como $\boldsymbol{R_c}$ não varia ao longo de **B**, pode ser retirado da integral. O valor de R^{-3} dentro da integral pode ser escrito como:

$$\begin{aligned} R^{-3} = (\boldsymbol{R} \cdot \boldsymbol{R})^{-3/2} &= \left[R_c^2 \left(1 + \frac{2\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r} + r^2}{R_c^2}\right)\right]^{-\frac{3}{2}} \\ &= R_c^{-3} \left(1 + \frac{2\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r} + r^2}{R_c^2}\right)^{-\frac{3}{2}}, \end{aligned} \tag{5}$$

com $R_c = |\boldsymbol{R_c}|$. Uma expressão do tipo $(1+x)^\alpha$ permite uma aproximação binomial $(1+x)^\alpha \approx 1 + \alpha x$ se $|x| < 1$ e $|\alpha x| \ll 1$, que é o caso do termo na potência $-3/2$ de (5), já que $\boldsymbol{R_c} \gg \boldsymbol{r}$. A aproximação binomial para R^{-3} resulta em:

$$R^{-3} \approx R_c^{-3} \left[1 - \frac{3}{2}\left(\frac{2\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r} + r^2}{R_c^2}\right)\right] \approx R_c^{-3} \left(1 - 3\frac{\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r}}{R_c^2}\right) \tag{6}$$

Substituindo (6) em (4):

$$\boldsymbol{N} = \frac{\mu}{R_c^3} \boldsymbol{R_c} \times \int_B \boldsymbol{r} \left(1 - 3\frac{\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r}}{R_c^2}\right) dm \tag{7}$$

Da definição de centro de massa $\int_B \boldsymbol{r} dm = 0$, sobrando somente o segundo termo dentro da integral:

$$\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5} \boldsymbol{R_c} \times \int_B -\boldsymbol{r} (\boldsymbol{R_c} \cdot \boldsymbol{r}) dm \tag{8}$$

2

Utilizando a identidade vetorial $\boldsymbol{a} \times (\boldsymbol{b} \times \boldsymbol{c}) = (\boldsymbol{a} \cdot \boldsymbol{c})\boldsymbol{b} - (\boldsymbol{a} \cdot \boldsymbol{b})\boldsymbol{c}$:

$$\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5}\boldsymbol{R_c} \times \int_B -[\boldsymbol{r} \times (\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{R_c}) + (\boldsymbol{r} \cdot \boldsymbol{r})\boldsymbol{R_c}]dm \tag{9}$$

Reescrevendo $\boldsymbol{r} \times \boldsymbol{R_c} = [\tilde{\boldsymbol{r}}] \cdot \boldsymbol{R_c}$, com:

$$[\tilde{\boldsymbol{r}}] = \begin{bmatrix} 0 & -r_3 & r_2 \\ r_3 & 0 & -r_1 \\ -r_2 & r_1 & 0 \end{bmatrix}, \tag{10}$$

e substituindo em (9):

$$\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5}\boldsymbol{R_c} \times \left[\left(\int_B -[\tilde{\boldsymbol{r}}] \cdot [\tilde{\boldsymbol{r}}]dm\right) \cdot \boldsymbol{R_c} - \boldsymbol{R_c}\left(\int_B r^2 dm\right)\right] \tag{11}$$

A primeira integral é a matriz de inércia: $\int_B -[\tilde{\boldsymbol{r}}] \cdot [\tilde{\boldsymbol{r}}]dm = \boldsymbol{J}$. O segundo termo do produto vetorial é nulo ($\boldsymbol{R_c} \times \boldsymbol{R_c} = 0$), resultando na expressão geral para o torque de gradiente de gravidade:

$$\boxed{\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5}\boldsymbol{R_c} \times (\boldsymbol{J} \cdot \boldsymbol{R_c})} \tag{12}$$

1.1 Torque ao longo da órbita

Definindo um sistema orbital com eixo z apontado no sentido NADIR, eixo x apontado no sentido da velocidade e eixo y perpendicular ao plano orbital completando o sistema dextrógiro, e os ângulos ϕ, θ e ψ de rolamento, arfagem e guinada, respectivamente, do sistema do corpo para este sistema orbital, a representação de $\boldsymbol{R_c}$ em $\mathbf{B}$ é:

$$\boldsymbol{R_c} = \boldsymbol{T}_{BO}(\phi, \theta, \psi) \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -R_c \end{bmatrix} = -R_c \begin{bmatrix} -\sin\theta \\ \sin\phi\cos\theta \\ \cos\phi\cos\theta \end{bmatrix}, \tag{13}$$

sendo $\boldsymbol{T}_{BO}$ a matriz de rotação do sistema orbital para o sistema do corpo. No caso de atitude regulada ao longo da órbita, o sistema do corpo é coincidente com o sistema orbital ($\phi = 0$, $\theta = 0$ e $\psi = 0$), resultando em:

$$\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5}\begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -R_c \end{bmatrix} \times \left(\boldsymbol{J} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -R_c \end{bmatrix}\right) = \frac{3\mu}{R_c^3}\begin{bmatrix} -J_{23} \\ J_{13} \\ 0 \end{bmatrix}. \tag{14}$$

3

com J_{13} e J_{23} elementos da matriz simétrica ($J_{xy} = J_{yx}$ $J_{xz} = J_{zx}$ $J_{yz} = J_{zy}$) de inércia:

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} J_{11} & J_{12} & J_{13} \\ J_{21} & J_{22} & J_{23} \\ J_{31} & J_{32} & J_{33} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} J_{xx} & -J_{xy} & -J_{xz} \\ -J_{yx} & J_{yy} & -J_{yz} \\ -J_{zx} & -J_{zy} & J_{zz} \end{bmatrix} \tag{15}$$

De acordo com (14), o torque de gradiente de gravidade no caso regulado ao longo da órbita possui componentes apenas nos eixos de rolamento e arfagem. Se os eixos principais de inércia são coincidentes com os eixos do sistema do corpo, então os termos cruzados J_{13} e J_{23} são nulos e o torque de gradiente de gravidade é nulo ao longo da órbita. Os eixos principais de inércia $\hat{\boldsymbol{e}}_i$ com os respectivos valores principais de inércia λ_i são, respectivamente, os autovetores e autovalores de $\boldsymbol{J}$:

$$\lambda_i \hat{\boldsymbol{e}}_i = \boldsymbol{J}\hat{\boldsymbol{e}}_i \tag{16}$$

$$\boldsymbol{V} = \begin{bmatrix} \hat{\boldsymbol{e}}_x & \hat{\boldsymbol{e}}_y & \hat{\boldsymbol{e}}_z \end{bmatrix} \tag{17}$$

$$\boldsymbol{\Lambda} = \begin{bmatrix} \lambda_x & 0 & 0 \\ 0 & \lambda_y & 0 \\ 0 & 0 & \lambda_z \end{bmatrix}, \tag{18}$$

de forma que:

$$\boldsymbol{J} = \boldsymbol{V}\boldsymbol{\Lambda}\boldsymbol{V}^{-1} \tag{19}$$

Os ângulos de desalinhamento dos eixos principais em relação aos eixos onde $\boldsymbol{J}$ é definida são obtidos a partir de $\boldsymbol{V}$:

$$\phi_{\text{des}} = \tan^{-1}(V_{23}/V_{33}) \tag{20}$$

$$\theta_{\text{des}} = -\sin^{-1}(V_{13}) \tag{21}$$

$$\psi_{\text{des}} = \tan^{-1}(V_{12}/V_{11}), \tag{22}$$

de forma que a matriz de rotação dos eixos principais de inércia para os eixos do corpo $\boldsymbol{T}_{BP}(\phi_{des}, \theta_{des}, \psi_{des}) = \boldsymbol{V}$. Substituindo (19) em (12):

$$\begin{aligned} \boldsymbol{N} &= \frac{3\mu}{R_c^5}\boldsymbol{R}_c \times (\boldsymbol{T}_{BP} \cdot \boldsymbol{\Lambda} \cdot \boldsymbol{T}_{BP}^{-1} \cdot \boldsymbol{R}_c) \\ &= \frac{3\mu}{R_c^5}(\boldsymbol{T}_{BP} \cdot \boldsymbol{T}_{BP}^{-1} \cdot \boldsymbol{R}_c) \times (\boldsymbol{T}_{BP} \cdot \boldsymbol{\Lambda} \cdot \boldsymbol{T}_{BP}^{-1} \cdot \boldsymbol{R}_c) \\ &= \frac{3\mu}{R_c^5}(\boldsymbol{T}_{BP} \cdot {}^{P}\boldsymbol{R}_c) \times (\boldsymbol{T}_{BP} \cdot \boldsymbol{\Lambda} \cdot {}^{P}\boldsymbol{R}_c) \end{aligned} \tag{23}$$

4

$$\boxed{\boldsymbol{N} = \frac{3\mu}{R_c^5}\boldsymbol{T}_{BP}\cdot\left[{}^{\boldsymbol{P}}\boldsymbol{R}_c \times (\boldsymbol{\Lambda}\cdot{}^{\boldsymbol{P}}\boldsymbol{R}_c)\right]} \tag{24}$$

A equação (24) é uma forma alternativa a (12), empregando o raio descrito no sistema de eixos principais e as inércias principais. O termo entre colchetes em (24) multiplicado por $3\mu/R_c^5$ é o torque no sistema de eixos principais. Multiplicando-o pela matriz de rotação $\boldsymbol{T}_{BP}$ tem-se o torque no sistema do corpo.

1.2 Aproximação para o torque de gradiente de gravidade

Uma aproximação comumente empregada para o torque de gradiente de gravidade parte da substituição de (13) em (12) e desprezando os termos cruzados de $\boldsymbol{J}$:

$$\boldsymbol{N} \approx \frac{3\mu}{R_c^5}(-R_c)\begin{bmatrix}-\sin\theta\\ \sin\phi\cos\theta\\ \cos\phi\cos\theta\end{bmatrix} \times \left(\boldsymbol{J}\cdot(-R_c)\begin{bmatrix}-\sin\theta\\ \sin\phi\cos\theta\\ \cos\phi\cos\theta\end{bmatrix}\right) \tag{25}$$

$$\boxed{\boldsymbol{N} \approx \frac{3\mu}{R_c^3}\begin{bmatrix}(J_3-J_2)\cos^2\theta\sin\phi\cos\phi\\ (J_3-J_1)\cos\phi\sin\theta\cos\theta\\ (J_1-J_2)\sin\phi\sin\theta\cos\theta\end{bmatrix}} \tag{26}$$

Utilizando a relação trigonométrica $\sin x\cos x = \sin(2x)/2$ e considerando os termos multiplicativos remanescentes em cos ou $\cos^2$ iguais a 1:

$$\boxed{\boldsymbol{N} \approx \frac{3}{2}\frac{\mu}{R_c^3}\begin{bmatrix}(J_3-J_2)\sin(2\phi)\\ (J_3-J_1)\sin(2\theta)\\ (J_1-J_2)\sin\phi\sin(2\theta)\end{bmatrix}} \tag{27}$$

A aproximação (27) é comumente empregada para estimar o torque de gradiente de gravidade, substituindo os ângulos ϕ e θ por ϕ_{des} e θ_{des}, respectivamente.

2 Cálculo do Torque de Gradiente de Gravidade para o EQUARS

Os valores de R_c para a órbita nominal e para a órbita de fim de vida são, respectivamente, $R_c = 7013 \times 10^3$m e $R_c = 6958 \times 10^3$m. O parâmetro

5

gravitacional da Terra vale $\mu = GM = 3,986 \times 10^{14} \mathrm{m}^3/\mathrm{s}^2$. Os torques foram calculados para as configurações assimétrica e simétrica.

2.1 Configuração Assimétrica

A configuração assimétrica é mostrada na Figura 2.

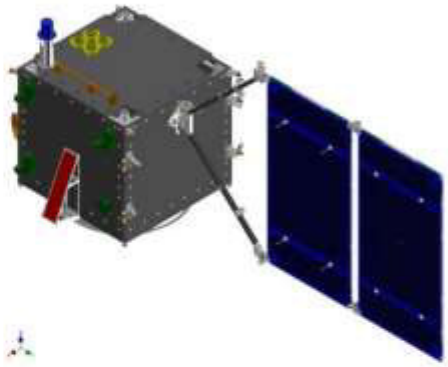

Figura 2: Configuração assimétrica.

A matriz de inércia desta configuração é:

$$\boldsymbol{J} = \begin{bmatrix} 7.9,489 & -0,03 & -0,367 \\ -0,03 & 35,139 & -7,54 \\ -0,367 & -7,54 & 77,812 \end{bmatrix} \tag{28}$$

Os ângulos de desalinhamento dos eixos principais em relação aos eixos do corpo são:

$$\phi_{\mathrm{des}} = -9,8^\circ \tag{29}$$
$$\theta_{\mathrm{des}} = -30,8^\circ \tag{30}$$
$$\psi_{\mathrm{des}} = 0,13^\circ \tag{31}$$

6

2.1.1 Torques em Condição de Órbita Regulada

Os módulos dos torques de gradiente de gravidade computados nos eixos de rolamento N_ϕ e arfagem N_θ são mostrados nas Tabelas 1 e 2 para a órbita nominal e de fim de vida, respectivamente.

Tabela 1: Torque - órbita nominal.

	Equação (12)	Equação (24)	Equação (26)	Equação (27)
N_ϕ (Nm)	$2,61 \times 10^{-5}$	$2,61 \times 10^{-5}$	$1,83 \times 10^{-5}$	$2,48 \times 10^{-5}$
N_θ (Nm)	$1,27 \times 10^{-6}$	$1,27 \times 10^{-6}$	$2,52 \times 10^{-6}$	$2,56 \times 10^{-6}$

Tabela 2: Torque - órbita de fim de vida.

	Equação (12)	Equação (24)	Equação (26)	Equação (27)
N_ϕ (Nm)	$2,68 \times 10^{-5}$	$2,68 \times 10^{-5}$	$1,87 \times 10^{-5}$	$2,54 \times 10^{-5}$
N_θ (Nm)	$1,3 \times 10^{-6}$	$1,3 \times 10^{-6}$	$2,58 \times 10^{-6}$	$2,62 \times 10^{-6}$

2.1.2 Torques Máximos

Nesta condição, são computados os torques máximos nos 3 eixos e a atitude onde estes torques máximos ocorrem, para a órbita de fim de vida apenas. Os módulos dos torques máximos e as respectivas atitudes são apresentados na Tabela 3. Os valores computados com a equação simplificada (27) também são apresentados - neste caso, os máximos ocorrem em $\phi = 45°$, $\theta = 45°$ e $\{\phi, \theta\} = \{90°, 45°\}$, para, respectivamente, rolamento, arfagem e guinada.

Tabela 3: Torque máximo - órbita de fim de vida.

	Equação (12)	Equação (27)	Atitude
N_ϕ (Nm)	$8,03 \times 10^{-5}$	$7,57 \times 10^{-5}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{125, 0, 0\}$
N_θ (Nm)	$1,43 \times 10^{-5}$	$2,98 \times 10^{-6}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{79, 134, 0\}$
N_ψ (Nm)	8×10^{-5}	$7,87 \times 10^{-5}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{80, -135, 0\}$

2.2 Configuração Simétrica

A configuração simétrica é mostrada na Figura 3.

A matriz de inércia desta configuração é:

7

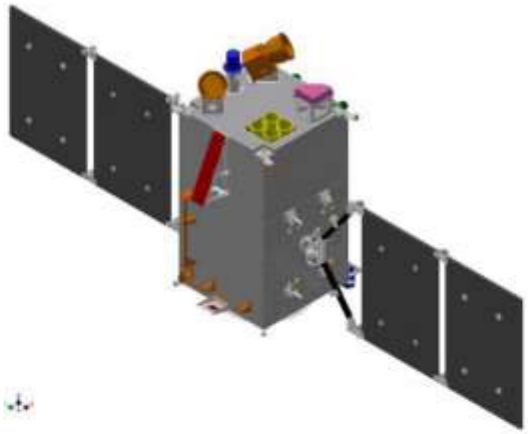

Figura 3: Configuração simétrica.

$$J = \begin{bmatrix} 67,615 & 0,084 & 0,63 \\ 0,084 & 40,557 & 0,739 \\ 0,63 & 0,739 & 48,19 \end{bmatrix} \tag{32}$$

Os ângulos de desalinhamento dos eixos principais em relação aos eixos do corpo são:

$$\phi_{des} = 5,47^\circ \tag{33}$$
$$\theta_{des} = 1,88^\circ \tag{34}$$
$$\psi_{des} = -0,05^\circ \tag{35}$$

2.2.1 Torques em Condição de Órbita Regulada

Os módulos dos torques de gradiente de gravidade computados nos eixos de rolamento N_ϕ e arfagem N_θ são mostrados nas Tabelas 4 e 5 para a órbita nominal e de fim de vida, respectivamente.

8

Tabela 4: Torque - órbita nominal.

	Equação (12)	Equação (24)	Equação (26)	Equação (27)
N_ϕ (Nm)	$2,56 \times 10^{-6}$	$2,56 \times 10^{-6}$	$2,51 \times 10^{-6}$	$2,51 \times 10^{-6}$
N_θ (Nm)	$2,18 \times 10^{-6}$	$2,18 \times 10^{-6}$	$2,2 \times 10^{-6}$	$2,21 \times 10^{-6}$

Tabela 5: Torque - órbita de fim de vida.

	Equação (12)	Equação (24)	Equação (26)	Equação (27)
N_ϕ (Nm)	$2,62 \times 10^{-6}$	$2,62 \times 10^{-6}$	$2,57 \times 10^{-6}$	$2,57 \times 10^{-6}$
N_θ (Nm)	$2,24 \times 10^{-6}$	$2,24 \times 10^{-6}$	$2,25 \times 10^{-6}$	$2,26 \times 10^{-6}$

2.2.2 Torques Máximos

Nesta condição, são computados os torques máximos nos 3 eixos e a atitude onde estes torques máximos ocorrem, para a órbita de fim de vida apenas. Os módulos dos torques máximos e as respectivas atitudes são apresentados na Tabela 6. Os valores computados com a equação simplificada (27) também são apresentados - neste caso, os máximos ocorrem em $\phi = 45°$, $\theta = 45°$ e $\{\phi, \theta\} = \{90°, 45°\}$, para, respectivamente, rolamento, arfagem e guinada.

Tabela 6: Torque máximo - órbita de fim de vida.

	Equação (12)	Equação (27)	Atitude
N_ϕ (Nm)	$1,38 \times 10^{-5}$	$1,35 \times 10^{-5}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{-40, 177, 0\}$
N_θ (Nm)	$3,46 \times 10^{-5}$	$3,45 \times 10^{-5}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{177, 133, 0\}$
N_ψ (Nm)	$4,81 \times 10^{-5}$	$4,8 \times 10^{-5}$	$\{\phi°, \theta°, \psi°\} = \{93, -135, 0\}$

9

APÊNDICE A

LISTA DE ITENS *TO BE DEFINED*			
ID	**DESCRIÇÃO**	**STATUS**	**PREVISÃO DE CONCLUSÃO**
TBD-1			
LISTA DE ITENS *TO BE CONFIRMED*			
ID	**DESCRIÇÃO**	**STATUS**	**PREVISÃO DE CONCLUSÃO**
TBC-1	aa		