

GERAÇÃO AUTOMÁTICA DE CASOS DE TESTE APLICADA AO PROJETO DE AOCS DE SATÉLITES ARTIFICIAIS

PAULO NOLBERTO DOS SANTOS ALARCÓN*, FABRICIO GALENDE MARQUES DE CARVALHO*, ANDRÉ
RODRIGUES SIMÕES†

**Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
Av. dos Astronautas, 1758, Jd. da Granja
São José dos Campos, São Paulo, Brasil*

*†Fundação de Ciências, Aplicações e Tecnologias Espaciais
Av. Dr. João Guilhermino, 429, 11º Andar, Edifício Saint James, Centro
São José dos Campos, São Paulo, Brasil*

Emails: paulonsalarcon@gmail.com, fabricio.galende@inpe.br, andre.simoese@inpe.br

Abstract— This work does a case study about the application of two techniques for automatic test case generation in the development of an attitude and orbit control system for artificial satellites, including software and simulators. We compared two techniques, being a finite state machine-based technique (W method) and a formal specification-based technique (decompositional method). W method proved be applicable in all conditions of the system verification, but decompositional method has shown be partially applicable for this kind of system.

Keywords— AOCS, Automatic Test Case Generation, Control Systems, Space Systems, Model-based Testing

Resumo— Este trabalho faz um estudo de caso sobre a aplicação de duas técnicas de geração automática de casos de testes no desenvolvimento de um sistema de controle de atitude e órbita para satélites, incluindo software e simuladores. As técnicas comparadas foram os métodos W, que é baseado em máquinas de estados finitos, e decomposicional, que é baseado em especificações formais. O método W mostrou-se aplicável em todas as condições ao passo que o método decomposicional demonstrou-se parcialmente aplicável no desenvolvimento deste tipo de sistema.

Palavras-chave— AOCS, Geração Automática de Casos de Testes, Sistemas de Controle, Sistemas Espaciais, Teste Baseado em Modelos

1 INTRODUÇÃO

A etapa de verificação e validação de sistemas espaciais é uma tarefa crítica, devido à impossibilidade de manutenção de componentes de hardware e do alto custo para atualização do software uma vez que o satélite tenha sido lançado. Atualizações de software dependem que o satélite esteja em contato com estações de rastreamento, o que ocorre poucas vezes durante uma órbita. Além disso falhas podem comprometer o satélite antes que seja possível corrigi-las.

O processo de verificação pode ser dividido em especificação e execução de casos de teste. A especificação é uma tarefa complexa e que tipicamente é executada manualmente por um profissional dedicado. Normalmente essa tarefa é executada a partir de uma análise dos requisitos para definir o comportamento esperado do sistema, o que consome tempo do engenheiro de testes.

Nos últimos anos, foram desenvolvidas uma série de técnicas que automatizam essa tarefa. As técnicas de especificação automática de casos de testes têm como vantagens (Korel, 1990) (Dalal et al., 1999):

- Redução do tempo gasto com especificação de casos de teste;
- Redução de custo de desenvolvimento de casos de teste;

- Desde que o modelo atenda aos requisitos, garantem que os mesmos serão verificados durante os testes.

Como desvantagens:

- Alguns algoritmos sofrem com problema de explosão combinatória;
- Nem sempre são aplicáveis ao sistema testado.

A aplicação de técnicas de geração automática de casos de teste em sistemas espaciais não é novidade, já tendo sido aplicada no teste de sistemas de comando e gerenciamento de dados (von Mayrhauser and Mraz, 1995), software para design de missão (Tung and Aldiwan, 2000), detecção de falhas (Bartrop et al., 2008) (Corsetti et al., 2013). Entretanto, (Corsetti et al., 2013) comparou técnicas distintas das usadas neste artigo e focou-se somente no componente para detecção, isolamento e recuperação de falhas (FDIR) enquanto que neste trabalho é estudado a possibilidade de uso da mesma técnica em nos níveis de componentes e sistema

O objetivo deste trabalho é ilustrar e comparar diferentes técnicas de especificação automática de casos de teste para verificação e validação do sistema AOCS, além do software e simulador associado ao seu desenvolvimento.

Para isso foram definidos três exemplos que serão verificados, dos quais dois são componentes e o terceiro é o sistema:

1. Determinador de direção do Sol;
2. Determinador de atitude;
3. Sistema de Controle de Atitude.

Foram analisadas as seguintes características das técnicas de teste:

1. Facilidade para se adaptar os requisitos para o modelo a ser testado;
2. Cobertura dos requisitos especificados pelos testes gerados;
3. Efetividade dos casos de teste gerados para a verificação dos requisitos.

Para testar-se a efetividade das técnicas, foi introduzido um erro na implementação de cada componente.

Além disso, também foram especificados casos de teste manuais, os quais foram comparados com aqueles gerados por estas técnicas.

Para este trabalho, foram assumidas algumas simplificações para o sistema:

- Considera-se dinâmica no plano (bidimensional);
- Ausência de ruídos;
- Satélite sem obstruções para os sensores.

2 DESCRIÇÃO DAS TÉCNICAS DE GERAÇÃO DE CASOS DE TESTE

As técnicas de geração automática de casos de teste foram desenvolvidas com o intuito de agilizar o processo de especificação de casos de teste. Estas técnicas exigem uma análise menos detalhada do sistema, necessitando apenas de regras que descrevam o comportamento do sistema sob teste. A partir dessas regras, as entradas para os casos de testes e as respectivas saídas esperadas são selecionadas automaticamente. Dentre essas técnicas, destacam-se as técnicas baseadas em máquinas de estado e baseadas em especificações formais.

Para cada uma das técnicas de especificação automática de casos de teste foi desenvolvido um componente de software que é capaz de definir o conjunto de entradas de teste e as respectivas saídas esperadas para o componente.

2.1 MÉTODO DECOMPOSICIONAL

Método Decomposicional é um algoritmo para geração de casos de teste baseado em especificações formais (Liu and Nakajima, 2010). Este método consiste na identificação dos limites dos conjuntos de entrada de cada proposição.

Este algoritmo recebe um conjunto de predicados de lógica proposicional na forma normal disjuntiva com as respectivas saídas esperadas para eles. Estes predicados definem as classes de equivalência do domínio da entrada do sistema testado. O algoritmo busca os limites imediatamente superiores e inferiores do domínio da entrada e gera os casos de teste. A seguir, é executado o cálculo das saídas esperadas do sistema testado.

Este método funciona da seguinte maneira:

1. As cláusulas disjuntivas são separadas em um conjunto de cláusulas conjuntivas com saídas iguais;
2. As cláusulas conjuntivas são separadas em predicados atômicos que devem ser simultaneamente verdadeiros;
3. São associados às variáveis os valores limites que satisfaçam cada predicado atômico especificado;
4. Concatena-se os valores obtidos em um caso de teste;
5. Calcula-se as saídas esperadas.

Este método foi implementado em uma linguagem de especificação própria onde devem ser definidos:

- Variáveis de entrada;
- Variáveis de saída;
- Conjunto de fórmulas lógicas e respectivas saídas quando satisfeitas.

2.2 MÉTODO W

Método Automata Theoretic é um algoritmo para geração de casos de teste baseado em máquinas de estados finitos proposto por Chow (Chow, 1978), baseado na teoria de autômatos. Este método consiste na concatenação de dois conjuntos:

- Conjunto Transition Cover (P): Conjunto que percorre cada estado da MEF ao menos uma vez. Cada sequência é obtida partindo-se do estado inicial e percorrendo a MEF até que se retorne a um estado visitado anteriormente;
- Conjunto de Caracterização(W): Conjunto de comandos que distinguem cada par de estados.

Esta técnica possui como restrições a necessidade de o modelo ser definido por uma MEF com pelo menos dois estados, que esta seja mínima, completamente especificada e que todos os estados do modelo sejam alcançáveis.

2.3 GERAÇÃO MANUAL DE CASOS DE TESTE

A especificação manual de casos de teste é a forma mais utilizada para esta tarefa na área espacial. Para a geração de casos de teste, foram usados o particionamento de equivalência e a análise de valor limite e (Pressman, 2011).

Particionamento de equivalência é um método de testes em que se divide o domínio da entrada de um programa em classes de dados, válidos e inválidos. A partir destas classes de dados, é possível derivar casos de teste.

Análise de valor limite é uma técnica de projeto de casos de teste que se baseia no fato de que a maioria dos erros tendem a aparecer nas fronteiras do domínio de entrada (Pressman, 2011). Esta técnica é complementar ao particionamento de equivalência onde, a partir das classes de equivalência do domínio da entrada, cria-se casos de teste com entradas imediatamente acima e abaixo dos limites definidos na técnica anterior.

3 SISTEMA TESTADO

3.1 DETERMINADOR DE DIREÇÃO DO SOL

Este é um componente que calcula a direção do Sol baseado na leitura de dois sensores solares simultaneamente iluminados e em suas respectivas posição e orientação para o ambiente bidimensional. Em um ambiente tridimensional, são utilizados três sensores para definir a direção do Sol. Foram definidos os seguintes requisitos:

1. A direção do Sol calculada pelo componente deve apresentar um erro máximo de 0.1°.

Foram consideradas como restrições:

1. A determinação da direção do Sol é feita a partir dos dois maiores sinais gerados pelos sensores solares;
2. Se houver menos do que 2 sensores solares simultaneamente iluminados, não será feita a determinação da direção do Sol.

Para a implementação, foram considerados sete sensores solares com campo de visão de 180°, com corrente máxima de 15mA distribuídos em

Sensor Solar	x (m)	z (m)	Orientação (°)
S1	0.710	0	0
S2	+ 0.443	+ 0.555	51.4286
S3	- 0.158	+ 0.692	102.8572
S4	- 0.640	+ 0.308	154.2858
S5	- 0.640	- 0.308	205.7144
S6	-0.158	- 0.692	257.1430
S7	0.443	- 0.555	308.5716

Tabela 1: Posição e orientação dos sensores solares no satélite

Predicados	Saídas Esperadas
$N_{ss} > 1 \wedge \theta > 0^\circ \wedge \theta < 360^\circ$	$\theta_c = \theta$
$N_{ss} \leq 1$	$\theta_c = \text{Inválido}$

Tabela 2: Especificação Formal do Determinador de Direção do Sol

um satélite conforme a Tabela 1. Além disso, foi considerado um satélite cúbico, com 1.4m de lado e que não tenha obstáculos em sua superfície que possam gerar sombras.

A determinação da direção do Sol é feita conforme a equação:

$$S = \frac{1}{\alpha_2 - \alpha_1} \begin{pmatrix} \sin \alpha_2 / i_N & - \sin \alpha_1 / i_N \\ - \cos \alpha_2 / i_N & \cos \alpha_1 / i_N \end{pmatrix} \begin{pmatrix} i_1 \\ i_2 \end{pmatrix} \quad (1)$$

Onde :

- S : Vetor Sol normalizado;
- α_n : ângulo entre a normal do sensor solar n e o eixo X do satélite;
- i_n : Corrente gerada pelo sensor solar n;
- i_N : Corrente nominal dos sensores solares.

O Sinal de um sensor solar é definido pela equação:

$$i_n = i_N \cos(\alpha_n - \theta) \quad (2)$$

Onde:

- θ : ângulo formado entre o vetor Sol e o eixo X do satélite.

Para modelar o comportamento do determinador de direção do Sol, foram definidos como entradas o número de sensores solares iluminados (N_{ss}) e o ângulo formado entre o eixo X do satélite e o vetor Sol (ver Figura 1 e Tabela 2). Saída esperada é o ângulo θ_c calculado pelo componente.

O conjunto W desta MEF é o comando $\theta >= 0^\circ \wedge \theta < 360^\circ$ e o conjunto P é formado pelas seqüências:

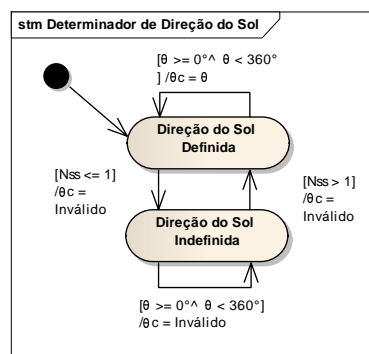


Figura 1: Diagrama de estados do determinador de direção do Sol

Predicados	Saídas Esperadas
$\beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2$	A(ver Equação 5)
$\beta_1 = \beta_2 \vee \gamma_1 = \gamma_2$	A = Inválido
$(\beta_1 \vee \beta_2 \vee \gamma_1 \vee \gamma_2) = \text{Inválido}$	A = Inválido

Tabela 3: Especificação Formal do Determinador de Atitude

- $\theta \geq 0^\circ \wedge \theta < 360^\circ$;
- $N_{ss} > 1$;
- $N_{ss} \leq 1, \theta \geq 0^\circ \wedge \theta < 360^\circ$;
- $N_{ss} \leq 1, N_{ss} > 1$;
- $N_{ss} \leq 1, N_{ss} \leq 1$.

3.2 DETERMINADOR DE ATITUDE

Os testes foram aplicados também em um componente que executa a determinação de atitude do satélite. Esta tarefa é executada usando o algoritmo TRIAD (Shuster and Oh, 1980), que efetua a determinação da atitude baseado em dois vetores, que podem ser, por exemplo a direção do Sol e o campo magnético da Terra. Neste caso, o TRIAD foi simplificado para o ambiente 2D. Foi definido o seguinte requisito:

1. A atitude calculada do satélite deve apresentar um erro máximo de 0.1° .

O componente recebe como entrada dois pares de vetores unitários (W e V). Para reduzir a quantidade de argumentos de entrada, optou-se por usar como entrada dois ângulos que posteriormente são convertidos para vetores unitários, conforme a Equação 3 para a referência observada pelo satélite e conforme a Equação 4 para a referência em coordenadas ECI (Earth Centered Inertial).

$$W_n = \begin{pmatrix} \cos(\beta_n) \\ 0 \\ \sin(\beta_n) \end{pmatrix} \quad (3)$$

Onde:

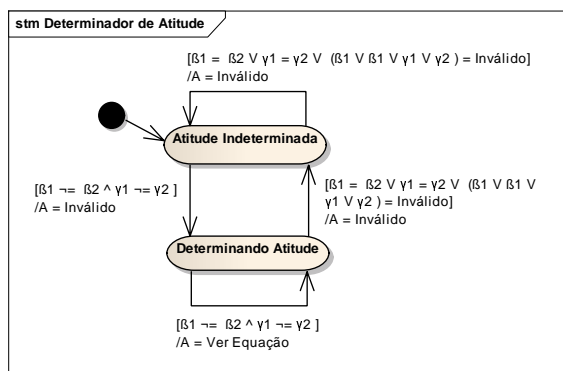


Figura 2: Diagrama de estados do determinador de atitude (ver Equação 5)

- W_n : Vetor unitário da referência n observada pelo satélite;
- β_n : ângulo formado entre o eixo X do satélite e a referência n .

$$V_n = \begin{pmatrix} \cos(\gamma_n) \\ 0 \\ \sin(\gamma_n) \end{pmatrix} \quad (4)$$

Onde:

- V_n : Vetor unitário da referência n em coordenadas ECI;
- γ_n : ângulo formado entre o eixo X da Terra e a referência n .

Considerando dois pares de vetores unitários V_1, V_2, W_1 e W_2 sem incertezas, a matriz de atitude A é obtida pela Equação 5.

$$A = \begin{bmatrix} S_1 & S_2 & S_3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R_1 & R_2 & R_3 \end{bmatrix}^T \quad (5)$$

Onde:

$$\begin{aligned} S_1 &= W_1; \\ S_2 &= \frac{W_1 \times W_2}{|W_1 \times W_2|}; \\ S_3 &= \frac{S_1 \times S_2}{|S_1 \times S_2|}; \\ R_1 &= V_1; \\ R_2 &= \frac{V_1 \times V_2}{|V_1 \times V_2|}; \\ R_3 &= \frac{R_1 \times R_2}{|R_1 \times R_2|}. \end{aligned}$$

O determinador de atitude foi modelado em máquina de estados finitos conforme a Figura 2 e como especificação formal conforme a Tabela 3.

O conjunto W desta MEF é o comando $\beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2$ e o conjunto P é formado pelas seqüências:

- $\beta_1 = \beta_2 \vee \gamma_1 = \gamma_2$;
- $(\beta_1 \vee \beta_2 \vee \gamma_1 \vee \gamma_2) = \text{Inválido}$;
- $\beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2, \beta_1 = \beta_2 \vee \gamma_1 = \gamma_2$;
- $\beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2, (\beta_1 \vee \beta_2 \vee \gamma_1 \vee \gamma_2) = \text{Inválido}$;
- $\beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2, \beta_1 \neq \beta_2 \wedge \gamma_1 \neq \gamma_2$.

3.3 SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

A terceira aplicação é o teste do sistema de controle de atitude de um satélite. O sistema recebe uma referência como entrada e aponta em direção a essa referência. Para a modelagem do satélite foram considerados os seguintes requisitos:

1. As manobras devem ser executadas com velocidade maior ou igual a $0.0333^\circ/\text{seg}$.
2. O sistema de controle deve manter o eixo X do satélite apontado para referências estáticas quando solicitado (ex: Apontamento para o Sol)

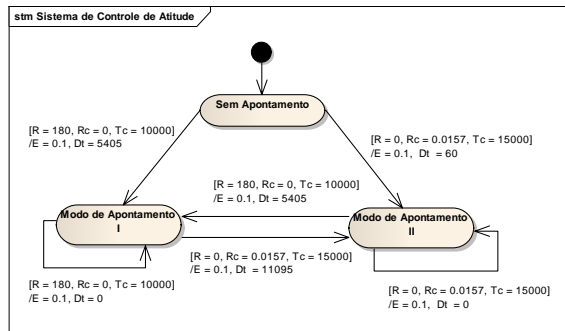


Figura 3: Diagrama de estados do sistema de controle de atitude

3. O sistema de controle deve manter o eixo X satélite apontado para referências dinâmicas cuja velocidade angular em relação ao satélite seja inferior a $0.0167^\circ/seg$ quando solicitado (ex: Apontamento para a Terra).
4. O sistema deve apresentar erro máximo de apontamento de 0.1° em regime estacionário.

Neste caso o modelo foi baseado nas respostas às entradas, visto que as mesmas são compostas por um transiente e manutenção do apontamento. Assim, para cada comando é criado um estado (ver Figura 3).

1. Sem Apontamento: Estado inicial em que não há apontamento, estando sujeito somente às condições iniciais (exemplo: Pós injeção de órbita).
2. Modo de Apontamento I: Modo de apontamento em que o satélite responde a uma entrada degrau. Nesse caso é mantido o apontamento em uma direção constante, sendo equivalente ao modo de apontamento para o Sol
3. Modo de Apontamento II: Modo de apontamento em que o satélite responde a uma referência que varia conforme uma rampa, sendo equivalente ao modo de apontamento para a Terra.

O conjunto W desta MEF é formado pelos comandos $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$ e $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$. O conjunto P é formado pelas sequências:

- $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$, $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$;

Predicados	Saídas Esperadas
$R \geq 0 \wedge R \leq 180 \wedge R_c = 0 \wedge T_c = 10000$	D_t (ver Equação 6), $E = 0.1^\circ$
$R \geq 0 \wedge R \leq 180 \wedge R_c < 0.3333 \wedge T_c = 15000$	D_t (ver Equação 7), $E = 0.1^\circ$

Tabela 4: Especificação Formal do Sistema de Controle de Atitude

- $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$, $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$, $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$;
- $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$, $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$, $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$;
- $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$, $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$, $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$;
- $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$, $[R = 180, R_c = 0, T_c = 10000]$, $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$;
- $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$, $[R = 0, R_c = 0.0157, T_c = 15000]$.

A especificação formal foi uma adaptação direta dos requisitos definidos anteriormente (ver Tabela 4), sendo definidas as seguintes variáveis:

- R : Referência inicial para onde o sistema deve apontar, em graus;
- R_c : Coeficiente angular da referência quando a entrada é do tipo rampa, em $^\circ/seg$;
- T_c : Tempo de espera até que seja enviado o próximo comando;
- D_t : Tempo de acomodação do sistema;
- E : Diferença entre o apontamento obtido e a referência.

O tempo de acomodação do sistema foi calculado conforme a Equação 6 para referências estáticas e Equação 7 para referências dinâmicas:

$$D_t = \frac{|R - I_r|}{0.0333} \quad (6)$$

Onde:

- I_r : Atitude do satélite no momento em que o comando é enviado, em graus.

$$D_t = \frac{R - I_r}{R_c(1 - 0.0333)} \quad (7)$$

4 RESULTADOS DE SIMULAÇÃO

Para verificar a eficácia das técnicas, foi introduzida uma falha nos componentes apresentados anteriormente e os casos de teste gerados por cada uma das técnicas foram executados.

Para cada componente testado foi desenvolvido um test driver que executa a inicialização, envia as entradas, compara as saídas obtidas com as saídas esperadas e indica se o sistema em teste foi aprovado ou reprovado.

Entrada:	Esperado:	Obtido:
$N_{ss} = 2, \theta = 0^\circ$	$\theta_c = 0^\circ$	$\theta_c = 0.1099^\circ$

Tabela 5: Exemplo de caso de teste obtido utilizando o método W para o determinador de direção do Sol

Entradas:	Esperado:	Obtido:
$N_{ss} = 3, \theta = 0^\circ$	$\theta_c = 0^\circ$	$\theta_c = 0.1099^\circ$
$N_{ss} = 2, \theta = 0.1^\circ$	$\theta_c = 0.1^\circ$	$\theta_c = 359.9901^\circ$
$N_{ss} = 3, \theta = 359.9^\circ$	$\theta_c = 359.9^\circ$	$\theta_c = 0.0099^\circ$

Tabela 6: Trecho de caso de teste obtido utilizando o método decomposicional para o determinador de direção do Sol

4.1 DETERMINADOR DE DIREÇÃO DO SOL

O erro introduzido neste componente foi uma alteração de i_N na equação 3.1 por um valor i_{NC} corrompido, assumindo a seguinte forma:

$$S = \frac{1}{\alpha_2 - \alpha_1} \begin{pmatrix} \sin \alpha_2 / i_N & -\sin \alpha_1 / i_N \\ -\cos \alpha_2 / i_{NC} & \cos \alpha_1 / i_N \end{pmatrix} \begin{pmatrix} i_1 \\ i_2 \end{pmatrix} \quad (8)$$

Onde:

- $i_{NC}: i_N - 0.0001$

Os requisitos definidos para o componente descrevem os possíveis modos de operação, sendo eles direção do Sol definida e indefinida e o erro máximo aceitável. Tendo-se os modos de operação definidos foi possível fazer a derivação dos modelos em MEF e especificação formal diretamente sendo necessário associar as saídas esperadas para cada uma destas condições.

Todas as técnicas foram capazes de detectar a falha do componente. A Tabela 6 mostra um trecho do caso de teste definido para este componente através do método decomposicional. Através desta técnica foi obtido 1 caso de teste composto por 8 comandos, onde são verificadas todas as restrições do componente.

A Tabela 5 mostra um dos 8 casos de teste definidos para este componente, onde foi possível detectar a falha. Cada caso de teste especificado por esta técnica é composto por até 3 comandos, verificando todas as restrições do componente.

A Tabela 7 mostra um exemplo de caso de teste especificado manualmente onde é possível detectar a falha em questão. Foi especificado um

Entradas:	Esperado:	Obtido:
$N_{ss} = 2, \theta = 0^\circ$	$\theta_c = 0^\circ$	$\theta_c = 0.1099^\circ$
$N_{ss} = 2, \theta = 0.1^\circ$	$\theta_c = 0.1^\circ$	$\theta_c = 359.9901^\circ$

Tabela 7: Trecho de caso de teste obtido manualmente para o determinador de direção do Sol

Entradas:	Esperado:	Obtido:
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0^\circ, \gamma_1 = 0.2^\circ, \gamma_2 = 0^\circ$	$\alpha_A = 0^\circ$	$\alpha_A = 358^\circ$
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0^\circ, \gamma_1 = 0.2^\circ, \gamma_2 = 359.9^\circ$	$\alpha_A = 0^\circ$	$\alpha_A = 358^\circ$
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0^\circ, \gamma_1 = 359.8^\circ, \gamma_2 = 0^\circ$	$\alpha_A = 359.99^\circ$	$\alpha_A = 0.2000^\circ$
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0^\circ, \gamma_1 = 359.8^\circ, \gamma_2 = 359.9^\circ$	$\alpha_A = 359.99^\circ$	$\alpha_A = 0.2000^\circ$

Tabela 8: Exemplo de caso de teste obtido utilizando método decomposicional para o determinador de atitude

Entradas:	Esperado:	Obtido:
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0.1^\circ, \gamma_1 = 0.1^\circ, \gamma_2 = 0^\circ$	$\alpha_A = 359.9^\circ$	$\alpha_A = 359.7^\circ$
$\beta_1 = 0^\circ, \beta_2 = 0.1^\circ, \gamma_1 = 0.1^\circ, \gamma_2 = 0^\circ$	$\alpha_A = 0.1^\circ$	$\alpha_A = 0.1^\circ$
$\beta_1 = 0^\circ, \beta_2 = 0.1^\circ, \gamma_1 = 0.1^\circ, \gamma_2 = 0^\circ$	$\alpha_A = 0.1^\circ$	$\alpha_A = .1^\circ$

Tabela 9: Exemplo de caso de teste obtidos utilizando o Método W para o determinador de atitude

caso de teste similar ao obtido através do método decomposicional, composto por 6 comandos.

4.2 DETERMINADOR DE ATITUDE

O erro introduzido neste componente foi uma alteração no cálculo de S_3 (ver equação 5) assumindo a seguinte forma:

$$A = \left[S_1 : S_2 : S_{3C} \right] \left[R_1 : R_2 : R_3 \right]^T \quad (9)$$

Onde:

- $S_{3C}: \frac{S_1 \times S_2}{|(S_1 \times 0.5) \times S_2|}$

Similarmente ao caso do determinador de direção dos Sol, os requisitos deste componente definem os possíveis modos de operação e o erro máximo aceitável. Com os requisitos definidos para este componente foi possível definir os modelos em MEF e especificação formal.

Sendo α_A o ângulo obtido da matriz de rotação A para o eixo-X, as Tabelas 8, 9 e 10 mostram exemplos de casos de teste obtidos por cada uma das técnicas.

Todas as técnicas foram capazes de encontrar a falha decorrente do erro introduzido no componente. O método decomposicional gerou um caso composto por 35 comandos. Tabela 8 mostra um

Entrada:	Esperado:	Obtido:
$\beta_1 = 0.2^\circ, \beta_2 = 0.1^\circ, \gamma_1 = 359.8^\circ, \gamma_2 = 359.9^\circ$	$\alpha_A = 359.99^\circ$	$\alpha_A = 0.2000^\circ$

Tabela 10: Trecho caso de teste obtido manualmente para o determinador de atitude

FILTRO DE ATITUDE

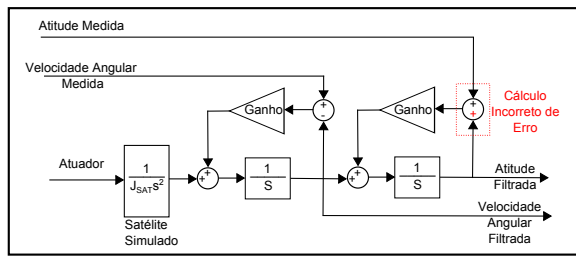


Figura 4: Erro introduzido no sistema de controle de atitude

Entradas:	Saídas Esperadas:
$R = 0, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 0, E = 0.1$
$R = 0.1, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 173, E = 0.1$
$R = 180, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 5405, E = 0.1$
$R = 179.9, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 173, E = 0.1$
$R = 0, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 11095, E = 0.1$
$R = 0.1, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 4373, E = 0.1$
$R = 180, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 6619, E = 0.1$
$R = 179.9, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 6776, E = 0.1$

Tabela 11: Caso de teste obtido utilizando método decomposicional para o sistema de controle de apontamento

trecho do caso de teste obtido onde é possível observar a falha do componente.

O método W gerou 14 casos de teste compostos por no máximo 4 comandos. Tabela 9 mostra um dos casos de teste obtidos através desta técnica, onde é possível observar a falha do componente.

Foi gerado manualmente um caso de teste, similar ao gerado pelo método decomposicional, composto por 10 comandos. Tabela 10 mostra um trecho do caso de teste onde observa-se a falha do componente.

4.3 SISTEMA DE CONTROLE DE ATITUDE

O erro do sistema foi introduzido no bloco do filtro de atitude do sistema de controle conforme a Figura 4. Este erro é uma inversão do sinal no momento em que é calculado a diferença entre a atitude estimada e a medida, provocando uma falha que desvia o satélite do apontamento desejado.

Essa falha foi detectada por todas as técnicas de teste. O método decomposicional gerou um caso de teste composto por 8 comandos (ver Tabela 11). Este caso de teste executou apenas uma transição entre referências estáticas e dinâmicas, não fazendo o caminho inverso. A Figura 5 mostra um trecho do caso de teste gerado por este método onde, com o sistema em regime permanente, o erro de apontamento se torna maior do que o especificado.

O método W gerou 14 casos de teste, que verificam a permanência em cada estado e as tran-

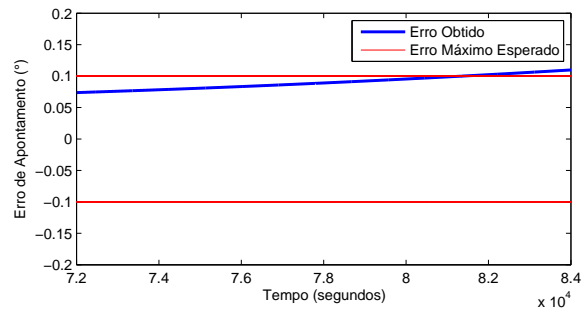


Figura 5: Erro de Apontamento do Sistema de Controle de Atitude para o caso de teste gerado pelo método decomposicional

Entradas:	Saídas Esperadas:
$R = 180, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 5405, E = 0.1$
$R = 0, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 11095, E = 0.1$
$R = 0, R_C = 0.0167, T_C = 15000$	$D_t = 0, E = 0.1$
$R = 180, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 5405, E = 0.1$

Tabela 12: Exemplo de caso de teste obtido utilizando método W para o sistema de controle de apontamento

sição existentes entre eles. A Figura 6 mostra o resultado de um dos casos de teste gerados por esta técnica, onde o erro de apontamento se torna maior do que o especificado quando o sistema de controle de atitude está em regime permanente. Tabela 12 mostra um exemplo de caso de teste obtido utilizando esta técnica e observa-se que, diferentemente do que ocorre no caso de teste obtido através do método decomposicional (ver Tabela 11), há a transição do modo de apontamento para referências dinâmicas para o apontamento para referências estáticas.

Manualmente, foram gerados 4 casos de teste, semelhantes aos gerados pelo método W que verificaram a manutenção de apontamento para cada modo e também a transição entre modos. A Figura 7 mostra o resultado de um dos casos de teste especificados manualmente onde o erro de apon-

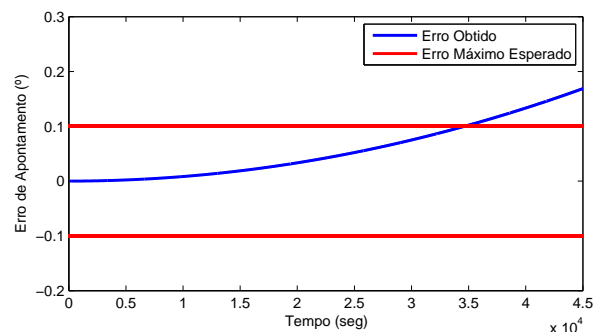


Figura 6: Erro de Apontamento do Sistema de Controle de Atitude para um caso de teste gerado pelo método W

Entradas:	Saídas Esperadas:
$R = 180, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 5405, E = 0.1$
$R = 0, R_C = 0.0175, T_C = 30000$	$D_t = 11095, E = 0.1$
$R = 180, R_C = 0, T_C = 10000$	$D_t = 1171, E = 0.1$

Tabela 13: Exemplo de caso de teste especificado manualmente para o sistema de controle de apontamento

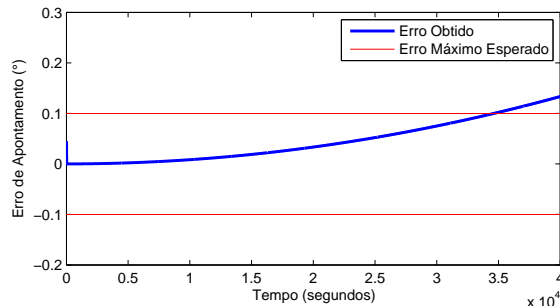


Figura 7: Erro de Apontamento do Sistema de Controle de Atitude para um caso de teste gerado manualmente

tamento do satélite se torna maior do que o aceitável. Tabela 13 mostra um exemplo de caso de teste especificado para o AOCS, similar ao caso de teste obtido através do método W.

5 CONCLUSÕES

Foi possível modelar os componentes e o sistema através de especificação formal e MEF. Além disso, ambas as técnicas foram capazes de encontrar as falhas introduzidas nos componentes testados, mostrando-se tão efetivas quanto o teste manual para a falha introduzida. Entretanto observou-se que o método decomposicional não gerou um caso de teste capaz de testar a transição do modo de apontamento para referências dinâmicas para o apontamento para referências estáticas, o que o torna inefetivo para detectar falhas que ocorram em situações do gênero.

Desta maneira, o método decomposicional é aplicável desde que não seja necessário testar a ordem em que as entradas são aplicadas, como por exemplo mudanças de modo de operação do AOCS. Essa restrição é oriunda da lógica proposicional, que não permite especificar este tipo de relação e talvez possa ser corrigida ao adaptar a técnica para outra sistema lógico como, por exemplo, lógica temporal.

O método W, por sua vez, é aplicável para testes a nível de unidades e sistema garantindo a cobertura dos requisitos do sistema. Isso permite a possibilidade de automação completa da etapa de verificação de AOCS, ao associar-se à automação da execução de testes, o que ser estudado em futuros trabalhos.

Agradecimentos

Este trabalho foi financiado pelo Conselho Nacional de Desenvolvimento Científico e Tecnológico (CNPq), através do projeto número 560131/2010-0.

Agradecemos também ao coordenador do projeto do CNPq, Dr. Adenilson Roberto da Silva pelo valioso apoio.

Referências

- Bartrop, K. J., Friberg, K. H. and Horvath, G. A. (2008). Automated generation and assessment of autonomous systems test cases, *2008 IEEE Aerospace Conference*.
- Chow, T. (1978). Testing software design modeled by finite-state machines, *IEEE Transactions on Software Engineering*.
- Corsetti, A., Ambrósio, A. M. and de Fátima Mattiello-Francisco, M. (2013). Robustness testing of satellite attitude and orbit control systems: a proposal guided by two model based testing methodologies, *III Brazilian Symposium on Computing Systems Engineering*.
- Dalal, S. R., Jain, A., Karunanithi, N., Leaton, J. M., Lott, C. M., Patton, G. C. and Horowitz, B. M. (1999). Model-based testing in practice, *International Conference on Software Engineering 99*.
- Korel, B. (1990). Automated software test data generation, *IEEE Transactions on Software Engineering*.
- Liu, S. and Nakajima, S. (2010). A decompositional approach to automatic test case generation based on formal specifications, *Fourth IEEE International Conference on Secure Software Integration and Reliability Improvement*.
- Pressman, R. S. (2011). *Engenharia de Software: Uma Abordagem Profissional*, AMGH, Porto Alegre.
- Shuster, M. D. and Oh, S. D. (1980). Three-axis attitude determination from vector observations, *Journal Guidance and Control*.
- Tung, Y. and Aldiwan, W. (2000). Automating test case generation for the new generation mission software system, *2000 IEEE Aerospace Conference Proceedings*.
- von Mayrhauser, A. and Mraz, R. (1995). The sleuth approach to aerospace software testing, *1995 IEEE Aerospace Applications Conference*.