



Ministério da
Ciência e Tecnologia



sid.inpe.br/mtc-m19/2011/04.05.17.27-NTC

EVOLUÇÃO DE ARQUITETURAS DE SATÉLITES VIA ANÁLISE DE PATENTES

Luís Antônio Waack Bambace

Publicação Interna - sua reprodução para o público externo está sujeita à
autorização da chefia.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/39F2S7L>>

INPE
São José dos Campos
2011

PUBLICADO POR :

Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais - INPE

Gabinete do Diretor (GB)

Serviço de Informação e Documentação (SID)

Caixa Postal 515 - CEP 12.245-970

São José dos Campos - SP - Brasil

Tel.:(012) 3208-6923/6921

Fax: (012) 3208-6919

E-mail: pubtc@sid.inpe.br

CONSELHO DE EDITORAÇÃO E PRESERVAÇÃO DA PRODUÇÃO INTELLECTUAL DO INPE (RE/DIR-204):

Presidente:

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

Membros:

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

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

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

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

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

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

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

BIBLIOTECA DIGITAL:

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

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

REVISÃO E NORMALIZAÇÃO DOCUMENTÁRIA:

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

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

EDITORAÇÃO ELETRÔNICA:

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



Ministério da
Ciência e Tecnologia



sid.inpe.br/mtc-m19/2011/04.05.17.27-NTC

EVOLUÇÃO DE ARQUITETURAS DE SATÉLITES VIA ANÁLISE DE PATENTES

Luís Antônio Waack Bambace

Publicação Interna - sua reprodução para o público externo está sujeita à
autorização da chefia.

URL do documento original:

<<http://urlib.net/8JMKD3MGP7W/39F2S7L>>

INPE
São José dos Campos
2011

AGRADECIMENTOS

Aos revisores Paulo Giacomo Milani e Mateus Aguiar

Evolução da Arquiteturas de Satélites Via Análise de Patentes

RESUMO

Este documento faz uma análise de 170 patentes e aplicações de patentes do USPTO, e 37 prospectos de missões com vistas a alimentar um processo de desenvolvimentos de arquiteturas gerais de satélite e de arquiteturas de subsistemas via matriz de Pugh, em uma futura etapa do projeto. A partir desta análise, extraíram-se 3 itens de cada patente relevante, resumos de seu funcionamento no que interessa ao INPE, conceitos relevantes que podem gerar outras formas de implementação e figuras para esclarecimento. Separaremos as patentes e documentos de propostas de satélite estudados por foco do documento, em documentos de arquitetura mecânica (1), modularidade (2), sistemas infláveis e compactação (3), suprimento de energia (4), computação tolerante a falha e uso de componentes de prateleira (5), controle de atitude (6), sistemas térmicos (7), novos materiais estruturais (8), antenas e telecomunicação (9), componentes eletrônicos (10), sistemas de foco automático para câmaras (11), radares de fenda artificial, sistemas de suporte a fabricação e montagem, outros sistemas (12). Nos capítulos a seguir resumiremos os documentos de entrada.

Satellite Architectures Trends via Patent Analysis

ABSTRACT

This document does an analysis of 170 USPTO patents and patent applications and also 37 missions prospects in order to feed a process of development of satellite general architectures and its subsystems architectures via Pugh Matrices, in a future phase of the project. From this analysis, three items were extracted from each relevant patent, a short explanation of items of its operation that may be interesting to INPE, relevant concepts that may be implemented in different ways and figures for clarification. The studied documents are separated according to their field of use in 12 fields: mechanical architecture, modularity, inflatable systems and compact mounting; power supply; fault-tolerant computing and use of COTs; attitude control; thermal systems; new structural materials; antennas and telecommunication; electronic devices; camera autofocus systems; Slit Artificial Radar; manufacturing and assembly support systems; other systems

LISTA DE SIGLAS E ABREVIATURAS

ARC	Células Reconfiguráveis Adaptativas (<i>Adaptive reconfigurable Cells</i>)
ASIC	Circuito Integrado Específico para a Aplicação
BIT	<i>Built In Test</i>
BSL	Unidade lógica básica de controle
BUS	Barramento
CCD	<i>Charging Coupled Device</i>
CI	Circuito Integrado
COTS	Componente de prateleira (<i>Component Of The Shelf</i>)
CPU	Unidade de Processamento Central
CRC	<i>Code Redundancy Check</i>
DC	Corrente Contínua
DLL	<i>Delay Locked Loops</i>
DLR	<i>Deutsch Zentrum für Luft Und Raumfahrt</i>
DOF	Grau de Liberdade
DRAM	Memória de acesso aleatório direto
E2PROM	<i>Electrically-Erasable Programmable Read-Only Memory</i>
EP	Patente Européia
ESA	<i>European Space Agency</i>
FEC	<i>Forward Error Correction</i>
FFT	Transformada Rápida de Fourier
FPGA	<i>Field Programmable Gateway Array</i>
FR	Patente Francesa
GEO	Satélite Geoestacionário
GPS	Sistema de Posicionamento Global
H	Hidrogênio
IEEE	Instituto de Engenheiros Eletricistas e Eletrônicos (USA)
INPE	Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais
JTAG	<i>Joint Test Access Group</i>
LED	<i>Light Emitting Diode</i>
LB	Bloco Lógico
LEO	Órbita Terrestre Baixa (<i>Low Earth Orbit</i>)

MEMS	<i>Micro Electro-Mechanical System</i>
MFS	Estrutura de Painel Multifuncional (<i>Multifunction Panel Structure</i>)
MIL	Sigla indicativa para normas militares norte-americanas
MOSFET	<i>Metal Oxide Semiconductor Field Effect Transistor</i>
MP	Processador digital
MX	Multiplexador
NASA	<i>National Aeronautic and Space Administration</i>
Ni	Níquel
NMOS	Transistor tipo N de Camada de Óxido em Silício
PCM	Material com Mudança de Fase (<i>Phase Change Material</i>)
PCU	Unidade de Controle de Potência (<i>Power Control Unit</i>)
PCT	Tratado de Cooperação de Patentes (<i>Patent Cooperation Treaty</i>)
PMOS	Transistor tipo P de Camada de Óxido em Silício
PWM	Modulação por Largura de Pulso
RAM	Memória de Acesso Aleatório (<i>Random Access Memory</i>)
RF	Radiofrequência
RISC	Computador com um Conjunto Reduzido de Instruções
SAR	Radar de Fenda Artificial
SID	Serviço de Informação e Documentação
SACI	Satélite Científico Brasileiro
SCD	Satélite de Coleta de Dados
SDRAM	memória de acesso aleatório dinâmica síncrona de dupla taxa de transferência
SEL	<i>Single Event Latch up</i> (perda definitiva por radiação ionizante)
SET	<i>Single Event Transient</i>
SEU	<i>Single Event Upset</i>
SM	Máquina de estado
SRAM	memória de acesso aleatório estática
TMR	Redundância Tripla de Módulos (<i>Triple Mode Redundancy</i>)
TT&C	Telecomunicação e Comando
TV	Televisão
USAF	<i>United States Air Force</i>
USPTO	<i>United States Patent and Trademark Office</i>
UV	Ultravioleta

VHDL *Very High Speed Integrated Circuits Hardware Description Language*
VSS Plano de alimentação de placa de circuito impresso

Patentes e sistemas estudados

USPTO 6543724.....	7
USPTO 6568640.....	7
USPTO 5641135.....	7
USPTO 6536712.....	8
USPTO 4397434.....	9
USPTO 4397434.....	9
USPTO 5152482.....	9
USPTO 5271582.....	9
USPTO 5386953.....	10
USPTO 5624088.....	10
USPTO 5474262.....	10
USPTO 5527001.....	11
USPTO 5950965.....	12
USPTO 5979833.....	13
USPTO 6206327.....	14
USPTO 6196501.....	14
USPTO 6345788.....	15
USPTO 6313811.....	16
USPTO 6618025.....	16
USPTO 7478782.....	17
USPTO 7769488.....	19
USPTO 6330093.....	19
Modular da Universidade da Califórnia.....	21
MFS.....	22
USPTO 6061243.....	22
USPTO 20070008232.....	22
USPTO 7170458.....	22
USPTO 6650304.....	23
USPTO 6373449.....	24
USPTO 5594325.....	27
USPTO 5949212.....	28
USPTO 6703127.....	30
USPTO 6835334.....	30
USPTO 7564149.....	31
USPTO 7652396.....	32
USPTO 7593243.....	33
USPTO 7629710.....	34
USPTO 6410362.....	36
USPTO 7514823.....	36
USPTO 6979986.....	37
USPTO 7629710.....	37
USPTO 7546983.....	39
USPTO 6410362.....	40
USPTO 5153881.....	43

USPTO 4634110.....	43
USPTO 5666483.....	44
USPTO 6504411.....	46
USPTO 20100324756 A1.....	49
USPTO 6954875.....	49
USPTO 7467326.....	51
USPTO 6785842.....	52
USPTO 6247118.....	53
USPTO 7685464.....	53
USPTO 6298289.....	56
USPTO 6279133.....	57
USPTO 7320064.....	58
USPTO 7859292B1.....	59
USPTO 7337160.....	60
USPTO 7075328.....	61
USPTO 7173448.....	61
USPTO 7288957.....	61
USPTO 7443191.....	61
USPTO 7489538.....	62
USPTO 7142953.....	63
USPTO 7620883.....	64
USPTO 5903717.....	67
USPTO 5903717.....	67
USPTO 6567927.....	68
USPTO 7421526.....	72
USPTO 7568136.....	73
USPTO 7107185.....	74
USPTO 7337090.....	74
USPTO 7702496.....	74
USPTO 7714702.....	77
USPTO 7765171.....	80
USPTO 7512871.....	81
USPTO 5796935.....	85
USPTO 5809220.....	86
.....	88
USPTO 7861106.....	89
USPTO 5692707.....	93
USPTO 5749559.....	94
USPTO 5931418.....	94
USPTO 3715594.....	95
USPTO 4688092.....	95
USPTO 6023291.....	95
USPTO 5959576.....	96
USPTO 20100228481.....	96
USPTO 20080114546.....	96
USPTO 6153976.....	97

USPTO 7530218.....	98
USPTO 5943008.....	99
USPTO 7729816.....	100
USPTO 7337021.....	100
USPTO 6600976.....	102
USPTO 6702234.....	102
USPTO 6595469.....	104
USPTO 7171290.....	105
USPTO 6897821.....	107
USPTO 6470270.....	108
USPTO 7665695.....	108
USPTO 5319968.....	109
USPTO 5319969.....	109
USPTO 6310336.....	111
USPTO 6347262.....	111
USPTO 7124001.....	113
USPTO 6990396.....	116
USPTO 7124001.....	116
USPTO 5959576.....	117
USPTO 6882908.....	118
USPTO 7227114.....	119
USPTO 6295021.....	120
USPTO 7062363.....	121
USPTO 5452869.....	121
USPTO 6003591.....	123
USPTO 6209200.....	123
USPTO 20080008858.....	124
USPTO 7456233.....	124
USPTO 20060183823.....	124
USPTO 7575804.....	124
USPTO 6055790.....	124
USPTO 6783824.....	125
USPTO 7174950.....	126
USPTO 7191984.....	126
USPTO 6713675.....	127
USPTO 5949650.....	128
USPTO 7131484.....	128
USPTO 7270302.....	129
USPTO 6385972.....	131
USPTO 6482521.....	133
USPTO 6261360.....	134
USPTO 6527849.....	134
USPTO 7022179.....	134
USPTO 20080152815.....	134
USPTO 20100081733.....	134
USPTO 7550189.....	134

USPTO 6252334.....	135
USPTO 6828949.....	136
USPTO 6542132.....	137
USPTO 6745662.....	138
USPTO 5248980.....	141
USPTO 6288673.....	141
USPTO 7369810.....	143
USPTO 7570209.....	144
USPTO 7756517.....	146
USPTO 6088341.....	147
USPTO 6972716.....	147
USPTO 7773551.....	147
USPTO 7728757.....	149
USPTO 7145496.....	151
USPTO 7391357.....	153
USPTO 7777665.....	153
USPTO 7760128.....	153
USPTO 7397418.....	153
USPTO 5926125.....	153
USPTO 5608404.....	153
USPTO 7581443.....	155
USPTO 6454215.....	157
USPTO 6283416.....	157
USPTO 7752970.....	157
USPTO 6983198.....	158
USPTO 7036773.....	159
USPTO 7614586.....	159
USPTO 6075893.....	160
USPTO 7755011.....	161
USPTO 7694001.....	162
USPTO 7113270.....	162
USPTO 7130779.....	162
USPTO 7680547.....	162

SUMÁRIO

1 INTRODUÇÃO.....	1
2 DOCUMENTOS DE ENTRADA DE ARQUITETURA MECÂNICA, MODULARIDADE, SISTEMAS INFLÁVEIS E COMPACTAÇÃO.....	7
3 DOCUMENTOS DE ENTRADA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA.....	27
4 COMPUTAÇÃO TOLERANTE A FALHA E USO DE COMPONENTES DE PRATELEIRA.....	43
5 CONTROLE DE ATITUDE.....	97
6 SISTEMAS TÉRMICOS.....	129
7 NOVOS MATERIAIS ESTRUTURAIS.....	139
8 ANTENAS E TELECOMUNICAÇÃO.....	147
9 SISTEMAS DE FOCO AUTOMÁTICO PARA CÂMARAS.....	157
10 RADARES DE FENDA ARTIFICIAL.....	163
11 COMPONENTES ELETRÔNICOS NÃO LIGADOS A COMPUTAÇÃO / FPGA	165
12 SISTEMAS DE SUPORTE A FABRICAÇÃO E MONTAGEM E OUTROS SISTEMAS.....	167
13 CONCLUSÃO.....	173
REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS.....	175

1 INTRODUÇÃO

Uma análise de 170 patentes e aplicações de patentes do USPTO, e 37 prospectos de missões, mostrou que a busca de novas arquiteturas de satélites envolve uma série de itens, novos conceitos estruturais para redução de peso e aumento da confiabilidade, uso de elementos infláveis para redução de riscos na abertura de painéis ou antenas e até como estrutura primária do satélite e como modo de desacoplar elementos do satélite da estrutura do lançador em termos de vibração, uso de modularidade para maior facilidade de uso de equipamentos eletrônicos já desenvolvidos e para melhor controle de confiabilidade, já que a confiabilidade real de qualquer equipamento não é a de projeto e se torna mais próxima desta quanto mais o mesmo equipamento é usado e os problemas detectados corrigidos, fora o fato de que no esquema um equipamento reserva e outro em uso, a confiabilidade é menor que para por exemplo 7 em uso para 5 reservas se a confiabilidade dos equipamentos for a mesma e o sistema de chaveamento for absolutamente confiável. Sistemas 1:2, 7:12 e 6:12 tem chance de falha para chaveador ideal de respectivamente $2.5E-3$, $1,84e-4$ e $1.1E-5$. A grande questão é como garantir segurança de chaveamento. Também são foco de arquiteturas de satélite, computação tolerante a falha, detecção de erro em computação, sistemas de eleição de resultado (*polling*), simplificação do controle de atitude via redução do número de sensores e atuadores, uso de componentes comerciais, redução do peso e mesmo eliminação de cablagem, proteção a radiação mais eficiente (inclusive com o uso de adensamento do empacotamento de modo a melhorar a proteção mútua já que o campo magnético torna a radiação isotrópica e que quanto menor o satélite menor o volume de material de blindagem para uma espessura de proteção). Adensamento melhora o satélite do ponto de vista de eficiência estrutural, já que baixam os braços e assim os momentos fletores e em decorrência aumentam as frequências naturais de vibração. Outros aspectos encontrados foram os sistemas de reconfiguração automática, a questão de conectores de contato, transmissão interna de dados via meios

óticos ou via RF, e mesmo o uso de transmissão de potência a equipamentos eletrônicos via acoplamento indutivo, eliminando conectores. Em alguns sistemas de acoplamento indutivo, o secundário desarma se o equipamento entrar em curto protegendo o sistema de alimentação. Capacitores que estariam no sistema de alimentação, passam a ficar nos equipamentos, o sistema DC/DC torna-se parcialmente distribuído e sua geração de calor menos localizada. Há também sistemas de controle térmico integrado de painéis solares e outros equipamentos, que direcionam cada hora para um local diferente a energia que seria dissipada por um shunt fixo, e em alguns casos até mesmo chaveiam esta energia para Peltiers. Muitos adaptadores satélite lançador tem coxins, ora junto ao lançador, ora junto ao satélite, ora junto a ambos. Estes coxins desacoplam o satélite do lançador, e face ao elevado número de patentes em vigor implica em dificuldades de uso da técnica, mas não do conceito, já que sistemas não baseados em elastômeros ou gás não foram patenteados. Até mesmo o uso de gás em satélites não infláveis não foi encontrado.

O uso de espuma, para unir placas eletrônicas e torná-las elementos estruturais, em alguns casos com circuito flexível entre elas, o uso placas mãe e placas conectadas a estas em estruturas similares a gaveteiros tanto a nível interno, dentro de estruturas convencionais, como estruturas primárias de satélites, ou como apêndices externos de corpos centrais rígidos formado por tanques e estruturas de colocação de elementos volumosos como rodas de reação, baterias e afins tem se tornado cada vez mais comum. No que se refere a colocação de elementos das baterias, além da clássica caixa sobre painel estrutural, achou-se a montagem direta de elementos no adaptador. A ideia de bateria como um engradado de cerveja com os elementos colados, formando um conjunto de suporte a outros itens do satélite extremamente rígido também foi detectada. Praticamente todos os satélites estão migrando para baterias de materiais mais leves, como o lítio, lítio-polímero e até mesmo células a combustível regenerativas sem elementos móveis, despeito deste tipo

de solução ter risco quanto a perda de gás em caso de vazamento, similar as células de Ni-H.

Também foi detectado um crescente aumento de uso de antenas infláveis, inclusive múltiplos refletores parabólicos, (Teledesic), cada qual com uma híbrida com controle térmico dimensionado em função de se usar o equipamento todo o tempo, a menos que este esteja em pane. Outro item interessante é o uso de controle de atitude autônomo de carga útil, via mola/electromagnetismo em relação ao corpo do satélite, se a carga útil for muito mais leve e de momento de inércia muito menor, ela pode ser re-aptada sem afetar muito o satélite, e isto alivia os requisitos de apontamento do corpo principal economizando combustível, em especial se o corpo do satélite vibrar em função das forças do sistema de controle de atitude, flexibilidade de painéis como o solar e afins, uma carga útil semi-autônoma é interessante. Dentro desta linha, em especial para grandes telescópios, há sistemas que atuam sobre massas de inércia e a carga útil, de modo a movimentá-la sem afetar a atitude do corpo principal do satélite. No que se refere a controle de atitude, a Honeywell patenteou um sensor único no UV, com um sensor matricial, que verifica rolamento e arfagem e suas derivadas com o halo de UV/ozônio da Terra, e guinada e sua derivada pelos movimentos das estrelas próximas ao horizonte. Também foram detectados procedimentos para fazer controle de atitude pelas próprias imagens adquiridas por câmeras a bordo. Se uma câmara de bordo for um sensor matricial, pode-se comparar pontos de quadros sucessivos, para verificar as derivadas de rolamento, arfagem e guinada, e o ângulo de guinada propriamente dito. Se a câmara tiver CCDs lineares redundantes em uma só ótica, também é possível fazer um procedimento degradado de interpretação destes ângulos. Já no que se refere a valores absolutos de arfagem e rolamento, se a câmara não puder ver o horizonte, ela não pode obtê-los a não ser ou por integração, ou pela identificação de um objeto específico no quadro, determinação de sua posição no quadro e comparação com a posição de uma tabela de efemérides.

Deve-se notar que um conceito importante em engenharia de sistemas é o de fronteira Pareto-Ótima. Algo é Pareto-Ótimo quando não dá para melhorar um item sem piorar outro. Normalmente se estuda tal fronteira com 2 graus de liberdade (DOF), custo e risco, este último o produto de uma probabilidade por seu efeito negativo, sendo oportunidade o produto de uma probabilidade por seu efeito benéfico. De forma estendida, tudo tem riscos e oportunidades, riscos abrangem obsolescência técnica, não cumprimento de especificações, estouro de orçamento ou prazos, cadeia de suprimento e por aí vai, e tudo tem oportunidades por menores que sejam (aprendizado, capacitação, mercado...) e o balanço de riscos e oportunidades gera o valor esperado, que deve ser positivo para que o projeto seja bom. Um grau acima de complexidade é a questão Pareto-Ótima de custo/risco/valor esperado. A fronteira pode ser feita com qualquer número de DOFs, e os DOFs envolvidos deverão ser sempre os mais relevantes para tomada de decisão na cadeia de projeto. Todo o bom projeto, deve ser Pareto-Ótimo em ao menos 2 graus de liberdade. Não ser Pareto-Ótimo significa que é possível achar uma solução que melhore simultaneamente mais de um fator, e que portanto escolhemos a solução menos adequada entre as estudadas. A fronteira pode ser estimada com alguma Spliner e mínimos quadrados em função da evolução das ideias na fase de Matriz de Pugh, e presença ou não de conceitos na fronteira. Inicialmente conceitos diversos estão na fronteira, pois não temos conceitos de comparação, mas a medida que estuda-se um problema, fica cada vez mais difícil achar conceitos melhores, há movimentos menores de um conceito para outro, e pode-se estimar via curvas em S ou exponenciais as tendências para cada fator em torno de um ponto operacional. Uma fronteira fictícia, via suavização, dá uma ideia de quão longe do ideal podem estar as soluções em estudo.

A própria NASA, a USAF e outros órgãos públicos americanos tem feito patente inclusive de conceitos de componentes, para proteger seu uso. Um item interessante foi uma patente da Boeing aeronáutica, onde os

componentes que entravam em votação no TMR, ou similar de mais elementos, eram computadores diferentes com softwares diferentes para minimizar a chance de efeitos de falhas, incluindo software, na segurança de voo. A *USPTO 7669804 Spacecraft Interface Module For Enabling Versatile Space Platform Logistics Support* é referente a acoplamento Shuttle satélite e foi desconsiderada. A patente *USPTO 7089000 Multi Node Wireless Communication System With Multiple Transponding Platforms* da DirecTV, trata do sistema de comunicação de TV melhorado, com canal de volta para PayPerView. A *US7752608 Systems Methods And Apparatus For Verification Of Knowledge Based Systems* da NASA refere-se a gestão de conhecimento em engenharia reversa. Chamamos atenção para os FPGAs de Calcogenitas, que tem dependendo da cristalização via têmpera ou normalização (lenta), conforme o processo o material tem alta resistência elétrica ou é um excelente condutor, e do mesmo modo que FPGAs flash este FPGA é reprogramável, passando pulsos de corrente, e cortando direto o pulso de corrente ou reduzindo a corrente devagar, a diferença é que a energia envolvida por transição é muito alta, quase tão alta quanto para configurar um sistema de FPGA do tipo fusível. Outro aspecto é que o resfriamento rápido leva a resistência alta, o que quer dizer que conexões não usadas no programa da FPGA não serão transformadas em caminhos indesejados por radiação ionizante. A comunicação tolerante a falhas, aborda métodos de redundância, que incluem não só aspectos de hardware, como se diversidade de sinal e tem muito em comum com a questão de dados e computação tolerante a falhas.

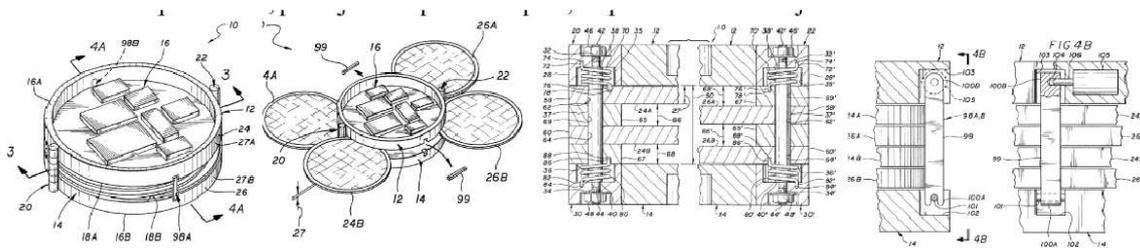
Separaremos as patentes e documentos de propostas de satélite estudados por foco do documento, em documentos de arquitetura mecânica, modularidade, sistemas infláveis e compactação¹, suprimento de energia², computação tolerante a falha e uso de componentes de prateleira³, controle de atitude⁴, sistemas térmicos⁵, novos materiais estruturais⁶, antenas e telecomunicação⁷, componentes eletrônicos⁸, Sistemas de foco automático para câmaras⁹, radares de fenda artificial¹⁰, sistemas de suporte a fabricação e montagem¹¹, outros sistemas¹². Nos capítulos a seguir resumiremos os

documentos de entrada.

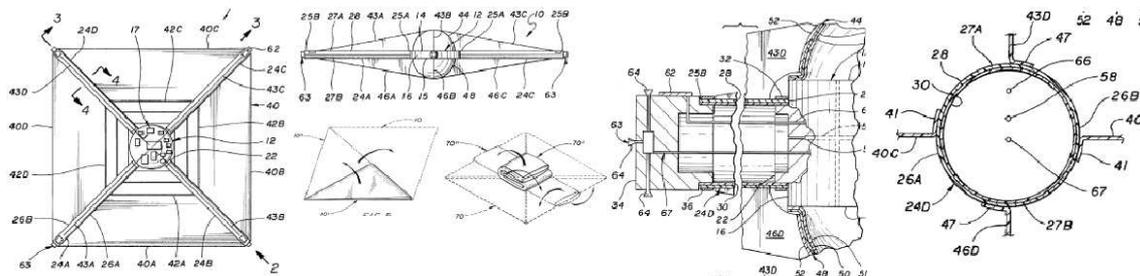
Celulares, face a miniaturização estão cada vez menores e sensíveis a SEU, e usam lógicas especiais para poder compactar ainda mais e evitar erros, em breve suas arquiteturas serão incorporadas em satélites, que deverão prover a itens similares a eles, apenas a amplificação final, atuadores de atitude, energia e afins. A questão de selagem pode ser resolvida imergindo-os em algo, ou encapsulando-os como conjunto.

2 DOCUMENTOS DE ENTRADA DE ARQUITETURA MECÂNICA, MODULARIDADE, SISTEMAS INFLÁVEIS E COMPACTAÇÃO

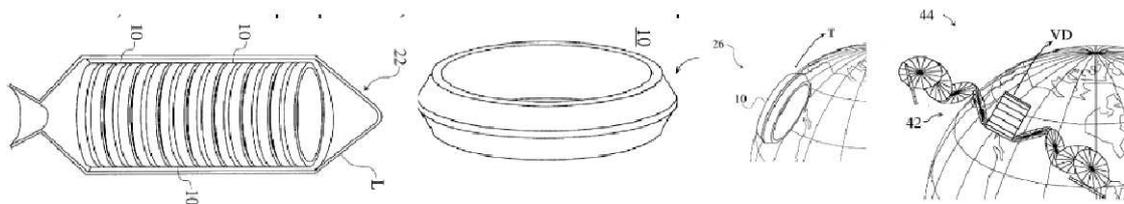
USPTO 6543724 *Miniature Satellite Design*. A ideia do SACI é basicamente usar caixas, no caso cilíndricas para teste autônomo, que sendo rígidas podem ser estruturas primárias diretamente se convenientemente unidas. Dentro desta ideia há não só sistemas circulares de uma só coluna, como empilhamentos em até mais de uma coluna, ou número de colunas variáveis com paralelepípedos. A patente em questão usa apenas dois pinos para unir as colunas de bolachas circulares, e faz os 4 painéis solares, colocados entre algumas destas bolachas, girarem em torno destes dois pinos. Os painéis servem de apoio na direção a 90 dos pinos a estrutura, e este apoio pode ser por atrito, ou haver elemento de união pirotécnico, pino ejetável apenas de apoio, ou pino com ressalto ejetável com capacidade de união.



USPTO 6568640 *Inflatable Satellite Design*. Descreve um arranjo inflável que isola vibração quando fechado. O sistema consiste em membrana e tubos infláveis, sobre parcialmente cheio, e dobrado de modo especial, de modo que pode via pressão residual proteger todos os elementos de cargas úteis pequenas na subida, e se desdobrar para atingir uma configuração nominal aberta com áreas de painel solar adequadas, e com uso das membranas como antenas com boa diretividade.

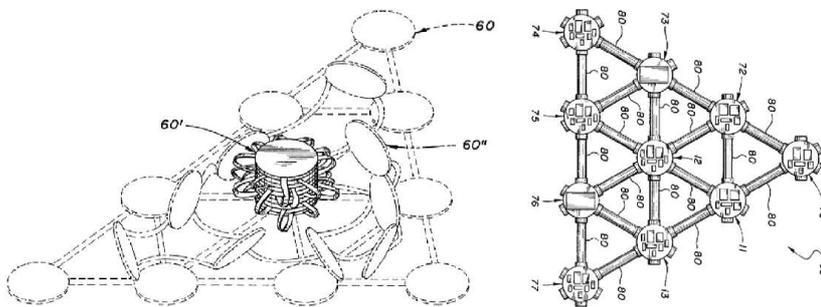


USPTO 5641135 *Inflatable torus and collapsible hinged disc spacecraft designs for satellite communication system*. Usados em satélites comerciais infláveis como o Gearsat e Batsat. Detalhe que a proprietária da patente é a *Teledesic Corporation*. No lançamento tem-se conjuntos de dois cones, com várias placas eletrônicas no plano base comum deles afastadas uma das outras e empacotadas com espuma, além de painéis solares e antenas infláveis alojadas nos cones adequados. Inflam-se antenas e painéis solares, e eventualmente separam-se pares de cones um do outro para facilitar o controle térmico, isolando itens de potência por exemplo. O satélite tem motores de plasma pulsado para controle de órbita e atitude, eliminando os tanques de hidrazina. Usa baterias de metal-hidreto, alojadas internamente em paredes de cones. Cones duplos, um interno as baterias e o externo geral, algo que não ficou claro, fazem o conjunto de baterias e cones se comportar estruturalmente como cavernas de submarinos, ou seja virarem um elemento estrutural super rígido, mesmo que ambas as cascas cônicas sejam rígidas. Elementos tubulares infláveis geram conexão entre pares de cones que sejam destacados do sistema. Notar que os toroides tanto podem ser satélites isolados, como compor um satélite. Que tal o conceito do pneu, inflado o sistema amortece por ser quase membrana, não deforma por pressão, e o material sensível no plano do centro.

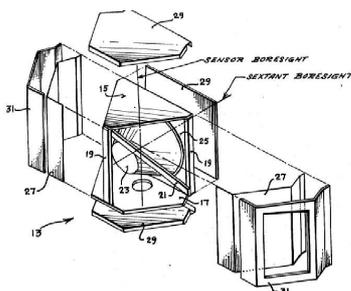


USPTO 6536712 *Inflatable Satellite*. Nesta patente discos similares ao do SACI tem 2 tubos cada, e quando o sistema é inflado espalham os discos para gerar satélites com antenas faseadas orbitais, os discos ficam em arranjo triangular, mas o sistema de antenas é apenas parte do arranjo. A patente não comenta as espumas curadas em órbita, para proteção contra micrometeoritos usadas por exemplo nas antenas infláveis da Denver, que datam do início da década de 90. Abrir os discos, gera potenciais problemas de controle térmico, cada disco deve

ser analisado individualmente, em função de potência e outros itens, discos de baixa potência tem faixa de temperatura ligada a variação de carga térmica externa. Por outro lado o sistema dissipa calor facilmente, não precisando de tubos de calor no caso de itens de alta potência sempre ligados, e pode ainda ter acumuladores térmicos para itens pulsados. O que os inventores pleiteiam é que o sistema é eficiente em termos de escalabilidade e padronização. Para uma mesma missão uma caixa é projetada autonomamente em termos de controle térmico e estrutura. A cablagem VCC e terra é foto-impressa nos elementos infláveis. A parte de dados não foi descrita. SARs podem ser feitos deste modo.

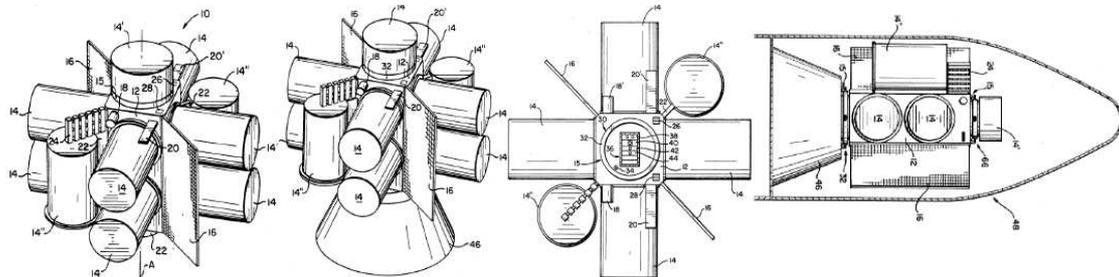


USPTO 4397434 *Survivable Satellite Bus Structural Frame*. Esta patente aborda uma estrutura de grafite-epoxi e elementos convencionais de painel sanduíche, prismática, com alguns elementos cônicos, dita como leve e eficiente, que é baseada em redução da carga de momento em planos com máximo carregamento via analogia de treliça, ficando os momentos para a direção perpendicular de menor vão. Foco, tecnologia de raquete de tênis.

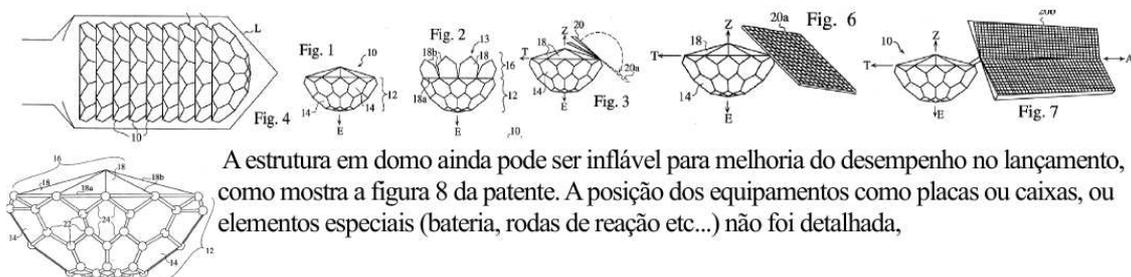


USPTO 5152482 *Modular Mother Satellite Bus For Subsidiary Payloads* e USPTO 5271582 *Modular Mother Satellite Bus For Subsidiary Payloads*. Nestas patentes uma plataforma orbital convencional tem flanges na sua lateral para acomodar cargas úteis recuperáveis cilíndricas que tem eixo perpendicular a fixação, e para melhorar o aproveitamento de espaço, também tem painéis sanduíche reforçados para prender outras cargas com eixo paralelo

as faces da plataforma principal. A patente se ocupa mais com a segurança do protocolo de recuperação de cada carga reentrável e de verificação do estado do experimento. As diferenças entre estas patentes homônimas do mesmo autor são muito pequenas.



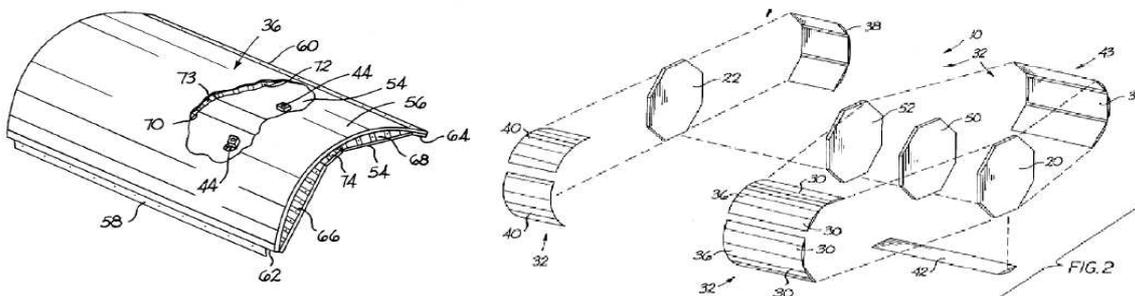
USPTO 5386953 *Spacecraft Designs For Satellite Communication System*. Esta patente detalha o DomeSAT. A ideia estrutural básica é empilhar cúpulas geodésicas de treliça, face a esta estrutura só ter força axial nas barras. Se a forma não for esférica, ao se empilhar tem-se vãos entre as treliças, onde se acomodam os componentes do satélite. Alguns elementos são abertos mecanicamente e outros via sistemas infláveis. Várias cúpulas são separadas para serem matrizes faseadas alimentadoras de antenas parabólicas independentes. Esta configuração abre a questão, painéis internos são sempre vantajosos em relação a sistemas de treliça?



A estrutura em domo ainda pode ser inflável para melhoria do desempenho no lançamento, como mostra a figura 8 da patente. A posição dos equipamentos como placas ou caixas, ou elementos especiais (bateria, rodas de reação etc...) não foi detalhada,

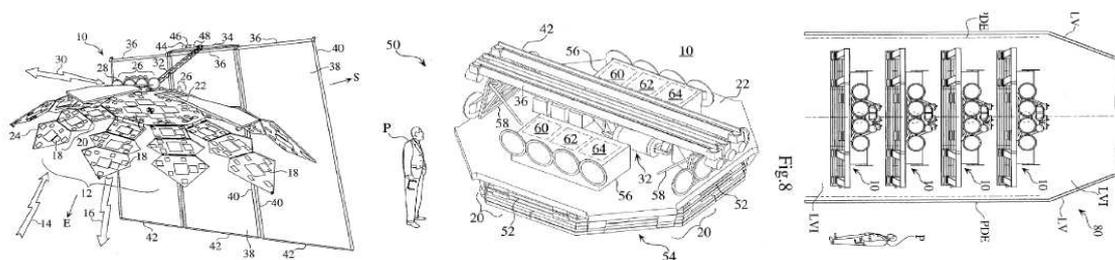
USPTO 5624088 *Spacecraft Structure And Method* e USPTO 5474262 *Spacecraft Structure And Method*. As patentes se ocupam de desenvolver estruturas circulares ou prismáticas via painel sanduíche, com painéis horizontais tal e qual o SCD1, mas sem cilindro central. Ao invés de ter-se painéis laterais isolados, a lateral, circular ou prismática é dividida em 2 ou três grupos unidos entre si por barras de união paralelas ao eixo principal da estrutura mais robustas, onde o sanduíche tem reforço de material composto ou alumínio. A peça curva de espessura variável tem a parte externa circular e a interna aproximada por cordas, e no caso de sistemas prismáticos es-

pessa constante, o próprio adaptador com o lançador é um cone e não mais círculo ou prisma com esta técnica, os equipamentos podem ser fixados diretamente nas faces planas da lateral circular ou prismática, que podem se abrir e serem usadas como painéis, caso em que os equipamentos serão protegidos por superisolantes. Os tanques de hidrazina são elementos estruturais para a fase de painéis abertos se houver. O adaptadores pode conter tanques, ou bateria. Embora esta patente não descreva, outras patentes descrevem o uso de coxins no adaptador com o lançador, e é quase certo que um anel rígido e coxins permitem adaptadores de estrutura sanduíche como o descrito. Depósito inicial de 31 de agosto de 1995. Deve-se notar que na maioria dos conceitos a união entre painéis é menos rígida que os painéis, poucos parafusos, chapa fina de reforço mais as de fechamento do painel com menor rigidez a flexão que os painéis e assim por diante. Alternância, continuam as chapas sem enchimento, e rebaixo nas contrapartes, ou seja colmeia mais fina e chapa encaixando por dentro da outra, com eventuais régua por fora da chapa, coladas ou não, tendem a aproximar o conjunto da rigidez da peça contínua. Quão longe da peça contínua e com quanto peso a mais são parâmetros importantes de avaliação de união entre partes de qualquer estrutura de satélite. A diferença básica entre as patentes do mesmo autor é relativa a posicionamento de subsistemas de rodas de reação e cargas úteis com movimento em relação a estrutura principal. Se os 8 painéis laterais do SCD fossem apenas 2, cada qual com 4 formados na mesma colagem, o SCD seria muito mais rígido.



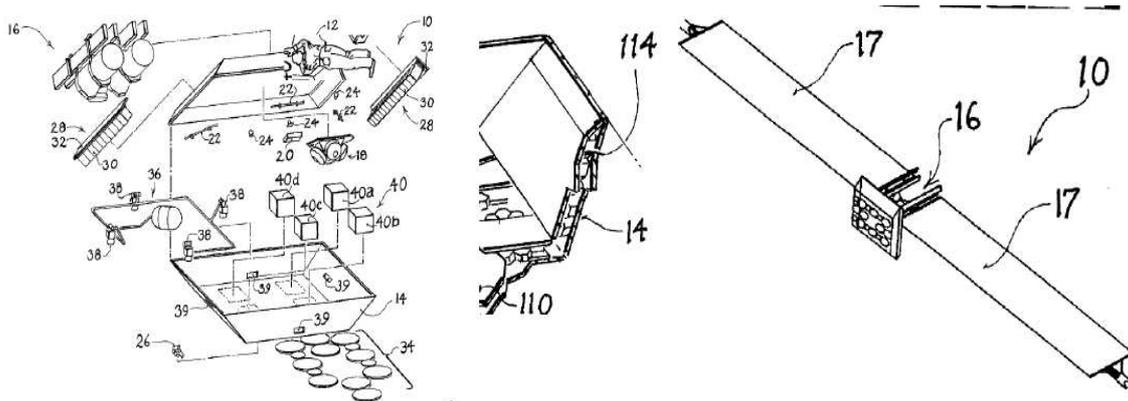
USPTO 5527001 *Modular Communication Satellite*. Numa das configurações do Teledesic, uma grande antena em forma de octógono tem 8 grupos de 3 antenas apêndices que são desdobradas em órbita, como as antenas de matriz faseada,

todas maiores que uma pessoa, são rígidas, elas são empilhadas quando dobradas, com seus eixos perpendiculares ao plano da antena, paralelos ao eixo do lançador. Os lançamentos são múltiplos, com 4 satélites empilhados um sobre o outro na coifa. O conjunto de 4 antenas, travado é uma base sólida, sobre ele são colocados enrolados os painéis solares flexíveis, que são abertos por sistema inflável e se desenrolam na abertura, entre outros o sistema inflável tem uma treliça inflável não protegida isoladamente. Todos os equipamentos que não são de comunicação, são montados nas costas da antena octogonal central, a exceção a bateria, *shunt* e propulsores a plasma que são montados num tubo inflável que serve de apoio ao painel solar e fica na ponta da treliça inflável. Estes equipamentos, são liberados das costas da antena já citada já em órbita, e apoiam-se nesta na subida.



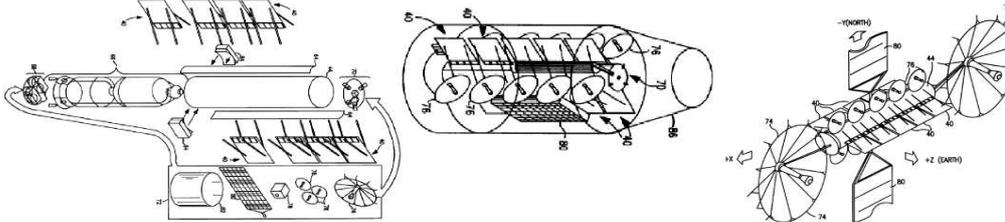
USPTO 5950965 *Split Shell Spacecraft*. Trata-se de uma patente da *Lockheed Martin Corporation* de 17/07/1997, onde face a necessidade de área de antenas em missões LEO de telecomunicações, e em vários outros casos de área de suporte para maiores painéis solares convencionais, fez-se uma estrutura primária de satélite composta de dois troncos de pirâmide de base retangular de baixa altura em relação a base, não de chapa simples, mas cada qual de duas estruturas de chapas, separadas por espuma ou colmeia de alumínio. As placas eletrônicas são colocadas em caixas que em contato com a maior face da pirâmide, que no caso de uma das estruturas é encosta na interface do lançador, e com placas de CI dom plano paralelo ao eixo deste lançador, acomodam-se tanques de hidrazina, tubos, 4 rodas de reação montadas em uma base comum, em bases similares, ou em equivalente a pontes rolantes entre as faces inclinadas, as baterias são montadas num pente e coladas as faces inclinadas. Pode-se usar

mais de um par de estruturas de tronco de pirâmide por satélite, mas em princípio usa-se um só par, sobretudo se o painel solar for de células flexíveis, for enrolado, e inflável, ou desenrolado por mecanismos telescópios ou similares a mastros de gradiente de gravidade. Os vários elementos da antena principal de telecomunicações para LEOS são montados na base que olha para a Terra, do lado externo.

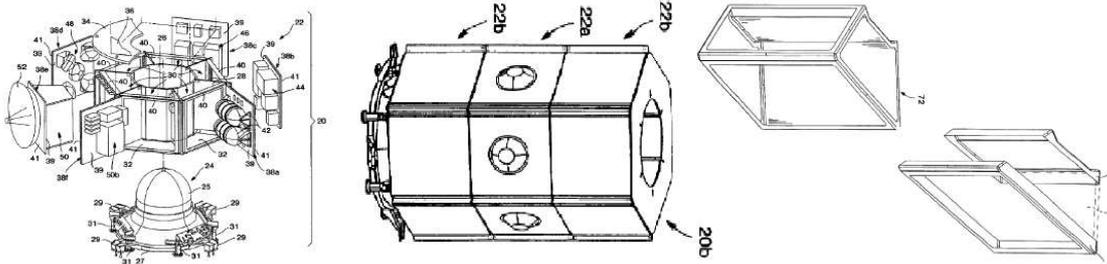


USPTO 5979833 *Modular Spacecraft Architecture*. A TRW patenteou em 10/07/1998, um sistema modular de satélite, majoritariamente voltado a telecomunicações, que basicamente usa o módulo da patente 5931418, e tem como estrutura base um tubo central, com este módulo na base, uma plataforma circular superior para colocações de bocais de empuxo, e algum equipamento suplementar de controle de atitude não compatível com o módulo padrão, como por exemplo magnetômetro. A bateria é colada a uma peça de composto com uma face circular, que acomoda no cilindro e outra plana onde cola o pente de baterias, e dividida em dois elementos simétricos. Com montagem auxiliar monta-se câmaras se solicitadas, e eventualmente sensor de estrelas. Outros equipamentos são montados nas costas do painel solar ou módulos adicionais de suporte, além disto antenas prato de menor diâmetro, como as de banda Ku, são montadas em número de até 10 ao longo do lado externo do cilindro, e antenas tipo guarda chuva de grande porte, prezas uma a ponta oposta a interface com o lançador e outra se necessário do lado deste. Entre as tampas do

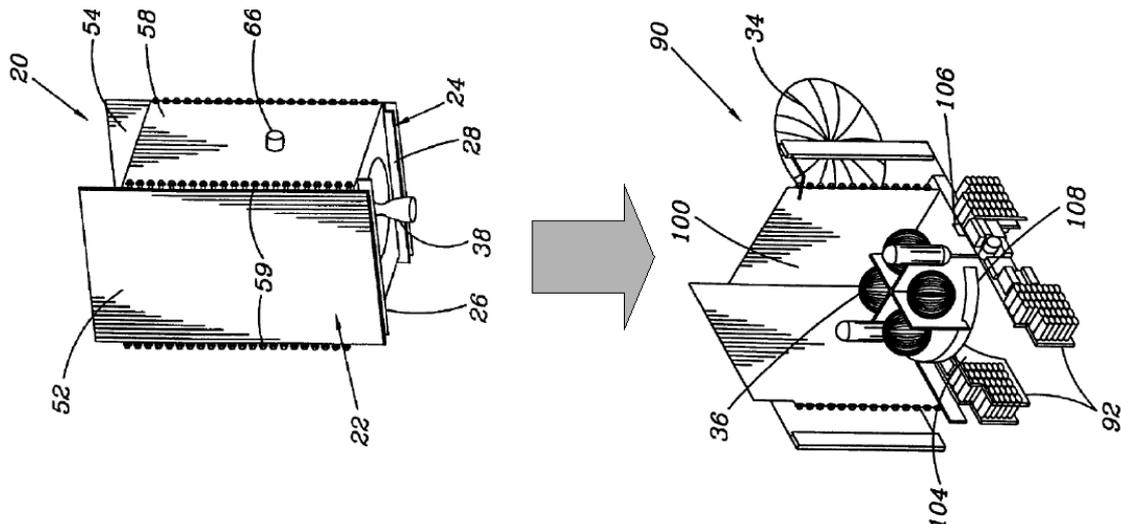
cilindro estão os tanques de hidrazina bipropelente por dentro, que são tamborres cilíndricos com pontas esféricas tal e qual tanques de gás de caminhões. Aparentemente o sistema tem um arranjo de treliças com as peças semi-abertas que permitem que elas usem a coifa como parte da estrutura primária durante a fase mais crítica do lançamento, e isto é insinuado pelo desenho, mas poucos explicado no texto.



USPTO 6206327 *Modular Spacecraft Bus*. Estruturas prismáticas, pentagonais, hexagonais, octogonais e mesmo circulares, podem ser feitas com um cilindro central de painel sanduíche, ou elementos prismáticos centrais, de onde saem painéis com plano paralelo ao eixo, estes painéis podem ser feitos com facilidade via inserção de peças em L na colagem, espuma sintática e colmeias. Faceando os painéis radiais, colocam-se molduras, maciças ou de painel sanduíche, e nestas molduras prendem-se os painéis já com os equipamentos montados. Os tanques vão no cilindro central. Satélites maiores são feitos alongando-se o cilindro, e colocando-se mais painéis laterais padrão. Na patentem mostram-se exemplos de secção única na altura de painéis laterais com equipamento e com três secções. Se o tanque for bipropelente, coloca-se um sobre o outro com um adaptador no cilindro central, e usam-se mais de uma secção na altura. Pinos com coxins podem aliviar a carga do adaptador, favorecendo a integridade dos tanques. (tanque via adaptador e satélite via pinos). A patente é da *Lockheed Martin Corporation* e o depósito foi feito em 31/05/1999. Usam-se elementos flexíveis, coxins, para aliviar a vibração tanto nos pinos como adaptadores.

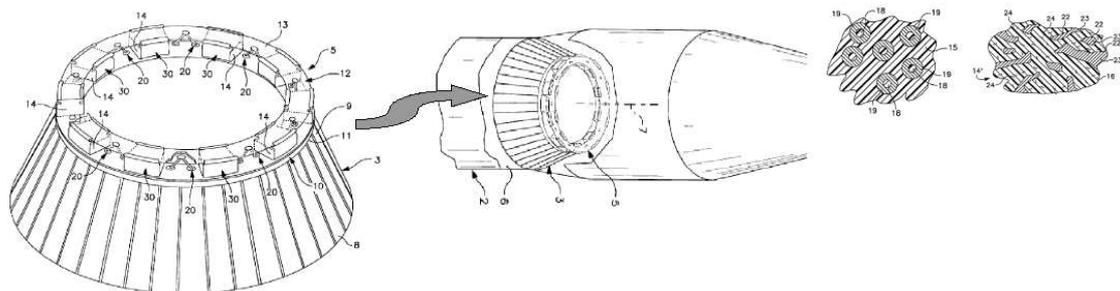


USPTO 6196501 *Satellite Architecture With Deployable Electrical Equipment*. Em 07/10/1998 a Loral patenteou um conceito para satélites geoestacionários onde baias de equipamentos eram desdobradas em órbita, de modo a facilitar aos equipamentos dissipativos eliminar o calor, e patenteou também uma bateria na mesma patente que subia numa configuração e se desdobrava em órbita para melhorar sua troca térmica, tudo visando satélites de telecomunicação de alta potência, e sua simplificação, não ter radiadores, menos tubos de calor e afins. O detalhamento do desdobramento da baia de equipamento e sua forma podem ser vistos na figura da patente, mas são menos relevantes que o conceito, usado depois em estruturas infláveis, como do Teledesic. Este satélite deu dúvida quanto a classificar como térmica ou estrutura, mas há impacto grande na análise estrutural do conceito de se subir fechado e se abrir tudo o que for necessário, para expor equipamentos e tornar o controle térmico passivo.



USPTO 6345788 *Composite Structure Element With Built-In Damping* trata de materiais compostos de fibras não metálicas, parte delas revestidas de metal parte

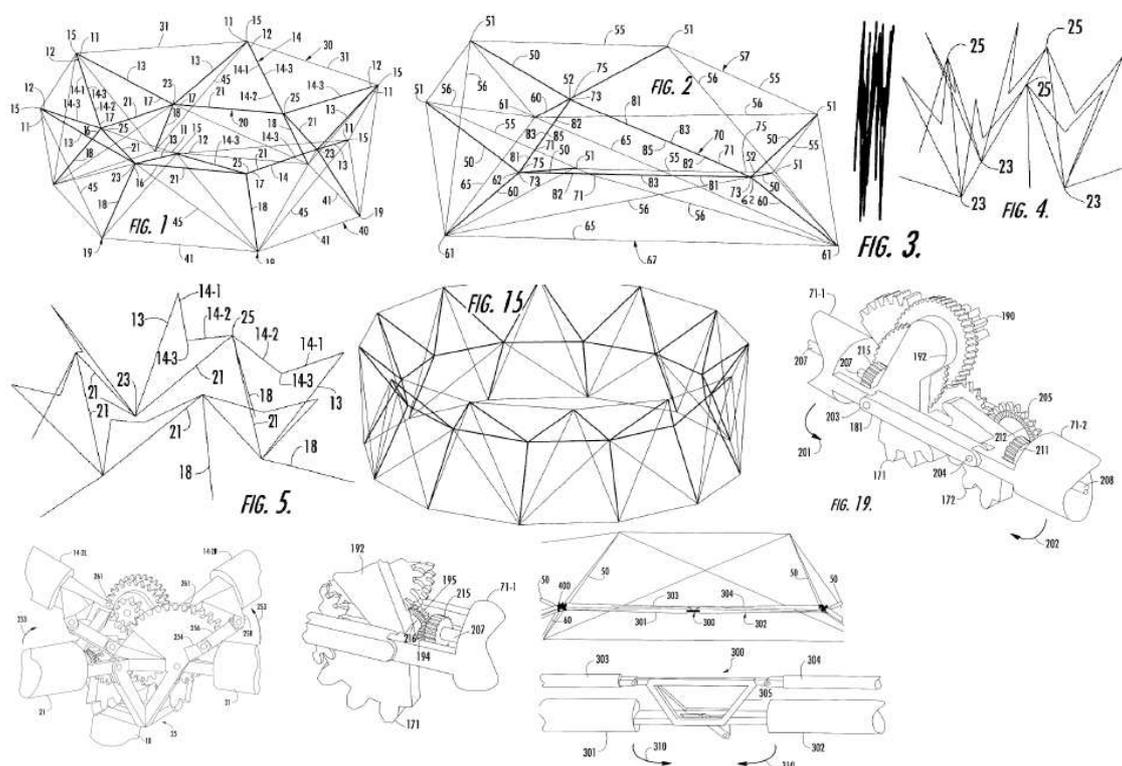
não, ou de cargas metálicas em compósitos de polímero e fibra, onde o metal pode ser entre outros uma liga de magnésio-zircônio ou alumínio de alta dissipação estrutural para amortecer as vibrações da coifa do lançador, e eventualmente do adaptador do satélite, nota que se fios de ligas de alta dissipação, ou trançados de microfibras de alta dissipação (será que se pode fazer fibras finas de alumínio ou magnésio de modo similar ao que se faz injetando sulfato de cobre aquoso em solução de formaldeído não em meio aquoso mas em líquidos iônicos inertes?) por dentro da fibra de vidro podem ser usados, mesmo que entre o metal e a fibra de vidro haja polímero. Fibras ocas poderiam absorver líquidos depois de curada a resina, mesmo porque eventualmente não serão preenchidas por solvente e resina face a questões de fluidez e afinidade preferencial resina solvente. Será que estes materiais poderiam ser preenchidos de líquido de baixa pressão de vapor para garantir dissipação de vibrações?



A patente tem 49 reivindicações, a maior parte referente a forma física de emprego em coifas e adaptadores deste tipo de material, quer com todo o sistema deste material, quer com partes, e duas uma referente a carga de metal, outra referente a fibras revestidas de metal, foi depositada pela TRW em 27/05/1999. Fibras ocas tem maior área de contato com o polímero, garantindo menor delaminação, tem mais rigidez estrutural a flexão por quantidade de material que a fibra não oca, diminuem a quantidade de polímero aliviando peso, e tendem a aumentar a capacidade de carga do compósito, pois o polímero muito menos resistente que a fibra trabalha de outro modo, parte do ganho de massa da fibra oca pode ser aproveitado para alojar nas fibras material fluido dissipativo, se tiver metal dissipativo dentro melhor sobre o ponto de vista de resistência.

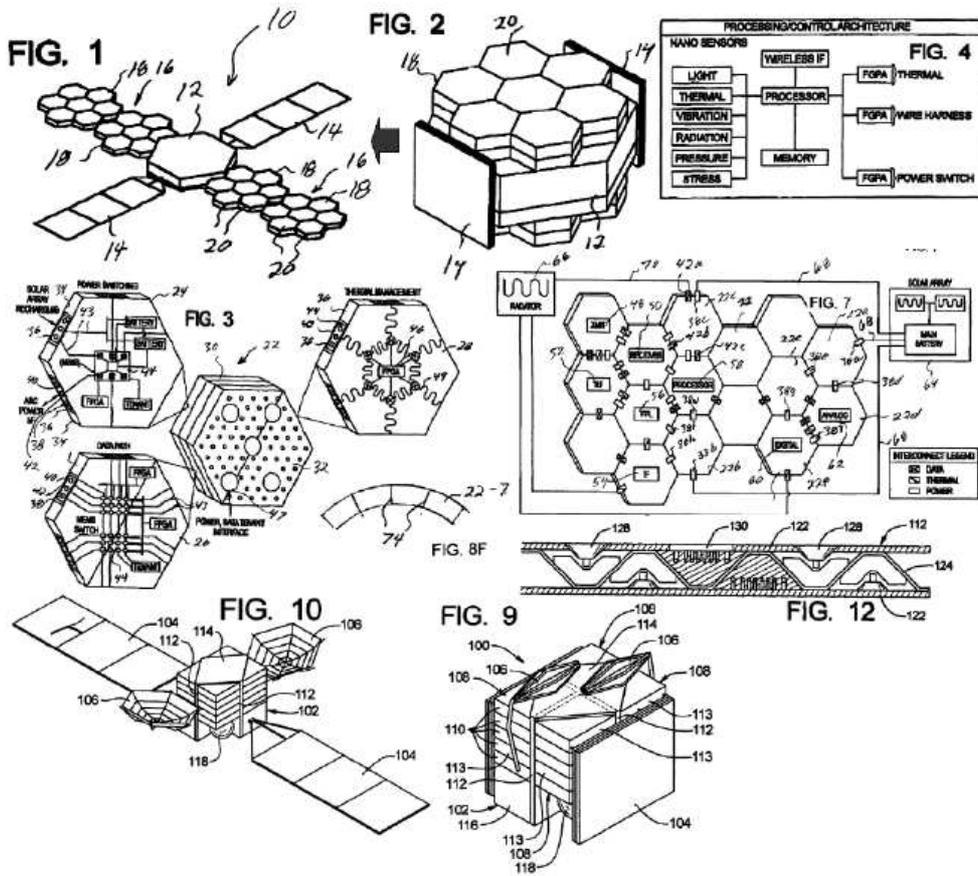
USPTO 6313811 e USPTO 6618025 *Lightweight, compactly deployable support structure*

são ambas patentes homônimas da *Harris* de 11/06/1999 e 25/10/2001 com 27/37 reivindicações e 28/32 em 13/15 páginas. Detalham duas versões próximas de sistemas de suporte estrutural, a princípio para grandes refletores, que são formados por cabos, barras, com articulações, partes articuladas com dispositivo de acionamento com motor e engrenagem, não há mecanismos de movimentação de cabo, só das barras chaves e o sistema mistura o conceito de *Tensegrity* com o sistema motor. Os motores controla a ida para a posição final. Com formas poligonais regulares nas barras em posição aberta e cabeamento de tensão adequado (eventualmente só dois), elimina-se folgas, e tal e qual o pano do guarda chuva, pode-se puxar algumas barras mais travadas para a posição final, face a força dos cabos. Isto difere do conceito de guarda chuva de mola e frenamento mais comum. Nota que o fim de articulações fora as motoras, uma mistura mais ouvida do *Tensegrity* e outros conceitos pode não estar protegido nesta patente.

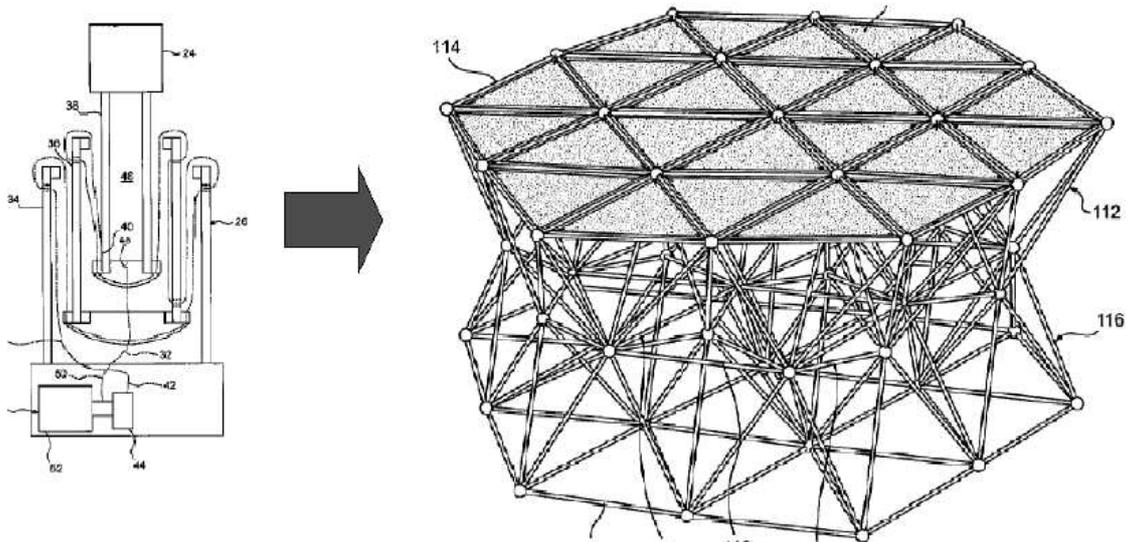


USPTO 7478782 *System And Method Incorporating Adaptive And Reconfigurable Cells* é uma patente da *Boeing* de 16/11/2004 de 19 reivindicações e 13 figuras em 8 páginas. Aborda configurações de estrutura de satélite cujos elementos estruturais tem uma

posição de lançamento e outra operacional, em que caixas eletrônicas e corpo principal octogonais, hexagonais ou em forma de paralelepípedo ou mesmo de configuração curva sobem compactadas e são abertas em órbita para atingir uma configuração onde os equipamentos tenham mais facilidade de trocar calor. Em adição, caixas não planas, em forma de copo ou telhas canaletas, apoiam os elementos do painel solar durante a subida, figura 12, e são destacadas dos mesmos na operação, complementando ainda um desenho robusto a eletrônica é altamente reconfigurável em todos os níveis, na parte digital via uso de FPGAs, na parte de potência através de chaves de estado sólido, uma opção, ou MEMS, ou ambas, pode-se reconfigurar livremente toda a malha de conexões sobre redes e equipamentos modulares. As unidades eletrônicas são chamadas de células adaptativas reconfiguráveis (ARC), a medida do possível usam-se sensores de nano-escala para maior compactação. Cada ARC se comunica com as vizinhas fisicamente no que se refere a qualquer tipo de sinal ou potência. Há uma bateria principal e talvez baterias secundárias para controlar transientes. Medidas de deformação e temperatura são usadas para facilitar o controle de antenas distribuídas entre os elementos. O sistema já fala em comunicação sem fio entre os módulos e interfaces de comunicação sem fio, para facilitar reconfiguração. A posição relativa dos elementos é um dos fatores de controle térmico, e há radiadores principais para ajudar a dissipação dos elementos muito dissipativos, que são justapostos a estes radiadores. A padronização dos vários tipos de ARC, RF, computação, potência gera economia de escala no que se refere a desenvolvimento e teste (explicitamente citado na página 12, coluna 2). Espaçadores são eventualmente usados para garantir o posicionamento correto em qualquer das fases. Elementos curvos facilitam a geração de antenas sólidas sem massa extra. Casos excepcionais de satélites de baixa potência, podem manter a maior parte da configuração de lançamento, figuras 9 e 10. Detalhe, a patente é para satélites comerciais de telecomunicação.



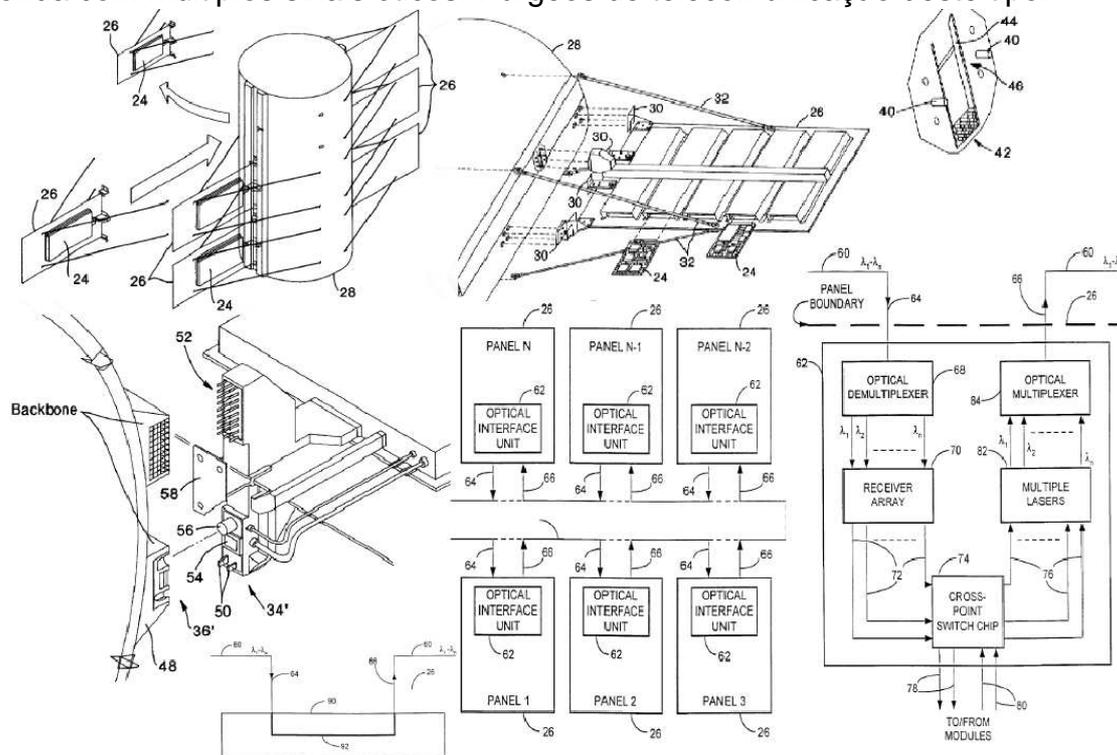
USPTO 7769488 *Reconfigurable Structure* é uma patente do governo americano representado pela NASA depositada em 10/11/2005 com 57 reivindicações e 15 desenhos em 14 páginas. A reivindicação base pede proteção a estruturas reconfiguráveis compostas de diversos membros seletivamente extensíveis e retráteis, diversos nós cada qual pivotável que recebe ao menos 2 extremos de membros seletivamente extensíveis e retráteis e ainda diversos atuadores, via motor e polia, que irão esticar ou retrair cada membro, onde ao menos um dos membros seletivamente extensíveis e retráteis é pivotável e encaixa-se em nós opostos em suas pontas, e onde os diversos membros formam ao menos uma forma tridimensional alterando estruturas poliédricas que incluem ao menos 6 membros conectados por ao menos 3 nós e que formam 4 faces, e onde ao menos uma forma tridimensional vinda de alteração de uma estrutura poliédrica é vazia com um comprimento de conexão fixo entre quaisquer dois de pelo menos 3 nós. Esta reivindicação é praticamente repetida na 18, e pelo meio do caminho defendem-se particularizações de elementos usados na estrutura, incluindo acionadores. Reivindicações com todo o texto base repetido são feitas para proteger atuadores e outros sistemas dentro de reivindicação única. As reivindicações abrangem também o controle do processo. Só de ver o que virou o que, dá para ver a complexidade.



USPTO 6330093 *Connector Interface For Spacecraft Modules* é uma patente da TRW de 21/10/1998 onde um cilindro central que leva combustível e elementos não acondicionáveis em placas, tem dois pares de longarinas/trilhos, pontos de

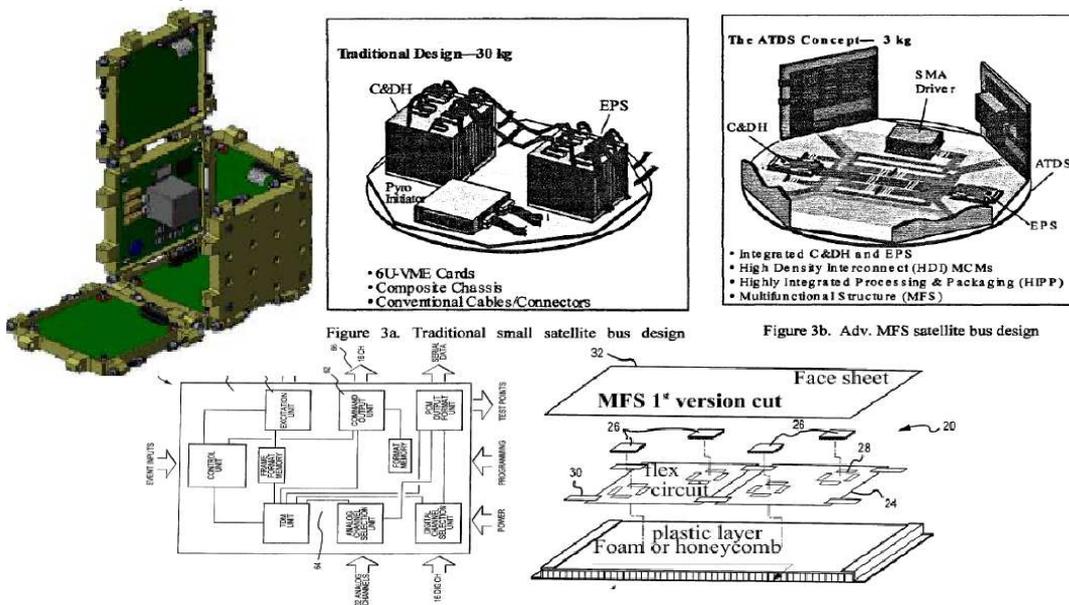
fixação de tirantes, e conectores que permitem colocar-se asas porta placas ao longo de cada conjunto de longarinas/trilhos em número de até quatro conforme figuras, e mais conforme texto. As placas eletrônicas são montadas nas asas e protegidas por elementos que parecem de chapa dobrada, para gerar afastamento e com segunda dobra para facilitar fixação com parafusos, mas que podem ser de materiais como composto ou sanduíches, que a patente ilustra mas não descreve, já que seu objetivo é proteger o sistema de conexão das asas. Os acoplamentos de dados são ópticos, elétricos e via RF, predominando os ópticos. Suas 5 reivindicações são: 1) uma estrutura para uso em satélite modular composto de estrutura núcleo e diversas módulos de satélite altamente independentes, e uma interface principal que compreende: um barramento de potência estendendo-se ao longo de toda a estrutura núcleo, para acoplamento a conectores dos módulos instalados na interface de barramento e fornecimento de energia elétrica aos módulos, um barramento de dados óptico que também se estende ao longo de toda a estrutura núcleo para transporte de sinal óptico entre os módulos, e uma interface ótica associada cada qual com um módulo, para converter sinais de dados óticos em sinais elétricos, direcionando os sinais elétricos as devidas destinações nos módulos bem como converter sinais elétricos gerado nos módulos em sinais óticos. 2) Uma interface para o barramento da reivindicação 1 que também compreende: um barramento dados elétricos convencional que se estende ao longo de toda a estrutura núcleo, para acoplar conectores de dados dos módulos ao barramento, 3) Uma interface de barramento como definido na reivindicação 1, que também compreende: um barramento de RF que se estende ao longo de toda a estrutura núcleo com diversos canais de guias de onda para acoplamento seletivo de conectores nos módulos acoplados ao sistema na interface de barramento. Uma interface de barramento como reivindicado em 1 onde a interface ótica inclui: demultiplexador ótico para separar múltiplos canais óticos transportados no barramento ótico, matriz/vetor de detetores para geração de sinais elétricos a partir de sinais óticos, lógica de chaveamento para determinar o destino de cada sinal elétrico recebido da interface e para roteamento de sinais elétricos gerados no módulo,

diversas fontes de luz acopladas ao sistema de chaveamento para gerar sinais óticos a partir de sinais internos da unidade e acoplamento ao barramento ótico, multiplexador ótico para combinar diversos sinais óticos advindos das fontes de luz e para colocação de sinal no barramento de dados óticos, 5) uma interface de barramento conforme 4 onde os sinais óticos tem divisão por comprimento de onda e multiplexação no barramento de dados óticos, demultiplexador ótico gera sinais óticos múltiplos em diferentes comprimentos de onda e diversas fontes de luz, incluindo lasers operam nos mesmos comprimento de onda com múltiplos sinais óticos. Há geos de telecomunicação deste tipo.



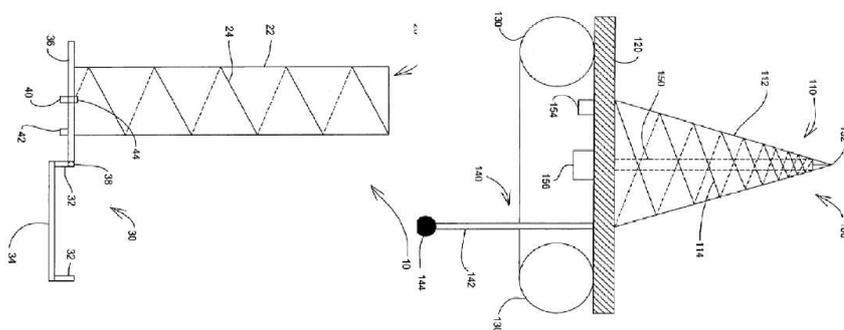
Um conceito interessante é a estrutura Modular da Universidade da Califórnia, placa eletrônica e lado da caixa formam par, com espuma entre elas se necessário, e as laterais são unidas para formar ao mesmo tempo caixa e estrutura primária do satélite. Os módulos são padrão, e podem eventualmente conter algum equipamento como giroscópio, ou pequenas rodas de reação. Se os componentes forem pequenos e o plano de terra for oposto ao lado que olha para a chapa, as caixas podem ser montadas olhando uma para a outra, formam uma peça similar a de Lego, que pode servir de base para qualquer arranjo estrutural necessário a con-

ter equipamentos de porte como tanques, rodas de reação, e afins. Se a espuma tiver fios colados a cabeças, ela não precisa ser colada do lado da caixa metálica, apenas aparafusada, ou melhor ter presilha dentada como a de malas. Deu pau, dá para dar manutenção até mesmo sem retirar a espuma. Sistemas de Placas de CI empilhadas via guia e presas em caixa de metal, tem placas próximas, que funcionam como nervuras da caixa, dependendo da fixação. Elementos flexíveis colados a uma só placa, ou aparafusados a ambas, vinculam uma a outra, treliçando-as, e havendo pressão de compressão, enrijecem o sistema sem fixação a ambas as placas, também não precisam refazer o arranjo de placas comerciais. Casas nem sempre tem a parede do andar superior apoiada na parede do andar inferior, e mesmo assim alteram frequências de vibração. O conceito base do MFS é uma patente da *Lockheed* USPTO 6061243 vinda de uma patente inglesa de 1997 com PCT em 06/11/1998, onde se monta circuitos flexíveis diretamente no painel sanduíche e se protege os mesmos com filme. Montar placas formando painéis sanduíches reduz a flexibilidade de produção, mas é vista como opção. A patente do MFS pede proteção ainda a arquitetura eletrônica do satélite, protegendo 2 arranjos eletrônicos específicos, além do uso como estrutura primária dos sistemas de painel sanduíche com eletrônica.



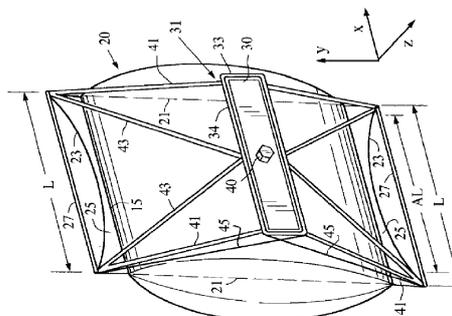
USPTO 20070008232/USPTO 7170458 *Inflatable Antenna*. Descreve antenas simi-

lares as usadas no SCD, de espiral em cilindro ou cone infláveis para uso em bóias, tem ao todo 28 reivindicações, foi depositada em 06/07/2005 e descreve a integração geral do sistema também. Cita outras antenas de satélite, inclusive um refletor cilíndrico para radares espaciais da antenna 6650304 que será descrita mais tarde. Se a antena inflável cilíndrica com elemento espiral foi patenteada para solo, sem a espuma endurecível, fica a questão do que fazer para as antenas similares de uso espacial. A patente é de um inventor autônomo, representado por um escritório da advocacia.

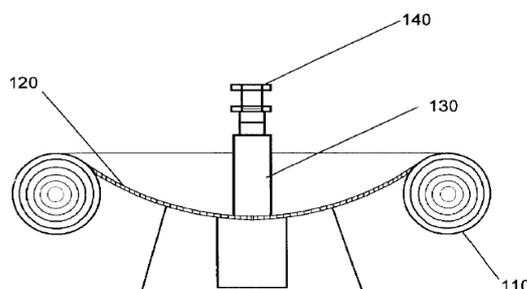


USPTO 6650304 *Inflatable Reflector Antenna For Space Borne Radars*. Raytheon Co de 28/02/2002. Trata-se de uma base de matriz faseada refletida por um grande refletor cilíndrico inflável. Este refletor é formado por dois trechos cilíndricos que não tem ângulo de 180 graus, mas o plano central limita o afastamento das partes, garantindo os arcos cilíndricos necessários, e serve segundo a Raytheon de proteção de micrometeoritos, tem acabamento ótico do lado convexo do refletor e acabamento refletivo interno. O cilindro compensador é transparente. A estrutura de suporte não é detalhada, e pode se mecânica ou inflável. Não é feito detalhamento de contra-camada, com espuma para efeito de garantia de forma com vazamentos. Fala-se apenas em minimizar vazamentos graças a proteção do elemento central. Mas nas reivindicações todos os elementos são passíveis de serem tornados rígidos, talvez via evaporação de solvente, o que faz endurecer no espaço? O sistema fala apenas em minimização de perda de gás, o que pode indicar que o gás só é necessário temporariamente enquanto o material

não endurece. Mas se o material está impregnado, como ele é impedido de colar? Não é necessário contar, mas há riscos de alguém patentear se não tiver proteção por sigilo, o autor não conta. Fios de material adesivo, com espaçamento adequado podem garantir que não grude, *liner* de dobramento e por aí vai.



USPTO 6373449 *Hybrid Inflatable Antenna*. A patente trata de uma antena de refletor parabólico inflável, em que a parte central é não inflável para garantir alguma capacidade de comunicação em caso de falha da operação de enchimento, despeito desta operação ser muito mais confiável que a abertura de antenas tipo guarda chuva. Os elementos infláveis são armazenados nas costas do segmento não inflável e não desdobrável da antena.



Vários conceitos interessantes aparecem em satélites pequenos como o PCBSAT, onde PCBs, montadas com quadros plásticos colados, viga central e quadro, são protegidas com folhas de bloqueio de interferência, e tem placas externas, são satélites equivalentes em capacidade ao SCD, passivos, de 300 g de peso total, satélites octogonais de 1 kg de painéis que se abrem e que ficam com os painéis solares abertos e mais 8 no corpo, o SNAP 1, tanque central e 3 conjuntos de placas em montagem triangular mais micro-câmera, e 3 painéis solares que se abrem (7 kg e estabilizado em 3 eixos), picosat de placas

paralelas em rack, os cubsats, com gaiola porta itens, e agora com novas tecnologias experimentais de CI, os satélites em um chip. Pasmem. A ESA já trabalha com painéis solares em folha de *Kapton*, que são enroladas/dobradas e esticadas por quadro que é aberto em órbita, e quadro de adaptador não maciço com elementos laterais sintonizados para reduzir transmissão de vibração. Antenas infláveis de todos os tipos, parabólicas com alimentador singular, de matriz faseada plana, mistas faseada mais parabólicas são descritas em documentos diversos, mas não patentes, já que a primeira antena inflável de matriz faseada plana era de banco de bote inflável da marinha americana que com coordenada do barco, efemérides de satélite mandava feixe de pedido de socorro ao último ainda na década de 70. Documentos do ARISE, entre outros detalham estas antenas. Há ainda mastros de gradiente de gravidade telescópicos inflados a gás e com trava, boons de parafuso. Mastro infláveis de mastro triplo com ligações entre eles.

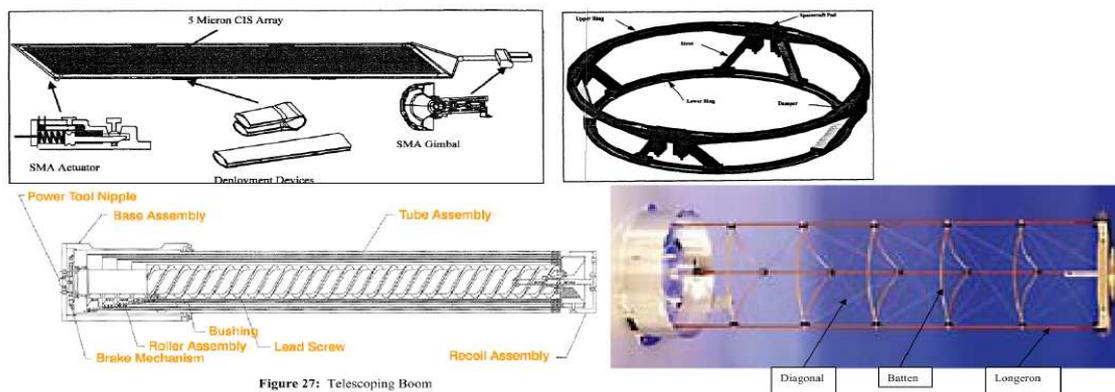
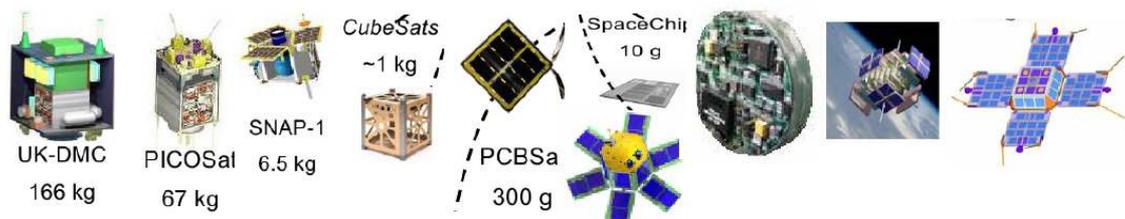


Figure 27: Telescoping Boom

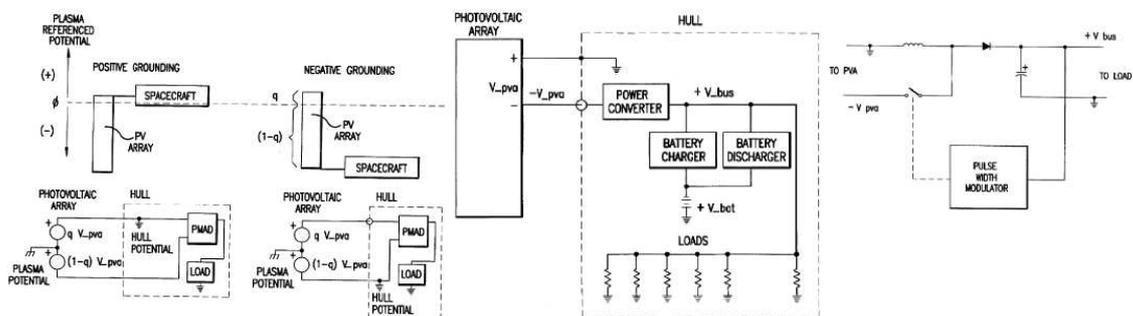
Abaixo vê-se figuras de micro, nano, pico e fento satélites descritas em documentos da Surrey



3 DOCUMENTOS DE ENTRADA DE SUPRIMENTO DE ENERGIA

USPTO 5594325 *Spacecraft Power System Architecture To Mitigate Spacecraft Charging Effects*. Os elétrons tem maior mobilidade que os íons, e assim os satélites tendem a se carregar negativamente, em um nível que equilibre os fluxos de elétrons (repelidos) e íons positivos (atraídos). Se o satélite fosse carregado com carga positiva externamente, e tivesse no seu interior um barramento negativo, ter-se-ia eliminação da maior de cablagem de potência, maior possibilidade de controle de descargas, agora limitadas pela regulação de tensão do sistema de suprimento de energia, que poderia ter níveis maiores de tensão e correntes menores, e facilitaria o aterramento de painéis solares, que trabalharia em outro conceito. A ideia base é ligar a casca do satélite, isolada do barramento interior, ao positivo do painel solar, o negativo do painel solar ao conversor de potência, que entrega tensão regulada de sinal invertido (+ no painel vira -), e colocar carregador e descarregador de baterias, e equipamentos operando entre a tensão negativa do regulador e a tensão positiva comum ao positivo do painel solar e casca. Esta patente é decorrência do contrato da NASA, NAS3-25266. Depositada em 10/08/1995 fica em domínio público em 2015. Ela usa o conversor de potência tipo “buck/boost” onde o suprimento (bateria ou painel solar), uma chave e uma bobina são ligados em série, e entre os bornes da bobina liga-se um diodo e a carga um em série com o outro, podendo ligar-se um capacitor auxiliar em paralelo com a carga. A relação $a = V_o/V_i$, para V_o a tensão da fonte e i a tensão no equipamento, é naturalmente para este esquema com uma fração de ciclo ativa D , $a = -D [R_L R^{-1} (1-D)^{-1} + 1 - D]^{-1}$, para R_L a resistência do indutor e R a resistência da carga. Desta forma vê-se que há uma tendência natural deste equipamento de um estágio inverter a tensão. A bateria é ligada como carga, sendo só o painel chaveado, de modo que esta bateria dimensionada adequadamente tem pouca variação de tensão quando o satélite está na sombra, e tenda a estabilizar ruído de tensão graças a seu efeito capacitivo. A regulação básica da tensão é feita no conceito de modulação

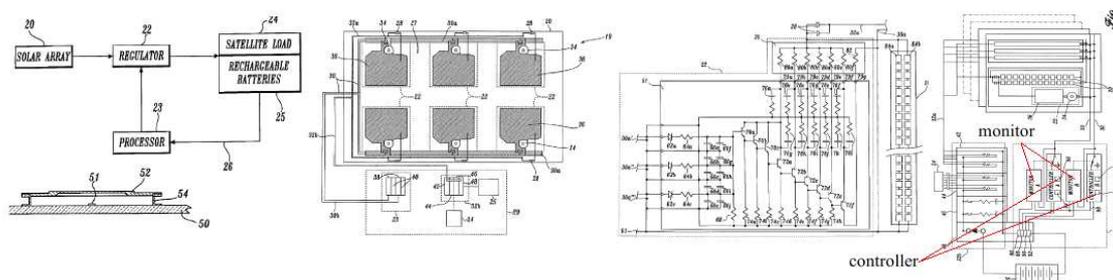
de largura de pulso pelo regulador, que age como chave. É duro de engolir que isto simplifica o sistema, mas foi usado na ISS.



USPTO 5949212 *Integrated Solar Cell Array And Power Regulator*. A Boeing depositou esta patente em 5/06/1997. Faz referência a uma patente anterior onde se tinha o *shunt* no painel solar. A Boeing alega que o regulador gera muitos problemas de compatibilidade eletromagnética se ficar no satélite, e que fora os efeitos são menores permitindo redução do peso e quantidade de circuitos de filtragem. Alega que o uso de regulador no próprio painel solar reduz o peso de cablagem, e que faz um efeito similar ao *shunt* no painel, a potência dissipada muda a eficiência da célula quando no auge da insolação, além disto para satélites com alta potência segundo a Boeing, quanto mais energia é dissipada no corpo principal do satélite maior a massa que deve ser reservada para o sistema de controle térmico, na taxa de 4,5 g/W. Se a regulação for independente para cada segmento de painel solar, contra um mesmo valor calibrado, não se reprojeta o circuito para cada nova missão, já que o módulo painel e regulador é casado um contra o outro gerando uma estratégia que economiza esforço de projeto. Outro ponto é que o regulador *shunt*, pode ser usado para aquecer o painel durante a sombra da Terra de modo discreto se necessário. Daí vem a questão, até que ponto um regulador de descarga no painel solar, gerando calor quando o satélite está na sombra é interessante, já que eventualmente este sistema também pode estar ligado a chaveamento, e deve ser mais solicitado, produzindo mais calor quando o satélite está justamente na sombra. Isto homogenizaria a temperatura do painel, mas tiraria uma fonte interna de calor, e como se sabe quanto maior a flutua-

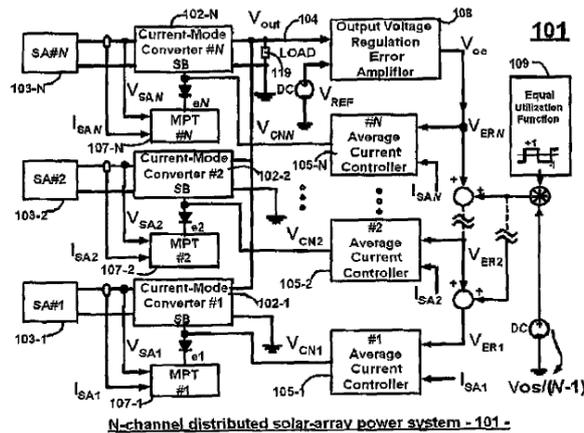
ção de carga de um satélite, maior sua flutuação de temperatura, se bem que o satélite tem inércia térmica e as flutuações mais relevantes são não durante uma órbita, mas devido a variação de órbita, solicitação de serviço e posição do Sol. Notar que casar o circuito regulador com o tamanho de cada módulo de painel, ou circuito de painel, ajuda a padronizar e reduzir custos de reprojeto independente de onde eles fiquem, e só há proteção da patente para a colocação no próprio painel. Superaquecimento do painel solar diminui sua vida, e isto é tratado na patente. Se não houver carga na sombra, o painel esfria muito, e isto limita o produto área versus emissividade, se houver alguma carga na sombra, por exemplo 10% da incidência solar menos a energia média retirada pelo satélite, tem-se metade da temperatura absoluta, assim se o painel ficar a 310 K no Sol, ficará a 174 (-98 C) na sombra. **Embora a patente não trate do assunto, será que não vale a pena usar material de mudança de fase, sólido líquido, sólido-sólido no painel de modo a limitar a variação de temperatura do painel, despeito da célula solar em geral já garantir uma emissividade mínima, ou usar materiais de emissividade variável apenas para limitar o pico de temperatura do painel?** Tem-se que lembrar que o painel fica mais exposto a radiação que os componentes internos, e que isto afeta a confiabilidade do regulador, principalmente no que se refere a lineares, porém os lineares ficam mais frios, o que tende a aumentar sua vida. Se o linear for pequeno, sua proteção pode ser feita com espessura de blindagem alta, e pequeno volume, tanto dentro, como fora do satélite. A patente protege placas de nitreto de alumínio que tem condutividade térmica quase igual a do alumínio metálico e coeficiente de dilatação igual ao do silício como suporte aos diodos, que são colados com folha de Kapton e adesivos ultra flexíveis, como o DC-93500 as costas do painel solar, de modo igual aos resistores, só que com outro substrato. Todo o circuito regulador pode ser implementado diretamente em molde monolítico de silício (*silicon die*) e preso com Kapton, fitas e apoio de nitreto de alumínio. Resistores de filme colados de grande área de dissipação, tem menores temperaturas finais quer dissipem pelo lado da célula quer diretamente pelas costas, e em princípio são mais confiáveis. A patente descreve o padrão de conexão no painel para minimi-

zação de indutância, e descreve que o *shunt* tem seis estágios, o barramento de controle de tensão usa transistores NPN e de potência, capacitores e resistores, de modo a amplificar o sinal de controle em 2 estágios para liberar energia aos resistores de dissipação/sangria. Os resistores estão em paralelo com capacitores, entre a saída do transistor de potência e o terra. Diodos são usados para evitar reversão de corrente. Não ficou claro, mas em princípio face a área alta do painel solar, pode-se usar capacitores de outro desenho, integrados ao acabamento termo ótico. Também é descrito o uso de peças de Kovar, invar e afins para corrigir distorções e efeitos de gradientes de temperatura. A ideia de PCM par painel já apareceu no INPE, e DLR, no DLR encher o sanduíche direto com PCM e mudar o procedimento de fabricação, subindo com o painel já selado e com nível de vácuo, tal qual PCM de caixas eletrônicas com pulsos de potência muito alto, no INPE pensou-se em PCMs com cara de tubos de calor, mas o doutorando que ia desenvolver faleceu no acidente de Alcântara, e não houve patente. A ideia e patentear se não protegido a ideia do comprimido, i.e. põe-se em alguns alvéolos peças com PCM, estas peças com o PCM podem ser feitas em alumínio com cânulas tal qual sistema de fluido de geladeira, carregadas com o PCM a cânula seria fechada e ainda encapsulada com resina, super-resfriando-se o comprimido e esquentando-se o painel, obtém-se engate pro atrito, e ainda por cima poder-se-ia usar DC96500 para melhor fixação. O fluxo de calor radial tem menos resistência térmica que o unidimensional de um tubo. Nota que como o padrão de uso direto em painel sanduíche já existia em 1984, talvez não esteja mais protegido e o uso em painel solar impossibilitado de ser patenteado por obviedade, ou talvez patenteado sem as palavras satélite ou espaçonave. (*satellite, spacecraft*).



USPTO 6703127 e USPTO 6835334 *Macrocapsules containing microencapsulated phase change materials*. Trata-se de material de mudança de fase em capsulas seladas para serem inseridas em painéis sanduíches de satélite, a ideia de micro-capsulas é que o material ao se expandir se romper rompa as micro-capsulas e fique junto a estas por tensão superficial, e as micro-capsulas formem um agregado. Se uma macro-capsula estivesse apenas com líquido no espaço e este líquido por afinidade banhasse toda a parede, ter-se-ia uma película uniforme de material sólido, que ao se derreter de fora para dentro, por falta de espaço faria pressão contra a parede, levando a fadiga e ruptura. A troca de calor é mais difícil dentro da capsula, e o sistema leva mais material. Por outro lado o fluxo de calor em direção a capsula é melhor já que é radial, e tem assim resistências menores que o paralelo na perpendicular ao tubo. A patente foi depositada em 27/09/2001, pela Microtec Laboratories. O sistema usa agentes da gelificação, similares a alginato dentário e catalisadores metálicos de reticulação (cross linking) que melhoram a condutividade do material, patenteia capsulas de tamanho de partícula/microcapsulas de 1 a 10 mm em reivindicações secundárias, mas protege de forma geral na primeira delas, e também fala em teores de 50 a 80% de material de mudança de fase em reivindicações secundárias, mas protege qualquer teor na primeira reivindicação. O foco aparentemente é em uso de parafinas, mas como o foco só é definido nas reivindicações secundárias, a defesa é mais ampla. Note que sistemas de equilíbrio químico de armazenamento de energia não estão defendidos. A segunda patente de mesmo nome de 08/03/2004 reivindica processos de preparação ligados a primeira patente. O uso principal em satélites é controle de temperatura de painéis solares na sombra.

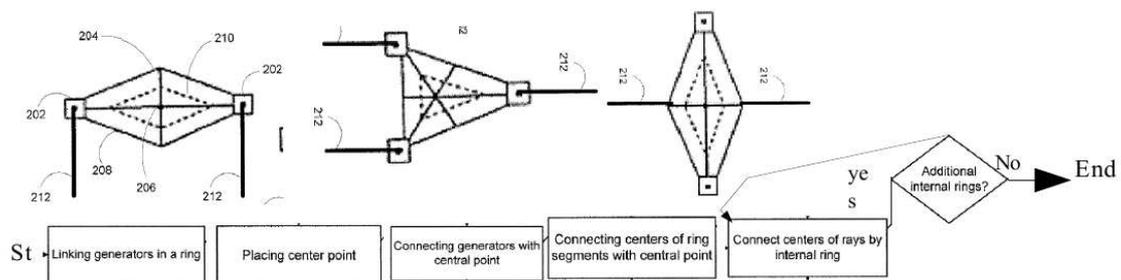
USPTO 7564149 *Sequentially Controlled Solar Array Power System With Maximum Power Tracking* é uma conversão de aplicação de 21/06/2004 em patente feita em 2005 com publicação definitiva em 06/2009, que trata de circuitos para regulação sequencial de diversos painéis solares que operam em paralelo e alimentam uma carga ou grupo de cargas comum. Tem 6 reivindicações e 14 figuras. A reivindicação base pede proteção a um sistema de potência de painéis solares constituído de: uma série de conjuntos de células solares, cada qual ligado a um circuito de rastreamento de potência máxima e configuradas para uniformemente dividir a carga, a exceção de um conjunto que opera com a diferença entre a carga requerida e a carga em modo máximo dos demais, persistindo assim até que a potencia entregada por este conjunto de menor carga atinja um mínimo, quando este conjunto deixa de ter participação ativa na geração da carga comum e regulação de tensão em modo de potência máxima e os outro conjunto assume o papel do conjunto desligado e em especial o conjunto com a menor potência entre os que permanecerão ligados é responsável por atender a incrementos de carga, e o desligamento de conjuntos ocorre sucessivamente até que o sistema equilibre com todos os conjuntos operando acima de uma potência mínima. Outros detalhes de implementação são explicados no documento que usa a arquitetura base da figura junto ao texto.



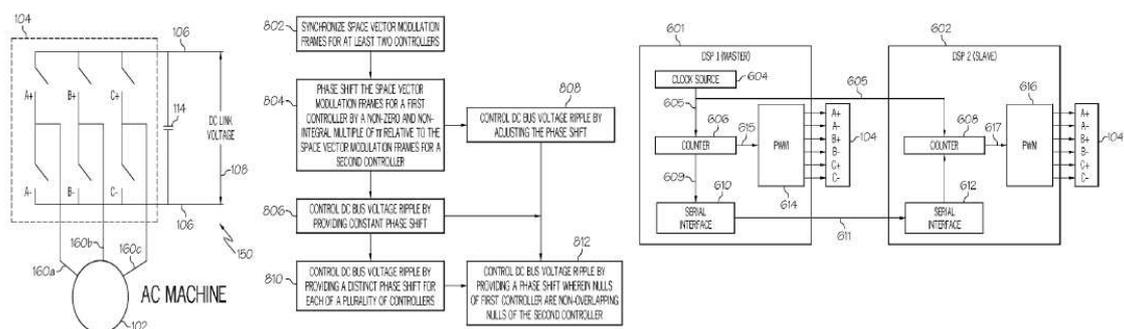
USPTO 7652396 *Systems And Methods For Improving The Ability Of A Power Delivery System To Withstand Multiple Failure Events* é uma patente de 23/07/2007 da Universidade Estadual da Flórida, com 20 reivindicações e 4 desenhos, a patente trata da questão de confiabilidade de conexões entre fontes de alimentação e cargas, le-

vando em conta como elas são interligadas. Quando se liga todas as N fontes a todas as M cargas diretamente, tem-se $N \times M$ conexões, quando se ligam todas as fontes e todas as cargas a um único barramento, tem-se risco deste barramento falhar, ligar todas as fontes e todas as cargas a múltiplos barramentos é uma solução intermediária mais econômica segundo a patente, um item simples de engenharia combinatória que por não estar protegido, foi alvo de pedido de privilégio da universidade em questão. A grande questão é quantos barramentos serão usados e qual a confiabilidade em função do número de barramentos, cargas e fontes. Na visão da patente qualquer elemento que falhe, carga ou fonte é um potencial gerador de problema, já que falha em curto de uma carga pode derrubar a fonte, e o sistema tem de ser avaliado quando a falha de m elementos de M totais, ou k elementos do tipo K (fonte) e l elementos do tipo L (carga), para simplificação os cálculos da patente são com m/M apenas, para redes de abastecimento em que o número de cargas é muito grande, nenhuma carga isoladamente pode derrubar o sistema, e como há fusíveis e limites de tempo, trabalham-se apenas com fontes. Além disto a chance de falha das linhas. Pode-se analisar a topologia apenas quanto a falhas de linhas. Falhas geram uma chance de sobrevivência do sistema, que tem probabilidades de sobrevivência sem reconfiguração, P_s , com configuração, P_c , e de falha total, P_f , e um modo simples de comparar topologias é tomar um número X representativo e grande de falhas por sorteio e verificar quanto valem as médias das probabilidades P_s , P_c e P_f . Quanto menor a média melhor a topologia, e para casos extremos de um ponto alto, deve-se atuar no componente e não na topologia para melhorar o sistema. No algoritmo de definição de número de anéis de transmissão de carga, ligam-se todas as fontes a um anel, depois se conecta os geradores a um ponto central e este ponto central ao anel, e conecta-se depois as linhas ditas radiais entre si com um novo anel, calcula-se a possibilidade de falha do sistema de transição e se esta não for satisfatória, põe-se mais anéis. Obviamente isto é muito mais importante para a alimentação de energia em uma cidade, onde podem cair árvores, postes, e existirem outros problemas que num satélite, porém por incrível que pareça a patente menciona seu uso em espaçonaves, talvez se preocupando com a ISS, bastante complexa, talvez com satéli-

tes de grande porte. A ideia é pendurar as cargas em todos os anéis, e usar sistemas deste tipo sempre que for mais econômico ou mais confiável que topologias combinatórias.

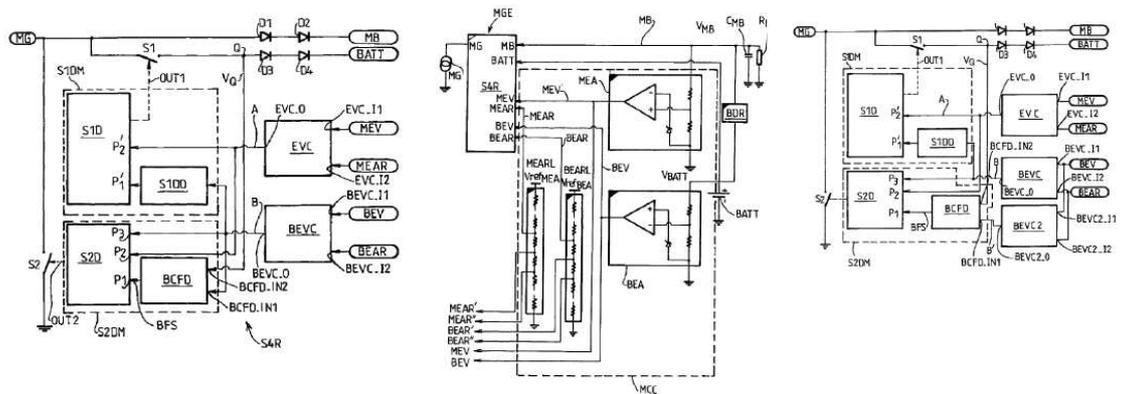


USPTO 7593243 *Intelligent Method For DC Bus Voltage Ripple Compensation For Power Conversion Units* trata de conversores DC/DC com redundância quente, em que se usa o mesmo período para todos, ao menos 2, e usa-se deslocamento de fase de modo a minimizar oscilações na linha de saída. A patente da *Honeywell* é de 9/10/2006, tem 16 reivindicações e 11 páginas de desenhos, sua última figura é a 9D. Em especial a patente cita o uso de modulação vetorial / modulação no espaço vetorial (*space vector modulation*) e as transformadas *abg*, e *Dqo* como meio de realização desta ação. Com uso de computador, pode-se estender este tipo de ação para qualquer número de conversores, dentro do conceito base. Nota que se o equipamento souber qual é o atraso entre seu pulso e a oscilação da linha, e puder fazer contas entre o que ele vê na linha e sua base de tempo, ele pode via hierarquia, para decisões de várias unidades não bagunçarem, se situar em posição diferente no ciclo para reduzir oscilações de tensão espúrias da linha, só que este tipo de conta gera riscos, pois a computação em ambiente espacial está sujeita a erros. Protege-se o uso de diferença de fase fixa entre os conversores por qualquer processo.



USPTO 7629710 *Control Device For Power Supply Bus Voltage Regulation* é uma patente da ESA depositada na EPO em 17/11/2006, e nos USA em 16/11/2007, com 6 figuras em 5 páginas de desenhos e 14 reivindicações, na descrição do estado da arte inicia com explicações do conceito S3R - *The Sequential Switching Shunt Regulator*, que separa as células solares em grupos e ora conecta um grupo ao barramento principal de potência ora os põe em curto diretamente ou via resistor (*shunt*), e que usa um equipamento dedicado para controle da carga da bateria. Este procedimento pode ser melhorado, patente FR 2785103, o S4R, via conexão ora com uma unidade de armazenamento de energia, ora com o barramento principal de potência ora com o dissipador, o principal problema da S4R é que falha de um das chaves poderia levar a excesso de carga na bateria e danos a ela, documentos posteriores que melhoraram o F4R como o FR 2828962 não abordaram o problema. A patente francesa em questão coloca diodos para evitar a descarga da bateria ou dreno do barramento e usa uma chave auxiliar para ordenar o curto do gerador solar que não teve sua chave aberta se a tensão da bateria atingir o valor máximo de projeto, um canal de acesso chaveado à bateria e outro não chaveado ao barramento saem do mesmo ponto, de forma que a bateria puxa mais corrente e é carregada mais rapidamente se com tensão abaixo daquela do barramento, e face a diodos não a drenos quando o painel é curto-circuitado, o circuito de proteção pode detectar a diferença de tensão entre o terra e o trecho entre a chave da bateria e seus diodos, e pode comandar a chave de curto do painel se necessário. Em especial as chaves são MOSFETs que são abertas ou fechadas por sinais de controle. Uma unidade de qualquer tipo, controla a chave da bateria com base nas tensões da bateria e do barramento, uma outra unidade de qualquer tipo usa além das duas tensões citadas a informação quanto a chave da bateria estar fechada

ou aberta para comandar a chave de aterramento do gerador solar. Circuitos comparadores 1 e 2, geram respectivamente um sinal proporcional a diferença entre o valor nominal e real do barramento de potencia, e o segundo o faz quanto a valores nominais de tensão da bateria e real. Em especial a patente usa unidades adicionais para gerar sinais de desativação de chaves, cada uma acoplada a uma controlador. As unidades de controle podem ser implementadas com um par de amplificadores operacionais, cada qual com um sinal, e divisores de tensão com contato a outros sinais de controle.



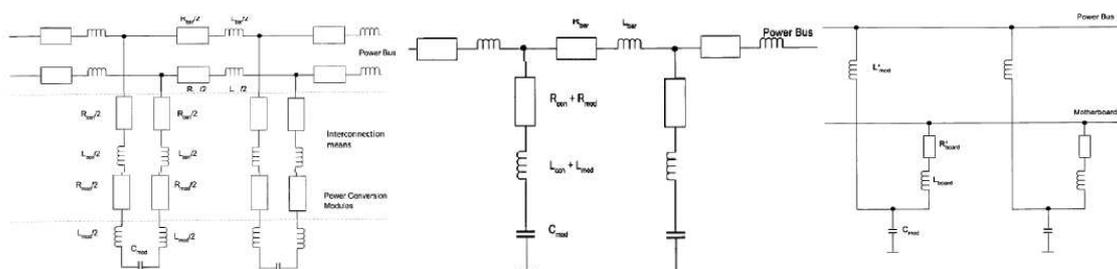
Nas reivindicações 1 e 2 se pede proteção ao esquema de uso das chaves controladas com sinais de tensão de barramento e bateria independentemente de como fazê-lo, em outras reivindicações independentes pede-se proteção ao modo de fazê-lo com os amplificadores operacionais. Formas refinadas com sinais adicionais de nível para introduzir uma zona morta e evitar que o sistema atue por qualquer diferença de nível é introduzida nas 8 a 13. Pede-se também proteção quanto ao uso de sistemas conforme a reivindicação 1 com qualquer gerador de energia e baterias. Pergunta, este tipo de ação pode ser feita com o computador de bordo sem informação de tensões, e caso este computador tenha algum apoio adicional (bateria Li e capacitor) fica mais imune a problemas?

USPTO 6410362 *Flexible Thin Film Solar Cell* é uma patente da *Aerospace Co.* De 28/08/2000 sobre montagem de células solares flexíveis de uso espacial formada por células colares flexíveis entre uma camada opaca ou transparente de poliimida que fica em contato com o substrato do satélite e outra camada de poliimida transparente que é voltada para o espaço, e ajuda a controlar a temperatura da células solares. A

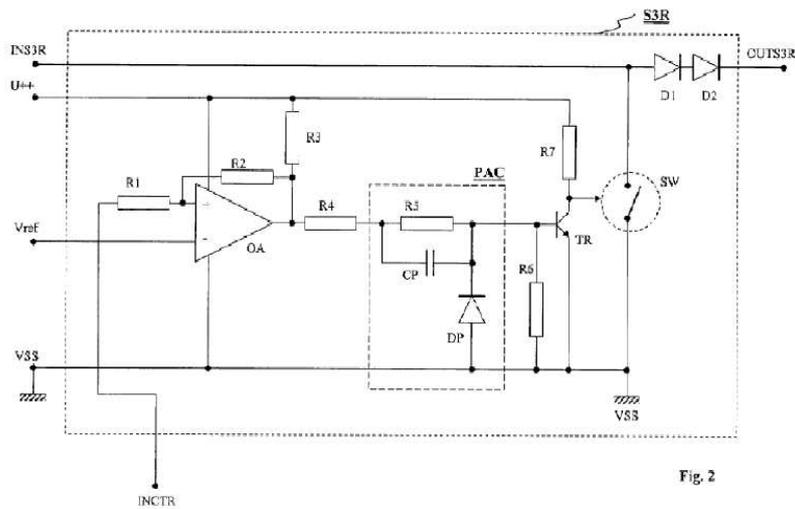
ideia básica da patente é evitar camadas de adesivos que além de terem dilatação diferencial com a célula solar de filme, tem mais peso e problemas de preparação, nada gruda melhor em algo que o próprio material. Assim poliimida é dissolvida com dimetilacetamida, seu solvente específico, e aplicada por rotação, e usa-se aquecimento a 180°C para cura via evaporação do solvente. Pede também proteção para a fabricação por laminação com apoio de desmoldantes, dentre os quais o Teflon. A patente aborda a questão dos barramentos superiores e inferiores e fala da deposição multicamada, com furos metalizados ou conexão por bordas, de trilhas de cobre para drenagem de corrente e de procedimentos de isolação, em especial de uso de camadas de poliimida como isoladores, estendendo a técnica de placas multicamada para montagens de sistemas flexíveis a base de poliimida com camadas finas. A fabricação via aplicação de cimento (solvente e polímero) é base da reivindicação 1, a reivindicação 4 pede a proteção do método de laminação, e as intermediárias pedem o uso de camada de poliimida como base e cobertura. A informação sobre solvente ajuda em vários processos em uso no INPE, a dissolução alcalina do Kapton do SCD1, difícil de controlar e com riscos, já que o painel poderia ser afetado quando acabasse o Kapton, poderia ter sido feita diretamente com este solvente sem risco algum, só que na época não se tinha informações sobre ele, que inclusive não aparece na base de solventes e parâmetros de solubilidade, bem como não aparecem os dados da poliimida.

USPTO 7514823 *Spacecraft Regulation Unit With Decentralized Bus Capacitance* é uma patente da Thales, FR, depositada como EP em 22/06/2005 e nos USA em 19/06/2006 sem PCT, com 3 figuras em 2 páginas e 6 reivindicações. A patente aborda unidades de condicionamento de potência (PCU) ou como também são chamadas de unidade reguladora do satélite (SRU), que não tem banco de capacitores global, e sim capacitores descentralizados cada qual num módulo de conversão de potência, com isto automaticamente sobe a capacidade do sistema ao se colocarem mais módulos e baixa também a impedância total, baixa também a massa total e custo do sistema para várias faixas de potência, o capacitor é também acoplado a um barramento de menor tensão de placas mãe, via resistor e indutor, e via indutor em série com ele ao barramento principal de potência, o acoplamento a placa mãe

é um compensador de amortecimento de ressonância entre capacitor e indutância de conexão parasita, que pode ser melhorada com a escolha adequada de uma resistência adicional no acoplamento com a placa mãe (1-10 M Ω). O sistema melhora a compatibilidade eletromagnética quando se opera com reguladores de desvio com chaveamento sequencial. A patente calcula algumas frequências de ressonância na configuração nova e tradicional para ilustrar melhorias. Descreve bem a questão de controle do problema de ressonância, que é amortecida graças a conexão com resistores e indutores com a placa mãe, nesta condição, a corrente principal não tem perda ôhmica, e as oscilações não são constantes no tempo face a passagem de correntes nos picos de tensão de um barramento ao outro. Como a resistência é alta, não há circulação significativa de corrente do barramento principal na placa mãe, e a escolha de impedâncias em série é que ajusta o sistema.



USPTO 6979986 *Switch Shunt Regulator And Power Supply Arrangement Using Same For Spacecraft Applications* é uma patente da *Alcatel*, depositada na Europa (EP) em 11/06/2003 e nos USA em 8/06/2004, com 10 reivindicações e 4 desenhos, é um S3R como da patente USPTO 7629710 da ESA, e anterior, a ideia principal da patente é melhorar o desempenho de S3R, face a redução dos efeitos da histerese de capacitâncias parasitas que são tanto mais críticos quanto maior o atraso de ativação da chave de desvio com relação ao instante da comparação com menor aumento de custo e massa que com controle dos problemas com capacitâncias em pontos chaves junto as cargas.



$$\text{Hysteresis} = \frac{U^{++} * (R4 + R5)}{R3 + R4 + R5} * \frac{R1}{R2}$$

$$\Delta V = \frac{U^{++} * R4}{R3 + R4} * \frac{R1}{R2}$$

$$\tau = CP * (R4 + R3) // R5$$

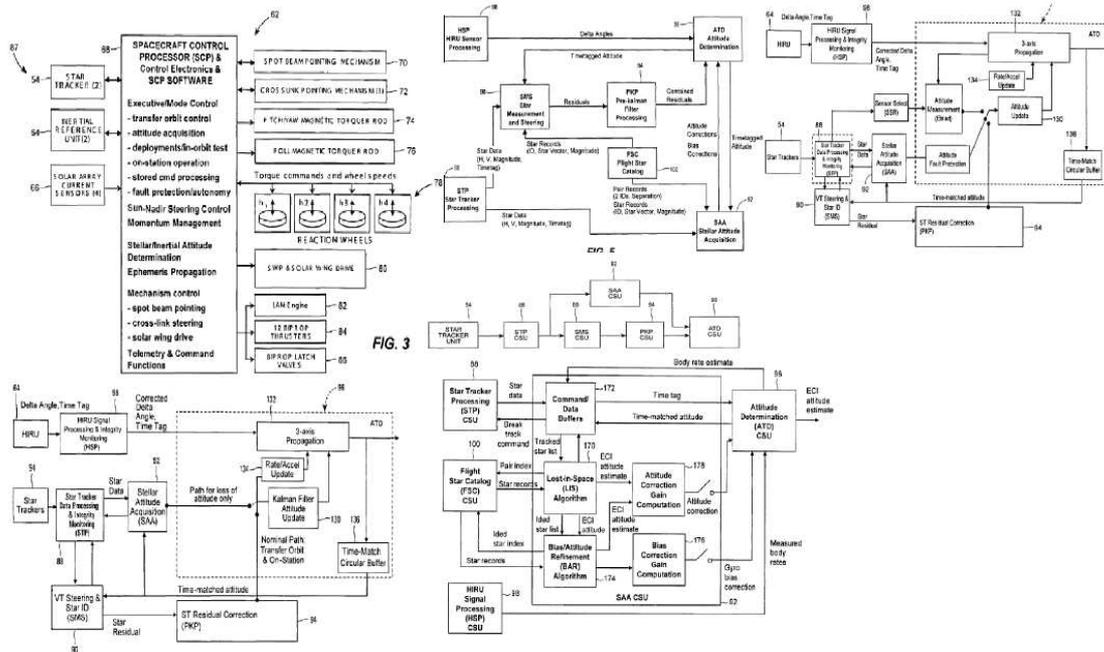
Fig. 2

Em especial, a patente se preocupa com o problema face ao fato de que painéis solares multijunção, mais eficientes, tem capacidades parasitas maiores que a de painéis convencionais. Segundo os inventores um circuito de antecipação dentro de cada regulador *shunt*, que estabeleça um limiar dinâmico e antecipe a ordem de chaveamento, é mais econômico que outros métodos, e reduz os problemas do sistema. Um resistor e um capacitor em paralelo com a saída do comparador e entrada da chave, e um diodo entre a entrada da chave e o terminal de massa, geram um sistema econômico de antecipação de chaveamento. No nível macro, a maioria dos reguladores trabalham com amplificadores de erro médio que levam em conta o sinal da linha, dos reguladores de carga e descarga da bateria, como sinal de entrada da porta INCTR de cada regulador *shunt*. Reivindica-se um regulador *shunt* que tenha o terminal de entrada de potência (INS3R) conectado a uma fonte de potência e acoplado ao terminal de saída de potência ao qual uma carga é conectada, e o dito regulador tem um comparador (OA, R1-R4) cuja saída é acoplada a uma entrada de uma chave reguladora *shunt* (SW, TR, R6-R7), dita chave conectada ao chamado terminal de potência de entrada e o terminal de massa, (VSS), e o chamado comparador adaptado a ativar a chave controlada via comparação da voltagem recebida na entrada de controle (INCTR) do chamado regulador com uma voltagem de referência aplicada a uma entrada de referência do chamado comparador, e com a chave controlada/ativada do *shunt* com uma demora de atuação após a execução da comparação, caracterizada pelo fato do chamado regulador ainda ter um circuito de antecipação de fase acopla-

do a saída do comparador e entrada da chave controlada do *shunt*, onde o chamado circuito antecipador é adaptado a reduzir a demora predeterminada já mencionada entre a execução da comparação e a mudança de estado da chave para valores muito menores do que os sem o circuito. Na segunda reivindicação protege reguladores *shunt* conforme a reivindicação 1 que tenham comparadores formados por amplificadores operacionais com a primeira entrada de comparação acoplada a entrada de controle (INCTR) e a segunda entrada acoplada a tensão de referência, e uma saída acoplada a saída do comparador e entrada de um circuito de antecipação de fase, que compreende um resistor, um capacitor acoplados em paralelo com a saída do comparador e a entrada da chave, e ainda com um diodo conectado entre a entrada da chave e o terminal de massa (VSS). Na reivindicação 3 protege o uso dos resistores R1 a R4 discriminando suas posições e usos, na quarta protege o uso dos resistores R6, R7, da chave e do transistor da figura, depois pede proteção a desconexão do terminal de entrada de potência e terminal de massa com chave ativada, na reivindicação 7 e 8 pede proteção ao uso em sistemas de condicionamento de potência com múltiplas fontes de energia, amplificador de erro médio, e outros componentes comuns de sistemas de satélite, nas demais fala da regulação do sistema. Além do circuito interno do regulador, mostra-se como figura no presente resumo uma fórmula de cálculo de histerese solta no texto da patente. Notar que chaves mais rápidas também controlam o problema, seria ou não interessante usar chaves de estado sólido no regulador? O que foi introduzido a mais que o circuito normal é apenas o que está no pontilhado interno com o PAC sublinhado em cima, no sistema normal o R4 liga-se direto a junção do transistor.

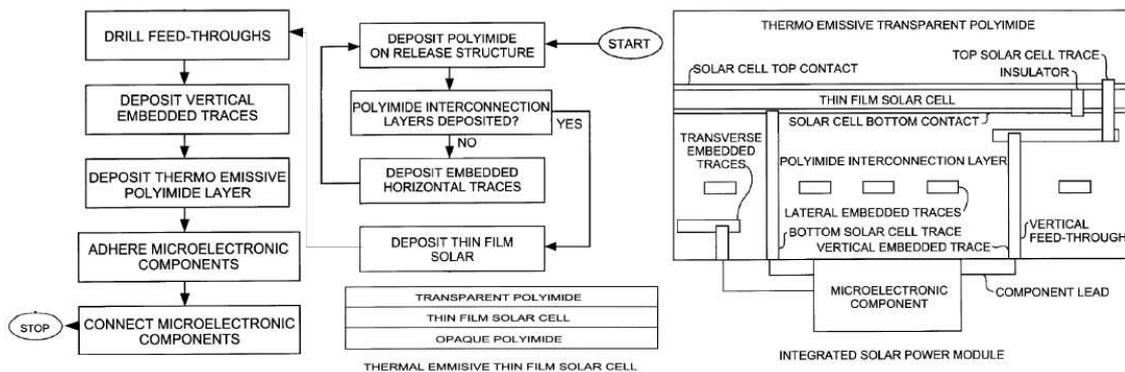
A patente da *Boeing USPTO 7546983 Spacecraft Power Acquisition Method For Wing-Stowed Configuration* com 16 figuras em 14 páginas e 16 reivindicações, aborda o controle satélites com painéis solares não abertos em operações de mudança de órbita, em que se muda o sentido de rotação da nave de um eixo ao outro baseado na potência recebida pelo painel, a lógica gira num eixo base, e se a potência não for OK, passa para o outro, já que o Sol pode estar em diferentes posições, a operação é descrita em detalhes nas figuras, e para facilitar novas operações de disparo de motores, a atitude tem de ser conhecida. Eventualmente este tipo de operação terá de

ser feita em sistemas com motor de apogeu de hidrazina, para compensar deficiências de lançadores pequenos. A patente detalha a lógica, e os circuitos usados, mas o importante são os conceitos. A questão de pré-processamento de dados para auxiliar o uso de filtro de Kalman para atitude, e por aí vai, como a patente é extensa e o assunto não é dos mais relevantes, esta patente não será detalhada aqui.

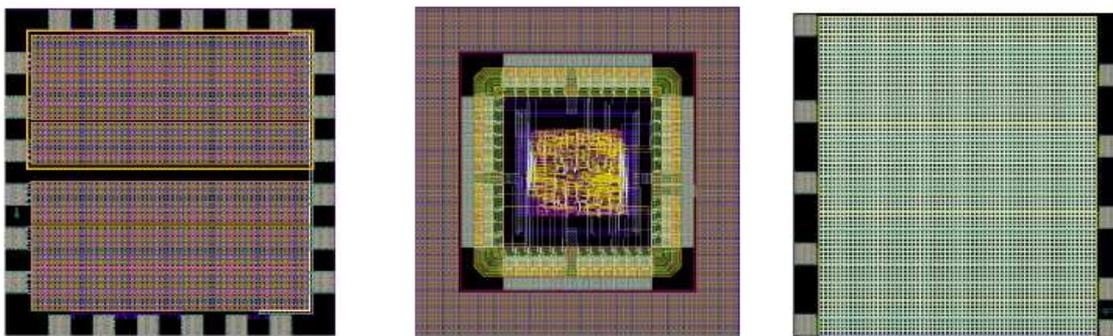


USPTO 6410362 *Flexible Thin Film Solar Cell* é uma patente da *Aerospace Co.* De 28/08/2000 sobre montagem de células solares flexíveis de uso espacial formada por células colares flexíveis entre uma camada opaca ou transparente de poliimida que fica em contato com o substrato do satélite e outra camada de poliimida transparente que é voltada para o espaço, e ajuda a controlar a temperatura da células solares. A ideia básica da patente é evitar camadas de adesivos que além de terem dilatação diferencial com a célula solar de filme, tem mais peso e problemas de preparação, nada gruda melhor em algo que o próprio material. Assim poliimida é dissolvida com dimetilacetamida, seu solvente específico, e aplicada por rotação, e usa-se aquecimento a 180°C para cura via evaporação do solvente. Pede também proteção para a fabricação por laminação com apoio de desmoldantes, dentre os quais o Teflon. A patente aborda a questão dos barramentos superiores e inferiores e fala da deposição multicamada, com furos metalizados ou conexão por bordas, de trilhas de cobre para drenagem de corrente e de procedimentos de isolamento, em es-

pecial de uso de camadas de poliimida como isoladores, estendendo a técnica de placas multicamada para montagens de sistemas flexíveis a base de poliimida com camadas finas. A fabricação via aplicação de cimento (solvente e polímero) é base da reivindicação 1, a reivindicação 4 pede a proteção do método de laminação, e as intermediárias pedem o uso de camada de poliimida como base e cobertura. A informação sobre solvente ajuda em vários processos em uso no INPE, a dissolução alcalina do Kapton do SCD1, difícil de controlar e com riscos, já que o painel poderia ser afetado quando acabasse o Kapton, poderia ter sido feita diretamente com este solvente sem risco algum, só que na época não se tinha informações sobre ele, que inclusive não aparece na base de solventes e parâmetros de solubilidade, bem como não aparecem os dados da poliimida.



As células solares mais novas em testes são as de Silício germânio, com isolação lateral em óxido, as conexões naturais em série, na fabricação de elementos dão tensão alta, o que permite ligar elementos só em paralelo. Os componentes baseados em PMOS e NMOS duais aumentam a confiabilidade permitindo exposição direta de chips ao ambiente espacial.

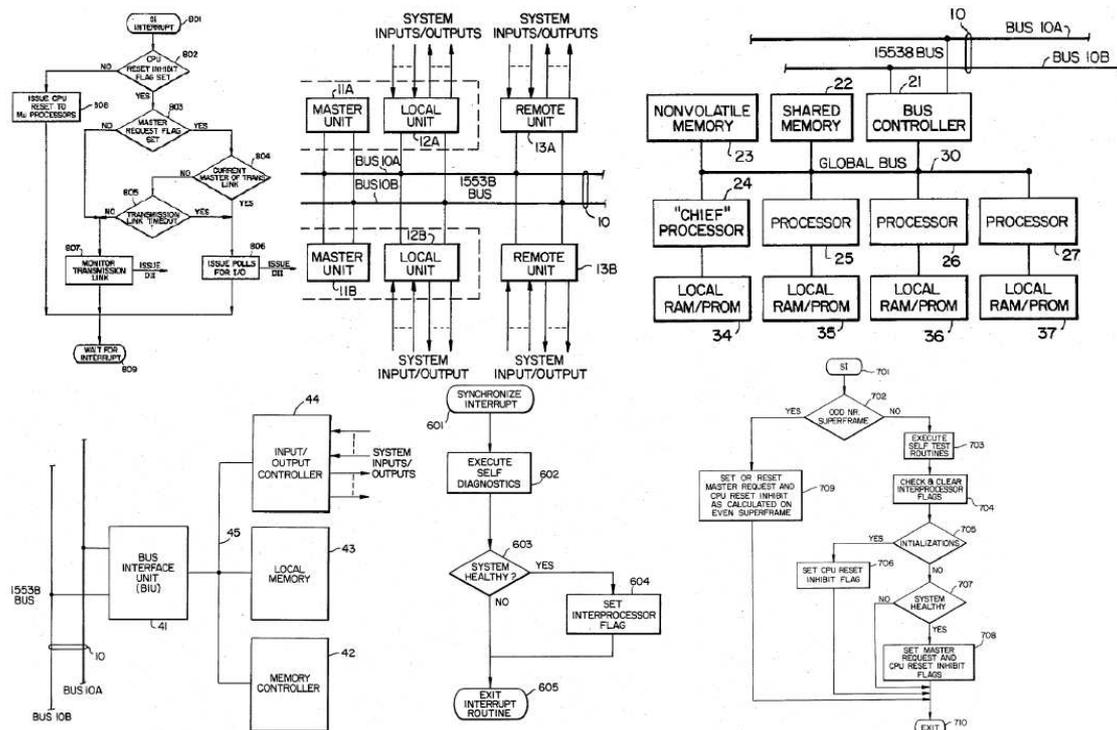


4 COMPUTAÇÃO TOLERANTE A FALHA E USO DE COMPONENTES DE PRATELEIRA

USPTO 5153881 *Method Of Handling Errors In Software* - 01/08/1989 - livre, 69 páginas, sendo 40 páginas de figuras, trata da recuperação de erros no caso de 2 computadores trabalhando em sincronismo, com foco em primeiramente detectar o erro, em segundo lugar corrigir o erro se possível, em terceiro lugar registrar informações quanto ao erro, e finalmente retornar o sistema a redundância plena se possível. O sistema foi desenvolvido inicialmente para solo, com vistas a troca rápida de elementos padronizados e readquirir sincronismo após a troca de modo rápido. Foi adaptado para espaço, via troca de componentes ativos por outros já em modo de espera. O re-sincronismo usa multiplexadores para transferir dados da memória do computador ativo, para o religado.

USPTO 4634110 *Fault Detection And Redundancy Management System* - 6/01/1987 - livre. Redes de microprocessadores são agrupadas hierarquicamente, com um "chefe" para cada sub-rede. Todos os processadores fazem verificação incluindo cada chefe, e colocam em memórias apropriadas um indicador de estado para o próximo ciclo, e sinalizam este estado um ao outro. O sistema tem memórias redundantes e capacidade de compartilhar memórias entre os computadores, toda e qualquer unidade que apresentar falha, deixa de operar automaticamente e dependendo do estado do sinalizador, além de outra unidade assumir se necessário (nada impede de ter-se eleição em paralelo), o sistema toma as atitudes de reparo cabíveis se existirem. A ideia do sistema porém é reduzir ao máximo o excesso de hardware necessário a votação. A votação entre dois, só detecta, mas não pode corrigir os erros, porém se houver tempo suficiente, pode-se fazer as contas em caso de falha em outra unidade. Por outro lado em caso de disparidade, dados de paridade podem definir qual está correta, sem que sejam necessário acionar o terceiro elemento, em princípio se o auto teste passar ao controlador que deu problema, a unidade do par redundante não passa resultado, gerando um sistema de falha em modo seguro. Se um mestre falhar, o problema é mais sério, mas se o sistema estiver

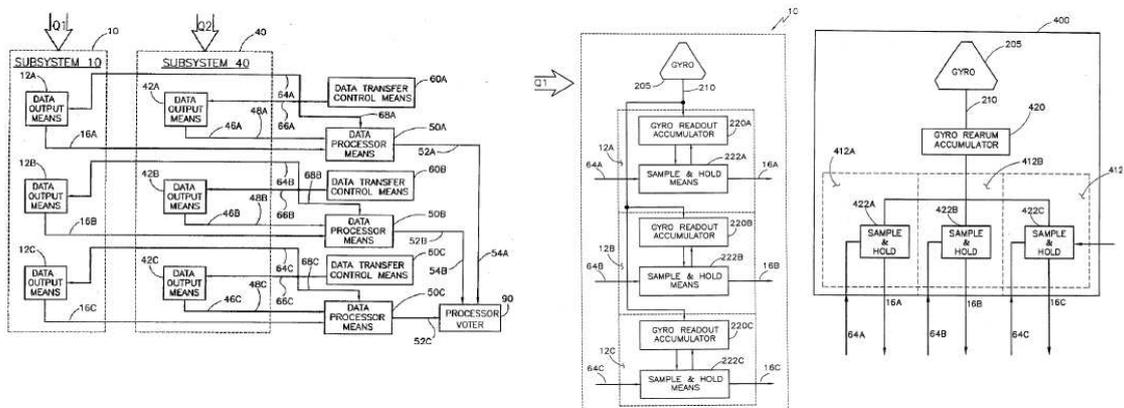
adiantado no tempo, outro conjunto pode fazer a tarefa a posteriori. São 14 páginas, 5 e meia de figuras, e 21 reivindicações. Entre os testes executados estão sincronismos entre cada “chefe” e unidades. Falhas de diversos tipos, geram perda deste sincronismo, e descontinuação da unidade controlada. Entre os “chefes” a alternância entre dois sinais válidos de tudo OK, mostra que alguém ficou travado e assim deve ser desconsiderado, e ou reinicializado ou alvo de outro procedimento de restauração fora a ordem para a unidade encerrar transmissões no barramento (BUS) em geral via MIL 1553B. Se os resultados de cálculos são colocados em memória passível de ser compartilhada, com alguma paridade e redundância, outras unidades, podem verificar o que está ou não correto retroativamente do último *clock* válido para trás, e assumir a tarefa de outra. Vários detalhes de sincronização, restauro, testes de reabilitação e afins são descritos no documento.



USPTO 5666483 *Redundant Processing System Architecture*. Nesta patente trabalha-se com sistemas redundantes de falha segura, ou tornado de falhas segura por algum controlador/revisor computadorizado. Basicamente 3 unidades de pro-

cessamento redundante recebem dados cada qual que 2 ou mais subsistemas base, e estas unidades tem um processador de trabalho, que gera o resultado crítico, e outro processador que controla/monitora as unidades geradoras de dados, no sentido de que só habilita o envio de dados se verificar o correto funcionamento da unidade. O resultado dos 3 processadores de trabalho é enviado ao sistema de eleição, no modo normal. No modo de falha com dois processadores, detecta-se erro, mas não se pode escolher por votação o resultado exceto no instante imediatamente posterior a falha, de modo que tem-se que garantir a falha segura de qualquer item. No instante imediatamente posterior a falha em princípio o sistema defeituoso apresenta uma maior variação de saída, mas pode acontecer que esta variação seja pequena e estatisticamente não se possa dizer com certeza qual falhou e não saiu fora via falha segura, e assim tem-se que desenvolver um teste confiável e simples, para simplificar o processador final, que pode aplicar testes com múltiplos blocos de programa, protegendo-se de qualquer alteração de dados, de modo a aumentar a chance de detecção de unidade falha. Outra questão que surge ao ler-se a patente, que não é esclarecida, é se detectado que o subsistema A tem uma falha apenas em um de seus 8 módulos de alimentação e o B em apenas um item diferente que o alimenta, se faz-se ou não reconfiguração, para gerar um módulo correto e voltar a situação de dois módulos funcionando. No caso de sistemas de controle de atitude, cada elemento de tomada de dados, mas em especial giroscópios e acelerômetros, menos confiáveis, podem ter 3 sistemas de leitura em paralelo, sejam estes sistemas apenas com amostradores com capacidade de armazenamento, ou com histórico. Com 3 leitores, pode-se evitar desqualificar um giro/acelerômetro por falha de leitor via eleição, bem como pode-se conectar via diferentes leitores diferentes giros/acelerômetros a diferentes sistemas de leitura, é só o controlador de tráfego de dados mudar seu procedimento, por exemplo se o controlador dar uma ordem o leitor do giro passa o dado pelo canal que une o leitor ao sistema dele, se o outro controlador der a ordem, este leitor passa o dado por um segundo canal privativo que vai para outro sistema. Com 6 giros e 6 acelerômetros na malha, o sistema pode-se reconfigurar de modo a maximizar, segundo o autor, a

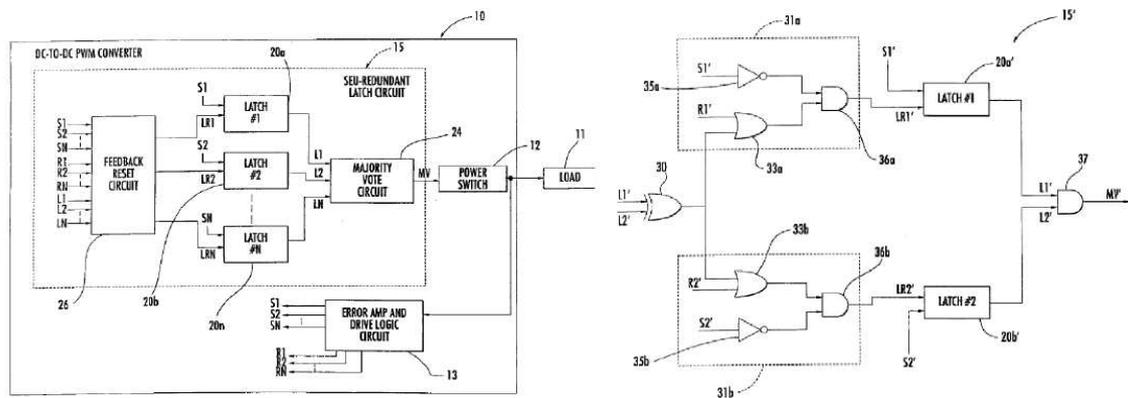
confiabilidade em ambiente com SEU (single event upset) e latch ups e falhas de sensores inerciais. A reivindicação 1, a chave, tem cerca de 40 linhas, e é meio confusa, talvez de propósito, e é separada em 3 itens na sua de descrição de componentes, com um destes componentes com 11 linhas de descrição e sub-tematização em 2 itens. Para maior proteção a patente some com os 3 em paralelo na parte da reivindicação, falando em múltiplos. O conceito mais ressaltado na patente, é que sistemas de falha em condição segura operando em paralelo são ótimos sistemas tolerantes a falha, e que se houver falha não segura perde-se a tolerância a falha. Previsão de domínio público set 2015.



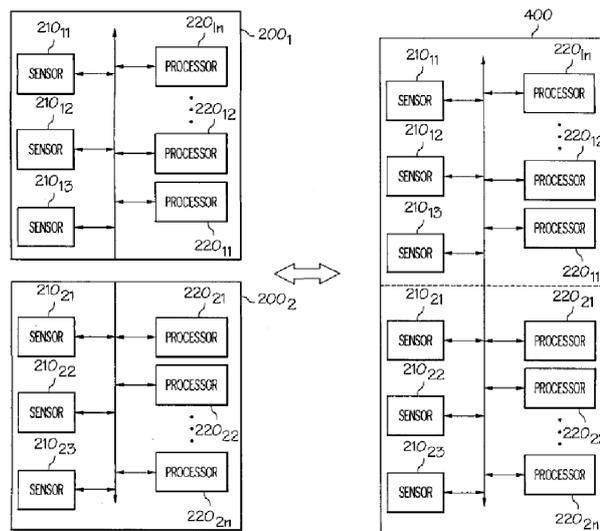
USPTO 6504411 *Redundant Latch Circuit And Associated Methods* de 30/10/2001. Latches são usados para estabelecer rotas entre memória e processador em computação e para sistemas de controle de potência de largura de pulso variável processados, mais eficientes que os convencionais. O próprio *Latch* pode sofrer o efeito de radiação ionizante e apontar para o local errado. Assim a patente monta um circuito de votação para os *Latches* nas suas saídas, de modo a utilizar o dado mais comum dos diversos *Latches*. Em especial no caso de suprimento de energia o estado dos *Latches* altera a chave de potência do PWM, e se errada introduz uma oscilação de tensão, que pode ser absorvida pelo circuito capacitivo/indutivo mas gera perda de eficiência, mesmo neste caso, e que eventualmente pode ser perigosa. Basicamente um conversor DC/DC microprocessado tem um circuito de realimentação e reinício (*Feedback & Reset - FRC*), que comanda vários *Latches* em paralelo, que pegam dados de fontes diversas e o disponibilizam para uma ação, no caso, para o votador, este votador toma o dado mais representativo e aciona a chave do PWM, na saída

da chave, pode-se ainda verificar a existência de problemas por circuitos de detecção de flutuações indevidas. No controle de regulador de largura de pulso, não se pode usar paridade, e o problema de SEU devido a radiação é diferente daquele de computação. Mesmo com apenas dois elementos, pode-se só implementar uma ação em caso de concordância entre os dois canais, usando um circuito e, usando uma chave que permuta o estado a cada pulso. Neste caso, tem-se a perda de um comando se qualquer elo sofrer mudança, mas não ruídos gerados por várias transições de estado devida a uma radiação ionizante. O FRC tem N sinais de alimentação, s_1 a s_N , por exemplo relativos a relógio, e sinais de *reset*, R_1 a R_N , cada *Latch* do conversor, combina o sinal original de controle destinado a ele, com um sinal gerado pelo FRC que leva em conta 3 tipos de sinal por *Latch*, um sinal de estado desejado do *Latch* L_n , e os R_n e S_n . A saída de cada *Latch* deveria ser se tudo estivesse OK, sinais L idênticos, e não o sendo algo deve ser feito. Uma votação, por exemplo elimina erros espúrios em apenas parte do sistema, mantendo o funcionamento normal, já que é pouco provável um número elevado de erros iguais. A patente descreve o funcionamento da votação para lógicas do FRC do tipo AND, OR, de inversão e XOR para diferentes casos representativos de *Latches* em paralelo. Faz 31 reivindicações. Na primeira reivindica qualquer circuito composto de *Latches* redundantes, cada qual com um um sinal de estabelecimento e outro de restabelecimento na entrada e um sinal de saída, um votador conectado aos *Latches* redundantes com saída igual ao estado do circuito redundante, um circuito de realimentação e restabelecimento que recebe o sinal de saída dos *Latches*, tem sinais de entrada de *Latches* (quaisquer por generalidade) para poder comandar *Latches* que tenham tido SEU de forma a retorná-los a seu estado nominal. A capacidade de corrigir o dado de entrada comum ao *Latch* e ele, não é do FRC citado, ou seja o FRC não faz votação entre os estados de controle comum para corrigir o processador principal do regulador. Na reivindicação 2, reclama a exclusividade do direito de usar um FRC para fazer *reset* de qualquer *Latch* de sistemas de acordo com a reivindicação 1. Nas reivindicações 3 a 8 reivindica usos e arranjos relativos a lógicas AND, OR, XOR e de inversão, na ação de *reset*. Depois reclama o uso de lógicas AND e XOR na votação. Depois repete várias vezes a reivindicação 1, cada vez com uma lógica de votador. Na reivindicação 20 reclama o uso de conversores de potência com votador, circuito de *reset* e *Latches*

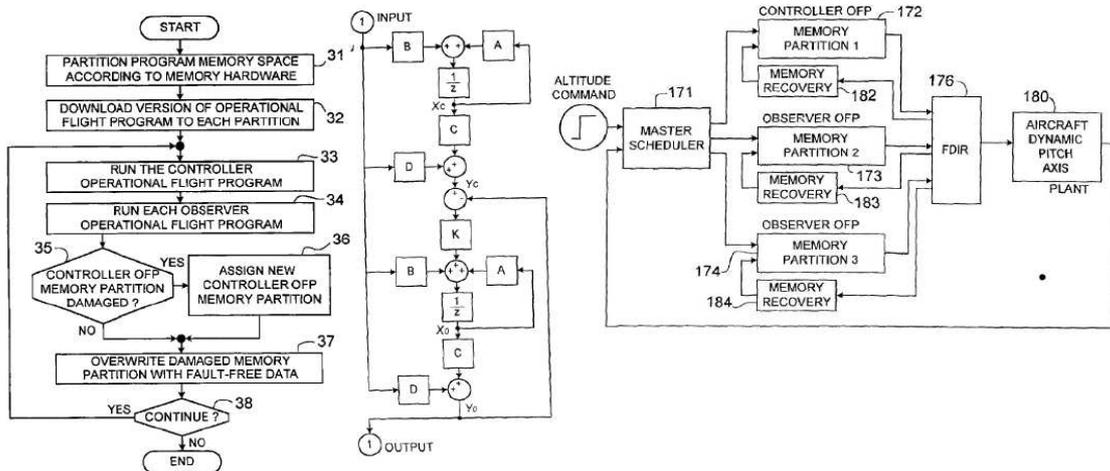
em paralelo com qualquer lógica. Na última reivindicação reclama direitos ao uso de método de controle de SEU via votação e restabelecimento de estado de *Latches* por restabelecimento controlado destes. Isto mostra que o controle de *Latches* é importante em ambientes com elevado nível de radiação, pois eles também tem SEU, assim sistemas de computador espaciais com votação são mais confiáveis que com códigos protetores de erro, afinal se uma palavra válida de lugar errado for usada a paridade estará OK, mas o resultado será errado. Fazendo mais de uma carga do mesmo estado da mesma memória e tirando média, o efeito de erro de *Latch* some em computadores, e como o *Latch* é reiniciado a cada ciclo antes de receber endereço, a recuperação em computadores é inerente. Assim se a palavra estiver errada, ela não é aceita, ou é corrigida automaticamente para a mais próxima correta, e se o *Latch* errar, o erro não se repete, a menos que ele pife de vez e não traga mais dado algum. Aqui deve-se fazer uma nota sobre maturidade, quando não se tem maturidade sobre qualquer coisa, ou se deixa de fora especificações importantes, ou se faz especificações erradas, ou se despreza efeitos importantes ligados a uma especificação no sistema de cálculos, como resultado a confiabilidade do sistema e seu atendimento a especificações calculados (inerentes) não são os reais. Mesmo em itens do dia a dia, por exemplo um pneu, a grande maioria dos engenheiros não consegue dizer como a flexibilidade da banda de rodagem se relaciona com desgaste irregular do pneu, ou não sabe especificar drenagem de água, areia, lama, barro e emulsões simultaneamente para diferentes tipos de veículos, e perfis de usuário. A estrutura de especificação tem de ser auditada periodicamente, para que a confiabilidade evolua. Sistemas de baixa taxa de falha, tem pouca probabilidade de ter alguns acidentes, e podem esconder por muito tempo um assunto mal resolvido, exemplo é o controlador de reverso do F100 da Focker. Como uma coisa é a confiabilidade real ter um valor, outra coisa é a confiabilidade que o projetista calcula sem entender o sistema completamente e deixando itens de fora, por melhor que seja o projetista. Sistemas maduros são aqueles em que o previsto e o real são muito próximos.



USPTO 20100324756 A1 *Systems And Methods For Validating Predetermined Events In Reconfigurable Control Systems*, de 22/06/2009. Nesta patente o sistema de controle tem vários computadores e vários sensores, com qualquer computador tendo acesso ao barramento de dados comum de sensores e computadores. Quando um sensor entre vários redundantes dá uma informação, o computador encarregado de fazer a operação que faz uso do dado, e seus reservas, dão recibo, e conferem o valor. Se os dados de um dos sensores redundantes estiver ruim, o dado é descartado e o sistema reconfigurado. Se um computador não der recibo, ele é suprimido, o sistema reconfigurado, e sua saída de controle inibida, assumindo o 1º reserva. A patente é em cima de método, sem especificar a malha física, todo computador faz ao menos uma tarefa de monitoramento além de sua tarefa principal. Não há na patente de 19 reivindicações e quatro figuras de propriedade da *Honeywell*, recuperação/reinicialização de computadores que travem. A validação cruzada de validação de modos de operação de subsistemas também é discutida.



USPTO 6954875 *Method Of Recovering A Flight Critical Computer After A Radiation Event*, depositada pela *Honeywell* em 12/03/2002, basicamente usa o método de controle do computador de bordo do SCD1, acrescido de um observador de saídas do programa, que pode falhar para recuperação a partir de EPROM não de todo o computador como no SCD1, mas segmentos de dados da memória como mostra a figura abaixo. Parece uma patente de proteção, ou altamente especulativas, cuja quantidade aliás é muito grande. A patente tem 7 reivindicações e 12 desenhos.

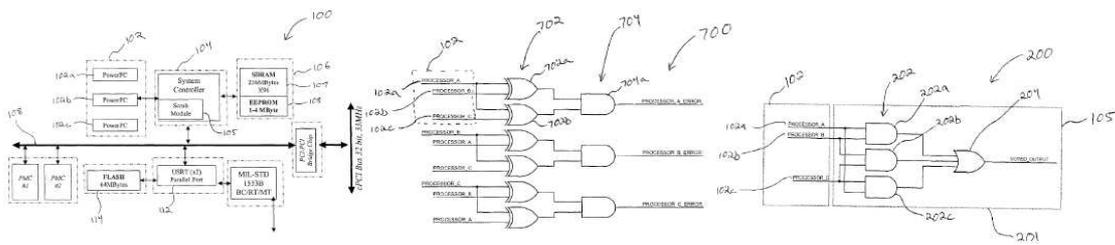


Na reivindicação chave a primeira, bastante longa, pede-se uso exclusivo de qualquer método de auto-recuperação em tempo real de computadores de voo de satélites ou aviões, que se baseie na partição de memória em segmentos onde cada

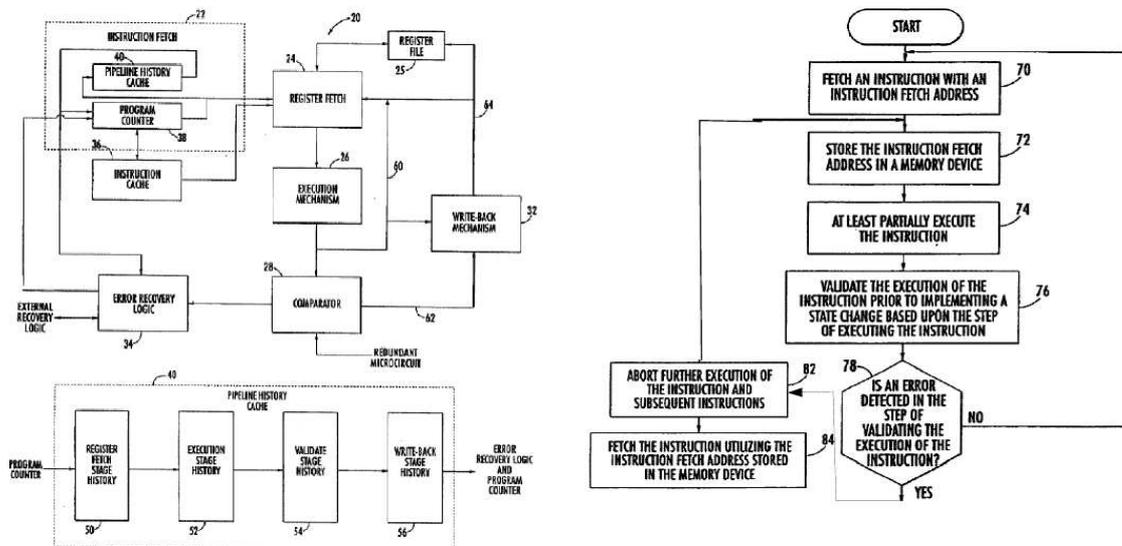
um destes seja correspondente a um dispositivo no computador de voo, descarregar mais de uma versão do programa de controle de dispositivo, onde uma é a que faz a ação e as outras são observadoras, correr os programas operacional e observadores de forma sequencial, determinar por qualquer meio se a versão do programa operacional está correta e em caso contrário passar um dos observadores para a condição de programa operacional, sobrescrever a área do programa errado com dados livres de erros provenientes de dispositivo apropriado (provavelmente PROM mas não diz para não perder generalidade), verificar se há mais partições de memória com erros, marcar as memórias com erros via indicadores (flag), fazer download ou substituir a partir de dispositivo cada partição com problema, e fazer votação toda vez que houver dúvida sobre que memória está certa, marcar convenientemente segmentos não passíveis de recuperação. Na reivindicação 2, praticamente se repete a número 1, mas se muda o prólogo, para reinicialização ou operação contínua de sistemas de computação de tempo real conforme disponibilidades de agendamento de tarefas que opere como descrito. Pede proteção para uso de hardware dedicado de controle de tempo para iniciar programa reserva via quaisquer operações adicionais necessárias no computador. Pede proteção para uso de votação entre os programas observadores para estabelecer se o programa operacional está correto via verificação de dados de memória quaisquer (de programa, resultados, dados?) e mudança do indicador de estado de controle. Pede proteção para determinação por votação quanto a existência de mais dados em qualquer memória (inclui programas observadores?) e mudança de indicador de estado de controle ou ação de sobrescrever memória, método de acordo com reinicialização 2 sobre os dados de controle do dispositivo de segurança, e método de acordo com a reivindicação 2 para execução de download de dados de fonte quaisquer. De acordo com a patente, o sistema protege de SEU e SEL (perda definitiva), no caso de SEL o programa pode vir do download, usando novos endereços para compensar a falha não recuperável, não se comenta isto na reivindicação para não diminuir a abrangência. Há 17 figuras, mas algumas são tabelas ou gráficos de saída de testes. As figuras 1 e 2 são de sistemas anteriores, para facilitar a descrição do estado da arte. Na figura 8 a patente mostra uma implementação de observador de

Luenberger, de acordo com a patente, o observador se ajustado para detetar se um sistema dinâmico tem equações invariantes no tempo pode verificar se um componente foi afetado, e a patente descreve com equações o uso do observador para esta função e dá um diagrama de blocos da operação. O observador de Luenberger pode ser usado nos programas de voo operacionais (OFP) ou observadores (OP) ou no FDIR (*fault detection, identification and reconfiguration*).

USPTO 7467326 *Self Correcting Computer* trata de um computador de voo para satélites ou aeronaves possível de ser feito com COTS, depositada em 17/04/2003 pela Maxwell Technologies, 13 reivindicações e 8 figuras, onde os processadores, por exemplo Power PC, trabalham em paralelo de modo sincronizado, passo a passo, a saída de 3 ou mais processadores entre num votador de portas **e** (1º estágio para caso de 3 unidades) e portas **ou** (último estágio) que gera uma saída tolerante ao número de elementos menos 2, um segundo circuito em paralelo detecta qual computador está com problema via portas XOR e AND, se um computador estiver diferente dos outros 2 o XOR dá como saída um valor 1, e se no caso de 3 unidades os dois XOR derem 1, o AND dá um e esta unidade está com defeito e recebe um comando de suspensão. O sistema de 3 unidades segue desprotegido, até o próximo momento de marco, onde provavelmente a unidade defeituosa voltará a operar em sincronismo, graças a uma “faxina”, ou seja troca de dados e programas a partir de dados de memória auxiliar de apoio. Os dados dos demais computadores são armazenados em E2-PROM e SDRAM com redundância, há votação de dados e a CPU que sofreu faxina recebe os dados mais confiáveis para iniciar sincronizada no próximo marco. Uma unidade de supervisão pode estabelecer a partir de lógica adequada (automata) a frequência de estabelecimento de marcos, pois quanto mais frequentes, mais apertada a questão de acessos, comparação de dados de memória e afins, e quanto mais espaçados maior o risco do sistema, eventualmente sem redundância, falhar em sua tarefa. As figuras mais importantes desta patente são apresentadas abaixo:

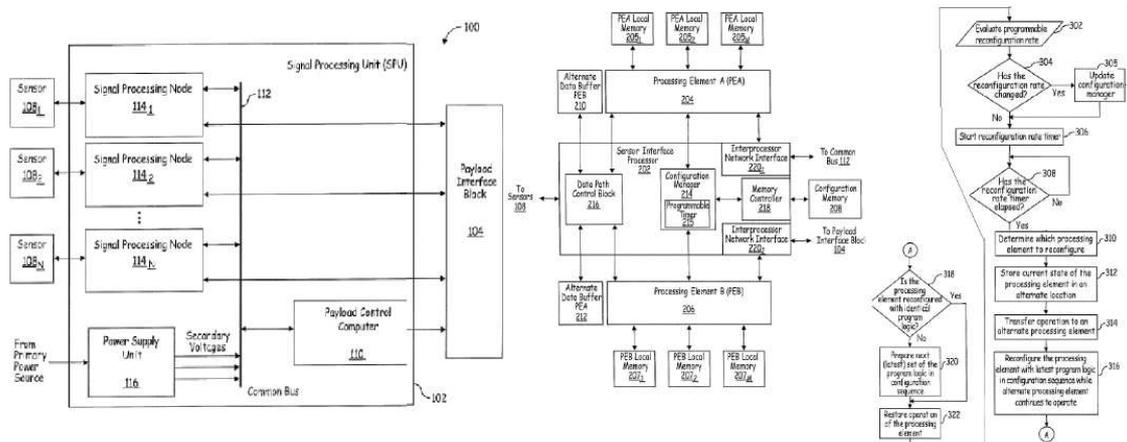


USPTO 6785842 *Systems And Methods For Transient Error Recovery In Reduced Instruction Set Computer Processors*, a Boeing e a TRW depositaram conjuntamente em 13/03/2001 uma patente referente a proteção contra erros temporários, devido a ruído elétrico, *single event upset*, entre outros para arquiteturas RISC, onde antes da implementação da instrução e da reescrita de dados, é feita uma verificação da validade da instrução, seja via comparação com outro processador, seja via código, chegada de soma, limites de variação, valores de referência ou qualquer outro meio, se a instrução estivesse correta seria executada e feita a reescrita de dados, caso contrário seria repetido o ciclo referente a aquela instrução, com nova busca de dado e afins, e todas as instruções com alguma dependência também teriam seu processo parado e seriam reiniciadas. Ou seja implementa-se uma espécie de *roll back* só quando o ciclo iniciado com a busca de instrução é defeituoso, graças ao armazenamento dos dados de busca de instrução da instrução ativa, com reinício a partir deste ponto, e portanto busca do registro de trabalho indicado na instrução, pré-execução, verificação e reescrita e execução final, contra o ciclo cego da RISC de busca da instrução, busca do registro de trabalho indicado na instrução, execução e reescrita. São reivindicações muito abertas e aparentemente óbvias, mas como são duas gigantes é tem registro definitivo a coisa complica. A patente USPTO 6247118 *Systems And Methods For Transient Error Recovery In Reduced Instruction Set Computer Processors Via Instruction Retry* dos mesmos inventores mas em nome da MCDouglas e TRW, foi depositada em 05/06/1998, tem os mesmos desenhos e uma reivindicação a menos, é quase idêntica e difícil de detectar as diferenças. Assim a segunda protege um detalhe a mais, difícil de explicar em resumo.



USPTO 7685464 *Alternating Fault Tolerant Reconfigurable Computing Architecture* depositada em 20/11/2006 pela *Honeywell* trata de sistemas de computação em que se alterna as unidades que fazem tarefas relevantes, unidades que fazem cálculos em paralelo e unidades que tem uma espécie de faxina, onde se recarrega programas dados e tudo o mais, com re-sincronização destas unidades retrabalhadas, com controle de erro e redundância de modo a viabilizar o uso de componentes COTS na computação de bordo de satélites. O sistema faz um *loop* onde se avalia a taxa de reconfiguração, verifica-se se ela é estável para atualizar o gerenciador de configuração em caso contrário, inicializa-se o temporizador de taxa de reconfiguração, após passar o período de reconfiguração determina que elemento reconfigurar, salva o estado atual da unidade de processamento em outro local, transfere a operação da unidade para outra, reconfigura a unidade, se a unidade recebeu lógica idêntica há restabelecimento direto de uso da unidade, caso contrário prepara-se o conjunto lógico na sequencia de configuração como etapa intermediária. Na arquitetura cada sensor tem um processador de interface, que coloca os dados num barramento para acesso a qualquer unidade de processamento, há várias unidades de processamento com ao menos uma idêntica a alguma outra, um gerenciador de configuração e outro de memória, uma ou mais memórias locais acopladas a cada unidade de processamento, acomodadores de dados alternados para armazenamento de estado de elementos do sistema na reconfiguração, bloco de controle de caminho de dados, memória de configuração para o controlador de me-

mória, computador controlador de carga útil e bloco de interface de carga útil, e um ou mais sensores com seus elementos de processamento de sinal (?AD?), A reivindicação de definição do sistema (#1) tem doze sub-itens, tornando a patente de certa forma restritiva, embora a correspondência entre figuras e texto com estas reivindicações não seja tão direta. A ideia aparentemente é atualizar com frequência suficiente para não haver erros de software, e proteger contra erros de dados ou de apontamento de memória entre as reconfigurações. Mas de certa forma a reconfiguração variável indica que se algo inválido aparecer, o sistema muda a taxa e descarta a operação. A questão é que dados são descartados, tudo, o que tem erro e itens dependentes?



USTO 20080281572 *Integrated Circuit IC Design Method And Method Of Analyzing Radiation Induced Single Event Upsets In CMOS Logic Designs* é uma patente de pessoa física de 10/04/2007 de um sistema lógico de projeto para análise de sensibilidade a erros de uma lógica embarcada e um programa computacional para projeto de lógicas. Nela um programa de Monte Carlo gera partículas a partir de pontos específicos, com trajetória e energia sorteada, conforme probabilidades do ambiente de operação. Dados de base nuclear mostram como esta partícula interage com os componentes e qual é a taxa de transferência linear de energia, que permite calcular a taxa de geração de buracos e elétrons em semicondutores (ex.: 33,5 fC de elétrons e 44,5 fC de buracos para cada MeV de energia depositada no silício), a partir de dados de tempo, e posição determina a taxa de eventos com vários tipos de derratings sobre probabilidades base da iteração nuclear de partículas primárias e secundárias. Em seguida o software usa dados de componente e da lógica para ver a sensibilidade a erros de desenhos diversos de circuitos. Os dados de cada circuito fazem parte da base de dados lidos. A pa-

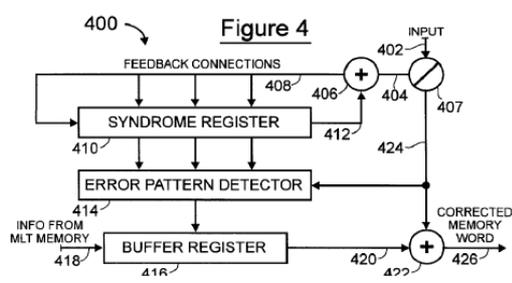
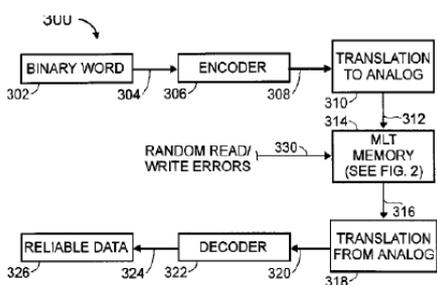
tente afirma que a análise pelo método proposto é muito mais econômica em termos de tempo de computação que a solução da equação de tendência-difusão (*drift-diffusion*) que precisa de condições de contorno para 6 superfícies limites da zona crítica do componente, fundo, topo, junção com camada de óxido, regiões extremas da zona de canal e laterais de isolamento. A patente dá uma probabilidade base da partícula causar um SEU, para a duração do pulso acima no nível de comutação V_s dada por $\min(1, (w+t_s+t_h)/t_c)$ onde t_s é o tempo de *setup*, t_h o tempo de retenção (*hold time*) e t_c o período do ciclo de relógio de máquina (*clock time*). Relações de áreas, tipos de transição e sua probabilidade e instantes de ocorrência, são considerados para derating, afinal o pulso de carga da partícula pode ser ou não de sinal igual ao que deveria mudar o estado da memória. O que se reivindica são uma ferramenta de circuito lógico para análise de sensibilidade a erros em sistemas lógicos com gerador de partículas para simular eventos que podem ocorrer quando em uso, pré-caracterizador para simular eventos no ambiente operacional, simulador de resposta do circuito, capaz de indicar a sensibilidade a erros de cada circuito estudado, modos para modificação seletiva do projeto em função do resultado da análise (uma reivindicação 1 bem genérica), uma lógica conforme reivindicação 1 onde o gerador de partículas é uma base de dados nuclear e meios de simular o trânsito de cada partícula dentro do semicondutor e o trânsito dos pares de buraco e elétrons gerados neste trânsito, uma lógica conforme reivindicação 2 onde o gerador de partículas pode simular as reações nucleares causadas por partículas e seus fragmentos, uma lógica conforme a reivindicação 2 onde se possa simular trânsito em múltiplas camadas, e em outra reivindicação com base de dados que use faixas de energia de partículas, e lógica que obtenha a transferência de energia linear ao substrato, uma lógica conforme reivindicação 1 onde o pré-caracterizador simule a resposta transiente de um bloco de circuito, e as respostas transientes armazenadas de simuladores de circuito, além de ambas as respostas estáticas similares. Lógica conforme reivindicação anterior onde também haja propagação de estados, lógica conforme a reivindicação 1 onde haja um derrater de erros, e em seguida específica que este derrater pode levar em conta temporização, tamanho do circuito e estado lógico, reivindica um programa de computador na reivindicação 11 para executar este tipo de lógica e as reivindicações subsequentes até a 21 detalham entradas e saídas deste código, da 22 a 30 são simila-

res as de lógica mas trocando a palavra lógica por ferramenta de projeto de circuito. Há no documento 10 figuras. Pode-se notar que se alguém usar o método internamente, não se tem como verificar seu uso, mas se o método aparecer em relatórios ou em um programa de computador comercializado, pode-se verificar eventuais violações. Notar que se as probabilidades forem descritas em relatórios, não aparecem informações sobre o uso de meios de propagação e a patente não é considerada violada.

USPTO 6298289 *Integrated Spacecraft Control System And Method* foi depositada pela *Boeing* em 24/04/1999 e trata de uma eletrônica de controle de satélites que usa GPS para órbita e atitude, que foi desenvolvida visando os satélites da constelação ICO a ser fabricada pela *Boeing*. A patente tem 27 reivindicações e 10 figuras. A caixa tem uma placa mãe com IEEE 1394 redundantes, e tem o TT&C e o sistema GPS numa subunidade, uma unidade de computação, uma unidade de controle da roda de reação e uma unidade de controle de outros atuadores. As unidades são feitas em placas de PCB presas a quadros, o externo do quadro forma o externo da caixa. O sistema usa abundantemente votação de redundância tripla de módulos (TMR), tem um auto teste em conformidade com normas de JTAG (*Joint test Access Group*) e se baseia em ASICS, no que se refere a rodas de reação, tem 4 controladores para acionar 3 rodas, o controlador 1 pode acionar as rodas 1 ou 2, o 2 as 2 ou 3, o 3 as 2 ou 3 e o 4 só a 3, e aí vem o porque não também a 1. Um dos esquemas de correção e detecção de erros exposto apenas em figura manda dados da CPU para a RAM, e também a um multiplexador que recebe também dados da própria RAM, a saída do multiplexador vai para um gerador de paridade, bits do sistema de verificação de bits da RAM e da leitura e escrita da CPU sofrem a operação AND, o resultado desta operação e da saída do gerador de paridade sofrem um XOR, e o resultado enviado ao sistema de verificação de bits da RAM e a um decodificador de síndromes, a saída da RAM e deste decodificador são enviados a um módulo de correção não descrito que manda sinais a CPU. A arquitetura de computação coloca 3 power-PCs em contato com um ASIC de suporte ao processamento (nele deve ocorrerem as votações) que se comunica com a DRAM, ROM de start-up, e ROM de aplicativos, e recebe dados do barramento de dados digitais (digital data bus - DDB) através de uma interface, para possibilitar uso de padrões diversos (MIL-STD-1553, AS1773, ou IEEE 1394). A unidade tem suprimento de energia independente, para maior proteção, e este alimenta os elementos secundá-

rios. Os acionadores de válvulas de propulsores, iniciadores não-explosivos e das bobinas tem um AND entre o sinal de referência, que inibe a ação se for zero, isto reduz dependendo do software e como esta informação é carregada a chance de erro, estas saídas são amplificadas através de sistemas de acomodação de nível. Num mesmo barramento estão as unidades de controle de motores elétricos, sistemas de empuxo, sensor de estrela, unidade inercial e bobinas de torque e iniciadores, conectados por interface I3E 1394 a outras unidades, o sensor de estrela tem conexão com RAM de apoio. Um dos tipos de detecção e recuperação de erro faz comparação bit a bit de dados da memória RAM e da RAM de verificação de bits, a proteção e requerida sobre o sistema completo como um todo, com a um genérica, pois é difícil descrever o sistema e reivindicações extras que chamam a 1 de modo restritivo que vão em direção do sistema completo descrito.

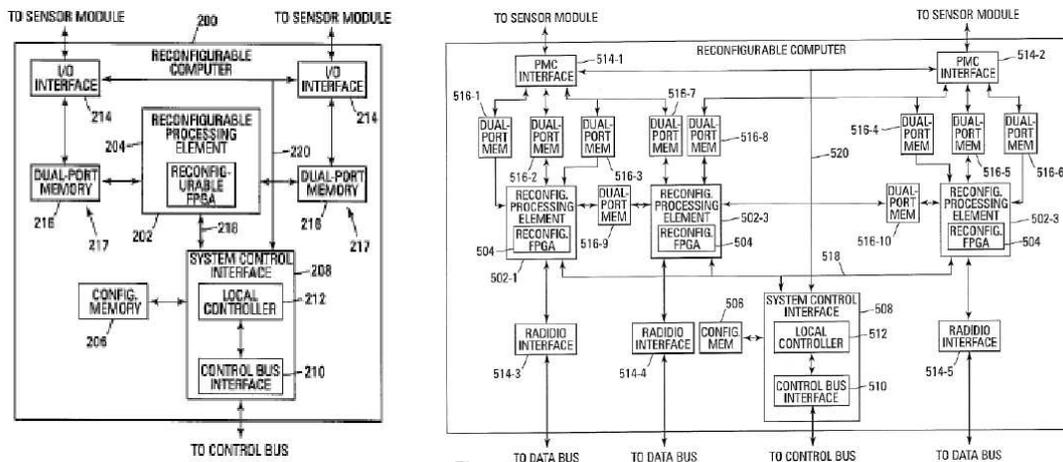
USPTO 6279133 *Method And Apparatus For Significantly Improving The Reliability Of Multi-level Memory Architecture* é uma patente de dois inventores americanos independentes vendida a *Kawasaki*, depositada em 5/10/1998 nos USA, a ideia é simples, ao invés de uma memória digital, tem-se um elemento de armazenamento multi-nível analógico matricial, similar ao que armazena dados de imagem em uma câmara digital antes da varredura, a palavra sofre uma codificação via código corretor de erros de boa distância de *Hamming*, é transformada em dado analógico, guardada na MLT e no momento do uso, transformada em dado digital, a palavra de símbolos transformada em bits, e aí usada tando no endereçamento (*latches*) como dado de processamento. Tem 5 figuras e 15 reivindicações, as duas primeiras figuras falam das arquiteturas de memória usuais para facilitar a apresentação de seus problemas. Códigos passíveis de serem usados mencionados são o de *Trellis*, *Viterbi*, *Reed Solomon* e *Hamming*.



USPTO 7320064 *Reconfigurable Computing Architecture For Space Applications* é

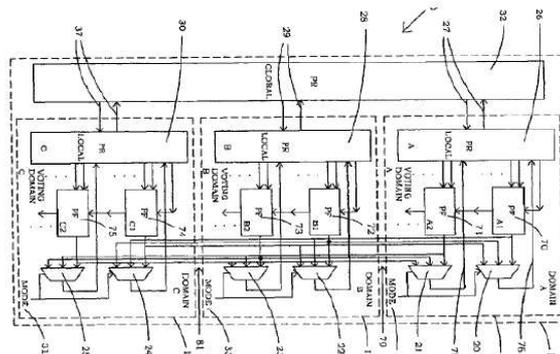
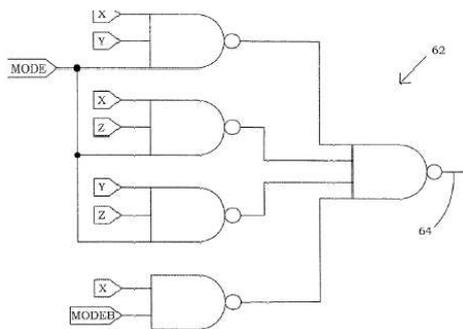
uma patente da *Honeywell* que parece tentar proteger de modo abusivo o uso de FPGAs em computação de bordo reconfigurável, depositada em 26/01/2006 com 31 reivindicações e 5 páginas de desenhos, a reivindicação base pede direitos sobre um computador reconfigurável que contenha um elemento de processamento reconfigurável configurado para processar dados brutos de qualquer carga útil de bordo, um unidade de comunicação de múltiplas portas onde ao menos parte dos dados brutos são escritos e uma segunda porta onde ao menos uma porção dos dados brutos é lida agora pelo elemento reconfigurável, um controle acoplado a unidade reconfigurável que faz a carga do programa de tratamento de dados e além disto é capaz de fazer ao menos uma operação de mitigação de SEU. Na reivindicação 2 pede o uso de memória multi-portas como a unidade de comunicação, fala sobre portas de acesso na 3 e 4, de configurar enquanto rodam programas na 5, em fazer tarefas em compartilhamento de tempo na unidade de processamento na 6, da unidade de processamento ser capaz de corrigir ao menos um erro, mas como adicional não restritiva na 7, na 8, 9 e 10 como adicionais pede armazenamento em unidade auxiliar da configuração a ser carregada e uso de componentes endurecidos a radiação para a memória e processador reconfigurável, na 10 pede uso de recarga/reatualização como modo de proteção com apoio de comparações entre dados, na 13 pede o uso exclusivo de sistemas com o elemento da reivindicação um com carga úteis, na 14 o sistema da 13 mais apoio de processador escravo dedicado a tarefa específica (*back end processor*), na 15 a 14 mais segundo processador escravo para comunicação com unidade de processamento em solo, na 16 pede uso da 13 com uma ou mais cargas úteis como fonte de dados, na 17 e 18 fala respectivamente de uso de ao menos um sensor passivo ou ativo, após fala de um controlador de sistema em contato com processador reconfigurável em tudo o que estiver de acordo com a reivindicação 13. Depois fala de uso no sistema de interface RAPIDIO, recoloca reivindicações anteriores ora por extenso com linha nova, ora via citação, visando confundir o leitor (o alvo é o examinador), e fecha com uma reivindicação longa de uso de computador reconfigurável que não cita as reivindicações anteriores e ainda trata do procedimento de uso.

Pode ser uma patente voltada a dificultar patentes que atrapalhem o uso de algo pronto para voar.

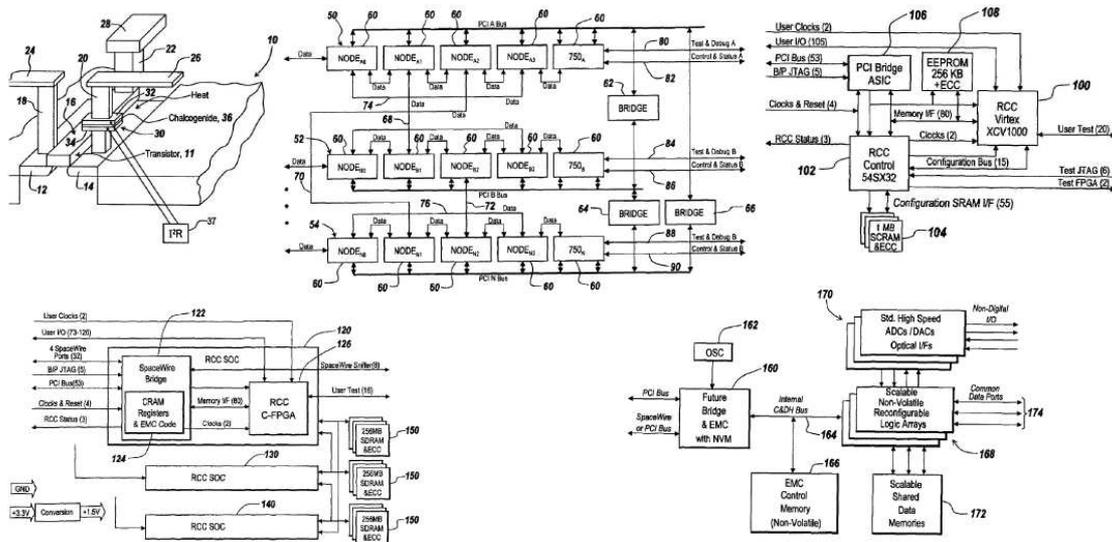


USPTO 7859292B1 Methods And Circuitry For Reconfigurable SEU Set Tolerance, é uma patente do próprio governo federal dos Estados Unidos, representado pela NASA, de 14/07/2009 com 5 figuras em 7 páginas de desenho e 28 reivindicações, e aborda um circuito integrado reconfigurável que tem vários elementos funcionais que podem ser programados em ao menos um circuito eletrônico, vários votadores conectados eletricamente a vários elementos funcionais, e um controlador de modos, que pode ser ajustado e conectado a vários votadores para regular a tolerância a SEU/SET de ao menos um circuito eletrônico onde em um modo o circuito tem baixa tolerância a SEU/SET e no outro modo tolerância alta a estes eventos. Reclama também o uso de circuitos como descrito que tenham uma rede de conexão programável entre os elementos funcionais e votadores, pede o uso de redundância modular tripla no modo tolerante e operação direta no modo não tolerante. Pede a organização por domínios da votação e disposição de circuitos. Pede o uso de separação física grande entre os elementos que entram no mesmo votador, para sistemas conforme reivindicações anteriores, para evitar que o mesmo evento cause problemas a todos os elementos que entrem em uma votação. Fala em separação mínima de 1 mm para evitar falha simultânea. Fala em votação programada, algo vago mas não diretamente no circuito em que se alimenta o modo nos NANDs nas reivindicações. Fala em separar fisicamente duas chaves para evitar erro simultâneo a ambas pelo mesmo evento. Se não for

em circuito integrado único, pode-se usar qualquer truque lógico descrito na patente. Nota que os circuito de NANDs mostrado, facilita o desconsiderar-se a votação. É interessante que este pode ser usado para outro fim sem violar a patente, por exemplo para usar outra lógica de correção, por exemplo palavra recuperada se o controle de FEC diz que as outras duas a entrarem na votação são muito pouco confiáveis. Máquinas de estado finitos, podem ser concebidas para qualquer tipo de lógica de uso não uso de votações via tabela de verdades, tanto com NAND, como com AND e OR.



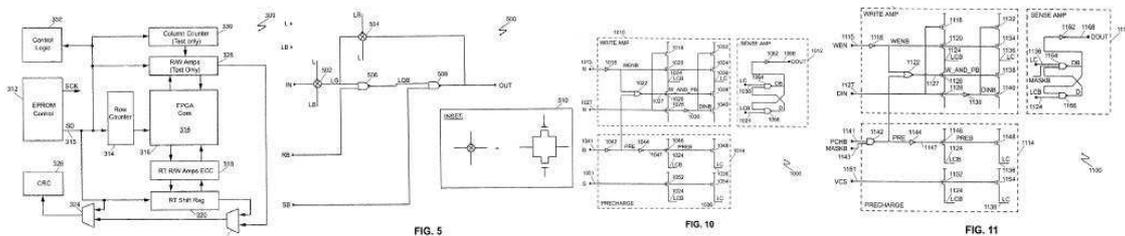
USPTO 7337160 *Use Of Radiation-Hardened Chalcogenide Technology For Spaceborne Reconfigurable Digital Processing Systems* é uma patente de 12/08/2004 da BAE Systems com 8 figuras em 7 páginas e 17 reivindicações. Calcogenitas, ligas de elementos do grupo VI. Em especial Telúrio, com ainda germânio e antimônio tem resistência elétrica alta no estado amorfo, e várias ordens de grandeza mais baixa no estado cristalino. Algumas de suas figuras estão abaixo:



Para ir para o estado amorfo, só aquecendo acima de 600 °C e resfriando rapidamente, por corte completo de corrente, para ir para o estado cristalino via aquecimento a esta temperatura e resfriamento lento, com redução de corrente. Interpondo elementos de calcogenita no meio de um dos condutores do transistor, esta no estado de maior resistência se assemelha ao estado interrompido da tecnologia não-fusível (*antifuse*), associando um zero ao estado de alta resistência. Este material face a energia alta de mudança de estado é absolutamente imune a radiação e SEE/SEU. Permite implementar tecnologias similares as fundidas, reprogramáveis mesmo em litografia de 130 nm. Pode ser configurado rapidamente, via portas de controle da perna com o material, pois em nanoescala qualquer pulso gera uma temperatura alta, só localmente. A menos que as grandes empresas da área de espaço e o DOD não priorizem esta técnica, provavelmente ela estará no ITAR. A patente protege algumas configurações de uso da técnica.

USPTO 7075328, USPTO 7173448, USPTO 7288957 e USPTO 7443191 *Apparatus And Method Of Error Detection And Correction In A Radiation-Hardened Static Random Access Memory Field-Programmable Gate Array* depositadas em 24/02/2005, 02/03/2006, 10/04/2007 e 21/09/2007 com 12 desenhos e 16/7/11 reivindicações. FPGAs tem uma parte da memória para dados de processo USRAM e outra para dados de configuração CSRAM, e parte do princípio que os componentes endurecidos a radiação são bem maiores que os não endurecidos, e assim, o uso de componentes endurecidos deve ser feito com parcimônia, e seu uso fei-

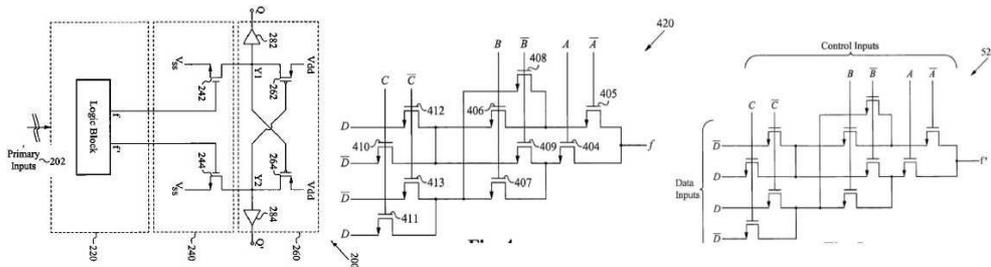
to apenas onde mais necessário. Em especial a memória de configuração deve ser endurecida, pois o produto não pode ser comercialmente viável se não puder reter por muito tempo e em condição adversas os dados de configuração. Reivindica-se um dispositivo lógico tolerante a radiação que tenha uma FPGA, recursos de direcionamento lógicos, circuitos de proteção e correção de erros para correção de dados de configuração, na reivindicação seguinte descreve os circuitos de proteção e correção como unidades de leitura e escrita e sistema registros de deslocamento, tolerantes a radiação, na 3 cita o uso de sistemas de votação no controle de erros em que os endereçadores (*latches*) tenham no mínimo um transistor grande o suficiente para resistir ao impacto de uma partícula radiativa grande, o sistema ainda reivindica uso de múltiplos endereçadores com correção de endereço por votação, multiplexadores, reivindica após a lógica da figura 5 onde há transistores onde transistores tem gatilho acoplado as portas lógicas e fonte e dreno a outros pontos. Aparentemente o circuito tem acesso as zonas não usadas. A patente em questão mostra que do mesmo modo que 3 portas AND e uma OR, 3 portas NAND alimentando outra porta NAND dão o mesmo resultado em termos de votação. Em paralelo com a votação há um par de multiplexações com explicação confusa. De todo modo é interessante verificar-se até que ponto esquemas de multiplexação podem ser usados para corrigir problemas quando a votação é muito problemática, face a vários erros. As patentes falam de votação bit a bit, e conforme a figura 3, o resultado, multiplexado ainda passa em CRC. Detalham ainda o circuito de leitura e escrita no FPGA, e o FPGA. Ficou a dúvida se o esquema NAND faz bit a bit se aplicado a palavras grandes, e são muito pequenas as diferenças entre uma e outra, salvo reivindicações complementadas pela 2ª. A patente USPTO 7443191 de mesmo nome e empresa de 21/9/2007, com 11 reivindicações e 12 figuras em 12 páginas, trata do mesmo assunto é praticamente igual as demais patentes.



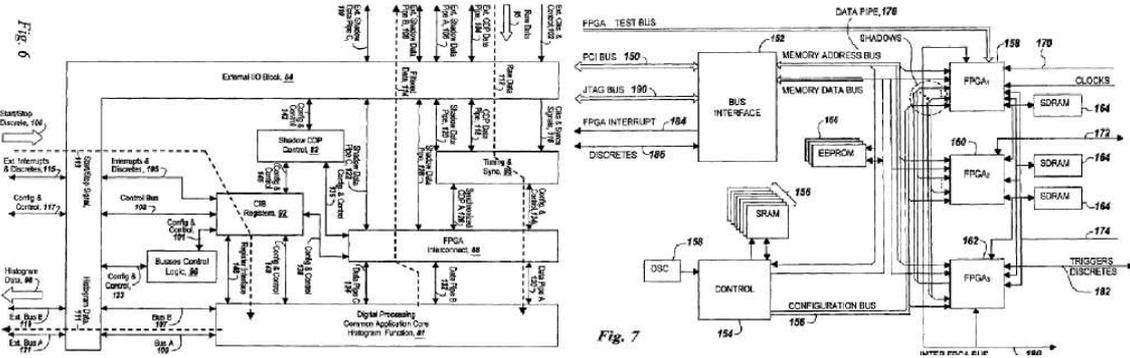
USPTO 7489538 *Radiation Tolerant Combinational Logic Cell* é uma patente de 25/09/2006

da universidade de Idaho, e o interessante é que fala que tecnologias NMOS e PMOS, são sensíveis a modificação de informação via SEU só em um sentido, circuitos PMOS que guardam um valor 1 não podem ter este valor alterado para 0 por SEUs, mas sim um 0 para 1, já os NMOS não podem ter um 0 alterado para 1 mas podem ter um 1 alterado a 0. Obviamente há uma certa proteção contra SEU/SET se forem armazenadas em memória PMOS ou NMOS o valor da palavra e seu complemento (troca de 0 por 1 pela lógica). O sistema base é formado por um bloco lógico, LB, que recebe as entradas e envia o resultado de suas determinações lógicas a um estágio de polarização e deste envia a uma máquina de estado, SM, que gera duas saídas Q/Q'. Em uma das implementações os blocos de polarização e a SM são simplesmente 2 transistores NMOS polarizados e na SM mais 2 e *buffers* de corrente, os drenos dos transistores PMOS da SM acoplados aos transistores NMOS. Os valores f e f' são complementares. Os transistores NMOS só são ativados pelos valores altos dos dados f ou f', assim se f é alto, com o sinal cruzado o transistor da saída Q' acopla-se ao terra e o de Q não, se f' é alto os acoplamentos são inversos. A patente também mostra circuitos de transistores NMOS para uso em blocos lógicos, e lista as suas tabelas de entrada e saída. A reivindicação base fala em uso de entrada, LBs (que receba a entrada, implemente função lógica e gere saída via aplicação desta função a entrada), estágio de polarização que receba dados do LB, SM acoplada ao LB, cuja saída é o valor armazenado pela SM e que baseado em resultados anteriores. Depois pede proteção a uso de lógica combinatória no LB, uso de lógica NMOS no LB de tal modo que nenhum SEU possa gerar um 1 falso, depois idem com PMOS e geração de 0 falso, depois protege estágios de polarização como rede de aterramento como (*pull down network*) ou redes de acoplamento a tensão alta, respectivamente com NMOS e PMOS, depois protege SMs de 2 transistores ou NMOS cruzada, ou PMOS de “carga plena”, depois fala de área sensível a SEU reduzida, de retenção de dados em SEU, de impedância alta, pares de nós para cada dado, saída com *buffer*, armazenamento de valor e complemento, LB tolerante a SEU, separação física para proteger elementos de efeito simultâneo, sempre nas arquiteturas que obedecem a reivindicação base, depois protege o método baseado na lógica de operação do sistema de implementar função lógica, receber dado, gerar complemento e função, apresentar resultado a SM, armazenar valores baseados em resultado, de ar-

mazenar estágios estáveis fazendo em qualquer configuração operações com SM para ir de estágio não estável a outro estável, uso de qualquer meio de prover como saída algo armazenado conforme reivindicação anterior, métodos que por uso das duas últimas reivindicações dão tolerância a erro ao sistema, método pelo qual se um resultado não estável vier de SEU a lógica o converte a estado estável.



USPTO 7142953 *Reconfigurable Digital Processing System For Space*  uma patente da BAE de 25/11/2003 de 12 reivindicações e 7 figuras em 7 páginas. Baseia-se na compilação em solo de VHDL e envio de dados de configuração para reajustar FPGAs de satélites a partir de solo. Estas FPGAs são conecta- das ao barramento e a linhas de dados de configuração, cada qual com siste- ma de relógio independente. FPGAs podem ter sua função redefinida de qual- quer item para outro, ex.: de filtro a gerador de histograma. As figuras 6/7 são dia- gramas complexos de conexão, a proteção base  em FPGA+rádio+comando de Terra, a reconfiguração diminui o tamanho de satélites e  esta a ideia principal a ser lembrada.



USPTO 7620883 *Techniques For Mitigating, Detecting, And Correcting Single*

Event Upset Effects é uma patente da XILINC Inc, de 24/03/2006 com 22 figuras, as principais abaixo, em 19 páginas de figuras, e 19 reivindicações. Ela trata de detecção e mitigação de SEU. Usa tripla redundância de FPGAs, usa votação tripla em vários níveis, gerando 9 instâncias de lógica do usuário, usa duas portas de dados na RAM, uma para atualizar dados eventualmente corrompidos e outra de uso normal, qualquer *Delay Locked Loops*, DLL, fora de fase com a maioria dos relógios é reinicializado. Usa várias técnicas de leitura de memória, tanto auto-leitura de FPGAs como de FPGA vizinha, e usa “lavagem de dados”, para proteção. Sua primeira reivindicação pede proteção a um método de garantia de saída correta de sistemas lógicos com passos de: configurar ao menos 3 instâncias independentes do projeto onde cada qual produza ao menos uma saída e possua uma realimentação entre entrada e saída; saídas com mitigação de erro que usem ao menos um circuito de votação capaz de ser operado recebendo saídas de instâncias redundantes e de produzir uma saída de consenso baseada nas saídas disponíveis de valores dados usando ao menos uma realimentação de alguma instância redundante; e onde a mitigação inclui reinicializar as instâncias ao estado redundante de consenso fornecido a ao menos um caminho de realimentação. Depois pede o direito de configurar num só dispositivo eletrônico o método da reivindicação acima. Uso de variante do método com 3 circuitos votadores para ao menos 3 instâncias redundantes. Uso do método já descrito com a inclusão de ao menos 3 instâncias redundantes em cada uma dos diversos dispositivos configuráveis; uso de ao menos um dispositivo de mitigação para mitigar erros de saída e; onde este dispositivo de mitigação é acoplado aos diversos dispositivos configuráveis. Uso de 3 diversos dispositivos configuráveis no caso anterior é reivindicado em seguida, depois pede o uso de microprocessadores como dispositivo de mitigação e alternativamente um ASIC. Depois pede proteção ao método básico acrescido de configuração de ao menos 3 lógicas redundantes

em cada um dos 3 dispositivos redundantes; uso de 3 circuitos de votação com saída de cada uma das 3 instâncias redundantes internas, cada circuito produzindo saída de consenso baseada nas saídas redundantes e no resultado e ao menos uma alimentação; e com reinicialização baseada na saída de consenso. (i.e repete em outro nível o nível interno?). Depois pede o método da reivindicação básica para qualquer circuito lógico. Pede proteção a um circuito com 3 instâncias redundantes cada qual com ao menos uma saída, ao menos 3 realimentações de ligação da saída com a entrada de uma instância; circuito de votação para promoção de consenso e realimentação da entrada, onde se reinicializa as instâncias redundantes para dado de consenso, e esta reivindicação a 10 é repetida literalmente na 15 com uma ou duas palavras trocadas. A patente afirma que os *buffers* de 3 estados da figura 3 são mais confiáveis que as portas convencionais de votação. Detalha alguns esquemas de votação diferentes nas diversas figuras para diversas instancias e diz de suas qualidades e potenciais problemas. Trata da detecção da ocorrência de SEU via circuitos de suas figuras 12/13, que são técnicas alternativas. Mostra circuito de redundância com recarga de dados. Trata também do controle dos DLL. A aborda a questão do CRC. A patente também mostra alguns códigos fontes de uso para controle do sistema.

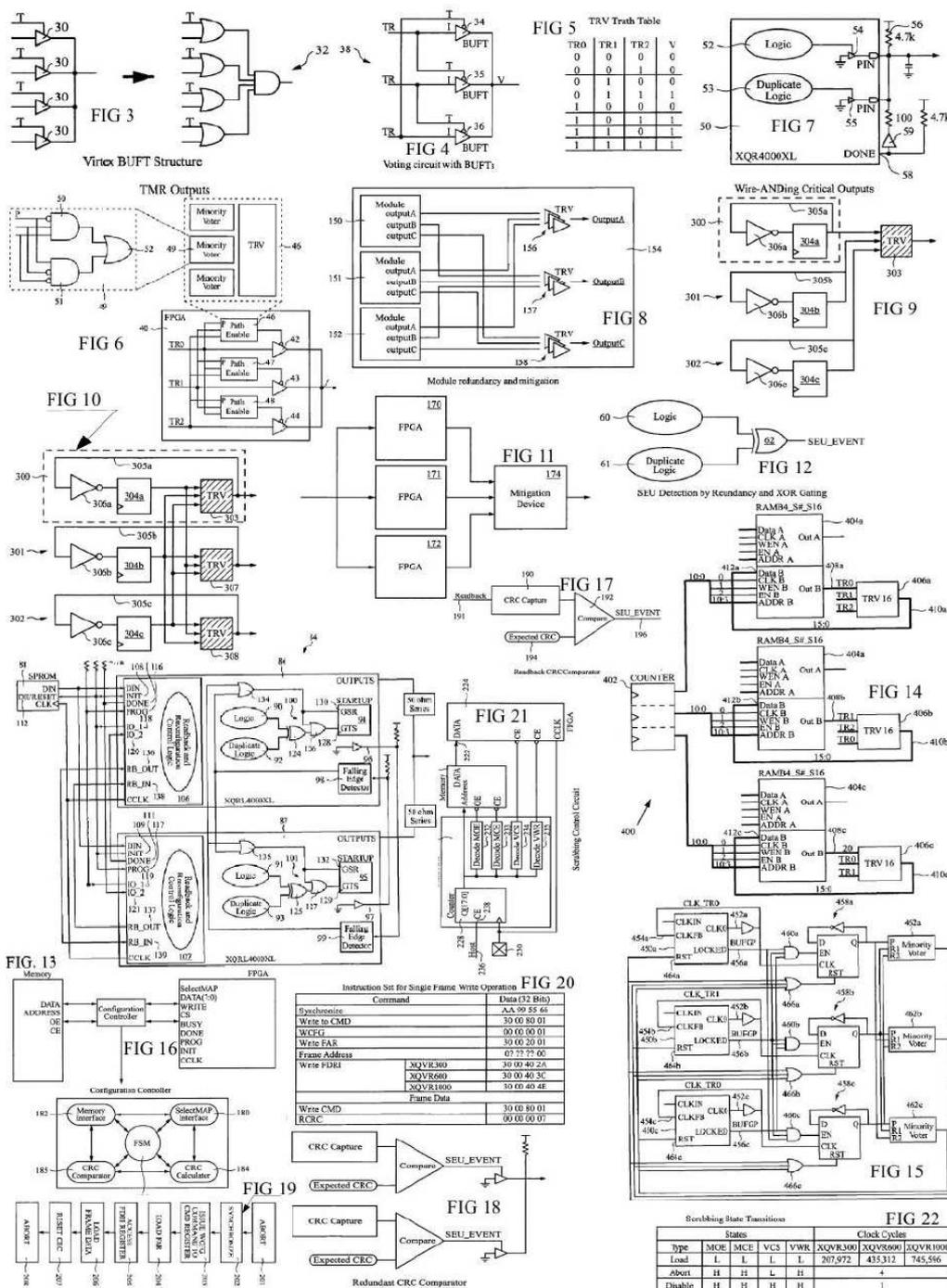


FIG 5

TRV Truth Table

TR0	TR1	TR2	V	
0	0	0	0	0
0	0	1	0	0
0	1	1	1	1
1	0	0	0	0
1	0	1	1	1
1	1	0	1	1
1	1	1	1	1

FIG 11

Instruction Set for Single Frame Write Operation

Command	Data (32 Bits)
Synchronize	AA 99 88 86
Write to CMD	30 00 80 01
Write FAR	30 00 20 01
Frame Address	00 72 77 00
Write F32A	30 00 40 2A
	30 00 40 3C
	30 00 40 4E
Write CMD	30 00 80 01
R/CRC	00 00 00 07

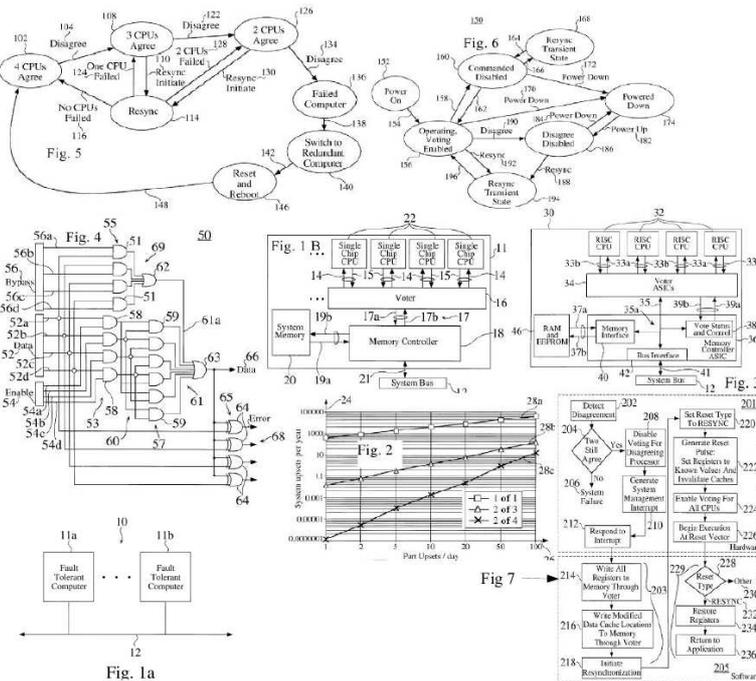
FIG 22

Scrubbing State Transitions

Type	States				Clock Cycles
	MOE	MCE	VCS	VWR	
Load	L	L	L	L	207,872
Abort	H	H	L	H	435,312
Disable	H	H	H	H	745,560

USPTO 5903717 *Fault Tolerant Computer System* é uma patente de 2/04/1997 da *General Dynamics*, que trata de sistema de computador tolerante a falha que tem uma máquina de estado de portas para votar 4 CPUs redundantes que podem ser RISC ou em chip singular convencionais, e mais outra para re-sincronizar e reinicializar a partir de transientes gerais induzidos por radiação, o sistema pode desligar uma CPU, ligar outra, reinicializar, re-sincro-

nizar e escolhe a melhor opção entre as disponíveis, e vários deles podem operar conjuntamente. A patente se preocupa em endurecer apenas eventualmente votadores e elementos críticos. A votação majoritária é usada pelas CPUs concordantes para continuar o processamento sem qualquer parada, a discordante ou discordantes, são desabilitadas das próximas votações, sofrem interrupção, re-sincronização o mais rápido o possível, em caso de falha grave, substitui-se todo o computador por outro livre de erro. As figuras mostram conexões de computadores redundantes nos barramentos, um computador tolerante a falha baseado em chip único, votadores para 4 entradas, como a redundância afeta erros em sistemas quaisquer e em RISCs, o sistema de controle de 2 computadores redundantes com os sistemas de controle de falhas da patente. As figuras dão os estados de controle das CPUs e o diagrama de bloco da lógica de recuperação. As reivindicações protegem eficientemente a arquitetura, em especial o votador de 4 instâncias. Uma memória de 1Mb tem 10 SEUs dia no espaço, mas com esquema 2 em 4, passa a 1 a cada 1000 anos no sistema, comparável a itens endurecidos, que falham uma vez a cada 2800 anos no melhor caso.



USPTO 6567927 *Logic Unit Operable Under The Byzantine Algorithm Computer Unit Having Such Logic Unit Composite Assembly Comprised Of Logic Units Or Computer Units And Method Of Operating Such An Assembly* é uma patente alemã de 7/04/1999 depositada nos Estados Unidos em 5/04/2000 pela *Daimler Chrysler Aerospace AG*. A patente tem 19 reivindicações e 6 figuras em 12 páginas. Conforme o prólogo do clássico artigo de Lamport no *ACM Transactions on Programming Languages and Systems* 4(3), July 1982,p 382-401, sistemas de computadores confiáveis tem se serem capazes de compensar falhas em um ou mais de seus componentes, e componentes falhos podem mandar informação errada a outros componentes do sistema, algo que até então era negligenciado. A questão poderia ter analogia com os generais bizantinos que cercavam uma cidade, alguns deles traidores e os casos de mensagens orais de mensageiros, menos confiáveis, onde precisava-se de 2/3 de generais leais para que os generais leais chegassem num acordo sobre a melhor estratégia já que um traidor poderia confundir 2 generais leais, mas para mensagens escritas não alteráveis o problema poderia ser resolvido para números mais favoráveis de generais traidores e leais. Assim vê-se que o algoritmo é útil se a comunicação entre as unidades de processamento permitir que unidades diferentes recebam informações conflitantes da unidade falha. O general traidor se assemelha ao computador com falha, e o algoritmo assegura sucesso na decisão para F unidades falhas com comunicação não coincidente entre unidades falhas e funcionando corretamente se o total de unidades for $3F+1$ ou maior desde que a mensagem enviada por um dispositivo não seja recebida com erro por outro e não seja possível a um dispositivo ser confundido com outro dispositivo diferente perante os demais e ainda os dispositivos possam perceber que uma mensagem não chegou, conforme o texto de Lamport nenhum “traidor interfere com a comunicação dos demais”, e a última evita que um “**traidor**” atrase decisões por não mandar mensagens. No algoritmo para ordens “orais” cada dispositivo tem de ter uma ordem padrão para o caso de não receber comunicação. Na fase zero, cada dispositivo subordinado a outro no comando, recebe a ordem e retransmite-a. Num caso complexo o algoritmo tem de ser recursivo. De modo geral são feitas para o algoritmo de ordem m , $n-2$ execuções do algoritmo ordem $m-1$. No caso de uma mesma mensagem de origem autenticável ser recebida por todos os generais simultaneamente, e existirem m generais traidores tentando conjuntamente fazer um plano, o

segundo algoritmo bizantino de Lamport permite se resolver a questão com $m+2$ generais desde que hajam ao menos 2 tenentes apenas executando suas ordens. Este segundo algoritmo exige mais iterações e uma lógica de conexão e chegada de mensagens que permita a cada unidade saber qual a sua fonte. Nas demais iterações, os dispositivos verificam o dado majoritário entre os vindos dos outros dispositivos não no comando e no comando. No caso de 4, itens, um dispositivo subordinado irá ter 3 dados, do coordenador, e dos 2 outros subordinados, usando o majoritário como verdade. O objetivo do algoritmo conforme Lamport é que todos os generais leais decidam pelo mesmo plano de ação de modo que estes generais leais façam o que disseram acordar independentemente da ação dos traidores que farão o que bem entenderem, de um modo que a facção leal não só chegue a um acordo mas sim a um plano comum detalhado por eles que possa ser executado com eficácia, e os traidores em pequeno número não podem fazer os generais leais adotarem um plano ruim. Esta última condição é difícil de formalizar pois não é fácil definir o que é um plano ruim. Lamport fala que com apenas 3 entidades não se pode tomar decisão alguma com confiabilidade, já que uma delas que recebe ordem conflitante de qualquer outra não pode saber qual mente. Todavia o sistema de votador, que não protege contra SETs, é um sistema de 4 entidades, votador e 3 unidades escrava, e portanto é um sistema “bizantino” de grau 1, $3F+1=4$, embora não seja completo, ou seja nem todos tem capacidade igual e nem todos trocam mensagens entre si. Lamport trata também da questão de quebra de sistemas computacionais por hackers, onde o problema de verificação de assinatura vira uma questão de criptografia. Na patente em questão nos $F+1$ ciclos de verificação do algoritmo bizantino de mensagem “oral” cada unidade tem $3F+1$ pontos de memória só para verificação bizantina. A figura 1 dá a arquitetura de cada uma das $3F+1$ unidades de computação do esquema bizantino “oral” que se conecta a um barramento de dados B1 e outro B2 de dados de interface, havendo uma unidade lógica de controle de dados BSL que entre outras funções sincroniza unidades de saída de dados, cada microprocessador MP executa tanto aplicativos como programas de controle dos processos da interface de dados. O BSL tem também função de multiplexação, MX, memória de portas duplas conectam-se ao barramento B1 e a barramentos acessados por outros processadores dedicados. Os AS indicam chaves de saída, que ficam ora fechadas ora abertas. A figura 2

mostra o componente de distribuição de dados do BSL baseado em *shift registers*, alguns dos quais tem identificação de canais multiplexados. A figura 3 detalha o sistema de distribuição de dados dos BSL dos 4 computadores de um esquema de $F=1$, embora o algoritmo seja o “oral” os dados são identificados. A figura 4 mostra uma unidade de comparação de dados que também pode verificar identidades, a multiplexação determina qual unidade é acessada. A figura 5 mostra o fluxo de sinais entre as unidades, via corte, não reproduzimos o centro imutável em todas as etapas, a figura 6 similarmente mostra a montagem com 4 unidades e troca alguns símbolos, por isto fizemos o diagrama de símbolos trocados na figura. Reivindica-se um supercomputador com diversas unidades lógicas configuradas para tolerar F erros simultâneos graças a capacidade de operar de acordo com o algoritmo bizantino, com ao menos um conjunto de várias unidades lógicas com 4 entradas para verificação de 10 registros de deslocamentos, 3 saídas para estes 10 registros que são conectáveis as quatro saídas de outra unidade lógica, e a conjuntos de 10 registros de deslocamento que podem ter entrada e saída independentes do estado da unidade lógica. Sistemas conforme a reivindicação anterior com diversas linhas de transmissão passíveis de serem ativadas ou desativadas por diversos sinais. Sistema com capacidade de auto-sincronização, sistema conforme a reivindicação base em que conforme o estado de ativação de cada unidade, configura-se o sistema excluindo ou incluindo sinais na distribuição de dados e sua análise; sistema reconfigurável conforme a reivindicação anterior com vários comparadores para avaliação dos registros e estado da lógica; uso de multiplexadores para determinar a configuração do sistema de unidades lógicas, uso de $3F+1$ registros adicionais eventualmente mais duros a radiação nas unidades BSL, uso de chaves para desativação de unidades, que é detalhada em 2 reivindicações, depois protege o uso dos microprocessadores conforme o conjunto de figuras e o uso de “*loop back*”, protege o uso de sistemas de unidades idênticas conforme reivindicações anteriores com conexão mútua de entradas e saídas. Na penúltima reivindicação pede exclusividade do uso de um método de operação de supercomputador com $3F+1$ unidades lógicas que são configuradas para tolerar F falhas simultâneas conforme instruções de algoritmo bizantino, com ao menos uma unidade lógica como descrito nas reivindicações anteriores em termos de saídas, entradas, registros de deslocamento, e capacidade de leitura independente do estado das unidades lógi-

cas BSL, graças a uma identificação relativa invariante com posição, onde os processadores (MP) são configurados para processar dados de entrada ou sequencias de dados de modo a verificar possíveis falhas em dados quase congruentes, e para iniciar sinais de desativação onde F é o número de falhas máximas simultâneas com $F+1$ ciclos de distribuição de dados, onde dados na fase de leitura e distribuição são configurados com identificação relativa, a qual corresponde ao registro de deslocamento específico das várias unidades lógicas ou unidades de computação. Parece que o sistema no fundo opera bizantinamente com troca de processador que pifou de vez via sistema de desativação e chaveamento. Mas o linguajar jurídico é meio confuso. A questão que surge é porque não há patentes de bizantino assinado? Repetimos mais ou menos as reivindicações para avaliar a extensão da liberdade para modificar o eventual esquema de substituição com outro tipo de hardware.

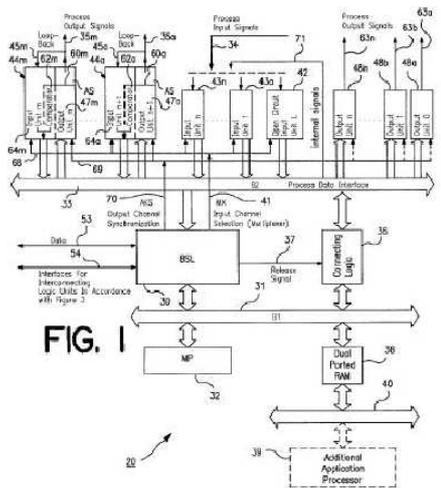


FIG. 1

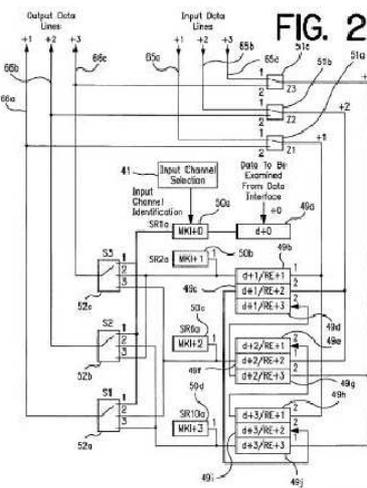


FIG. 2

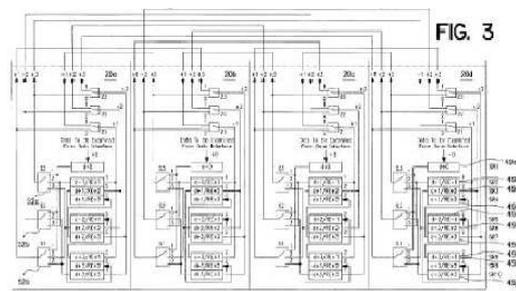
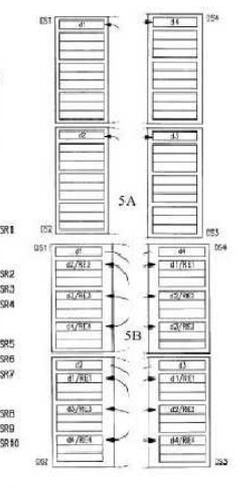


FIG. 4

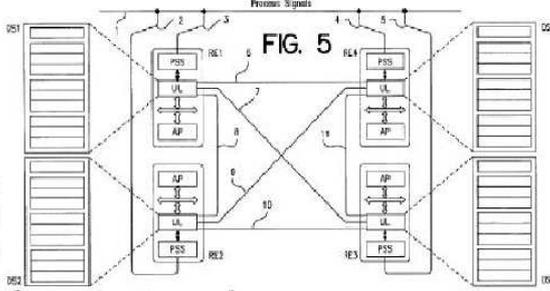


FIG. 5

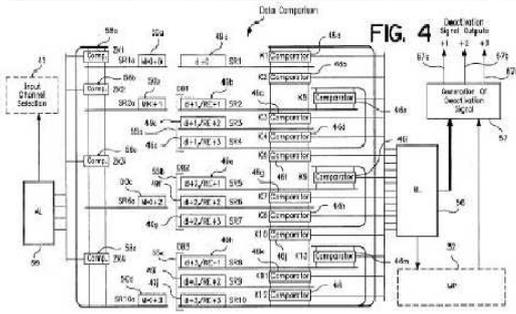


FIG. 6

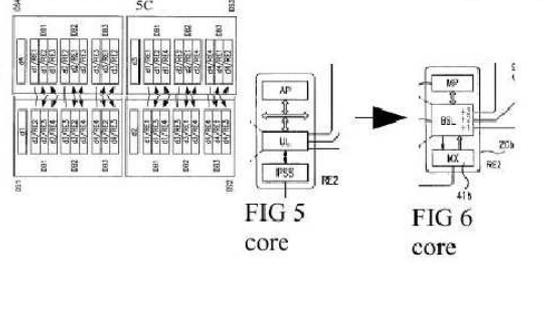
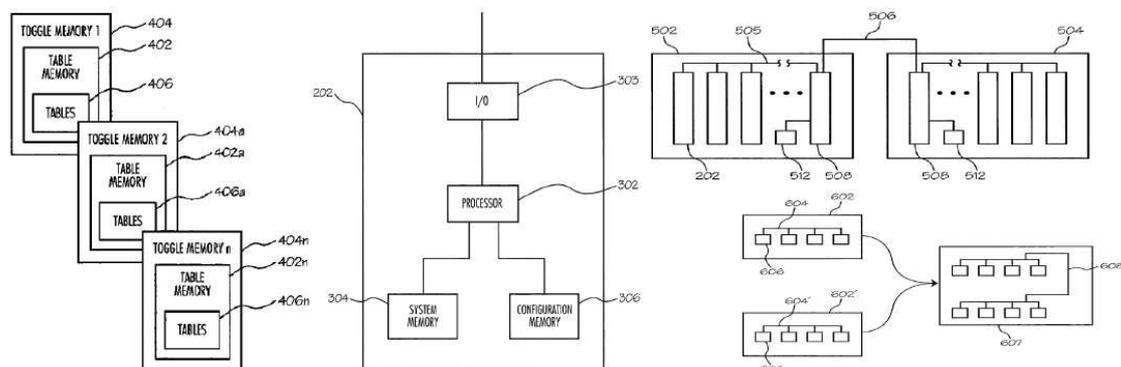


FIG 5 core

FIG 6 core

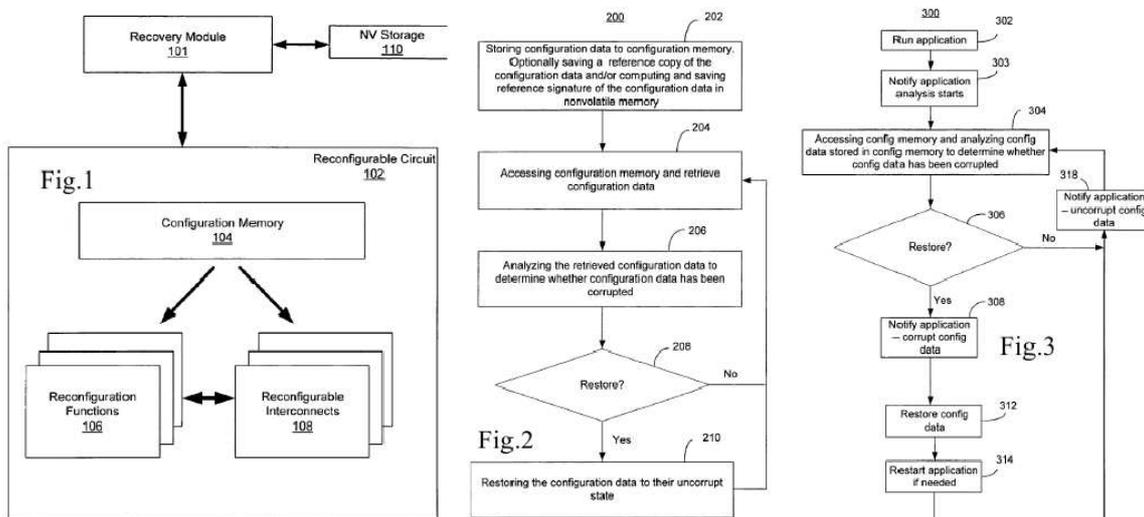
USPTO 7421526 *Reconfigurable Virtual Backplane Architecture* é uma patente da *Honeywell* de 24/08/2005 com 20 reivindicações e 6 figuras em 6 páginas. No capítulo de estado da arte este documento fala sobre os sistemas federados com unidade linear substituível (*Line Replaceable Unit*) de avionica modular integrada (*Integrated Modular Avionics*), e de *backplane* virtual. A grande questão neste último é a capacidade de tráfego de dados e sua otimização, para sair de sistemas com alto tráfego interno nas unidades e baixo tráfego na rede geral. Na figura 1, exemplificando com um avião, o móvel tem uma rede de computadores composta de unidades modulares, MUs, independentes interconectadas pelo barramento de sistema que pode ser via cabos, fibras óticas, RF ou ótico. O barramento tem a cada instante uma comunicação pré-determinada, que pode ser reconfigurada em tempo real. A ideia é que o barramento opere como um *backplane* virtual de telefonia, com apoio de tabelas de configuração e requisições de dados. As MUs são compostas de cartões de circuitos em paralelo, conectados a um cartão de interface de rede, NIC, que se conecta a rede. Cada um dos cartões de circuito, para melhoria do sistema, tem um processador em contato com memória de sistema e memória de configuração, que só se comunicam com ele, e uma interface de I/O, que se comunica com este e pelo barramento interno com o NIC. O processador pode ser singular, ou ser composto para operar em redundância a quente, entre as quais esquemas de TMR. A memória de sistema guarda os programas executados e seus dados, a de configuração que programas a unidade deve executar em determinadas ocasiões/situações e pode armazenar cópias de segurança de programas, e como esta memória pode ser modificada, assim como as tabelas de configuração nela presentes tem-se unidades reconfiguráveis como base do sistema. Para tal cada memória reconfigurável tem n memórias alternativas com tabelas de configuração múltiplas e bases de dados diversas. Tabelas de configuração informam que elementos do sistema estão funcionando, que elementos são necessários a que tarefas, incluindo hardware e software. Estas tabelas de configuração podem ser modificadas a medida que o sistema evolui. Uma memória de configuração de conexões de rede dá apoio ao NIC, e além disto conforme a figu-

ra 6, diversos conjuntos podem estar acoplados pelo barramento e executando funções diferentes. As reivindicações protegem basicamente a montagem descrita. Diga-se de passagem um tanto quanto óbvia.



USPTO 7568136 *Reconfigurable System And Method With Corruption Detection And Recovery* é uma patente da M2000 francesa de 8/11/2005 depositada diretamente nos USA, tem 3 figuras em 3 páginas e 27 reivindicações. Seu alvo principal é a proteção de circuitos reconfiguráveis a base de FPGAs e ASICs a SEU. O primeiro conceito, exposto em texto e fig.1, é que um módulo de configuração que controla e recebe dados de uma memória não volátil, controle e receba dados de um circuito reconfigurável composto de uma memória de configuração que comande as funções reconfiguráveis e as interconexões reconfiguráveis, que no mesmo nível estejam mutuamente acopladas. As funções reconfiguráveis são dispositivos eletrônicos programáveis como FPGAs e PLDs, as interconexões reconfiguráveis são também dispositivos eletrônicos programáveis que com função específica de roteamento de dados no sistema, que podem também ser mais simples, baseadas em chaves e unidades de comutação de ponto cruzado (*crossbar*). As memórias de configuração internas a cada circuito reconfigurável pode ser uma memória de acesso aleatório estático (SRAM) ou um sistema de registros de deslocamento (*shift registers*). O módulo de recuperação é qualquer circuito (não detalhado) capaz de verificar entre outros itens, se os dados da memória de configuração estão corrompidos ou não. Pode fazer isto lendo e armazenando estes dados e comparando-os com uma ou mais cópias seguras armazenadas na memória não volátil, tanto a nível de comparação bit a bit, como com o apoio de códigos de proteção de erros, ou ainda verificar assinaturas. Em caso de falha, o módulo de re-

cuperação pode esperar ou não os aplicativos em curso no circuito reconfigurável terminarem, antes de re-estabelecer a base de dados da memória de configuração. As aplicações podem ser reiniciadas do início ou do último ponto de verificação confiável, dependendo do caso e programação efetuada.



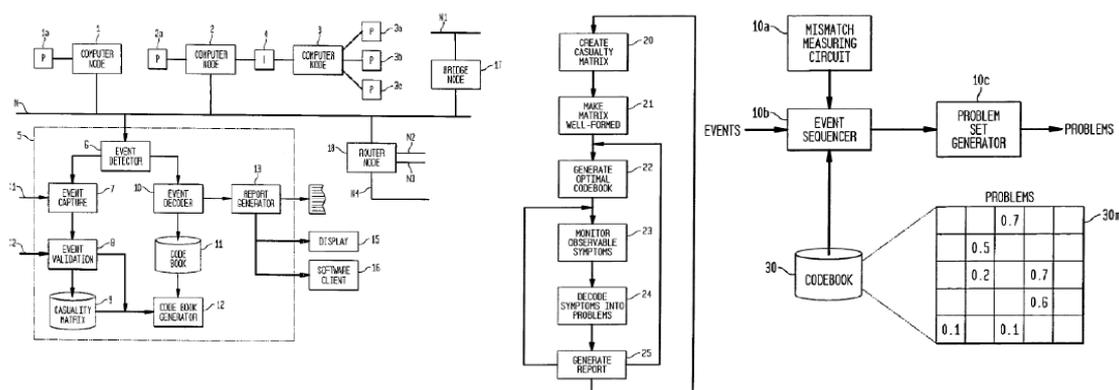
Dados de qualquer memória podem ser verificados via cálculos sobre assinaturas ou outro processo quanto a estarem corretos, e corrigidos por vários métodos. A variantes com previsão de aviso a aplicativos de que uma reconfiguração será iniciada, para que eles mudem o modo de operação e facilitem o reinício de atividade. A reivindicação chave basicamente defende sistemas que operem conforme o diagrama da esquerda. Reivindicações dos métodos dos demais também aparecem (16 e 22), outras reivindicações protegem as diversas combinações de dispositivos que possam implementar o sistema.

USPTO 7107185, USPTO 7337090 e USPTO 7702496 *Apparatus And Method For Event Correlation and Problem Reporting* são 3 patentes homônimas da EMC, de 1/12/2005 e 27/09/2006 com 9/9/6 figuras em 17/17/10 páginas e 8/16/14 reivindicações. A primeira delas é relativa a um método computacional implementado com apoio de medias passíveis de serem lidas em computador, voltado a via troca de dados satélite base de solo, fazer correlações de eventos e diagnosticar problemas a bordo, aumentando gradativamente a base de dados e a capacidade de diagnóstico, usando eventualmente simulações de efeitos de diversas falhas feitas em solo para apoio. Para isto o sistema detecta possíveis eventos via telemetria recebida do satélite, e os envia simultaneamente a decodificador e captador de eventos, o captador de eventos valida o possível evento, vali-

dado este evento é processado com matriz de causa efeitos, que manda dados a um gerador de registros de códigos, que por sua vez, alimenta o registro de códigos, que é usado pelo decodificador de eventos para gerar um registro de ocorrência e fazer relatório desta ocorrência. No caso de sistemas de solo, ao invés da telemetria, a fonte monitorada pode ser um barramento com várias unidades de computação. Na parte de informação sobre o estado da arte 3 páginas coluna dupla, letra 8, fala-se que sistemas de gestão automatizados podem ajudar a fazer face ao crescente número de problemas e complexidade de eventos de sistemas cada vez mais complexos via: **automação do levantamento de ocorrência e geração de informações sobre eventos, correlacionar eventos de modo a agrupá-los por classe e assim tornar mais fácil providências e entendimento por parte das pessoas, mapear grupos de eventos e suas causas de modo a agilizar reparos, e ainda corrigir automaticamente problemas diagnosticados de forma a reduzir a intervenção humana.** Há 5 categorias de gestão de eventos e sua correlação: **racionalização baseada em regras, racionalização baseada em casos, racionalização baseada em modelos genéricos, racionalização baseada em modelos específicos e redes de probabilidade.** O sistema baseado em regras usa o *if/then para caso tenha acontecido o resultado é.* O modo de direto as memórias de registro de eventos são escaneadas quanto a fatos que satisfaçam a parte de condição de uma regra, no reverso quanto a efeitos de uma regra. No sistema baseado em casos, olha-se a base de dados quanto a fatos similares a casos já resolvidos, no caso de redes de probabilidades trabalha-se com modelos de lógica nebulosa e verifica-se a adesão dos fatos a ele. Na invenção 7107185 preocupa-se r, gerar códigos eficientes para a identificação de problemas e relações sintomas/causas, além de decodificar fluxos de eventos. Para isto elimina-se ao máximo redundância de dados e se busca eficiência computacional. Para isto o sistema primeiro especifica modelos de eventos e modelos de sua propagação para cada classe de componente do sistema. Cria uma matriz de causa efeito entre sintomas e causas. Busca sempre o mínimo de informações na base causa/sintoma sob restrição de manutenção do nível de identificação de problemas, e procura manter controle da distância de *Hamming* do sistema de registro de eventos decodificados. Trabalha com rede de probabilidade em alguns casos. Eventos que face a rápida degradação do sistema aparecem sempre combinados devem ser representados como um só

evento para minimização da base de dados. De uma certa forma se a eliminação do evento não afetar a quantidade de informações úteis (*medida como não diz, entropia?*) este evento deve ser eliminado do sistema de correlação. Problemas que não possam ser distinguidos um do outro não podem ser representados separadamente enquanto não aparecer método de distinção. As palavras chave, que relaciona causa com efeitos tem distância de *Hamming* umas com as outras, o raio de identificação é a mínima distância de *Hamming* entre palavras armazenadas, quanto maior menor a chance de se confundir problemas. **Se nenhum sintoma puder ser eliminado sem reduzir o raio, o sistema de sintomas é mínimo.** Todo evento novo tem distância de *Hamming* calculada e se esta distância é acima de um valor de corte, este evento merece entrar na base de dados, também merece entrar na base se ele aumenta a distância de *Hamming* de eventos já na base significativamente. Em sistemas aleatórios temporais, pode-se ainda ajustar o tamanho da base com as probabilidades de eventos, e no caso de probabilidades difíceis de avaliar trabalhar com 5 níveis linguísticos. A matriz de correlação tem vetores para uma causa que tem zero para sintomas que não ocorrem quando ela se manifesta e 1 quando ocorrem. Casos probabilísticos podem ter direto probabilidades. Algo similar a distância de *Hamming* pode ser gerado para este caso. A função de qualidade de ajuste trabalha com 1 se o sintoma é observado e 0 caso contrário, a probabilidade de sua ocorrência pode ser avaliada. A probabilidade de correlação entre sintomas e causas para uma base de códigos é um indicador da qualidade de códigos em sistemas de lógica nebulosa. A geração e manutenção das matrizes de correlação para casos diversos é um tanto quanto extensa e não será detalhada aqui. A reivindicação base pede proteção a: *"um método de operação de um sistema de computação e manejo de rede que inclui diversos tipos de componentes de rede e que instrua o sistema a execução de passos de: criar representações não específicas de componentes selecionados entre os diversos componentes do sistema, criar ao menos uma configuração não específica dos problemas associados com cada um dos tipos de componentes presentes no sistema, criar ao menos uma configuração não específica dos sintomas gerados pelos problemas selecionados, criar ao menos uma configuração não específica relacionadas a como os problemas ou sintomas se propagam entre os vários tipos de componentes da rede, produzir uma estrutura de dados para determinar um problema a partir de um ou mais sintomas pela combinação de diversas representações não específicas de problemas, sintomas e relações baseadas na informação com respeito a configuração da rede de tipos de componente e determinar uma representação*

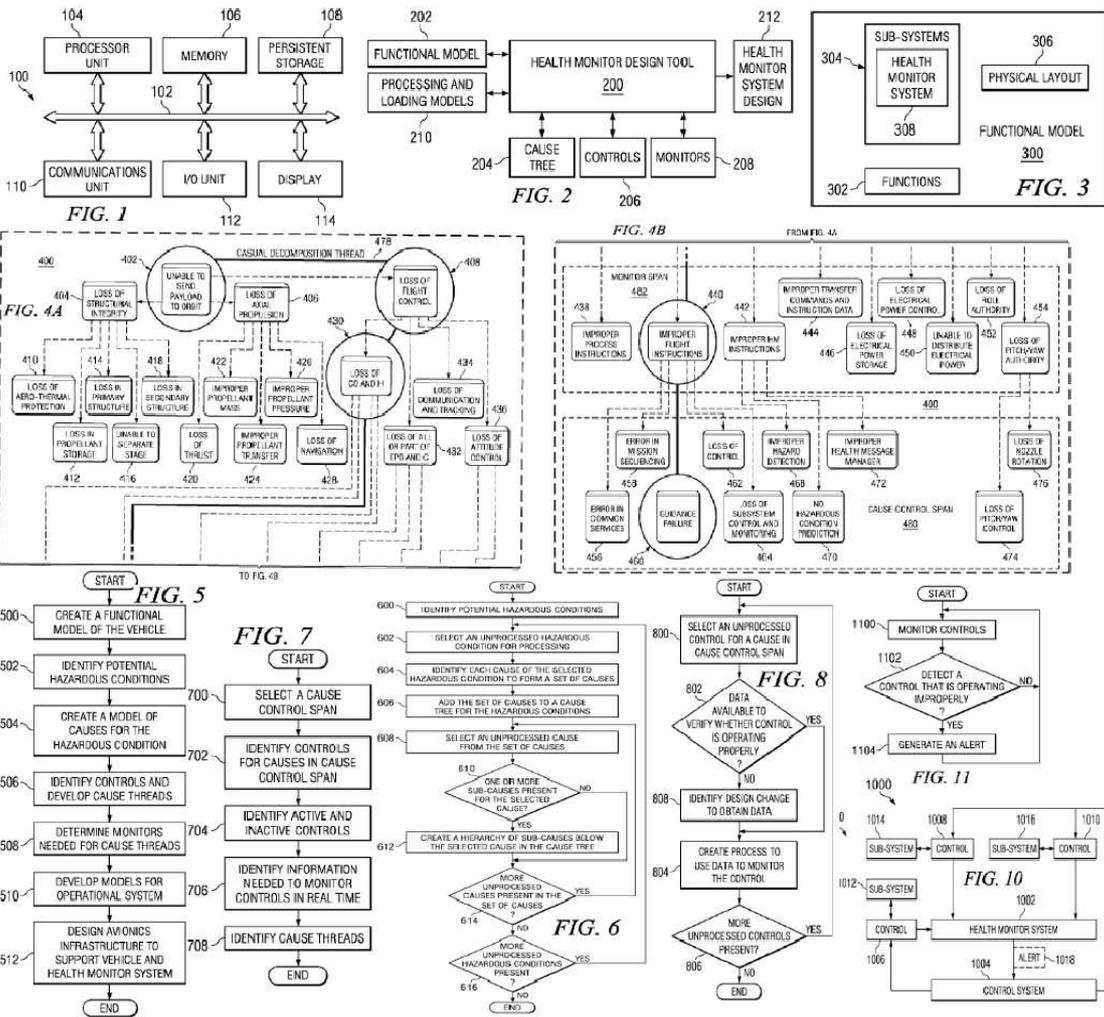
de problema causando uma ocorrência de ao menos um sintoma presente na estrutura de dados". (tradução do autor) Ela é repetida com sutis variações na reivindicação 5. Entre estas as reivindicações pede-se, proteção a divisão do sistema em subdomínios no uso da reivindicação base, execução de passo adicional de gerar uma estrutura de dados para cada subdomínio não específica com ao menos um problema e um sintoma, passos de combinação de representações de problemas. No uso da reivindicação 5 a patente não usa tantas auxiliares, e introduz reivindicações de mídias. A patente , 7337090 tenta proteger melhor que a 1ª hardwares de implementação do método, mudando bastante o sistema reivindicatório e pede proteção ao uso de cálculos de distância citados na 1ª. A patente 7702496 detalha a divisão de redes de computadores em domínios lógicos para otimização do uso da primeira patente. Elas são aplicáveis a grandes aviões, satélites, grandes redes de controle de energia entre outros, são assim de amplo emprego, um dos critérios de avaliação de propostas de projeto em sistemas avançados.



USPTO 7714702 *Health Monitoring System For Preventing A Hazardous Condition* é uma patente da Boeing de 4/06/2007 com 10 figuras em 7 páginas e as 16 reivindicações a seguir: "1) Um veículo com um sistema de prevenção de condições críticas se falha que compreende: um conjunto de controles de causas de defeitos os quais são associados a condições de defeito e a controle de causas de falha em um conjunto controle de causas de falhas em subsistemas associados para prevenir a condição de falhas de ocorrer durante a operação do veículo, um monitor da saúde do veículo, onde este sistema de monitoramento da saúde do veículo controla diversas causas de falha para determinar se cada uma dos diversos controles de causas de falha opera corretamente e gera alertas se algo estiver em operação incorreta, e um sistema de controle do veículo em comunicação com o monitorador da saúde, onde o controle do veículo recebe alertas e provê ações correti-

vas para evitar a condição crítica, 2) veículo da reivindicação 1 onde o sistema monitor de saúde verifica diversos controles de causas de falha e as controla diretamente, 3) veículo da reivindicação 1 onde o sistema monitor de saúde verifica controles de causas de falha selecionados entre os diversos controles de causas de falha em função das informações recebidas de sub-sistemas do veículo, 4) veículo da reivindicação 1 onde os diversos controles de causa de falha são projetados usando modelos de causas para condições críticas se falha, 5) veículo da reivindicação 1 onde as ações corretivas sejam sugerir ações corretivas ao operador, 6) veículo da reivindicação 1 onde as ações corretivas sejam chaveamento automático para unidades redundantes entre as diversas disponíveis, 7) veículo da reivindicação 1 onde as ações corretivas sejam reinicializações de unidades 8) veículo da reivindicação 1 onde o veículo pode ser um avião, um navio ou barco, um automóvel, uma espaçonave ou satélite, um veículo lançador, um submarino, uma unidade de processamento, uma instalação de fabricação, uma unidade geradora de energia, ou uma plataforma de perfuração, 9) um sistema que compreende: diversos sub-sistemas, um conjunto de controladores de pane, onde este conjuntos controladores de pane são associados com condições de pane identificadas para o sistema e cada controlador de falha no conjunto de controladores de causa de pane de um dado sub-sistema, entre os diversos sub-sistemas previne condições de pane de ocorrerem, um sistema monitorador da saúde do sistema onde este item controla um conjunto de controladores de causa de pane para determinar se o conjunto de controladores de causa de pane opera correta ou incorretamente, e um sistema de controle em comunicação com o monitoradores de saúde, onde o sistema controla subsistemas e recebe os alertas e provê ações corretivas para evitar a pane perigosa, 10) Sistema da reivindicação 9 onde o sistema monitor de saúde verifica diversas controladores de causas de pane diretamente, 11) Sistema da reivindicação 9 onde o sistema monitor de saúde verifica unidades selecionadas entre os diversas unidades em função das informações recebidas de sub-sistemas do veículo, 12) sistema da reivindicação 9 onde o sistema pode ser um prédio, uma barragem, uma usina elétrica, um avião, barco, automóvel, satélite ou espaçonave, veículo lançador, submarino, unidade de processamento, uma instalação de fabricação, uma unidade geradora de energia, ou uma plataforma de perfuração, 13) sistema da reivindicação 9 onde as ações corretivas sejam sugerir ações corretivas ao operador, 14) sistema da reivindicação 9 as ações corretivas sejam reinicializações, 15) método embarcado para prevenir condições de pane críticas de ocorrerem, que compreende monitorar um conjunto de controles de causa de pane no veículo usando um sistema monitor de saúde do mesmo para detetar um controle de causa de pane no conjunto de controles de causa de pane que está em condição de operação indevida, onde o conjunto de sub-sistemas de controles de causa de pane previne a condição de falha crítica de ocorrer no veículo, e responde a detecção de controle de causa de pane que opera de for-

ma indevida, enviando alertas ao sistema de controle do veículo, onde este sistema de controle usa o alerta para prover ações corretivas que evitam a pane crítica, 16) método da reivindicação 15 onde a verificação dos diversos controles de causa de pane do veículo usando o sistema monitorador de saúde para detectar itens operando de modo indevido compreende: monitorar um conjunto de controles de causa de pane com o monitor de saúde quanto a operação incorreta, onde o conjunto de controles de causa de panes é projetado usando um modelo de causas e sub-causas de condições de pane e o conjunto de controle de causas de pane de sub-sistemas previne a condição de pane crítica de ocorrer no veículo” – Tradução do autor. Estas reivindicações são meio vagas.

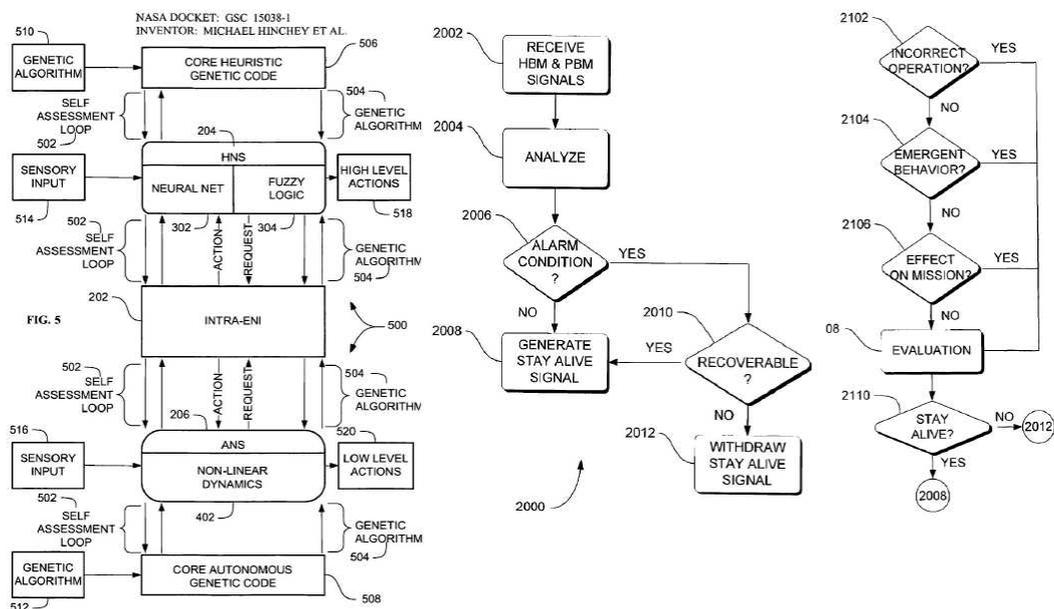


A patente fala no relatório que para cada sistema há um número de falhas que podem ser compensadas com segurança, e que análises de FMEA dão o que pode ou não ser tolerado para cada condição de operação, que incluem efeitos do ambiente. Assim o sistema ou subsistema tem margens de falha, que quan-

do são atingidas exigem alerta ou ação sob pena de se por o veículo em risco, e outros alertas que podem ser feitos mas não são necessários. Em adição o modelo tem de ter bases de tempo e dinâmica para evitar a interrupção de ações importantes em curso antes da hora. Falha a energia, pode-se esperar um pouco com o apoio de bateria antes de se desligar unidades de computação, por exemplo. Só que ações similares devem ser quantificadas no veículo para não gerar problemas de segurança, algo óbvio. Suprimiu-se a figura 9 que mostra o monitoramento específico de um avião. As figuras detalham um pouco mais a implementação e a lógica do sistema, usando casos exemplos para explicá-la.

USPTO 7765171 *System and method of self-properties for an autonomous and automatic computer environment* é uma patente do governo americano, representado pela NASA, depositada em 06/27/2006 com 17 reivindicações e 26 figuras em 26 páginas, e que tem 41 páginas totais. O sistema foi desenvolvido para a espaçonave que explorou o cinturão de asteroides, mas é de uso geral até em solo. A grande explicação do sistema está na figura 5. Num sistema de inteligência artificial, redes neurais e de lógica nebulosa fazem exatamente a mesma coisa, e sempre há uma rede neural e sistema de lógica nebulosa equivalentes do ponto de vista de entrada e saída. Mas implementados fisicamente de modo diferente e com algoritmos diferentes, tem estabilidade e tempos de convergência diferentes. O sistema de lógica nebulosa guarda mais informações de fácil interpretação sobre o que ocorreu no sistema, sua estrutura é mais transparente, mas tende a ser mais lento que sistemas dedicados neurais. Assim colocando-se ambos em paralelo para fazer interpretação de uma tarefa, pode-se ter acesso ao processamento mais rápido da rede neural, e usar os dados acumulados para mais tarde ter o resultado equivalente da rede de lógica nebulosa, ou ainda usar dados artificiais da rede neural, operando ora controlando ora com dados artificiais, para melhorar a de lógica nebulosa. Com os dados de regras de pertença ações e afins da rede de lógica vaga, pode-se interpretar o funcionamento da rede neural. Algoritmos genéticos, podem ser usados para gerar dados de qual é a resposta do sistema a diversos eventos, tipo pane me-

cânica, pane de computador, SEU e por aí vai, alimentando a rede neural e lógica vaga com dados de relação causa efeito de populações sobreviventes adequadas. Os sistemas de rede neural e lógica vaga em paralelo, AIP, podem ser montados em série e em grupos para fazer níveis de diagnósticos diversos. Em contato com a planta, podem verificar de onde vem o problema, e qual problema ocorreu. O outro aspecto, é como o sistema regulador se comunica com os computadores da rede, ele não precisa fazê-lo diretamente com cada um, pode usar agentes, e via diagnóstico gerar um caminho para suas ordens atingirem o agente no computador a sofrer intervenção, e receber mensagens de volta pelo melhor ou melhores caminhos via ação destes agentes. HNS designa um sistema neural heurístico, intra-ENI uma interface neural intra-evoluída, ANS indica uma rede neural autônoma, i.e convencional, que efetivamente atua no sistema, que tem seus sensores e atuadores e dinâmica, e um sistema de algoritmo genético supervisiona a planta, o CHGC e o CAGC podem ou não estarem presentes, e ter qualquer tipo de interface de ajuste de informações entre eles. O sistema usa sinais de licença autônômica, (ALICE signals).



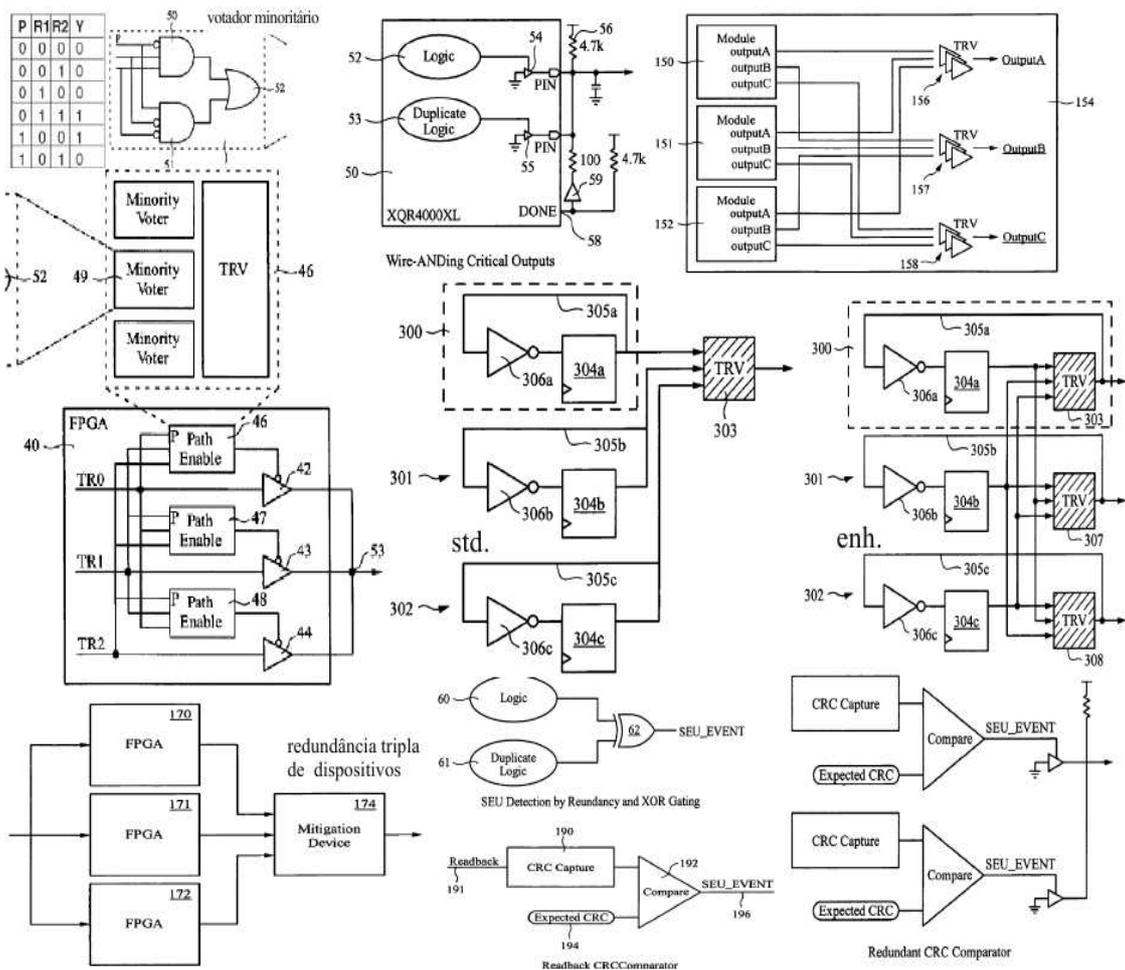
USPTO 7512871 *Techniques For Mitigating Detecting And Correcting Single Event Upset Effects In Systems Using SRAM Based Field Programmable Gate Arrays* é uma patente da XLINC de 24/03/2006 com 18 reivindicações e 22 figuras em 13 pá-

ginas. E é decorrente do esforço da XLINK em atender as necessidades da *General Dynamics* de sistemas de FPGA seguros para aplicações militares e espaciais, em especial na área militar onde o uso de portas externas para reprogramação facilita o acesso a estrutura do FPGA, e em decorrência aumenta a chance de se descobrir como FPGAs dedicados a criptografia processam certos códigos, o projeto foi feito pela XLINK, e Universidade de Worcester. O documento base do projeto da *General Dynamics* é o *Self-Healing Partial Reconfiguration of an FPGA*, do projeto MQP-BYK-GD07, patrocinado pelo DOD. FPGAs tem face a sua reconfiguração sensibilidade a mudar de configuração pelos SEUs, tanto por mudança de tabelas de atribuições, como pela mudança dos endereços de roteamento entre seus componentes, desta forma **circuitos de votação majoritária executados dentro do FPGA não são confiáveis, pois podem eles mesmos sofrer com os SEUs.** Isto torna necessário algum tipo de verificação do funcionamento dos votadores, que no caso da patente é feita pelos votadores minoritários, em que ao menos as portas finais tem de estar fora do FPGA e ser feita com conexões fixas. Quanto mais elementos do sistema de votação fora, mais seguro o sistema quanto a SEUs, mas menos seguros quanto a tentativa de quebra de sigilo. Outro ponto importante é que FPGAs gastam uma energia bem maior que um ASIC equivalente, por outro lado quem configura um ASIC pode vazar informações e no caso de criptografia pode-se mudar o programa em FPGAs e não nos ASICs. Em outras aplicações há o problema de se achar quem gere o ASIC enquanto com o FPGA é só programar, o que gera menores chances de bloqueio por parte de governos, ou de parcerias comerciais. Outro aspecto é que se um FPGA com auto-recuperação fizer um erro neste processo, a propagação deste erro pode ter consequências até piores que o defeito original. Assim a confiabilidade em processos de auto-recuperação baseados nos Power PCs internos dos FPGAs, tem de ser muito mais alta que as de outros processos de redução de erros que ocorrem no sistema. O votador minoritário, descrito na patente em questão que já estava presente em outras patentes da XLINK, é decorrente da necessidade de verificar-se o desempenho dos votadores majoritários implementados dentro dos FPGAs. Para que o método de trabalho seja eficaz, a ponto de garantir que o

FPGA não pare, mesmo sob ataque severo em condições de operação militar, ou em ambiente espacial, os erros tem de ser detetados rapidamente, por exemplo, verificando um bit e não bit a bit, para depois se fazer verificações mais detalhadas nos estados de configuração apenas onde necessário. Processamentos digitais em FPGAs são mais eficazes que em CPUs, não há vai e vem de dados entre esta e memórias, o dado é utilizado direto em outro trecho. Nós da FPGA fazem em paralelo no tempo o que a CPU faz em momentos diversos. As reivindicações são:”Um método de correção de erros induzidos por radiação em um circuito de ajuste de atrasos de relógio, DLL (*clock delay locked loop*) que compreende: ter-se ao menos 3 instâncias de DLL, e ao menos 3 contadores de um bit, uma para cada DLL, determinando se as fases de todos os contadores de um bit são as mesmas, e reiniciando a DLL ligada ao contador que não estiver em fase com a maioria dos contadores. Método conforme a reivindicação 1 onde a etapa de determinação descrita é executada por um circuito votador associado a cada contador de um bit. Método da reivindicação 2 onde o circuito votador associado a cada contador de um bit é um votador minoritário da saída dos valores de cada contador. Método da reivindicação 1, que compreende ainda fornecer um sinal de relógio mestre redundante a cada DLL. Método da reivindicação 1 que compreende ainda habilitar cada um dos contadores de um bit apenas quando cada instância de DLL sinalizou que estabilizou a fase, método da reivindicação 5, que compreende ainda reinicializar cada um dos contadores de um bit quando a DLL é reiniciada. Circuito integrado que compreende: 1ª, 2ª e 3ª instâncias de DLL, 1º contador para receber um 1º sinal da 1ª instância de DLL, 2º contador para receber um 2º sinal da 2ª instância de DLL, 3º contador para receber um 3º sinal da 3ª instância de DLL, e um 1º circuito votador minoritário acoplado de modo a receber saídas do 1º, 2º e 3º contadores e ainda acoplado de modo a fornecer um 1º sinal de reinicialização a 1ª instância de DLL. Circuito integrado da reivindicação 7, que compreende ainda: sinal de relógio mestre acoplado a cada entrada da 1ª, 2ª e 3ª instâncias de DLL. Circuito da reivindicação 8 que compreende ainda um 2º votador minoritário acoplado de modo a receber o sinal de saída do 1º, 2º e 3º contadores e para fornecer um sinal de reinicialização a 2ª instância de DLL. Circuito da reivindicação 9, que compreende ainda: uma 1ª porta AND que tem entradas acopladas de modo a receber o sinal estabilizado da 1ª instância de DLL que indica a sincronização desta instância, um 2º sinal da 2ª instância que indica a sincronização desta instância, um 3º sinal da 3ª instância que indica a sincronização desta instância, e tendo ainda a saída acoplada de modo a fornecer o sinal de habilitação do 1º contador. Circuito da reivindicação 10, que compre-

ende ainda: uma 2ª porta AND tendo entradas acopladas ao 2º e 3º sinais estabilizados, e tendo a saída acoplada de modo a fornecer um 2º sinal de habilitação ao segundo contador e um 3ª porta AND tendo entradas conectadas de modo a receber o 1º, 2º e 3º sinais de sincronização e tendo saída que provê habilitação ao 3º contador. Circuito integrado da reivindicação 10, que compreende ainda uma 1ª porta OR tendo entradas acopladas de modo a receber o 1º, 2º e 3º sinais de reinicialização, e tendo saída acoplada de modo a fornecer o sinal de reinicialização ao 1º contador. Circuito da reivindicação 12 que ainda compreende uma 2ª porta OR tendo entradas acopladas de modo a receber o 1º, 2º e 3º sinais de reinicialização, e tendo saída acoplada de modo a fornecer o sinal de reinicialização ao 2º contador, e 3ª porta OR tendo entradas acopladas de modo a receber o 1º, 2º e 3º sinais de reinicialização, e tendo saída acoplada de modo a fornecer o sinal de reinicialização ao 3º contador. Circuito da reivindicação 12 onde cada um dos circuitos contadores é um contador de um bit. Equipamento de correção de erros induzidos por radiação em DLL que compreende: meios de prover ao menos 3 instâncias de DLL, e prover um contador de um bit para cada instância, cada contador de um bit com relógio de uma DLL associada, e meios de determinar se as fases de todos os contadores de um bit são iguais, e meios de reiniciar uma DLL se o seu bit de fase não estiver em fase com a maioria dos outros contadores. Equipamento conforme reivindicação 15, que compreende ainda meios de prover um sinal de relógio mestre redundante a cada instância de DLL. Equipamento conforme reivindicação 15, que compreende ainda meios de habilitar contadores de um bit apenas quando a DLL correspondente sinaliza que estabilizou a fase, Equipamento conforme reivindicação 15, que compreende ainda meios de reinicializar os contadores de um bit quando as DLLs são reinicializadas- Tradução do autor". Segundo o resumo da patente, uma 1ª técnica de mitigação é a redundância tripla dos caminhos lógicos estendida a extensão do FPGA de modo a evitar pontos fracos susceptíveis a SEU. A 2ª técnica de mitigação é a realimentação no modo de redundância tripla, através de circuitos votadores redundantes e saídas lógicas redundantes e circuitos votadores em malhas de realimentação, para garantir que cada módulo lógico vai receber dados precisos do atual estado mesmo que este estado tenha sido perturbado por um SEU. Na 3ª técnica de mitigação, introduz-se uma redundância tripla melhorada com 3 FPGAs, com um 4º dispositivo agindo como circuito votador e empregando redundância de módulos lógicos triplos e realimentação na segunda técnica para prover 9 instâncias de lógicas de usuário de modo a garantir a completa fidelidade do sistema. Esta última técnica protege contra fa-

lhas completas de um chip, o que a redundância tripla convencional não faz. O resto do texto detalha as arquiteturas preferenciais e alternativas à implementação de arquiteturas de FPGAs. Aborda o detalhamento das técnicas de mitigação de SEU, $\frac{3}{4}$ de página A4 letra 8 coluna dupla, a implementação de redundância tripla extensiva nos FPGAs, $\frac{1}{2}$ página A4, a melhoria da redundância tripla, a duplicação lógica e a votação dual (uma página), a parte de conexões fixas, a redundância de memórias voláteis e sua recuperação, a detecção do estado e correção do sistemas de relógio, as especificidades da detecção e correção de SEUs no sistema, a leitura limitada e comparação de registros, configuração parcial e correção de quadros singulares, a leitura limitada e comparação de registro em sistemas com chips duais, e a limpeza/ lavagem (*Scrubbing*), totalizando 11 páginas de descrição do funcionamento do sistema. Figuras padrão de votadores foram omitidas, assim como o conjunto de instruções, e uma figura com as instruções abortar, sincronizar, mandar comando WCFG ao registro CMD, carregar mais, acessar registro FDRI, carregar dados de estrutura/quadros, reinicializar CRC, abortar. As informações críticas são quanto a confiabilidade de FPGAs, e seus modos de falha em ambientes severos, e a nomenclatura alternativa do grupo onde SEU, passa a ser usado apenas para os SEUs que mudam a configuração e transientes para os SEUs que mudam dados sem alterar a configuração.



USPTO 5796935 *Voting Node For A Distributed Control System* é uma patente da Raytheon de 1995 que trata de votação de telecomandos para uso aeronáutico e espacial, cada receptor trabalha independentemente e é acoplado ao votador via sistema ótico, cada um dos receptores tem energia independente, bem como o votador, e isto é feito para 4 instâncias de comando simultaneamente. Quando sem sinal na entrada, o sistema faz verificação com sistema dedicado do circuito (*Built In Test*) para testar se dados sem erros gerados internamente chegam corretamente a saída, de cada sistema de dados e a saída de cada votador, tem 10 reivindicações e 8 figuras em 7 páginas. A USPTO 5809220 *Fault Tolerant Distributed Control System* é uma patente correlata que compartilha boa parte das mesmas figuras, também de 1995, com 16 reivindicações e 8 figuras em 7 páginas. Pelo menos 6 figuras são idênticas em ambas as patentes. A 1a

segundo seu resumo, relaciona-se com sistemas de controle inteligentes distribuídos de múltiplos nós e em particular com nós de votação que tem dispositivos óticamente isolados para operação tolerante a falha, no resumo da 2ª diz-se que o documento relaciona-se com sistemas de controle inteligentes e em particular com o “controle distribuído por luz” TM, que tem fibras óticas conectando nós inteligentes em sistemas de controle distribuído, sistema de uso em aplicações de controle críticas como aeronaves, barcos, veículos, processos industriais, lançamento ou tiro, chaveamento de utilidade etc... Na primeira ao descrever o estado da arte, a *Raytheon* fala de que o TMR (*triple mode redundancy*) de votação majoritária, é ponto de falha singular quanto ao modo de suprimento de energia quando os itens votados e o votador estão no mesmo sistema, melhora com sistemas em separado, mas há questões de sincronismo e riscos com diferenças de tensão, que também reduzem a confiabilidade, votar no atuador pode ser melhor se este atuador tiver características que eliminem os itens de conflito de sistemas independentes, como solenoides especiais, mas em geral tais atuadores são maiores, mais pesados, e mais caros. Ainda na primeira fala que aeronaves e sistemas críticos, tem de garantir que os comandos sejam livres de erros. Na segunda fala-se em sistemas hidráulicos de aeronaves militares e dos programas da NASA, e em especial dos projetos ARINC 429 e 629. As duas patentes defendem sistemas de votação tolerantes a falha de baixo custo. Tabelas referentes a quando testar o que, funções de LEDs de alerta, e diversos outros itens são idênticas em ambos os documentos, que tem não só o mesmo depositante, mas também os mesmos inventores. A 1ª reivindicação da 1ª patente protege um sistema de controle distribuído inteligente tolerante a falhas com diversos nós inteligentes conectados ao menos por um meio de comunicação, cada qual constituído de um circuito de votação e comutação que tenha 1º, 2º, 3º e 4º retransmissores isolados cada qual com 1º e 2º terminal, detalhando as conexões entre os terminais destes retransmissores em acordo com as figuras nesta primeira reivindicação, bem como protege o uso de diodos entre os terminais dos vários retransmissores, depois pede o uso de sistemas de testes integrados (BIT) nos sistemas de vo-

tação da reivindicação 1, depois pede proteção a um sistema redundante de votação para sistemas inteligentes de controle distribuído, que tenha elementos redundantes cada qual formado por transceptor acoplado a um processador, e o circuito de votação já descrito na reivindicação 1, que é todavia descrito de novo com as mesmas palavras na reivindicação 4, sem menção a 1. depois pede proteção a sistemas BIT na reivindicação 4. Depois pede proteção ao circuito de votação da reivindicação 1, descrevendo-o novamente e agora sem menção ao uso em sistema inteligentes de controle distribuídos, e na reivindicação seguinte pede proteção a uso de BIT no circuito reivindicado na 7. Depois pede proteção a BITs capazes de verificar os repetidores óticos isolados como caso específico de BIT, a seguir pede proteção ao método que gera redundância melhorada que usa ao menos 3 elementos redundantes de processamento e comunicação, recebe mensagens de um nó a outro e as processa de modo redundante nos elementos e gera comandos de atuação em dispositivos, gerando 1º, 2º e 3º sinais de atuação, garantir um repetidor sensível a cada comando de atuação (1º, 2º e 3º) e 4 repetidores, sensíveis cada qual a sinais especificados com um esquema de diodos e isolação entre eles descrito na reivindicação e figuras, com isolação adicional de receptores isolados opticamente. As 8 figuras de assuntos comuns são o diagrama de blocos geral comum a ambos os casos¹, o diagrama de blocos do processador de controle digital e comunicação (DCCP)², o diagrama dos instantes de tempo do protocolo determinístico de tratamento de sinal³, diagrama do controle determinístico do transceptor da figura anterior ⁴, diagrama da máquina de estado mostrada na figura 3 relativa a protocolo⁵, algoritmo de acesso da PROM do DCCP⁶, diagrama de votação da figura 1⁷, e diagrama de representação dos receptores óticos isolados. A segunda patente direciona as reivindicações para uso em aeronáutica.

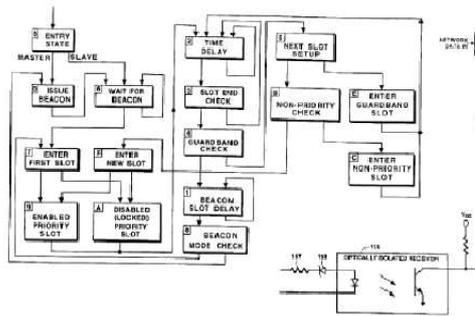


Fig. 1

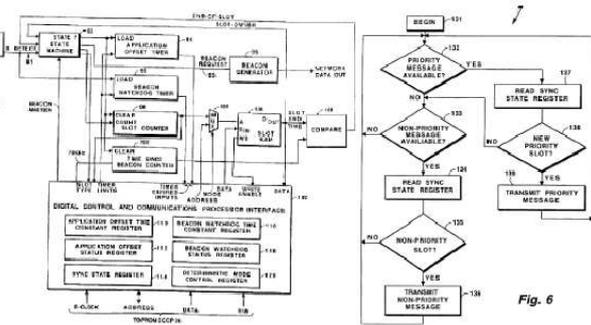


Fig. 6

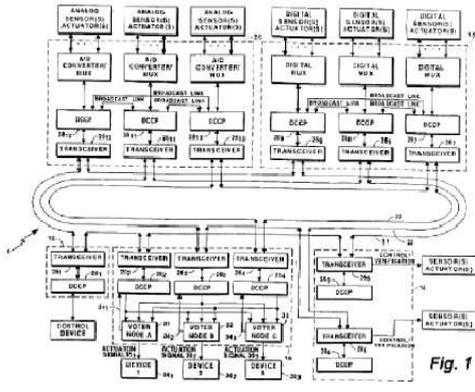


Fig. 7

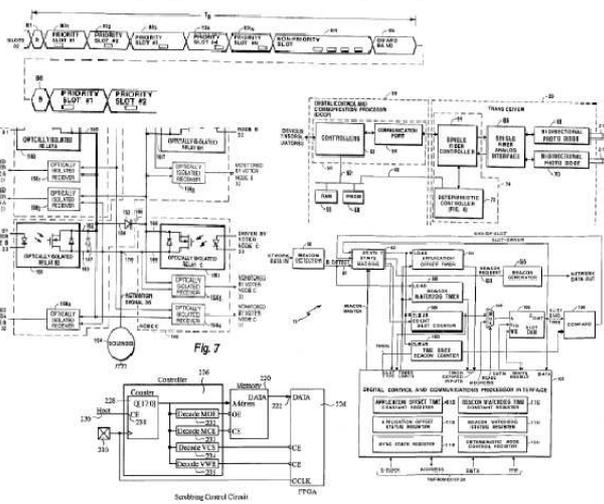
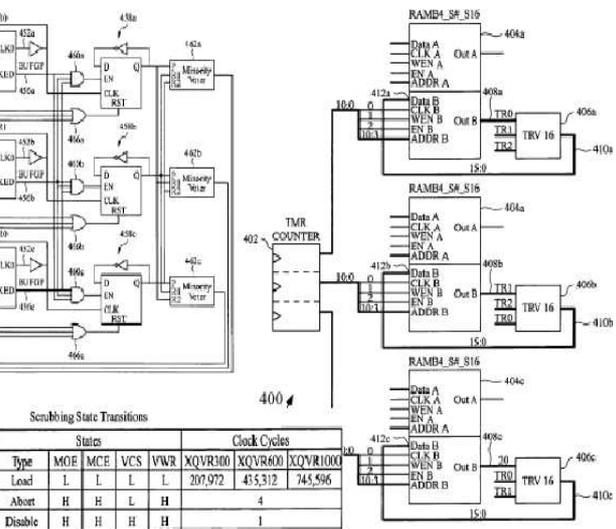
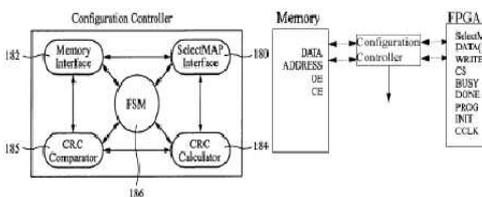


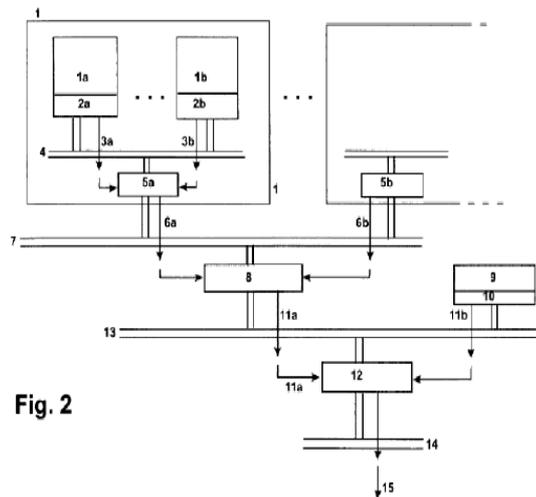
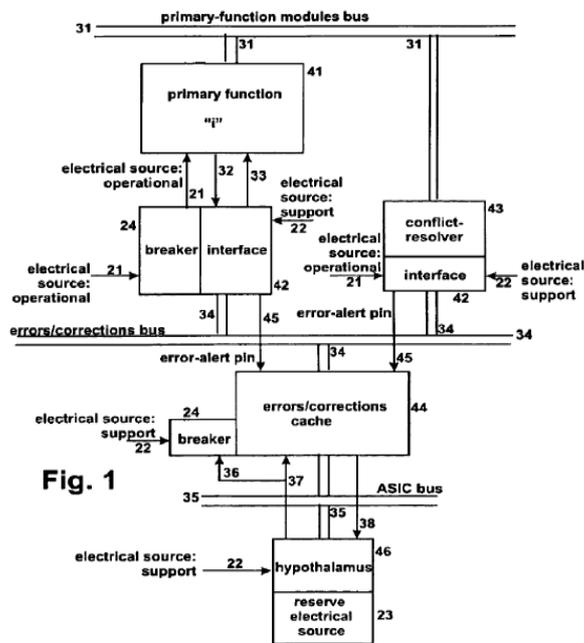
FIG. 13



USPTO 7861106 B2 *Hierarchical Configurations In Error Correcting Computing Systems* é uma patente de uma empresa de consultoria de uma pessoa física, depositada em 18/08/2006 com 20 reivindicações e 6 figuras em 3 páginas de figuras , que usa Biomimética para definir um sistema hierarquizado de computação tolerante a falha. O hipotálamo, controlador do cérebro, é definido via genética, e assim o topo do controle de erros de um sistema de computador tem de ter um programa fixo, seja via FPGA com fusão, seja via ASICS, seja via programa em PROM não regravável. Num segundo nível pode-se ter unidades de verificação mais voláteis, comandadas e programadas pelo “hipotálamo” e com eventual controle de votação entre elas, finalmente em algum nível se vota e controla as unidades que fazem as tarefas finais. A comunicação em cada nível é independente na direção lateral, bem como há protocolos que só permitem subir para o nível mais alto informações pedidas por este nível, e que ainda tem um verificador. Isto impede ataques de vírus a níveis mais altos. A patente comenta que a nível de componentes a detecção de erros deixou de existir na maioria dos processadores, no Pentium 6 original, se fazia o processamento em dois módulos paralelos, e se comparava, repetindo a operação se houvesse desacordo, e hoje não há mais este tipo de ação nos processadores de alto desempenho da Intel, comenta que a este nível são ações de cada empresa, e que é difícil se mudar qualquer coisa. A nível de placa, o projetista pode usar qualquer algoritmo de redundância e qualquer sistema de registro de eventos críticos, e o maior problema em especial para telecomunicações é o tempo de recuperação do sistema quando algo ocorre. Mas para muitas falhas não há proteção por deficiência de projeto, por exemplo falta de fontes redundantes de energia, erro de software e por aí vai. O Boeing 777 tem proteção na aviônica via uso de processadores diferentes, de fabricantes diferentes, cada qual com um software diferente de um fabricante diferente, e votação TMR, assim softwares que já tem baixa falha, via altos requisitos de projeto e teste, e que dificilmente terão falha comum, tem em caso de bug de software uma baixa chance deste bug se manifestar, já que os demais em tese não terão bug no mesmo lugar, e na votação eliminarão a chan-

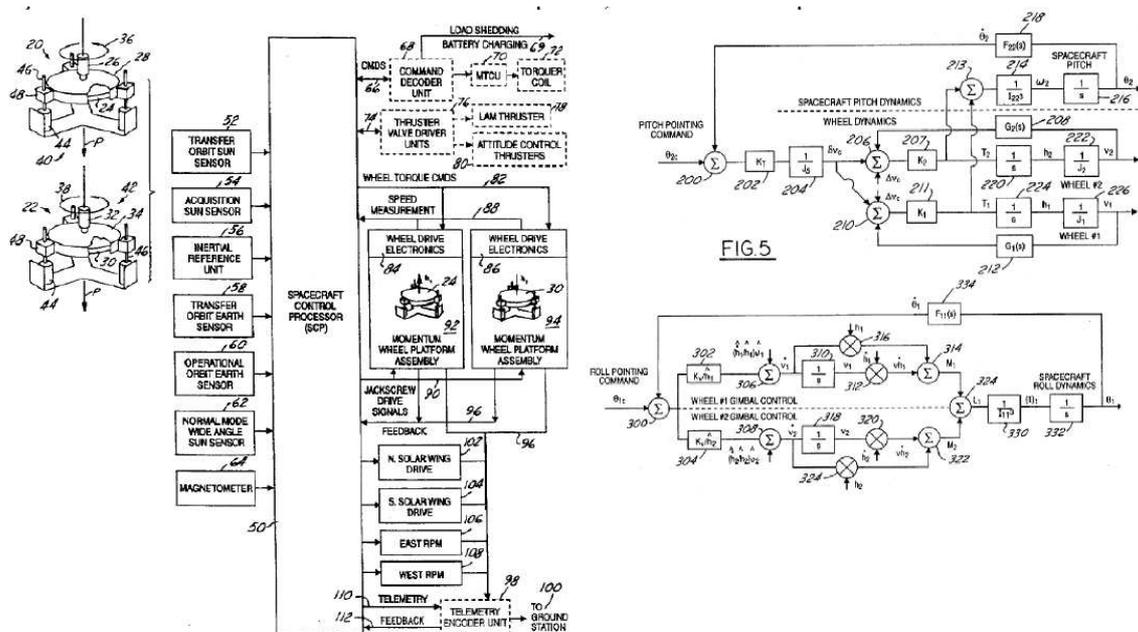
ce deste bug se manifestar. Mesmo assim ocorrem falhas na proteção por existirem elementos do coração do sistema de decisão contra falhas que não são protegidos, a necessidade de software e hardware resistirem ao ataque de agente agressivo ao mesmo tempo para que haja recuperação ou imunidade, e em geral não há sistemas de suporte já incorporado ao hardware do sistema (BIT) para computação em paralelo que forneça alta capacidade de cobertura, ou seja polície muitos itens ao mesmo tempo, que tenha alta capacidade de contenção de erros, e em especial de conter ataques ao sistema, especialmente quando a diversidade de configuração e projeto é usada para garantir tolerância a falhas. Em sistemas vivos, as funções de cada item são limitadas e há maior independência de meios de comunicação, o sistema linfático só mata vírus e agentes invasores, tem sistema de transferência independente, o hipotálamo como já descrito não altera suas funções como o resto do cérebro que aprende. Assim um sistema hierarquizado e com restrições a ação de alguns de seus elementos, **pode ser policiado de modo mais eficiente, já que é mais fácil detetar anomalias**. Esta conclusão em negrito, mesmo que se mude a implementação, assim como no cérebro, o “hipotálamo” é o item mais protegido quanto a tudo, queda de energia, ataques, vibrações etc...O sistema proposto pelo consultor visa também o uso em “sistemas no chip”. O aparecimento ou não de mensagens específicas, ajuda a policiar e proteger o sistema, já que ao deixar de funcionar de modo correto, por exemplo via vírus, o sistema deixa de mandar a mensagem a uma posição de memória, e esta mensagem válida e diferente do dado anterior, é um forte indicativo que o sistema processa como esperado, não travou, não errou por SEU, não mandou para endereço errado por falha de Latch, não parou, não foi atacado por vírus. Um único controlador mais robusto controla mais itens, pois sua tarefa é simples e ele verifica endereços diversos, e o acesso a este endereço protegido por outra unidade de nível mais baixo é protegido por hardware, ou seja só uma unidade acessa cada endereço. As reivindicações são complexas porque o sistema procura ser genérico, fala em mensagens para proteger quando estas são usadas mas quer proteger versões sem mensa-

gens. Apenas 2 figuras são relevantes, as 2 primeiras. A descrição do estado da arte, longa, é interessante por situar o leitor de modo apropriado quanto a falhas e soluções que normalmente não aparecem em livros didáticos.

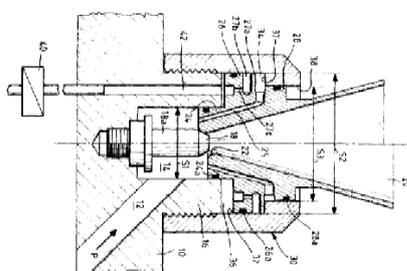


5 CONTROLE DE ATITUDE

USPTO 5692707 *Universal Spacecraft Attitude Steering Control System*. Nesta patente detalha-se o controle de atitude de um satélite que usa duas rodas de reação de eixo paralelo, para redundância. Cada roda apoiada em 3 pontos, pode ter seu eixo reapontado com desvio de até 45° com o eixo nominal, em qualquer ângulo, criando variação de momento angular em outras direções, ou acelerada freada. O eixo nominal das rodas é colocado na direção de arfagem, e elas podem girar em velocidades distintas ou iguais e de mesma direção, ou iguais e opostas, ou opostas e distintas dependendo de requisitos da missão. O movimento do apoio das rodas é feito por parafusos de movimento e motores elétricos. O detalhamento de dimensionamento e de inclusão na malha de controle é apresentado na patente. Geoestacionários como o Hughes HS601 usam uma só roda com 90° de variação possível de apontamento. Sem redundância. Esta patente da própria Hughes visava a melhoria do desempenho de satélites com tecnologia de variação de apontamento das rodas. Na data do depósito, 15/05/1995 era uma garantia ao desenvolvimento da técnica, e deve ter voado em algum satélite posterior. A Hughes reivindicava que com escala entre as rodas de mesma direção, ou variações em torno da velocidade comum de rodas opostas, o sistema tinha apontamento mais refinado.



USPTO 5749559 *Device For Controlling A Spacecraft By Gating Gas Via A Moving Nozzle*. Um bocal convergente divergente tem sua garganta formada pela entrada do bocal e um pino central, a pressão do gás afasta o bocal móvel do pino regulando a folga e vazão de bloqueio, cavidades estanques entre o bocal e sede, graças a o rings, alimentadas por gás para compensar eventuais vazamentos de longo prazo e para controle da pressão de trabalho e relações de folga, dão a força de retorno. O bocal fecha quando a pressão é baixa, e abre apenas quando a pressão próxima a nominal é atingida, de forma que o impulso total no sistema é maximizado para uma dada quantidade de gás. O proprietário da patente é a Societé General de Propulsion da França, e o domínio público inicia-se em 20/10/2015.



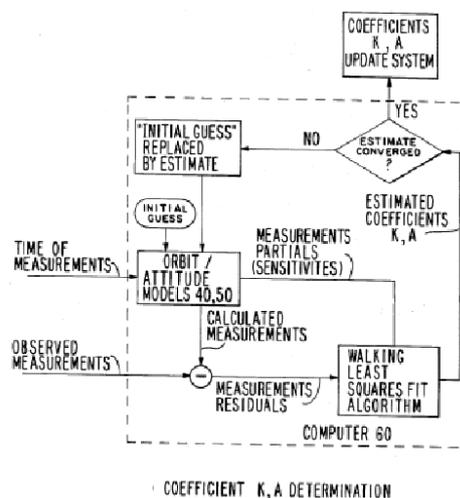
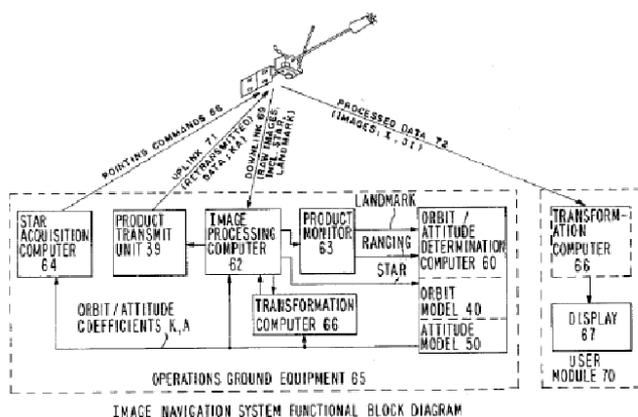
USPTO 5931418 *Functionally Independent Spacecraft Module*. Esta patente detalha um módulo de aviônica para controle de atitude de satélite para ser instalado em adaptadores satélite lançador. Por aviônica entende-se computador de controle de atitude, giroscópios e acelerômetros e demais itens não dependentes de missão, opcionalmente este sistema tem componentes de suprimento de energia, para menor dependência da plataforma orbital ou maior redundância, incluindo a bateria, e tem opções de transferência de dado via conector ou rádio. Seu controle térmico pode incluir um tubo de calor. A proprietária da patente é a TRW, como o depósito foi em 20/12/1996, a proteção cessa no final de 2016. O módulo independente de uso geral e uso de técnicas auxiliares para este é uma proteção um tanto quanto tênue, já que uma placa dentro do satélite faz o mesmo trabalho. A TRW para justificar a patente, ao falar do estado da arte ataca frontalmente o conceito de plataformas multi-missão em sua página 13, ao comentar que o uso de plataformas de desenho padrão para uso em múltiplas missões esbarra no fato de que de missão para missão são necessárias adaptações face a

controle térmico, mudança de órbita e requisitos diferentes quanto a posição dos sensores, adequação do porte da plataforma a carga útil, verificação estrutural do conjunto e outros fatores que exigem alto custo de engenharia e comprovação via testes. O batimento entre dois equipamentos com frequências de ressonância muito próxima, que gerava transferência de energia de um para o outro e oscilações, de modo similar ao que ocorre ao se testar a afinação de um violão, onde apertando o traste certo a outra corda vibra sem ser tocada, e dependendo de quão próxima está a afinação vê-se oscilações de amplitude em ambas, mostra que não se pode abolir testes, pois ressonâncias entre elementos da carga útil e plataforma podem ocorrer, envolvendo qualquer nível, placa de CI a placa de CI, câmaras e caixas eletrônicas, suportes de cablagem e guias de onda e assim por diante. Outro ponto criticado pela TRW é a questão de que satélites caixa, com caixas eletrônicas são muito ineficientes estruturalmente, e que há muito uso desnecessário de cablagem. Até parece que a patente foi usada como instrumento de propaganda contra algum concorrente.

USPTO 3715594 *Space Vehicle System for Determining Earths Ultraviolet Radiation Limb*, bem antiga, já tentava substituir os sensores de horizonte de infravermelho por sensores de ultravioleta, tentando melhorar sua resposta, mesmo ainda usando varredura mecânica, mas com uma espécie de grade como o sensor solar do INPE.

USPTO 4688092 *Satellite Camera Image Navigation* - USPTO 6023291 *Satellite Attitude Determination and Image Navigation by Means of Earth Edge and Landmark Measurement*, tratam de uso de pontos conhecidos, e destes pontos conhecidos e posição da borda da Terra para determinação de atitude. A mais antiga, relativa aos satélites da NOA, usam processamento auxiliar no solo para satélites Geoestacionários, como o GOES, e transmissão de dados. A mais recente reivindica um método, de forma genérica, mas no fundo descreve um método com 122 equações, que é capaz de corrigir via decomposição em série de Fourier temporal para o desalinhamento, os efeitos deste desalinhamentos. Nesta segunda patente, há correções para não esfericidade da Terra e determinações suplementares com marcas perto do horizonte. A mais antiga é de 06/05/1986,

já livre, e a segunda de 29/09/1997, a ficar livre em 2017. Não tratam de algoritmos de velocimetria, ou seja dinâmicos. Deve-se notar que podem haver patentes de algoritmos de velocimetria em sigilo, colocadas para restringir o uso da técnica por terceiros.



USPTO 5959576 *Satellite attitude determination using GPS and intersatellite line of sight communications*, de 12/08/1997, descreve um procedimento base para determinação de atitude com GPS, outro procedimento é descrito na patente 5943008 *Single Global Positioning System Receiver Capable Of Attitude Determination*.

USPTO 20100228481 *Image navigation and registration accuracy improvement using parametric systematic error correction*, 14/04/2010, e USPTO 20080114546 *Image Navigation And Registration Accuracy Improvement Using Parametric Systematic Error Correction* (15/11/2006) ambas de Kamel, via empresa, antes fez várias patentes de controle de atitude para a NOAA, patenteou um sistema de determinação de atitude para satélites GEO, via marcos na Terra tanto no visível como no infravermelho, e estrelas visíveis ao GEO em qualquer banda e valores de range, simultaneamente. A patente se baseia em parte no livro de Byron Tapley, *Statistical Orbit determination* e aplica técnicas similares para gerar o algoritmo de determinação de atitude chamado pelo autor de PARSEC, que vem de *Parametric Systematic Error Correction*, que usa ao menos 12 coeficientes de correção do algoritmo, para cada dado de imagem de estrela ou alvo no solo, com as mesmas reivindicações diferem nos valores do sistema de aproximação paramétrica. Na patente USPTO 20080114546 *Image Navigation*

And Registration Accuracy Improvement Using Parametric Systematic Error Correction, os mesmos autores em 15/11/2006 se ocupam além do controle de atitude, do aspecto de comunicação e registro da imagem usando o mesmo algoritmo, com variações de coeficientes e fazem 39 reivindicações.

Há bastante patentes de propulsão a plasma pulsada e propulsão iônica, ambas tem como base a ideia de que o sistema de energia tem uma vida longa e um peso limitado, e caso este sistema entregue uma energia de painéis solares por unidade de massa muito maior que a disponível em qualquer combustível disponível, esta redução de massa de combustível pode mais que compensar o peso do energizador, ainda mais que se pode reduzir peso de tanques e tubulações se o líquido for de baixa pressão de vapor. No caso de sistemas pulsados, a maior questão é o controle, principalmente porque tem-se que bloquear o retorno do fluido, e garantir que o fluido não saia com energia não uniforme. Na USPO 6269629 *Micro-Pulsed Plasma Thruster Having Coaxial Cable Segment Propellant Modules* lança-se uma configuração de cabo coaxial a tubo externo como pares de eletrodos e um polímero entre eles a ser vaporizado pela descarga. Usando mais de 1000 V de tensão, e entregando correntes de ruptura altas, o sistema pode entregar muita energia por unidade de massa evaporada. A turma de LCP testou uma cópia desta patente como tese de aluno. Outro modo de trabalho é usar materiais condutivos de alto ponto de fusão como base, e materiais condutivos sólidos de baixo ponto de fusão no condutor central, ou na casca externa ou em ambos, ou ainda usar um fole de alto ponto de fusão e bloco de material de baixo ponto de fusão e espaçador com PCM, que como resultado geram pulso de gás a alta temperatura, e aceleração via tubos capilares ou bocal convergente divergente geram altos impulsos por unidade de massa, a patente USPTO 6153976 *Pulsed Plasma Thruster With Electric Switch Enabling Use Of A Solid Electrically Conductive Propellant* trata de arranjos deste tipo de qualquer forma, reivindicação 1 que usem capacitor de acumulação de energia, e depois de arranjo anular como forma particular. Outra ideia é correr um líquido condutor, seja metal líquido (sódio, mercúrio) ou líquido iônico sobre materiais condutivos ou não, e gerar a faísca de um ele-

trodo ao outro, eventualmente ambos com líquidos condutivos. Materiais ora com estado sólido, ora líquidos, como o sódio que funde a 98 °C, pode ser usado para arranjo de recarga capilar, funde, recarrega, esfria o elemento do bocal, e dispara-se a faísca, isto não está patenteado, muito menos se combinado com a ideia de bocal móvel, por exemplo cone central e cone externo, seja por mola ou eletroímã. A patente USPTO 7530218 *Pulsed Plasma Thruster Using Vapor* trata de um sistema com reservatório de gás, membrana de controle, pré-câmara com o primeiro eletrodo, passagem convergente divergente entre a pré-câmara e a câmara final, e câmara final retangular com eletrodos de placas paralelas, liberado o gás pela membrana de controle, ele vai a pré-câmara, fecha-se a membrana, ioniza-se na primeira câmara, e o gás semi-ionizado serve de chave para o arco onde passa, e a segunda ionização funciona tal e qual pós-combustor de sistemas supersônicos. 6216445 *Micro pulsed plasma thruster and method of operating same* trata de um sistema sem chaves mecânicas, a câmara principal tem um bloco sólido sublimável e um aquecedor elétrico com chaveamento não mecânico, que aquece a parte de trás do bloco, que é colocado numa condição de extremo frio, entre esta câmara e a câmara de ignição estão pequenos furos em paralelo, tem-se a câmara de ignição com eletrodos de qualquer forma, mas preferivelmente placas paralelas, e o bocal convergente divergente. Outras patentes são: US20070045248 *Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver*, 6769241 *Description of methods to increase propellant throughput in a micro pulsed plasma thruster* (Ligam-se em série sistemas de eletrodos de fio e casca concêntricos com material entre eles e sem material entre eles, isolados entre si, pulsou e gerou plasma, o segundo descarrega arco secundário aumentando a velocidade do mesmo), 6818853 *Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver*, 7518085 *Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver*, 7053333 *Vacuum arc plasma thrusters with inductive energy storage driver*, US20080202093 *Pulsed plasma thruster using vapor and method of making*, US20030033797 *Description of methods to increase propellant throughput in a micro pulsed plasma thruster*, US20050217238 *Pulsed plasma thruster and method of making*, 7302792 *Pulsed plasma thruster and method of making* (Sistema multica-madas de eletrodos e combustível empilhados para eliminar problemas sistemas de eletrodo central e anular com movimento de combustível por molas com combustível sólido e

compressão ou líquido e sistema de alimentação), US20080163605 *Pulsed Plasma Thruster and Method of Making* (Array de PPTs feito sobre circuito impresso), US20050217238 *Pulsed plasma thruster and method of making*. Vários sistemas (ex.:7053333) trocam o acúmulo capacitivo de energia por indutivo e são iguais aos seus pares capacitivos. Tomemos por exemplo um sistema de carga capilar de material condutivo passível de liquefação, solidificação para abastecer os eletrodos, pulso de pré-ionização, abertura de selo intermediário por pressão ou pela passagem de corrente, e arco secundário via passagem de plasma, será que isto está protegido? Por exemplo, uma esponja de Bombril poderia reter Lítio (que funde a 180 °C), e levá-lo por capilaridade a uma câmara de recarga primária, em série com a secundária via tubo de isolante, arco na primeira, o gás passa na segunda e dá arco secundário, se esfria entre as câmaras o próprio lítio sela. Aquecimento solar, inércia, pouca perda térmica onde desejado e afins podem fazer dar certo. Note que a lâ de aço não funde, dura e tem energia de superfície se limpa maior que a do Lítio, sendo o Lítio pequeno em termos de massa atômica, sua velocidade é maior para a mesma energia entregue, similar ao caso da água mais leve e CO₂ mais pesado em combustível de foguetes, obtendo-se mais empuxo por unidade de massa, será que compensa o gasto de energia? O INPE em princípio está bem servido em termos de motor iônico não pulsado, de aceleração via grade, mas pode aproveitar princípios de alimentação de alguns sistemas pulsados, que vão desde a lapiseira e vareta central, a sistemas de sublimação ou de alimentação capilar e fusão parcial apenas no momento do uso.

USPTO 5943008 *Single Global Positioning System Receiver Capable Of Attitude Determination* é uma patente da *Rockwell Science Center* depositada em 23/09/1997 (expira em 2017) que tem 3 figuras e 20 reivindicações, que trata de determinação de atitude com um único receptor GPS e não um por antena como é o tradicional, uma antena tiver conexão direta com o receptor e as demais atrasos controlados e diferentes, pode-se receber o sinal dos 3 satélites e decodificar o GPS, sem risco de interferência destrutiva em nenhuma antena, as informações de fase e amplitude de cada sinal GPS e sua evolução no tempo, permitem via cálculos determinar

as diferenças de fase, pois face ao movimento cada sinal passa periodicamente por máximo, fase zero, e como o ganho da antena e distância ao emissor mudam devagar, pode-se tirar fase de cada sinal por variação de amplitude no curto período, levando em conta os atrasos do controlador, tem-se as fases relevantes e a partir daí a direção de cada satélite com relação a antena. O sistema usa no mínimo 3 antenas, om mais antenas, a precisão aumenta.

USPTO 7729816 *System And Method For Correcting Attitude Estimation* é uma patente da ITT de 23/01/2006 com 6 páginas de figuras, e 7 figuras ao todo, resultado de contrato NASA ITT, NNG4HZ07C. Como para pequenos ângulos o termo em seno da matriz de transformação aplicada sobre as velocidades angulares, caso de geostacionários bem estabilizados, as derivadas dos ângulos de rolamento, arfagem e guidade são respectivamente as rotações angulares w_x , w_e+w_y e w_z , para w_z apontado para o ponto subsatélite, e w_e a rotação sideral da Terra, o que permite integração com facilidade de dados de sensores inerciais. Dados das unidades inerciais, em geral são os dados de velocidade angular reais corrompidos pela dinâmica do sensor e efeitos de transmissão, discretização e afins. Integrados dão ângulos, e o são integrados com taxas altas, num exemplo da patente com 100 Hz. O sinal integrado é injetado em paralelo ao sinal de um compensador de dinâmica do instrumento em um somador, que também recebe informação de outros instrumentos não inerciais em frequência baixa. Dos 3 sinais sai a estimativa de atitude. O compensador tanto pode ter um ganho constante sobre as taxas como do modo apresentado na figura 4 usar $\theta_{comp}(n)=-a_1\theta_{comp}(n-1)-a_2\theta_{comp}(n-2)+b_0r(n)+b_1r(n-1)+b_2r(n-2)$. A patente afirma que somando as 3 atitudes ponderadamente, tem-se sem uso de derivação, que gera ruídos, estimativas de atitude precisas.

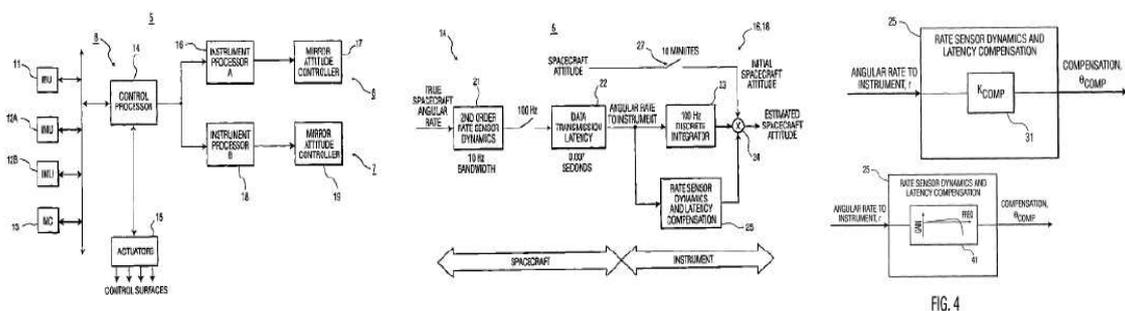
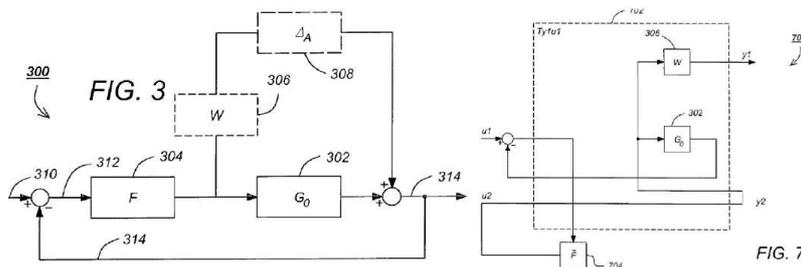


FIG. 4

USPTO 7337021 *Robust Spacecraft Controller And Method For Designing Same* é

uma patente da *Boeing* de 30/09/2004 com 9 desenhos em 8 páginas e 36 reivindicações, e aborda controles robustos baseados no uso de uma função limitante T para a diferença entre a parte modelada do sistema e sua resposta real introduzida adequadamente na malha de controle. É a primeira vez que eu vi em qualquer patente que examinei equações nas reivindicações, entre os quais a solução da equação de *Riccati* para jogos, métodos de controle robusto usam com frequência esta equação para tratar a decisão de atuação como uma decisão de risco em um jogo dinâmico com equilíbrio de *Nash*, em que o controle tenta usar a melhor estratégia mista a cada instante. O sistema foi desenvolvido para facilitar a transferência da órbita de estacionamento para a órbita geoestacionária, onde o elemento não modelável são as oscilações de combustível e membrana. As figuras 1 e 2 detalham sistemas de satélite convencionais e não são reproduzidas neste documento, a figura 3 dá o *loop* básico de controle, a figura 4 dá o diagrama de blocos de projeto de sistemas robustos conforme a patente que é um pipeline sem realimentações onde determina-se o modelo dinâmico do sistema, depois acha-se a função de ponderação W que limita a dinâmica não modelada, determina-se a transformada do modelo estendido que inclui W , define-se o controle para o modelo estendido, aplica-se a transformada inversa e se obtém o controle. A figura 5 mostra o sistema de coordenadas do satélite e o da roda de reação para desenvolvimento de equações, e a 6 ilustra como avaliar a função W via diagrama de Bode, a figura 7 ilustra a forma do controle obtido como diagrama, e a 8 ilustra a transformada de deslocamento bilinear de polos na solução do problema, conforme descrito na caixa de texto após este parágrafo. Alguns documentos como: *Einicke, G.A-Tese PhD Univ. Adelaide 1995, I3E Transactions on Automatic Control 37(9) p 1283, Huang et al, Proceedings of the 42nd IEEE Conference on Decision and Control, Chung et al, Transactions on Automatic Control 43(2) p 143, Automatica 37 (2001) p 429, Journal of Mathematical Analysis and Applications p 267, e um curso on line da Universidade de Duisburg, detalham o uso*

da equação de *Riccati* e equação de *Riccati* para jogos, inclusive em controle robusto. A grande questão é se os erros de computação de bordo podem ser modelados como uma função W , e se é possível não escapar das restrições geradas pela patente caso isto ocorra, já que a reivindicação 1 é bem ampla. Será que é possível implementar uma versão analógica da equação de *Riccati* para jogos, via controlador dedicado, para evitar problemas com a patente em caso de ser possível tratar os erros de computação como fator de jogo?



Para ω as rotações e h o momento angular e I a matriz de inércia, e condição inicial de rotação só em z com ω_s

$$\begin{bmatrix} \Delta \dot{\omega} \\ \Delta \dot{h} \end{bmatrix} = T \begin{bmatrix} \Delta \dot{\omega}_0 \\ \Delta \dot{h}_0 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -I^{-1} e_w \\ 1 \end{bmatrix} \tau \quad T = \begin{bmatrix} -I^{-1}[\omega_0^T I - (I \omega_0 + h_0)^x] & -I^{-1} \omega_0^T e_{ws} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad \omega = \begin{bmatrix} \omega_x \\ \omega_y \\ \omega_z \end{bmatrix} \quad h = \begin{bmatrix} h_x \\ h_y \\ h_z \end{bmatrix} \quad I = \begin{bmatrix} I_{11} & I_{12} & I_{13} \\ I_{21} & I_{22} & I_{23} \\ I_{31} & I_{32} & I_{33} \end{bmatrix}$$

o momento angular tem componentes só em x e y $-I_{13}\omega_s$ e $-I_{23}\omega_s$. τ é um torque aplicado pela roda de reação, e o operador x definido como abaixo:

$$\begin{bmatrix} \bar{i} & \bar{j} & \bar{k} \\ a_1 & a_2 & a_3 \\ b_1 & b_2 & b_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} a_2 b_3 - a_3 b_2 \\ a_3 b_1 - a_1 b_3 \\ a_1 b_2 - a_2 b_1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} b_1 \\ b_2 \\ b_3 \end{bmatrix} a^x t \Rightarrow a^x = \begin{bmatrix} 0 & -a_3 & a_2 \\ a_3 & 0 & -a_1 \\ -a_2 & a_1 & 0 \end{bmatrix}, \quad \omega^x = \begin{bmatrix} 0 & -\omega_3 & \omega_2 \\ \omega_3 & 0 & -\omega_1 \\ -\omega_2 & \omega_1 & 0 \end{bmatrix}$$

um exemplo de transformada bilinear possível de uso é $s = (\tilde{s}+p_1)(1+\tilde{s}/p_1)^{-1}$. O modelo base do sistema, o modelo estendido e a equação de Riccati que parametriza \tilde{F} podem ser escritos como:

$$M = W^* \tilde{F}^* (I + G \tilde{F})^{-1} \quad T_{\tilde{y}/\tilde{u}} = \begin{bmatrix} A & B_1 & B_2 \\ C_1 & D_{11} & D_{12} \\ C_2 & D_{21} & D_{22} \end{bmatrix} \quad \tilde{F} = \left[\begin{array}{c|c} A + B_1 B_1^T P + B_2 R + Z L C_2 & -Z L \\ \hline R & 0 \end{array} \right]$$

para $R = -B_2^T P$, $L = -Q C_2^T e = I(PQ)^{-1}$,

$$P = Ric \begin{bmatrix} A & B_1 B_1^T - B_2 B_2^T \\ -C_1^T & -A^T \end{bmatrix} \quad Q = Ric \begin{bmatrix} A^T & C_1^T C_1 - C_2^T C_2 \\ -B_1 B_1^T & -A \end{bmatrix}$$

e pode-se fazer uso da transformada inversa $\tilde{s} = (-s+p_1)(p_2-1) s^{-1}$.

USPTO 6600976 Gyroless Control System For Zero Momentum Three Axis Stabilized Spacecraft e USPTO 6702234 Fault Tolerant Attitude Control System For Zero Momentum Spacecraft são duas patentes casadas depositadas em 29/03/2002 pela Lockheed Martin Co, que tem respectivamente 26 e 52 reivindi-

cações e ambas duas figuras em duas páginas. A 1ª pede na sua reivindicação chave o uso de método de manutenção de controle de atitude de um satélite geossíncrono (*fechou demais*) onde não se tem medição direta de derivadas dos ângulos e onde se usa rodas de reação que tem: uso de sensores de horizonte para medição dos ângulos de arfagem e rolamento, uso de roda de reação com um momento na direção de arfagem positivo, aplicação de torque giroscópico para mover a montagem da roda de reação no plano de arfagem/rolamento dado pela taxa orbital, amortecer o acoplamento dinâmico entre rolamento e guinada que resulta da existência de um momento polarizado não nulo na direção de arfagem. Depois pede o uso do método descrito onde o controle estima taxas de variação de rolamento e arfagem com base na derivação de dados de sensores de horizonte, H , em baixa frequência e, no momento angular da roda, H_z e no momento de inércia da roda I_z , e $W=H_z/I_z$, de reação na alta frequência, (*somando os sinais via $F H + (1-F)W$, onde F é a função de filtro*), método como descrito que usa direto os dados da roda de reação se o Sol não for visível. Método conforme a reivindicação base onde se preserva o quaternion usando taxas angulares conhecidas entre os sistemas de referência do satélite e da órbita graças a modelo, método conforme reivindicação base onde se tem pseudo velocidades angulares a partir de derivadas de rolamento e arfagem e dados da roda de reação, e uso deste dado para atenuar os ruídos do sensor de horizonte e manter um controle de alta largura de banda de rolamento e arfagem, método conforme reivindicação 1 com momento da roda de reação entre 0,92 e 2,3 kg m/s, mais tarde defende o cálculo dos torques, inclusive o que desacopla os modos. Usa $F(s) = \frac{wn^{-2} w^2 d(k s^2 + 2 r n w n s + wn^2)}{(s^2 + 2 r d w d s + wd^2)}$, com parâmetros k , r e w tabelados na patente. Os torques são para a arfagem e rolamento da forma $A\theta + B\theta \, d/dt$, desta forma para a guinada com Sol visível, e proporcionais ao momento da roda quando não visível. Uma malha de controle com função de transferência $G(s) = \frac{K s w^2 d \text{damp}}{(s^2 + 2 r \text{damp} w \text{damp} s + w \text{damp}^2)}$, com $K=150000$, $r \text{damp}=0,9$ e $w \text{damp}=0,0004$ mata o acoplamento entre guinada e rolamento. Detalhe é que nenhum dos elementos inovadores do sistema foi protegido para satélites não geoestacionários na 1ª patente. Na outra paten-

te, para compensar a besteira do geostacionário da reivindicação chave, pede proteção a controle de atitude para espaçonaves com guinada vertical de um sistema que chaveia do controle tradicional para outro que é igual ao da patente 6600976, só que não precisa mais ser geostacionário, e que reabilita o modo baseado em giro quando o sistema de giro volta a funcionar, seja via re-inicialização de seu computador, troca pelo computador reserva, ou por se ligar um giro extra, que sente um eixo inclinado em relação aos 3 base, defende também uma estrutura clássica baseada em PID-Filtro de Kalman e cálculo dos erros a partir de dados de sensor de horizonte (terrestre), sensor solar, e unidade inercial, e fala de um sistema de controle de redundância, que basicamente chaveia o sistema do modo sem giro para o modo com IMU, e ainda tenta restaurar a unidade.

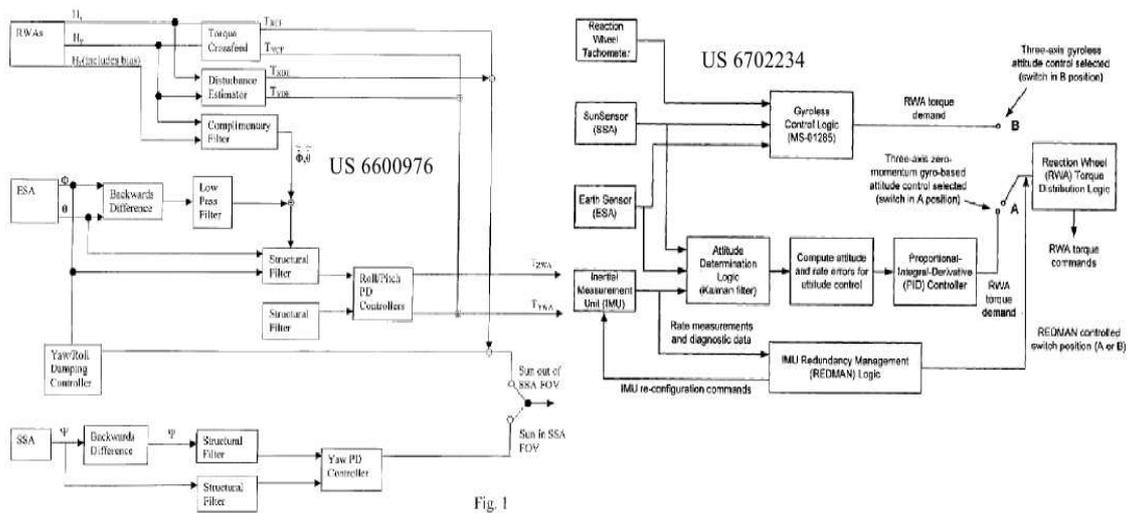
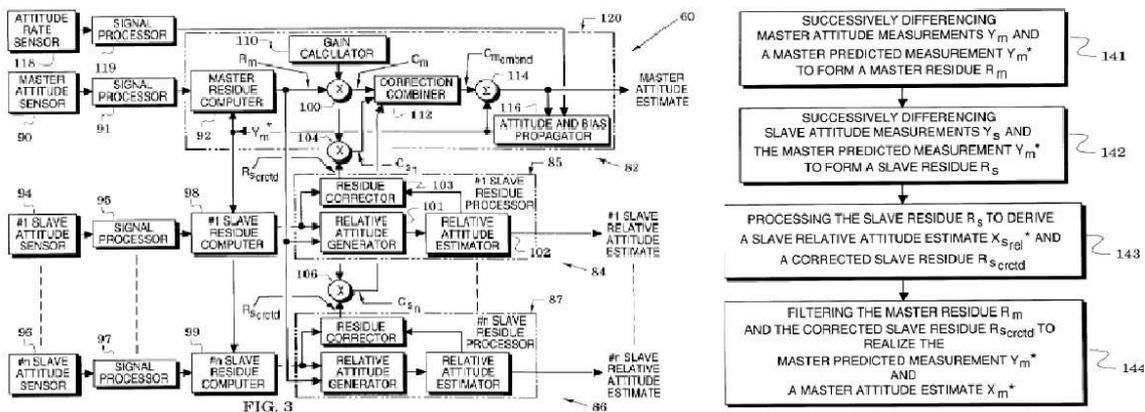


Fig. 1

USPTO 6595469 *Attitude Control Methods And Systems For Multiple-Payload Spacecraft* é uma patente da *Boeing* de 28/10/2001 voltada a estimativas de atitude para satélites com uma carga útil principal e ao menos uma carga útil secundária, já que vibração e dilatação térmica diferencial e outros itens podem fazer a atitude momentânea não coincidir, onde conforme a reivindicação base faz-se diferenças sucessivas entre médias e predição de atitudes das várias cargas para gerar respectivamente resíduos da carga principal e secundárias, as cargas secundárias tem processamento sobre seus resíduos individuais para gerar estimativas de atitude de cada carga secundária e estimativas corrigidas de seus resíduos, as estimativas corrigidas dos resíduos e o resí-

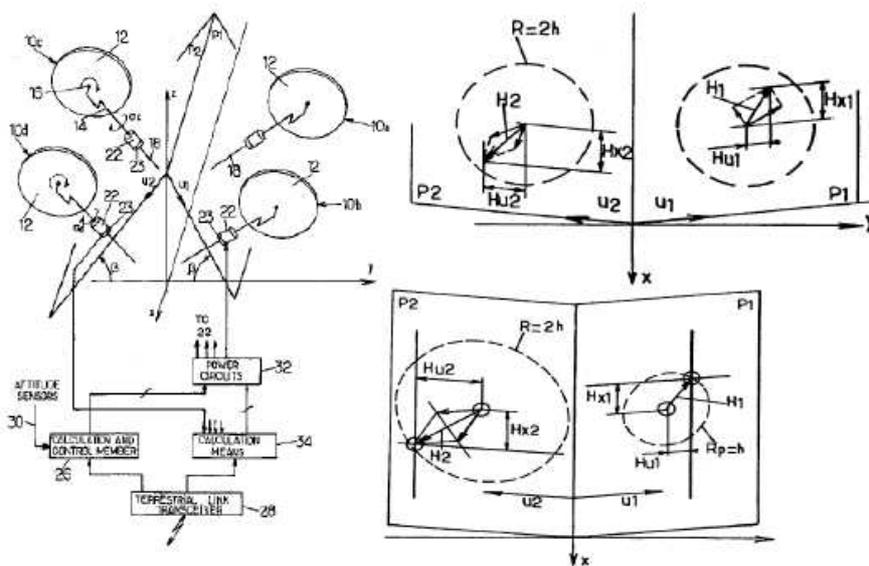
duo base da carga principal são usados pelo processamento para estimar, por exemplo via filtros, de Kalman ou não, a atitude da carga principal, determinando-se assim o conjunto de todas as atitudes relevantes. Nas demais 27 reivindicações, a patente defende o uso exclusivo de com o uso ao menos de um sensor de atitude para cada carga útil principal ou não, defende o uso como sensor para qualquer tipo de carga da reivindicação 2 de sensores de feixe, solar, de estrela e terrestre/horizonte; depois pede o uso de passos sucessivos de gerar diferenças entre os resíduos da carga principal e secundárias para achar erros de atitude entre as cargas secundárias e principal, medidas de atitudes relativas, e usá-las para estimar as atitudes relativas, e gerar destas estimativas as atitudes corrigidas das cargas secundárias; depois pede o uso de ganhos de filtragem sobre estimativas de resíduos para correções e a partir das correções incorporar dados de algum sensor da atitude da carga principal, depois pede o uso de giroscópios como um destes possíveis sensores, depois o uso do filtro de Kalman como um dos possíveis filtros, depois o uso de qualquer esquema de filtragem com ao menos um ganho pré-determinado, uso de métodos em que se use estimativas anteriores da atitude da carga principal para melhoria da estimativa das atitudes das cargas secundárias, depois faz uma reivindicação parecida com a base com outra disposição de usos de variáveis, e repete reivindicações análogas as de suporte até a reivindicação 20, a partir daí a defende os direitos sobre satélites que tenham corpo principal, carga útil principal, cargas úteis secundárias, ao menos um painel solar e um computador de processamento para controle de atitude, este último aplicando o sistema já reivindicado, depois repete as reivindicações auxiliares agora para este satélite. As figuras 3 e 4 são efetivamente relacionadas com a patente e as demais descrevem o estado da arte, ou configurações de satélite em geral. A figura 3 é o diagrama de configuração dos elementos do sistema, fluxo de sinais e ações com os sinais. A figura 4 mostra apenas o diagrama base da ideia do processamento usado, via diagrama de blocos computacional.



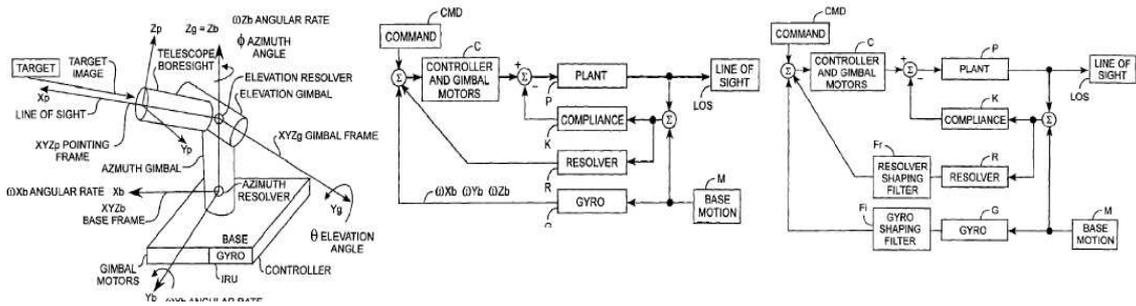
USPTO 7171290 *Method And Device For Controlling Satellite Attitude And Steering Using a Gyrodynne Cluster* é uma patente da EADS de 2606/2001 com PCT de 24/06/2002 e depósito nos USA em 29/12/2003 com 12 reivindicações e 3 figuras em 2 páginas. A patente ao invés de frear ou acelerar rodas de reação muda seu apontamento, a grande diferença é que ao invés de alterar a variação de apontamento de uma só roda, ela distribui esta alteração de modo a evitar situações em que o sistema tem menor controlabilidade, como com as duas rodas alinhadas, e mesmo com 4 rodas, só duas direções principais são contempladas com rodas apontando nelas na condição de partida. A capacidade do sistema gerar um torque de controle de atitude pode ser escrita de forma geral a partir matriz Jacobiana A de elementos a_{ij} são as derivadas das componentes de momento angular na direção i com relação taxa de s giro de cada roda j , como $C = A(s)(ds/dt)$. A máxima capacidade de controle é só com duas rodas a 90° uma da outra, 3 a 120° uma da outra e 4 nas diagonais de um cubo. A patente pede proteção a um método de controle de atitude de satélites que tem um conjunto de ao menos 4 atuadores giroscópicos com seus respectivos eixos montados em cardãs passíveis se serem comandados de acordo com eixos de uma ou duas direções que são fixas com relação ao satélite para formar ao menos 2 grupos de atuadores dos quais um grupo tem ao menos 2 atuadores, em um método com os passos de medir a atitude do satélite com quaisquer sensores a bordo do mesmo, calcular o torque necessário a manobra de mudança de atitude, calcular uma linearização baseada na pseudo inversa da matriz Jacobiana da função associando as orientações dos chamados atuadores com o momento angular total do conjunto com o objetivo de determinar as novas orientações dos cardãs, coman-

dar as rodas para entregar o torque necessário a manobra com a restrição de que na determinação das novas orientações se procurará manter o conjunto o mais longe o possível das situações singulares por meio da divisão da variação de momento angular entre os 2 grupos de atuadores de modo a manter o momento angular ortogonal a duas direções de controle. Depois pede a adoção de um passo de verificação de qualquer critério de afastamento de situação singular em sistemas conforme a reivindicação base, depois pede proteção aos critérios de afastamento mínimo com alinhamento e máximo com ortogonalidade, depois pede o uso ou do seno entre os vetores de momento angular ou a norma do produto vetorial de ambos como ferramenta de controle do afastamento da condição singular, depois defende o uso de 120° para os atuadores em grupos de 3 atuadores, para este caso defende a soma dos 3 produtos vetoriais e/ou áreas de triângulos cujos vértices sejam os momentos angulares dos 3 atuadores de origens coincidentes.

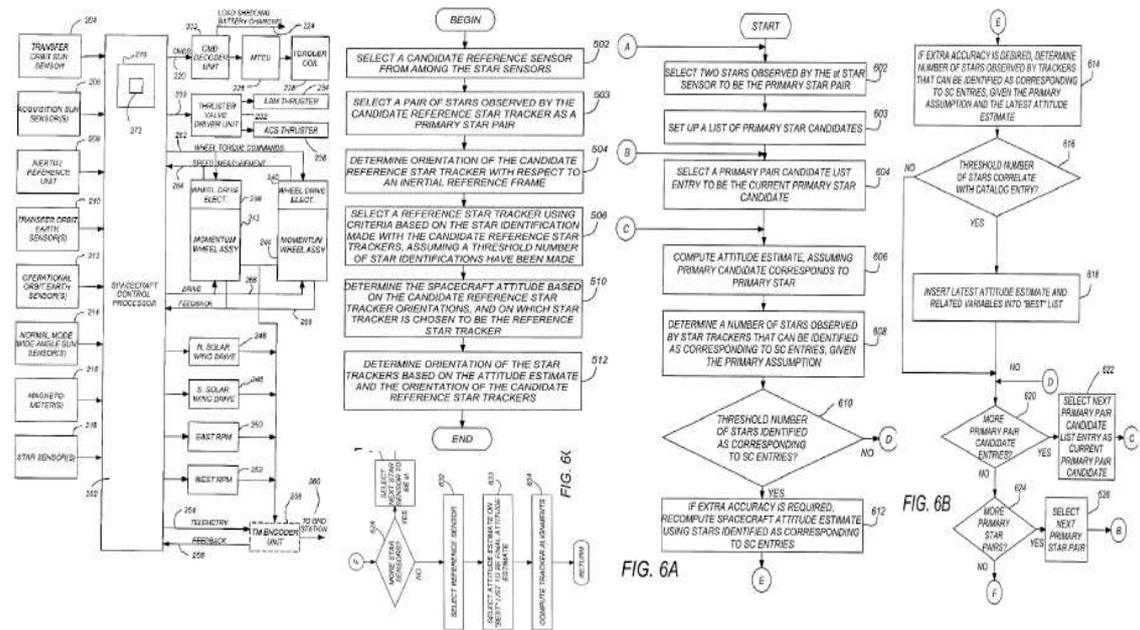
Método de controle de atitude de satélite via alteração do apontamento dos grupos de atuadores sem alterar a atitude do satélite para aumento do grau de afastamento de situações singulares sempre que a distância cair abaixo de um mínimo, depois protege associação de sistemas de malha aberta e fechada nas operações de controle ligadas ao sistema em especial na busca de maior afastamento da singularidade, uso de cálculos prévios para gerar tabelas de operação para a busca de afastamento de configuração singular, e de apoio a controle ótimo de operações gerais, e uso de controle dos giros com conhecimento a priori de seus movimentos em manobras com controle de malha aberta na fase de movimento rápido e malha fechada no ajuste final.



USPTO 6897821 *Spacecraft Off Gimbal R U Precision Payload Pointing And Disturbance Rejection System* é uma patente conjunta do governo americano e da *Aerospace Corporation* (titular) 4/08/2003 com 3 figuras em duas páginas e 13 reivindicações. A figura 1 mostra um sistema normal de controle de telescópio para espaçonaves, onde tem-se o telescópio suportado em duas cruzetas que tem eixo de giro ortogonal, motores de acionamento para o movimento em cada cruzeta, codificador (*encoder*) ou sensores indutivos para detecção da posição em cada cruzeta, e giroscópios da malha de controle do telescópio, para sentir a reação da espaçonave ao movimento do telescópio. Segundo a patente o problema deste controle, também usado por eles, é que a falta de filtros para eliminar ruídos de alta frequência tanto dos giroscópios como dos detetores de posição, sejam indutivos ou codificadores, degrada o desempenho do sistema. Por isto o sistema pura e simplesmente acrescenta os filtros, e faz reivindicações onde descreve mais o que já existia que os filtros, mas aborda seu uso já na reivindicação base, sem contudo especificar qualquer frequência, pedindo o uso em alta frequência em outras reivindicações. As figuras 1,2 e 3 descrevem pela ordem os elementos na plataforma, o sistema usual e o proposto. A configuração usada é a *off gimbals gyro*, já que também se pode colocar giroscópios na carga útil.



USPTO 6470270 *Lost In Space Stellar Attitude Acquisition Using Multiple Star Trackers* e USPTO 7665695 *Unified Attitude Control For Spacecraft Transfer Orbit Operations*

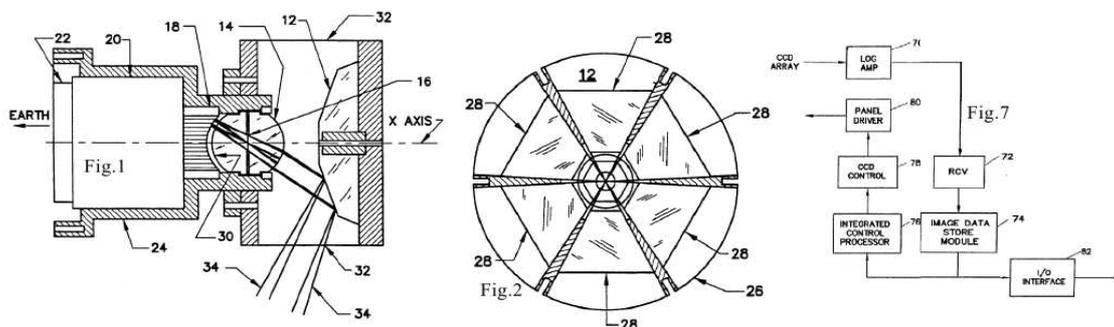


A patente 7665695 reivindica um método de controlar a atitude de uma espaçonave durante a operação do motor de transferência de órbita que abrange: pesquisar o alinhamento do motor durante o pré-lançamento e calcular o torque gerador de rotação do motor com software de solo, fornecer uma taxa de rotação para a espaçonave, achar a atitude da espaçonave com um sensor de estrelas como a única fonte de dados de atitude, alimentar o torque fornecido pelo motor no início de operação e no fim de operação, e controlar a atitude em 3 eixos com apoio da lei de controle do torque de giro deste motor. Depois pede proteção a uso de bocais de empuxo para exercitar o controle de atitude, e na 3 o uso de estimador a bordo do torque exercido. Depois pede o uso dos dados de disparos anteriores para estimativa do torque, uso das taxas de mudança de

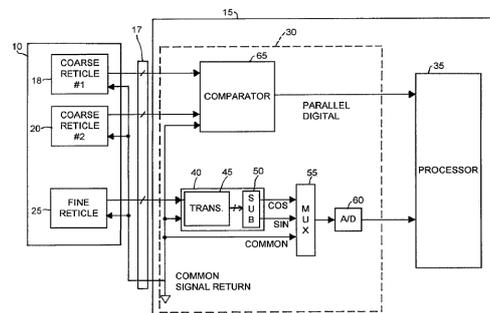
atitude para estimar o torque, de estimativa de empuxo e braço de momento, e finalmente fala na faixa de uso de 0,3 a 1,5 °/s em caso de manobras. O método de busca do mapa de estrelas pode ser usado em outros sistemas, como os sensores únicos de horizonte tanto para organizar mapas de estrela como para organizar mapas de singularidades, eventualmente com 3 elementos e não 2 como aqui.

USPTO 5319968 *Apparatus For Determining 3-Axis Spacecraft Attitude* e USPTO 5319969 *Method For Determining 3-Axis Spacecraft Attitude* são duas patentes da *Honeywell* relativas a uso de um único sensor matricial de horizonte operando no ultravioleta que determina a atitude em arfagem e rolamento pelo halo de ozona da terra e mostra como obter a guinada via posições de estrelas catalogadas ou o limbo noite dia da Terra, e na segunda patente patenteia o método de obtenção da guinada via movimentos das estrelas observadas perto do horizonte, sem identificá-las via algoritmo de velocimetria. É simples, havendo rotação de guinada há componente de rotação tangencial das estrelas próximas ao horizonte que aparecem em 2 quadros sucessivos, se não houver esta rotação, todas as estrelas se o satélite mantém um eixo no zênite deveriam se mover na imagem numa dada direção se a guinada fosse correta, o ângulo entre as direções de movimento e a que deveria ser observada dá a guinada. Algoritmos similares ao de velocimetria de poeira usado para medir a velocidade dos fluidos iluminando a poeira com 3 cores a 90° uma da outra e vendo as cores sempre na perpendicular a direção de iluminação que dá a máxima observabilidade, são usados para garantir que erros na interpretação de que estrela é que estrela afetem o resultado. Como *Honeywell* a trabalha com os sensores de velocidade de fluido desde o final da década de 80, é de se esperar que algo surgisse nessa linha. O quadro reivindicatório foi mal feito, abrindo espaço para uso de mais de um elemento matricial e de outra banda. Escrevemos por via das dúvidas uma patente para explorar as brechas deste quadro. As patentes são ambas de 21/09/1992 e tem respectivamente 10/8 reivindicações e as mesmas 7 figuras em 5 páginas. O sistema usa uma ótica complexa, para maximizar a quantidade de pixels que veem coisas perto do horizonte, a perpendicular do plano dos CCDs matriciais é próxima ao vetor centro da Terra ao satélite, mas a parte ativa olha para o espaço, a imagem do horizonte e proximida-

des é refletida por um arranjo de 6 espelhos planos trapezoidais, passa por lente esférica, feixe de fibras óticas, intensificadores e por fim atinge os CCDs, de megapixels de capacidade. A patente mostra as curvas de intensidade de ozônio em várias figuras, e um dos vários métodos de determinação do centro, o que é questão geométrica óbvia. Ficou a dúvida se é um bloco com 6 superfícies espelhadas e elementos de fixação como sugere a figura, caso em que não haveriam grandes problemas de posição relativa dos espelhos, ou vários espelhos. Não detalha a questão de calibração de erros de forma do espelho e eventuais movimentos destes na subida do satélite que afetem esta calibração, já que qualquer erro de posição do espelho muda a posição do trecho de horizonte refletido por ele. Porém os trechos de um mesmo espelhos podem determinar com arco menor e assim maior erro o centro. Dá para usar mínimos quadrados dos parâmetros de posição do espelho e ângulos para calibrar em órbita? Se o satélite girar na guinada é mais fácil usando catálogo de estrelas avaliar em órbita os erros? O pico de emissão densidade de ozona na atmosfera se dá a 25 km (figura 3) o pico de emissão é no comprimento de onda de 260 nm (figura 4) e o perfil de radiação face a filtração da própria ozona que quanto mais baixa recebe menos UV do Sol se dá na faixa de 60-70 km (perfil da figura 5). A determinação de rolamento e arfagem é feita comparando-se a posição do centro da Terra imageado, com o eixo ótico nominal do sistema (figura 6). Desta forma apenas as figuras 1,2 e 7 são efetivamente descritivas da implementação física da invenção e são reproduzidas aqui. As lentes esféricas são de safira. A banda preferida de operação é 280 a 300 nm, face as propriedades de materiais.



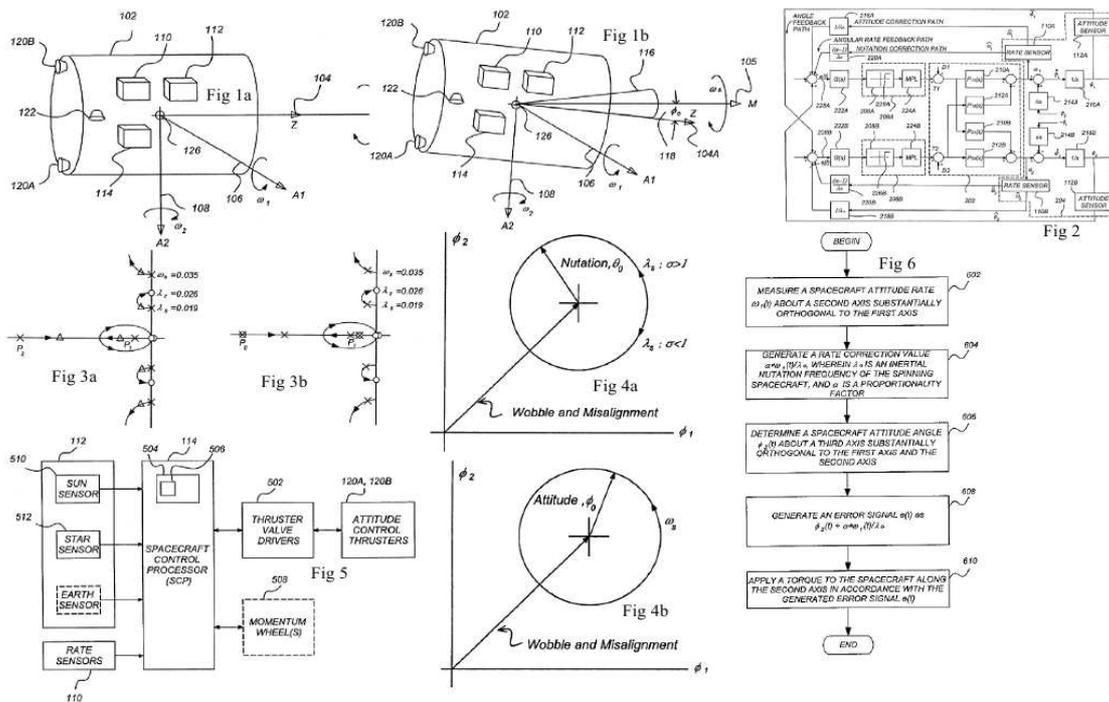
USPTO 6310336 *Architecture For Processing Wide Field-Of View Sun Sensor Signals For Satellite Applications* é uma patente da *Boeing* um tanto abrangente demais, que pouco detalha a inovação de 10/09/1998, com 4 reivindicações e 2 figuras em 2 páginas. Pede proteção a um sistema de sensor solar de campo de visada aberto de ao menos um sistema reticulado, mas mostra três na figura, sem processamento exclusivo, onde coloca-se remotamente de preferência no computador de bordo um sistema de condicionamento de tensões do sinal do reticulado fino: subtratores, aplicação de seno/cosseno e conversão analógico digital para alimentar os dados diretamente ao computador de bordo e os dados dos reticulados grosseiros são traduzidos para valores digitais por um sistema comparador e alimentados ao computador, que passa a ser responsável por processar os dados do sensor. A reivindicação base pede proteção a um sistema formado pelo sensor solar de ampla visada de ao menos um reticulado, e ao menos uma célula solar disposta sob o reticulado, computador de bordo com processador e suprimento de energia eventual, e o conjunto de elementos eletrônicos de interface capaz de alimentar o computador com dados do sensor solar. Depois pede proteção adicional para sistemas de acordo com a reivindicação 1 que tenham ao menos um reticulado fino e outro grosseiro, depois na terceira reivindicação pede proteção para sinais analógicos de posição do Sol e sua conversão para digital com alimentação do sinal convertido ao computador de bordo, e finalmente pede proteção a cabeças óticas que não precisem de conexão de potência. Vê-se que as reivindicações são um tanto quanto amplas demais e que pouco de tecnologia foi descrito na patente, algo meio complexo, se um brasileiro depositasse eles glosariam, mas como foi a *Boeing* foi aceito.



USPTO 6347262 *Minimum Fuel Attitude And Nutation Controller For Spinning Spacecraft* é uma patente da *Huges* de 05/01/2000 com 39 reivindicações e 7 páginas de desenho onde es-

tão as figuras 1A, 1B, 2,3A,3B, 4A, 4B, 5 e 6. A patente descreve o sistema de determinação e dinâmica com 17 equações, e trabalha na maior parte do tempo no domínio da transformada de Laplace. Começa pedindo proteção a um método de controlar uma espaçonave com rotação pela medida da variação v_1 de um ângulo perpendicular ou próximo a perpendicularidade com o eixo de rotação, dada a frequência de nutação l_1 gerar um sinal de correção de nutação $c = k_1 v_1 / l_1$, determinar o ângulo de atitude numa nova direção f_2 em relação a uma nova direção perpendicular ou próximo a perpendicularidade as duas já citadas e gerar um sinal de erro igual a $c + f_2$, e aplicar um torque proporcional a esta quantidade na direção do segundo eixo. Depois pede proteção para 3 valores distintos da constante k_1 : 1/2, 1 e 3/2. Depois pede proteção a medida com sensor solar e com sensor de estrela de f_2 . Depois pede proteção a medida da derivada de f_2 e uso de integração para achá-lo. Depois pede proteção em separado ora para o uso de bocais e empuxo com gás frio ou quente, ora para uso de rodas de reação na aplicação do torque. Depois pede proteção a todo e qualquer equipamento ou sistema que atue de acordo com a reivindicação 1 descrevendo-a de novo sem citá-la. Aí pede proteção em separado para cada um dos valores de k_1 já citados, agora para uso no equipamento, e em seguida repete as reivindicações intermediárias de como determinar f_2 e como aplicar o torque agora direcionando-as a reivindicação 11 que é a de proteção ao equipamento. Depois pede proteção a dispositivos de armazenamento acopláveis ao computador de bordo onde se possa armazenar código executável com as instruções necessárias a implementação da reivindicação 1, só que não a cita e sim a repete. Depois protege os valores da constante de proporcionalidade um a um, os meios de determinar o ângulo um a um e meios de dar torque do mesmo modo mas remetendo a reivindicação 21 que é a que introduz o dispositivo de armazenamento. Depois inicia a reivindicação 31 pedindo proteção a um equipamento que faz o que a reivindicação 1 descreve, sem citá-la mas repetindo seus dizeres. Usa este novo ponto para repetir a maioria das reivindicações já repetidas com outros ponteiros, mas suprime algumas destas reivindicações, não só porque tem uma a menos, mas também porque tem uma reivindicação falando em calcular o ângulo de atitude base, primeira direção, por integração no computador de bordo e outra falando em uso de quaternions em sua determinação. A razão r entre o momento de inércia na direção de ro-

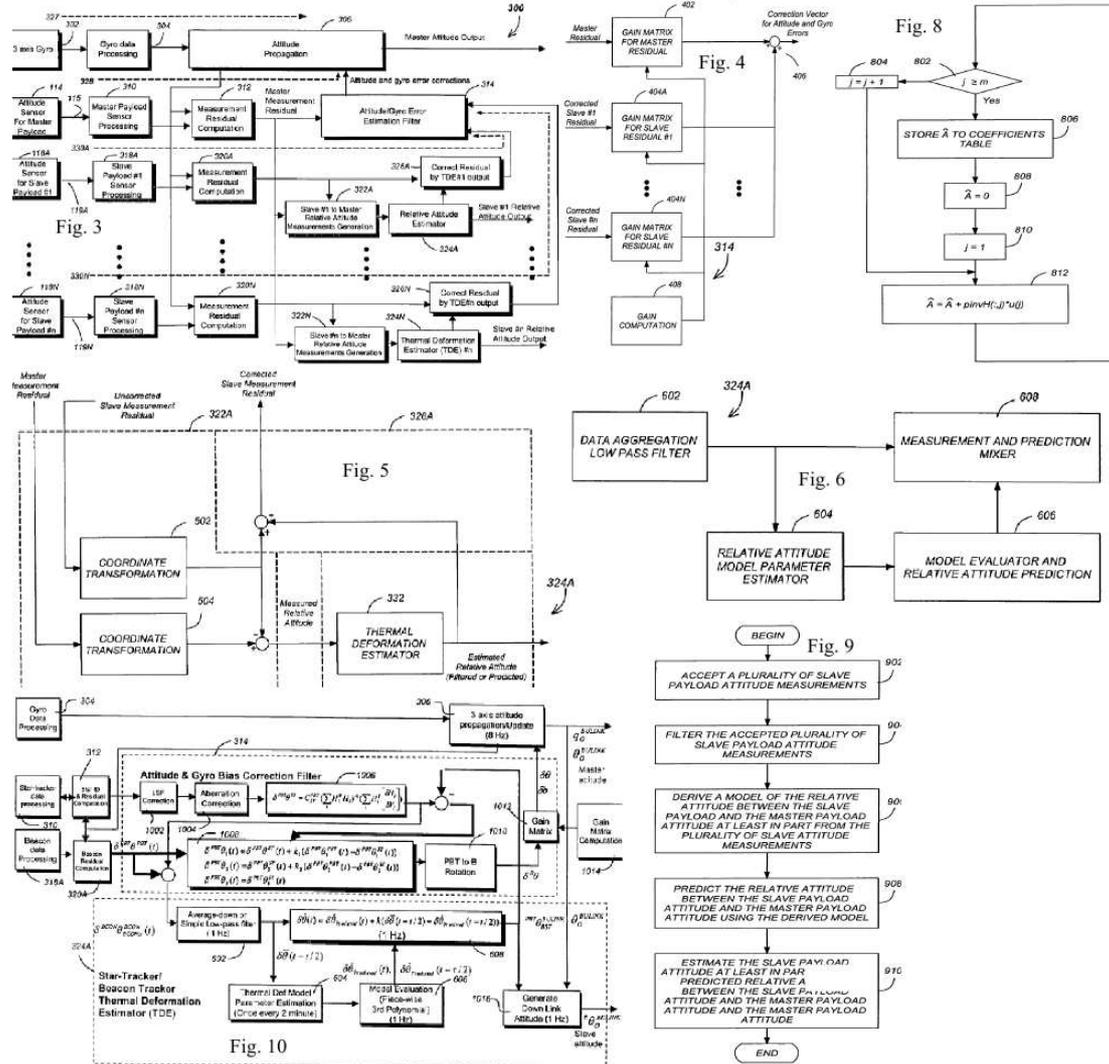
tação I_s e o momento de inércia transversal I_t , $s=I_s/I_t$, define as frequências de nutação com base na velocidade angular nominal de rotação w_s , como $l_0=r w_s$ e $l_s=(r-1) w_s$. A partir de um elemento $W(s) = I_t s [s^2 + l_s^2]$, a patente define alguns elementos da matriz $P(s)$ que relaciona medidas de ângulo e torque, $P_{11}(s) = s^2 W^{-1} P_{22}(s)$, e ainda faz $P_{22}(s) P_{12}(s) s l_s^{-1} \approx -P_{21}(s) s l_s^{-1}$. Depois usa a relação cinemática entre os ângulos e suas derivadas, onde a derivada de um ângulo é uma variação de atitude mais a taxa de rotação multiplicada por um ângulo ortogonal. Depois afirma que as derivadas w_1 e w_2 são senoidais e em quadratura de fase. Ou seja algo multiplicando um seno de $I_s t$ para uma e seu cosseno para outra, e que $f_1 = w_2 / l_0$, $f_2 = -w_1 / l_0$. Daí a função de transferência torque para atitude é $(s^2 + w_s^2)^{-1} W^{-1} P$, onde P é a matriz de elementos $P_{11} = s(s^2 + w_s l_s)$, $P_{12} = (w_s - l_s) s^2$, $P_{21} = -P_{12}$, $P_{22} = P_{11}$. Uma lei de controle ótimo gera um vetor de torques da forma $T = F w + G f$, onde w é um vetor de taxas angulares e f é um vetor de ângulos, que em especial tem para F apenas os termos na diagonal iguais a $l_0^{-1} G_{12}$ e $l_0^{-1} G_{21}$. A matriz G tem apenas os termos G_{12} e $-G_{21}$ na notação da patente. A partir daí a patente dá a equação de garantia de estabilidade e a lei de controle completa.



USPTO 7124001 *Relative Attitude Estimator For Multi-Payload Attitude Determination* é uma patente

da *Boeing* de 25/06/2004 relativa a estimativa de atitude independente de ao menos uma e eventualmente várias cargas úteis ditas escravas, e a carga útil principal. Seja porque a carga útil se movimenta intencionalmente, espelho do *Hubble*, seja por movimentos espúrios devidos a dilatação térmica ou vibração, a atitude relativa entre elementos do satélite, inclusive sensores como o de estrela e plataforma, podem variar. Estimar um vetor de estado muito grande, com todas as atitudes relativas e eventualmente suas taxas de variação e a atitude principal pode ser um problema face ao grande número de variáveis. Assim a patente da *Boeing* estima independentemente a atitude relativa das cargas escravas com o apoio de um modelo deste erro, eventualmente de medidas auxiliares (*ex.: temperaturas*) em modelos que tem para o caso dos giroscópios de 6 a 15 variáveis de estado: uma correção de atitude de 3 estados, uma correção de bias do giro de 3 estados, eventual correção de desalinhamento do giro de 6 estados, e uma estimativa do fator de escala do giro com 3 estados. As atitudes relativas são por hipótese a somatória das medidas de atitude de cada sensor multiplicadas por um peso fixo e ainda ou pela diferença entre o valor de uma variável e seu valor nominal, ou por um polinômio baseado nesta diferença. A partir deste tipo de relação a patente estima a atitude relativa via filtro, que pode ser de Kalman, para cada uma das cargas secundárias independentemente. Estimada a atitude relativa, uma medida da carga secundária pode ser transferida para o sistema de coordenadas da carga principal e usada para a estimativa de atitude desta carga principal. A reivindicação base fala em adquirir medidas de atitude de várias cargas escravas, gerar um modelo de atitude relativa entre as cargas com estas medidas, prever as atitudes relativas e absolutas com este modelo. Depois fala em usar giro para determinação ao menos em parte da atitude da carga principal, depois na reivindicação 3 em usar ao menos um sensor de atitude para cada carga escrava, na 4 fala em filtrar as diversas medidas de atitude de cargas ou carga escrava. Depois pede o ajuste das medidas de atitude de cargas ao modelo paramétrico de atitudes relativas como o meio de determinar as atitudes relativas. Depois fala em uso de segmentos para a reivindicação anterior. Depois fala em segmentos para 1 hora de duração. Depois fala em uso de polinômio, série de *Taylor* ou *Fourier* como função de influência de segmentos. Depois fala na somatória já citada de diferença entre valor e valor nominal multiplicada

por peso e valor de atitude de cada carga como meio de obtenção de atitude relativa antes do uso de filtros. Depois fala em substituir por polinômio, série de Taylor ou Fourier a diferença da reivindicação anterior. Depois fala em equipamento de determinação com meios de adquirir várias medidas de atitude de vários itens, meios de determinar um modelo de atitude relativa, meios de prever esta atitude relativa, e meios de estimar ao menos em parte esta atitude de cargas diversas que não a principal a partir destas atitudes relativas. Usando como diretiva a reivindicação anterior no lugar da reivindicação base repete as 10 reivindicações entre a base e esta. Depois reescreve a 12^a reivindicação trocando meios por sensor, os meios de determinar um modelo de atitude relativa por estimador de parâmetros do modelo de atitude relativa acoplado e em comunicação com o módulo de processamento dos sensores, e mais um módulo preditor que estima ao menos em parte atitudes relativas, e troca a parte de meios de estimar por um módulo estimador acoplado e em comunicação com o modo preditor para estimar ao menos em parte atitudes relativas. Depois repete as 10 reivindicações do meio com o apontador nesta reivindicação anterior.

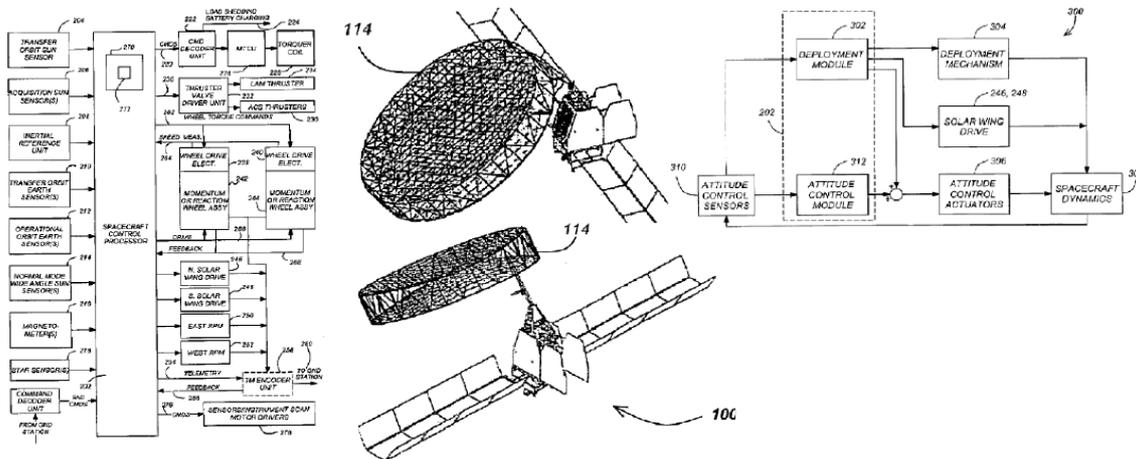


Na figura a patente mostra um diagrama funcional de um sistema de atitude representativo com um sensor solar de órbita de transferência, um sensor solar de aquisição, uma unidade inercial, um sensor terrestre (ex.: horizonte) de órbita de transferência, um sensor terrestre de órbita operacional, o sensor solar de modo nominal, magnetômetro, sensor de estrelas e sensor de feixe, todos alimentando um processador de controle da espaçonave, que ainda recebe realimentações das rodas de reação. Esta unidade comanda o acionador dos dois painéis solares independentes, que enviam sua posição ao sistema de telemetria, que recebe também duas estimativas de rotação, a unidade de telemetria recebe dados do processador central e realimenta-o. Mostra também um sistema multi-carga útil exemplo. Além disto mostra um exemplo de filtro para esti-

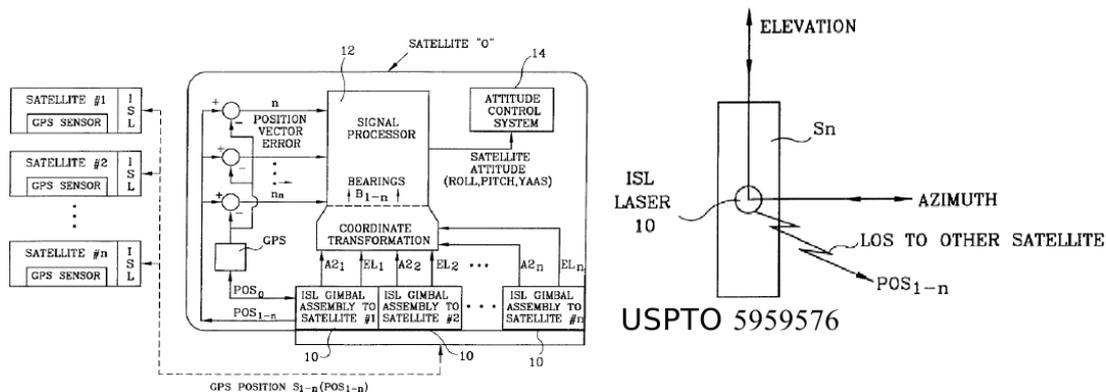
mar a atitude do giro. Noutro trecho mostra o sistema de geração e estimação de atitudes relativas entre cargas secundárias de principal. Ainda dá nas figuras um exemplo do estimador de atitudes relativas, e um exemplo de modelo segmentado de atitude, há ainda um diagrama de blocos de computação recursiva de coeficientes de atitude relativa, e também um diagrama de blocos do processo geral, e finalmente mostra um exemplo de aplicação da invenção como diagrama.

USPTO 6990396 *Method And Apparatus For Reaction Wheel Dynamic Compensation In Long-Duration Deployment Of A Large Reflector* de 13/12/2002, também da *Boeing*, com 42 reivindicações e 12 paginas de figuras com figuras de 1 a 9, sendo que as figuras 1, 4 e 9 são desdobradas em 2, 3 e 2 respectivamente. A figura 2 desta patente é igual a da USPTO 7124001. Esta patente tem sensores de atitude que dão dados a dois módulos: controle de abertura da antena e controle de atitude. O sinal destes dois módulos é combinado e o resultado gera o sinal de controle dos atuadores de atitude, figura 3, que atua sobre a dinâmica da nave. O sinal do controlador de abertura atua no mecanismo de abertura que afeta a dinâmica da espaçonave, além de atuar nos painéis solares que também afeta a mesma dinâmica. O computador de controle leva em conta a informação de posição de painéis e da grande antena para calcular os efeitos dos torques de controle e necessidade de torques. A figura 5 mostra que o sistema tem de prever os torques ambientais durante a abertura, determinar quanto de momento angular será fornecido a nave no processo, armazenar momento suficiente para a operação nas rodas de reação. Depois deve executar uma malha de controle com o uso dos painéis solares para gerar um torque diferencial solar, abrir a antena e continuar na malha com passos pequenos até a abertura total, quando o processo termina. O sistema, figura 6, determina o momento angular total da nave antes e depois da operação e em decorrência a mudança, e calcula a quantidade de movimento angular em cada direção de atuação de equipamentos a partir daí. Descreve toda a dinâmica do processo via 15 equações. E faz a proteção do processo com as reivindicações

com o uso de mais de uma reivindicação independente, mas com reivindicações independentes quase iguais e um bloco de tralhas igual com diretivas de independentes diferentes. Cada bloco tem 16 reivindicações, uma independente e as demais dependentes.



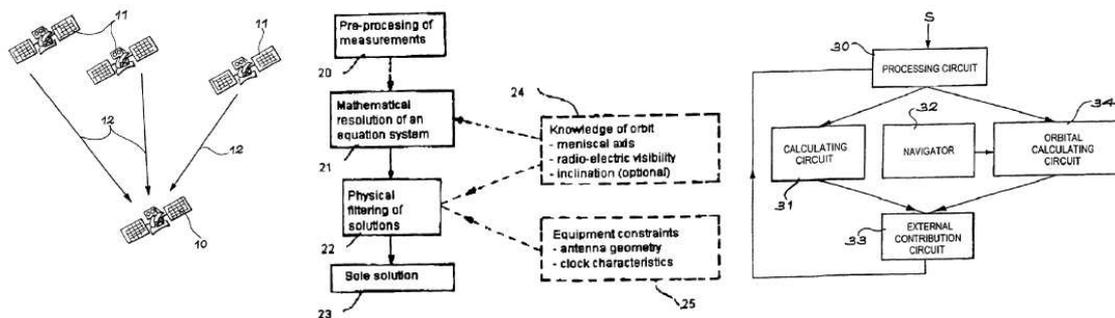
USPTO 5959576 *Satellite Attitude Determination Using GPS And Intersatellite Line Of Sight Communications* é uma patente de inventor privado, a patente de 12/08/1997 tem duas figuras e 4 reivindicações, a ideia da mesma é discutível, uma constelação de satélites decodifica o tempo de sinal GPS e cada satélite acha sua posição e as transmite aos demais, se os satélites tiverem antenas altamente diretivas, por exemplo se tiverem enlace ótico, tem uma direção de vinda do sinal sem necessidade de verificação de fase, e aí determinando via geometria básica ângulos entre vetores de diferença de posição e ângulos de transmissão recepção, o satélite pode calcular sua atitude.



USPTO 6882908 *Method For Calculating Instantaneous Characteristics Of A Satellite*

In Orbit, Equipped With A GNSS Receiver é uma patente francesa de 15/11/2000, com PCT em 14/11/2001 e depósito nos USA em 12/03/2003 de propriedade do CNES. A pseudo distância de sistemas de GPS é a distância real mais um desvio de relógio multiplicado pela velocidade da luz, produto também chamando simplifcadamente de desvio de relógio em várias referências inclusive a patente. A velocidade de cada satélite pode ser obtida via parâmetros orbitais, e a velocidade relativa é a diferença. O versor da direção entre os satélites multiplicado escalarmente pela velocidade relativa dá a componente radial de velocidade, que também pode ser obtida via derivada numérica da diferença de pseudo-posição medida diretamente. A pseudo velocidade radial é também próxima a velocidade radial real e relaciona-se com ela via desvio de relógio e frequência. A aceleração pode ser obtida via derivada numérica, i.e. diferença de velocidade dividida por intervalo. A patente na figura 1 mostra apenas os vários satélites em visada. Na 2 faz um diagrama de blocos indicando que os resultados de pré-processamento de medidas são usados para a solução de um sistema de equações, e o resultado deste sistema é usado em filtro físico, e o filtro dá a solução, em paralelo o resultado das equações vai a uma caixa pontilhada onde se indica conhecimento da órbita, inclinação, semi-eixo maior e inclinação opcional, esta caixa retorna informação via linha pontilhada a caixa de filtro, onde está indicada também a entrada de informações de características de equipamentos como geometria de antena e desempenho do relógio. Na figura 3 a caixa de circuito de processamento envia dados a um circuito de cálculo geral e um circuito de cálculo de órbita, este último também recebendo dados de uma caixa “navegador”, ambos mandam dados ao circuito de contribuição externa que realimenta a 1ª caixa. A reivindicação base pede uso exclusivo de um método para calcular as características instantâneas de um satélite em órbita equipado com receptor GNSS, capaz de fazer medidas de pseudo-distância quando menos de 4 transmissores estão na visada simultânea que tenha pré-processamento das quantidades medidas de pseudo-distância, pseudo-velocidade e pseudo acelerações instantâneas, medidas em tempos próximos, seguido de processamento matemático destas quantidades melhorado pelo conhecimento de dados complementares de órbita dos satélites e receptores que entrega ao sistema várias soluções para o estado, e finalmente uma etapa de filtragem das várias posições para entrega da velocidade do satélite e desvios de relógio e deri-

vas de receptor. É uma patente um tanto estranha, pois tem uma certa obviedade, e reivindicações muito abertas, porém foi concedida.



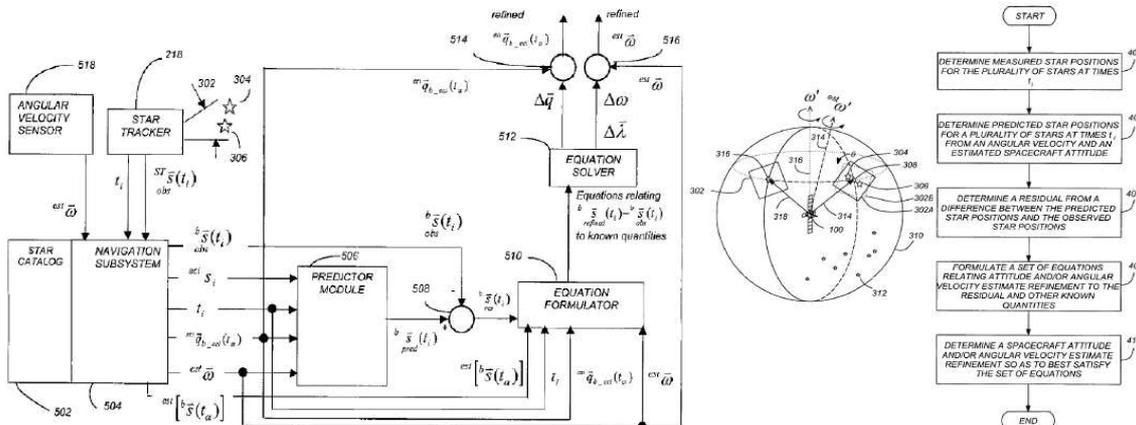
USPTO 7227114 *Method of estimating the attitude of a space device with improved precision* é uma patente do CNES onde se descreve o controle de atitude do Corot, que usa obviamente sensor de estrelas, já que tem de achar exoplanetas em estrelas que tem variações periódicas de espectro ou sinal que podem ser devido a planetas. A patente foi depositada em 12/12/2001 na França, teve PCT em 11/12/2002 e depósito nos USA em 10/06/2004. Tem 12 reivindicações e 37 figuras em 27 páginas. O sensor base que faz simultaneamente controle de atitude e fotos do céu para localização de exoplanetas tem 4 elementos matriciais de 4014x 4014 pixels, cada qual com FOV de 12,5 °. O sistema tem média de erro de apontamento entre 0.00063 segundos de arco e 0.22 segundos de arco, conforme os requisitos da foto, e desvio padrão de apontamento entre o mínimo de 2,7 segundos de arco, e 300 vezes o erro médio, conforme o requisito da foto e atuação do controle. Faz até 14 mil fotos do mesmo alvo, para localizar exoplanetas. Para melhorar a precisão, de fotos e apontamento o sistema estima os erros de parâmetros posição do plano focal, e da ótica, em cada foto, que podem variar com temperatura e outros fatores. A reivindicação base, trabalha justamente com o uso de projeções de estrela em sensor matricial combinada com avaliação entre as fotos de parâmetros do próprio sistema de fotos para melhoria da precisão do sistema independentemente do uso, depois pede proteção ao uso do sistema da reivindicação 1 para controle de atitude, e do uso do próprio sistema para determinar a orientação de cada estrela no sistema e seus erros, depois protege ao longo de várias reivindicações as equações de trabalho, desde a equação que relaciona a distância focal real como dependente da posi-

ção do ponto imageado a quarta potência do raio de sua projeção no plano focal em relação ao eixo ótico multiplicada pela distância focal nominal e um parâmetro estimado, ao sistema linear que estima as posições de estrelas, atitude e 7 parâmetros do sistema, incluindo o usado na fórmula de distância focal. Nas 16 páginas, fora figuras, reivindicações e prólogo, detalham-se não só a complexa teoria do sistema, mas também os resultados de simulações, efeitos de diversos fatores e dados de desempenho real. Parte das equações estão na figura abaixo:

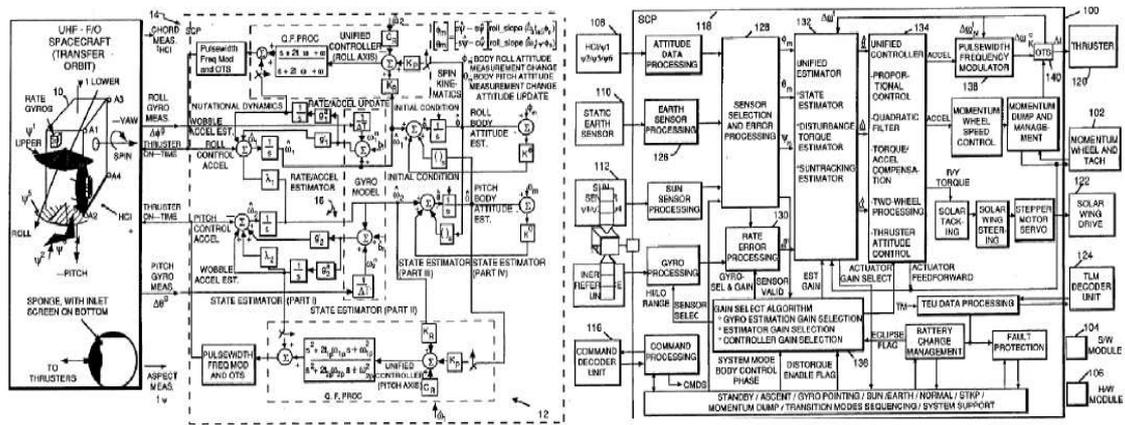
USPTO 6295021 *Techniques For Monitoring And Controlling Yaw Attitude Of A GPS Satellite* é uma patente da *Caltech* de 18/08/1999 que trata da determinação o ângulo de guinada na atitude com informações de GPS, vetor solar e outros itens. A *Caltech* desenvolveu um programa, GIPSY-OASIS que permite com apoio de rede de estações GPS vinculadas a ela, mesmo sem o *dither* militar, melhorar a precisão do GPS civil para centímetros. Este software baseado em alisador de dados de filtro de Kalman para UNIX é objeto de depósito de direito autoral anterior. A partir deste software, pode-se ter ranges precisos para uso de determinação de atitude, mesmo sem o chave militar, principalmente em aplicações de GPS diferencial, com mais de um receptor no satélite. O algoritmo usa um ângulo beta (β) que é o ângulo entre o vetor solar e o plano da órbita, que é positivo se agudo. Os satélites do GPS tem de manter sua antena transmissora apontada para o centro da Terra, e um vetor apontado ao Sol, para melhorar a entrada de energia. Na sombra sem adquirir a posição do Sol, os satélites de GPS faziam manobras espúrias de guinada, face a ruídos no sistema e ainda tinham rotações residuais ao entra na sombra. Além disto os arrastos aerodinâmicos afetam a atitude na sombra, e sem ação de controle, por não se ver o Sol, o satélite perde a posição de guinada, o que exige manobras abruptas ao sair da sombra. Como o GPS tem polarização circular a direita, guinadas implicam em interpretação errônea de variação de fase por receptores gerando erro de avaliação de distância. Durante a sombra pode-se computar a guinada com parâmetros de distância para itens conhecidos, e assim evitar a perda de apontamento. A patente protege este método, e as fórmulas são difíceis de usar face a problemas de edição, troca de letra grega por normal e afins, que não são consistentes na de-

monstração. A cada entrada de dado de distância, há uma determinação de atitude de guinada com erro, que é corrigida via filtro.

USPTO 7062363 *Refinement Of Spacecraft Angular Velocity And Attitude Estimates Using Star Data* é uma patente da Boeing de 21/09/2004, com 32 reivindicações e 5 desenhos em 6 páginas. Num sistema com sensor solar para órbita de transferência, sensor solar de fase de aquisição, unidade inercial de referência, sensor de horizonte operacional, sensor solar para modo normal de operação, magnetômetro e sensor de estrela, tem-se informações via variações de posição de estrelas, horizonte, e giro que permitem verificar-se qual a velocidade angular em atitude com referência a Terra e a velocidade orbital do satélite. O processo usado envolve transferências de informações entre referenciais, e estimativas sequenciais. As equações são complexas, mas o fato é que o satélite pode saber sua velocidade orbital e altitude via sensores. É meio difícil acreditar que o INPE não tenha nenhum equacionamento equivalente, que possa escapar das reivindicações.



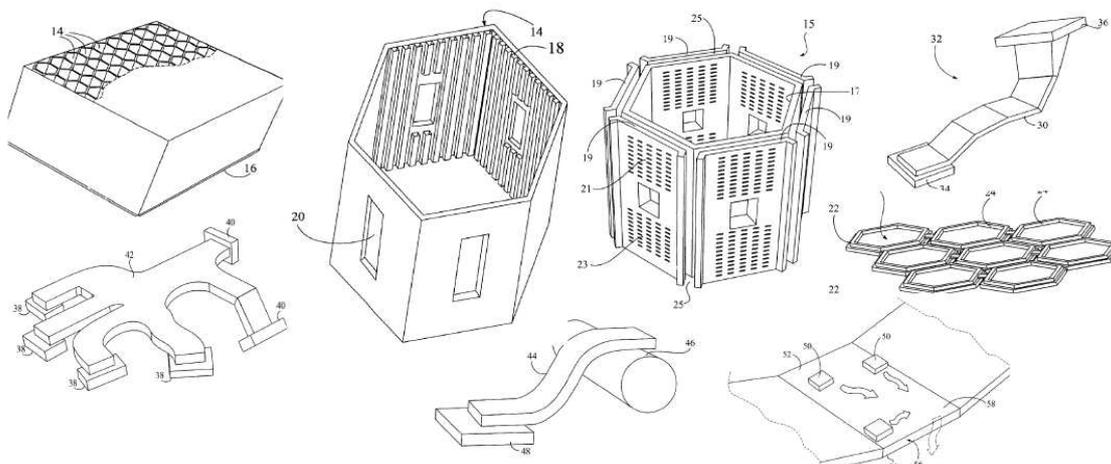
USPTO 5452869 *On Board Three Axes Attitude Determination And Control System*. A patente em questão detalha um procedimento para determinação e controle de atitude em órbitas de transferência (baixa órbita para geoestacionária) para um satélite convencional, tendo sido depositada como aplicação em 1992 e emitida em 1995, portanto estará livre o ano que vem, e poderá ser usada como base para estudos de satélites GEOs brasileiros. Todo e qualquer procedimento de livro é em princípio mais antigo, e a comparação entre esta patente e livros poderá levar a um melhor procedimento se feita com cuidado.



6 SISTEMAS TÉRMICOS

USPTO 6003591 e USPTO 6209200 *Formed Laminate Heat Pipe*. A *Sadleback Aerospace* depositou em 22/12/1997 e 28/10/1999 patentes quase iguais de tubo de calor laminado, que se destina a produzir painéis sanduíche diretamente capazes de funcionar como tubo de calor se enchidos corretamente com o apoio de laminação e corrosão fotoquímica. 3 desenhos diferentes de alvéolo são usados. O processo é parcialmente descrito no que se refere a integridade estrutural e colagem, mas em princípio espaçadores garantem a posição relativa dos hexágonos com saliências e outras irregularidades de transporte de vapor, e algum meio sólido de colagem garante que na formação do painel estes sejam unidos de forma apropriada. O painel em alguns casos é mais pesado, por ter-se sempre face dupla nos alvéolos, mesmo que apenas em parte da altura. O gás passa pelos furos de drenagem aumentados de um alvéolo a outro. A defesa do laminado nas reivindicações é aberta, mas em momento nenhum a empresa fez o mais fácil, ao invés de colar chapas planas com as técnicas usuais, corrugá-las no laminador, aplicar a cola como hoje a superfícies onduladas ou antes de corrugar se possível, empilhas com controle de onde estão as manchas de cola e puxar. Mesmo corrugadas e com mais resistência deve ser possível puxar, se a altura de corrugado não for muito grande e o mordente for colado adequadamente em toda a extensão as folhas extremas, o controle de ausência de furos nas zonas extremas, e usinagem de folhas extras, mais grossas da extremidade garante um resultado similar ao apresentado por processo mais convencional. Além disto deve-se lembrar que em caso de espuma, espaçadores adequados podem deixar furos de retorno de gás. A patente detalha ainda o como controlar a quantidade de líquido e se efetuar a selagem. É muito vertical e fácil de ser reproduzida com outra técnica. Deve-se notar que o grande agito no Itherm 2000 eram os tubos de calor plano montados via técnicas especiais de fabricação de circuito impresso nas placas, prensando camadas porosas de diferentes porosidades e uma certa flexibilidade e anéis sólidos para selar as bordas, alimentando-se por furo junto a ilha de solda, e estanhando os discos de fechamento. Houveram muitos debates teóricos, e as patentes devem ser procuradas. A teoria matemática foi muito dis-

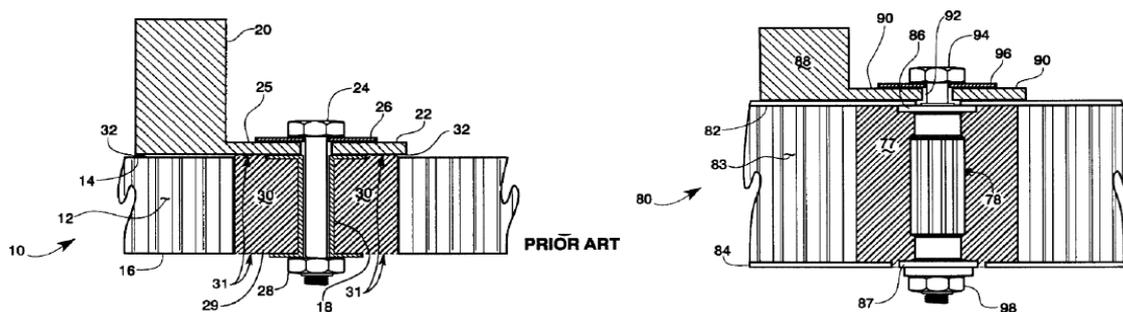
cutida, mas não se detalhou a execução. A segunda patente realça as diferenças de um método de fabricação melhorado.



Patentes de composição de adesivos: várias patentes de composição de adesivos, tratam de adesivos que segregam materiais de mudança de fase durante a cura, e deixam este material aprisionado na forma líquida, mais volumosa, há inclusive uma patente de material de mudança de fase para controle de temperaturas de telhados, USPTO 20080008858 - *roofing products containing phase change materials*, baseada nesta técnica. A lista abrange: USPTO 7456233, USPTO 20060183823, e patentes de materiais microencapsulado de usos diversos, auto-reparo de telhados com vazamento, material retardante de chama e afins, que segundo os autores podem também reter de forma eficaz materiais de mudança de fase. A BASF tem um sistema de micro-encapsulamento especial para altas relações de área sobre volume, USPTO 7575804, previamente depositada como aplicação 20080166555.

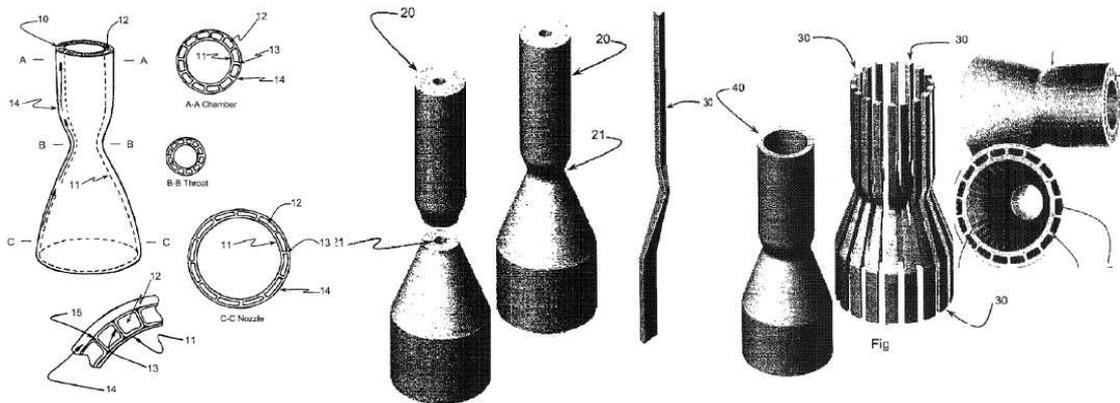
USPTO 6055790 *Thermal Conductive Insert For Sandwich Structures*. Esta patente de 18/05/1998 trata de insertos para melhorar o acoplamento térmico de equipamentos com painéis. Um inserto só transfere calor em zonas próximas a cabeça do parafuso por pressão e resistência de contato, a cola conduz mal e o caminho

anular da cabeça do inserto a folha de fechamento é ruim. A ideia deste inserto passante e ter uma cabeça interna apoiada na folha de fechamento do lado do parafuso e usar furos maiores de um lado que o outro, do lado da carga mal passa o parafuso. Do lado oposto, depois de colado com injeção de cola no painel sanduíche, com todas as precauções de travamento mecânico no inserto (furos) e painel (furos na colmeia), o inserto recebe uma porca para atarraxar o parafuso passante, a cabeça do parafuso comprime a caixa e arruela e a folha de fechamento contra o ressalto do inserto, gerando um caminho duplo já para a primeira folha de fechamento do painel sanduíche que ainda é melhor que os caminhos de insertos convencionais face ao aumento de pressão de contato (rigidez) e também face a precisões e alinhamentos nesta menor área. A patente é da força aérea americana (USAF).

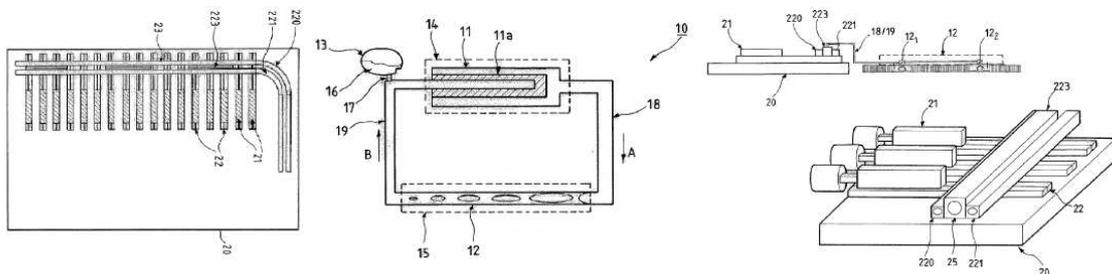


USPTO 6783824 *Actively Cooled Fiber Reinforced Ceramic Matrix Composite Rocket Propulsion Thrust Chamber And Method Of Producing The Same* trata de produção de bocal de propulsão feito com cerâmica interna, que é unida a uma casca externa de forma similar via nervuras retas ou em hélice, de forma a ter canais de refrigeração entre as duas cascas por onde se circula líquido. A patente é de 08/01/2002, da empresa *Hypertherm High-temperature Composites*. As peças são feitas via infiltração química de vapor em carbono e carbetto de silício, ou em carbetto de silício puro, tanto fibras como matriz, mas a reivindicação é mais genérica, a patente descreve montagem, usinagem, química, uso de gabaritos temporários e tudo o mais. As reações principais de pro-

cesso é redução de CH_3SiCl_3 com hidrogênio que produz carbeto de silício/HCl decomposições térmicas de hidrocarboneto em carbono e reação de hidrogênio em excesso com BCl_3 e hidrocarboneto, que gera B_4C e HCl. Materiais de união são resultantes de reações químicas.

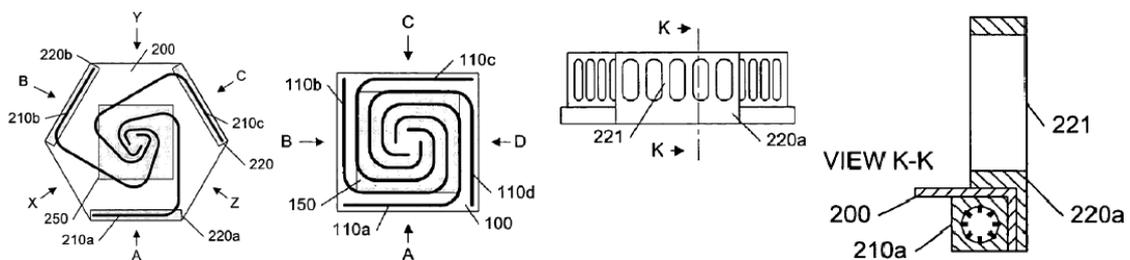


USPTO 7174950 *Heat Transfer System For A Satellite Including An Evaporator* é uma patente da Alcatel de 29/04/2003, diante das colocações da Hughes no Itherm 2000, onde foi feito um satélite com freon, teia e retorno, tanques e múltiplos radiadores e válvulas, a Alcatel desenvolveu um satélite para telecomunicação de alta potência com redes de tubos de calor em paralelo, que tiram calor dos equipamentos, e alimentam vários circuitos capilares (evaporador e condensador de teias) cada qual alimentando um circuito hermético de condensação em painéis que são abertos em órbita) para redundância via paralelismo.

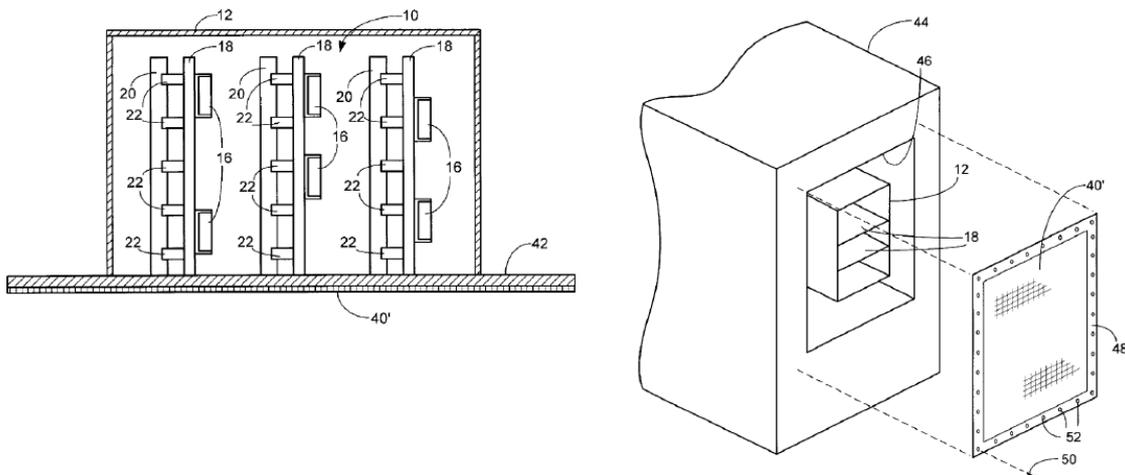


USPTO 7191984 *Thermal Design For Spacecraft Modules* é uma patente de 14/06/2005 da AeroAstro Inc, que trata do uso de tubos de calor com trechos retos e curvos, que lembram espirais na construção de painéis pré-qualificados

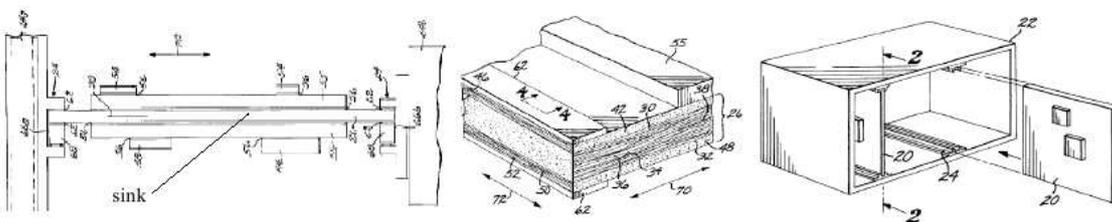
quando a remoção de calor ou transferência de calor externo a componentes, o arranjo proposto diminui o número de tubos de calor necessário a cobrir uma dada área, com relação a tubos paralelos para cerca de 40% em painéis retangulares, o que diminui custos de verificação de instalação e selagem. Construções específicas de borda do painel facilitam simultaneamente a troca de calor e enrijecem a estrutura, além disto variações locais opcionais de espessura de chapa, podem favorecer o desempenho. Painéis sanduíche de tamanhos padrão, e capacidade de carga estrutural rigidez e troca de calor previamente quantificados, são comercializados para que usuários os usem em configurações de satélite na montagem de equipamentos. São 30 reivindicações e 3 desenhos.



USPTO 6713675 *Satellite Direct Radiating Electronic Packaging And Related Method* é uma patente de 25/04/2001 da *Northrop Grumman Co*, com 4 reivindicações e 3 desenhos em 2 páginas de desenhos. A empresa simplesmente reivindica a ideia de montar olhando para fora dos satélites caixas eletrônicas, com uma face eventualmente maior que a caixa para servir de radiador, e com isto reduzir a resistência térmica entre a caixa eletrônica e o espaço, reduzindo o aquecimento e a necessidade de equipamentos de dissipação, chapas mais grossas e tudo o mais. Da mesma ideia, pode-se caso ainda acoplar radiadores a várias caixas, ou seja o que for mais, fazendo os elementos com eletrônica fazerem parte da estrutura primária, e acoplados diretamente ao painel radiador, terem menos resistência térmica com relação ao radiador.

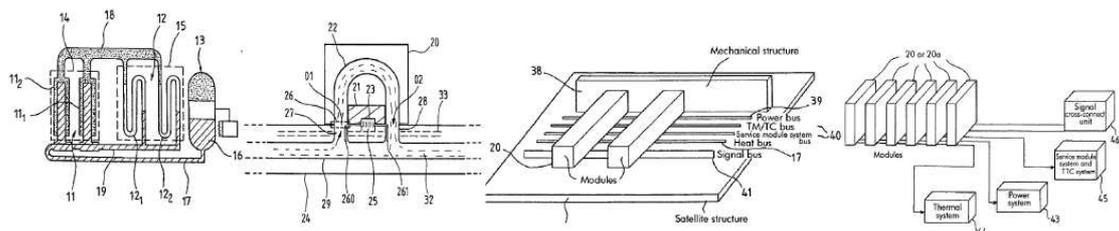


USPTO 5949650 *Composite Heat Sink Support Structure* é uma patente da Hughes de 2/07/1998 de 17 reivindicações e 8 figuras em 3 páginas, primariamente destinada a uso nos gabinetes (*Lockers*) da ISS (figura a direita) onde o sumidouro (*sink*) tem sua zona central feita de fibras de carbono orientadas o mais perto o possível do paralelo e perpendiculares às guias de engate do sistema unidas com resina de ciano-éster, chapas finas normais de composto revestem o núcleo acima descrito, como as folhas de fechamento de painéis sanduíche. As fibras de grafite com de 640 a $1100 \text{ W}^\circ\text{C}^{-1}\text{m}^{-2}$ tem ao menos 80% da fração de volume do núcleo do sumidouro painel sanduíche. As placas de circuito impresso são coladas ou presas a este sumidouro que por sua vez é preso no gabinete. Com isto assegura-se na direção das fibras alta condutividade térmica ($>512 \text{ W}^\circ\text{C}^{-1}\text{m}^{-2}$) e dá-se suporte as placas de PCB, com um material de densidade média muito menor que a do alumínio que conduz cerca de $110 \text{ W}^\circ\text{C}^{-1}\text{m}^{-2}$. Possível tinta/fitas com a ideia?



USPTO 7131484 *Modular Architecture For Thermal Control In a Spacecraft* é uma patente da Alcatel de 3/11/2002 depositada nos USA sem PCT em 2/11/2003 com 24 reivindica-

ções e 15 figuras numeradas de 1 a 10b apresentadas em 6 páginas. O sistema trabalha com barramentos de calor, TMTC, sinais, potência e serviços, onde o barramento de calor são canos um para líquido e outro para gás ou líquido quente, e sistemas de conexão rápidos que permitem líquido e gás passarem de equipamento a barramento e vice versa. Via bomba sem mudança de fase ou circuito capilar com dois elementos porosos o barramento de calor promove a circulação de fluido adequadamente, e esta circulação inclui os radiadores principais. Para aumentar a segurança são vários barramentos e radiadores, ligados a grupos de equipamentos. Há modularidade para facilitar a instalação de equipamentos, sob todos os aspectos, e os sistemas de conexão não térmicos tem características dedicadas a diferentes grupos de equipamentos se necessário. O sistema já discorre sobre uso de RF, ou sistemas óticos para facilitar a reconfiguração do transporte de dados. Os conectores são muito mal detalhados, afinal se o todo estiver protegido e existirem conectores de mercado para esta função não se necessita proteção. A grande questão é segurança de bombas a longo prazo, e quanto a vazamento de gás. Reservatórios de acomodação com líquido extra são apresentados em algumas figuras.

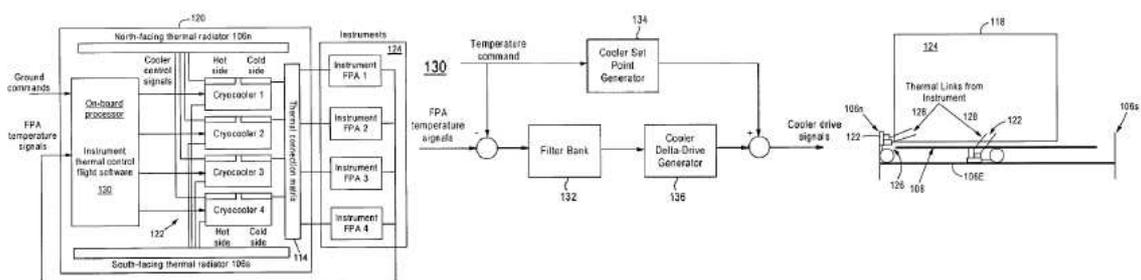


USPTO 7270302 *Scalable thermal control system for spacecraft mounted instrumentation*, é uma patente da *Lockheed Martin Corporation* de 04/22/2004 com 4 desenhos em 4 páginas que faz as 21 reivindicações traduzidas pelo autor a seguir: 1) *Sistema de controle térmico para veículos espaciais, com este veículo caracterizado por em parte ser uma plataforma de suporte a ao menos um instrumento, e um ou mais painéis radiadores térmicos separados espacialmente e isolados cinematicamente de ao menos um instrumento, sendo que este sistema compreende: diversos refrigeradores ativos incluindo ao menos um refrigerador ativo, o qual é montado se destina a montagem em pontos do veículo espacial isolados e separados cinematicamente do instrumento, e diversos instrumentos incluindo ao menos um instrumento, os quais tem ao menos uma montagem cinemática (coxim ?) para isolar instrumentos e refrigerador ativos, e um sistema de malha fechada, o qual gera sinais de comando D para o refrigerador ativo onde o erro em temperatura T_e , diferença entre vetor de temperatura T_d desejado e medido T_m , $T_e = (T_d - T_m)$, há uma matriz R relacionada as derivadas de*

temperatura com ações no sistema de refrigeração, e $Dd=R^T(RR^T)^{-1}T_e$, e $D = d_o + Dd$. Para M o número de refrigeradores ativos, e N o número de instrumentos, R é de dimensão $N \times M$, e tendo ao menos um refrigerador ativos acoplado termicamente a um instrumento e um ou mais radiadores térmicos do veículo espacial, ou para executar se necessário o acoplamento térmico de um instrumento e um ou mais radiadores térmicos do veículo espacial, 2) sistema da reivindicação 1 no qual ao menos um dos elementos de refrigeração ativos é um refrigerador criogênico, 3) sistema da reivindicação 2 onde o refrigerador criogênico inclui um compressor e uma capsula de frio montada no painel radiador térmico do veículo, 4) sistema da reivindicação 3 que inclui um acoplamento térmico, e na qual a montagem do refrigerador criogênico inclui um acoplamento térmico com a montagem de plano focal (FPA) de um instrumento ou outro ponto que exija refrigeração criogênica, 5) sistema da reivindicação 4 no qual o acoplamento térmico compreende um material flexível de alta condutibilidade, 6) sistema da reivindicação 5 no qual o acoplamento térmico compreende um material trançado, 7) sistema da reivindicação 4 no qual a montagem de refrigerador criogênico inclui um tubo de fluido de trabalho passando por abertura na plataforma do veículo para acesso a parte do instrumento a ser refrigerada, 8) sistema da reivindicação 4 no qual ao menos um refrigerador criogênico é um refrigerador criogênico de múltiplos estágios, e tem várias conexões saindo do mesmo, 9) sistema da reivindicação 1 que inclui um acoplamento térmico para acoplar ao menos um refrigerador criogênico ativo e um instrumento feito de malha de cobre, 10) sistema da reivindicação 1 no qual ao menos um refrigerador ativo é membro de um banco de múltiplos refrigeradores ativos, 11) sistema da reivindicação 1 que inclui uma malha fechada de controle configurada para medir a temperatura de ao menos um instrumento e receber um conjunto de temperaturas prescritas e em resposta fornecer um sinal de controle a ao menos um refrigerador ativo, 12) sistema da reivindicação 1 no qual ao menos um refrigerador ativo é acoplado termicamente a um painel do veículo espacial (norte, sul, leste, oeste ou voltado a Terra), 13) sistema da reivindicação 1 no qual o veículo espacial tem dois painéis solares estendendo-se a partir do corpo principal, 14) sistema da reivindicação 1 onde ao menos um refrigerador ativo é um refrigerador ativo vibratório e no qual ao menos um dos instrumentos gere calor, 15) um sistema que compreende plataforma, vários instrumentos incluindo ao menos um deles montado na plataforma de instrumentos, ao menos um radiador térmico montado em um local separado e isolado cinematicamente de ao menos um dos instrumentos, diversos refrigeradores ativos incluindo ao menos um criogênico, um acoplamento térmico entre ao menos um refrigerador ativo e ao menos um instrumento, e ao menos um isolador cinemático entre refrigerador ativo e instrumento, e um sistema de controle ativo... (aqui repete texto da regra de controle da reivindicação 1) e onde o refrigerador ativo transfere calor entre ao menos um instrumento e um painel radiador, 16) proteção a malha de cobre como acoplador para reivindicação 15 17) sistema da reivindicação 16 com ainda um se-

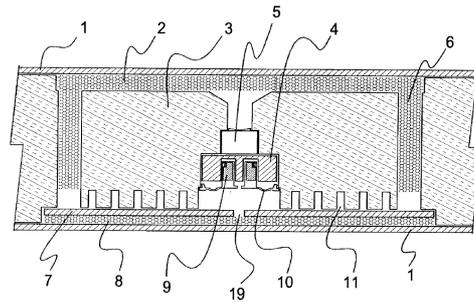
gundo refrigerador ativo e um segundo acoplador térmico entre o segundo refrigerador e ao menos um instrumento com uso de malha de cobre como acoplador térmico. 18) sistema da reivindicação 15 onde o sistema é um veículo espacial, e o sistema ainda tem 2 painéis solares, um primeiro painel do veículo, um segundo painel do veículo, um segundo refrigerador ativo montado no segundo painel do veículo onde o segundo painel do veículo é um painel radiador, onde o primeiro painel do veículo é ao menos um radiador térmico com ao menos um refrigerador ativo montado nele, onde há ao menos um 1º e 2º refrigeradores ativos montados no 1º e 2º painéis, respectivamente, eliminando a necessidade de executar manobras de guinada no veículo para evitar a exposição de painéis radiadores ao Sol, e onde os painéis solares minimizam torque e empuxo da luz do Sol de forma a minimizar a necessidade de manobras frequentes de ajustamento de atitude e órbita, e assim reduzem o uso de propelente. 19) sistema da reivindicação 15 onde ao menos um refrigerador ativo é do tipo vibratório, e onde ao menos um instrumento gere calor, 20) Sistema de controle de temperatura para veículo espacial que compreende uma malha fechada, vários instrumentos e malha de controle que segue... (texto de reivindicação 1) incluindo no final que d_o é o vetor de pontos alvos de temperatura, 21) sistema da reivindicação 20 onde no conjunto de instrumentos há ao menos um instrumento, onde no conjunto de refrigeradores ativos há ao menos um refrigeradores ativo montado em local separado espacialmente de ao menos um instrumento 21. Um dos refrigeradores criogênicos citados é o modelo GIFT,

$$\Delta d = -R^T (R R^T)^{-1} T_e \Rightarrow \begin{bmatrix} \Delta T_{F1} \\ \vdots \\ \Delta T_{FN} \end{bmatrix} = R \Delta d = \begin{bmatrix} \frac{\partial T_{F1}}{\partial d_1} & \frac{\partial T_{F1}}{\partial d_2} & \dots & \frac{\partial T_{F1}}{\partial d_M} \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ \frac{\partial T_{FN}}{\partial d_1} & \frac{\partial T_{FN}}{\partial d_2} & \dots & \frac{\partial T_{FN}}{\partial d_M} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \Delta d_1 \\ \Delta d_2 \\ \vdots \\ \Delta d_M \end{bmatrix}$$



USPTO 6385972 Thermoacoustic Resonator. Satélites em geral tem estruturas que usam materiais dissipadores acústicos, para evitar qualquer tipo de dano a componentes em função do ruído acústico do lançador. Assim tubos de calor acústicos não podem ser usados. Na patente em questão a ideia de ressoadores termo-acústicos é retomada, agora para gerar eletricidade, segundo o autor de forma mais eficiente que

com junções de termopar, gerada a eletricidade, parte do calor gerado no local a ser resfriado é transformada em energia elétrica para outros usos, ou dissipada em resistor distante. O sistema de ressonância tanto pode ter origem em fluidos, caso em que se aumenta a eficiência de circuitos fluidos, como em ciclos de saturação de materiais de mudança de fase. Seu uso é basicamente para satélites, e é discutível o quanto ela é mais interessante que tubos de calor, despeito de sua recuperação de energia.



7 NOVOS MATERIAIS ESTRUTURAIS

USPTO 6482521 *Structure With Blended Polymer Conformal Coating Of Controlled Electrical Resistivity* trata de misturas de Polianilina (PANI) dopada com ácido dodecil benzeno sulfônico (DBSA) para elaboração de conformal coatings de resistividade controlada, se fossem usadas cargas granulares de material condutivo diretamente haveria risco de curto, que continua a existir mesmo que se misture carga encapsulada, ou polímero com carga condutiva pré-curado e moído ao segundo polímero, face a não uniformidades de mistura, e estes riscos são tanto maiores quanto menores os componentes, no caso de PANI-DBSA a resistividade do par já é alta o suficiente para evitar um curto perigoso, e além disto a dispersão em poliuretanos do par é muito uniforme face a forças de interação entre as moléculas. O material evita o acúmulo de carga estática, e de danos da descarga repentina que surge se eventualmente atingida a tensão de ruptura. A patente reivindica uso de qualquer par de polímero isolante e naturalmente condutivo. Notar que se toda placa tiver plano de terra e houver uma capa de qualquer polímero condutivo sobre o conformal coating aterrada ao plano de terra da placa, não há risco de curto ou descarga, já que o par é uma gaiola de Faraday, a questão são os efeitos capacitivos. Uma questão relevante ao uso de COTS é que polímeros tem maior fluxo de difusão que sólidos de outra natureza, as moléculas grandes tem uma relação de volume livre sobre volume aparente maior, o que favorece a difusão, e em especial tem cavidades que acumulam material e transporte entre cavidades quando a agitação térmica favorece a comunicação entre elas. No ar há gás nas cavidades, e choque entre qualquer material proveniente do semicondutor e ar que dificultam sua difusão, de modo a não existir tanta perda de material quanto no vácuo. A patente é da *Huges Aerospace*, e de 31/07/2000. Várias universidades brasileiras mexem com este material desde 2001, ver Mistura PANI.DBSA/SBS Obtida por Polimerização "In Situ": Propriedades Elétrica, Dielétrica e Dinâmico-Mecânica, *Polímeros: Ciência e Tecnologia*, vol. 12, nº 3, p. 197-205, 2002. A sorte é que a patente protege misturas binárias de polímero condutivo e não condutivo, ou eventualmente mais de um polímero não condutivo e condutivo. Outrossim, vários materiais que podem ser carga, como

óxidos tem alta resistividade e podem fazer papel similar. No caso de placa principal e reserva montadas com espuma, os planos de terra poderiam estar interligados por tinta condutiva, seja via polímero condutivo, via mistura de polímeros ou outros meios, já que não é um *conformal coating*.

As patentes de materiais com capacidade de auto-reparo (*self repairing*) detetadas foram 5: USPTO 6261360 *Self Repairing Reinforced Matrix Materials*; USPTO 6527849 *Self Repairing Reinforced Matrix Materials*; USPTO 7022179 *Self Repairing Reinforced Matrix Material*; USPTO 20080152815 *Self Repairing Reinforced Matrix Materials*; USPTO 20100081733 *Self Repairing Reinforced Matrix Materials*, respectivamente depositadas em 23/11/1999; 17/07/2001; 28/02/2003, 22/02/2007 e 15/11/2006 na França e PCT e depositada nos USA em 11/11/2009 pela SCHLUMBERGER. USPTO 6261360, USPTO 6527849 e US7022179 são todas de uma inventora independente americana. Na primeira delas, fibras ocas são usadas no material composto e torcidas, se as fibras tiverem materiais químicos diferentes e a mistura de fibras permitir uma proporção de cura adequada e a difusão mútua também o for, os agentes químicos reagem um com o outro, formando nova massa de polímero, e fechando a trinca. O mesmo se dá com capsulas ocas de similares a micro-balões, agora com agentes químicos, capsulas de parede dupla e outros itens. No caso de fibras, elas podem ser cheias a posteriori com apoio de bomba de vácuo, ao menos no que se refere ao polímero. Note que a patente mostra a disponibilidade de fibras ocas de materiais diversos, que podem ser usadas para burlar a questão de material externo nos sistemas de alta dissipação da USPTO 6345788. As patentes tem de 50 a 60 reivindicações para proteger detalhes além da ideia principal descrita. A patente USPTO 20080152815 trata de tintas auto-recuperáveis graças a capsulas de ureia-formaldeído contendo materiais diversos com de 60 a 150 mm, incluindo agentes anticorrosivos, e afins. Nota que o uso de reservatórios com material inibidor de cura de polímero e solvente pré-misturados bem mais voláteis que o polímero e agente de cura também aparece na literatura.

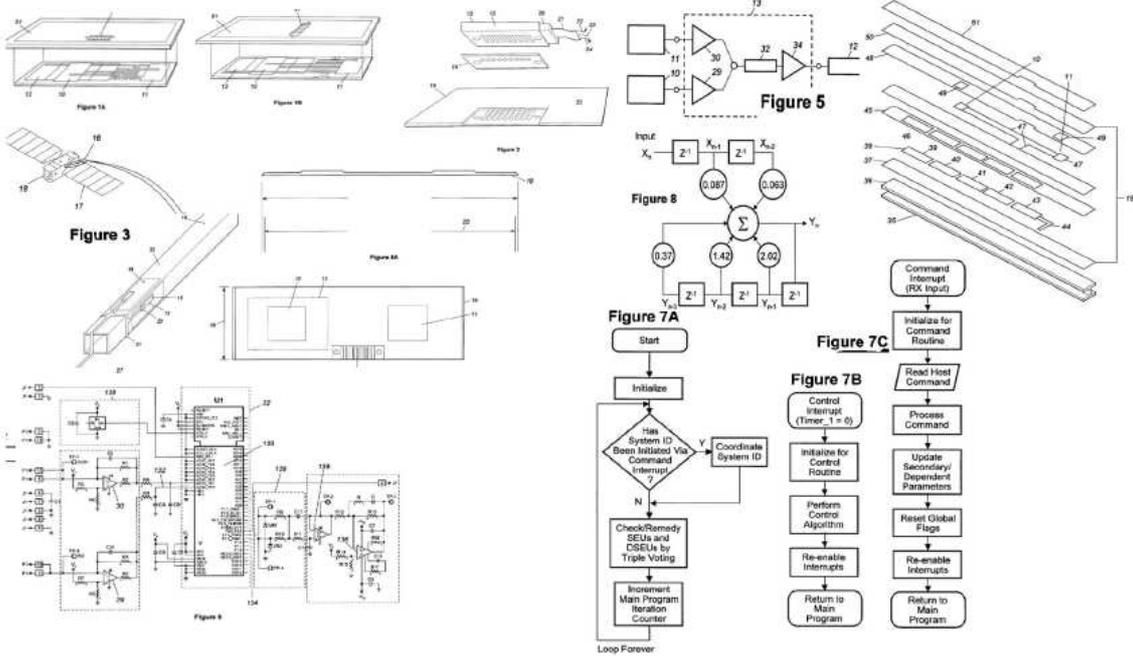
USPTO 7550189 *Variable Stiffness Structure* trata do uso de polímeros de memória de forma, que são misturas não homogêneas de polímeros que guardam sua identidade, que face a diferentes temperaturas de transição vítrea (*Glass transition temperat-*

ure) tem rigidez variável com temperatura entre as duas temperaturas de transição distintas. Tal material aplicado em várias configurações tradicionais de composto, sistemas multicamadas e painéis sanduíche no lugar de polímeros tradicionais geram materiais de rigidez variável, que podem ter propriedades interessantes em termos de controle. Por exemplo ao esquentar na ressonância, saem desta por mudança de rigidez. Aquecida acima de uma temperatura o sistema recupera a forma pré-estabelecida original, qualquer que seja a forma momentânea antes do aquecimento. Para proteger o uso deste tipo de material nas estruturas mais comuns de satélite e sistemas aeronáuticos, o autor faz 19 reivindicações e apresenta 7 figuras.

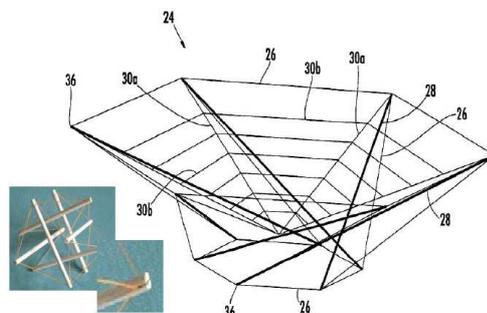
USPTO 6252334 *Digital Control Of Smart Structures* é uma de 10/10/1995 patente da TRW com 38 reivindicações e 10 figuras em 10 páginas de figuras, das quais 9 figuras são reproduzidas aqui, e trata na reivindicação base de uma unidade de controle para deformação em membros estruturais que tem um elemento colado pré-formado que contém uma base, um sensor e um atuador piezoelétrico, localizados conforme condições operacionais um em relação ao outro, meios de posicionar o elemento colado com relação ao membro estrutural de modo que o sensor detecte a deformação do membro estrutural e o atuador faça uma força sobre este membro, meios de conectar uma eletrônica a montagem que inclua um compensador digital programável com capacidade de armazenar valores de entrada e saída mais recentes, bem como determinar os novos valores de saída por métodos de soma ponderada. Meios de posicionar o sistema descrito na reivindicação anterior, unidade de controle conforme reivindicação base integrada na montagem, pede o uso de cola-gem para colocação da montagem, pede a colocação com espaçamento lateral de atuador e sensor e encapsulamento com grafite de ao menos base, sensor e atuador, uso de interface entre eletrônica e sistema sensor atuador para conexão e isolamento de vibrações entre ambos, dispositivo de controle conforme reivindicação base que ao invés de ser citada é repetida no texto, unidade de controle com amplificador da saída do sensor piezoelétrico mais conversão analógico digital com processamento do sinal resultante e fornecimento de saída amplificada ao atuador (*driver*), uso do sistema para aplicar um sinal na frequência de ressonância da estrutura com desvio de fase para eliminar a vibração (mais que óbvio), uso de controle com filtros e sintonia para ajuste ao ideal de cada membro estrutural, capacidade de

ajuste do compensador por comando, método de controle baseado em sensor e atuador piezoelétricos situados em elementos pré-formados colados ao elemento estrutural com apoio de eletrônica que a partir do sinal do sensor gera comando do atuador para que este atenua as vibrações através de forças exercidas na estrutura. Fora das reivindicações a patente detalha um programa em C baseado em *difference equations*, de comando e controle. Controlando vibrações o modelo do sistema no controle da atitude é simplificado.

USPTO 6828949 *Solid Surface Implementation For Deployable Reflectors* é uma patente da *Harris Co* depositada em 29/04/2002 onde ao invés de se usar sistemas tradicionais articulados, e sujeitos a uma séria de problemas de travamento ou velocidade excessiva de abertura, ou sistemas infláveis, usa-se o material flexível base do refletor, tubos e treliças e cabos, que uma vez comandados fazem tudo ir para o lugar em órbita dando forma ao refletor, a malha de cordas, os reforços e tubos bem como a forma do refletor são essenciais a precisão do sistema. Em especial o sistema ainda usa um tecido flexível feito de quartzo (*folha ultra-fina*) tecido de quartzo e resina, ou carbono e resina, além de material refletor, ou então ter-se uso de refletores multicamadas só de quartzo, baseados em interferência. Segundo a empresa, o uso de material de baixa dilatação diminuem problemas com produtos de intermodulação. A patente também detalha amarrações do sistema, e o uso de colagens locais para controle de forma. Com tudo puxado, os reforços ficam perpendiculares a superfície refletora, nas costas da antena. Não patenteando o sistema de controle de cabos, a empresa o pode fazer depois, caso hajam várias alternativas equivalentes, estendendo o uso da patente.



USPTO 6542132 *Deployable Reflector Antenna With Tensegrity Support Architecture And Associated Methods*, é uma patente da Harris de 12/06/2001 com 7 páginas de figuras contendo 8 figuras, e 30 reivindicações. *Tensegrity* é uma palavra que designa uma estrutura cuja forma deriva do equilíbrio de tensões de compressão e tração em seus membros. Entre os membros estão cabos e amarras, 26, e barras flexíveis. Travada a estrutura parece um monte de varetas e fios elásticos no plano, liberada assume a forma final e suporta a superfície refletora de tecido. A energia de deformação mínima e equilíbrio de forças dos cabos, corresponde a posição armada da antena, e a escolha dos pontos de fixação deve ser criteriosa para tal. Dados ângulos de torção das varetas e elementos de reforço t_1 e t_2 , o 1º dado por $90-180/n$ (n é o número de elementos) e dados o raio r e altura da estrutura aberta h , $0,25 h^{-1} [r \cos^2(t_1+t_2)^2+0,25d^2-d r \cos(t_1+t_2)]^{0,5}$ é maior que a relação f/d . Esta fórmula não diz muito. O equilíbrio de torques dos fios em cada vareta só é atingido na forma correta. Não se detalha o método de calibração. Ver: "*Dynamic equations of motion for a 3-bar tensegrity based mobile robot*," *Emerging Technologies and Factory Automation*, 2007. ETFA. IEEE Conf. on, pp.1334-1339, 25-28 Sept. 2007 doi: 10.1109/EFTA.2007.4416935, *International Journal of Solids and Structures* 42 (2005) 4833–4858, Tur, J.M.M.; Juan, S.H.; Rovira, A.G., em especial a matéria interessa a reabilitação humana, pois via fortalecimento e tencionamento pode-se aliviar dores em pessoas, Salmochi, usa esta técnica e é de suas aulas em medicina que vieram as fotos em azul. Passar o cabo por fendas que se fecham em virtude de aperto de rosca e seu travamento com adesivo é um dos métodos de ajuste, e há casos de estruturas que ficam na forma correta com tensão única nos cabos em função de comprimentos e múltiplas passadas. Há referências de sites .edu, de aulas com muitos dados e difíceis de citar.

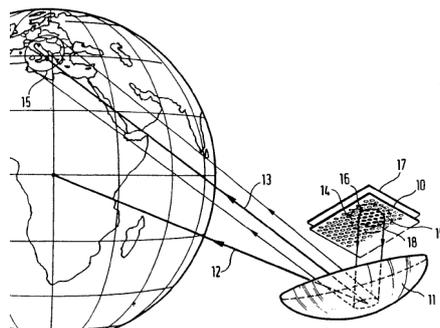


USPTO 6745662 Cross Cell Sandwich Core, é uma patente da NASA, de 6/08/2001, com 7 reivindicações traduzidas neste texto e 4 figuras em duas páginas. O texto das reivindicações é meio confuso, e é reproduzido a seguir: Uma estrutura cruzada para núcleo de painéis sanduíche que compreende: uma primeira e uma segunda folha de fechamento separadas uma da outra e substancialmente paralelas uma a outra, diversas fitas espaçadas e separadas colocadas entre as folhas de fechamento, com as fitas estendendo-se continuamente em largura da superfície de topo da folha de fechamento inferior a superfície inferior da folha de fechamento superior, todas as fitas substancialmente mais longas que sua largura, onde cada uma das diversas fitas tem ao menos uma parte de sua estrutura lembrando estruturas de pinhas ou folhas de plantas ao longo da fita, e ao menos uma parcela da primeira parede é oblíqua com relação ao primeiro eixo estendendo-se através da dita primeira e segunda folhas de fechamento e ao menos uma primeira porção da parede, com o dito primeiro eixo perpendicular a primeira e segunda folha de fechamento onde ele cruze através da primeira e segunda folha de fechamento respectivamente. A estrutura do núcleo de painéis sanduíche de células cruzadas da reivindicação 1 onde pelo menos uma das fitas tem uma seção transversal disposta ao longo de um plano paralelo a folha de fechamento formando uma onda substancialmente retangular. A estrutura do núcleo de painéis sanduíche de células cruzadas da reivindicação 1 onde as diversas fitas estão conectadas a primeira folha de fechamento. A estrutura do núcleo de painéis sanduíche de células cruzadas da reivindicação 1 onde as diversas fitas estão conectadas a segunda folha de fechamento. A estrutura do núcleo de painéis sanduíche de células cruzadas da reivindicação 1 ainda com parcelas da segunda parede das diversas fitas em ângulo oblíquo com relação ao segundo eixo estendendo-se ao longo da primeira e segunda folhas de fechamento, com o dito segundo eixo perpendicular as folhas de fechamento, onde o primeiro eixo é cruza as folhas de fechamento e as segundas parcelas de parede tem ângulos de cerca de 90o entre si. Na motivação da patente, o autor da NASA diz que em caso de choque de partícula sólida a hipervelocidade, a ionização corre paralela as fo-

lhas do núcleo hexagonal convencional, e isto afeta a próxima folha de fechamento, que pouca energia retira da partícula face ao plasma, e assim a partícula afeta mais o material a ser protegido. As várias versões de folhas são colocadas abaixo para melhor visualização. Será que o porta ovos do mercado é bom como núcleo de painel sanduíche. Uma placa estampada e ondulada não seria de fitas, e não teria colagem, teria vantagens? Afinal a colmeia tradicional tem sobreposição de colagem e baixa área de contato de colagem com as chapas.

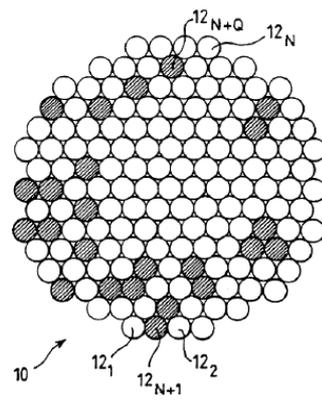
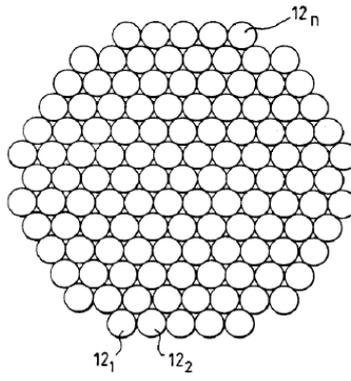
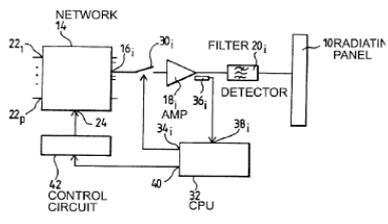
8 ANTENAS E TELECOMUNICAÇÃO

USPTO 5248980 Spacecraft Payload Architecture. Nesta patente potencializa-se o clássico arranjo de antena refletora parabólica e fonte de matriz faseada. Tradicionalmente a matriz faseada é apenas refletida para melhorar o ganho. No sistema proposto na patente em questão, a matriz relativamente afastada para evitar problemas de obstrução é pilotada de modo a focar feixes em pontos do refletor que permitam gerar não só um desempenho otimizado, como também gerar-se múltiplos feixes independentes e ainda reconfiguráveis por telecomando, via mudança dos ganhos de amplitude e fase de cada feixe, mas não de varredura eletrônica. O autor destaca que com as transformadas de Fourier espaciais de cada elemento, podem ser compensados os erros de forma do refletor, eliminando a necessidade de parábolas perfeitas e facilitando a fabricação.



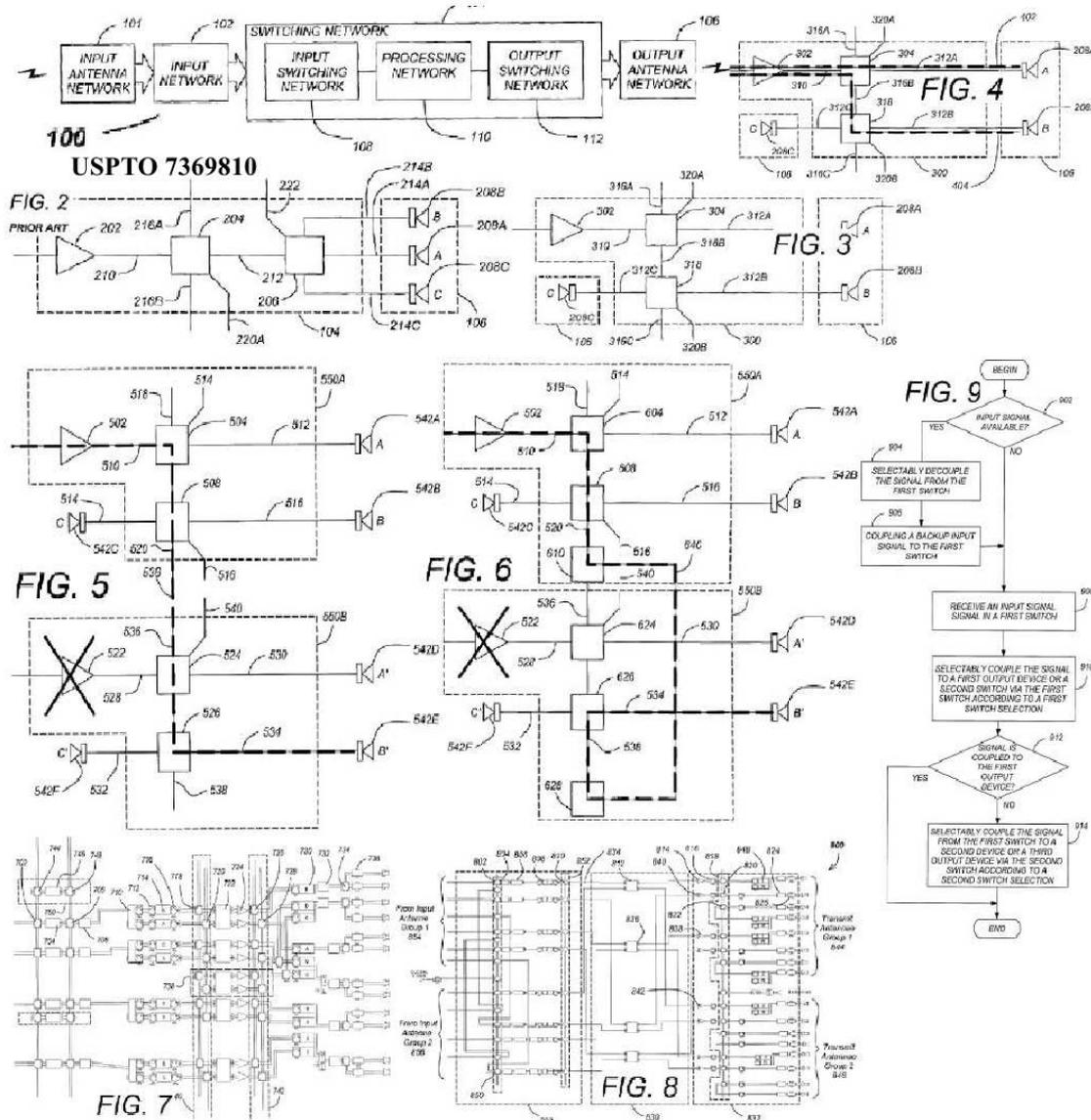
USPTO 6288673 *Active Antenna With Array Of Radiating Elements With Redundant Architecture* é uma patente originária da França, da Alcatel, com PCT em 4/04/1998 com 12 reivindicações e 2 desenhos. Uma antena de matriz faseada tem número máximo de elementos por área quando estes estão dispostos em arranjo de triângulos equiláteros, na verdade em linhas defasadas tais que estes elementos formem tais triângulos, com base para lados alternados, isto porque os elementos tem acoplamento mútuo que decai com a distância entre eles em termos de radiação de espaço livre. No caso do Globalstar a antena forma um hexágono. Na patente em questão projeta-se a antena e colocam-se elementos radiantes extras na periferia da antena, que permanecem inativos enquanto a antena puder manter a condição nominal. Caso isto não seja possível o sistema automaticamente reconfigura os elementos ainda em condição de

funcionamento, incluindo alguns dos elementos extras em termos de mudar amplitude e fase injetada, para garantir que a antena opere o mais próximo o possível da especificação em mínima potência consumida. O formador ativo de feixe, tem várias entradas de comando sujeitas a um circuito de controle que é comandado por um computador, este computador por sua vez recebe sinal de um detetor de falhas colocado entre cada amplificador e o filtro que em sistemas normais estão entre cada canal de saída do formador de feixe e seu respectivo elemento radiante, e a patente coloca uma chave comandada pelo computador antes de cada amplificador. Detectada uma falha o computador tanto pode calcular a melhor configuração possível e implementá-la, como pode contatar o controle e receber a nova configuração a ser implementada, em sistemas usuais há redundância a frio (reserva desligado) de cada amplificador e filtro, e algum esquema de conexão que permita unidades reservas dos elementos de formação de feixe se conectarem a canais de saída em caso de falha interna do sistema formador. A questão é que em face aos resultados de 5 artigos do *IEEE Transactions on Antennas and Propagation*, Lo e Lee V14, 1966, Steinberg 20(2) 1972, Skolnik et al. 12 1964, Tsunoda e Goto 35(9) 1987 e Numazaki et al. do mesmo exemplar, há várias configurações de elementos radiantes quando há excesso de elementos capazes de atender a especificação com erro baixo, que permitem a simplificação do sistema de formação de feixe e redução de custo. Só 11 anos depois da comprovação científica é que apareceu a patente tratando de modo de implementação não detalhado, onde apenas se reivindicava uso de computador e alterações induzidas no circuito de controle via ação do mesmo, a detecção e o chaveamento, que são coisas simples, esta patente ilustra bem como um publicação que divulga uma técnica sem as devidas precauções gera patentes para terceiros.



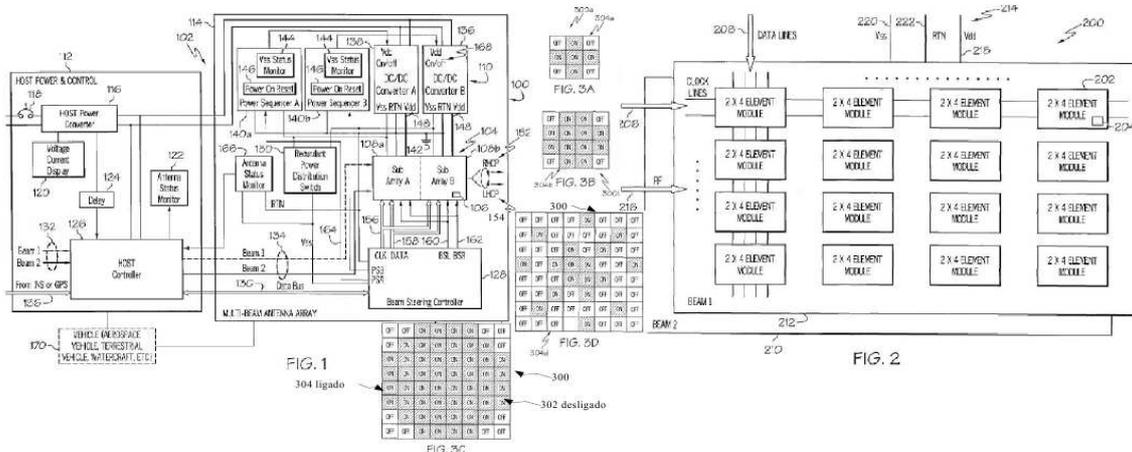
USPTO 7369810 *Satellite Transponder Architecture With Integral Redundancy And Beam Selection Capabilities* é uma patente da *Boeing* de 05/10/2001, tem 15 reivindicações e 9 figuras que ocupam 9 páginas. Aborda um transceptor de satélites com capacidade de seleção de feixe integrada a redundância. A reivindicação chave pede proteção a uma rede de amplificadores mais uma rede de antenas e duas redes de chaves cada qual com capacidade de conectar antenas e amplificadores conforme objetivo operacional. Na 2ª fala que a rede de chaves estabelece uma pluralidade de caminhos de sinais entre amplificadores e antena, na 3ª fala de caminho nominal de sinais e de retaguarda, fala em 2 grupos de antenas para facilidade de roteamento, e uma série de outros itens. A grande vantagem da patente em questão, conforme a *Boeing* é a disposição das chaves de modo a reduzir o custo da redundância, em especial com menos transceptores extras, patentes anteriores como a USPTO 4626858 usavam redundância 6:1, a USPTO 5132694 redundância 6:4 mas tinha baixa confiabilidade, segundo a empresa melhora a eficiência e tem menos perdas e menor complexidade geral. A comparação entre figura 2 e 3 mostram o usual anterior e o proposto. A ideia base, figura 4 é usar o mesmo *driver* para alimentar duas antenas em caso de falha, usando o caminho entre as chaves para ajuste de fase, ajustando sua potência e de forma a divisão natural de sinal face as impedâncias casar cada potência com seu valor nominal quando ele alimenta mais de uma antena. As figuras 5 e 6 estendem a ideia para conexões *driver*-antena um pouco mais complexas, envolvendo mais elementos. A figura 7 ilustra a arquitetura convencional de conexão em termos físicos, enquanto a 8 ilustra a arquitetura proposta de forma similar, no texto de apoio referente a esta figura a patente fala em uso de chaveamento para efeitos de testes em órbita do funcionamento do sistema. O texto também chama a atenção

para o fato da rede de chave permitir o fluxo do sinal em 4 direções. A figura 9 mostra um diagrama de bloco da gestão do sistema.

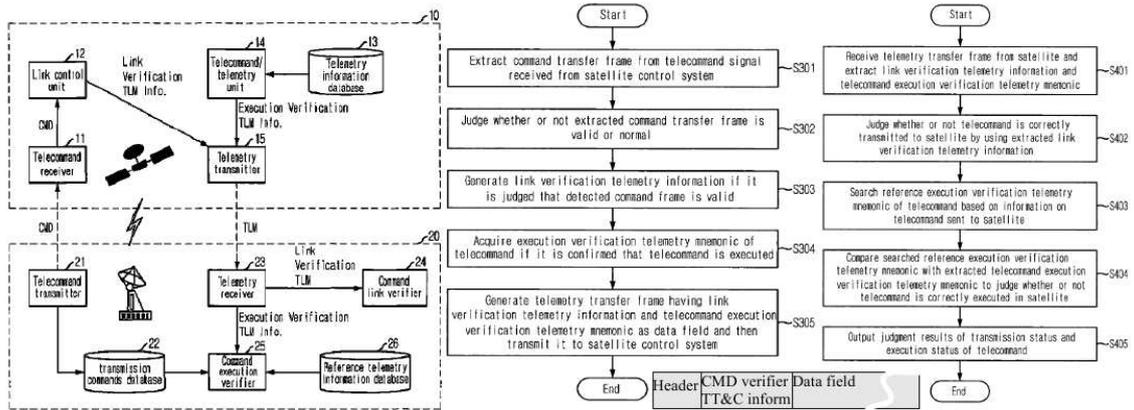


USPTO 7570209 *Antenna System Including A Power Management And Control System* é uma patente da *Boeing* de 25/04/2007 extremamente vertical onde se pede proteção a um sistema de antena que é constituído de um ou vários sub arranjos matriciais reconfiguráveis cada qual com múltiplos elementos radiantes ou de captação de sinal onde cada arranjo é capaz de fazer varredura eletrônica na região de radiocomunicação do espectro casado com um sistema de gerenciamento de potência reconfigurável para os elementos de telecomunica-

ções que tem ao menos 2 conversores capazes cada qual de serem acoplados seletivamente a vários elementos do sistema de antena, e vários sequenciadores de potência acoplados aos subconjuntos da antena de modo a alimentar de forma controlada ao menos um sub-conjunto da antena com cada sequenciador. Pede-se ainda proteção a ajuste e reconfiguração da antena da reivindicação anterior durante a missão espacial, provimento de meios de controlar o consumo de energia de cada sub-conjunto da antena da reivindicação base, sistemas de controle de antena e potência com meios de minimizar o consumo de energia, e também com redundância no fornecimento de energia, capaz de minimizar lobos secundários e outros problemas de diagrama energizando subconjuntos de antena pelo desligamento de sub-conjuntos, protege polarizações com rotação a direita e esquerda em uso isolado ou conjunto, o uso de sistemas conforme a reivindicação base com adição de módulo de operação multi-feixe para controlar e alimentar vários subconjuntos, um módulo de controle de potência e de elementos agregados para gestão de energia do sistema, sistemas conforme a reivindicação base em que os conversores de potência possam usar valores de tensão reduzida face a nominal para melhor gerenciar a antena, uso de circuitos integrados monolíticos de micro-ondas em antenas conforme a reivindicação base, uso de chaves de conexão de potência redundantes no sistema requerido de forma vaga, e de forma específica com chaves redundantes para cada sub-conjunto, pede proteção para diversos tipos de controladores para cada função e por aí vai até a 36ª reivindicação. Seguem as 3 figuras:

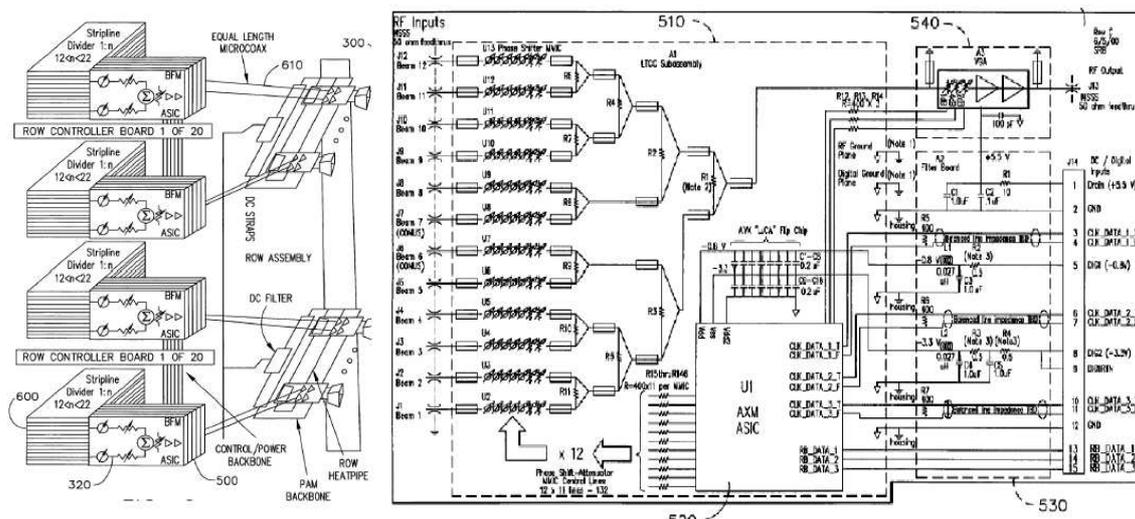


USPTO 7756517 *Apparatus And Method For Verifying Reception And Execution Status Of Telecommand In Satellite Control System* é uma patente coreana do *Electronics and Communications Research Institute* de 17/12/2005 com 4 desenhos e 4 páginas e 11 reivindicações, depositada nos USA em 4/10/2006 e expedida em definitivo em 13/07/2010. Trata de um método e aparelho para sua execução para verificação de recepção e estado de execução de telecomandos em sistemas de controle de satélite baseado na validação a bordo de comandos recebidos de solo, e transmissão de aviso execução quando concluída ao solo. A validação é feita comparando-se o telecomando recebido com tabela de mneumônicos. As figuras mostram: a configuração do sistema, um quadro de telemetria convencional (A) e proposto (B), um diagrama de blocos com os passos já citados de extrair o telecomando do sinal de rádio recebido, julgar se o comando é válido ou não, criar a informação operacional correspondente se o comando for válido, adquirir internamente o mneumônico de execução correspondente se for confirmada sua execução, gerar a telemetria de retorno ao solo quanto a verificação e execução do telecomando. Nas figuras há formas variantes de configuração. Os quadros de telemetria convencionais não tem espaço para retornar informação a Terra do estado do telecomando recebido, e isto dificulta ao operador ajustar o sistema de radio-transferência. A comparação com a base de dados, diz se o comando é válido, despeito de erros, ou dúbio. A palavra de retorno dá informações para controle de comunicação base satélite, além de informar a execução. Com este novo padrão de palavra protegido internacionalmente, há chance de acordos comerciais dos coreanos com outros países.



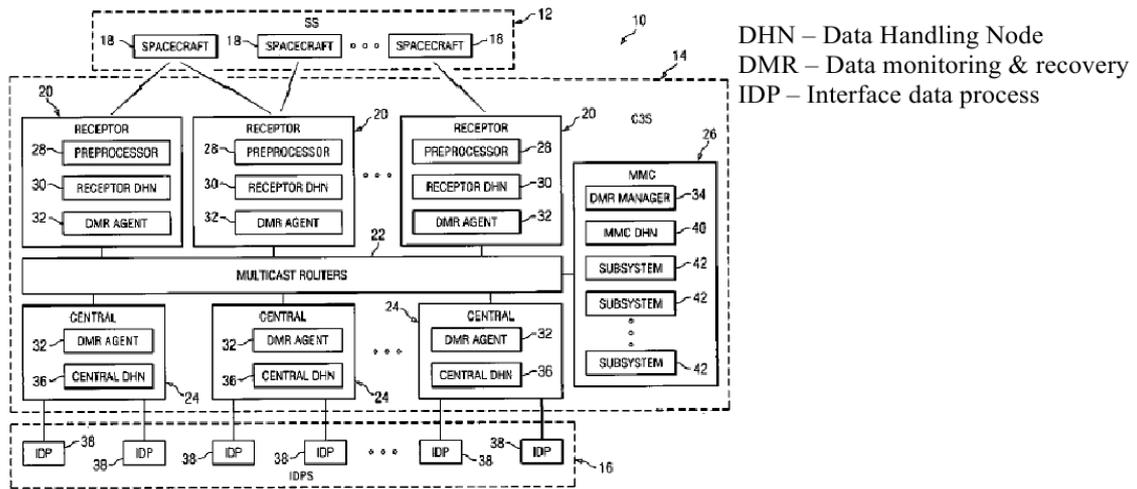
USPTO 6088341 *Reducing Cross Channel Interference With Off Sets* apenas trata do esquema de distribuição de frequências e polarizações na cobertura da rede Teledesic, e não tem uso para o INPE.

USPTO 6972716 *Phased Array Antenna Architecture Having Digitally Controlled Centralized Beam Forming* é uma patente da Boeing de 30/11/2003 de 57 reivindicações e 8 figuras em 8 páginas, que detalha uma antena de GEO de cornetas que é de matriz faseada, o novo é o fato de ter formador de feixe distribuído, um formador atua num grupos de elementos de emissão/ recepção, e outros formadores ou computadores atuam dando um dado “fictício” de forma que a atuação conjunta seja o feixe correto, o sistema é menos sensível a pane de um formador, e tem formadores menores.



USPTO 7773551 *Data Handling In A Distributed Communication Network* é uma patente da Raytheon de 18/05/2005 que detalha a proposta da empresa para a NASA Space Network. Tem 4 figuras em 4 páginas e 16 reivindicações. Duas figuras são fluxogramas pipeline, uma trata de o que é cada pedaço da corrente de dados, que tem blocos de comando (fig 2) e a figura 1, descreve o sistema. A patente descreve a ação de cada item da figura e de uma certa forma os satélites se consultam, pois fala-se em CCSDS, um protocolo de comitê de con-

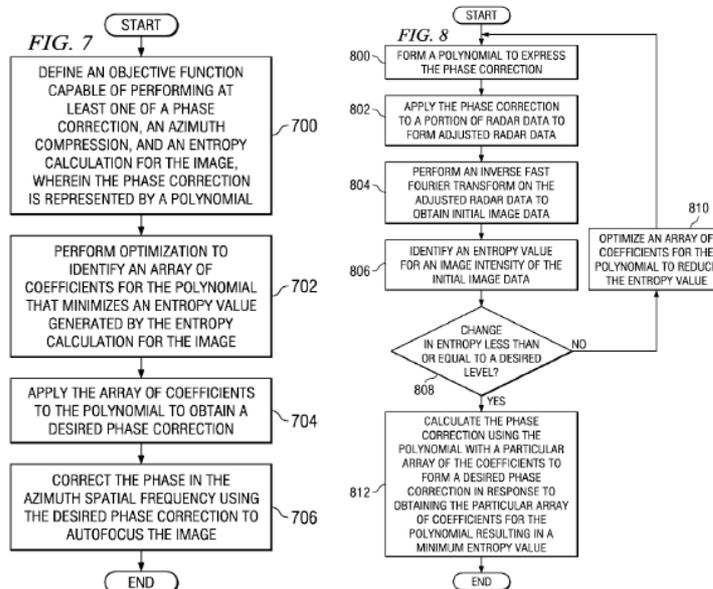
sultas para sistemas espaciais de dados.



9 SISTEMAS DE FOCO AUTOMÁTICO PARA CÂMARAS

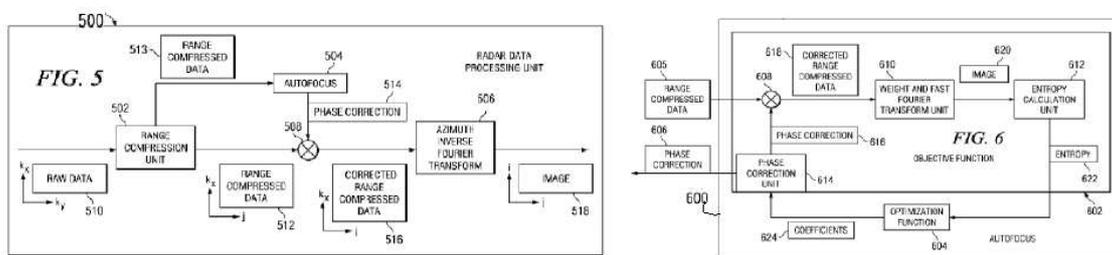
USPTO 7728757 *Autofocus For Minimum Entropy Through Multi-Dimensional Optimization* é uma patente da *Boeing* de 09/06/2008 que protege um método de implementação em computadores, e um programa de computador para uso em focar imagens dedicado mais especialmente a radares de abertura sintética (SAR). Antes de mais nada vamos esclarecer a questão de mínima entropia e máxima entropia em procedimentos de foco automático. Quando se analisa a entropia total de uma foto, pixel a pixel, ou seja $-\sum p \ln(p)$, onde p é a probabilidade de cada estado entre os diversos estados detectados nos *pixels*, por exemplo tratando de modo independente o vermelho, azul e luminância, tem-se entropia máxima quando se tem o melhor foco possível, pois a informação é máxima. Quando se trabalha com a dita entropia de sinal, ou seja dados níveis s de tensão no sinal $H = -\sum s \ln(s)$, quanto mais ruído maior a entropia, e a entropia é mínima quanto mais sinais se colapsarem num só face ao procedimento de ajuste de fase e tensão da matriz de processamento do sinal bem como é menor a flutuação de nível de um pixel ao outro por problemas do sinal não estar em fase. Assim num SAR conforme a patente pede proteção, pode-se aplicar otimização nos coeficientes da matriz de correção de fase que minimizem a entropia da imagem. A patente tem 24 reivindicações e 8 figuras em 6 páginas. É destinada primariamente a uso em aviões, mas pode ter uso em satélites. Faz-se a transformada de Fourier na direção de azimute e o sinal é função do índice de frequência em azimute e do possível range (fase). Em uma das versões protegidas o sistema usa-se um polinômio para expressar a correção de fase, o polinômio é aplicado a parte dos dados, faz-se a transformada de Fourier rápida do resultado e gera-se o valor de entropia da partição, o valor dos coeficientes do polinômio é ajustado para reduzir o valor desta entropia, convergido o sistema os valores de polinômio da partição são aplicados a toda a base de dados. A figura 1 mostra um esquema do uso aeronáutico de SARs sem qualquer informação referente a patente em si, a figura 2 de mesmo modo mostra a alocação dos sistemas no uso aeronáutico de SARs, e a 3 um computador comum, indicando que o programa defendido é armazenado na memória deste. A figura 4 ilustra o fato da trajetória da aeronave ser perturbada, e que em função disto a distância do radar ao objeto varia não só face a variação normal deste valor na trajetória programada, como com uma componente aleatória. A figura 5 ilustra o fluxo de processamento

de dados de radar, enquanto a 6 detalha o sistema autofoco da figura 5. A diferença de fase vem da velocidade da luz c , da distância d e é $4\pi dc^{-1}$. Os elementos da figura 5 podem ser implementados por hardware ou software a patente protege ambos (será?). Para processamento os dados são convertidos de analógicos para digitais na saída do dispositivo de demodulação (*dechirp*), a modulação linear em frequência conhecida como *chirp* é a mais usada em radares, faz-se uma grade de pontos para efeitos de fazer a transformada de Fourier discreta, que não precisa ter a resolução da imagem, e um sistema de compensação de movimentos na parte de atitude e propulsão, tenta minimizar os efeitos de irregularidades de trajetória. Uma imagem pode ser gerada pela transformada inversa discreta dos dados ajustados.



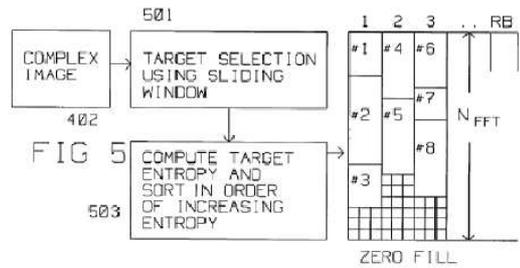
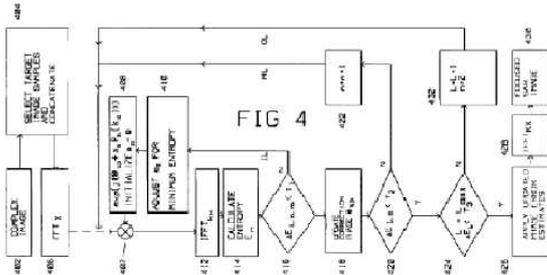
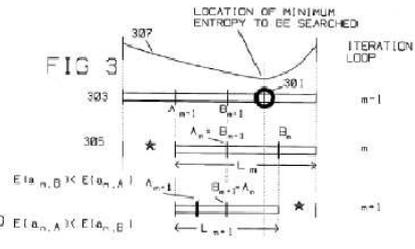
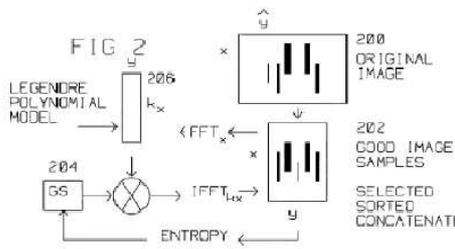
A potência de feixe de distância é a soma de todos os quadrados de sinal para diversas frequência de azimute e distância possível. Todo e qualquer sinal acima do sinal máximo sobre um fator maior que um é considerado para efeitos de pré-seleção. O polinômio de correção de fase é uma combinação linear de polinômios de Legendre cujo argumento é o índice de fase em azimute. A correção de fase é feita no espaço transformado, e faz-se a transformada inversa, obtendo-se uma imagem bruta que tem seu sinal normalizado via divisão do sinal ao quadrado do pixel, pela somatória dos sinais ao quadrado. Com este sinal se calcula a entropia de sinal, que é minimizada pelo método de *Broyden-Fletcher-Goldfarb-Shanno* (BFGS). Os dados brutos digitalizados da partição de sinal alto guardados na memória são usados para o processo de minimização. As reivindicações que

descrevem em cebola, do mais genérico para o mais particular o método, algumas com o em adição, é que definem o nível de proteção a cada coisa. Como não se pretende copiar o método, ou fazer uma versão similar não protegida, não detalhamos as reivindicações, que acreditamos não proteger o uso da maximização de entropia de informação. Os artigos de Kristan, M; Franjo Pernus, F: *Entropy Based Measure of Camera Focus*, e de Lu, H; Zhang, H; Yang, S; Zheng, Z: *A Novel Camera Parameters Auto-Adjusting Method Based on Image Entropy*, trabalham com entropia de informação que é maximizada para melhorar o foco. A entropia de Bayes, é uma função próxima a entropia convencional que não usa logaritmo, e não foi mencionada no documento que foca em logaritmo.



USPTO 7145496 *Autofocus Method Based On Successive Parameter Adjustments For Contrast Optimization* é uma patente da *Raytheon* de 23/11/2004, também referente uso de métodos de mínima entropia de sinal em SARs, tem 12 reivindicações e 5 desenhos em 5 páginas, usa três malhas de autofocus uma interna, outra intermediária e outra externa, as correções de fase são expressas também via polinômio, cita ao contrário de outras patentes e debate um pouco os métodos tradicionais *map drift method*, *phase gradient autofocus*, *space*, o sistema começa fazendo uma imagem base, por processo qualquer, a partir daí aplica uma janela móvel sobre esta imagem para determinar possíveis alvos, calcula a entropia inicial para os alvos selecionados, e organiza os alvos em função de sua entropia, não diz se de pixel ou sinal, para gerar uma lista de elementos de alvos, concatena a lista via uma FFT, calcula iterativamente correções com a malha mais interna, outra intermediária e outra externa, calcula entropia com apenas o termo até quadrático e todos, e compara-as para ver se estão dentro de tolerância, usa a “Busca de Secção Dourada”, para achar a entropia mínima de sinal no domínio transformado, para ele também as intensidades normalizadas são o valor do quadrado de cada intensidade dividido pela somatória dos quadrados de intensidade

de cada pixel, e é com este sinal normalizado que o algoritmo calcula a entropia de sinal. A figura aqui omitida mostra um feixe de SAR convencional, a 2 mostra o resumo conceitual do método da patente, na 3 um método para evitar locais de baixa entropia, na 4 um diagrama de blocos da invenção, na 5 mostra o uso da janela deslissante. Para a imagem base, usa-se a definição de nitidez de imagem onde a somatória de declives das curvas de densidade ao quadrado multiplicado pela intensidade máxima menos a mínima, é dividida pelo número de pontos usado; bem como algum tipo de contraste, de Weber, $(\text{valor} - \text{valor de fundo}) / \text{valor de fundo}$, Michelson $(\text{máximo} - \text{mínimo}) / (\text{máximo} + \text{mínimo})$, ou RMS (i.e raiz quadrada dos quadrados das diferenças entre sinal e sinal médio dividida pelo número de pixels), este método de ajuste dos coeficientes do Polinômio de Legendre que gera a ponderação ótima dos dois é chamado na patente de “Ajustamento Sucessivo de Parâmetros”, com isto o procedimento é mais rápido que um procedimento que usasse entropia em toda a imagem. A otimização de contraste/nitidez é feita na maioria das vezes no contraste (mais rápida) via empacotamento de dados de sinal ao quadrado (norma complexa ao quadrado) e descartando os sinais maiores muito maiores que a média dos sinais ao quadrado, a partir daí o sinal é ordenado pela entropia (menor para maior), concatena-se para boas imagens, e se seleciona os valores de distância para processamento estendido, a reivindicação base tem 367 palavras, e 2312 caracteres, é muito longa e difícil de ver o que entra ou não em choque com a patente da Boeing, e inclui as 3 malhas de processamento para diferenciar ao máximo da reivindicação chave da Boeing logo de cara, visto que ambas usam polinômios de Legendre, Entropia e “Busca de Secção Dourada”.

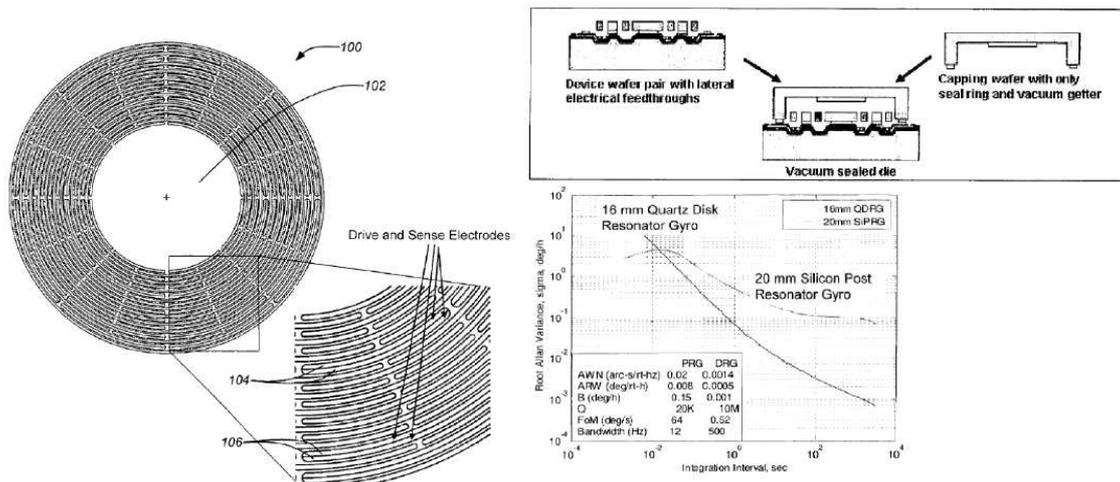


10 RADARES DE FENDA ARTIFICIAL

USPTO 7391357 *Correction of motion measurement errors beyond the range resolution of a synthetic aperture radar*, USPTO 7777665 *Comparing range data across the slow-time dimension to correct motion measurement errors beyond the range resolution of a synthetic aperture radar*, USPTO 7760128 *Decreasing range resolution of a SAR image to permit correction of motion measurement errors beyond the SAR range resolution*, USPTO 7397418 *SAR image formation with azimuth interpolation after azimuth transform*, USPTO 5926125 *Synthetic aperture radar* (de 1999), USPTO 5608404 *Imaging synthetic aperture radar* (de 1993) tratam todas de radares de abertura sintética para satélites, e por serem muito específicas, nos pareceu duvidosa a utilidade de seu detalhamento, na fase inicial, afinal o instituto não desenvolve tais sistemas e irá comprá-los como carga útil, e itens físicos, como tipo de antena e afins, são mais relevantes que detalhes de operação e modulação especiais protegidos.

11 COMPONENTES ELETRÔNICOS NÃO LIGADOS A COMPUTAÇÃO / FPGA

USPTO 7581443 *Disc Resonator Gyroscopes*. Esta patente de 20/07/2006, deve ter tido muitos questionamentos pois só saiu em setembro de 2009, e detalha um giro MEMS, que é feito de quartzo e não silício, o material por algum motivo baixou uma ordem de grandeza a deriva de um giro de pentes em paralelo em disco circular, 10^{-2} °/h para 1 segundo de integração, contra 0,5 °/h para igual tempo de integração de giro de silício. A patente detalha o processo de corrosão do quartzo, e colocação de material para geração de detecção. Abre a pergunta, será que as melhorias devido a material podem ser ainda maiores para outros materiais como safira, zircônia etc... O que é que faz a diferença?



12 SISTEMAS DE SUPORTE A FABRICAÇÃO E MONTAGEM E OUTROS SISTEMAS

USPTO 6454215 - *Spacecraft architecture for disturbance-free payload* – descreve apontamento sem contato via atuador de imã permanente e eletroímã / sistema eletrostático e contrapesos de modo a mover cargas úteis grandes em controle autônomo sem afetar a plataforma base, com foco em radiotelescópios, telescópios e antenas de alto ganho. (depositada em 29/01/2001). São 49 reivindicações.

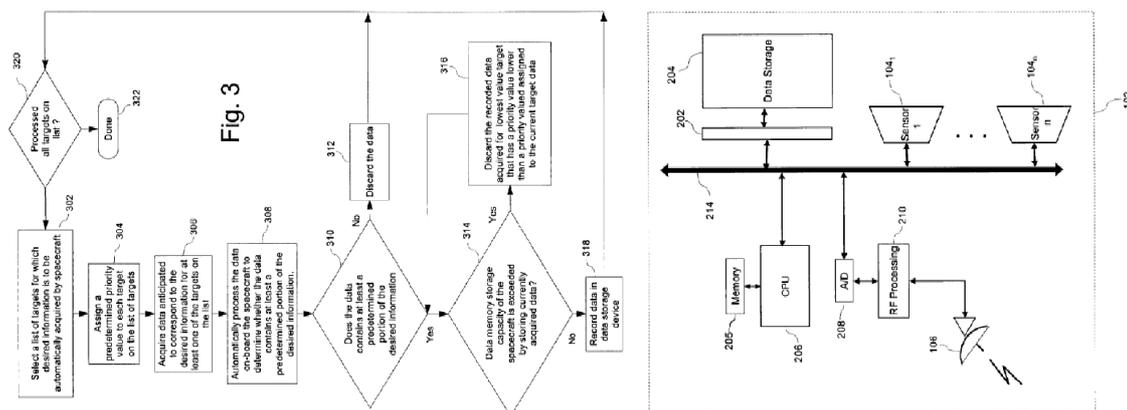
USPTO 6283416 *Spacecraft Kernel*. Aparentemente é uma patente defensiva para uma missão específica ou uma patente altamente especulativa. A patente em questão questiona o uso tradicional de divisão entre plataforma e carga útil, ao dizer que variam potências requeridas, atitude, modo de controle de atitude, capacidade computacional e afins. Propõe uma interface mal descrita, baseada nas normas IEEE-1394, RS-485, MIL-STD-1553/1773 e padrão I²C, para acoplar o que o autor chama de kernel do satélite, um suprimento de energia básico, TT&C, computador de apoio a TT&C, sistema de roteamento para unidades fora do *kernel*, e do outro lado da interface o que é dependente de missão, carga útil, controle de atitude, controle de painéis solares (movimento e drenagem de corrente), unidades extras de bateria, complemento do suprimento de energia (mais módulos para aumento de capacidade), e assim por diante.

USPTO 7752970 *Networked Electronic Ordnance System* depositada em 12/08/2004 pela *PS/EMC West LCC* subsidiária da *Pacific Scientific Co*, trata de uma minuteria para sistemas de alta confiabilidade incluindo satélites em que ao invés de se usar um cabo para cada carga, usam-se unidades lógicas uma em cada carga e barramento único, a unidade lógica para disparar tem de receber um comando para energizar o capacitor de excitação da escorva, e pode abortar recebendo um comando para descarregá-lo sem conectar a escorva, trabalha eventualmente com escorvas de energia diferente para uma só carga, exemplo foguetes sólidos, e tem todo um esquema de máxima confiabilidade

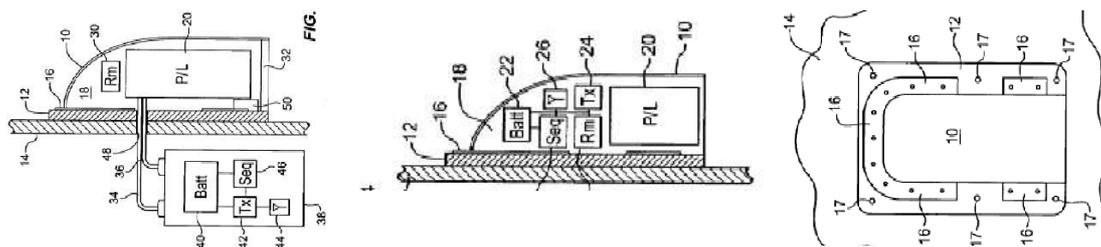
para a operação, incluindo proteção contra descargas eletrostáticas, testes de continuidade de baixa energia, e outros itens. O controlador testa pirotécnicos periodicamente, arma a carga ao receber uma palavra de ação válida (tem decodificador), alivia capacitor de disparo se não receber a tempo a ordem final ou receber a ordem de última forma, se receber a ordem de disparo válida a tempo, o controlador chaveia o capacitor sobre a escorva, disparando a unidade. O sistema geral emite por segurança a ordem de desarmar periodicamente quando não há disparo programado. Assim só um evento durante o armar, carregar capacitor e disparar de uma carga interpretado como ordem por outra é que pode gerar disparo espúrio. O controlador de escorva e a minuteria ficam em gaiolas de Faraday, ou seja não há disparo via rádio. Detalhe que a unidade de controle de escorva da minuteria em um estágio de foguete não sobreviveria a um estágio que ascendesse, mas ficaria disponível, via deriva, em outro estágio que não o fizesse. Há um único cabo de potência blindado e um cabo de comando comum, blindado, que passa por dispositivos de extração, ou usa barramento interno dos controladores locais. Está livre usar acopladores óticos locais, para aumentar a segurança.

USPTO 6983198 *Onboard Satellite Processing To Mitigate Data Recorder Limits* é uma patente da Harris Co de 31/03/2005 de 34 reivindicações e 4 figuras onde a empresa pede uso exclusivo de um método de aumentar a capacidade de armazenar dados úteis em satélites por meio da seleção de uma lista de alvos dos quais o satélite deve extrair dados automaticamente, adquirir dados destes pontos, processar os dados adquiridos automaticamente para ver se os dados contém ao menos uma parte da informação desejada, descartando todo e qualquer dado sem qualquer informação relevante. Os barramentos e configurações físicas descritas na figura, com sensores, RF, computador e memórias são absolutamente convencionais. Na 2ª e 3ª reivindicações a empresa pede uso de métodos de detecção de nuvens para auxílio no descarte ou armazenamento de dados relacionados com imagem, na 4ª pede inclui o direito de uso exclusivo da verificação se a quantidade de dados da lista de armazenamento dos alvos excede a capacidade de armazenamento em sistemas conforme a

reivindicação base; método conforme a reivindicação base com gravação de dados em unidade de armazenamento; depois pede direito de uso de estabelecimento de prioridades, para cada alvo da lista para otimização do armazenamento. Acredito que esta patente só foi concedida por se tratar de uma empresa com muito poder, pois é óbvia e pouco inovadora, e protege uma série de usos comuns.



USPTO 7036773 *Compact External Launcher For Small Space Payloads* é uma patente de 28/08/2003 da *Ecliptic Enterprises Co.* que pura e simplesmente trata de módulos de colocação de satélites carona na lateral o último estágio do foguete, ora sem auxílio deste para energia extra de bateria e alguns itens auxiliares como transmissores e sequenciadores no lançador, ora com todos os utilitários neste adaptador. Simplesmente a carga útil, ou pequeno satélite é preso ou a lateral do lançador ou ao adaptador, que é uma peça que lembra o que sobra para fora da intersecção de um projétil de base qualquer, lateral cilíndrica e ponta arredondada com o eixo para dentro do lançador, com o tubo do lançador. Como a coifa é grande, e é ela que gera ondas de choque, o elemento é relativamente protegido na subida quando sua posição é adequada. São 28 reivindicações e 4 figuras, as 3 apresentadas e mais uma com a lógica de projeto para cada voo.



USPTO 7614586 *Method Of Traveling To Earth's Orbit Using Lighter Than Air Vehicles* é uma patente de pessoa física de 10/03/2006 onde o autor ao afirmar que balões meteorológicos e de astrofísica conseguem subir a 100 mil ou 140 mil pés, 30 a 42 km, com cargas razoável, avalia que se este balão levar um outro balão menos inflado com o satélite e propulsores, que tenha a forma de duas asas em flecha, este segundo balão pode ser projetado para ganhar mais altitude hidrostáticamente e usar ainda a sustentação da asa para compensar a perda de sustentação hidrostática e atingir de 330 mil a 550 mil pés, conforme a carga, fazer operações de microgravidade e desacelerar lentamente para se reacoplar ao balão mãe, ou ainda disparar um motor de apogeu para satelizar alguma carga de uso a altitudes maiores. O uso em subida é protegido na reivindicação 1 e em reentrada na 2.

USPTO 6075893 *Computer Controlled Angular Alignment Of Structures Using Moire Patterns* é uma patente de 12/08/1997 da *Gruman Aerospace*, com 9 reivindicações e 10 figuras em 4 páginas. Toda e qualquer borda gera padrões de difração de Fraunhofer e a transformada de borda modela os efeitos dos padrões de difração das bordas na intensidade da imagem, e no caso de bordas retas, linhas paralelas a esta borda podem ser geradas em imagens digitais binárias, referentes ao uso de transformada de borda, que representam variações de fase na imagem real similares as dos sinais da difração de Fraunhofer. Assim ao se sobrepor digitalmente imagens do mesmo objeto obtidas em instantes diferentes, vê-se que as linhas paralelas a borda para peças retas, geram paralelogramos que tem uma máxima distância entre vértices opostos D que se relaciona com o espaçamento das linhas da transformada de borda S , através de $S = D \operatorname{tg} f$, onde f é o ângulo de desalinhamento. Assim, ao menos para bordas re-

tílineas, como abordado na patente em questão, e para pequenos ângulos, caso em que vale considerar ângulo e tangentes idênticos, é fácil tirar-se o desalinhamento pelo processamento das duas imagens. O sistema para tal precisa de uma boa câmara de vídeo, um computador de processamento de padrões de Moire, um processador de dados de referência, uma memória para a referência, e tela e mouse para interface com o operador, sendo que o processador de dados de referência gera a imagem de referência. A imagem de teste pode ser marcada com mouse, para se gerar a partir de linhas de borda escolhidas os padrões de paralelismo via transformada de borda, afinal a imagem tem muitas bordas, e para análise de um desalinhamento tem-se que ver o efeito de uma borda por vez. Aparentemente sobrepondo a imagem, sempre se poderia verificar o ângulo entre as bordas, mas ocorre que caso além do desalinhamento visível no plano de projeção, o objeto tiver rodado sobre uma reta no plano de projeção, esta medida direta tem um efeito de achatamento. Já no caso do método proposto, corrige-se este efeito por S da imagem não de referência ser usada.

USPTO 7755011 *Target Maneuver Detection* é uma patente da *Lockheed* com 45 reivindicações e 7, figuras, numeradas até 6, 5A/B, em 3 paginas de desenhos. É uma patente de uso primário na área militar onde quer se saber se um objeto está ou não manobrando e se seu movimento representa algum tipo de ameaça. Ocorre que lixo espacial pode assumir características similares face a choques um com o outro a de mísseis ameaçadores a aeronaves, segundo a *Lockheed*. Por isto a palavra espaçonave e satélite apareceram numa secção que trata de uso civil, e a empresa ressalta ainda que satélites militares podem ser ameaçados por dispositivos de aniquilação com comportamento similar a de mísseis anti-aéreo. A patente ressalta os artigos sobre métodos de detecção de manobras clássicos de algoritmo de estimação e detecção de manobras não lineares de alvos, método das estimativas de entrada para rastreamento de um alvo em manobra, medidas de aceleração de alvo via taxa de variação de distância em hipótese de taxa de rotação constante. Segundo a patente os 3 métodos ci-

tados tem problemas e daí o uso de nova técnica. No que se refere a satélites e lixo, a questão é comparar a trajetória prevista de uma peça de lixo espacial com a real, determinando se houve alteração de seus parâmetros orbitais via comparação com limites estabelecido via incerteza de modelo de propagação e incertezas de medição, entrando em modo de estimativa detalhada de nova trajetória e emissão de ordem de manobra para um satélite se este estiver em risco de colisão. Como a patente é bastante extensa com 14 páginas de explicação em coluna dupla e letra 8, e o uso é restrito não entraremos em mais detalhes.

Algumas patentes de satélite, como a de um satélite com uma constelação de cargas úteis voando próxima a ele com posição e atitude controlada eletromagneticamente para detecção de exoplanetas US7464902, prioridade de patente francesa, uma patente de separadores gás-líquido (US6869462) apareceu face a seu uso em missões tripuladas.

USPTO 7694001 *Configuration State Management System, Method And Apparatus* é a patente do controle de um sistema comercial de *direct do home* de TV, para maximizar a qualidade de serviço.

USPTO 7113270 *Determination Of An Orientation Parameter Of An Elongate Object With A Scan Beam Apparatus*, USPTO 7130779 *Method And Apparatus For Risk Management*, USPTO 7680547 *Method System And Computer Program For Generic Synchronized Motion Control For Multiple Dynamic Systems* são patentes de outras áreas com eventual uso em satélites, a primeira para medir algo em solo que pode ser um satélite, a segunda é um protocolo de redução de riscos em projetos e equipamentos de auxílio a sua implementação, e é muito extensa, tem 75 páginas e trata até de interface homem máquina e seus efeitos em confiabilidade do projeto. A 3ª trata de robots que trabalham e cooperação em indústrias e eventualmente itens no espaço.

13 CONCLUSÃO

Os satélites estão cada vez mais usando conceitos de outros sistemas, padronização, modularidade, técnicas que evitem ao máximo qualquer reprojeto e tentando incorporar componentes de prateleira face ao menor consumo destes componentes, estão usando cada vez mais novos sistemas de redundância a quente, votação e outros métodos para atingir confiabilidade similar a obtida com componentes qualificados, com componentes convencionais, e face a maior compactação e consumo destes componentes, serem menores. Tecnologias infláveis, melhoria dos sistemas de desacoplamento dinâmicos, e amortecimento de vibrações entre satélite e lançador, para facilitar o projeto estrutural do primeiro, também foram abordados em vários documentos. A montagem cada vez mais, compacta, via redução de espaço, e mesmo montagem de partes da estrutura após a integração de parte dos equipamentos eletrônicos também foi detetada. Espaçadores para componentes eletrônicos flexíveis, solda pelo lado oposto, pinos de acoplamento com chapas da estrutura, tem sido usados para evitar os quadros de apoio, principalmente em satélites pequenos para evitar reprojeto das placas de circuito impresso já disponíveis em outros sistemas. Muitos satélites evitaram controle térmico ativo, pela mudança do conceito de montagem, e há uma tendência de se fazer satélites que se abrem tal e qual painéis solares, para melhorar a dissipação de calor de equipamentos de alta potência evitando sistemas complexos. Refrigeradores criogênicos tem sido introduzidos para sensores de sensibilidade muito alta, ou sistemas de dezenas de kW. A defasagem tecnológica entre o INPE e os centros avançados tem aumentado em termos de estado da arte local e externo, de algo tipo 10 anos na época do SCDs para mais de 20 hoje. Dezenas de problemas relatados nas patentes aqui resumidas, são importantes para projetos e devem fazer parte das listas de verificação dos mesmos, análises e estudos preliminares, e devidamente enquadrados antes de se definir uma configuração.

REFERÊNCIAS BIBLIOGRÁFICAS

BARNETT, M.D; RAWAL, S.P. **Multifunctional structures technology demonstration on New Millennium Program (NMP) Deep Space 1 (DS1) DS1 Technology Validation Report.** Denver CO. USA: Lockheed Martin Report for NASA JPL, 2000. p 16.

BRUHN, F. **Miniaturized multifunctional system architecture for satellites and robotics.** 2005. p 40. Tese de Doutorado. Uppsala Universitet. Uppsala, Suécia. ISBN 91- 554-6380-0.

RAWASHDEH, S.A. **Passive attitude stabilization techniques for small satellites.** 2009. 72 p. Tese de Mestrado. Kentucky University. Lexington. K. USA.

SANDAU, R; RÖSER, H.P; VALENZUELA, A. **Small satellites for earth observation.** Berlin: Springer Verlag, 2008. p 399. ISBN: 978-1-4020-6942-0 e-ISBN: 978-1-4020-6943-7

UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE (USPTO). **Patent full text advanced search.** Disponível em: [.http://patft.uspto.gov/netahtml/PTO/search-adv.htm](http://patft.uspto.gov/netahtml/PTO/search-adv.htm). Acesso em: 03/01/2011 a 24/03/2011.

UNITED STATES PATENT AND TRADEMARK OFFICE (USPTO). **Patent application full Text advanced search.** Disponível em: <http://appft.uspto.gov/netahtml/PTO/search-adv.html>. Acesso em: 03/01/2011 a 24/03/2011.