



República Federativa do Brasil  
Ministério do Desenvolvimento, Indústria  
e do Comércio Exterior  
Instituto Nacional da Propriedade Industrial.

(21) **PI 0710852-4 A2**



(22) Data de Depósito: 13/06/2007  
(43) Data da Publicação: 19/06/2012  
(RPI 2163)

(51) *Int.Cl.:*  
B64G 1/24

(54) **Título:** SATÉLITE DE IMAGEAMENTO ÓPTICO DE ÓRBITA BAIXA, É MÉTODO DE IMAGEAMENTO DA SUPERFÍCIE DA TERRA

(30) **Prioridade Unionista:** 11/05/2006 IL 175596

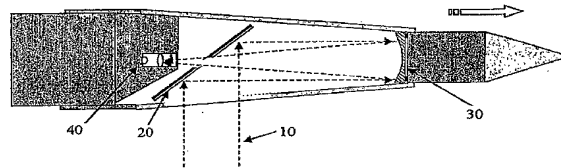
(73) **Titular(es):** RAFAEL ADVANCED DEFENSE SYSTEMS LTDA

(72) **Inventor(es):** DAVID MISHNE, NEHEMIA MILLER, YOCHAY DANZIGER

(86) **Pedido Internacional:** PCT IL2007000584 de 13/06/2007

(87) **Publicação Internacional:** WO 2007132460de 22/11/2007

(57) **Resumo:** SATÉLITE DE IMAGEAMENTO ÓPTICO DE ÓRBITA BAIXA E MÉTODO DE IMAGEAMENTO DA SUPERFÍCIE DA TERRA. Um satélite de imageamento óptico de órbita baixa tendo um corpo de satélite delgado, que aloja um arranjo de telescópio óptico. Uma parte principal do arranjo de satélite tem seu eixo geométrico óptico, aproximadamente, paralelo à direção de alongamento e inclui um arranjo de espelho disposto para direcionar uma Linha-De-Visão do telescópio óptico lateralmente à direção de alongamento. As dimensões transversais do corpo de satélite são preferivelmente minimizadas para serem quase iguais à dimensão da abertura do telescópio óptico, daí provendo um elevado coeficiente balístico e uma vida em órbita mais longa para órbitas na baixa termosfera.



"SATÉLITE DE IMAGEAMENTO ÓPTICO DE ÓRBITA BAIXA, E MÉTODO DE IMAGEAMENTO DA SUPERFÍCIE DA TERRA".

#### Campo e Histórico da Invenção

A presente invenção se relaciona a satélites em forma de  
5 míssil de órbita baixa para vigilância eletro-óptica terrestre e outras missões.

Satélites de vigilância terrestre são usualmente projetados para órbitas altas (tipicamente 350-800km) onde é desprezível o arraste atmosférico. Sua forma  
10 específica e sua seção transversal, por conseguinte, se configuram aspectos desimportantes. Sua órbita relativamente alta requer equipamentos ópticos de grande abertura para obter uma resolução requerida, o que implica em um peso de diversas centenas de kilogramas.

Mudar a orientação do satélite requer um processo  
15 relativamente lento, devido à conservação de momento usando rodas de reação. Por conseguinte, estes satélites são limitados em termos de observar uma diversidade de regiões em um certo período de tempo. Estes satélites são usualmente projetados para permanecer em órbita  
20 diversos anos, o que requer alta confiabilidade. Ademais, o satélite deve ser econômico com respeito ao uso de recursos não-renováveis - em particular, combustível.

No passado, satélites de vigilância eram lançados em  
25 órbitas baixas ( $\pm 200$  km) para prover uma boa resolução. Estes satélites eram muito grandes (muitas toneladas), e requeriam uma grande quantidade de combustível para superar o arraste atmosférico.

Para ambos casos descritos, o custo de lançamento  
30 era muito alto, e, por conseguinte, apresentam elevado custo per imagem.

Por conseguinte, há necessidade de um satélite relativamente barato, que possa ser lançado usando um lançador de baixo custo, e efetuar uma grande quantidade  
35 de imagens em um breve período de tempo.

#### Sumário da Invenção

A presente invenção se relaciona a um satélite em forma

de míssil de órbita baixa para vigilância terrestre.

De acordo com os ensinamentos da presente invenção, provê-se um satélite de imageamento óptico de órbita baixa compreendendo: (a) um corpo de satélite alongado  
5 tendo uma direção de alongamento, um comprimento paralelo à direção de alongamento, e duas dimensões transversais perpendiculares à direção do alongamento e entre si; e (b) um telescópio óptico arranjado no corpo de satélite, a parte principal de qual arranjo tem um eixo geométrico  
10 óptico substancialmente paralelo à direção do alongamento, o arranjo de telescópio inclui um arranjo de espelho aberto para direcionar a Linha-De-Visão (LOS de Line-Of-Sight) do telescópio óptico na direção lateral para direção do alongamento, o arranjo de telescópio tem  
15 uma dimensão de abertura óptica, onde cada as duas dimensões transversais não são maiores que 50% da dimensão da abertura óptica.

De acordo com um aspecto adicional da invenção, as duas direções transversais são substancialmente iguais.

20 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o corpo do satélite é substancialmente cilíndrico.

De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o comprimento é pelo menos cerca de cinco vezes maior que cada uma das dimensões transversais.

25 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o comprimento é pelo menos cerca de dez vezes maior que cada uma das dimensões transversais.

De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, cada uma das duas dimensões transversais não é maior que  
30 20% da dimensão de abertura óptica, e preferivelmente não maior que 10% da dimensão de abertura óptica.

De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o arranjo de espelho inclui pelo menos um espelho giratório e um sistema de controle de espelho para  
35 ajustar o espelho de modo a direcionar a Linha-De-Visão (LOS de Line-Of-Sight) para um certo ponto.

De acordo com um aspecto adicional da presente invenção,

- provê-se também um sistema de controle de altitude associado a um arranjo de telescópio óptico, e onde o arranjo de telescópio óptico é montado em relação ao corpo de satélite através de uma montagem tendo
- 5 pelo menos um eixo geométrico de rotação relativa, a montagem sendo seletivamente travável, de modo que, em um primeiro modo de operação, a montagem é travada de modo que o sistema de controle de altitude controle a altitude do satélite, e em um segundo modo de operação,
- 10 no qual a montagem fica livre, de modo que o sistema de controle de altitude seja operativo para girar a Linha-De-Visão do arranjo de telescópio óptico em torno de pelo menos um eixo geométrico independente do corpo de satélite.
- 15 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o corpo de satélite adicionalmente inclui um sistema de controle de altitude configurado para manter o corpo de satélite na direção de alongamento, paralelo à direção do movimento do corpo de satélite.
- 20 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, pelo menos parte do arranjo de satélite óptico é montada giratória em torno de um eixo geométrico paralelo à direção de alongamento, onde o sistema de controle de altitude é configurado à maneira de roda de reação para
- 25 girar pelo menos parte do arranjo de telescópio óptico. De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, a totalidade do arranjo de telescópio óptico é montada giratoriamente em torno do eixo geométrico paralelo à direção de alongamento.
- 30 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, também se provê um sistema de propulsão inicialmente associado ao corpo de satélite, e configurado para levar o corpo de satélite a uma órbita em torno da terra em uma altitude entre cerca de 200 e 500 quilômetros.
- 35 De acordo com um aspecto adicional da presente invenção, o sistema de propulsão inclui uma pluralidade de estágios e onde o estágio final do sistema de propulsão é

configurado para permanecer conectado ao corpo de satélite durante sua órbita do corpo de satélite, o corpo de satélite junto com o estágio de propulsão tendo uma constante balística maior que a constante balística do corpo de satélite sozinho.

5 Também se provê um método de acordo com os ensinamentos da presente invenção para imagear a superfície da Terra compreendendo: (a) prover um satélite tendo (i) um corpo de satélite alongado tendo uma direção de alongamento, 10 um comprimento paralelo ao alongamento e duas direções transversais perpendiculares ao alongamento e entre si; e (ii) um arranjo de telescópio óptico aberto no corpo de satélite, a parte principal do arranjo de telescópio tendo um eixo geométrico óptico substancialmente paralelo 15 à direção de alongamento, o arranjo de telescópio incluindo um arranjo de espelho aberto para direcionar a Linha-De-Visão do telescópio óptico em uma direção lateral à direção de alongamento, o arranjo de telescópio óptico tendo uma dimensão de abertura óptica, onde cada 20 uma das duas direções transversais não é maior que 50% da dimensão de abertura óptica; (b) colocar o satélite em órbita em torno da Terra em uma altitude entre cerca de 200 e 500 quilômetros; (c) manter a direção de alongamento substancialmente paralela à direção do movimento do 25 satélite; e (d) empregar um arranjo de telescópio óptico para imagear a superfície da Terra.

Com respeito às definições dos vários termos usados, quer na descrição ou reivindicações, faz-se referência ao comprimento do corpo do satélite da presente invenção 30 paralelo a sua direção e alongamento, e duas dimensões transversais perpendiculares à direção do alongamento. Deve ser notado que as dimensões transversais, referidas nesta, são dimensões úteis para indicar área de seção transversal primária, e desprezar quaisquer aspectos 35 menores (aletas, antenas) que podem se projetar sem, contudo, afetar significativamente a área de satélite, quando se movimenta na direção do alongamento. O termo

"Transverso", exceto onde explicitamente qualificado como perpendicular, deve ser entendido de modo amplo como "Geralmente Lateralmente". O termo "Lateral", com referência à Linha-De-Visão do telescópio em relação à direção de alongamento, engloba qualquer direção fora de paralelo e tipicamente na direção de 60 a 120 graus em relação à direção de alongamento. O termo "Espelho Articulado" é usado aqui fazendo referência a um espelho que realiza a função de angular o feixe de trajetória óptica vista pelo arranjo de telescópio óptico de um ângulo significativo. Com referência ao termo "Altitude de Órbita", a menos que expresso de outra forma, diz respeito à altitude média da trajetória orbital.

#### Descrição Resumida dos Desenhos

A invenção é descrita por meio de exemplos com referência aos desenhos anexos, nos quais:

A figura 1 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma primeira configuração de um satélite de imageamento óptico de órbita baixa, construído e operativo de acordo com os ensinamentos da presente invenção, com base em componentes ópticos refletivos, onde o eixo geométrico óptico do telescópio é orientado paralelo a sua direção de propagação, e um espelho articulado que desvia a luz da Terra para o eixo geométrico óptico do telescópio. O telescópio baseando-se em espelho refletivo;

A figura 2 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma segunda configuração de um satélite de imageamento de órbita baixa, construído e operativo de acordo com os ensinamentos da presente invenção com base em componentes ópticos refrativos onde o eixo geométrico óptico do telescópio orientado paralelo a sua direção de propagação e um espelho articulado que desvia a luz da Terra para o eixo geométrico óptico do telescópio. O telescópio basea-se em elementos ópticos refrativos;

A figura 3 é uma vista esquemática em corte transversal

tomada através de uma terceira configuração de um satélite de imageamento de órbita baixa, construído e operativo de acordo com os ensinamentos da presente invenção, com base em componentes ópticos refrativos, com um espelho de seguimento primário e um espelho de correção defletível secundário onde o eixo geométrico óptico do telescópio é orientado ao longo de sua trajetória e um espelho articulado que desvia FOV para baixo, o telescópio basea-se em componentes ópticos refrativos. Uma correção rápida do movimento da Linha-De-Visão é feita usando um espelho diferente;

A figura 4 é um gráfico ilustrando o tempo de vida do satélite em órbita contra a altitude de órbita inicial para uma gama de diferentes constantes balísticas;

A figura 5 é uma vista esquemática em planta de detectores de arranjo de plano focal escalonado para uso em certas implementações preferidas da presente invenção;

A figura 6 é uma representação esquemática de campos de visão, em cascata do plano focal escalonado, seqüencial dos detectores da figura 5, durante movimento do satélite;

A figura 7 é um diagrama esquemático ilustrando a operação de barra de torque magnético usado para introduzir o momento ao eixo geométrico durante orbitação em torno do globo.;

A figura 8 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma implementação da presente invenção, na qual um arranjo óptico é localizado em uma porção giratória, separada do telescópio, na frente do satélite;

A figura 9 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma implementação da presente invenção, na qual um arranjo óptico é giratoriamente montado dentro do satélite com seção óptica giratória no centro;

A figura 10 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma implementação da presente invenção, na qual um arranjo óptico é localizado em uma porção giratória do satélite e tem dois espelhos controláveis. O

satélite tendo um telescópio baseado em componentes ópticos refrativos/refletivos. A linha de visão sendo determinada pelo espelho articulado principal e girando a seção óptica. Uma mudança mais precisa da linha de visão é conseguida por um espelho menor, inclinável em pelo menos dois eixos.;

5 A figura 11 é uma vista esquemática em corte transversal tomada através de uma implementação adicional da presente invenção, ilustrando um satélite tendo controle de altitude afixado ao espelho giratório.

10 A figura 12 é uma representação esquemática de um princípio de imagem com processamento de imageamento para alinhar, estabilizar e detectar a velocidade desejada de uma linha de visão, de acordo com os ensinamentos da presente invenção; e

15 As figuras 13A e 13B são vistas esquemáticas em corte transversal tomadas através de uma implementação adicional do satélite que pode ser extraído após lançamento, empregando um arranjo óptico retrátil para reduzir o volume de lançamento do arranjo óptico, o satélite sendo mostrado no estado estendido e no estado contraído, respectivamente.

#### Descrição das Configurações Preferidas

25 A presente invenção provê um satélite de imageamento de órbita baixa tendo um corpo de satélite delgado e alongado que aloja um arranjo de telescópio óptico. Uma parte principal do arranjo de telescópio tem seu eixo geométrico óptico substancialmente paralelo à direção do alongamento, e inclui um arranjo de espelho disposto para 30 direcionar a Linha-De-Visão do telescópio lateralmente em relação ao alongamento. As dimensões transversais do corpo de satélite são preferivelmente minimizadas para serem aproximadamente iguais às dimensões de abertura do telescópio, daí provendo um coeficiente balístico mais 35 alto e uma vida em órbita mais longa, preferivelmente não mais que 20% ou mesmo 10% maior.

A presente invenção descreve um satélite em forma de

míssil para vigilância terrestre de alta resolução e tem uma pequena seção transversal e apresentando um baixo arraste. Este satélite pode manter uma órbita baixa circular ou elíptica em torno da Terra. Em certas  
5 implementações preferidas, uma pequena quantidade de combustível mantém este satélite em órbita por muitos meses. Esta solução provê um satélite em órbita relativamente barato, e um custo reduzido per imagem.

Um satélite de baixa altitude pode prover uma elevada  
10 distância ao solo amostrada (GSD) com um sistema óptico de pequena abertura. Em uma configuração preferida da invenção, o diâmetro dos elementos ópticos determina o diâmetro do satélite. Uma vez que a forma do telescópio em princípio é cilíndrica e requerido que o satélite de  
15 órbita baixa tenha uma pequena seção transversal para minimizar o arraste, o eixo geométrico óptico do telescópio da invenção é preferivelmente orientado ao longo da direção de movimento do satélite, como na figura 1. A luz refletida da Terra (ou transmitida  
20 para Terra) é desviada pelo espelho articulado 20 ao longo do eixo geométrico óptico do telescópio. O espelho 30 focaliza a luz sobre o detector 40. O telescópio das figuras se baseando em superfícies refletivas.

25 De acordo com a presente invenção os elementos ópticos do telescópio também podem ser elementos refrativos, como descrito na figura 2. Nesta configuração, são usadas lentes 50 ao invés de espelho.

O espelho articulado 60 ou 20 é montado em articulações  
30 (esquemáticamente, eixos geométricos 70, 75) para inclinar o espelho em várias orientações e, portanto, mudar a direção do eixo geométrico óptico do telescópio. Em ainda outra configuração da presente invenção, o primeiro eixo geométrico para inclinar o espelho  
35 é disposto ao longo do eixo geométrico do satélite 70 (ao longo de direção de movimento) e, na parte de cima, o segundo eixo geométrico 75 é tangencial ao mesmo.

Assim, um ponto específico de interesse no solo pode ser seguido durante o movimento do satélite, usando principalmente um único eixo geométrico (75).

Em outra configuração da invenção, o espelho articulado  
5 60 pode ser inclinado apenas em um eixo geométrico, enquanto a rotação provê o esterçamento no outro eixo. Este método é muito efetivo, uma vez que a rotação do satélite ao longo do eixo óptico do telescópio pode ser conseguida facilmente, quando se tem um baixo momento de  
10 inércia ao longo deste eixo.

O satélite pode fazer várias manobras quando não está gravando imagens. Por exemplo, o satélite pode ser orientado para apontar os painéis solares para o sol, com propósito de recarregar as baterias. Esta manobra é feita  
15 (quando as células solares estão no corpo de satélite) por rodas de reação. Em outra configuração, o movimento do espelho (ou outro arranjo óptico) nas articulações é usado para fazer a manobra. Por exemplo, para girar o espelho 60 nas primeiras articulações 70, o satélite  
20 deve girar para direção oposta. Parando a rotação do espelho, faz parar a rotação do satélite na orientação desejada. Fazer esta rotação em diferentes ângulos de articulação 75 provê diferentes momentos de inércia do espelho e um ajuste fino para rotação do satélite.

À medida que o satélite percorre a órbita, a imagem gerada no detector pode perder a nitidez durante o tempo de integração do detector. A perda de nitidez induzida na imagem pode ser significativamente reduzida, escaneando continuamente o espelho articulado 60 para trás, de modo  
30 que a Linha-De-Visão (LOS) fique constante na superfície observada. No entanto, em alguns casos, é preferível introduzir esta correção usando um espelho diferente do espelho descrito em conexão com a figura 3. O espelho 70 é um espelho de movimento rápido que provê uma  
35 compensação fina para variação de LOS. Este espelho pode ser usado também para compensação térmica da estrutura dos componentes ópticos do telescópio.

Em todas estas configurações da invenção, o satélite apresenta forma alongada, mais preferivelmente cilíndrica, portanto contrapondo uma pequena seção transversal ao fluxo de resíduos da atmosfera.

5 Conseqüentemente, o coeficiente balístico do satélite - razão entre sua massa e seção transversal - resulta um valor muito grande, que dá uma pequena força de arraste.

Na figura 4, o eixo geométrico horizontal representa a altitude original do satélite e o eixo geométrico vertical o número de dias que o mesmo fica em órbita, antes de o arraste atmosférico faze-lo cair. Deve ser aparente que um satélite projetado de acordo com a presente invenção apresenta um parâmetro balístico substancialmente mais alto e, portanto, deve permanecer

10 em órbita por mais tempo (como dado na curva 100).

Em outra configuração da presente invenção, o último estágio de um sistema de propulsão do foguete usado para lançar o satélite permanece afixado ao satélite, que aumenta seu coeficiente balístico, assumindo que a massa adicional é maior que a área adicional.

20 Em outra configuração da presente invenção, um arranjo linear de detectores é usado para imagear a superfície observada usando um movimento de varredura (escaneamento) como usado em outros satélites. A varredura pode ser efetuada quer por um movimento de escaneamento ativo ou pelo próprio movimento do satélite, à medida que o satélite percorre sua órbita.

Em outra configuração da presente invenção, se consegue uma boa cobertura da área pelo imageamento da região de interesse em diversos Arranjos de Plano Focal FPA ((Focal Plane Arrays) matriz de detectores). De acordo com

30 a invenção, FPAs são arranjados em configuração escalonada no plano focal do telescópio. Um exemplo de arranjo escalonado é visto na figura 5. 110 representa área ativa de FPAs, e 120 o tamanho dos alojamento de FPAs. O FOV requerido do telescópio projetado no plano focal é descrito como um círculo 127. FPA 128 adicional

35

pode ser introduzido no FOV. Este componente pode ser usado como um gravador de imagem com alta taxa de imagem, com imageamento de alta resolução (como FPA redundante) ou baixa resolução, para extrair a propagação da Linha-De-Visão (a ser explicado com respeito à figura 12).

Estes FPAs escalonados são orientados perpendiculares à direção de propagação da LOS 125. O modo que esta configuração cobre toda a superfície de interesse é descrito na figura 6. Os primeiros quadrados 130 são as primeiras imagens geradas pelos cinco FPAs. Estes quadrados são identificados por 1. A medida que a Linha-De-Visão (LOS de Line-Of-Sight) do telescópio propaga, mais imagens em cascata são gravadas (2, 3, 4, 5). Assim, a superfície inteira observada é imageada.

FPAs podem ser baseadas em CCD, CMOS InSb ou em qualquer outra tecnologia conhecida para gravar imagens em qualquer banda de onda óptica de interesse, incluindo, mas não se limitando a, banda visível (VISX), IR próximo (NIR), e IR de Onda Média (MWIR).

Uma estabilização grosseira de LOS pode ser feita por:

- rodas magnéticas do satélite,
- barras de torque magnéticas,
- propulsores de satélite,
- espelhos articulados 70 ou 60.

Barras de torque magnético é uma tecnologia conhecida usada em satélites para introduzir torque ao satélite a partir de seu campo magnético. É muito bem conhecido que quanto mais longa a barra de torque maior será o torque induzido pela barra. Em uma configuração, a barra de torque é disposta ao longo do corpo alongado do satélite, e seu comprimento compreende substancialmente a maior parte do comprimento do satélite. Conseqüentemente, em um campo magnético externo, a barra de torque induz um torque em um eixo geométrico, como em 131 na figura 7. Em uma configuração, o satélite orbita em torno da Terra, e mantém a orientação relativa à direção de seu movimento.

Portanto, a orientação da barra de torque magnético varia (132 e 133). Assim, uma única barra de torque alongada magnética é efetiva em dois eixos.

5 O método descrito na figura 6 para gravar a superfície de interesse requer que a imagem da superfície propague ao longo do FPA escalonado como dado pela seta 125. No entanto, se o espelho articulado gira um grande ângulo em torno de um eixo geométrico não-perpendicular à propagação do satélite, tal como, o eixo geométrico 70, 10 assim não preenchendo este requisito. Esta limitação pode ser resolvida provendo um único eixo geométrico 75 e girando o satélite em torno do outro eixo ou girando FPAs escalonados no plano focal, de modo que sua orientação corresponda à propagação da imagem no plano focal.

15 Em ainda outra configuração, o arranjo óptico inteiro do telescópio é girado em relação ao restante do satélite, como mostrado na figura 8. Na configuração da invenção, o telescópio e os espelhos são colocados em uma seção separada 132 na frente do resto do satélite 134. Esta 20 seção é girada usando eixo 136 e rolamentos 138. O arranjo mecânico pode ser diferente, e a seção girante colocada no centro da parte traseira do satélite, para que todo o arranjo óptico gire como unidade única e o espelho se incline adicionalmente à rotação.

25 A rotação de toda seção óptica em relação ao resto do satélite permite uma alteração rápida de LOS. Ademais, permite a rotação da abertura longe da direção da propagação do satélite para impedir danos aos componentes ópticos por partículas na atmosfera superior. Se a seção 30 de satélite 138 tem uma extensão em parte de seu 141, então a seção óptica pode girar, de modo que a abertura 140 fique completamente coberta (voltada para cima nesta figura). Esta extensão também pode ser usada para proteger a seção óptica da luz do sol, e reduzir o stress 35 térmico na seção óptica.

Em outra configuração da presente invenção, a seção óptica do satélite se encontra no centro da satélite,

como descrito esquematicamente na figura 9. Aqui, a seção óptica interna 145 do telescópio gira no eixo geométrico 144 ou rolamento 145, ou em outro meio mecânico. As aberturas 146 da estrutura externa do satélite e seção 5 óptica giratória interna são alinhadas durante operação óptica e desalinhadas se não usadas para fechar as aberturas e evitar danos aos componentes ópticos. A abertura externa deve ser grande para permitir um campo de observação grande para o telescópio giratório e 10 espelho articulado.

A figura 10 descreve esquematicamente outra configuração da invenção baseado em uma combinação de componentes refletivos e refrativos. A luz é refletida pelo espelho 148. Este espelho pode ser inclinado para mudar a direção 15 de LOF. A luz é focalizada pelo espelho 149 por uma abertura no espelho 148 nos componentes refrativos 150. O espelho 151 faz um ajuste fino e corrige a LOS. A luz então é focalizada sobre o detector 152. Toda a seção óptica pode ser girada no eixo geométrico e rolamento 20 153. Se não usada, a seção óptica pode girar para ser coberta pela extensão 153.

Todo satélite tem um sistema de controle de altitude. Este sistema inclui sensores de orientação, tal como giroscópios ópticos e atuadores, tal como rodas de 25 reação, rodas de momento, e giroscópios de momento.

Em ainda outra configuração da presente invenção, o controle de altitude do satélite é colocado na seção óptica (representada esquematicamente como 154). A seção óptica é preferivelmente presa ao resto do satélite 30 em órbita. No entanto, durante observação, a seção óptica é liberada e pode girar livremente em torno de pelo menos um eixo, usando rolamento e eixo 153, em relação ao resto do satélite. Desta maneira, o controle de altitude, que inicialmente controla todo o satélite, pode seletivamente 35 ser usado apenas para controlar a seção óptica e, por conseguinte, a LOS. O pequeno momento de inércia da seção óptica provê um rápido esterçamento. Depois de

observação, o eixo 153 é retravado e o controle de altitude de novo volta a controlar o satélite.

A figura 11 descreve esquematicamente uma configuração da presente invenção, onde o controle de altitude 155 é  
5 afixado ao espelho articulado. Deste modo, durante observação, o controle de altitude pode direcionar a LOS em dois eixos.

As figuras 10 e 11 são apenas exemplos de uma solução mais geralmente aplicável e do método correspondente  
10 de acordo com os ensinamentos da invenção de acordo com qual a LOS é controlada, usando o controle de altitude do satélite. O método apresentado aqui inerentemente se baseia no travamento da seção óptica para o satélite quando não em modo de observação, de modo que o controle  
15 de altitude possa manobrar o satélite. No modo de observação, o bloqueio da seção óptica no satélite é liberado, faz o controle de altitude controlar apenas a altitude dos componentes ópticos.

Em ainda outra configuração da presente invenção,  
20 a configuração descrita nas figuras 10 e 11 também inclui uma antena de comunicação direcional do satélite com seção óptica. Desta maneira, o controle de altitude de satélite pode ser usado para alinhar a antena de comunicação, como o mesmo controla a LOS óptica.

25 Para definir a correção requerida dos componentes ópticos, o satélite deve incluir um sistema de navegação que dê orientação da LOS e seu movimento. Com referência à figura 12, em uma configuração particularmente preferida não-limitante desta navegação, a imagem gravada  
30 por FPAs é usada para esta navegação. A localização automaticamente identificada 159 em duas imagens em cascata 150 e 160 (preferivelmente FOVs sobrepostos) são comparadas, e extraída a velocidade da LOS 180. No caso de recursos limitados, para análise de imagem,  
35 os FPAs podem gravar uma imagem usando seu modo de formato baixo ou um adicional FOV FPA pequeno que possa ser colocado adjacente aos FPAs escalonados existentes.

Este processo de navegação pode ser feito no tempo da gravação de alta resolução da de interesse.

O fato de este satélite ter um momento de inércia extremamente baixo e de este satélite provavelmente  
5 permanecer em órbita por um tempo relativamente curto (menos que um ano), torna muito atraente a utilização de micro-propulsores com base em MEMS. Em ainda outra configuração da presente invenção, a manobra do satélite é feita usando micro-propulsores baseados em MEMS.

10 Este satélite leve de órbita baixa pode ser lançado a partir de um lançador leve que pode ser lançado a partir de uma aeronave. Outra opção seria usar um único lançador para lançar diversos satélites, e dividir o custo de lançamento entre diversas missões/ satélites.

15 Na descrição acima da presente invenção foram providas apenas descrições esquemáticas de tecnologias conhecidas. A configuração do telescópio foi simplificada para efeito de clareza, no entanto telescópios espaciais são muito mais complicados e incluem muito mais componentes ópticos  
20 para reduzir aberrações. Estas configurações também incluem combinações de elementos refletivos/ refrativos, e eventualmente difrativos. Algumas configurações de telescópio incluem uma configuração afocal (quando os raios que chegam da mesma direção são paralelos) dos  
25 componentes ópticos. Todas estas configurações estão incluídas na invenção, uma vez que os componentes são integrados ao satélite, de acordo com a descrição acima. A invenção também inclui o caso onde a LOS recebe um ajuste fino variando o detector no plano focal do  
30 telescópio.

O arranjo de telescópio óptico é basicamente ineficiente em termos de volume. O grande espaço existente entre os componentes ópticos pode ocupar um volume substancial. Esta ineficiência pode implicar em sobre-custo para  
35 lançar o satélite para o espaço. A figura 13 descreve um satélite, como descrito em configurações anteriores. O satélite pode incluir elementos ópticos refrativos ou

refletivos. De acordo com esta configuração da invenção, o satélite é telescopicamente retraído quando alojado no lançador, como descrito em 210. Esta retração pode causar um certo desalinhamento depois de aberto.

5 Portanto, um alinhamento ativo (tecnologia bem conhecida) ou um sistema óptico adaptativo pode ser usado para alinhamento. O arranjo retrátil pode ser usado em todas as configurações anteriores da invenção. A retração pode ser parcial, quando apenas parte do sistema for retrátil.

10 Em resumo, componentes particularmente importantes incluem, mas não se limitam a:

1. Satélite em forma de míssil de órbita baixa, onde o eixo de simetria cilíndrica prolongado do satélite é orientado continuamente paralelo à direção de  
15 propagação do satélite (velocidade).

2. Satélite em forma de míssil de órbita baixa, onde qual satélite tem uma pequena seção transversal em relação a sua direção de movimento, daí provendo baixo arraste e alto coeficiente balístico ( $m/A$ ), permitindo  
20 que o satélite permaneça em órbita por um período de tempo relativamente longo.

3. Satélite em forma de míssil de órbita baixa com coeficiente balístico mais alto que é conseguido pelo fato de deixar o último estágio do foguete afixado ao  
25 satélite, de modo que o  $m/A$  do satélite mais o último estágio seco resulte maior que o  $m/A$  apenas do satélite.

4. Satélite em forma de míssil de órbita baixa, tendo baixa inércia com respeito a seu eixo de simetria cilíndrico.

30 5. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde o eixo geométrico óptico do telescópio é disposto paralelo ao eixo cilíndrico do satélite, de modo que o conjunto óptico inteiro se conforme à forma do satélite, e que  
35 a seção transversal do satélite seja aproximadamente igual à abertura óptica do telescópio.

6. Satélite em forma de míssil de órbita baixa

para missão de vigilância terrestre, onde o eixo geométrico óptico do telescópio é arranjado paralelo ao eixo cilíndrico do satélite, e um espelho leve dobrável externo ao conjunto óptico é usado para  
5 direcionar a câmara de LOS para Terra.

7. Como em 6, onde o espelho articulado é montado em articulações de dois eixos para girar a Linha-De-Visão (LOS) para regiões de interesse.

8. Como em 6, onde o espelho articulado montado  
10 em articulações, quando não usado para apontar a LOS telescópio, ao invés é usado como roda de reação que orienta o satélite inteiro principalmente em torno de seu eixo de inércia. Utiliza-se alterar o ângulo de espelho articulado em um eixo para alterar sua inércia, enquanto  
15 se utiliza alterar o ângulo do espelho articulado no outro eixo para alterar, em conformidade, o ângulo de rotação do satélite.

9. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde o imageamento  
20 da Terra é feito usando quer um escaneador linear ou um arranjo de plano focal múltiplo (FPAs) arranjado escalonado, de modo que, durante o movimento do satélite, o movimento da Terra seja coberto por sobreposição em duas direções: na direção perpendicular ao movimento  
25 pelo arranjo das FPAs; e na direção do movimento do satélite por sobre amostragem de FPAs.

10. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde se aponta a LOS para a região de interesse, inclinando o espelho  
30 articulado em dois eixos, ou girando o satélite inteiro em torno de seu eixo de simetria de baixa inércia, ou ambos meios.

11. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde se consegue  
35 apontar a LOS para a região de interesse girando o conjunto óptico cilíndrico inteiro dentro do satélite usando articulações internas e um espelho articulado.

12. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde se consegue apontar a LOS para a região de interesse girando o conjunto óptico cilíndrico inteiro fora do satélite usando articulações externas e um espelho articulado.
13. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre com baixo FOV EPA com uma taxa de quadro de vídeo padrão usada para navegação, i.e. apontar para uma pré-determinada região de interesse e corrigir o meio de apontar satélite grosseiro usando um mapa digital armazenado no satélite e técnicas de correlação de imagem. Deste modo, utiliza-se um sistema de imageamento como seguidor terrestre. Usando a posição conhecida do satélite GPS mais um ponto identificado da Terra será possível obter uma LOS muito precisa.
14. Como em 11, onde o mesmo baixo FOV EPA é usado para seguir a região de interesse para estabilizar a LOS durante o tempo de integração de detector usando um seguidor de correlação.
15. Satélite em forma de míssil de órbita baixa para missão de vigilância terrestre, onde se consegue uma estabilização mais precisa da LOS e compensação V/R usando quer um componente externo ao espelho articulado ou um espelho de rápido escaneamento (espelho de escaneamento invertido) na trajetória óptica, ou ambos.
16. Como em 1, onde o satélite adicionalmente inclui uma barra magnética colocada ao longo do eixo geométrico mais longo do satélite, onde o comprimento da barra é substancialmente o comprimento do satélite.
17. Um satélite tendo um sistema de controle de altitude, onde pelo menos parte do mesmo é localizada na seção óptica do satélite, e onde a seção óptica pode girar livremente em torno de pelo menos um eixo em relação ao resto do satélite.
18. Como em 17, o satélite óptico inclui um mecanismo de travamento para travar a seção óptica no resto do satélite, daí permitindo um sistema de altitude para

controlar todo o satélite.

Deve ser apreciado que as descrições acima servem apenas de exemplo, e que muitas outras configurações são possíveis dentro do escopo da invenção, como dado nas reivindicações que se seguem.

REIVINDICAÇÕES

1- Satélite de imageamento óptico de órbita baixa, caracterizado pelo fato de compreender:

5 a- um corpo de satélite alongado com uma direção de alongamento, um comprimento paralelo à citada direção do alongamento, e duas dimensões transversais perpendiculares à citada direção de alongamento e entre si; e

10 b- um arranjo de telescópio óptico disposto no citado corpo de satélite, a parte principal do citado arranjo de telescópio tem um eixo geométrico óptico substancialmente paralelo à citada direção de alongamento, o citado arranjo de telescópio inclui um arranjo de espelho disposto para direcionar uma Linha-De-Visão do citado

15 telescópio óptico para uma direção lateral à citada direção de alongamento, o citado arranjo de telescópio óptico tem uma dimensão de abertura óptica;

sendo que cada uma das citadas dimensões ópticas não é mais que 50% maior da citada dimensão de abertura óptica.

20 2- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de as duas direções transversais serem substancialmente iguais.

3- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de o citado corpo de satélite

25 ser substancialmente cilíndrico.

4- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de o citado comprimento ser aproximadamente cinco vezes maior que cada uma das citadas dimensões transversais.

30 5- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de o citado comprimento ser aproximadamente dez vezes maior que cada uma das citadas dimensões transversais.

35 6- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de cada uma das citadas duas dimensões não ser mais que 20% maior que a citada dimensão de abertura óptica.

7- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de cada uma das citadas duas dimensões não ser mais que 10% maior que a citada dimensão de abertura óptica.

5 8- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de o citado arranjo de espelho incluir pelo menos um espelho articulado e um sistema de controle de espelho para ajustar o citado espelho para direcionar a citada Linha-de-Visão para o ponto de  
10 interesse.

9- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de adicionalmente compreender um sistema de controle de altitude associado ao citado arranjo de telescópio óptico, sendo que o citado arranjo  
15 de telescópio óptico é montado em relação ao citado corpo de satélite através de uma montagem tendo pelo menos um eixo geométrico de rotação relativa, a citada montagem sendo seletivamente travável, de modo que, em um primeiro modo de operação, a citada montagem fique travada de modo  
20 que o citado sistema de controle de altitude controle a altitude do satélite e, em um segundo modo de operação, a citada montagem seja liberada, de modo que o citado sistema de controle de altitude atue de modo a girar a citada Linha-De-Visão do citado arranjo de telescópio  
25 óptico em torno de pelo menos um eixo geométrico independente do citado corpo de satélite.

10- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de o citado corpo de satélite adicionalmente incluir um sistema de controle de altitude configurado para manter o citado corpo de satélite  
30 com a citada direção de alongamento paralela à direção de movimento do corpo de satélite.

11- Satélite, de acordo com a reivindicação 10, caracterizado pelo fato de pelo menos parte do citado  
35 arranjo de telescópio óptico ser montado de modo a girar em torno de um eixo geométrico, que é paralelo à citada direção de alongamento, e de o citado sistema de controle

de altitude ser configurado para girar pelo menos parte do citado arranjo de telescópio óptico para funcionar como roda de reação.

12- Satélite, de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de parte do citado arranjo de telescópio óptico incluir pelo menos um espelho do citado arranjo de espelho, e de o citado pelo menos um espelho ser articulado para se movimentar em torno de dois eixos.

13- Satélite, de acordo com a reivindicação 11, caracterizado pelo fato de a totalidade do citado arranjo de telescópio óptico ser montada giratoriamente em torno do citado eixo geométrico, paralelo à citada direção de alongamento.

14- Satélite, de acordo com a reivindicação 1, caracterizado pelo fato de adicionalmente compreender um sistema de propulsão inicialmente associado ao citado corpo de satélite, para colocar o citado corpo de satélite em órbita em uma trajetória em torno da Terra, a uma altitude entre cerca de 200 e 500 quilômetros.

15- Satélite, de acordo com a reivindicação 14, caracterizado pelo fato de o citado sistema de propulsão incluir uma pluralidade de estágios, sendo que o estágio final do citado sistema de propulsão é configurado para permanecer conectado ao citado corpo de satélite, quando o citado corpo de satélite estiver em órbita, sendo que o citado corpo de satélite, junto com o citado estágio final do citado sistema de propulsão, tem uma constante balística maior que a constante balística do citado corpo de satélite sozinho.

16- Método de imageamento da superfície da Terra, caracterizado pelo fato de compreender:

a- prover um satélite tendo:

i- um corpo de satélite alongado tendo uma direção de alongamento, um comprimento paralelo à citada direção de alongamento, e duas direções transversais perpendiculares à citada direção de alongamento e entre si; e

ii- um arranjo de telescópio óptico disposto dentro do

citado corpo de satélite, a parte principal do citado arranjo de telescópio tem um eixo geométrico óptico substancialmente paralelo à citada direção de alongamento, o citado arranjo de telescópio incluindo um

5 arranjo de espelho disposto para direcionar uma Linha-De-Visão do citado telescópio óptico para uma direção lateral à citada direção de alongamento, o citado arranjo de telescópio óptico tendo uma dimensão de abertura óptica,

10 sendo que cada uma das citadas duas dimensões transversais não é mais que 50% maior que a citada dimensão de abertura óptica;

b- levar o citado satélite para uma trajetória orbital em torno da Terra, em uma altitude entre cerca de 200 e

15 500 quilômetros;

c- manter a citada direção de alongamento substancialmente paralela à direção de movimento do satélite; e

d- empregar o citado arranjo de telescópio óptico

20 para tomar imagens da superfície da Terra.

1/7

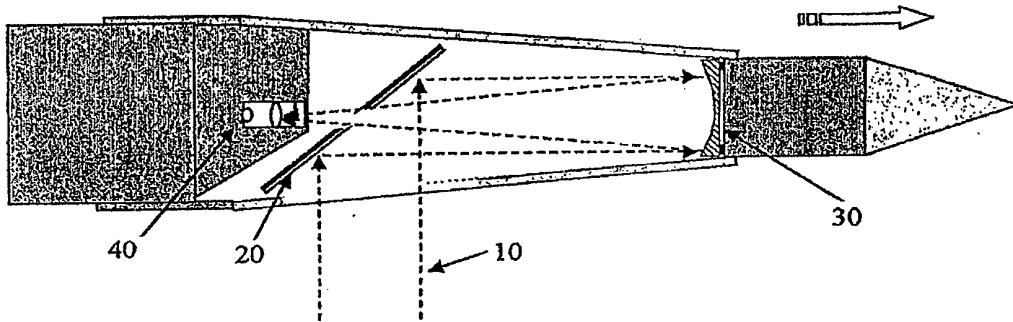


FIG. 1

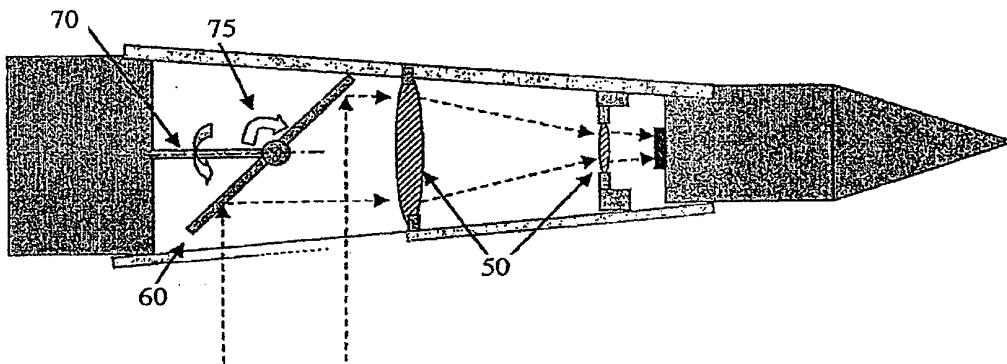


FIG. 2

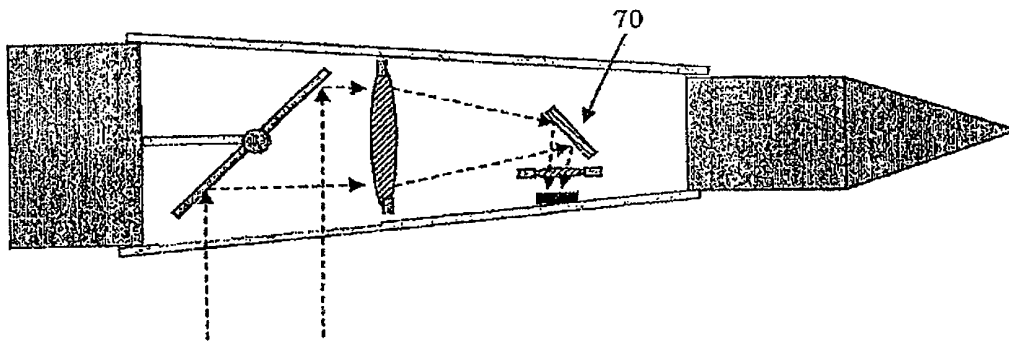


FIG.3

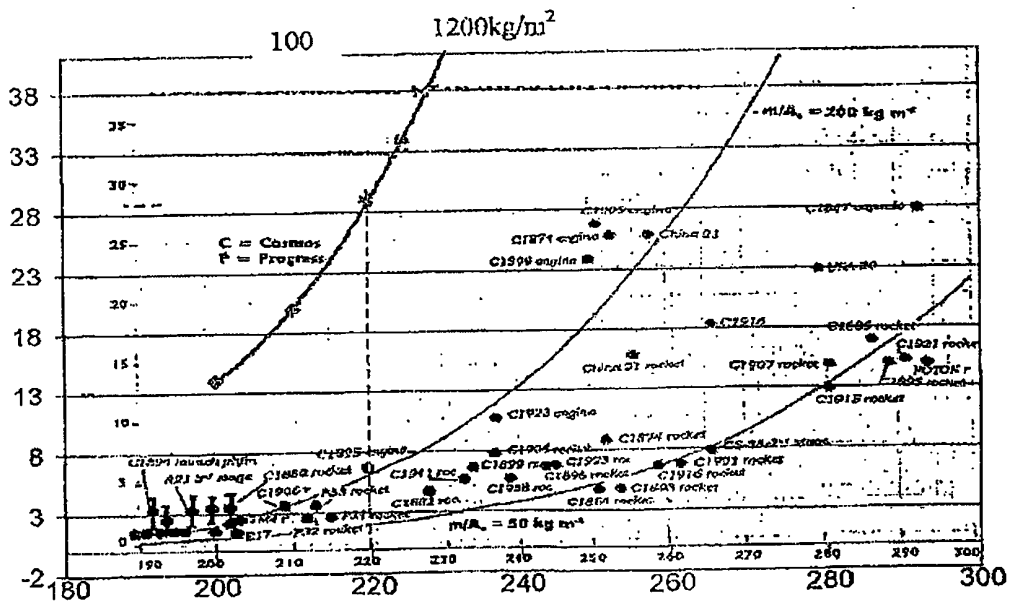


FIG.4

3/7

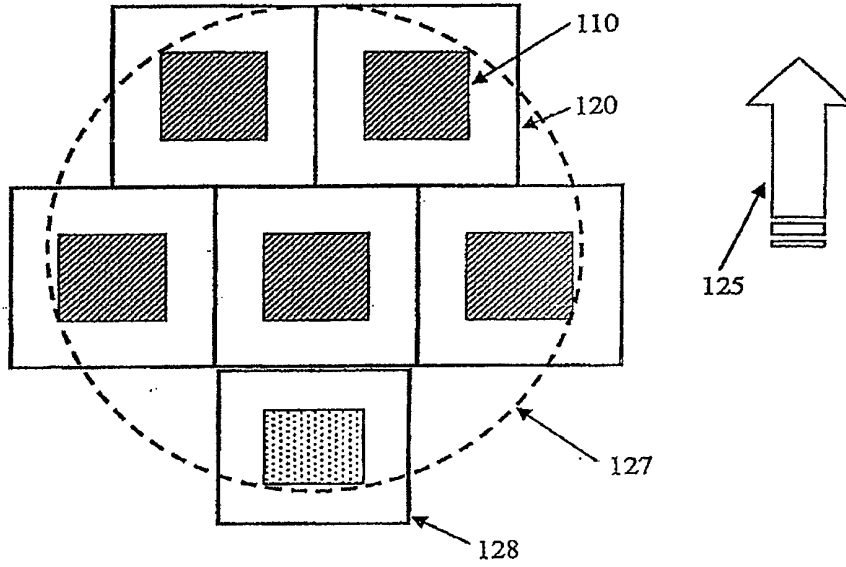


FIG.5

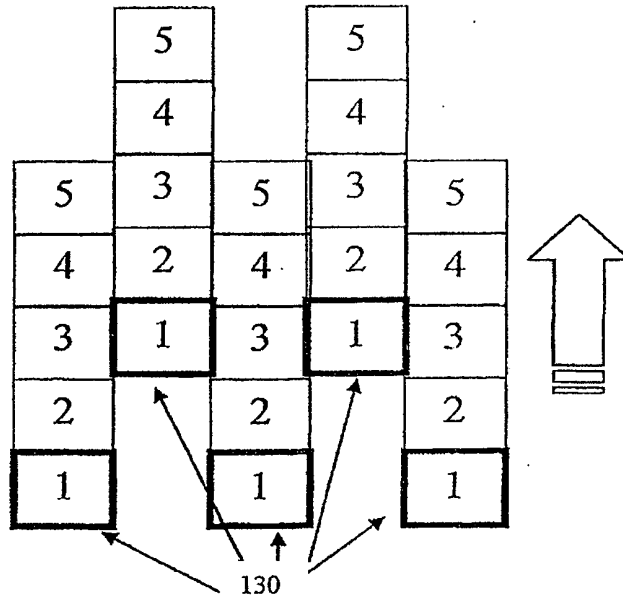


FIG.6

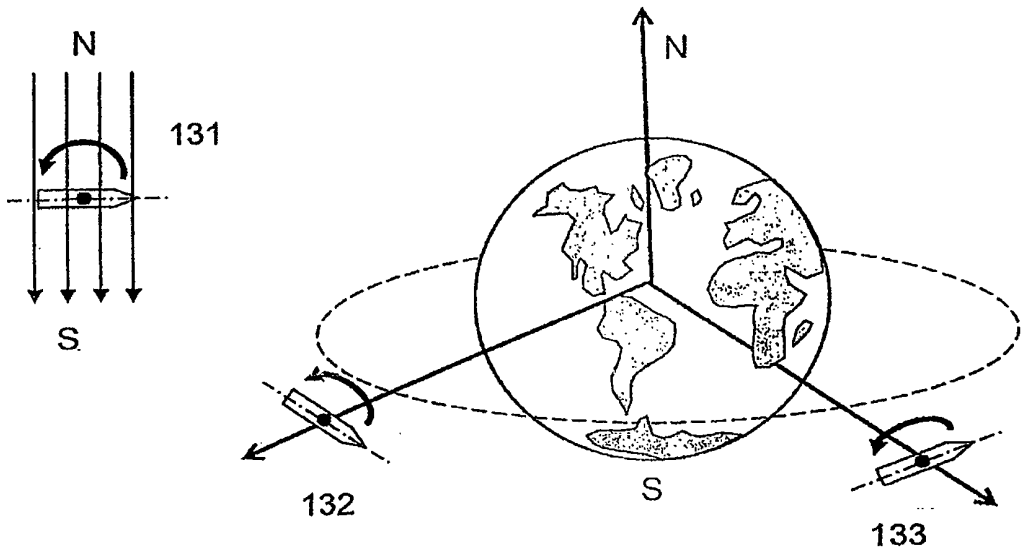


FIG.7

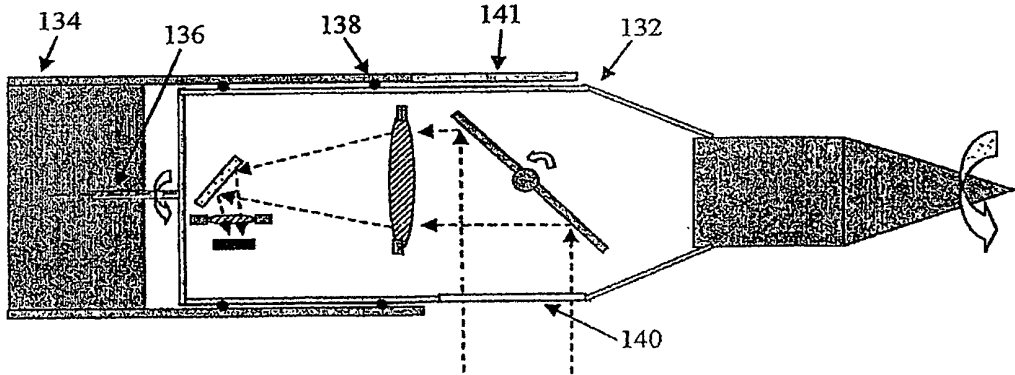


FIG.8

5/7

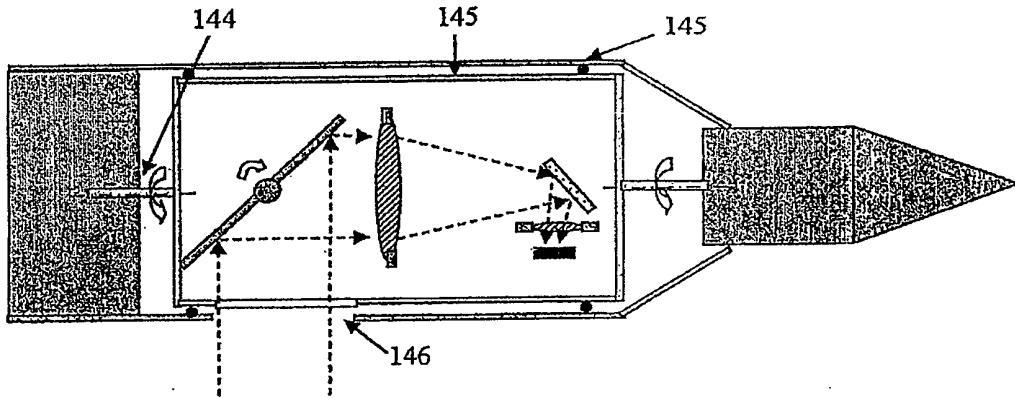


FIG. 9

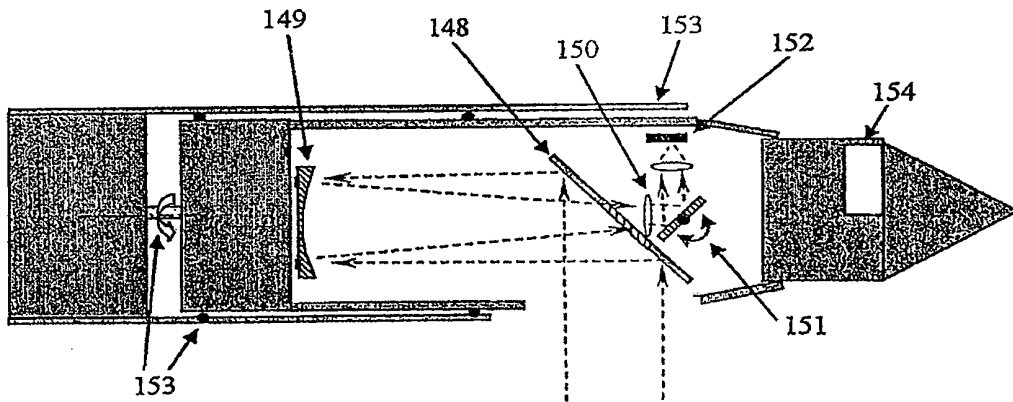


FIG. 10

6/7

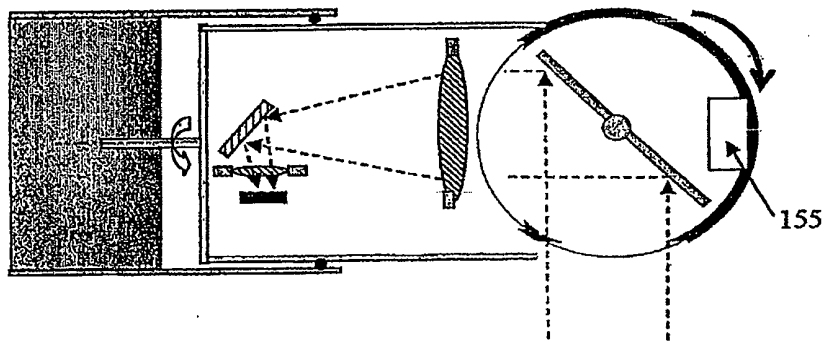


FIG. 11

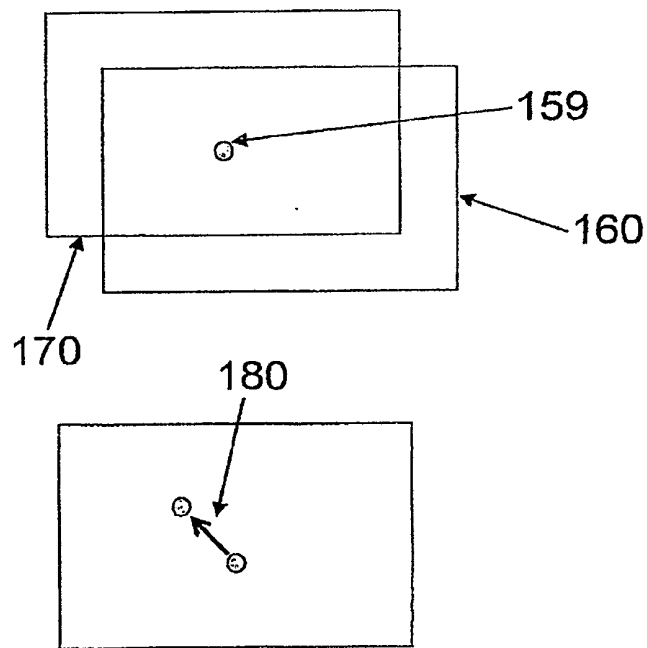


FIG. 12

7/7

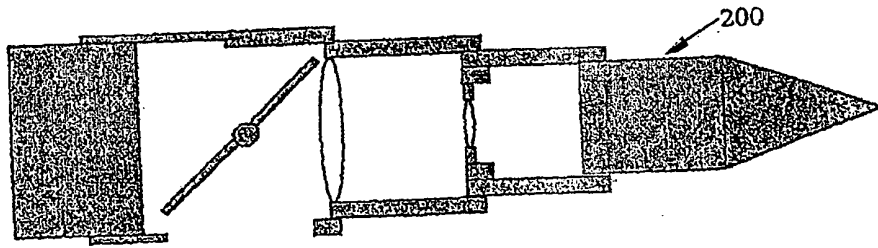


FIG. 13A

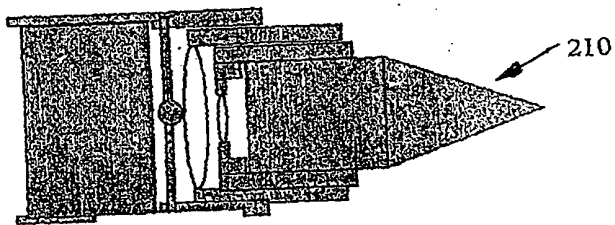


FIG. 13B

RESUMO

"SATÉLITE DE IMAGEAMENTO ÓPTICO DE ÓRBITA BAIXA E MÉTODO DE IMAGEAMENTO DA SUPERFÍCIE DA TERRA".

Um satélite de imageamento óptico de órbita baixa tendo  
5 um corpo de satélite delgado, que aloja um arranjo de  
telescópio óptico. Uma parte principal do arranjo de  
satélite tem seu eixo geométrico óptico, aproximadamente,  
paralelo à direção de alongamento e inclui um arranjo de  
espelho disposto para direcionar uma Linha-De-Visão do  
10 telescópio óptico lateralmente à direção de alongamento.  
As dimensões transversais do corpo de satélite são  
preferivelmente minimizadas para serem quase iguais  
à dimensão da abertura do telescópio óptico, daí provendo  
um elevado coeficiente balístico e uma vida em órbita  
15 mais longa para órbitas na baixa termosfera.