

Llamado a la Acción

Mejora de la conciencia de situación en el espacio geostacionario con telescopios comerciales

CAPITÁN DANIEL MOOMEY, USAF



La acumulación de objetos creados por el hombre en la órbita de la Tierra aumenta con cada lanzamiento espacial. A comienzos de la era espacial, la congestión en las regiones comunes de la órbita de la Tierra no era preocupante, pero después de más de 50 años de lanzamientos, los satélites orbitan nuestro planeta cada vez más cerca entre sí que nunca antes. Este artículo aborda este problema, especialmente en la región de la órbita geostacionaria (GEO).

El dominio espacial congestionado, disputado y competitivo podría tener un impacto global en la vida de las personas porque la probabilidad de una colisión entre satélites en órbita aumenta continuamente.¹ Además de la dependencia de los servicios civiles en los activos basados en el espacio, los militares estadounidenses han aumentado su dependencia en ellos y les ponen un gran valor. A medida que aumenta la congestión y la disputa en el espacio, se hace necesario aumentar los tipos y números de recursos requeridos para obtener y mantener conciencia de situación espacial (CSE).

La tarea de mantener estimaciones orbitales precisas de todos los objetos fabricados por el hombre que orbitan la Tierra (también conocidos como objetos residentes en el espacio u ORE) es cada vez más difícil debido a los números en constante aumento. La Fuerza Aérea ha creado y mantiene el catálogo de satélites, que es también una de las misiones del Centro de Operaciones Espaciales Conjuntas (JSpOC), situada en Vandenberg AFB, California. Para facilitar esta misión, la Fuerza Aérea mantiene una red global de instalaciones de radar y telescopios ópticos conocidos colectivamente como la Red de Vigilancia Espacial (SSN). Esta red es la principal responsable de la generación y creación de informes sobre las posiciones y trayectorias de los ORE para el JSpOC.² Con el transcurso de los años, el tamaño del catálogo de satélites ha crecido, exigiendo más de los recursos de la SSN. Según el documento *Habilitación de Conceptos de Conciencia de Situación Espacial* (2007), “La red de Vigilancia Espa-

cial existente . . . no fue diseñada, y es insuficiente, para apoyar las necesidades de control espacial (por ejemplo, la cobertura es inadecuada para proporcionar vigilancia continua de amenazas)”.³

La demanda adicional de recursos de rastreo por sensor resulta especialmente cierta para los sensores SSN responsables de hacer el seguimiento de los ORE geoestacionarios. Recientemente se han incorporado nuevos activos de rastreo que pueden observar objetos tenues (hasta la vigésimo primera magnitud visual [mv]).⁴ Por ejemplo, dos estudios de colección separados han observado una distribución del brillo bimodal de los objetos en y alrededor de la órbita geoestacionaria. La Figura 1 representa la distribución recogida durante el Estudio de Desechos Espaciales de la Agencia Espacial Europea (ESA) de 2006, y el Estudio Geoestacionario del Telescopio de Análisis Panorámico y Sistema de Respuesta Rápida (Pan-STARRS o PS1) del Laboratorio de Investigación de la Fuerza Aérea (AFRL). En los dos estudios, se hicieron observaciones de los objetos que atravesaron el campo visual de la cámara. El umbral de detección del sistema PS1 disminuye al aumentar la mv con tasas de tránsito más altas, como se muestra en las líneas de trazos, punteadas y continuas, y se mide en arcossegundos por segundo (as/s).⁵

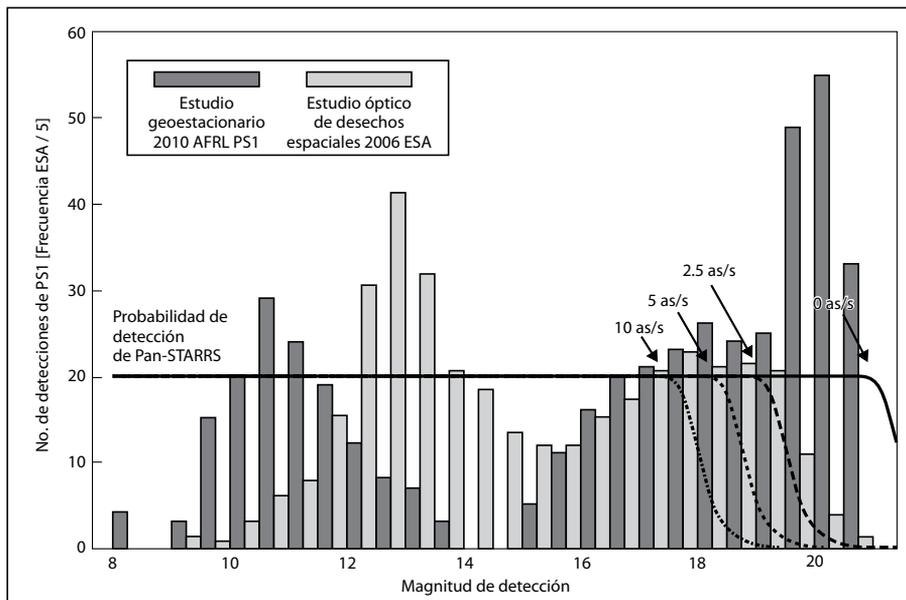


Figura 1. Histograma de brillo del análisis geoestacionario (Reimpresión de Mark Bolden, Paul Sydney y Paul Kervin, “Pan-STARRS Status and GEO Observations Results (Estado de Pan-STARRS y Resultados de las observaciones geoestacionarias)” [documento presentado en las Ponencias de la Conferencia de Tecnologías Avanzadas de Vigilancia Óptica y Espacial de Maui (AMOS), Maui, Hawái, 2011], [2], “Figura 2: Comparación del Análisis Geoestacionario de AFRL y ESA”, http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2011/Orbital_Debris/BOLDEN.pdf.)

La figura muestra una curva de densidad de población importante de objetos relativamente brillantes y supuestamente grandes entre la octava y decimosexta mv. Además, existe otra población importante de objetos mucho más tenues entre la decimoquinta y vigésimo primera mv. La distribución bimodal indica la existencia de una población importante de objetos supuestamente pequeños y tenues que usualmente no se observan en la SSN. Aunque los sistemas existentes de rastreo en operación pueden observar esta clase de objetos, la falta de disponibilidad de tiempo de sensor causada por las demandas de tareas de mayor prioridad ha impedido en gran medida el rastreo continuo de estos

objetos. Por lo cual, regularmente no se mantiene la mayoría de ellos como parte del catálogo de satélites. Sin mantenimiento orbital regular, no es posible filtrarlos para estudio conjunto, dejando un riesgo no calificado de colisión de objetos en la órbita geoestacionaria.⁶

De acuerdo con *Continuing Kepler's Quest: Assessing Air Force Space Command's Astrodynamics Standards (Continuación de la cruzada de Kepler: Evaluación de las normas astrodinámicas del Comando Espacial de la Fuerza Aérea)*, "La comisión [para la Evaluación de las normas astrodinámicas de la Fuerza Aérea de los EUA] considera que la principal limitación del sistema actual para objetos sin arrastre significativo no es la precisión de los algoritmos, sino más bien la cantidad y calidad de los datos de rastreo por sensor. Las limitaciones importantes del sistema son cobertura actual de sensor, entendimiento de la calidad de las observaciones, y el reto de combinar datos diversos de sistemas y fenomenología diferentes. Es necesario entender la calidad o las estadísticas de las observaciones para obtener una covarianza realista, y así calcular una probabilidad de colisión exacta".⁷

Para aliviar el problema de una red SSN sobrecargada e incrementar la cobertura, el Departamento de Defensa ha empleado en algunas ocasiones sistemas de telescopios electro-ópticos comerciales listos para usar (COTS) con fines de vigilancia espacial. Los recientes avances tecnológicos en el diseño de montajes, óptica y planos focales han producido equipos astronómicos COTS de menor costo, mayor capacidad y más alta precisión.⁸ El actual entorno operacional y fiscal ha creado una mayor necesidad de buscar soluciones efectivas, convenientes y más económicas a los problemas operativos. A fin de aplicar estos principios para ayudar a la misión de conciencia de situación en el espacio geoestacionario, este artículo hace la siguiente pregunta: *¿Puede el empleo en gran escala de telescopios COTS de pequeña apertura mejorar la capacidad de observación de la SSN en la banda geoestacionaria sin degradar la calidad de las estimaciones de órbita?*⁹

Los resultados del estudio abren la posibilidad de que los equipos COTS puedan servir las necesidades de misión de la Fuerza Aérea y permitir que el Departamento de Defensa reasigne tiempo de tarea de los actuales activos ópticos más capaces y más grandes de la SSN a observar objetos menos prioritarios, más tenues y más pequeños que hasta ahora permanecen básicamente sin detectar ni catalogar. Tal cambio debería ocurrir de una manera coherente con los comentarios de la comisión (ver arriba) y seguir los principios de CSE:

- integración
- precisión
- pertinencia
- oportunidad
- fusión
- accesibilidad y seguridad
- supervivencia/sostenibilidad/implementación
- unidad de esfuerzo
- interoperabilidad.¹⁰

Algo más importante, el logro de tal estado quizás ayudaría en las metas y visión del comandante del Comando Espacial de la Fuerza Aérea (AFSPC) para conseguir CSE:

1. inteligencia predictiva de las amenazas contra los sistemas relacionados con el espacio
2. cobertura constante de amenazas (por ejemplo, sin pérdida de seguimiento)
3. atribución oportuna de ataques o amenazas
4. CSE integrada, fusión de inteligencia, vigilancia, reconocimiento, y ambiental
5. determinación de la capacidad, propósito e intención del adversario.¹¹

Para validar lo antes expuesto, el estudio utilizó el siguiente método para diseñar y probar un sistema que aborde cada una de las necesidades del comandante del AFSPC. Primero, un enfoque básico de ingeniería de sistemas para determinar una especificación de sistema adecuada que utiliza equipos ópticos COTS y software capaz de observar de manera fiable los ORE geoestacionarios de alto valor

para satisfacer los cinco requisitos de misión del comandante. A continuación, el autor concibió un sistema de pruebas para determinar la factibilidad de aplicar tal concepto al entorno operacional. Para ello fue necesario capturar, procesar, analizar y comparar las observaciones de un pequeño sistema óptico COTS con los sistemas SSN en operación. En consecuencia, el primer objetivo era determinar la exactitud de las observaciones de medida por satélite del sistema de pruebas. Tales observaciones se representan como una serie de valores numéricos como tiempo, ascensión recta, y declinación. El segundo objetivo era determinar la factibilidad y calidad de realizar la determinación de la órbita y corrección diferencial de los ORE observados usando las estimaciones orbitales publicadas más recientes en formato TLE (elemento de dos líneas) del JSpOC. Solo se incluyeron las observaciones del sistema de prueba para realizar correcciones diferenciales en los TLE con el fin de incluir el máximo de cobertura angular posible e incrementar la exactitud de la determinación orbital.

Utilizando solamente equipos COTS y software comercial o gratuito, el estudio demostró un método para observar ópticamente a los ORE geoestacionarios de alto valor, crear observaciones de medida de alta precisión y utilizar esas observaciones para converger en una actualización del TLE publicado por el JSpOC. Además, las efemérides del satélite fueron calculadas y modeladas en una simulación del Systems Tool Kit o STK, un paquete de software basado en física, para comparación ilustrativa contra los LTE respectivos. Habiendo establecido la precisión, el estudio realizó una comparación de rendimiento de las precisiones de medida entre la configuración experimental y los sistemas SSN actuales.

Suposiciones y limitaciones

Los supuestos del proyecto integral comenzaron con una expectativa de cómo procedería la misión de CSE en el futuro. El estudio asumió en primer lugar que la demanda por capacidades CSE oportunas, exactas y completas continuará creciendo. También se asumió que la carga principal de la asignación de tareas operativas de CSE, recopilación, procesado, explotación y diseminación continuarán cayendo en el JSpOC.¹² El centro proseguirá con el desarrollo de su Sistema de Misión utilizando una arquitectura de servidores escalable y proporcionando la capacidad de procesamiento adicional necesaria para ingerir las observaciones generadas por el sistema propuesto de mantenimiento del catálogo de satélites de este estudio. Además, aunque no necesariamente es cierto, el estudio asumió que las instalaciones existentes de la SSN que observan órbitas geoestacionarias se encargan, en general, de la observación prioritaria de los ORE geoestacionarios de alto valor, que son de tamaño considerable y relativamente brillantes. Esto proporciona la base para reducir las asignaciones de tareas de alta prioridad para los activos existentes de Conciencia de Situación en el Espacio Geoestacionario.

En consecuencia, las observaciones recogidas se limitaron a satélites grandes, brillantes y geoestacionarios en la banda visible, usando equipos COTS de poco costo. El número y calidad de las colecciones fueron afectados por las condiciones del clima, el brillo del cielo local, y las limitaciones del equipo. La exactitud y precisión angular de las observaciones también estaban limitadas por las técnicas de procesamiento de imágenes, como la capacidad para determinar con precisión el tiempo en que se creó la observación. Sincronizando el reloj de la computadora, que almacenaba las imágenes, con el reloj patrón del Observatorio Naval de los Estados Unidos del sitio web del observatorio se estableció un tiempo de captura exacto. La exactitud indicada para el observatorio y los servidores de hora del Instituto Nacional de Normas y Tecnología es el segundo entero más próximo ($\pm 0,5$ segundo).¹³

El análisis de las observaciones utilizó los TLE de perturbación general publicados por el JSpOC para una comparación de referencia. Cuando el estudio utilizó la precisión de perturbaciones generales, la diferencia entre la posición observada y la posición esperada de los satélites caía usualmente dentro de la precisión media de un LTE geoestacionario del JSpOC. Debido a este hallazgo y el intervalo de tiempo relativamente corto de los períodos de observación, el estudio no pudo tratar a los LTE como una referencia de certidumbre adecuada desde la cual validar un valor de margen de error del sensor para el sistema de prueba.

Como el estudio estaba limitado a abordar las metas/visión establecidas del comandante del AFSPC para el caso de activos de alto valor en el cinturón geoestacionario, el trabajo se centró en un análisis de diseño de punto único. El análisis buscaba optimizar el diseño del sistema minimizando el diámetro de la apertura primaria y maximizando la mv observable mientras que hacía suposiciones razonables de peor caso sobre la naturaleza del ORE y las condiciones de la observación. Al limitar el estudio a que se concentre en el diseño del sistema y el análisis de la calidad de la observación, el autor reconoce otros principios de CSE —seguridad primaria, posibilidad de implementación y sostenibilidad— igualmente importantes, y los aborda en la próxima sección pero sin analizarlos en profundidad.

Tabla 1. Requisitos de misión y medidas de efectividad de SADSS

MR1	El sistema debe ser capaz de crear observaciones con la capacidad de producir conjuntos de elementos para objetos geoestacionarios, que sean tan precisos o más precisos que los conjuntos de elementos creados usando observaciones de la SSN actual (aborda la meta 1) MOE 1-1 Precisión de medida del sensor MOE 1-2 Precisión de efemérides
MR2	El sistema debe ser capaz de observar activos espaciales de alto valor en todas las longitudes del cinturón geosíncrono (aborda las metas 1 y 2) MOE 2-1 Probabilidad de detección de un ORE geoestacionario de alto valor MOE 2-2 Área de cobertura
MR3	El sistema debe ser capaz de proporcionar cobertura continua para objetivos de interés en cualquier lugar del cinturón geosíncrono (aborda la meta 2) MOE 3-1 Tiempo de cobertura
MR4	El sistema debe ser capaz de proporcionar observaciones en un formato digerible para sus usuarios MOE 4-1 Tasa de muestra de observaciones MOE 4-1 Tasa de muestra de observaciones MOE 4-2 Relación de éxito de la solución de placa de astrometría
MR5	El sistema debe ser capaz de proporcionar observaciones en un formato digerible para sus usuarios MOE 5 Corrección diferencial del TLE usando observaciones SADSS
MR6	El sistema debe ser capaz de proporcionar información útil para la determinación de las capacidades y el propósito de los ORE observados MOE 6 SNR de la función de dispersión de puntos ORE en el tiempo

MR = requisito de misión

MOE = efectividad de medida

SNR = relación de señal a ruido

Diseño y especificaciones del sistema operacional

Según el comandante del AFSPC, se requieren recursos adicionales de CSE para aumentar la capacidad actual. Desde la necesidad de misión expresada hasta la derivación de los requisitos de misión, medidas de efectividad y medidas de rendimiento, el estudio presentará una especificación y rendimiento teórica del sistema para mostrar cómo una implementación en gran escala de equipos COTS puede ayudar en la misión de Conciencia de Situación en el Espacio Geoestacionario. A esta implementación la denominamos sistema de Vigilancia Espacial Profunda de Pequeña Apertura (SADSS). Los requisitos mostrados en la Tabla 1 se desarrollaron específicamente para este estudio y se derivan de las metas y visión del comandante del AFSPC para obtener CSE. Los requisitos de misión tienen la finalidad de abordar las cinco metas. Igualmente, a partir de los requisitos se derivan las medidas de efectividad indicadas en la Tabla 1. Las metas de medidas de efectividad sirven como indicadores de la aptitud del sistema para cumplir cada uno de los requisitos de misión. A partir de las medidas de efectividad, también se establecen

Tabla 2. Especificación del sistema SADSS y medidas de

MR	MOE & Efecto	Parámetros y especificaciones de diseño			MOP
MR1	MOE 1-1 Métrica del sensor de alta precisión	Campo visual por píxel 2 arcoseg (paso de píxel de 12 micras)	Precisión de tiempo de imagen < ±0,133 seg	MOP 1-1-1	
				Sigma de sensor	
	MOE 1-2 Alto grado de confianza y precisión de efemérides generada	Límites del ángulo del sol 0°-100°	Sigma de sensor Precisión de tiempo + precisión de imágenes = 5 arco-seg (est.)	MOP 1-1-2	
				Margen de error del sensor	
MR2	MOE 2-1 Alta probabilidad de detección	Diámetro de apertura 25 cm	Área ORE ≥ 4 m2	Band avg. CCD QE 75%	MOP 2-1-1
					Señal detectada
	MOE 2-2 Alta probabilidad de detección	Ruido de CCD Lectura 8 e-/pix Oscuro 0,2 e-/pix/seg	Ruido del cielo Diego Garcia + 2mv/ arcoseg2 Ruido detectado	MOP 2-1-2	
				FOV	
MOE 2-2 Área de cobertura grande	Distancia focal 1,25 m	Formato de película 30,5 x 30,5 mm	MOP 2-2		
			FOV		
MR3	MOE 3-1 Tiempo de cobertura	Límites del ángulo del sol 0°-100°	Número de sitios 5 MOP 3-2-2	MOP 3-2-1	
				Órbita observada	
				MOP 3-2-2	
				Elevación mínima	
MR4	MOE 4-1 Mayor tasa de observación	Tiempo de exposición 1 seg	Tiempo de procesado < 6,5 seg	MOP 4-1	
				Tiempo de exposición + Tiempo de procesado	
	MOE 4-2 Alta proporción de solución de astrometría	FOV 2° (1,4°x1,4°)	Diámetro de apertura 25 cm	MOP 4-2-1	
				No. de estrellas detectadas	
MOE 4-2 Alta proporción de solución de astrometría	Distancia focal 1,25 m	Diámetro de apertura 25 cm	MOP 4-2-2		
			Distorsión de imagen		
MR5	MOE 5 Corrección diferencial exitosa	Datos calibrados Requiere validación	Mensaje compatible Formato GEOSC	MOP 5	
				% de rechazo residual	
MR6	MOE 6 Información procesab	Tasa de muestra SNR Tasa de muestra de observación	Error de SNR Requiere entrada del usuario	MOP 6	
				Calidad de métrica de curva ligera	

MMR= requisito de misión
 MOE = medida de efectividad
 MOP = medida de rendimiento
 arcoseg = arcosegundos
 mv = magnitud visual
 CCD = dispositivo de acople por carga
 FOV = campo visual
 SNR = proporción de señal a ruido
 QE = eficiencia cuántica
 GEOSC = geociencia
 RMS = media cuadrática

parámetros de diseño y medidas de rendimiento (ver la Tabla 2). Para ver los valores cuantitativos de las medidas de rendimiento, remítase el trabajo de tesis original del autor.¹⁴ De los requisitos de misión, surgen dos diferencias fundamentales entre los esfuerzos anteriores para incorporar soluciones COTS de pequeña apertura y el trabajo que aquí se presenta. De MR2, el sistema propuesto se encargaría de observar solo los ORE geoestacionarios de alto valor. De acuerdo con Mark Bolden, Paul Sydney y Paul Kervin, “Se ha teorizado y aceptado ampliamente que la población de objetos brillantes (<decimosexta MV) está dominada por satélites artificiales activos e inactivos, mientras que la población de objetos tenues está compuesta mayormente de desechos”.¹⁵ Por tanto, el estudio asumió que los ORE geoestacionarios de alto valor son, principalmente, más brillantes que la decimosexta mv. MR3 también difiere de esto en estudios anteriores ya que requiere la cobertura continua de un ORE. Para abordar este requisito, el estudio configuró los sensores para emplear el rastreo de tasa de una banda longitudinal concreta del cinturón geoestacionario. El Rastreo de Tasa (rate tracking) ofrece varias ventajas, como una mayor probabilidad para detectar un ORE en condiciones de cielo parcialmente nublado; además, ofrece la capacidad de realizar monitoreo de evento sostenido durante horas nocturnas en el ORE de interés. Los actuales sensores ópticos de la SSN pueden observar en modo de rastreo de tasa pero usualmente funcionan en modo sideral con el fin de ampliar el área de cobertura con el número limitado de telescopios.¹⁶ Como resultado, los sistemas existentes de la SSN observan cada satélite por solo segundos al día.

El rastreo perpetuo de tasa cumple MR3 al proporcionar persistencia, pero tiene una desventaja fundamental. Es decir, el área de vigilancia del sistema es estático en relación al cinturón geoestacionario, dejando sin vigilar el resto del cielo. Para superar esta deficiencia, es necesario dotar al sistema integral de múltiples sensores en múltiples lugares, cada uno observando una parte diferente del cinturón y abarcando su totalidad (Fig. 2). La arquitectura del sistema propuesto total emplearía un arreglo de aproximadamente 60 telescopios en cada uno de los cinco sitios. La lista de emplazamientos incluye los tres emplazamientos de Vigilancia Electro-Óptica del Espacio Profundo Basada en Tierra (GEODSS) (Maui, Hawái [1]; Socorro, Nuevo México [2]; y Diego García [3]), así como el sitio de telescopios de vigilancia espacial planeado en Exmouth, Australia (4), y, finalmente, un arreglo adicional en la Isla de Ascensión (5). Los cinco emplazamientos mostrados en la Fig. 2 con abanicos de cobertura numerada fueron seleccionados para resolver consideraciones de sostenibilidad y posibilidad de implementación del sistema en términos de seguridad, personal de mantenimiento y arquitectura de comunicaciones comunes —ya establecidos en cada uno de los lugares propuestos.



Figura 2. Cobertura teórica de sensores para la red SADSS en la elevación de 33°

A partir de las especificaciones antes indicadas, el estudio seleccionó un diseño usando un astrógrafo Takahashi CA250 (17.000 dólares cada uno) junto con una cámara e2V CCD230-42 (42.000 dólares cada una) como una referencia que cumple las especificaciones del sistema. Incluyendo los costos de montaje y alojamiento combinados con el equipo, el precio por sitio para los 60 sensores es aproximadamente 3,5 millones de dólares antes de la instalación. En comparación, los telescopios GEODSS costaban 3,3 millones de dólares por sitio en el año fiscal 2000.¹⁷ Por consiguiente, como un orden aproximado de magnitud, se estima que la adquisición de los dos sistemas tendría el mismo costo aproximado.

Método

Varios análisis determinaron la selección del sistema descrito anteriormente. En primer lugar, un análisis del brillo del satélite como función del tamaño, reflectividad, y ángulo de iluminación establecería las condiciones que producirían una señal de decimosexta mv para el observador. Para determinar un valor único de la reflectancia de un ORE de alto valor, el estudio utilizó el valor de reflectancia para recubrimiento de satélite con aislamiento multicapa. Heather Rodríguez y sus colegas realizaron un análisis espectral para determinar las propiedades ópticas del aislamiento multicapa. La Figura 3 muestra la banda de reflectancia en el espectro visible del aislamiento del muestreo.¹⁸ El estudio suponía un valor de 15 por ciento de reflectancia y eligió un ángulo de iluminación máximo (ángulo beta) de 100° para que el sistema pudiera ofrecer un mínimo de 8 horas de tiempo de rastreo continuo por noche con el fin de hacer el seguimiento de una longitud de órbita suficiente para crear estimaciones orbitales de alta precisión.¹⁹

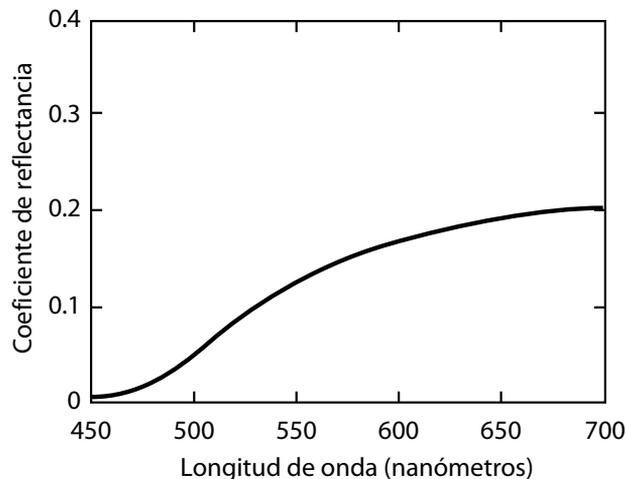


Figura 3. Reflectancia del aislamiento multicapa Kapton de color cobre (De Heather Rodríguez y otros, “Optical Properties of Multi-Layered Insulation (Propiedades ópticas del aislamiento multicapa)” [documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2007], “fig. 9,” [página 9], <http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2007/Poster/Rodriguez.pdf>.)

Seguidamente, el estudio calculó la contribución de la atenuación atmosférica como una función del ángulo de elevación.²⁰ A partir de este hallazgo, se seleccionó un escenario de observación razonable de peor caso —específicamente, desde el sitio GEODSS en Diego García con un ángulo de visualización mínimo de 33° de elevación y luna gibosa de 45° desde la línea de visión. Aunque los sensores GEODSS estaban diseñados para funcionar en ángulos de elevación

tan bajos como 20° , para los sitios SADSS elegidos, la cobertura global completa del cinturón geostacionario ocurre con un mínimo de 33° de elevación. Habiéndose definido estas condiciones y restricciones razonables de peor caso, el estudio aplicó ecuaciones radiométricas para determinar si un ORE de cuatro metros cuadrados (4 m^2) podría observarse en la decimosexta mv (Fig. 4).²¹

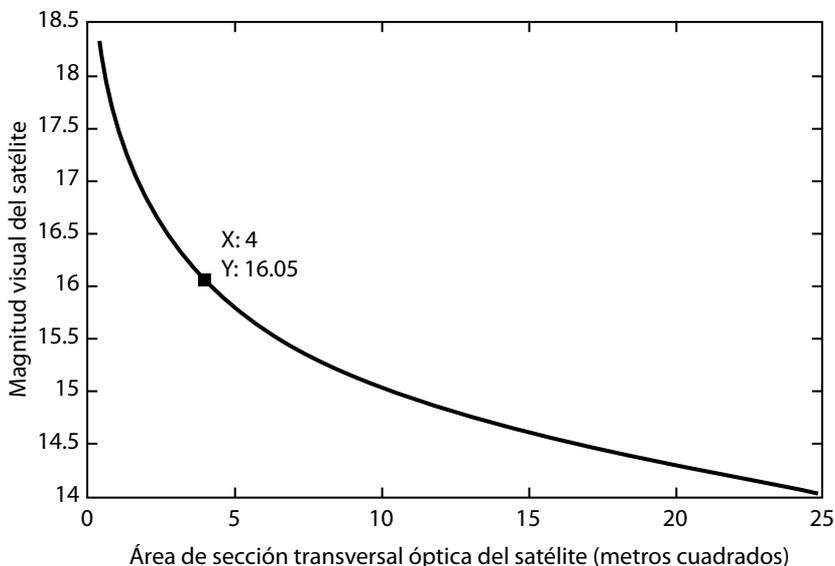


Figura 4. Magnitud visual del satélite comparada con el área superficial en el ángulo del sol de 100°

Para determinar el porcentaje de satélites geostacionarios al que corresponde un umbral de detección de 4 m^2 , el estudio generó una lista de ORE geostacionarios desde Space-Track.org y utilizó la lista de satélites de sección transversal de radar de McCants para realizar referencias cruzadas de valores de sección transversal de radar.²² La lista de referencias cruzadas determinó que el 77 por ciento de los ORE tenían una sección transversal de radar $\geq 4 \text{ m}^2$.

Después de aplicar las suposiciones y restricciones a las ecuaciones radiométricas, el estudio completó su análisis del espacio de intercambio entre área superficial detectable y diámetro de apertura primario. El resultado se muestra en la Figura 5, donde la isolínea blanca representa una proporción de señal a ruido de 2,5 —elegido como el umbral mínimo para detección.²³ Para aperturas de 20 centímetros (cm) y menores, el estudio asumió un instrumento de refracción y, para una apertura mayor de 20 cm, aplicó un telescopio reflector con un oscurecimiento de 30 por ciento, lo que toma en cuenta el desplazamiento horizontal de la línea en el valor de apertura de 21 cm. La Figura 5 predice una apertura necesaria de 22 cm para detectar un objeto de 4 m^2 . Considerando la disponibilidad usual de diseños ópticos COTS de 25 cm y el margen de rendimiento ofrecido por un escenario razonable de imágenes de peor caso, el estudio eligió una óptica de 25 cm. El umbral de detección previsto con una apertura de 25 cm para un ORE de 4 m^2 rinde una proporción de señal a ruido de 2,9. Aunque el sistema está diseñado para rastrear objetos de 4 m^2 , es posible rastrear objetos más pequeños usando un ángulo del sol más limitado. Se estima que el perfil de ángulo máximo para un objeto de 2 m^2 usando un sensor SADSS es de 81° , permitiendo aún un promedio anual de siete horas de tiempo de rastreo por noche.

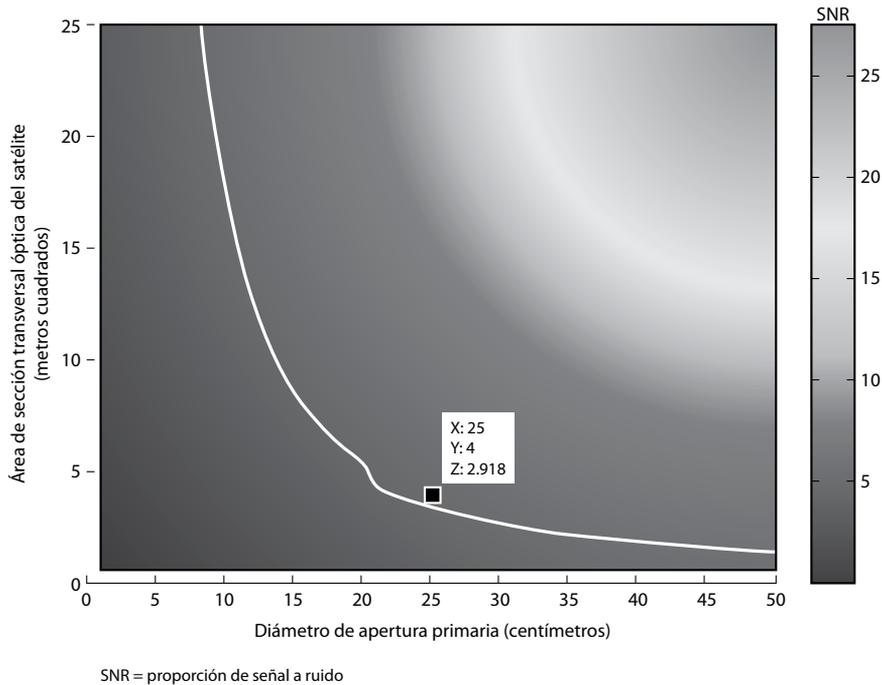


Figura 5. Área superficial del ORE comparada con la apertura primaria en ángulo del sol de 100°

Habiéndose determinado las especificaciones del sistema y seleccionado las piezas, el siguiente paso incluía pruebas del equipo en un entorno relevante operacionalmente. Desafortunadamente, el instituto no disponía de equipos SADSS comparables con los cuales validar su desempeño. En su lugar, se utilizó la red existente de telescopios y equipos de control de computadoras TeleTrak del Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea para recoger las observaciones de muestra. El telescopio elegido fue un Orion de 80 mm de tubo corto con un reductor focal/aplanador de campo de 0,5 combinado con una cámara Astrovid Stellacam II en una base Meade LX200GPS. La Tabla 3 detalla la diferencia entre el sensor SADSS propuesto y el equipo de prueba del artículo.

Tabla 3. Diferencias entre el sensor SADSS y el equipo de prueba TeleTrak

	Costo	Apertura	Tasa de muestra	FOV	IFOV	Precisión de tiempo	Sigma en RA
SADSS	70.000 dólares	25 cm	7,5 seg	1,4° x 1,4°	2,5 arco-seg	< ± 0,133 seg	5 arcoseg (est.)
TeleTrak	500 dólares	8 cm	1,07 seg	1,2° x 1,6°	5,6 arco-seg	± 0,5 seg	11 arcoseg

FOV = campo visual

IFOV = campo visual instantáneo

RA = ascensión recta

El campo visual que produce la cámara óptica es aproximadamente 1,2° x 1,6° con una resolución de píxel angular de 5,6 arcosegundos/píxel. Este campo visual fue elegido deliberadamente para asegurar que las imágenes contengan un número suficiente de estrellas de referen-

cia brillantes para que los algoritmos del software puedan producir de forma precisa y repetitiva resultados para la posición de los ORE en relación al cuadro de referencia inercial proporcionado por las estrellas de fondo —un proceso conocido como astrometría. Desde las imágenes corregidas por astrometría, se miden la ascensión recta topocéntrica y los ángulos de declinación de los ORE detectados usando las posiciones altamente precisas de estrellas de fondo conocidas en las imágenes capturadas. A partir de estas observaciones, se puede realizar una determinación de órbita.

Primero, se necesita un catálogo de estrellas de alta precisión como base de referencia para la esfera celeste. Después se deben identificar las estrellas en la imagen comparando sus posiciones e intensidades relativas entre sí y luego comparando el patrón de operación con el catálogo de estrellas conocidas para encontrar una que corresponda. Cuando el telescopio rastrea en modo sideral, las estrellas en la imagen pueden elegirse juiciosamente para simplificar esta identificación. Sin embargo, en el modo de rastreo de tasa, el campo de estrella cambia continuamente, y el uso del software de correspondencia de estrellas, tal como el ofrecido por astrometry.net, puede ofrecer muchas ventajas para procesar grandes conjuntos de datos con campos de estrella desconocidos.²⁴ Después de identificar el campo de estrella, deben ocurrir múltiples transformaciones de coordenadas para crear una observación en un cuadro de referencia inercial centrado en la Tierra, que luego permite su aplicación para fines de determinación de órbita.

El mantenimiento de interoperabilidad y el cumplimiento con el formato de mensajes estándar de la SSN para observaciones ópticas, conocido como informe B3, requiere la transformación de las mediciones de ascensión recta topocéntrica y la declinación angular en un sistema de coordenadas ortogonales Sur-Este-Cénit a derechas. Las mediciones angulares desde este sistema de coordenadas se reportan como acimut y ángulos de elevación centrados en la ubicación del sensor de observación —mostrado en el Algoritmo 28 de Vallado.²⁵ Operacionalmente, el JSpOC recibe el informe de observación de medidas en el acimut local y cuadro de referencia de elevación del sensor. Estos ángulos se transforman luego en un cuadro de referencia inercial centrado en la Tierra. Una vez en el cuadro, se aplica el TLE más reciente del ORE a fin de comparar con las mediciones, y se generan los residuos iniciales.

A partir de esto, se puede ejecutar el algoritmo *Simplified General Perturbations* versión 4 (SGP4) utilizado por el AFSPC para corregir diferencialmente las estimaciones de órbita, usando las nuevas medidas para crear un LTE actualizado. En esta investigación, eran aplicables la mayoría de estos pasos. Sin embargo, el software Tool Kit de Determinación de Órbita de Analytical Graphics Incorporated permite la ingestión de las observaciones de ascensión recta y declinación basadas en tierra en el cuadro de referencia topocéntrico, directamente con conocimiento del emplazamiento del sitio de observación. Al hacer esto se eliminó la necesidad de aplicar manualmente los algoritmos de Vallado a las observaciones, y se redujo la complejidad de la cadena de procesamiento.

Al recopilar las observaciones para procesamiento y determinación de órbita, el estudio usó dos campañas de observación. La primera, que tuvo lugar desde el 26 de octubre de 2014, determinó la precisión del sensor, y la segunda, que ocurrió en el transcurso de tres noches consecutivas entre el 16 y 18 de enero de 2015, fue usada para realizar la comparación de determinación de órbita con los TLE del JSpOC. El objetivo observado era el grupo *Anik F1*, situado en una elevación de 38° en la parte suroeste del cielo desde Dayton, Ohio. El grupo consiste de los satélites *Anik F1*, *Anik F1-R*, y *Anik G1*. El *Echostar 17* adelanta al grupo *Anik* en $0,2^\circ$ en ascensión recta y también se observó en el campo visual. Estos cuatro satélites son satélites de comunicaciones relativamente grandes.

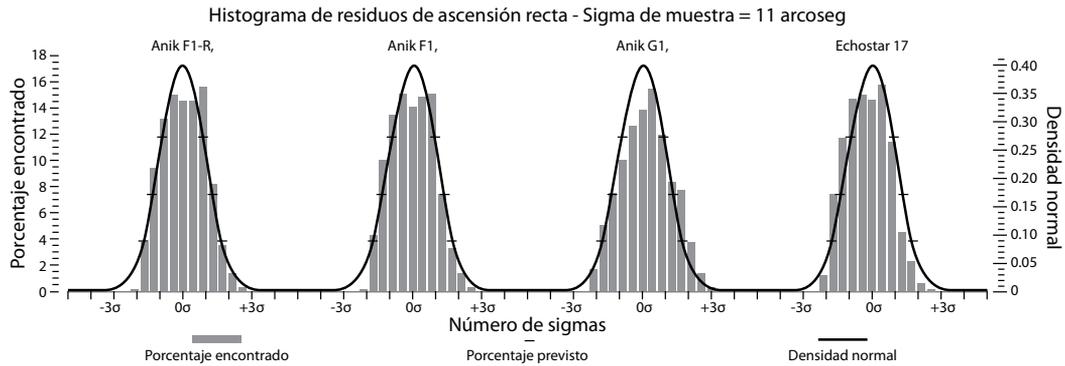


Figura 6. Histograma de sigma de residuos de ascensión recta del 26 de octubre de 2014

Resultados

A partir del conjunto de datos del 26 de octubre de 2014, el estudio determinó valores de precisión de sensor en los componentes de ascensión recta y declinación para cada uno de los cuatro satélites en las 17.000 observaciones válidas extraídas de las 19.000 imágenes (Figuras 6 y 7). El sigma de ascensión recta (Fig. 6) indica un error sistémico secundario que se supone causado principalmente por sincronización.

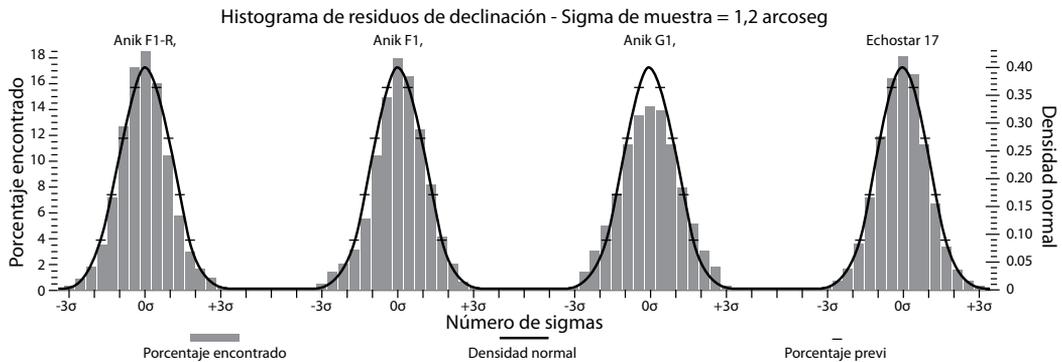


Figura 7. Histograma de sigma de residuos de declinación del 26 de octubre de 2014

En la campaña de observación de enero, la efemérides generada desde las 8.000 observaciones del muestreo de 10 segundos muestra buena correlación con los TLE del JSpOC correspondientes. Al realizar las correcciones diferenciales, el estudio demostró que los cuatro ORE rastreados convergían en una solución directamente desde el TLE de más reciente publicación del JSpOC. Cada pasada de determinación de órbita de mínimos cuadrados fue inicializada utilizando el TLE del JSpOC, y cada una llegó a una convergencia con estrecha similitud al TLE. En la Tabla 4 se muestra una comparación entre el TLE inicial y la solución de mínimos cuadrados de las observaciones TeleTrak. Las figuras 8 y 9 representan el cambio relativo de posición durante 24 horas entre la efemérides (EPH) generada desde los datos de prueba y el LTE publicado del JSpOC. La tasa de desviación diferencial se redujo en un orden de magnitud en relación al

caso de prueba 2, que vio una diferencia de aproximadamente 10 kilómetros en el semieje mayor entre el TLE y la efemérides. La figura 10 muestra cómo crece el error de propagación durante los dos días después de la última observación en el lado diurno, no rastreado, de la órbita. La perspectiva de visualización de las siguientes figuras fue fijada en varios cientos de kilómetros por encima del cinturón geostacionario y se centró entre el *Echostar 17* y el grupo Anik. Por tanto, el tamaño relativo del elipsoide de error del TLE geostacionario del JSpOC en las Figuras 8 y 9 es muy exagerado con respecto a la Tierra.

Tabla 4. Comparación de efemérides y TLC de enero de 2015

SATNO	Fuente	Epoch	Semieje mayor	Excentricidad	Inclinación°	RAAN°	Arg. de Per.°	Arg. de Lat.°
Anik F1	EPH	16:56:28,395	42166,568 km	0,000341	0,09945	85,22445	100,942810	176,29852
26624	TLE	16:56:28,395	42165,510 km	0,000083	0,10455	88,00984	180,45842	173,45326
Anik F1R	EPH	16:08:05:930	42166,947 km	0,000207	0,08719	62,59837	201,86272	186,73179
28868	TLE	16:08:05:930	42165,673 km	0,000276	0,09258	70,54715	266,02396	178,74061
Echostar 17	EPH	9:05:20,377	42164,987 km	0,000295	0,09836	77,39478	185,73116	66,11604
38551	TLE	9:05:20,377	42165,708 km	0,000253	0,10981	19,17635	201,20691	64,34500
Anik G1	EPH	16:16:29,058	42165,067 km	0,000211	0,09797	75,94122	242,24602	175,41940
39127	TLE	16:16:29,058	42165,427 km	0,000332	0,07944	75,28374	217,96316	176,11927

SATNO = número del satélite

RAAN= ascensión recta del nodo ascendente

Arg. de Per. = Argumento de perigeo

Arg. de Lat. = Argumento de latitud

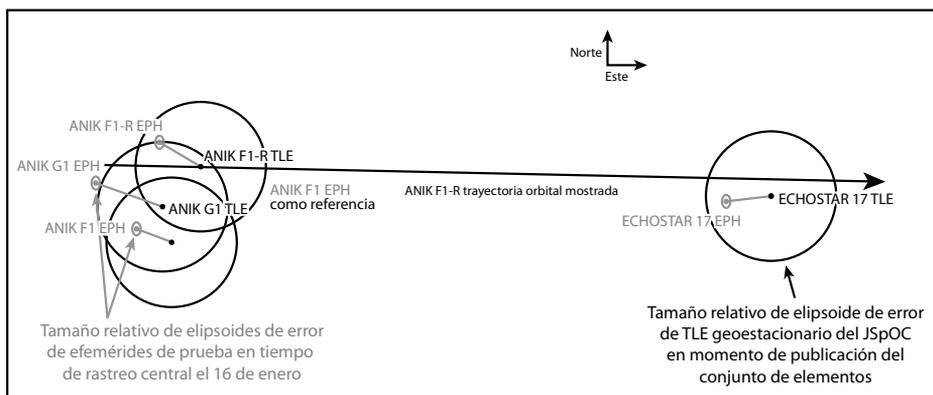


Figura 8. TLE comparado a efemérides en tiempo de rastreo central el 16 de enero de 2015

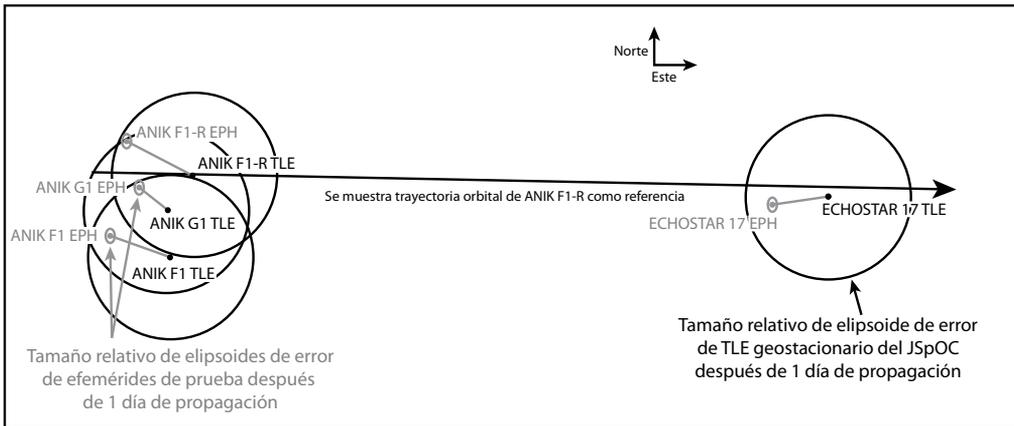


Figura 9. TLE comparado a efemérides en tiempo de rastreo central el 17 de enero de 2015

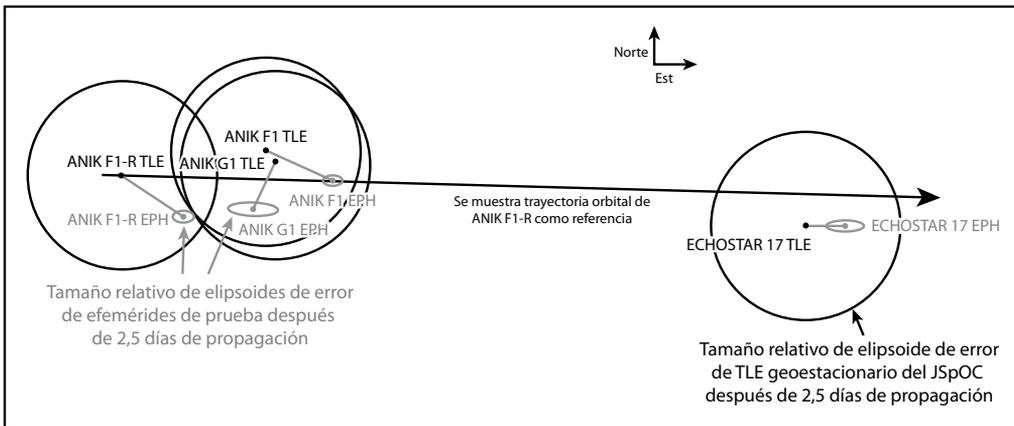


Figura 10. TLE comparado a efemérides después de 2,5 días de propagación

Los casos de ensayo produjeron una prueba de concepto capaz de procesar observaciones desde los equipo COTS usando solo software COTS de forma semiautónoma. Al hacer esto, los TLE del JSpOC fueron recreados efectivamente según los límites de precisión media del LTE geostacionario con solo dos o tres noches de observaciones. El potencial para mejora realizando un estudio similar durante un rastreo de un mes es alentador. Debido a la fidelidad relativamente baja de los TLE y la falta de transparencia del algoritmo de determinación de órbita con perturbaciones especiales de Analytical Graphics Incorporated y la forma en que se compara con SGP4, la causalidad del incremento (delta) entre el TLE y el conjunto de elementos creados desde los datos de prueba sigue siendo desconocida pero probablemente sea una mezcla de precisión de tiempo y discordancia de algoritmo. Sin embargo, si se concretara el programa SADSS, se podría realizar un ensayo de operación más amplio utilizando los actuales algoritmos operacionales para reducir los errores desco-

nocidos y llegar a entender mejor el desempeño del sistema y su capacidad para descargar tareas de los sensores ópticos existentes de la SSN.

Con el supuesto de que cada objeto requiere una actualización del Epoch cada 24 horas y que la misión de GEODSS es recopilar las observaciones en su modo de operación normal, es posible generar una medida del tiempo de descarga del sensor de GEODSS. Suponiendo una carga pareja a través de los 9 telescopios de GEODSS que hacen el seguimiento de los 556 satélites observables de SADSS, esto equivale a una tasa de descarga de tareas media de 62 tareas por telescopio, necesitándose 248 observaciones por noche. Con una tasa de generación máxima de 116 observaciones por hora, se podría liberar 2 horas de tiempo de rastreo de cada telescopio —o 18 horas de observación por noche de tareas reducidas para el sistema GEODSS global. Teniendo 300 sensores SADSS, cada uno con un campo visual de $1,4^\circ$ en el modo de rastreo de tasa (15° por hora) y rastreando un promedio anual de 10,5 horas por período de 24 horas, la tasa total de vigilancia de CSE podría incrementarse en 2.750 grados cuadrados por hora mientras que se ofrece mucho mayor persistencia para determinación precisa de órbita y monitoreo de evento a un costo de equipo comparable al GEODSS.²⁶

Conclusiones y trabajo futuro

Con el fin de abordar la visión y las metas del comandante del AFSPC para lograr conciencia de situación espacial (CSE) en el ámbito Geoestacionario, este estudio desarrolló y probó una especificación de sistema que podría observar objetos residentes en el espacio (ORE) geoestacionarios esféricos de baja reflectancia tan pequeños como 2 m2 en un ángulo beta de 81° y objetos de 4 m2 hasta un ángulo beta de 100° . Utilizando un sistema de prueba de mucho menor capacidad, el estudio creó un método para generar de forma semiautónoma observaciones de medida de ascensión recta y declinación. Se encontró que las precisiones de las observaciones estaban entre 11 y 17 arcosegundos en la ascensión recta y entre 1,2 y 2 arcosegundos en la declinación.

A partir de tres noches de observaciones TeleTrak, los conjuntos de elementos fueron corregidos de forma diferencial directamente desde los TLE publicados del JSpOC. Las estimaciones de órbita corregidas tenían una covarianza media en ruta de 570 metros en el momento de la publicación, y una magnitud de vector medio respecto al TLE aproximadamente igual a los límites de precisión media de un TLE geoestacionario mientras se utilizaba solo 5-10 por ciento del intervalo de tiempo que normalmente usa el JSpOC para generar sus LTE geoestacionarios.

Aunque este resultado es alentador, la respuesta completa a la pregunta de investigación, *si el empleo en gran escala de telescopios COTS de pequeña apertura puede aumentar la capacidad de observación de la SSN del cinturón geoestacionario sin degradar la calidad de las estimaciones de órbita*, requiere estudios más profundos. También se debe intentar validar los valores sigma y margen de error del sensor utilizando los procesos de calibración de sensor en operación a través de la oficina A2/3/6SZ del AFSPC. Un requisito de precisión de sincronización de 0,133 segundos del sistema SADSS requiere como mínimo una mejora de factor cuatro. En última instancia, es deseable recoger observaciones usando un sensor similar a SADSS desde uno o varios de los sitios propuestos del Departamento de Defensa durante un ciclo lunar o de maniobras completo.

También es deseable realizar un análisis especializado más profundo de las necesidades de misión. Tal análisis podría estudiar una variedad de componentes de equipos COTS existentes, mezclando y emparejando partes para encontrar una solución más óptima que satisfaga los requisitos establecidos. Además, si se examina el diseño en condiciones varia-

das de observación como elevación y objetos residentes en el espacio (ORE) que se sabe que ocupan un campo visual de sensor concreto, el análisis de diseño multipunto podría ayudar a reducir aún más el costo de la red empleando sistemas de menor costo junto con líneas de visión más favorables.

También es necesario investigar y refinar más el costo total del programa. En este artículo se proporciona un costo simple, de un orden de magnitud aproximado para la mayor parte de los equipos, sin tomar en cuenta los gastos de instalación, procesado por computadora, y operación y mantenimiento. Un costo refinado de adquisición y sostenimiento del programa, un análisis alternativo podría determinar si la construcción de una red SADSS es la mejor opción para los fondos asignados al AFSPC para llevar a cabo la misión de Conciencia de Situación en el Espacio Geoestacionario.

Si la Fuerza Aérea decidiera adquirir formalmente el sistema aquí propuesto, será necesario estudiar otras consideraciones no tratadas en el ámbito de este esfuerzo. Tales consideraciones incluyen financiación, desarrollo, y pruebas de desarrollo y operacionales del sistema para verificar y validar su desempeño contra los requisitos del sistema. La Oficina de Programas de Sistemas, el Centro de Prueba y Evaluación Operativa de la Fuerza Aérea, y/o el Decimoséptimo Escuadrón de Prueba probablemente realizarían estas acciones, luego que el AFSPC asigne la tarea. Para asegurar la fiabilidad de los datos ingresados en la misión de CSE, la oficina de validación de números A2/6/6ZS del AFSPC tendría que monitorear activamente la calibración de los sensores, tal como ocurre con los demás sensores de la Red de Vigilancia Espacial (SSN). Las otras consideraciones logísticas, como seguridad, comunicaciones y planes de mantenimiento discutidas anteriormente, son también requisitos previos a la puesta en operación del sistema. No obstante, es de esperarse que el riesgo de estos asuntos se atenúe parcialmente al colocar los sensores SADSS con otros sistemas ópticos en operación activa del gobierno. Aun así, sería necesario analizar con más profundidad estas consideraciones antes de pasar a la adquisición del sistema.

Con independencia de la solución elegida, la Fuerza Aérea aún necesita resolver el problema de CSE para crear y mantener una imagen operativa común exacta del espacio. A medida que aumenten los requisitos para lograr y mantener CSE, también lo harán las demandas de recursos para llevar a cabo la misión. La pregunta sería entonces, ¿Qué se está haciendo ahora, y qué es necesario hacer para resolver las necesidades de hoy y los problemas de mañana? □

Notas

1. Patrick J. Payte, "Orbit Determination and Prediction for Uncorrelated Target Detection and Tracking (Determinación y predicción de órbita para detección y rastreo de objetivos no correlacionados)" (tesis de maestría, Departamento de Aeronáutica y Astronáutica, Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea [AFIT], Wright-Patterson AFB, OH, 2008); Christine M. Schudrowitz, "The Effects of Observations and Maneuvers on Orbit Solutions (Los efectos de las observaciones y maniobras en las soluciones orbitales)" (tesis de maestría, Departamento de Aeronáutica y Astronáutica, AFIT, Wright-Patterson AFB, OH, 2012); y Comisión para la Evaluación de las Normas Astrodinámicas de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, *Continuing Kepler's Quest: Assessing Air Force Space Command's Astrodynamics Standards* (Continuación de la misión de Kepler: Evaluación de las normas astrodinámicas del Comando Espacial de la Fuerza Aérea) (Washington, DC: National Academies Press, 2012).

2. Cuartel General del Comando Espacial de la Fuerza Aérea/Conciencia de Situación Espacial, Operaciones de Comando y Control, y Rama de Integración (A3C), *Enabling Concept for Space Situational Awareness (SSA) (Habilitación del concepto de conciencia de situación espacial [CSE])* (Peterson AFB, CO: Cuartel General del Comando Espacial de la Fuerza Aérea/A3C, octubre de 2007).

3. *Ibíd.*, 8. Véase también Payte, "Orbit Determination and Prediction (Determinación y predicción de órbita)".

4. Escala de la magnitud visual (mv) aparente es tal que mientras más alto es el valor, más tenue es el objeto. Cada incremento entero en el orden, como primera a segunda mv, es una disminución del brillo visual en un factor de dos y medio. Para más información, véase "The Astronomical Magnitude Scale (La escala de magnitud

astronómica)”, *International Comet Quarterly*, consultado el 17 de septiembre de 2015, <http://www.icq.eps.harvard.edu/MagScale.html>.

5. Mark Bolden, Paul Sydney y Paul Kervin, “Pan-STARRS Status and GEO Observations Results (Estado de Pan-STARRS y resultados de las observaciones geostacionarias)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia sobre Tecnologías Ópticas y de Vigilancia Espacial Avanzadas de Maui [AMOS], Maui, Hawái, 2011), http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2011/Orbital_Debris/BOLDEN.pdf.

6. Comisión para la Evaluación de las Normas Astrodinámicas de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, *Continuing Kepler’s Quest* (Continuación de la misión Kepler), 18; y Bolden, Sydney, y Kervin, “Pan-STARRS Status (Estado de Pan-STARRS)”.

7. Comisión para la Evaluación de las Normas Astrodinámicas de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos, *Continuing Kepler’s Quest* (Continuación de la misión Kepler), 2–3.

8. Anthony D. Gleckler y Michael C. Butterfield, “Viral Space Situational Awareness (Conciencia de situación espacial viral)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2012), http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2012/Data_Services/GLECKLER.pdf.

9. Daniel Moomey, “Aiding Geostationary Space Situational Awareness Using Small Aperture Commercial Telescopes (Ayuda a la conciencia de situación espacial geostacionaria usando telescopios comerciales de pequeña apertura)” (tesis de maestría, Departamento de Aeronáutica y Astronáutica, AFIT, Wright-Patterson AFB, OH, 2015), 3.

10. Cuartel General del Comando Espacial de la Fuerza Aérea/A3CD, *Enabling Concept* (Concepto habilitador), 12, 22–24.

11. *Ibíd.*, 14.

12. *Ibíd.*, 10.

13. “US Naval Observatory Master Clock (Reloj maestro del Observatorio Naval de los Estados Unidos)”, US Naval Observatory, consultado el 30 de julio de 2014, <http://tycho.usno.navy.mil/what.html>; y “NIST Internet Time Service (ITS) (Servicio horario Internet del NIST)”, Instituto Nacional de Normas y Tecnología, Departamento de Comercio de los Estados Unidos, consultado el 30 de julio de 2014, <http://www.nist.gov/pml/div688/grp40/its.cfm>.

14. Moomey, “Aiding Geostationary Space Situational Awareness (Ayuda a la conciencia de situación espacial geostacionaria)”.

15. Bolden, Sydney, y Kervin, “Pan-STARRS Status (Estado de Pan-STARRS)”, [1].

16. Walter J. Faccenda, “GEODSS: Past and Future Improvements (GEODSS: Mejoras pasadas y futuras)”, MITRE Corporation, 2000, https://www.mitre.org/sites/default/files/pdf/geodss_faccenda.pdf.

17. A. Thompson, “A GEODSS Sourcebook (Un libro de referencia de GEODSS)”, 19 de octubre de 2008, <http://www.fas.org/spp/military/program/track/geodss.pdf>.

18. (Heather Rodríguez y otros, “Optical Properties of Multi-Layered Insulation (Propiedades ópticas del aislamiento multicapa)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2007), <http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2007/Poster/Rodriguez.pdf>.

19. Joshua T. Horwood, Aubrey B. Poore y Kyle T. Alfriend, “Orbit Determination and Data Fusion in GEO (Determinación de órbita y fusión de datos en el cinturón geostacionario)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2011), http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2011/Astrodynamics/HORWOorbit_determination.pdf.

20. Carolin Früh y Moriba K. Jah, “Detection Probability of Earth Orbiting Objects Using Optical Sensors (Probabilidad de detección de objetos que orbitan la Tierra usando sensores ópticos)”, *Advances in Astronautical Sciences* 150 (2014): 13; W. Jody Mandeville y otros, “Sky Brightness Analysis Using a Million Ground-Based Electro-Optical Deep Space Surveillance (GEODSS) Observations [Análisis del brillo celestial usando un millón de observaciones de vigilancia electro-óptica del espacio profundo basada en tierra (GEODSS)]” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2012), <http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2012/POSTER/MANDEVILLE.pdf>; y Kevin Krisciunas y Bradley E. Schaefer, “A Model of the Brightness of Moonlight (Un modelo del brillo de la luz de la Luna)”, *Astronomical Society of the Pacific*, no. 103 (1991): 1033-39.

21. Früh y Jah, “Detection Probability (Probabilidad de detección)”; Steve B. Howell, *The Handbook of CCD Astronomy*, Segunda Edición. (Cambridge, UK: Cambridge University Press, 2006), 73; y Ryan D. Coder y Marcus J. Holzinger, “Sizing of a Raven-Class Telescope Using Performance Sensitivities (Dimensionado de un telescopio clase Raven utilizando sensibilidades de rendimiento)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2013), http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2013/Optical_Systems/Corbit_determinationER.pdf.

22. JFCC SPACE/J3, “Space-Track.org,” Comando Espacial de la Fuerza Aérea, 28 de enero de 2015, <https://www.space-track.org/#/queryBuilder>; y Mike McCants, “Mike McCants’ Satellite Tracking Web Pages (Páginas web de rastreo de satélites de Mike McCants)”, 5 de septiembre de 2014, <https://www.prismnet.com/~mmccants/programs/qsmag.zip>.

23. Früh y Jah, “Detection Probability (Probabilidad de detección)”.

24. “Astrometry.net,” Fundación Nacional de Ciencia de los Estados Unidos, Administración Nacional de Aeronáutica y el Espacio de los Estados Unidos, y el Consejo Nacional de Investigación de Ciencia e Ingeniería de Canadá, 2015, <http://www.astrometry.net/>.

25. David Anthony Vallado y Wayne D. McClain, *Fundamentals of Astrodynamics and Applications* (Fundamentos de astrodinámica y aplicaciones), cuarta edición (El Segundo, CA: Microcosm Press, Kluwer Academic Publishers, 2013), 272.

26. Robert F. Bruck y Capitán Robert H. Copley, USAF, “GEODSS Present Configuration and Potential (Configuración actual y potencial de GEODSS)” (documento presentado en las Ponencias de la Conferencia AMOS, Maui, Hawái, 2014), <http://www.amostech.com/TechnicalPapers/2014/Poster/BRUCK.pdf>; y Thompson, “A GEODSS Sourcebook (Un libro de referencia de GEODSS)”.



Capitán Daniel Moomey, USAF (BA, Universidad de Toledo; MS, Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea) presta servicio activo en la Fuerza Aérea de los Estados Unidos. Es comandante de vuelo del Escuadrón de Prueba N° 17 en Schriever AFB, Colorado, donde supervisa la prueba y evaluación operativa de sistemas espaciales de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos. Sus asignaciones previas incluyen un servicio de un año en el extranjero en Thule, Groenlandia, como comandante de tripulación del Escuadrón de Alerta Espacial N° 12, donde realizó vigilancia espacial y funciones de alerta de misiles. El Capitán Moomey sirvió como administrador de espacio de batalla y enlace de operaciones para la Bóveda Espacial Unificada en el Centro de Operaciones Espaciales Conjuntas, desempeñando funciones relacionadas con conciencia de situación espacial. Fue seleccionado para reconstruir, reiniciar, instruir y administrar el curso de capacitación en vigilancia espacial del Comando de Educación y Capacitación Aérea del Escuadrón de Capacitación N° 533 en Vandenberg AFB, California. Posteriormente fue seleccionado por concurso para asistir al Instituto de Tecnología de la Fuerza Aérea en Wright-Patterson AFB, Ohio, donde completó un grado de maestría en sistemas espaciales. El Capitán Moomey es coautor de “Revisiting the Chlorine Abundance in Diffuse Interstellar Clouds from Measurements with the Copernicus Satellite” (Revisión de la abundancia de cloro en nubes interestelares difusas a partir de mediciones con el satélite Copérnico), *Astrophysical Journal* 744, N° 2 (enero de 2012): 1–7.