

LA OBSERVACION DE LOS SATELITES: SU METODO Y FINES

Por E. G. C. BURT (1)

Los satélites terrestres contienen instrumentos para transmitir gran cantidad de datos acerca de las condiciones existentes en el espacio interplanetario, información tanto más útil si se puede localizar con precisión el satélite durante su revolución. Además, los gráficos de su órbita facilitan datos valiosos sobre la Tierra misma. En este artículo se describen los métodos utilizados y los resultados obtenidos.

La aparición de los satélites artificiales como laboratorios espaciales ha abierto nuevas posibilidades en muchas ramas de la investigación. Los investigadores de las radiaciones solares, los fenómenos geofísicos y los rayos cósmicos, para sólo mencionar algunos, compiten entre sí para hacer uso del limitado espacio disponible en el laboratorio del satélite. El conocimiento del curso del satélite en el espacio, que puede obtenerse por medio de observaciones desde la superficie terrestre independientes de los instrumentos móviles, es también muy útil. Aparte de su valor intrínseco, esta información acerca de la órbita ayuda a la interpretación de otros datos: las medidas de temperatura y de la intensidad de la radiación cósmica, por ejemplo, son muchos más valiosas si pueden ser referidas a un lugar y tiempo determinados.

MÉTODOS DE RADIO.

Existen muchos sistemas de observación de los satélites, todos los cuales son útiles en ciertas circunstancias. Si el satélite va provisto de un transmisor de radio hay varios métodos de radiolocalización. Estas técnicas son útiles especialmente durante la época inicial de la duración del vehículo espacial, cuando se conoce poco acerca de su trayectoria. El transmisor anuncia su posición en una región muy extensa, de tal forma que puede ser localizado sin un conocimiento previo de su órbita aproximada.

La disposición más simple es, probablemente, la que emplea el efecto Doppler. Si el transmisor del satélite emite una onda continua (no modulada) de frecuencia fija, la señal recibida en la superficie pre-

senta un cambio de frecuencia, debido a la velocidad relativa del satélite respecto a la estación de observación. Las frecuencias recibida y transmitida (f y f_0) presentan la ecuación: $f = f_0 (1 + s/c)$, donde c es la velocidad de la luz y s la distancia entre el satélite y el observador. Si, por consiguiente, se registra la frecuencia cuando el satélite se aproxima y aleja, la velocidad radial puede ser calculada a partir de $s = c (f - f_0)/f_0$.

En el instante de aproximación mínima, la velocidad radial será cero, pues entonces la velocidad relativa V_R es normal a la visual (fig. 1.^a); t segundos más tarde el satélite se habrá desplazado una distancia $V_R t$, de tal forma que:

$$s^2 = s_0^2 + V_R^2 t^2$$

donde s_0 es la distancia mínima. Diferenciando esta ecuación con respecto al tiempo, obtenemos:

$$t^2/s^2 = s_0^2/V_R^4 + t^2/V_R^2$$

y una gráfica de t^2/s^2 en función de t^2 debe ser, por consiguiente, una línea recta, de la que se pueden obtener V_R y s_0 . En la figura 2.^a se muestra un resultado típico, obtenido al principio de la aparición de "Sputnik I" (15 de octubre de 1957). Las medidas Doppler fueron efectuadas por la "Post Office Radio Station" en Banbury.

Puede hallarse el período orbital mediante la observación de tránsitos sucesivos por la misma esta-

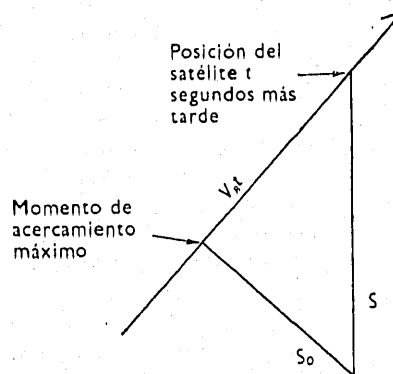


Fig. 1.^a — Relación entre distancias y velocidad relativa.

(1) Nació en Somerset en 1922 y estudió en la Universidad de Londres. Se graduó en Ingeniería eléctrica en 1943. Se incorporó en 1947 al Departamento de proyectiles Guiados del "Royal Aircraft Establishment" como Oficial Científico. En 1955 fué nombrado Oficial Científico principal y Director de la División de Análisis Dinámicos, que se ocupa principalmente del estudio teórico de los problemas de la dirección y control de proyectiles y satélites artificiales. Ha publicado trabajos sobre las técnicas de cómputo analógico, la teoría de los servomecanismos y los efectos de las perturbaciones fortuitas sobre tales sistemas. (*Endeavour*, vol. XVII, número 68, octubre 1958.)

ción. Sin embargo, el período no es simplemente la diferencia entre los tiempos de acercamiento mínimo. Ha de aplicarse una corrección para tener en cuenta que, en el período intermedio, la rotación de la Tierra ha alterado la posición del observador con respecto a la órbita del satélite.

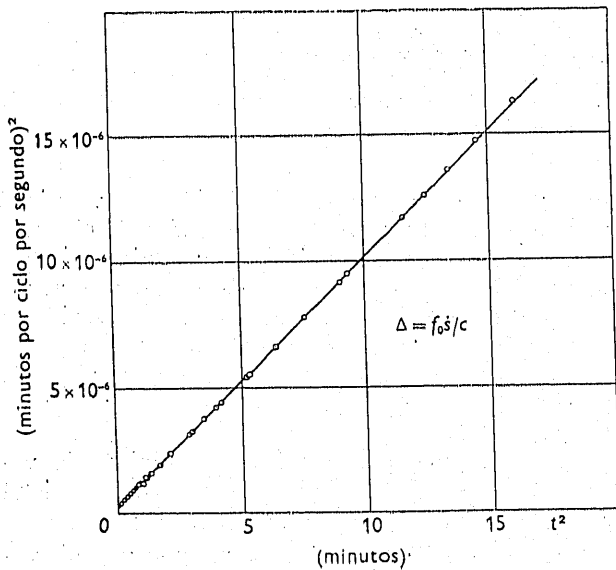


Fig. 2.ª — Derivación de R_R y s_0 a partir de datos del efecto Doppler.

La precisión con que puede determinarse la órbita a partir únicamente de datos del efecto Doppler depende, entre otras cosas, de la separación entre el satélite y las estaciones de observación y también de la de las estaciones entre sí. Para una triangulación conveniente estas distancias deben ser del mismo orden, pero esto no puede lograrse sin la cooperación activa del satélite, a no ser que esté en funcionamiento un gran número de estaciones. Dadas las distancias que entran en juego (normalmente algunos cientos de kilómetros), las curvaturas de la órbita y de la Tierra son muy grandes para ser ignoradas, hecho que complica enormemente el análisis.

La refracción de las ondas de radio en la inosfera puede conducir a errores considerables, particularmente en frecuencias bajas [1]. Las emisiones en 20 y 40 Mc./s. de los dos primeros "Sputniks", por ejemplo, dieron frecuentemente cálculos muy diferentes de la posición del satélite, a no ser que estuviese pasando muy cerca de la vertical, en cuyo caso los caminos óptico y eléctrico son aproximadamente muy coincidentes. Una frecuencia mucho más satisfactoria —desde el punto de vista observacional— es la de 108 Mc./s. utilizada en los satélites americanos; pero, naturalmente, las emisiones en 20 y 40 Mc./s. de los "Sputniks" facilitan un medio excelente de investigar fenómenos atmosféricos, particularmente si se puede estudiar independientemente la trayectoria real.

Un segundo método de observación utilizado con éxito es el radio-interferómetro. A diferencia del sistema Doppler, que mide la velocidad radial, el interferómetro facilita información acerca de la dirección, de tal forma que los dos métodos son complementarios. Como su nombre indica, el interferómetro hace uso de la distribución de interferencias entre las señales recibidas en un par de antenas, que viene determinada por la diferencia de las distancias entre el satélite y cada una de las estaciones receptoras. La separación entre las antenas—del orden de 50 ó 100 metros—es muy pequeña comparada con la distancia al satélite, de tal forma que las ondas del transmisor pueden considerarse como paralelas (fig. 3.ª).

Si el satélite se halla en un ángulo tal que la diferencia de distancias es exactamente igual a una semilongitud de onda, es decir, si $d \cos \theta = \lambda/2$, la salida combinada de las dos antenas es cero, puesto que las dos ondas interfieren completamente. Evidentemente esto ocurrirá también cuando la diferencia de distancias es igual a un número impar de semilongitudes de onda; a medida que el satélite se mueve a lo largo de su órbita, el cambio de dirección de la radiación incidente origina una sucesión de tales ceros, cuya distribución depende de la dirección de la órbita con respecto a la línea que une ambas antenas. Durante el intervalo entre dos ceros sucesivos el aumento en $\cos \theta$ es λ/d , de tal forma que un registro de los tiempos en que ocurren los ceros da inmediatamente la velocidad de cambio del coseno director.

En vez de sumar simplemente las señales de las dos antenas es preferible medir su diferencia de fase; de esta forma se tiene una indicación continua de $\cos \theta$ [2] y al mismo tiempo la medida es casi independiente de fluctuaciones en la amplitud.

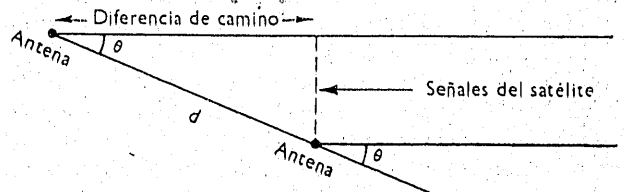


Fig. 3.ª — Principio del interferómetro.

Puesto que el interferómetro no detecta cambios de un número entero de longitudes de onda en la diferencia de distancias, existen ambigüedades en las medidas del ángulo θ , que se hacen más numerosas a medida que se aumenta la separación entre antenas. Dichas ambigüedades pueden resolverse únicamente a partir de un conocimiento aproximado de la órbita del satélite, obtenido por otro método, tal como otro interferómetro, con un par de antenas mucho más próximas, obteniéndose una indicación "gruesa" y otra "fina". El sistema fino, con la separación mayor, es desde luego más preciso, porque una diferencia de fase dada corresponde a un incremento más pequeño de $\cos \theta$; pero esto no puede exagerarse,

pues la medida de diferencias de fase se hace más difícil a medida que se aumenta la separación.

Puede obtenerse otro coseno director con un conjunto similar de antenas perpendiculares a las primeras; se puede entonces definir la dirección de la línea que une el satélite y la estación durante el tránsito del primero. Para deducir la órbita se necesita más información, tal como la distancia y velocidad relativa, facilitada por el efecto Doppler, o las direcciones respecto a otros interferómetros en lugares diferentes. Si esto no es posible, han de establecerse entonces algunas hipótesis acerca de la órbita.

Se ha visto que técnicas de radio como las descritas han dado información muy útil acerca de la órbita: la del primer "Sputnik" fué hallada con bastante precisión por métodos de radio únicamente [3 y 4], a pesar de la baja y desventajosa frecuencia de 40 Mc./s.; por otra parte, la radiointerferometría es el método común de observación de los satélites americanos, equipados con transmisores de 108 Mc./s.

Desgraciadamente los métodos de radio requieren asistencia activa del satélite: si el transmisor deja de funcionar, también quedan inútiles las estaciones Doppler y los interferómetros. El transmisor del "Sputnik I" cesó de emitir unas tres semanas después de ser lanzado, mientras que el del "Sputnik II" duró menos de una semana. El empleo de baterías solares, que transforman la radiación solar en energía eléctrica, ha extendido enormemente la duración de tales instrumentos, pero existe todavía el riesgo de un fallo eléctrico o mecánico y es prudente buscar otros métodos por si ocurre tal contingencia.

OBSERVACIONES POR MEDIO DE RADAR.

Una posibilidad es situar el transmisor en la superficie y utilizar el satélite meramente como reflector de energía: la técnica del radar. Las distancias son grandes y el área reflectora pequeña; así, pues, se obtiene un eco suficientemente intenso sólo si se concentra la potencia radiada en un haz estrecho, lo que se traduce en un sistema de antenas grande y en un campo visual pequeño. Así; a no ser que se conozca la órbita con bastante aproximación, no es fácil asegurarse de que el haz se dirige a la parte del cielo en el momento preciso. El gran radiotelescopio en Jodrell Bank (Mánchester) [5], entre otros [6], ha sido utilizado con este fin; ese método tiene las ventajas de ser independiente de los instrumentos a bordo del satélite y de las condiciones atmosféricas locales.

TÉCNICAS ÓPTICAS.

Sin embargo, las observaciones ópticas han representado el papel más importante para determinar las órbitas precisas de aquellos satélites que han resultado visibles. El "Sputnik III" y su cohete, por ejemplo,

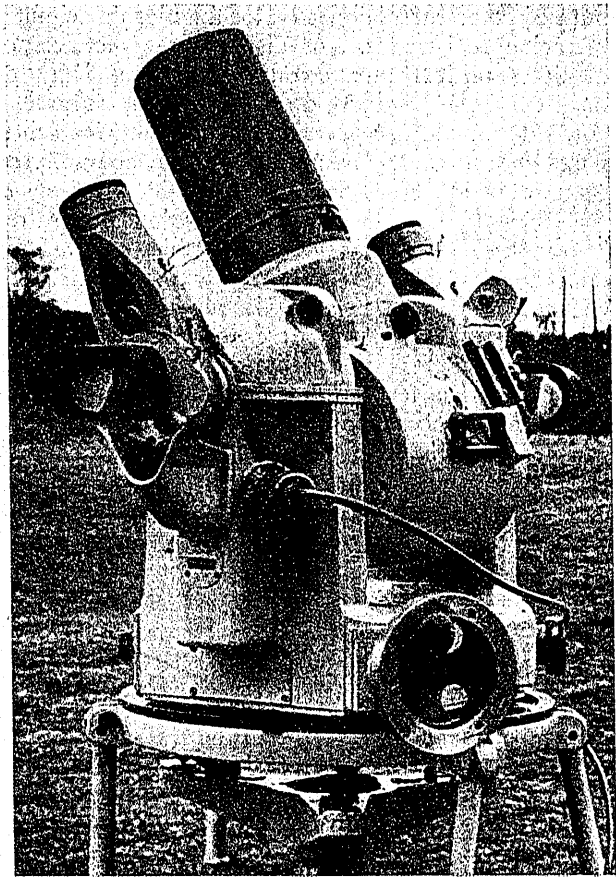


Fig. 4.ª — Un cineteodolito.

son visibles fácilmente a simple vista, y para aquellos familiarizados con él, el "Sputnik II" resultaba un viejo amigo durante su viaje de seis meses por el firmamento. Se utilizan muchos métodos, que varían desde las observaciones a ojo desnudo con un cronómetro, hasta las refinadas técnicas telescópicas y fotográficas. Los primeros son muy valiosos para la predicción, puesto que no se necesita un proceso largo de reducción de datos; de esta forma es posible predecir con bastante certeza la posición probable del satélite en tránsitos futuros, servicio que es de mucha ayuda para preparar las observaciones con instrumentos más precisos.

Entre los últimos debe incluirse el cineteodolito, que ha dado resultados excelentes para el segundo y tercer satélites rusos. Este instrumento óptico (figura 4.ª) está manejado por dos operadores, uno que sigue al satélite en acimut y el otro en elevación. Una cámara fotográfica interna de *flash* fotografía periódicamente las escalas, registrándose así los ángulos de elevación y acimut; al mismo tiempo se fotografía el satélite mediante una lente de larga distancia focal montada en el cineteodolito. El objeto de ésta es controlar los posibles errores en la observación: el desplazamiento de la imagen del satélite en la placa per-

mite efectuar correcciones en los ángulos de acimut y elevación registrados. Los disparos se efectúan por medio de un instrumento muy preciso a un ritmo de unos cinco por segundo, de tal forma que durante el curso de un tránsito pueden registrarse varios centenares de lecturas. Se han utilizado estos aparatos con gran profusión en varias estaciones del *Ministry of Supply inglés* para determinar una órbita precisa del "Sputnik II"; en condiciones favorables se consiguió una precisión de 20 segundos de arco, con un error en tiempo de menos de 20 milisegundos.

Todos estos métodos descritos dan el desplazamiento o dirección del satélite visto desde un punto de la superficie terrestre — generalmente una de las estaciones de observación —, punto que gira con la Tierra. Pero el movimiento diario de la Tierra no influye en el progreso del satélite: éste viene determinado por la atracción gravitatoria, dirigida (en prime-

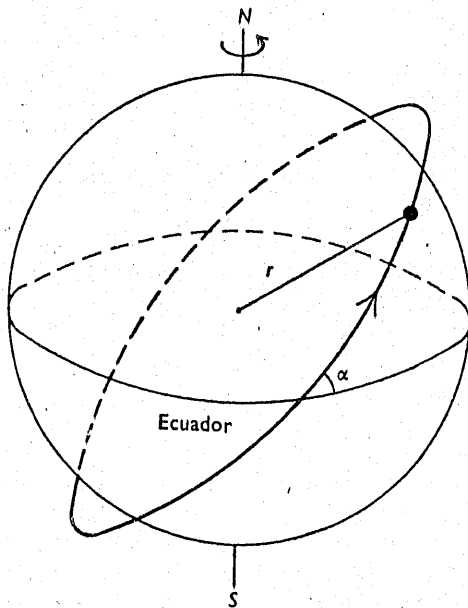


Fig. 5.^a — Inclinación del plano orbital.

ra aproximación) hacia el centro de la Tierra, de tal forma que la descripción más simple de la órbita ha de encontrarse en un sistema de referencia no giratorio, con origen en un centro de la Tierra.

El traslado de información desde coordenadas topocéntricas a geocéntricas es un poco complicado y se lleva a cabo en la mejor forma mediante un computador digital, que puede también ser utilizado para hacer mínimos los efectos de los errores observacionales. Un programa construido por R. H. Merson [7] para este fin realiza el cálculo muy simplemente: por ejemplo, a partir de datos cinetodolíticos, el aparato computa los mejores valores de los elementos orbitales: el tamaño y forma de la elipse (pues la órbita es aproximadamente elíptica) y su orientación en el espacio.

Los satélites que giran actualmente alrededor de la Tierra llevan un gran número de instrumentos para estudiar las varias condiciones físicas encontradas en el espacio, y dispositivos para retransmitirlas a la Tierra. Comparada con la abundancia de información recogida de esta forma, el interés de los datos obtenidos de la observación de su trayectoria parece muy escaso. Ese sería el caso si la Tierra fuera completamente esférica y sin atmósfera: entonces tendría poco interés obtener órbitas precisas de los satélites cercanos a la Tierra. Aparte de perturbaciones muy pequeñas debidas al Sol y a otros cuerpos en el sistema solar, la órbita sería una elipse con un foco en el centro de la Tierra (fig. 5.^a), además, la elipse mantendría una orientación constante en el espacio. Sin embargo, la presencia de la atmósfera y el pequeño achatamiento de la superficie terrestre en los polos producen desviaciones de este simple estado de cosas, desviaciones que, medidas con bastante precisión, pueden aclarar los fenómenos que las producen. Afortunadamente, los efectos de la resistencia atmosférica y el achatamiento de la Tierra son bastante diferentes (al menos en primera aproximación), así que cada efecto puede ser referido sin ambigüedad a su causa.

La distribución no uniforme de masas en la Tierra tiene como resultado un campo gravitatorio que no es inversamente proporcional al cuadrado de la distancia radial. El potencial gravitatorio exterior puede expresarse como una serie de armónicos esféricos [8], en que el coeficiente de cada armónico depende de la forma y distribución de masa de la Tierra; si se pueden determinar esos coeficientes, es entonces posible deducir la figura de la Tierra.

INFLUENCIA DEL ACHATAMIENTO DE LA TIERRA.

Los efectos de una fuerza no central semejante sobre la órbita de un satélite cercano a la Tierra han sido estudiados teóricamente [9], suponiendo que la Tierra es un elipsoide con un campo gravitatorio independiente de la longitud geográfica y simétrico respecto al plano ecuatorial. Se encuentra que el plano orbital, en vez de permanecer en una dirección fija, gira lentamente alrededor del eje de la Tierra. Esta precesión, que es de dirección opuesta al movimiento del satélite, es desde luego diferente de la precesión aparente observada desde la superficie de la Tierra y debida a la rotación de ésta. La expresión de la velocidad de precesión es bastante larga, pero una buena aproximación es

$$J \sqrt{(g/R) (R/\bar{r})^2} \cos \alpha$$

donde g es la intensidad de la gravedad en el ecuador, R el radio ecuatorial de la Tierra, \bar{r} la media armónica de la distancia del satélite al centro de la Tierra y α la inclinación de la órbita respecto al plano

ecuatorial, J es un coeficiente asociado con el segundo armónico en la expansión de la gravedad y es una medida del achatamiento de la Tierra.

También ocurre una variación secular en la orientación de la elipse en el plano orbital; el eje mayor gira con una velocidad dada por

$$\frac{1}{2} J \sqrt{g/R} (R/\bar{r})^{7/2} (5 \cos^2 \alpha - 1)$$

La velocidad de rotación depende, pues, de la inclinación orbital; tiene la misma dirección que el movimiento del satélite si α es menor de $63,4^\circ$, y la dirección opuesta para ángulos mayores.

Aparte de los efectos seculares existen desviaciones periódicas de la órbita elíptica. La mayor de estas perturbaciones tiene un período igual al semiperíodo orbital del satélite y una amplitud

$$(J R^2 / 6 \bar{r}) \sin^2 \alpha$$

Los tres primeros satélites rusos tenían una inclinación orbital de cerca de 65° , de tal forma que la rotación del eje mayor fué muy lenta y difícil de medir, mientras que los cambios periódicos en distancia radial fueron solamente de uno o dos kilómetros. Puede, sin embargo, hallarse la velocidad media de rotación del plano orbital a partir de observaciones sobre un período largo, lo cual ofrece mejor esperanza de correlar la teoría y la observación.

En la figura 6.^a se comparan las velocidades de precesión teórica y observada del "Sputnik II". La línea a trazos está obtenida teóricamente utilizando los valores medidos de \bar{r} y α y los valores aceptados para las constantes geofísicas. Ambas curvas están sujetas a error: la primera, en los valores medidos de α y \bar{r} , y la segunda, en la velocidad observada; pero la dife-

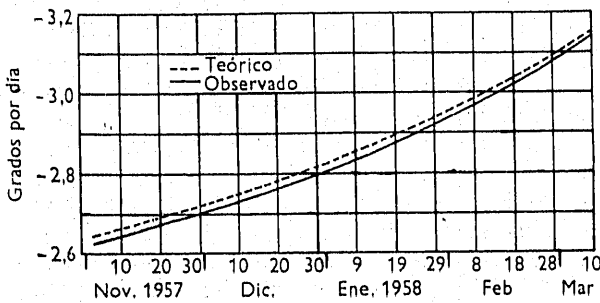


Fig. 6.^a — Velocidad de rotación del plano orbital del "Sputnik II".

rencia que aparece en la figura es significativa. La velocidad observada sugiere un valor para la elipticidad de la Tierra más bajo del aceptado actualmente. Sin embargo, la discrepancia puede ser debida a otros factores, tales como la resistencia atmosférica o la asimetría del campo gravitatorio.

El campo gravitatorio no central no altera la forma general de la elipse, aparte de producir una pequeña perturbación radial, sino simplemente su orientación en el espacio; la excentricidad y el eje mayor

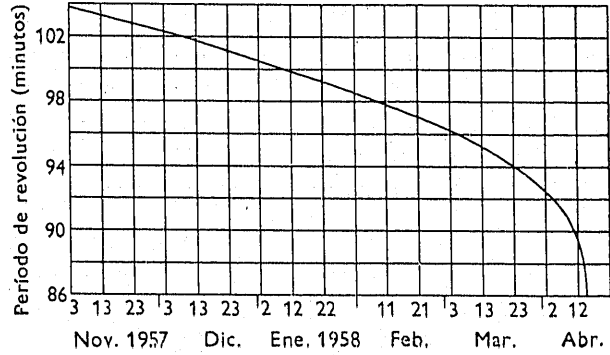


Fig. 7.^a — Período de revolución del "Sputnik II".

no están afectados, y el perigeo y el apogeo permanecen a distancias constantes del centro de la Tierra. El efecto de la atmósfera es precisamente el opuesto: el resultado más importante de la resistencia del aire es deformar la elipse, con una influencia muy pequeña en la rotación del plano orbital o en la orientación de la elipse en dicho plano.

Para una órbita excéntrica, el retardo debido a la resistencia atmosférica varía durante una revolución. Las alturas en el perigeo de los tres satélites rusos eran de unos 225 Km., con apogeos de 900 a 1.900 kilómetros; y puesto que la densidad del aire decrece exponencialmente con la altura, para esos satélites la resistencia en el perigeo era mucho más grande que en el apogeo. El retardo en el perigeo origina una pérdida de altura en el apogeo siguiente, la órbita se hace, pues, menos excéntrica, pero la variación de la altura del perigeo es pequeña. Cuando la órbita se hace circular, o casi circular, la resistencia es muy aproximadamente constante, dándose entonces condiciones muy diferentes: el satélite empieza a descender en espiral, despacio al principio y después con una velocidad creciente, hasta que se consume en la atmósfera inferior.

Los signos exteriores de estos fenómenos son una disminución del período orbital y un aumento en la velocidad del satélite, característica extraña a primera vista, hasta que recordamos que el satélite sufre una pérdida de altura y, por consiguiente, de energía potencial. Esta pérdida es mayor que el incremento en energía cinética, así que existe una pérdida neta de energía: la que se utiliza en vencer la resistencia del aire.

En la figura 7.^a se muestra el cambio en el período orbital durante la duración del "Sputnik II"; el período disminuye con un ritmo creciente por la mayor resistencia del aire a alturas inferiores. Es evidente

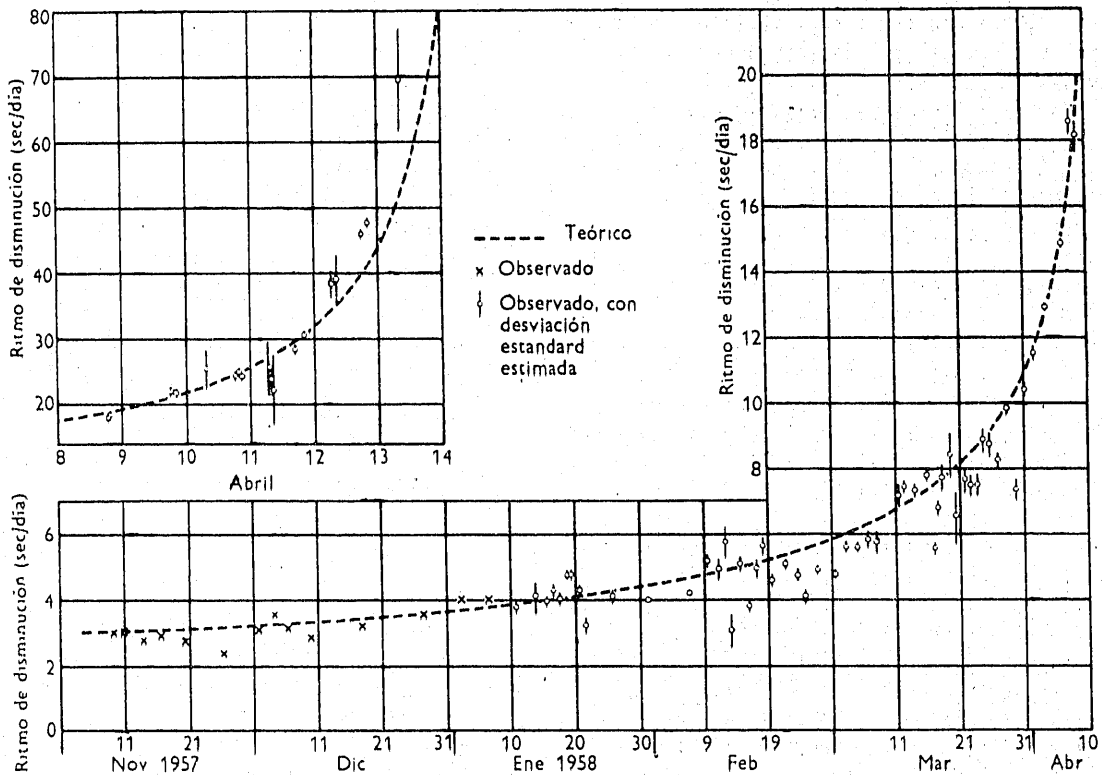


Fig. 8. — Ritmo de cambio del período del "Sputnik II".

que la velocidad de disminución está relacionada con la resistencia del aire, que a su vez depende de la densidad de éste y de la forma, tamaño y masa del satélite.

Esta relación se deriva muy simplemente para el caso de una órbita circular. Puesto que la intensidad de la gravedad a una distancia r del centro de la Tierra (considerada esférica y uniforme de radio R) es $g R^2/r^2$, la velocidad v correspondiente a una órbita circular a esta distancia viene dada por $v^2/r = g R^2/r^2$, de tal forma, que si la altura disminuye en una cantidad pequeña (Δr) durante una revolución, el incremento de energía cinética es

$$\frac{1}{2} m g R^2 \left(\frac{1}{r + \Delta r} - \frac{1}{r} \right) \approx \frac{1}{2} m v^2 \frac{\Delta r}{r}$$

donde m es la masa del satélite. La pérdida de energía potencial es $m g R^2 \Delta r/r^2 = m v^2 \Delta r/r$, que es precisamente el doble de la ganancia de energía cinética. La diferencia de ambas debe ser igual al trabajo efectuado contra la resistencia F durante una revolución $\frac{1}{2} m v^2 \Delta r/r = 2 \pi r F$. Podemos expresar la resistencia F mediante $F = \frac{1}{2} \rho v^2 S C_D$, donde ρ es la densidad del aire, S el área normal a la trayectoria y C_D el coeficiente de resistencia. Entonces $\Delta r/r = 2 \pi r \rho S C_D/m$. El cambio de radio puede ser ex-

presado en función de la disminución del período orbital T , si observamos que:

$$T = 2 \pi r/v = 2 \pi r^2/R \sqrt{g}$$

de donde $\Delta r/r = 2/3 \Delta T/T$. El cambio relativo en el período orbital puede ser medido con mucha precisión, de tal forma que, si se conoce $S C_D/m$, es posible obtener la densidad ρ a la altura $r - R$.

Puede extenderse este análisis al caso de órbitas no circulares [10], obteniéndose en principio una medida continua de la densidad del aire; pero para un contorno no esférico es muy difícil estimar el área efectiva S a causa del cambio de postura. A densidades tan bajas no existe virtualmente amortiguamiento aerodinámico, de tal forma, que los movimientos de cabeceo, balanceo y derrape, una vez adquiridos, tienden a persistir. Este comportamiento errático del período orbital aparece bien ilustrado en la figura 8., que muestra la velocidad de cambio de período del "Sputnik II". Este satélite era, aproximadamente, cilíndrico, y los cambios notables de su brillo observados en la mayoría de sus tránsitos sugieren que, en efecto, ocurrieron variaciones en su orientación. La irregularidad del período puede, desde luego, reflejar parcialmente fluctuaciones de la densidad atmosférica; pero no pueden excluirse otras perturbaciones — fuerzas magnéticas o electrostáticas, por ejemplo,

o bombardeo por meteoritos —, y son necesarias observaciones sistemáticas de muchos satélites si ha de explicarse satisfactoriamente el fenómeno.

El efecto cumulativo de la resistencia del aire conduce finalmente a la desaparición de un satélite. Puede estimarse su duración a partir del cambio en el período orbital [10], aunque la predicción es también un poco incierta, por las razones que acabamos de dar.

FENÓMENOS IONOSFÉRICOS.

La propagación de ondas electromagnéticas en la ionosfera constituye otro campo de investigación para la que son muy deseables datos orbitales. Se ha dedicado una atención considerable a los fenómenos ionosféricos, pero hasta el lanzamiento del primer satélite terrestre no fué posible estudiar la transmisión de ondas desde el exterior o desde dentro de las capas ionizadas. Existe ahora una gran cantidad de datos que esperan análisis, pero ya es evidente que las trayectorias de propagación de las señales pueden ser extraordinariamente complicadas. El valor de tales datos aumenta enormemente si se conoce con precisión la posición del transmisor respecto a las estaciones de observación, pues entonces una comparación de la dirección real con la aparente obtenida de las señales de radio indica la magnitud de la desviación de las seña-

les en la ionosfera. Esta desviación depende de la frecuencia utilizada y del ángulo de elevación, siendo mínima para tránsitos por la vertical y máxima para elevaciones bajas. Una serie de observaciones a frecuencias y elevaciones diferentes, junto con las direcciones reales, facilitará información valiosa acerca de la estructura de la ionosfera.

CONCLUSIÓN.

Los varios métodos de observación de que hemos tratado son complementarios y no contradictorios. Cada método tiene sus ventajas — el campo amplio de visión de los métodos de radio, la autosuficiencia del sistema de radar, la inmunidad de las observaciones ópticas respecto a las extravagancias de la ionosfera — y todos son necesarios para facilitar una descripción clara del comportamiento del satélite y para aumentar nuestro conocimiento de la Tierra y de lo que la rodea.

Deseo expresar mi más sincero agradecimiento a mis colegas Mr. A. N. Beresford y Mr. W. T. Blackband, que han facilitado gran cantidad de datos sobre los métodos de radio, y a Mr. D. G. King-Hele y Mr. R. H. Merson por sus trabajos teóricos y prácticos sobre las perturbaciones orbitales.

REFERENCIAS

1. HAMPTON, D. E.: *Proc. Instn. Elec. Engrs.*, B, **105**, 99, 1958.
2. BERESFORD, A. N.: *Ibid.*, B, **105**, 85, 1958.
3. Personal del Mullard Radio Astronomy Observatory, Cambridge. *Nature, Lond.*, **180**, 879, 1957.
4. Personal del Royal Aircraft Establishment, Farnborough. *Ibid.*, **180**, 937, 1957.
5. DAVIS, J.; EVANS, J. V.; EVANS, S.; GREENHOW, J. S. y HALL, J. E.: *Proc. Instn. Elec. Engrs.*, B, **105**, 105, 1958.
6. HEY, J. S.: *Ibid.*, B, **105**, 107, 1958.
7. KING-HELE, D. G., y MERSON, R. H.: *J. Brit. Interplan. Soc.*, 1958, (En prensa.)
8. JEFFREYS, H.: *The Earth* (3.^a edición), Cap. 4. Cambridge University Press. Londres, 1952.
9. KING-HELE, D. G.: *Proc. roy. Soc.*, 1958. (En prensa.)
10. KING-HELE, D. G., y LESTER, D. C. M.: *Nature, Lond.*, **181**, 1761, 1958.