

# SATELITES EN EL ESPACIO

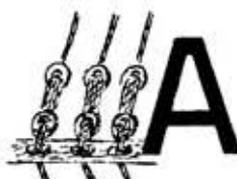
Por

Víctor PEÑA Mancilla  
Capitán de navío (Rva.),  
Armada de Chile

Todas las cosas son movidas por la Providencia según unas leyes determinadas e ineluctables. Todo tiene su tiempo, pero éste se nos escapa; todo tiene una ley, pero esa ley no podemos comprenderla.

Eclesiastés.

## ¿QUE PIENSA EL HOMBRE?



**A** HORA, EL espacio está en calma. La quietud humana ha calmado el nerviosismo de una gran competencia mundial. ¡Se ha conquistado la luna! Allá estaba, pero cuán lejos para llegar a ella; ese gran desafío se ha vencido, y el hombre del presente deja al hombre del mañana, otro gran interrogante... ¡Vamos a Marte!

¿Pero, qué es lo que realmente busca el hombre? Hoy en día, la Astronomía ha entregado nuevos conocimientos sobre el Universo, y éstos, cada día, van cambiando debido a los avances de la Cosmología. Por ejemplo: en los últimos diez años (1960-1970), la edad de nuestra galaxia ha "aumentado", no en esos diez años, sino que en unos 10.000 millones de años. El mejor cálculo actual de la edad de nuestra galaxia, la Vía Láctea, es casi de 20.000 millones de años, mientras que la edad de nuestra Madre Tierra es de 4.500 millones de años.

He ahí el gran afán del hombre, conocer ese Universo Infinito y, para ello, ha ido incrementando su sabiduría en la técnica de los vehículos espaciales o astronaves interplanetarias, a fin de transportarlo por el camino de la Gran Aventura sin fin, que colocará al hombre en situaciones inverosímilmente revolucionarias para su propia existencia.

Pero el espacio no se somete de buen grado a la conquista. La exploración espacial sigue la norma con arreglo a la

cual el hombre dominó el vuelo dentro de los límites de la atmósfera; cada nuevo adelanto servía de plataforma desde la cual se daba el paso siguiente y cada paso era un incremento de conocimientos científicos y de habilidad tecnológica.

La primera meta es, por supuesto, la exploración de nuestro sistema solar. Esto es una aventura pavorosa, que por los grandes problemas, de toda índole, que representa, se duda de que podrá algún día realizarse. No hay planes concretos, pero eso sí, muchos sueños. Pero ¿quién diría que esos sueños no vayan a ser realidad algún día? Ya Cristóbal Colón, Neil Armstrong, Edwin Aldrin y Michael Collins han demostrado a la Humanidad que los sueños son una realidad.

En este sucinto compendio, trataremos de dar a conocer los principios básicos, físicos y matemáticos que rigen el lanzamiento de satélites artificiales, como un medio de comprender los enormes problemas que debe resolver el hombre para emprender el Gran Viaje del Espacio, que a su vez será la gran Supervivencia del Hombre del Mañana.

## COMENTARIO GENERAL

La terminología de la era espacial, al igual que la era de las computadoras y la de los transistores, no ha tenido más remedio que inventar su propio lenguaje con un vocabulario que pone a prueba al más brillante lexicógrafo moderno.

A manera de principio, lo que conviene hacer es disipar la confusión, mediante una descripción sencilla de lo que es una espacionave, y lo que hacen estos vehículos. Nave espacial o espacionave o astronave, es la designación genérica de todos los objetos que se lanzan hacia el espacio. Una primera clasificación sería la que los divide entre satélites artificiales, llamados también sateloides y sondas. Los satélites se lanzan con destino a una órbita en torno a nuestro planeta. Las sondas son naves que se dirigen al espacio exterior. Ni los satélites ni las sondas son cohetes.

Los cohetes son vehículos. Transportan una carga útil, llámese satélite o sonda o astronave con destino a algún lugar, pero sin llegar necesariamente al sitio al cual se destina esta carga. En esencia, lo

que hacen es ponerla en el camino o trayectoria que debe seguir, dándole un buen "empujoncito".

Los cohetes-sondas llevan una carga útil liviana, compuesta de instrumentos que llegan a las capas superiores de la atmósfera, se desprenden y caen de vuelta a la Tierra. La ley de la inercia impulsa a la carga útil a una altura algo mayor, y desde ahí desciende auxiliada por un paracaídas para ser recuperada.

Los gigantescos cohetes tipos Delta, Agena, Centauro, Saturno, son los vehículos impulsores que llevan al espacio las cargas útiles pesadas. Son cohetes por "etapas", contruidos en secciones separadas. La primera etapa, o sea la "impulsora", de gran poder de elevación, lleva a la carga útil más allá de nuestra atmósfera. Allí, esa etapa se desprende y cae devuelta al planeta. Las etapas segunda y tercera se encienden y queman en sucesión, acrecentando aditivamente el impulso inicial, de modo que la carga útil se coloque en su trayectoria y después en su órbita. Las etapas anteriores, también caen a la Tierra.

Las sondas espaciales y las astronaves llevan agregado un pequeño motor a cohete. Se le construye como parte integrante de la misma astronave y no puede separarse; se le utiliza para maniobras durante el trayecto para corregir sus rumbos o posiciones en el espacio, con el objeto de hacerla llegar con exactitud a su punto de destino. Debemos dejar en claro que un cohete usado para una determinada acción, no se puede emplear en otra, con diferente carga útil, pues hay una relación recíproca entre la fuerza impulsora del cohete, el peso de la carga útil y la distancia a recorrer, y esta relación rige la elección del cohete para una misión determinada.

## UTILIDAD DE LOS SATELITES

Un satélite orbital cumple muchos cometidos, tales como el estudio de la forma de la Tierra y la densidad de las capas superiores de la atmósfera terrestre. Puede llevar a bordo una gran variedad de material científico para estudiar las radiaciones del espacio, así como facilitar información sobre diferentes fenómenos terrestres, como ser: el clima, las co-



Solamente un asteroide, Vesta, es apreciable a simple vista. El origen de los asteroides, hasta la fecha, es un enigma.

¿Cómo y cuándo se formaron esos satélites naturales en los diversos planetas, en un número tan dispar que no admiten relación alguna, además de sus tamaños, masas, peso, posición y ubicación que ocupan en sus respectivas órbitas planetarias?

Este es un enigma que preocupa a todos los estudiosos en estas disciplinas, cuyas soluciones hasta la fecha no ha sido posible encontrarlas, ni su origen, ni las causas que las motivaron.

Todos esperan que de los viajes a la Luna, del examen de las rocas y demás áridos traídos por los astronautas, se deduzcan algunas conclusiones que ayuden a esclarecer el "Gran Misterio de la Creación del Universo".

Mientras tanto, el hombre se entretiene en homologar esos satélites naturales por artificiales, para cumplir su inagotable ansia de penetrar, cada vez más, en el insondable "Infinito del Universo".

Al frente se inserta un cuadro con algunos datos de los planetas, actualizados hasta 1970, de acuerdo con los resultados de las investigaciones astronómicas y cósmicas, (NASA y Atlas del Universo, Patrick Moore, OBE, 1970).

## SATELITES ARTIFICIALES

Son satélites artificiales aquellos objetos fabricados y colocados por el hombre en una órbita alrededor de un cuerpo celeste, de un modo provisional o permanente, mediante lanzamiento a propulsión por cohetes, proporcionándole la velocidad necesaria para hacerlos girar.

Orbita es el camino que recorre un cuerpo celeste, natural o artificial, en torno a uno o varios cuerpos. Los satélites artificiales pueden situarse en distintos tipos de órbitas, algunos se desplazan siguiendo el plano del ecuador de la Tierra, otros en el plano de los polos y otros con una inclinación en latitud, de acuerdo a la misión a cumplir. Estas órbitas se llaman, también, inclinadas.

De acuerdo a lo anterior, se dividen en:

- I.—Sincrónicos o geoestacionarios
- II.—Circunterráneos y
- III.—Espaciales o interplanetarios.

I. Son satélites sincrónicos o geoestacionarios, aquellos que recorren una órbita circular con una velocidad orbital sincronizada a la de la Tierra, de tal manera que permanecen constantemente inmóviles en el cielo, respecto a una determinada zona terrestre. El primer satélite de esta clase es el "Syncom 2", lanzado el 26 de julio de 1963, cuyo nombre se deriva de: "Synchronous Communication — Comunicación Sincrónica"; fue colocado en una órbita sincrónica inclinada de aproximadamente 33° sobre el ecuador, que en la actualidad más bien cruza por sobre el ecuador, en lugar de permanecer encima de él. Como consecuencia, el Syncom 2, oscila de la latitud 30 norte a 30 sur, y recorre cada día hacia el oeste, medio grado de longitud, o sea 640 kms. Su órbita se representa como un ocho alargado. Como prototipo experimental, demostró que era posible usar satélites sincrónicos activos para las comunicaciones mundiales. Antes que termine su vida, se espera lograr que gire en torno a la Tierra.

Con el éxito logrado por el Syncom 2, se decidió lanzar el Syncom 3, el 19 de agosto de 1964, en una órbita ecuatorial que estuviera a cinco grados del ecuador. El Syncom 3 está suspendido por encima de la mitad del océano Pacífico, a una altitud de 35.900 kilómetros, virtualmente inmóvil. En realidad, su velocidad orbital es casi exactamente la misma velocidad de traslación de la Tierra, o sea, poco menos de 3/10 de milla por segundo en el ecuador.

La órbita del Syncom 3 tiene una inclinación de 1/4 de grado con respecto al ecuador, y oscila apenas 320 kilómetros hacia el norte y hacia el sur, todos los días. Su velocidad orbital es escasamente menor que la de la Tierra, o sea, que deriva hacia el oeste a razón de 1,1 centésimos de grado, casi 13 kilómetros por día. Es tan constante, que las estaciones de radio pueden dejar su radar orientado y despreocuparse. No exige ninguna operación de rastreo. El Syncom 3, es el satélite de comunicaciones que transmitió las Olimpiadas de Tokio en 1964. El principio de suspensión de estos satélites lo sugirió por primera vez Arthur C. Clarke en 1945.

El Departamento de Defensa de los Estados Unidos se ha servido de los sa-

**Cuadro 1**  
**Características Generales y Gravitacionales del Sistema Solar, Actualizado Hasta 1970**

Descripción datos planetas	Sol	Mercurio	Venus	Tierra	Luna	Marte	Júpiter	Saturno	Urano	Neptuno	Plutón
Períodos revolución sideral. Días- Años. Región polar 33 d.	25,38 d	88 d	224,7 d	365,2563 d	27,32 d	686,98 d	11,86 a	29,46 a	84,01 a	164,79 a	247,7 a
Distancia media al Sol en millones de kilómetros.	150	58	108,14	150	384.352	227,8	777,7	1.430	2.870	4.494	5.900
Distancia media al Sol en Unida- des Astronómicas (U.A.).	1	0,39	0,7233	1	0,0026	1,52	5,2	9,54	19,18	30,06	39,24
Masa. Tierra como unidad = 1,0	332.958	0,05	0,83	1	0,0123	0,11	318	95	15	17	—o—
Velocidad orbital. Kms. x Seg.	20	48	35,1	30	1,03	24	13	10	6,8	5,4	4,8
Velocidad de fuga o escape. Kms. por segundo.	617	4,2	10,2	11,233	2,4	5	60	35	22,5	25	—o—
Diámetro medio. Kms.											
Ecuatorial	1.392.000	4.800	12.190	12.756	3.473	6.780	142.700	120.000	47.152	50.200	6.000?
Polar	—o—	—o—	—o—	12.713	—o—	—o—	133.300	108.000	—o—	—o—	—o—
Diám. Tierra como Unid. = 1,0	109,1	0,37	0,97	1	0,25	0,53	11,2	9,5	3,7	4	0,5
Graved. en Superf. Tierra = 1,0	28	0,37	60 a 140 <sup>1</sup>	9.8066 <sup>5</sup>	0,16	0,38	2,54	1,13	1,09	1,1	—o—
Densid. Agua como Unid. = 1,0	1.409	5,1	4,99	5,5	3,3	4,12	1,3	0,7	1,65	2	—o—
Longitud día sidéreo. (Periodo ro- tación axial).	—o—	58,5 d	118 d	23h 56m 4s	14	24h 37m 23s	9 h 51 m	10 h 14 m	10h 48m	14 h	6 d 9 h
Satélites naturales.	—o—	—o—	—o—	1 Se considera un planeta doble		2	12	10	5	2	—o—
Excentricidad orbital.	—o—	0,206	0,007	0,017	0,0549	0,093	0,048	0,056	0,047	0,009	0,246
Inclinación plano orbital sobre eclíptica.	26°	7° 15'	3° 24'		5° 09'	1° 51'	1° 18'	2° 29'	0° 46'	1° 46'	17° 10'
Inclinación eje polar sobre órbita	7° 15'	—o—	84°	23° 26' 54"	1° 32'	25°	3° 01'	26° 42'	98°	29°	—o—
Volumen. Tierra = 1,0	1.303.300	0,06	0,902	1	0,0203	0,15	1.312	763		64	—o—
Periodo Sinódico.	—o—	115,9 d	583,92 d	365,2421 d	29,53 d	779,94 d	398,9 d	398,9 d		367,5 d	366,7 d
Temperatura diurna grados C° y	6.100	410	465	+60	+130	+10	+130	-180	-190	-220	—o—
Fotósfera											
Nocturna controlada a ½ jornada	—o—	-275	465	-88	-170	-63	—o—	—o—	—o—	—o—	—o—
Composición aproximada atmósfera	Hidrógeno Helio	Hidrógeno	Bióxido Carbono	Oxígeno Nitrógeno	No tiene	Bióxido Carbono	Hidrógeno Helio	Hidrógeno Amoníaco Metano	Amoníaco Metano	Amoníaco Metano	—o— —o—

Masa del Sol:  $1,990 \times 10^{33}$  gramos. Masa de la Tierra:  $6 \times 10^{27}$  gramos =  $6,6 \times 10^{21}$  toneladas. Masa de la Luna =  $1/81,3$  de la terrestre;  $3,7 \times 10^{-8}$  de la solar.

Centro de gravedad sistema Tierra-Luna = 4.746 Kms. desde el centro de la Tierra, o sea, 1.609 Kms. bajo la superficie y a 379.662 Kms. del centro de la Luna.

El punto neutro gravitatorio sistema Tierra-Luna está aproximadamente a 38.600 Kms. desde el centro de la Luna.

télites Syncom 2 y 3, para llevar a cabo comunicaciones dentro de las áreas del Pacífico y del océano Indico. El 31 de marzo de 1965, la NASA, transfirió al Departamento de Defensa los satélites mencionados, con todo su equipo auxiliar de tierra, dirigido por la NASA. De acuerdo con el convenio de transferencia, el Departamento de la Defensa continuará poniendo a disposición de la NASA, los datos obtenidos por medio del Syncom, y que sean de interés para la ciencia o la ingeniería.

El satélite "Early Bird — Pájaro Madrugador", que fue puesto en órbita el 6 de abril de 1965, es el primer satélite funcional comercial de comunicaciones del mundo. Su propietaria, la Communications Satellite Corporation, está reembolsando a la NASA, por los gastos de lanzamiento, rastreo y dirección del satélite. Estaciones terrestres se han encargado de guiar al Pájaro Madrugador hasta una órbita casi estacionaria, con relación a la superficie de la Tierra, sobre el océano Atlántico. Desde ese punto ha podido prestar servicio de comunicaciones, incluyendo transmisiones televisivas entre Europa y América.

La Ley de Satélites de Comunicaciones de Estados Unidos, que entró en vigencia el 31 de agosto de 1962, establece la fundación de un sistema comercial de satélites de comunicaciones en conjunto y en cooperación con otros países, los que deberán formar parte integral de una cadena mundial perfeccionada.

II. Son satélites circunterraqueos u orbitales, aquellos que recorren una órbita sinusoidal alrededor de la Tierra, y que a medida que pierden su energía de aceleración van siendo atraídos por la fuerza de la gravitación de la Tierra hasta entrar en la atmósfera y desintegrarse. El primer satélite de este tipo fue el "Sputnik I", lanzado por los rusos el 4 de octubre de 1957; pesaba 83,6 kilos y su período orbital era de 96 minutos. El nombre completo de este satélite es: Sputnik zemli = Compañero de ruta de la Tierra. Sus transmisiones radiales las hacía en dos longitudes de ondas: 15 metros y 7,5 metros que corresponden, respectivamente, a 20.005 y 40.002 megaciclos. Después de haber completado 326 revoluciones sinusoidales, 22 días después del lanzamiento, se agotaron las ba-

terías y quedó mudo. Entró en la atmósfera y se quemó en la primera semana de enero de 1958; los aparatos de rastreo indicaron que había sufrido varios desperfectos durante las últimas revoluciones.

Los Estados Unidos, lanzaron los tipo "Vanguard", siendo el primero con fecha 23 de octubre de 1957. Al proyecto de la puesta en órbita de un satélite artificial durante el Año Geofísico Internacional, se le llamó Programa Vanguardia, y estuvo a cargo de la Marina. El Secretario de Prensa de la Casa Blanca, James C. Hagerty, dio el anuncio oficial el 29 de julio de 1955. El satélite era de forma esférica con un diámetro de 0,61 metros y un peso de 9,7 kilos. El cohete con que fue lanzado, sólo la primera etapa era efectiva, las segunda y tercera eran simuladas. Su éxito fue satisfactorio. Pero el primer satélite norteamericano recibió el nombre de "Explorer I", y fue lanzado el 31 de enero de 1958. El primer apogeo fue a 2.530 kilómetros y el perigeo a 360; el período orbital era de 114,8 minutos. Su duración, estimada en tres años, se mantuvo hasta los nueve, lo que fue un gran éxito científico.

III. Son satélites espaciales o interplanetarios aquellos que son lanzados en una órbita en el plano de la eclíptica solar para circunvolar un determinado cuerpo celeste y regresar a la Tierra para entregar sus observaciones cósmicas. Se llama eclíptica la proyección de la órbita terrestre sobre la esfera celeste. Se puede definir también como la proyección sobre la esfera celeste del camino aparente recorrido por el Sol en un año, y que pasa a través de las constelaciones del Zodiaco. El plano de la órbita de la Tierra, sirve también para determinar las órbitas de los otros planetas y cometas del sistema solar.

Los satélites espaciales, a su vez, se subdividen en: sondas-cohetes y astronaves. Las sondas-cohetes, según el objetivo a cumplir, son de altitud media e interplanetaria. Las sondas-cohetes pueden ser de una o más partes. En general están destinadas a cumplir una misión científica-exploradora-investigadora, en el espacio medio o en algún cuerpo celeste predeterminado. En general, están destinadas a alcanzar alturas hasta de 6.400 kilómetros y rinden sus investiga-

ciones por medio de la telemetría o la recuperación de las cápsulas. Las destinadas a alturas menores pueden investigar las propiedades geofísicas de las capas superiores de la atmósfera en torno a la Tierra. Estas han producido informes sobre los vientos atmosféricos, especialmente sobre la "Corriente de Chorro", es decir, una corriente de aire frío, muy rápida y constante que atraviesa todo el territorio de los Estados Unidos a grandes alturas. Corre siempre de oeste a este, pero a diferentes latitudes con velocidades hasta de 400 kilómetros por hora. Además se han estudiado las capas de nubes de la Tierra y las propiedades de la ionósfera. Las sondas-cohetes de mayores alturas han enviado datos sobre los rayos cósmicos, las zonas de radiación, los rayos ultravioleta, las llamaradas solares y otros muchos fenómenos cósmicos.

Las sondas-cohetes permiten la realización de estudios científicos en una vasta región de la atmósfera, demasiado baja para los satélites y demasiado alta para que lleguen a ella los globos-sondas. Dicha área abarca desde 32 hasta 160 kilómetros de altitud. Otra información incluye el hecho de que la temperatura de la mesósfera, una capa atmosférica que se encuentra entre 48 y 88,5 kilómetros encima de la Tierra, es hasta 32,2 grados centígrados más alta en el invierno que en el verano. También han proporcionado pruebas que a alturas de más de 65 kilómetros existen fortísimas corrientes de aire, que indican cambios en la dirección del viento de altitud en altitud.

Cuando las sondas-cohetes provistas de instrumentos pasan de los 6.437 kilómetros de altura se les llama "geosondas". Dentro de esta clasificación, se comprende a los "Satélites de Aplicaciones", puestos en una órbita terrestre hasta de 40.000 kilómetros de altura. Sus estructuras han sido especialmente diseñadas para cumplir una determinada misión, como ser: comunicaciones mundiales, sistema de satélites de navegación de la marina que tienen por objeto proporcionar datos precisos para determinar la posición de navegación cada hora y tres cuartos, satélites para ayuda de la navegación mercante y control del tráfico aéreo comercial, sean cualesquiera las condiciones del tiempo; satélites para aplica-

ción de la tecnología; meteorológicos, inventario de los recursos terrestres, etc. Mencionaremos algunos nombres: El Eco, El Relay, El Syncom, el Telestrella, el Pájaro Madrugador, el Tiros, el Nimbus, el Tos, el Essa, el ERST, etc.

Las sondas-cohetes o astronaves interplanetarias no tripuladas, dirigidas por medio de instrumentos, son aquellos vehículos que no describen órbitas alrededor de la Tierra, sino que están destinadas a cumplir una misión científica en el espacio interplanetario o a quedar posadas en la superficie de algún cuerpo celeste predeterminado, las que generalmente, una vez cumplido su objetivo, van a perderse en una órbita solar o vagan por el Universo. De estos tipos tenemos: El Proyecto Ranger, que lanzó nueve aeronaves, siendo la primera el 23 de agosto de 1961 y la última el 21 de marzo de 1965, que tuvieron por misión principal tomar fotografías de la superficie de la Luna, a corta distancia, logrando captar objetos de hasta 25,4 milímetros de ancho, cuando el hombre desde la Tierra, con sus mejores telescopios, sólo alcanza a dimensiones mayores de 800 metros. El Proyecto Surveyors diseñado para efectuar alunizajes suaves en la Luna y desde ella enviar fotografías y resultados de exámenes físicos del suelo lunar; el Surveyor I, cumplió dicha misión alunizando con suavidad el 2 de junio de 1966. El Proyecto Mariners, destinado a sobrevolar los planetas Venus y Marte y también a transmitir informaciones importantes acerca del espacio interplanetario. Y así, muchos otros que en el fondo tienen como base principal acumular conocimiento para preparar el viaje del hombre a los planetas.

La última parte de esta clasificación, son los satélites artificiales tripulados, comúnmente llamados "astronaves", dirigidos y guiados por astronautas, y tienen por objeto principal adaptar al hombre a vivir en el espacio, con todos sus problemas inherentes, para poder emprender la conquista y exploración de los cuerpos celestes de nuestro sistema solar, así como también el de recuperar tanto al hombre como a la nave.

La exploración del espacio por medio de las astronaves tripuladas se ha efectuado sólo por los Estados Unidos y Rusia, obteniendo el primero grandiosos

triumfos que lo colocan a la vanguardia de todos estos grandes sucesos de la Era Atómica. Los primeros vehículos tripulados, por parte de los Estados Unidos, son los de la serie Mercurio, lanzándose seis cápsulas con todo éxito. La primera aeronave, bautizada con el nombre "Freedom 7", fue lanzada el 5 de mayo de 1961, desde Cabo Cañaveral, hoy en día, Kennedy, en La Florida. El primer astronauta fue Alan B. Shepard, Jr., que en un vuelo suborbital de 487 kilómetros, alcanzó una altura de 186,5 kilómetros, a la velocidad de 8.047 kms/h. durante un tiempo total de 15 minutos 28 segundos. De las experiencias obtenidas del Proyecto Mercurio, se mejoró la tecnología espacial y se dio paso al Proyecto Géminis, del cual se lanzaron doce astronautas, que demostraron la vivencia del hombre en el espacio. Finalmente, cumplidas todas las metas previas, se inició el Proyecto Apolo, por medio del cual, el hombre cumplió sus sueños de viajar a través del espacio, llegar a otro planeta, conquistarlo y regresar a la Tierra junto con su nave. La "Gran Aventura Inicial", se había cumplido, y es así como la Humanidad vio por televisión que, siendo las 09 horas y 56 minutos del centro espacial de Houston, Texas, del día 20 de julio de 1969, el astronauta Neil Armstrong saltó desde su vehículo, el módulo lunar Eagle, en la superficie de la Luna, y dijo: "ESTE ES UN PASO MUY PEQUEÑO PARA UN HOMBRE, PERO UN SALTO GIGANTE PARA LA HUMANIDAD".

## TEORIA DE LOS SATELITES ARTIFICIALES

El padre de la idea del satélite artificial de la Tierra fue Sir Isaac Newton (Woolsthorpe, Lincolnshire, 1642; Kensington, Londres, 1727). Por supuesto que no intentó lanzar un cohete artificial; desarrolló la teoría con un propósito totalmente diferente; explicar la órbita de la Luna alrededor de la Tierra. Sus teorías las publicó con el nombre de: "Philosophiæ Naturalis Principia Mathematica", más comúnmente conocida por: "Principia", que se escribió en latín y se publicó en Londres en el año 1687. En 1729 la tradujo al inglés Andrew Motte. Posteriormente esta traducción fue revisada por el profesor Florian Cajori, así

como la nueva versión publicada por la University of California Press en 1946.

Ahora, recordemos textualmente lo expresado por Newton. En la Definición V, trata el uso del adjetivo "centrípeto" y dice que una fuerza centrípeta es la que tira o empuja hacia un punto tal o cual como su centro. Considera la gravedad como una fuerza centrípeta. Un proyectil, si no fuera por la fuerza de gravedad, no se desviaría hacia la Tierra, sino que partiría en línea recta y con un movimiento uniforme, si no tomamos en consideración la resistencia del aire. Es la gravedad la que lo retiene constantemente y lo hace desviarse hacia la Tierra, más o menos, según sea esa fuerza y la velocidad de su movimiento. (La fuerza de gravedad de la Tierra, varía con la latitud, siendo máxima en los polos, cuyo valor es de 9,832 metros por segundo y en el ecuador de 9,781 metros por segundo. Para muchos cálculos se toma un valor medio de 9,8065 metros por segundo).

Si una bala proyectada desde la cumbre de una montaña con una velocidad dada y en una dirección paralela al horizonte (III), recorriera una curva hasta una distancia de 5 kilómetros, antes de caer a la tierra, esa misma bala, dejada de lado la resistencia del aire (I), con velocidad doble o décuple, recorrería respectivamente dos o diez veces la misma distancia. Y, aumentando la velocidad (II), podríamos aumentar, a nuestro gusto, la distancia de alcance y disminuir la curvatura de la línea que podría describir, hasta que por fin, cayera a la distancia de 10, 30, 90, etc., kilómetros o grados o diera la vuelta completa a la Tierra; o finalmente no cayera, sino que siguiera hacia los espacios celestes y continuara en su marcha hacia el infinito. Por último, podríamos hacerla girar en órbita y dar la vuelta a la Tierra.

Aquí tenemos resumida toda la teoría de los satélites artificiales.

## ACONDICIONAMIENTO DE LA TEORIA

En la figura 1, se muestra el principio, que ya hemos visto, en que se funda un satélite artificial. Si fuese posible construir una torre lo suficientemente alta pa-

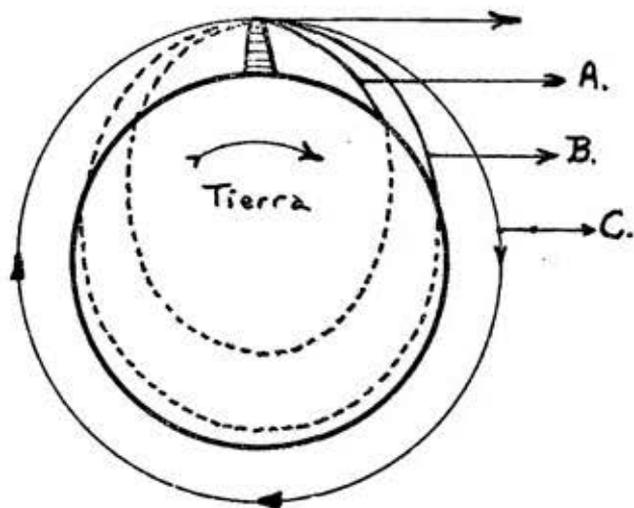


Fig. 1

ra emerger más allá de la atmósfera de la Tierra, y lanzar desde ella vehículos espaciales, las órbitas dependerían de la Velocidad inicial ( $V_i$ ). Si la velocidad de partida no fuera suficiente, señaladas en las trayectorias A y B, el vehículo no tardaría en caer al suelo; pero, a la Velocidad orbital ( $V_o$ ), de 8 Km./seg., podría mantenerse en su trayectoria C, ya que "caería" continuamente, pero sin acercarse jamás al suelo. Análogo a éste es el camino que sigue la Luna, y también la ruta que recorre la Tierra en torno al Sol.

Conviene, sin embargo, aclarar un punto importante. Un satélite artificial permanecerá indefinidamente en órbita sólo en el caso de que en ningún punto de su trayectoria cruce las capas más densas de la atmósfera, cuya resistencia origina un "frenado". A menos de que el perigeo se halle situado por encima de la cota en que el aire es causa de un frenado apreciable, el satélite volverá a entrar eventualmente en las capas densas de la atmósfera y será destruido.

Como vemos, para cumplir lo anterior, el satélite no debe ser "frenado o trabado" por la resistencia del aire, es decir debe estar lo bastante lejos de la superficie de la Tierra, para que no haya atmósfera en su órbita (vacío). Asimismo, debe viajar con bastante rapidez, para que la curvatura de su órbita correspon-

da a la curvatura de la Tierra. Y la dirección de su movimiento debe ser "paralela al horizonte", es decir, "horizontal".

De este somero análisis llegamos a concretar las tres condiciones establecidas por Newton: I. La falta de atmósfera que ponga resistencia; II. Velocidad suficientemente grande; y, III. La dirección del movimiento debe ser paralela al horizonte. La primera condición ha sido solucionada con la experiencia obtenida con el lanzamiento de más de medio millar de satélites artificiales puestos en órbita. El resultado indica que la altura de 240 kms. es un valor utilizable, y todo satélite que se aleje de la superficie de la Tierra más de 240 kilómetros, es probable que gire en órbita circunferencial durante mucho tiempo.

La segunda condición —velocidad suficientemente grande— Newton no pudo dar ese dato, porque en su época no se conocían con exactitud ni el tamaño ni la masa de la Tierra. Hoy en día, ya sabemos y conocemos esa velocidad, denominada: "Velocidad Circular" ( $V_c$ ), en torno a la Tierra, y es de un valor de 8 kilómetros por segundo, que se define como: "Es la velocidad mínima que un cuerpo debe alcanzar (7.9 Km./seg.), para efectuar órbitas circulares alrededor de la Tierra en ausencia de aire y sin caer sobre ella". A mayores velocidades el

cuerpo se estabiliza en órbitas cada vez más elípticas, comportándose como un satélite. A 11,2 Km./seg., se alcanza la segunda velocidad cósmica, denominada: "Velocidad de Escape o fuga o liberación" ( $V_e$ ), el cuerpo entra en el campo gravitacional del Sol, y se convierte en un pequeño planeta del sistema solar, estabilizándose en una órbita que depende del valor de su velocidad, o bien, cae sobre el Sol. La relación entre ambas velocidades es:  $V_e = V_c \times 1,41421$ , que es la raíz cuadrada de 2. A unos 42 Km./seg., se alcanza la tercera velocidad cósmica, más allá de la cual, el cuerpo se libera de la atracción solar y se convierte en un astro artificial vagando por el espacio infinito.

La última condición de Newton —la dirección del movimiento debe ser paralela al horizonte— fue experimentada y calculada por el científico alemán Hermann Oberth, considerado junto con el ruso Konstantin Eduardovich Ziolkovski, el francés Robert Esnault-Pelterie y el norteamericano Robert H. Goddard, como uno de los fundadores de la Astronáutica.

Para despegar un satélite artificial desde la superficie de la Tierra, con un gasto mínimo de combustible, debía elevarse horizontalmente y marchar hacia el este, de esta manera aprovecharía la velocidad de la base de lanzamiento, como parte de la Tierra que gira. (En Cabo Kennedy, cuya latitud =  $28^\circ 28'$  norte, la velocidad de rotación de la Tierra es de 408 metros por segundo = 1.468,8 Km./hora). En cambio, la partida en dirección horizontal, expondría al cohete a una excesiva resistencia por parte del aire. La mejor solución era pues, el "Ascenso vertical", hasta 8 ó 10 kilómetros de altura a fin de dejar atrás las capas más densas de la atmósfera. Después, el satélite debía inclinarse en dirección este y abandonar la atmósfera casi "horizontalmente".

Veamos el razonamiento de Oberth: En cualquier momento, mientras arde un cohete, parte de la energía total de los combustibles se transfiere al cohete y parte de ella a los gases de escape. El profesor Oberth denominó: "Problema de la Sinergia al intento de transferir el "máximo de energía posible" a los cohetes y el "mínimo posible" al escape.

Este concepto se refiere así, al movimiento más ventajoso del cohete, aparte de los problemas de diseño y construcción. Cabe decir que el problema sinérgico es el equivalente al de la conducción eficiente: el problema de obtener el máximo del vehículo que tenemos. Oberth expresaba este problema mediante la fórmula:  $dA : dm = C \times \cos B \times V$ , que da la relación entre el aumento de energía del cohete  $dA$ , y el consumo de masa  $dm$ . Como siempre,  $C$  es la velocidad de escape y  $V$  la velocidad del cohete, en tanto que  $B$ , es el ángulo entre la dirección del movimiento del cohete y la dirección del empuje  $P$ . Razonando a partir de esta fórmula, Oberth desarrolla los tres puntos siguientes:

- 1.— $C$ , debe ser lo más grande posible, pero la fórmula demuestra que el máximo valor de  $C$ , es sólo parte de lo que hay que lograr para la economía óptima de combustible.
- 2.—Puesto que coseno  $B$ , es máximo cuando  $B = 0^\circ$ , la dirección de  $P$  y del movimiento del cohete deben coincidir lo más posible.
- 3.—El factor  $V$ , indica que cuanto más rápidamente se mueva el cohete, mientras ocurra la combustión, tanto más aumenta  $dA$ .

En consecuencia, hay que llegar a los siguientes requisitos:

- A).—El cohete debe ascender con gran aceleración; esto, por supuesto, sólo es válido "después" de haber eliminado la resistencia del aire con la altura.
- B).—El cohete no debe ascender "verticalmente". En teoría el ascenso "horizontal" sería el mejor, pero es imposible por la resistencia del aire.
- C).—La componente horizontal de la curva de ascenso debe señalar hacia el este, a fin de aprovechar la velocidad de rotación de la Tierra.
- D).—Concentración de la aplicación de la fuerza. La necesaria para satisfacer el punto 3, pues determinará velocidades mayores del cohete que si la aplicación de la fuerza fuera intermitente y separada por intervalos considerables de tiempo.

La transacción entre este conjunto de demandas y la existencia de la resistencia del aire, están señaladas gráficamente en la "Curva Sinérgica", estudiada e ilustrada en la figura 2.

## ¿ORBITAS O REVOLUCIONES?

Astronómicamente, órbita significa "curva elíptica que describen los astros en torno de su centro de gravitación, como los planetas alrededor del Sol o las estrellas de un sistema binario". Revolución, movimiento de un astro en todo el curso de su órbita.

Durante la ejecución del proyecto Géminis, los científicos se abocaron precisamente al problema de establecer con toda claridad el uso o empleo de esos dos conceptos, para la astronave que circunvolara la Tierra. Se decidió hacer dejación del término "órbitas", y se le reemplazó por el de "revoluciones".

La diferencia, que no vale para las órbitas polares, es decir, las que pasan por sobre los dos polos, ya que ambas, órbitas y revoluciones son equivalentes, se explica mejor si imaginamos un globo terráqueo, y a su alrededor una vuelta de alambre con una cuenta. La vuelta de alambre representa la órbita, la cuenta es la nave espacial. Pues bien, si señalamos en el alambre con una marca de pintura, el comienzo de una órbita por la nave espacial, cuando ésta regrese al punto de partida, habrá completado una "órbita".

Pero, entretanto, la Tierra habrá girado también de manera tal, que la nave espacial se encontrará sobre un meridiano diferente, un poco al oeste del lugar donde había entrado en órbita. Para los vuelos del proyecto Géminis, se adoptó el meridiano de 80 grados de longitud oeste de Greenwich, que corta la costa de La Florida, cerca de Palm Beach, como meridiano de referencia. Cuando la nave espacial vuelve a cortar el meridiano, ha completado una revolución", lo cual ocurre unos seis (6) minutos después de haber completado una "órbita".

## LA VENTANA ESPACIAL DE LANZAMIENTO

El libro, "Los Primeros en la Luna", dice textualmente: "En los dos últimos meses, mayo-junio, 1969, ya había quedado claro, para todo el mundo, que si Armstrong, Collins y Aldrin no eran lanzados el 16 de julio, nadie lo sería al menos en el transcurso de un mes. Este viaje había requerido diez años de preparación y una inversión de 24.000 millones de dólares. En el caso del Apolo XI, no sólo era cuestión de días, sino de "minutos". El momento del lanzamiento estaba previsto para las 09 horas y 32 minutos de la mañana. La hora de luz solar, había sido elegida con gran cuidado y, tanto la hora como el día habían sido fijados para aprovechar al máximo la llamada "ventana lunar", que es una ex-

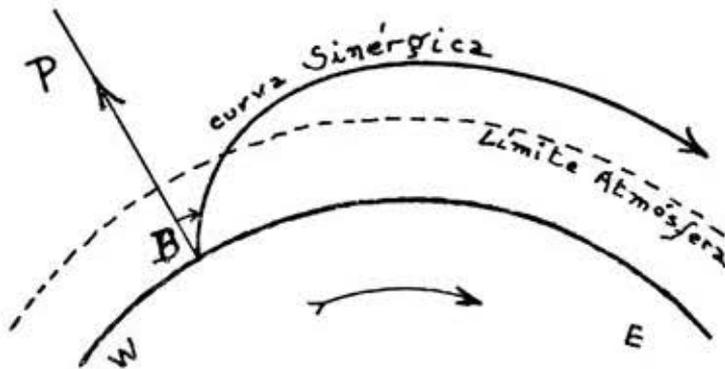


Fig. 2

presión compendiada que identifica a una combinación de circunstancias sumamente complejas".

Se llama "Ventana de Lanzamiento", al curso de un espacio de tiempo para que un vehículo espacial y el cuerpo celeste prefijado lleguen al mismo punto, en el mismo momento. Desde el punto de vista matemático, la ventana de lanzamiento no dura más que el tiempo necesario para que el planeta recorra la longitud de su propio diámetro a lo largo de la órbita. Si se pierde una ventana de lanzamiento, hay que esperar el tiempo necesario para que se produzcan las posiciones relativas adecuadas de la Tierra y el planeta, tiempo variable para cada cuerpo celeste conocido.

Explicaremos con más detalle este concepto: Supongamos que estamos situados en el espacio en un punto ubicado en las alturas del polo norte, y que vemos a la Tierra allá abajo. El Sol, un poco después del mediodía, está en el borde superior de "esta página". La Luna gira en torno a la Tierra, en el sentido de las agujas de un reloj. Ahora bien, si tiramos hacia la Luna, tendremos que apuntar con nuestra nave; no poseemos la velocidad ni la facilidad de maniobra necesarias para alcanzarla y dar justamente en el blanco. Lo que debemos hacer, es apuntar hacia un lugar del espacio situado delante de la Luna. La Luna viene avanzando por su órbita —su velocidad orbital es: 1,03 Km./seg., = 3.708 Km./h.— mientras la nave espacial llega un poco antes que ella y ésta es atraída hacia la cara visible de la Luna por la fuerza de gravitación. Todo el problema reside en la expresión "Cara Visible". Tenemos que apuntar siempre a la izquierda de la Luna. Entonces la gravitación nos hace descender con una inclinación hacia la "derecha" sobre su cara visible.

Cuando tenemos Luna nueva, a las doce, y el Sol está detrás de ella, toda la cara visible de la Luna se halla a oscuras, lo que no permite observación alguna. Cuando la Luna está en cuarto creciente, a las nueve, su cara visible todavía está vuelta en sentido contrario al Sol y también se encuentra a oscuras. A la Luna llena, a las seis, toda la cara está iluminada por el Sol, no hay sombras, lo cual hace que carezca de valor pa-

ra el análisis geográfico y geológico por medio de fotografías. La interpretación dependerá de que haya o no sombras.

Esto nos lo permite el cuarto menguante, a las tres, cuando la cara visible está vuelta hacia el Sol. Por lo tanto, nuestra "ventana lunar", comprende un período de seis días.

Resumiendo, podemos decir que la "ventana lunar" es el período de tiempo limitado en el cual una misión semejante a la del Apolo XI, puede realizar su tarea. Un tiempo que está limitado por la capacidad de propulsión de los cohetes; por el momento del orto o del ocaso solares que regulan las condiciones de visibilidad en el momento del alunizaje sobre todo, pero también en el del acoplamiento de los dos módulos y el despegue del módulo lunar de la superficie del satélite. Esos momentos están determinados, a su vez, por las posiciones relativas de la Tierra y de la Luna, en un "día determinado y a una hora determinada".

La distancia entre la Tierra y la Luna no es constante, varía entre las 252.000 y 221.000 millas con un promedio de aproximadamente 240.000 millas; distancia media de la Tierra 385.000 Kms., perigeo 356.500 y apogeo 406.863 Kms. La Luna necesita 27 días 7 horas y 43 minutos en dar la vuelta a la Tierra. En cuanto a su posición relativa con el Sol, origina un día y una noche lunares de aproximadamente 15 días de duración cada uno de ellos. Como vemos, no resulta tan fácil, como parece, "dar en el blanco" en la Luna, y menos todavía en un lugar determinado de su superficie.

El Apolo XI imperiosamente debía ser lanzado a las 09 horas y 32 minutos de la mañana del día 16 de julio de 1969.

En el verdadero sentido astronómico, ese momento había sido fijado muchos miles de millones de años antes, cuando la Tierra y su satélite natural establecieron sus relaciones orbitales.

## ORBITA DE TRANSFERENCIA

En el párrafo anterior dijimos: "Lo que debemos hacer es apuntar hacia un lugar del espacio situado delante de la Luna". Pues bien, quien sentó las bases

teóricas de ello fue el doctor en física Walter Hohmann, allá por el año 1915. Escribió un libro sobre sus investigaciones pero nadie se interesó por publicarlo; ahora se le ha honrado mundialmente, pues la órbita o trayectoria desde un planeta a otro se llama: "Órbita de Hohmann". El hecho fundamental que sirvió de punto de partida a Hohmann, para estudiar los problemas de la navegación y aterrizaje fuera de la Tierra, fue que los planetas del sistema solar giran alrededor del Sol en la misma dirección, en el sentido inverso a las agujas del reloj, si se los mira desde el polo norte celeste. Una órbita de planeta a planeta, tendrá que moverse, pues, en la misma dirección.

Hohmann calificó a estas órbitas de "posibles" y de "imposibles" a aquéllas que siguieran lo contrario del movimiento general. En esta segunda clasificación influyó el excesivo gasto de combustible y además, que su aterrizaje en el planeta estaría contra la gravedad. De las posibles, calculó varias de ellas hasta determinar la más económica; de ahí que la definición de órbita de transferencia o de Hohmann dice: "Es la órbita más económica para un vehículo espacial en ruta hacia otro planeta". Realizar el viaje por el camino más corto o más directo, significaría un consumo continuo de combustible, lo cual no es posible en la práctica. Lo que debe hacerse es colocar el vehículo en una órbita que apunte hacia el interior o el exterior de la órbita del planeta al que se viaja.

Para alcanzar al planeta Marte, por ejemplo, el vehículo aumenta su velocidad respecto a la Tierra, por lo que se desplaza hacia afuera, según una órbita elíptica; los cálculos están hechos, de tal manera que el vehículo alcance la órbita de Marte, buscando el encuentro con el planeta. Para alcanzar Venus, la astronave debe inicialmente "disminuir o frenar" su velocidad respecto a la Tierra, por lo que caerá hacia el Sol, y alcanzará la órbita de Venus. Mientras el vehículo recorre la órbita de transferencia durante casi todo el viaje, estará en "caída libre", por lo que no será necesario el uso de combustible. Por otro lado, el seguir estas órbitas representa un incremento en las distancias recorridas, por lo que el tiempo empleado en el viaje quedará

también incrementado. En el futuro, parece que la energía nuclear reemplazará a los actuales propulsores líquidos o sólidos químicos, con una notable reducción del tiempo de vuelo. Por lo menos esto parece absolutamente necesario antes de enviar expediciones humanas a Marte y Venus.

Ahora veamos qué significa "caída libre". Es el estado normal del movimiento de un objeto en el espacio, bajo la influencia gravitatoria de un cuerpo central; así, la Tierra se encuentra en caída libre alrededor del Sol, mientras que un satélite artificial más allá de la atmósfera está en caída libre alrededor de la Tierra. También se encuentra en caída libre, mientras no se le aplique ningún empuje, una sonda lunar que viaja entre la Tierra y la Luna; así como las sondas que se encuentran en órbitas de transferencia entre la Tierra y otro planeta. Mientras el vehículo se encuentra en caída libre, un astronauta no tendrá "peso aparente" y experimentará el fenómeno de la "in-gravidez", o sea la falta total de peso, como también todas las cosas u objetos que lo rodean.

## VELOCIDAD CIRCULAR

Definición: Velocidad circular es la velocidad a la que se ha de mover un objeto en ausencia de resistencia aerodinámica, para describir una órbita circular alrededor de su primario.

La velocidad circular en torno a la Tierra, es la que se calcula para su superficie, es decir, para el nivel del mar, donde un satélite artificial no puede permanecer en órbita. Si pudiera hacerlo, eliminando como en la teoría de Newton, la resistencia del aire, daría la vuelta al globo en 83 minutos.

A mayor distancia de la Tierra, un satélite artificial no necesita moverse con tanta rapidez, pues la atracción gravitatoria del planeta, a una distancia de varios miles de kilómetros, puede compensarse con una velocidad orbital menor.

Para poner en órbita un vehículo que ha alcanzado la altura establecida de antemano, es preciso darle una velocidad ulterior que toma el nombre de "Orbital o de Sustentación planetaria" ( $V_o$ ); es, tanto mayor cuanto más próxima está la

órbita de la Tierra. Esta velocidad, por supuesto, suministra la fuerza centrífuga que contrarresta la atracción gravitacional de la Tierra. Puesto que esa atracción gravitacional disminuye con la distancia de su centro de gravedad, la Tierra, en el caso de una órbita terrestre, se necesita una diferente velocidad orbital para cada distancia desde dicho centro. En todos los casos, la velocidad debe producir la cantidad de fuerza centrífuga que se necesita para equilibrarse con la atracción de la gravedad.

El satélite "Explorer I", lanzado el 31 de enero de 1958, tenía una velocidad orbital media de 28.000 Kms./h., para mantener su órbita entre un apogeo de 2.475 Kms. y un perigeo de 363 Kms.; mientras que la Luna, que dista de nosotros 384.365 Kms., tiene sólo una velocidad orbital de 3.708 Kms./h. Después de dos semanas de intentos, y tras que el módulo lunar "Eagle" dejó la Luna, un rayo laser disparado desde el observatorio Luck de la Universidad de California, midió la distancia a la Luna en 226.970,9 millas, con un error que se considera inferior a los 300 pies, unos 100 metros aproximadamente, lo cual nos indica 384.375,39 kilómetros. La distancia exacta de la elíptica lunar aún no se ha calculado o determinado. (Milla terrestre: 1.609,35 metros).

Asimismo, la duración de una órbita completa alrededor del globo terráqueo varía con la distancia; era de 1 hora y 48 minutos para el Explorer I, y más de 27 días para la Luna. La Luna gira alrededor de la Tierra de oeste a este, distin-

guiéndose dos períodos de revolución: el sidéreo y el sinódico, según se tome como punto de referencia una estrella o el Sol. La duración del primero es de 27 días, 7 horas, 43 minutos y 11,47 segundos; y el segundo, llamado también lunación o mes lunar, es de 29 días, 12 horas, 44 minutos y 2,78 segundos. Ahora, para los efectos de los cálculos absolutos del espacio, se ha tomado la revolución sidérea de la Luna.

Un error en la velocidad orbital o un cambio de velocidad durante el período orbital, lleva al satélite a una órbita distinta de la preestablecida o de la que está recorriendo.

En el caso de un lanzamiento hacia la Luna, el vehículo espacial debe alcanzar el punto en que la gravedad terrestre y la lunar se equilibran, con una velocidad que depende del tipo de misión que va a cumplir. Esta velocidad tiene que ser de 10,9 Kms./seg., si el vehículo está destinado a describir órbitas en torno a nuestro satélite; si la velocidad es inferior, la atracción lunar predominará y el vehículo se estrellará contra la superficie lunar; si es mayor, la sonda pasará a cierta distancia de ella, describiendo una parábola y se perderá en una órbita solar.

En el cuadro 2, se tabulan algunos ejemplos de órbitas circulares para satélites artificiales que se calcularon con los datos astronómicos antes de que hiciera su aparición el primer satélite artificial.

Todas las órbitas tabuladas son de las llamadas "permanentes"; los satélites que las recorrieran no sufrirían interferencias

Cuadro 2

Distancia desde la superficie de la Tierra		Periodo orbital	Velocidad orbital
557	Kilómetros	96 minutos	7,54 Km./seg.
756	"	105 "	7,09 "
1.730	"	2 horas	7,06 "
5.150	"	3,5 "	5,75 "
6.430	"	4 "	5,59 "
12.400	"	7 "	4,65 "
35.900	"	24 "	3,05 "

por restos de resistencia del aire, y continuarían en órbita a menos que estuvieran expuestos a un daño. La última órbita, llamada al principio "Órbita de 24 horas", recibió después el nombre especial de "Órbita Sincrónica", debido a que un satélite artificial que permaneciese en esa órbita, girando siempre sobre el ecuador, parecería inmóvil, por estar sincronizado con la rotación diaria de la Tierra.

Como es fácil de ver en la tabla, cada distancia implica una determinada velocidad orbital. Es imposible recorrer cualquiera de esas órbitas con una velocidad diferente de la que es propia de ella. Si mediante un impulso adicional cambia la velocidad de la órbita, cambiará también ésta. Ya no será circular, sino que se tornará elíptica.

Cuando Kepler determinó que las órbitas de los planetas eran elípticas, llamó "perihelio" al punto de la órbita más próximo al Sol; del griego "peri", que significa "alrededor" y Helios el dios griego del Sol. Llamó "aphelion" al punto más distante, abreviatura de "apohelio", donde "apo" significa en griego separación o alejamiento. Para las órbitas alrededor de la Tierra los términos serán: perigeo y apogeo, la terminación "geo de gaia o ge", significa en griego Tierra. Para las órbitas lunares se han sugerido los términos "perilunio y apolunio"; pero, puesto que Luna es latín, sería preferible usar el término griego "selene", razón por la cual se han sugerido también los términos de "periselenio y aposelenio".

## PASO DE UNA ORBITA CIRCULAR A UNA ELIPTICA

Se sabe que una órbita circular, a una distancia dada, tiene que tener una determinada "Velocidad orbital"; para transformarla en órbita elíptica, utilizaremos como ejemplo la órbita de 4 horas y 6.430 Kms., sobre el nivel del mar, de la tabla 2 anterior. Vemos que la  $V_0 = 5,59$  Km./seg. Si aumentamos ese valor hasta 5,64 Km./seg., el satélite poseerá excesiva velocidad para esa órbita circular; tendrá más inercia que la necesaria para compensar, a esa distancia, el campo gravitacional terrestre. En consecuencia, se alejará de la Tierra, no en lí-

nea recta, sino en una curva oblicua, pues continuará dando vueltas alrededor del planeta. Al alejarse, perderá constantemente impulso. Cuando ha alcanzado su punto más distante de esa nueva órbita alargada, carece ya de impulso suficiente para mantenerse en una nueva órbita circular a esa mayor distancia.

Es natural, pues, que tenga que acercarse otra vez a la Tierra, nuevamente por una curva oblicua. Después de haber recorrido un ángulo de  $180^\circ$ , el satélite vuelve al punto original de su órbita circular. Pero al acercarse a la Tierra, (perigeo), ha ganado velocidad y, junto con la velocidad, inercia, lo cual significa que otra vez se mueve a razón de 5,64 Km./seg., velocidad excesiva para esa órbita circular, de manera tal que repite la trayectoria anterior. Si suponemos que la órbita circular primera y con ella el perigeo de la nueva órbita elíptica están muy por encima de la altura donde podría interferir la resistencia residual del aire, esa órbita elíptica será tan permanente como cualquiera de las órbitas circulares enumeradas en la tabla anterior.

## SATELITES EFIMEROS

De lo ya leído surge la siguiente pregunta: ¿Qué ocurriría si la altura del perigeo no estuviera fuera de la atmósfera superior? Los científicos habían observado la incandescencia de los meteoritos al entrar en la atmósfera terrestre, la cual era señalada por la gran estela lineal e inclinada que dejaban en la atmósfera hasta su extinción. Se observó, para que tal cosa sucediera, que los meteoritos debían primero circunvolar la Tierra, luego entrar a su atmósfera con un ángulo muy agudo, para finalmente estrellarse con ella. A estos meteoritos los llamaron "efimeros", y por semejanza con los artificiales les aplicaron ese mismo concepto.

Ahora, supongamos que el perigeo de ese satélite está a 145 kms., y el apogeo a 1.000 kms. La velocidad de ese satélite, ya sea natural o artificial, pero efímero, en su apogeo será 7 kms./seg. Después de haber alcanzado su apogeo por primera vez, el satélite se aproximará a su perigeo de 145 kms. en su órbita elíptica, pero durante muchos kilómetros, antes y después del perigeo, el satélite estará dentro de la atmósfera y experimen-

tará la resistencia al movimiento, que le hará perder parte de su velocidad. El resultado es que el segundo apogeo estará algo más cerca de la Tierra que los 1.000 kilómetros anteriores, pues el satélite no posee ya impulso suficiente para llegar a esa distancia.

Al volver desde ese apogeo más próximo al perigeo, pierde nuevamente velocidad. Aunque la altura del perigeo apenas ha cambiado, el tercer apogeo estará ahora más cercano que el segundo. Así, cada apogeo sucesivo se acerca inexorablemente más y más a la Tierra y, como resultado de ello, la elipse se hace más circular en apariencia. El término técnico con que se designa ese fenómeno es: "declinación orbital", porque la elipse: "declina, desciende, baja hacia una circunferencia", antiguamente considerada la forma ideal de la órbita. Cuando la elipse se ha transformado en circunferencia, toda la órbita está ya en la atmósfera superior, a la altura que haya adoptado el perigeo, por ejemplo 130 kilómetros. Entonces, la atmósfera ofrece resistencia constantemente y la circunferencia a su vez se transforma en una rigurosa "espiral", que se acerca gradualmente hacia la Tierra y, tan pronto como llegue a las capas más densas de la atmósfera, quedará el satélite destruido por el calentamiento aerodinámico, que se eleva a miles de grados centígrados.

## CALCULO DE LA VELOCIDAD CIRCULAR Y TIEMPO DE ORBITA

¿Por qué razón no caen los satélites de la Tierra con aceleración  $g = 9.80$  m./seg. por segundo, como lo hacen todos los otros objetos cercanos a su superficie?

En realidad, esto es lo que ocurre. Un satélite que vuela a poca altura cae continuamente hacia la Tierra, con la aceleración de la gravedad. Si no fuera así, seguiría una trayectoria rectilínea tangente al planeta. A un observador situado en la Tierra, exactamente debajo del satélite, le parecería que éste asciende.

Por efectos de la "Aceleración Centrípeta =  $Ac$ .", cualquier objeto que se mueve sobre una circunferencia, alrededor de la Tierra, debe tener una acelera-

ción centrípeta designada por:  $Ac = V^2 / Rt$ , dirigida hacia el centro de la Tierra, en que  $V =$  velocidad del cuerpo y  $Rt$  radio de la Tierra. Un satélite terrestre que siga una órbita cercana a la superficie terrestre puede considerarse correctamente como un cuerpo que cae libremente con aceleración constante,  $Ac = 9.80$  metros por segundo por segundo.

Veamos un ejemplo práctico sobre el lanzamiento del primer satélite artificial efímero llamado Sputnik I, lanzado por los rusos el 4 de octubre de 1957. Calculemos la velocidad y su período de revolución. A la velocidad necesaria para poner en órbita a un satélite se le denomina: Velocidad circular,  $Vc$ . Puesto que la aceleración centrípeta tiene el valor...  $g = Vc^2 / Rt$ , es el radio de la Tierra, que es: 6.378 kms. Entonces:  $Vc^2 = g \times Rt$ . Reemplazando valores, tenemos:

$$\begin{aligned} Vc &= \sqrt{g \times Rt} = \sqrt{9.80 \text{ m./seg.}^2 \times 6.378 \text{ 000 m.}} \\ &= \sqrt{9.80 \times 6.378 \times 10^6 \text{ m./seg.}} \\ &= 7.908 \text{ m./seg.} = \\ &= 7.908 \text{ Km./seg.} = \\ &= 4.914 \text{ millas/seg.} \end{aligned}$$

El tiempo que le lleva a un satélite terrestre a "baja altura" dar una vuelta al globo, se puede calcular dividiendo la circunferencia terrestre por la velocidad circular. Así:  $To = C / Vc$ . Reemplazando valores tenemos:  $To = 40.076$  Kms. :  $8$  Kms./seg. =  $83.49$  minutos.

Los satélites que vuelan más alto emplean más tiempo en dar la vuelta a la Tierra.

¿Qué sucedería si se le comunicara al satélite una velocidad mayor que la necesaria? La respuesta puede ser dada aplicando la fórmula:  $Rt = Vc^2 / Ac$ . Pero  $Ac = g$ , ya que en las proximidades de la superficie terrestre, la aceleración gravitacional es la misma, sin importar qué tan rápido se muevan los satélites. Así, substituyendo  $g = Rt / Vc^2$  en la ecuación anterior, se obtiene:  $Rt = Vc^2 / g = (V^2 / Vc^2) / Rt$ , de donde  $Rt = (V/Vc)^2 \times Rt$ . De esta ecuación puede verse que si  $V$  es 10% mayor:  $[(8 + 0.8)^2 : 8^2] \times Rt = 1.21$ , luego  $Rt$  será 21% más grande que el radio de la Tie-

rra, o sea 1.339.38 kms. Recuérdese que R es el radio de curvatura de la trayectoria seguida por el proyectil-satélite en el instante en que su velocidad es V y la aceleración es g. Por lo tanto, la trayectoria exacta será una elipse con uno de sus focos en el centro de la Tierra, como ya se ha explicado.

A continuación, se proporciona una tabla de órbitas elípticas descritas por

satélites artificiales alrededor de la Tierra.

El perigeo de todas estas órbitas estaría aproximadamente a 275 Kms. de la superficie de la Tierra; se supone que el satélite está en una órbita circular y que a esa altura es acelerado hasta la velocidad dada en la primera columna, para tomar algunas de las órbitas tabuladas. Es decir, primero se hace una órbi-

Tabla 3

## ORBITAS ELIPTICAS ALREDEDOR DE LA TIERRA

Velocidad inicial en el Perigeo	Distancia del Apogeo a la superficie	Velocidad del Apogeo	Periodo Orbital		
8.00 Kms. seg.	287.0 Kms.	7.656 Kms./seg.	0 d.	1 h.	27.2 m.
8.20 ..	962.5 ..	7.076 ..	0	1	34.6
8.40 ..	1.849.7 ..	6.512 ..	0	1	43.4
8.60 ..	2.819.2 ..	5.965 ..	0	1	53.8
8.80 ..	3.948.2 ..	5.435 ..	0	2	6.5
9.00 ..	5.294.1 ..	4.919 ..	0	2	22.0
9.20 ..	6.914.2 ..	4.416 ..	0	2	41.6
9.40 ..	8.891.4 ..	3.926 ..	0	3	6.8
9.60 ..	11.372.7 ..	3.449 ..	0	3	40.7
9.80 ..	14.581.0 ..	2.987 ..	0	4	24.8
10.00 ..	18.816.2 ..	2.532 ..	0	5	28.6
10.20 ..	22.330.8 ..	2.078 ..	0	7	7.0
10.40 ..	34.386.0 ..	1.627 ..	0	9	59.4
10.50 ..	40.465.6 ..	1.430 ..	0	11	59.0
10.60 ..	49.164.7 ..	1.217 ..	0	15	2.0
10.70 ..	61.411.4 ..	1.007 ..	0	19	43.0
10.80 ..	79.902.4 ..	0.798 ..	1	3	32.0
10.90 ..	111.067.1 ..	0.592 ..	1	18	32.0
11.00 ..	174.672.5 ..	0.388 ..	3	7	12.0
11.02 ..	196.263.4 ..	0.347 ..	3	21	36.0
11.03 ..	209.084.1 ..	0.327 ..	4	6	0.0
11.04 ..	223.562.9 ..	0.306 ..	4	16	6.0
11.05 ..	240.083.2 ..	0.286 ..	5	4	6.0
11.06 ..	259.090.9 ..	0.266 ..	5	18	18.0
11.07 ..	281.223.6 ..	0.246 ..	6	11	30.0
11.08 ..	307.310.3 ..	0.225 ..	7	8	42.0
11.09 ..	338.501.7 ..	0.205 ..	8	11	12.0
11.10 ..	376.452.0 ..	0.185 ..	9	21	0.0
11.11 ..	423.717.1 ..	0.165 ..	11	17	30.0
11.12 ..	483.993.0 ..	0.145 ..	14	5	48

Cifras empleadas en el cálculo de la tabla:

Radio de la Tierra . . . . .  $R_t = 6.378.4$  Kms.

Velocidad circular . . . . .  $V_c = 7.914$  Kms./seg.

Velocidad escape . . . . .  $V_e = 11.172$  Kms./seg.

ta circular y después se pasa a una elíptica. El lector deberá apreciar las pocas diferencias de velocidades, comparadas con las grandes dimensiones de la elíptica orbital.

La presente tabla es adaptada de: "Die Weltraumfahrt hat begonnen" del profesor doctor Karl Schutte, publicado por Verlag Herder Freiburg im Breisgau, 1958.

### Velocidad de Escape o de Fuga

En la página 848 del libro "Cohetes, Propulsores Dirigidos y Hombres en el Espacio" de Willy Ley, se dice textualmente: "El viaje comienza siempre con la operación de lanzamiento. En la operación final, la tercera etapa funciona por el lapso de 135 segundos para insertar el vehículo espacial en una órbita circular de estacionamiento alrededor de la Tierra, lo cual ocurre a una distancia de 2.290 Kms. y al cabo de 11 minutos, más o menos. Cuando los navíos Apolo XI y Apolo XII, describieron una vuelta y media, la tripulación recibió la orden del "Impulso motor final", impartida desde la estación situada en Australia.

"Este "Impulso", lo da la tercera etapa del Saturno, que se enciende por segunda vez, aumentando así la velocidad en unos 3.000 mseg. Pasa entonces de alrededor de 7.668 m seg. a unos 10.628 mseg. Se obtiene así una velocidad escasamente menor a la "Velocidad de escape" requerida para el viaje a la Luna".

Definición: Velocidad de escape es la velocidad mínima que debe alcanzar un objeto para escapar de la superficie de un planeta o de cualquier otro cuerpo, sin necesidad de impulso adicional alguno, y sin tener en cuenta la resistencia aerodinámica.

Una aeronave que se envía a otro planeta o a la Luna debe alcanzar la velocidad de escape; es decir, ha de vencer la fuerza de atracción de la Tierra. Esto se consigue acelerando al vehículo hasta que alcance una velocidad determinada. Desde el momento que la gravedad terrestre se reduce a medida que aumenta la distancia al centro de la Tierra, la velocidad mínima necesaria para vencer la gravedad varía.

Sobre la superficie de la Tierra o cerca de ella, la velocidad que se requiere

para vencer la gravedad es un poco más de 11,26 kms./seg., o sea unos 40.536 kms. h. A 804,6 kms. de altura, la velocidad requerida para escapar de la Tierra baja a 37.979 kms./h. A una altura de 8.046,5 kms., la velocidad se ha reducido a 26.762 kms./h.

El que logre alcanzar la velocidad de escape, no significa que la astronave quede libre de la influencia de la gravitación terrestre, la que se extiende hasta el infinito. Quiere decir que, aun sin ninguna energía adicional, la nave no caerá a la Tierra. Imagínese un cohete impulsor en el momento de lanzar una astronave fuera de ella. El cohete sigue un curso elíptico. Si su velocidad llega a alcanzar 40.536 kms./h., la elipse no se cierra y la astronave escapa por completo de la Tierra. A medida que se aleja hacia el espacio, es posible que la velocidad de la nave sea reducida por la gravitación terrestre, pero continuará su curso fuera de la Tierra —hasta que caiga bajo la influencia de la gravitación solar— y nunca volverá al planeta terrestre.

El lanzamiento de una astronave en una trayectoria de escape puede compararse, hasta cierto punto, al hecho de hacer rodar una bola hacia arriba a lo largo de una pendiente lisa y carente de fricción, cuyo ángulo de inclinación va decreciendo continuamente. La pendiente de la ladera es similar a la fuerza de la gravedad. Si la bola no se hace rodar con suficiente velocidad (energía cinética), irá perdiendo "impulso" gradualmente, hasta perder su velocidad por completo. Llegada a ese punto, hará una pausa momentánea antes de comenzar a rodar de nuevo hacia abajo, llegando al pie de la colina a la misma velocidad con que salió. Hay varias maneras para hacer que la bola suba la pendiente: I.) Lanzarla con una fuerza inicial más grande; II.) Llevarla hasta cierto punto de la pendiente antes de impulsarla; y III.) Aplicarle un impulso continuo hasta llegar a la cima.

De una manera similar, en la exploración espacial, se puede lanzar un vehículo al espacio mediante la aplicación de los mismos principios antes mencionados. Tal como en el método (I), se puede dar un impulso inicial suficiente para lograr que el cohete alcance una velocidad

de 40.536 kms./h., que es la velocidad de escape total. Esto puede lograrse con un vehículo de una sola sección, si se le provee de la energía suficiente para darle el impulso necesario antes de que se consuma el combustible. El segundo método (II), implica el uso de un cohete para atravesar la atmósfera inferior, al mismo tiempo que se reservan cohetes adicionales para las etapas posteriores del vuelo a través de la atmósfera superior, menos densa, y dentro del espacio. El tercer método (III), el que requiere que se aplique un impulso continuo, es factible, pero no resulta eficiente con los actuales sistemas de propulsión. Hoy día, los lanzamientos de las astronaves se realizan usualmente por medio del segundo sistema (II). Se apilan uno encima del otro, dos o más cohetes impulsores y cada una de dichas secciones o etapas se dispara en serie. La velocidad aumenta debido a que cada cohete sucesivo, antes de dispararse, viaja a la velocidad proporcionada por la etapa precedente. Además, la atracción de la gravitación es menor gracias a la altitud alcanzada por medio de las etapas anteriores. La carencia de resistencia de parte de la fricción atmosférica a grandes alturas es también una ventaja.

### Cómo se calcula la Velocidad de Escape

En la discusión de los párrafos precedentes, hemos estado interesados con aquellas órbitas elípticas, de tal manera que los satélites continúen o permanezcan

en una trayectoria alrededor de la Tierra u otro cuerpo celeste. Sin embargo, no todas las órbitas son elípticas. Algunos cometas, por ejemplo, siguen órbitas hiperbólicas. Si una astronave viaja a la Luna o a otra parte del sistema solar, deberá vencer la atracción gravitacional de la Tierra, viéndose obligada a seguir una órbita que no es elíptica. Como ya sabemos, todas las órbitas controladas por las fuerzas naturales de la gravitación siguen una de las curvas de las secciones cónicas. Las secciones cónicas, a su vez, se diferencian una de otras por su "excentricidad". En la geometría analítica se establece que las secciones cónicas pueden ser clasificadas en términos de la excentricidad "e", como sigue: en circunferencia si  $e=0$ ; en elipse si "e" es menor que 1; en una parábola si  $e=1$  y en hipérbola si "e" es mayor que 1.

Sea la figura 3 que representa a un satélite S que está en órbita con la Tierra. El centro de la Tierra está en F, que a su vez pertenece a la sección cónica. La distancia radial al satélite es "r", y "a" es el semi-eje mayor de la elipse. La fórmula general que expresa la relación entre la velocidad orbital y el radio de una órbita es:

$$V = \sqrt{GM \left[ \frac{2}{r} - \frac{1}{a} \right]}$$

en la cual "r" y "a" son las cantidades conocidas de la figura, G es la constante de la gravitación universal y M la masa de la Tierra. Su valor calculado es: 9,56 x

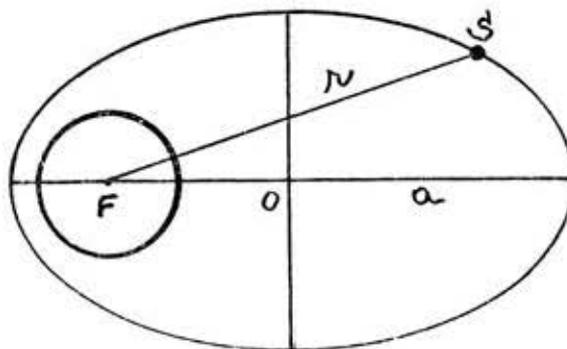


Fig. 3

10<sup>4</sup> millas por segundo, que corresponde a: 15,38 x 10<sup>4</sup> kilómetros por segundo. Cuando el foco F, coincide con el centro O de la cónica, resulta: r=a, la órbita es una circunferencia, por lo tanto esta ecuación se reduce a la fórmula:

$$V = \sqrt{\frac{G \times M}{r}}$$

que representa a la velocidad circular de una órbita. Cuando la excentricidad es 1, la elipse se abre y llega a ser una parábola, por lo que el segundo foco F, se encuentra en el infinito. En este caso, el valor de "a" llega a ser infinitamente grande, de tal manera que la razón 1 : a tiende a 0, y la fórmula primera se reduce a

$$V = \sqrt{\frac{2 \times G \times M}{r}}, \text{ la cual puede escribirse}$$

$$\text{se también como: } V = \sqrt{2} \sqrt{\frac{G \times M}{r}}, \text{ lo}$$

que nos dice: la velocidad que se necesita para obtener una órbita parabólica o de escape se obtiene por simple multiplicación de la velocidad circular orbital por raíz de 2, que es 1,41421. Si la velocidad impartida al satélite es mucho mayor que la de escape o parabólica, o es de un valor mínimo a la necesaria para dicha velocidad, el satélite simplemente seguirá una órbita hiperbólica, y su excentricidad será mayor que 1.

La velocidad de escape tiene una gran importancia astronómica, además que está íntimamente relacionada a los factores que controlan el medio ambiente de vida sobre la superficie de los planetas. Cuando la velocidad de escape es pequeña, es muy fácil para las moléculas de los gases que componen la atmósfera de un cuerpo celeste, escapar al espacio. Debido a ello no existe la capa protectora del medio ambiente físico del cuerpo celeste; no habrá agua, no habrá protección a los rayos cósmicos y no habrá una capa protectora que pueda aminorar o regular la temperatura superficial. Tal es el caso de la Luna, Mercurio, Venus. El planeta Marte tiene una gran velocidad de escape, pero se sabe que posee una débil capa atmosférica, con una densidad equivalente a la que existe a 17.000 metros, más o menos, de altura de la superficie

de la Tierra, es decir por debajo de 10 milibares, en contraste con la terrestre que al nivel del mar es de 1.000 milibares. El planeta Júpiter tiene una de las más altas velocidades de escape, lo que indica que tiene una atmósfera muy densa de una altura de 1.600 kilómetros, aproximadamente, de tal manera que la presión atmosférica en su superficie tiene tal valor, que puede triturar a un hombre.

### Satélites Geostacionarios o Síncronos

Desde el comienzo de la Historia se ha venido dedicando una gran cantidad de esfuerzo humano para conseguir grandes alturas. El hombre quiso tocar las estrellas e inventó el aeroplano.

La era atómica ha conseguido alturas jamás antes pensadas. El avión quedó reducido a la faz del suelo; hoy el hombre llegó a los planetas. Estableció satélites artificiales en órbitas de cualquier ángulo con relación al eje norte-sur terrestre y a cualquiera altura. Dichos satélites pueden moverse en trayectorias orbitales casi circulares o de gran excentricidad, pueden ir más allá de la Luna y regresar a sólo unos cientos de kilómetros de la Tierra. Existe, por decirlo así, una órbita para cada gusto, pero la más valiosa de todas es la que está a 22.300 millas o sea 35.903 kilómetros aproximadamente desde la superficie de la Tierra, y exactamente encima del ecuador.

La razón de ello, es que allí, y sólo allí, un satélite artificial puede permanecer "Geoestacionario o sincronizado", es decir, que no se mueve en relación con el punto de la Tierra bajo su vertical. Aún cuando esto pueda parecer como milagro, no es más que una simple consecuencia de la Ley de la Gravedad. La Luna tarda 27 días en dar la vuelta en torno a la Tierra; si estuviera más cercana, cubriría su órbita en menos tiempo. La ley que regula la distancia y su período orbital fueron descubiertos por Juan Kepler en 1617; desde ese momento cualquier astrónomo pudo calcular que un satélite situado a 42.300 kms. desde el centro de la Tierra, tardaría un día en dar la vuelta completa a la misma, por lo tanto, permanecería aparentemente fijo o estacionario para siempre en el cielo, puesto que se movería en su órbita a la misma ve-

locidad que el planeta Tierra lo hace en torno a su eje. De este modo, las leyes de la mecánica celeste nos permiten construir una "línea de torres invisibles" a 42.300 kms., de distancia, completamente en torno del plano del ecuador. Si situamos esas torres a una milla náutica, o sea, 1.852,2 metros entre sí, habría espacio para 160.000 satélites artificiales separados o estaciones espaciales, en esa banda del cielo, cada uno de ellos aparentemente inmóvil sobre su vertical de la Tierra y desde la que se puede vigilar y comunicar todo el hemisferio que tienen debajo, es decir, la mitad del planeta.

Por otra parte, se ha estudiado que, colocando en órbita a tres satélites sincrónicos, a una distancia de 35.776 kms. desde la superficie de la Tierra, y viajando a intervalos equidistantes alrededor del globo terrestre, espaciados  $120^\circ$  entre sí, podrían suministrar una red de comunicaciones de alcance casi mundial.

En la realidad dichos satélites no están "estacionarios", sino que se mueven a una velocidad de unos 11.064 kms./h. El ecuador, que se encuentra a una distancia de más de 35.404 kms., debajo de ellos, se mueve a una velocidad ligeramente superior a 1.609 kms. h. La relación entre los satélites y los puntos de la Tierra, pueden compararse con las de los corredores de una pista circular. El que corre más al exterior tiene que correr más rápido para mantenerse parejo al que corre por el interior.

El fenómeno del satélite que permanece fijo sobre un punto determinado de la Tierra obedece a las leyes físicas que rigen los movimientos de los objetos en el espacio. Es una aplicación de la III ley de Kepler, que dice: "Los cuadrados de los períodos sidéreos de los planetas son proporcionales al cubo de sus distancias medias al sol". Por lo general, los períodos sidéreos se dan en años, y las distancias en unidades astronómicas. Al ampliarla y generalizarla, la ley dice que el período de revolución de un satélite —el tiempo que tarda en girar alrededor de un planeta— aumenta con su altitud orbital media. Por ejemplo: la astronave tripulada Géminis circundó la Tierra en órbitas sinusoidales, cuya altitud varió entre 160 y 275,5 kms., aproximadamen-

te. Su velocidad era de unos 28.163 kilómetros por hora. Su período de revolución era de 90 minutos. Dado que la Tierra tarda 24 horas en girar completamente alrededor de su eje, la astronave Géminis se desplazaba de oeste a este en relación con la superficie de ésta.

La Luna tiene una altitud media de 384.393 kms., una velocidad orbital media de 3.680 kms/h., y un período de revolución de 27 días 7 horas y 43 minutos. Puesto que el período de revolución de la Luna es tanto más largo que el de rotación de la Tierra, la Luna, vista desde la Tierra, parece moverse de este a oeste. Su curso en el espacio es en la misma dirección general que la de la nave Géminis. Se deduce que, a determinada altitud, el período de revolución de un satélite es el mismo que el período de rotación de la Tierra. Esa altitud, tomada desde el centro de la Tierra, es aproximadamente de 42.250 kms. Un satélite que mantenga una altitud de ese tipo se llama "satélite sincrónico", que significa: "Al mismo tiempo". Sin embargo, para mantenerse "estacionario", un satélite, no solamente debe tener una órbita "sincrónica", sino que también una órbita circular que siga el plano del ecuador. La necesidad de que el satélite tenga una órbita circular, tiene su origen en la II ley de Kepler, que dice: "El radio vector o línea imaginaria que une el centro del planeta con el centro del Sol, describe superficies iguales en tiempos iguales". De modo general, esa ley requiere que el satélite, que se mueve en una órbita elíptica, cambie continuamente de velocidad para alcanzar la máxima en el perigeo, altitud menor, y la mínima en el apogeo, altitud mayor. Como resultado, debido a que su velocidad varía, un satélite sincrónico, que tiene una órbita elíptica, oscila de este a oeste en relación con un punto determinado de la Tierra.

Puede imaginarse el plano orbital de un satélite considerando primero su órbita como el borde de un disco plano que dividiese a la Tierra en dos partes iguales. Ese disco imaginario constituye el plano orbital. Cuando la posición de ese plano es tal, que coincide con el plano ecuatorial, se dice que el plano se encuentra en el plano del ecuador. Cuando un satélite está en un plano orbital de esa

clase, se dice que está en "órbita ecuatorial". Un satélite en órbita ecuatorial, a una altitud de aproximadamente 35.783 kms., parecería que permanece fijo sobre un punto determinado de la Tierra.

Si el plano orbital de un satélite sincrónico se intercepta con el plano ecuatorial, en lugar de estar dentro de él, se dice que el satélite está en "órbita sincrónica oblicua". En lugar de permanecer fijo sobre un punto de la Tierra, el satélite avanza hacia el norte y al sur del ecuador, formando sobre la Tierra una trayectoria en forma de un número ocho alargado. Tal es el caso de los satélites de comunicaciones "Syncom 2 y 3", ya señalados.

Ya hemos visto las condiciones especiales que debe cumplir un satélite sincrónico: período orbital, velocidad y altura. Pero, para llegar a ésta última condición, se tuvo primero que calcular qué porcentaje de la esfera de la Tierra era visible o cubierta, para que a esa altura tuviera su máximo valor. Así, por ejemplo, un satélite de información meteorológica debe estar lo bastante cerca de la Tierra para que sus fotografías muestren suficiente riqueza de detalles de las capas de nubes, pero también tiene que estar lo bastante lejos para que pueda abarcar una zona considerable.

La relación entre esos dos factores aparece señalada en la tabla 4. En la última columna de esta tabla vemos que el porcentaje de la superficie visible y fotografiable de la Tierra aumenta rápidamente con la distancia, pero alcanza su máximo de perfección a los 6.000 kms.; de allí en adelante los aumentos de distancia significan muy poca ventaja. En realidad, para los satélites meteorológicos, la distancia más recomendable oscila entre los 600 y 1.000 Kms. de altura. Desde cada posición sólo abarcan un 20 a 25% de la superficie terrestre, pero hay más detalles útiles en las fotografías tomadas a esas alturas.

En forma similar, si el propósito del satélite sincrónico, es el de transmitir y recibir comunicaciones de radio y televisión, en este caso, el factor más importante y que prima sobre los demás es el porcentaje máximo de cubrimiento de la superficie de la esfera terrestre, en un determinado momento. Como hoy en día el factor energía eléctrica se ha solucionado en los satélites para su autoalimentación, los satélites de comunicaciones pueden estar lo más distante posible. Así, para la órbita sincrónica del "Pájaro Madrugador", y otros, se llegó a la conclusión que la altura de 36.000 Kms. era la más aceptable, ya que ella cubría un porcentaje del 49,5% de la superficie de la esfera terrestre. La altura se registra desde la superficie de la Tierra.

Tabla 4

## DISTANCIA AL HORIZONTE

Angulo B de visión grados	Angulo geo- céntrico $\phi$ grados	Altura H Kms.	Distancia D al horizonte Kms.	Arco de visión Kms.	% de tierra visible
160	20	92,5	1.135	1.125	8
140	40	425,0	2.330	2.250	17
120	60	1.000,0	3.715	3.375	25
100	80	1.960,0	5.380	4.500	32
80	100	3.575,0	7.640	5.620	38
60	120	6.600,0	11.100	6.750	43
40	140	11.800,0	17.700	7.900	47
20	160	30.000,0	36.500	9.340	49
17	163	36.000,0	43.000	9.340	49,5

### Cálculo de la trayectoria y altitud de un satélite estacionario

Para el cálculo detallado y exacto de estas trayectorias, obtener su correcta ubicación, velocidades requeridas, etc., es necesario tomar en cuenta todos los factores y efectos que las determinan, como ser: la asimetría de la Tierra, gravitación universal, condiciones climáticas en el espacio, etc., cálculos que son de extrema complejidad, que precisan computadoras de alto poder para su desarrollo. Sin embargo, la altura aproximada a la cual deben circundar la Tierra dichos satélites, puede ser derivada en forma sencilla, partiendo de las relaciones básicas de la física. Para nuestra explicación será ése el método que emplearemos en esta sucinta divulgación espacial.

Se dice que un cuerpo está en movimiento cuando cambia su posición en relación con otros cuerpos, tomados como puntos de referencia. En el caso del movimiento circular uniforme de una partícula, existe la siguiente relación entre la "aceleración radial  $a_r$ ", la velocidad lineal,  $v$ , y el radio del círculo,  $r$ , que se representa por:  $a_r = v^2 : r$  (1). La relación entre la velocidad lineal y la velocidad angular  $w$ , expresada en radianes por unidad de tiempo (un radián es el ángulo subtendido por un arco de longitud igual al radio de una circunferencia; por lo tanto  $360^\circ$  son igual a  $2\pi$  radianes), es:  $v = r \times w$  (2), reemplazando esta igualdad en (1), tenemos:  $a_r = r \times w^2$  (3). El tiempo  $T$ , para completar una órbita circular, o sea el período de la órbita  $T$ , es obviamente:  $T = 2\pi : w$ , de donde se deduce:  $w = 2\pi : T$  (4). Reemplazando (4) en (3), tenemos:

$$a_r = (4\pi^2 \times r) : T^2 \quad (5).$$

Según la Ley de Gravitación Universal de Newton, que dice: "Siempre que dos masas cualesquiera se encuentran en el espacio, se manifiesta entre ellas una fuerza de atracción directamente proporcional a las masas e inversamente proporcional al cuadrado de la distancia entre los respectivos centros de gravedad". (Masa, es la cantidad de materia de un cuerpo. No es lo mismo que su peso, el cual depende de la gravedad local; así en la Lu-

na, un ser terrestre pesa solamente 1/6 de lo que pesa en la Tierra, pero en cambio su masa no ha variado en absoluto), luego, la magnitud de la fuerza  $F$ , entre dos masas  $m_1$  y  $m_2$ , separadas por una distancia  $r$ , es:  $F = (G \times m_1 \times m_2) : r^2$  (6), en donde  $G$ , es la Constante de la Gravitación Universal, cuyo valor, hallado según un método ideado en 1798 por el químico inglés Henry Cavendish y perfeccionado sucesivamente, resulta igual a:  $G = 6.67 \times 10^{-8}$  dinas  $\times$   $cm^2 \times$   $gr^2$ .

Ahora, haciendo aplicación de la Segunda Ley de moción de Newton, que dice: "La fuerza a la que está sometido un cuerpo es igual al producto de su masa por la aceleración adouirida"; por lo tanto, la aceleración producida por cualquier fuerza sobre una partícula de masa "m", es:  $F = m \times a$ , de donde:  $a = F : m$  (7). Entonces, combinando las expresiones (6) y (7), la aceleración sobre un satélite en el campo gravitacional de la Tierra, es:  $a = (G \times m_0) : r^2$  (8), donde  $m_0$ , es la masa de la Tierra.

Si suponemos que el satélite se encuentra en una órbita circular, podemos poner esta aceleración (8), igual a la expresión (5) para  $a_r$ , derivada en los párrafos anteriores, con el resultado de:  $T^2 = (4 \pi^2 \times r^3) : (G \times m_0)$  (9), de donde:  $r^3 = (T^2 \times G \times m_0) : (4 \times \pi^2)$  (10). De lo anterior, podemos deducir que la expresión (9) nos dice que el período de revolución de un satélite artificial depende únicamente de su distancia a la Tierra y es esencialmente la Tercera Ley de Kepler, aunque él no la derivó de esta manera, sino que empíricamente, basándose en las observaciones de los planetas hechas por el astrónomo Tycho Brahe, danés (Knudstrup, 1546 Praga, 1601). Entonces, nuestro problema se reduce a calcular, según esta relación, el radio de una órbita (10), cuyo período es de 24 horas, ya que un satélite con ese período de revolución se mantendrá sobre un mismo punto de la superficie de la Tierra, mientras ésta gira sobre su eje, en el mismo período.

Para calcular la expresión (10), introducimos los siguientes valores:

$$T = 24 \text{ horas} = 86.400 \text{ segundos} = 8.64 \times 10^4 \text{ segundos.}$$

$G = 6.67 \times 10^{-8}$  dinas  $\times$   $\text{cm}^2/\text{gr}^2$  (1 dina = gramos  $\times$   $\text{cm}./\text{sg}^2$ ).

$m_0 = 5,98 \times 10^{27}$  gramos.

Efectuada la operación matemática su resultado es: 42.250 kilómetros, que es la distancia desde el centro de la Tierra a la órbita del satélite. Se acostumbra hablar de la altura de un satélite, por lo cual es necesario restarle, a esta distancia el semidiámetro de la Tierra, igual a 6.380 kilómetros, con el resultado para la altura del satélite geostacionario de 35.870 kilómetros. Convirtiendo a millas estatuto (1 milla = 1,61 Km.), obtenemos finalmente para la altura 22.300 millas estatuto —que son las distancias expresadas al iniciar este artículo.

Los satélites artificiales geostacionarios lanzados con posterioridad al "Pájaro Madrugador", que son los tipo Intelsat, puestos en órbita en 1968 y 1969, respectivamente, está previsto que permanezcan más de 1.000.000 de años en servicio activo.

### Como se rastrea un satélite artificial

Telemetría: técnica de transmisión de resultados de medidas y observaciones hechas con instrumentos en posiciones inaccesibles, tales como sondas espaciales no tripuladas en órbitas, a un punto donde se pueden analizar y utilizar.

Hay varios sistemas para seguir la trayectoria de los satélites artificiales, y por lo tanto, situar su posición en el espacio. Uno de esos métodos, es por medio de cámaras telescópicas. Otros utilizan grandes antenas receptoras en forma parabólica para recibir las señales de radio, conocidas como radiotelescopios, cuya pantalla es de forma de un plato extendido. Este tipo de antena se combina con potentes transmisores, no solamente para mantener o cuidar del trayecto y ubicar la situación de un navío espacial, sino que también para asegurar un constante contacto con los astronautas del vehículo tripulado. Pequeños satélites no tripulados son detectados y localizados por el sistema "Stadan", siglas que significan: Space tracking and data acquisition network, que abarca desde Alaska a Chile con estaciones suplementarias en Australia, Inglaterra, España y Sudáfrica.

El sistema Stadan, que es: Red de rastreo y obtención de datos del espacio, es una ampliación de la Minitrack Network, establecida para experimentos realizados durante el Año Físico Internacional de 1957 y 1958. Puesto que el trasmisor es pequeño, el sistema primitivamente se llamó: "Minimum weight tracking", abreviado como "Minitrack". Sus estaciones fijas se sirven de equipo radiofónico y óptico para rastrear a los satélites no tripulados, tales como los Exploradores, los Observatorios de Geofísica en órbita y otros.

El principio en que se basa el sistema Stadan, se ilustra en la Fig. 4. El satélite S, transmite en forma continuada una señal de radio con una determinada longitud de onda, sea W. Así, para una señal de 136 megaciclos, W tiene una longitud de 7 pies = 2,136 m. Se colocan dos antenas receptoras en las posiciones A y B, separadas por la distancia W. El ángulo que forma la señal del satélite el cual indica su dirección es  $\theta$ . Cuando el satélite está a la derecha de la antena receptora, como se señala en la figura, la señal de radio llega a la receptora A después que la haya recibido la estación B, debiendo, por lo tanto, recorrer una distancia extra señalada por "d". Esta distancia es medida electrónicamente por medio de la diferencia de fase entre las señales de las dos antenas receptoras. Como se conoce "d" y "W", podemos computar la razón d:W, que es el coseno del ángulo  $\theta$ .

Supongamos que el satélite está transmitiendo en 136 megaciclos con una longitud de onda de 7 pies = 2,136 mts. En nuestra antena receptora A, la distancia "d" acusa 5 pies = 1,524 metros, luego el coseno  $\theta = 5 : 7 = 0,7142857 = 44^\circ 25'$ . Esto es, el satélite está en alguna parte de un plano que forma un ángulo de  $44^\circ 25'$  con la superficie de la Tierra. Ahora, si nosotros hacemos uso de otro equipo de antenas receptoras colocadas en posición perpendicular al primer juego, podemos localizar la posición del satélite, en un tiempo dado, en la intercepción de los dos planos previamente calculados, consiguiendo localizar exactamente la línea de demarcación del satélite.

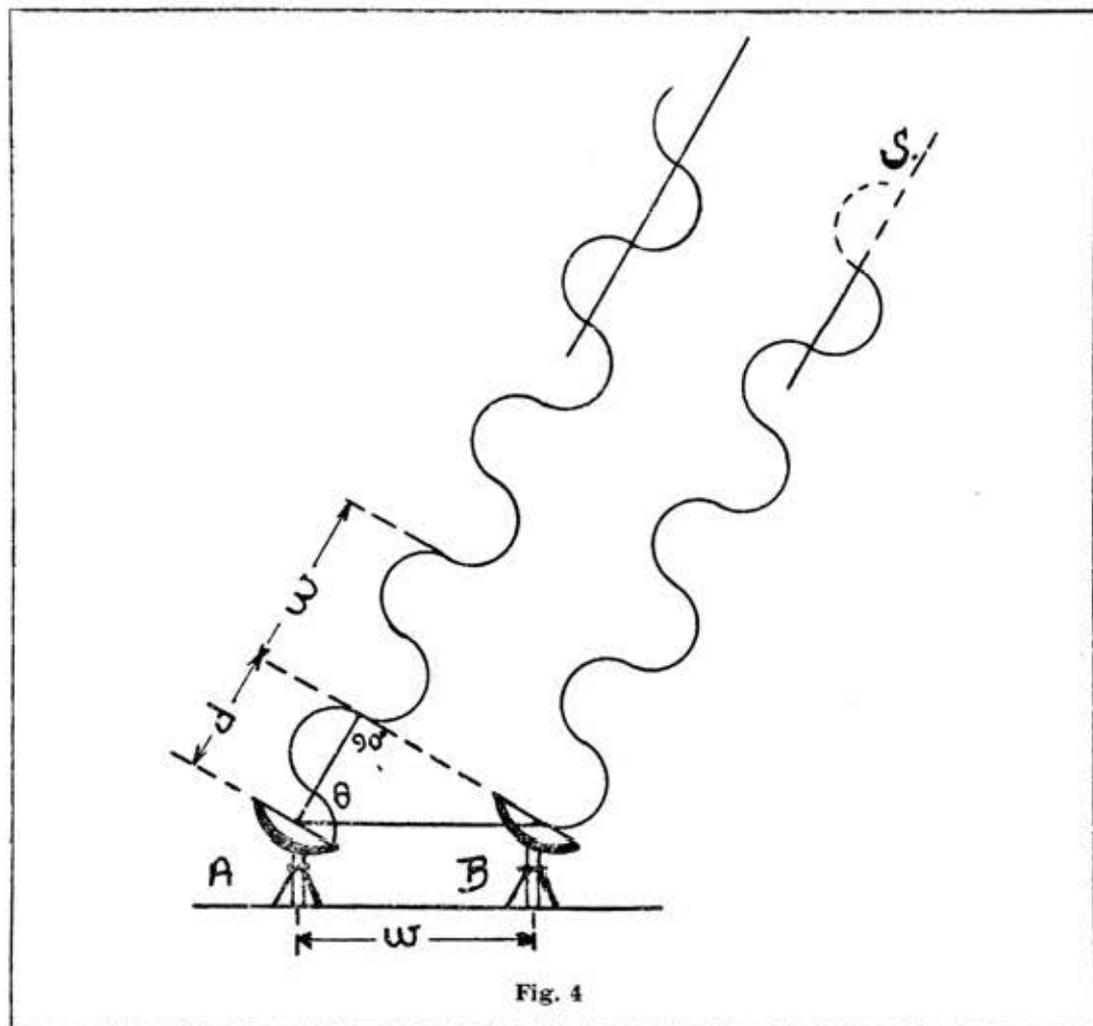


Fig. 4

La Stadan concentra todos sus datos en el Centro de Comunicaciones y Computación, situado en el Centro Goddard de Vuelos Espaciales, en Greenbelt, Maryland. El centro de mandos para los vuelos tripulados lo es el Centro de Control de Misiones, que está instalado en el Centro de Astronaves Tripuladas de la Nasa, en Houston, Texas.

### ¡... Y DESPUES...!

El Doctor Thomas O. Paine, científico, Administrador de la Nasa ha dicho: "Lo pasado es prefacio; este epílogo es también un prólogo de muchas obras que aún han de escribirse. Nuestra conquista del Cosmos ha comenzado. La continua búsqueda de nuevos conocimientos, la incansable exploración de lo desconocido,

es el don más noble que el hombre ha heredado de sus antecesores. Continuaremos avanzando hacia las regiones vírgenes, a fin de explorarlas y comprenderlas y, a su tiempo, extender el ámbito de la vida humana más allá de nuestro planeta materno, la Tierra". (Textual del "Atlas del Universo". Patrick Moore, O. B.E. — 1970).

No cabe predecir cuál será el epílogo de la actividad de los cohetes, de los satélites artificiales, de las astronaves, etc. Con la "Era Atómica" iniciada el día lunes 16 de julio de 1945, en el desierto de Nuevo México, Estados Unidos, se dio comienzo a la exploración y conquista del "Universo", en forma similar como Cristóbal Colón lo hizo el día viernes 12 de octubre de 1492. Hoy en día, casi no queda nada por conocer de la Tierra; han

pasado 482 años; pero el espacio es "infinito", por lo que no es posible ni probable que acontezca tal similitud. Se conquistó la Luna, pero no se ha explorado ni habitado. Después vienen los planetas, después las estrellas, después las galaxias a millones de años-luz, después...

La exploración del Espacio y por ende el Universo, proseguirá por los siglos de los siglos...

#### Bibliografía:

- 1.—Física Fundamental.— Jay Orear. 1970.
- 2.—Los Primeros en la Luna.— Por los as-

- tronautas del Apolo XI, Neil Armstrong, Michael Collins y Edwin Aldrin. 1970.
- 3.—Cohetes, Projectiles dirigidos y Hombres del Espacio.— Willy Ley. 1970.
- 4.—Enciclopedia Monitor.— Salvat. 1974.
- 5.—El Espacio: Nueva Frontera.— Texto de la NASA. 1967.
- 6.—Notas Observatorio Cerro Tololo.— Dr. Nolan R. Walborn. 1974.
- 7.—The Mathematics of Space Exploration.— Myrl H. Ahrendt. 1965.
- 8.—Atlas del Universo.— Patrick Moore. O.B.E. 1970.
- 9.—Fronteras del Espacio.— Dr. Wernher von Braun. 1969.

