
ANEXO I INTERACCIÓN GRAVITATORIA

SATÉLITES GEOESTACIONARIOS

La capacidad de comunicación desarrollada por los satélites de órbita polar o circular no ecuatorial, depende en gran medida, del tiempo empleado en recorrer el horizonte de la estación terrestre.

La necesidad de un enlace permanente obliga a que la posición del satélite permanezca fija respecto a la Tierra. Las órbitas de estos satélites han de ser circulares, geosincrónicas y ecuatoriales, en las que el periodo de rotación sideral de la Tierra sea igual al período de revolución sideral del satélite coincidiendo su movimiento con el de giro de la Tierra: de Oeste a Este.

El rozamiento producido por las partículas ligeras de la atmósfera sobre la superficie de los satélites, produce la suficiente fricción para provocar sus caídas, obligando a elevar sus órbitas a centenares de kilómetros. Alrededor de los 200 km de altura se mantendría en órbita durante algunos días. Sobre los 500 km podría orbital algunos años y cerca de los 1000 km lo haría durante siglos. No obstante, antes o después, el efecto de frenado provocará la caída de todos, que prácticamente se desintegrarán en su descenso, al atravesar la atmósfera.

Cualquier satélite que cumpla la condición de conseguir una órbita circular a una altura cercana a los 36000 km le corresponderá un periodo orbital de 23 horas, 56 minutos y 3,5 segundos; el mismo que emplea nuestro planeta en su diaria rotación sideral. Si además, la inclinación de la órbita de este satélite es ecuatorial, conseguiremos que el satélite permanezca "fijo" o "anclado" en el mismo lugar del espacio.

Fases para la puesta en órbita de un satélite geoestacionario

La colocación en una órbita geosincrónica consiste básicamente en situar al satélite en una órbita de transferencia, inclinada y elíptica. Generalmente se efectúa mediante vehículos de lanzamiento de varias etapas. La inclinación viene determinada por las coordenadas de la base de lanzamiento y la elipticidad por la distancia de su apogeo; debiendo coincidir este, con el radio de la órbita. Es sumamente importante optimizar la órbita de transferencia para evitar el consumo de combustible que permita mantenerlo más tiempo con vida.

Cuatro son las fases que suelen ser necesarias para colocar a un satélite geoestacionario en su órbita preestablecida:

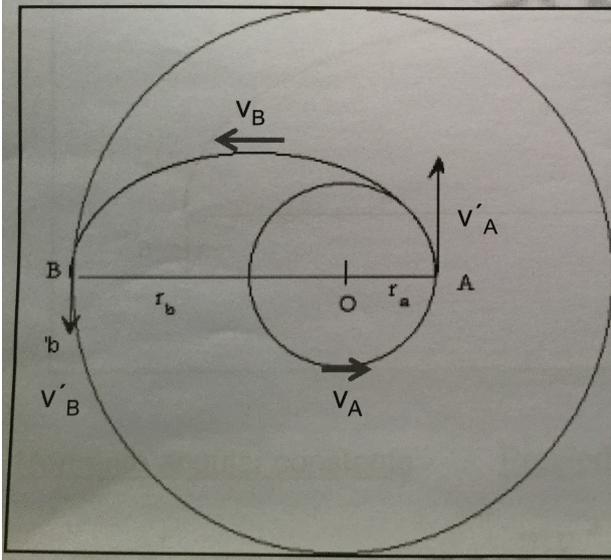
1º Lanzamiento y puesta en órbita de aparcamiento: se sitúa el satélite en una órbita terrestre de baja altura. Su altura y el tiempo de aparcamiento en ella, depende del vehículo propulsor empleado: Ariane, Delta, Atlas-Centauro, Space Shuttle... El momento de lanzamiento está condicionado a unos determinados días pendientes de la posición del Sol y la Tierra. Constituyen la llamada "ventana de lanzamiento".

2º Órbita de transferencia o de Hohmann: se consigue elíptica y bastante excéntrica activando la tercera fase del vehículo lanzador, siendo una órbita intermedia en la que se consigue un apogeo de 36000 km.

3º Encendido del motor de apogeo y órbita de deriva: el éxito del lanzamiento depende mucho de la adecuada activación del motor de apogeo. El impulso producido le permite transformar la órbita en ecuatorial y casi circular. Las maniobras que se realizan en la órbita de deriva para ir corrigiendo el satélite, pueden durar hasta tres semanas.

4º Órbita geoestacionario: el satélite queda "fijo" en el espacio. Presentando pequeñas derivas en longitud producidas por la no esfericidad total de la Tierra y las derivas en latitud producidas por el efecto gravitatorio del Sol y la Luna. Estas fuerzas perturbadoras se deben corregir periódicamente durante la vida operacional del satélite para mantenerlo "anclado".

Posicionamiento del satélite GEO



v_A = Velocidad requerida para orbitar con radio r_A [órbita de aparcamiento]

v'_A = Velocidad requerida para salir de orbita de aparcamiento

v_B = Velocidad requerida para completar la orbita elíptica [órbita de transferencia ó órbita de Hohmann]

v'_B = Velocidad requerida para orbitar con radio r_B [órbita geoestacionaria]

Cálculos para la órbita de aparcamiento: a partir de la velocidad orbital para órbitas circulares, así obtenemos directamente la velocidad v_a . Las alturas típicas oscilan entre los 200 hasta los 600 km.

Cálculos para la órbita de transferencia o de Hohmann: a partir de los teoremas de conservación del momento angular y de la energía mecánica podemos calcular v'_a y v_b .

Cálculos para la órbita geoestacionaria final: de nuevo empleamos la velocidad orbital para órbitas circulares, siendo el radio de esta órbita de unos 42000 km.