



MÓDULO 4. NAVEGACIÓN

Nombre:

1. SISTEMA GPS PARA NAVEGACIÓN

1.1. Introducción

El esquema general de un sistema de navegación por satélite esta constituido por tres segmentos.

1. Espacial (Constelación de Satélites).
2. Usuario (Receptor).
3. Control.

El problema fundamental de la navegación por satélite consiste en disponer de una referencia de tiempo común, al menos en los transmisores del segmento espacial, suficientemente precisa, para la medida radiotelemétrica.

La solución adoptada tanto por el sistema GPS (americano) y GLONASS (soviético) consiste en resolver la ecuación vectorial:

$$\vec{r}_u = f(\vec{r}_1, \vec{r}_2, \vec{r}_3, d_1, d_2, d_3) \quad \text{ec.(x.1)}$$

Donde:

\mathbf{r}_u : Coordenadas del receptor.

\mathbf{r}_i : Coordenada del satélite i.

d_i : Distancia entre el receptor y el satélite i.

Para ello es preciso conocer el vector de la posición de todos los satélites de la constelación (\mathbf{r}_i) y poder calcular las distancias (d_i) entre el receptor y todos los satélites en esta determinación.

La solución de la ecuación (x.1) exige dar respuesta a los siguientes problemas:

- Debe ser conocida por el receptor, con la mayor precisión posible, la posición de todos los satélites (\mathbf{r}_i) que participan en la medición.
- Tiene que ser posible la determinación de la distancia entre el receptor y cada satélite (d_i). Para ello todos los satélites tienen que tener una misma referencia de tiempos, esto es, deben de estar sincronizados.
- Es necesario, con gran precisión, pasar de un sistema de referencia celeste, al que están referidos los satélites (\mathbf{r}_i), a otro que permita fijar las coordenadas del móvil, o punto de recepción, al sistema terrestre.

La provisión de las señales al usuario se hace por el segmento espacial. En el caso del GPS este segmento está constituido por la constelación de satélites artificiales

“NAVSTAR” bajo el control del Departamento de Defensa (DoD) de los Estados Unidos. Esta constelación, en su configuración actual, dispone de 24 satélites operativos (21 activos y 3 de reserva) distribuidos en 6 órbitas casi circulares de unos 20.180 km de altitud media sobre el ecuador.

Cada órbita, contenida en el plano, tiene 4 satélites equiespaciados, luego habrá seis planos orbitales que se caracterizan por formar con el plano del ecuador terrestre un ángulo de 55° (inclinación de las órbitas). La traza de estos planos con el ecuador son redas, que pasan por el centro de la tierra, y forman entre si ángulos de 60°.

Las señales, provistas por cada satélite de la constelación NAVSTAR, utiliza una frecuencia de portadora común, sobre la que modula en fase un código propio de cada satélite, lo que permite su identificación.

1.2. Características de la señal radiada GPS

En relación a la señal radiada por la constelación de satélites GPS utilizan la misma frecuencia patrón de 10,23 MHz de alta estabilidad y precisión, empleando osciladores de rubidio y cesio. Todos los satélites transmiten las mismas frecuencias de portadora L_1 de 1.575,42 MHz y L_2 1.227,6 MHz, obtenidas por multiplicación de 10,23 MHz por 154 y 120, respectivamente. De forma que en el punto de recepción se capturarán, superpuestas, todas las señales generadas por los satélites que le iluminan. Sin embargo, cada satélite emite un código distinto que le identifica.

La modulación de las señales de portadora L_1 y L_2 es en DPSK (Differential Phase Shift Key), o modulación de fase, y las señales moduladoras son binarias.

Así pues las señales transmitidas L_1 y L_2

$$L_2(t) = L_2 \text{sen}[\omega_2 t + \pi(P(t) \oplus D(t))] = L_2 p(t) d(t) \text{sen} \omega_2 t \quad \text{ec. (2)}$$

$$L_1(t) = L_1 \{ \text{sen}[\omega_1 t + \pi(P(t) \oplus D(t))] + \cos[\omega_1 t + \pi(C(t) \oplus D(t))] \} = L_1 \{ p(t) d(t) \text{sen} \omega_1 t + p(t) d(t) \cos \omega_1 t \}. \quad \text{ec. (3)}$$

L_2 : amplitud de la portadora (constante).

ω_2 : pulsación de la portadora.

ω_1 : pulsación de la portadora.

$P(t)$: secuencia binaria PRN del código P (*precision code*) (niveles 1,0).

$D(t)$: secuencia binaria del mensaje de navegación (niveles 1,0).

$C(t)$: secuencia binaria PRN del código C/A (*Coarse/Acquisition code*) (niveles 1,0).

$p(t)$: secuencia binaria PRN del código P en NZR (niveles +1,-1).

$d(t)$: secuencia binaria del mensaje de navegación en NZR (niveles +1,-1).

$c(t)$: secuencia binaria PRN del código C/A en NZR (niveles +1,-1).

La señal binaria $D(t)$ contiene el mensaje de navegación o NAVDATA. El formato del mensaje contiene la trama de tamaño 1500 bits y se emite con una velocidad de 50 bps.

El código P es un código binario pseudo-aleatorio de larga duración (ciclo de 267 días) que caracteriza a cada satélite y de uso restringido (operaciones militares), dificultad en su captura debido a su velocidad por lo que hace dificulta su utilización en navegación aérea. Sin embargo, proporciona una precisión muy superior a la obtenida con el código C/A.

El código C/A es muy fácil de adquirir pero, como contrapartida, no ofrece la precisión del código P. En general, los usuarios que pueden emplear el código P utilizan el C/A para poder adquirir aquel a través de la palabra HOW contenida en el mensaje de navegación, pues aunque puede ser capturado directamente, lleva un tiempo excesivo para ser utilizado en aplicaciones cinemáticas.

1.3. Receptor GPS

La información obtenida del proceso de recepción de cada una de las señales seguidas son tres:

- Satélite que está siendo seguido (a través del código réplica que correlaciona con el código de la señal recibida).
- Pseudodistancia (a través del tiempo que ha sido necesario retrasar el código réplica hasta que correlaciona con el código de la señal recibida).
- Deltadistancia o variación de la pseudodistancia (a través de la diferencia de frecuencia del oscilador del receptor y la frecuencia de la señal recibida).

En general un receptor GPS está constituido por tres segmentos:

- o Conjunto de antena y recepción de RF.
- o Procesador de señal y calculador de navegación (GPSU).
- o Unidad de control y visualización (CDU).

1.4. Utilización del GPS para la navegación

La solución de la ecuación de navegación (1) requiere, además de los vectores de posición de los satélites, determinados a partir del mensaje de navegación la determinación de la distancia entre cada satélite y el receptor, lo que se hace midiendo el tiempo que es necesario retrasar el código réplica, generado en el receptor, para que su correlación sea máxima con relación al código que modula a la señal recibida del correspondiente satélite.

$$d_i = c\Delta t_i \quad \text{ec. (4)}$$

Siendo Δt_i el retraso requerido y c la velocidad de la luz.

Para que la ec. (4) sea válida se precisa que los relojes de los satélites y del receptor estén sincronizados, situación que no se da, especialmente en el reloj del receptor. Por ello a d_i se le denomina “pseudodistancia”.

Estas distancias (d_i) calculadas por un receptor, o pseudodistancias, se pueden poner como:

$$d_i = R_i + c\Delta t_{ai} + c(\Delta t_u - \Delta t_{si}) \quad \text{ec. (5)}$$

en donde,

d_i : pseudodistancia al satélite i .

- R_i : distancia verdadera al satélite i .
 c : velocidad de la luz.
 Δt_{si} : offset del reloj del satélite i respecto a la referencia GPS.
 Δt_u : offset del reloj del usuario respecto a la referencia GPS.
 Δt_{ai} : retardo de propagación en la ionosfera.

Si en la ecuación (5) se considera que $c\Delta t_{ai}$ y $c\Delta t_{si}$ son nulas, por haberse corregido el retardo de propagación y el error del reloj del satélite, a través de los parámetros de corrección contenidos en el mensaje de navegación, la ecuación mencionada se reduce a:

$$d_i = R_i + c\Delta t_i \quad \text{ec. (6)}$$

De la ec. (6) se deduce que la diferencia entre la distancia real (R_i) y la pseudodistancia (d_i) es precisamente debida a la diferencia entre el tiempo GPS y el estado del reloj del receptor.

Si denominamos c_b al sesgo del reloj (clock bias), $c\Delta t_u$ de la ec. (5), el sistema de ecuaciones que determina la posición del receptor será, utilizando la ecuación de la esfera de radio R_i :

$$\begin{aligned}
 (x_1 - u_x)^2 + (y_1 - u_y)^2 + (z_1 - u_z)^2 &= (d_1 - c_b)^2 \\
 (x_2 - u_x)^2 + (y_2 - u_y)^2 + (z_2 - u_z)^2 &= (d_2 - c_b)^2 \\
 (x_3 - u_x)^2 + (y_3 - u_y)^2 + (z_3 - u_z)^2 &= (d_3 - c_b)^2 \\
 (x_4 - u_x)^2 + (y_4 - u_y)^2 + (z_4 - u_z)^2 &= (d_4 - c_b)^2
 \end{aligned} \quad \text{ec. (7)}$$

En donde $x_i, y_i, z_i : i=1..4$, son las coordenadas de los cuatro satélites cuya señal recibe el receptor, calculadas a partir de las efemérides respectivas; u_x, u_y, u_z son las coordenadas del usuario a determinar; $d_i : i=1..4$ son las pseudodistancias establecidas por medida de tiempo entre los códigos provenientes de cada satélite y la réplica retardada hasta obtener la mejor correlación y; c_b es el sesgo del reloj del receptor, a determinar.

En teoría, el sistema anterior de cuatro ecuaciones con cuatro incógnitas da la posición (\mathbf{u}) del receptor, sin embargo, por no ser ecuaciones lineales su resolución exige el empleo del cálculo numérico, lo que generalmente consume tiempo de ordenador. Además las ecuaciones deberán resolverse para instantes simultáneos de las cuatro mediciones de d_j . Por ello es necesaria su linealización.

Además del cálculo de la posición de un vehículo, el GPS proporciona también información precisa de la velocidad del receptor.

El cálculo de la velocidad se fundamenta en el desplazamiento de la frecuencia de portadora, cuando existe velocidad relativa entre emisor y receptor debido al efecto Doppler.

1.5. Errores del GPS en la determinación de la posición

Las observaciones GPS se ven afectadas por errores que se producen en la estimación final de la posición del usuario.

El error resultante en la determinación de la posición depende de dos factores:

- El error en la determinación de cada parámetro (en este caso la distancia d_i) suponiendo que es independiente de la fuente de información y del receptor. A este error se le denomina UERE (User-Equivalent Range Error) Error equivalente en la determinación de distancia por el usuario.
- Dilución de la precisión (DOP), determinada por la geometría relativa dada por la posición de los satélites y el receptor.

El valor de DOP es siempre mayor de 1, de lo que se desprende que el error mínimo esperable en la determinación de la posición sea mayor que el error en la determinación de cada una de las distancias (UERE).

Errores en la determinación de la distancia (UERE)

Los errores que se producen en la determinación de cada una de las distancias entre el satélite y el receptor pueden clasificarse en:

- Errores provocados.
- Sesgos.
- Errores aleatorios.

Los **errores provocados** son aquellos que produce deliberadamente el DoD Americano y que se denominan Disponibilidad Selectiva (SA). Estos errores que intentan ser pseudoaleatorios afectan a los tiempos de referencia de los satélites y a las efemérides. Su corrección sólo es posible con técnicas diferenciales.

Sesgos o errores sistemáticos son aquellos que, por su naturaleza, pueden ser modelizados y, por tanto minimizados a través de la utilización de modelos adecuados que permitan su estimación. Los sesgos pueden clasificarse según su origen en:

- Sesgos de efemérides.
- Sesgos del reloj del satélite.
- Sesgos debidos a la propagación de la señal.

Los sesgos de efemérides son debidos a las desviaciones de la posición real del satélite respecto de la posición transmitida en el mensaje de navegación. Las causas de estas desviaciones son: las anomalías gravitacionales de la tierra y la influencia de campos gravitatorios de otros cuerpos celestes, la fricción atmosférica que es muy pequeña debido a la altura de las órbitas y a la presión de la radiación que depende de la diferencia entre la energía que incide sobre el satélite y la que emite el mismo.

Los factores anteriores hacen que el cálculo preciso de la posición instantánea del satélite no se base solamente en parámetros Keplerianos, sino que se incluyan factores de corrección adicionales. Los errores en la determinación de la distancia debidos a estos sesgos pueden llegar a ser de 20m.

Los sesgos de reloj se deben a la diferencia entre el reloj de referencia (establecido por la estación maestra del GPS y supervisado por el USNO ó observatorio

naval de USA) y el reloj del satélite, ya que, a pesar de la gran precisión de los relojes embarcados, presentan problemas de ruido, a corto plazo, y de deriva a largo plazo.

El tiempo de cada satélite está relacionado con el tiempo de referencia GPS a través de la ecuación:

$$t = t_{s/c} - \Delta t_{s/c} \quad \text{ec. (8)}$$

en donde t es el tiempo GPS, $t_{s/c}$ es el tiempo marcado por el satélite cuando transmite la señal y $\Delta t_{s/c}$ el offset entre el tiempo del reloj del satélite y el tiempo maestro.

Este tiempo de offset está modelizado por la ecuación:

$$\Delta t_{s/c} = \alpha_1 + \alpha_2(t - t_{oc}) + \alpha_3(t - t_{oc})^2 + \Delta t_r \quad \text{ec. (9)}$$

donde los coeficientes α_1 , α_2 y α_3 son los coeficientes del polinomio representativo del offset de fase, frecuencia y deriva de frecuencia del reloj del satélite, transmitidos por el mensaje de navegación e Δt_r el término de corrección relativista. Así mismo, t_{oc} representa el instante o época a la que está referido el cálculo del offset.

En la ecuación (9) en lugar de t (instante desconocido para el receptor) se emplea $t_{s/c}$.

La frecuencia recibida, procedente del satélite, discrepa de la transmitida por:

- Diferencia entre los intervalos de tiempo medidos en la referencia “satélite” y en la referencia “receptor” debido a la velocidad de ambos sistemas de referencia, justificada por la teoría especial ó restringida de la relatividad.
- Efecto de la aceleración “equivalente”, producida por el campo gravitatorio, a que están sometidos ambas referencias, y que se justifica con la teoría generalizada de la relatividad.
- Desviación de frecuencia recibida, por efecto Doppler.

Estos efectos quedan reflejados en la siguiente fórmula:

$$f_r = f_t \left(1 + \frac{\Phi_t - \Phi_r}{c^2} + \frac{1}{2} \left(\frac{V_r^2}{c^2} - \frac{V_t^2}{c^2} \right) + \frac{k}{c} (V_t - V_r) \right) \quad \text{ec. (10)}$$

En donde los tres términos, que se suman a la unidad en el segundo miembro, son: el debido a la teoría generalizada ($\Phi = -GM/r$ representa el potencial gravitatorio), a la teoría restringida ($V_{r,t}$ representan las velocidades respecto al geocentro de la tierra) y al efecto Doppler, respectivamente. Los subíndices t y r se refieren a los sistemas “satélite” y “receptor”.

El término debido al efecto Doppler no hay que considerarlo puesto que afecta, en la misma proporción que al reloj del receptor, a la duración del chip del código réplica y, por tanto, se autocorrigue.

El término debido a la relatividad restringida, considerando órbitas “casi circulares” y que la velocidad del satélite es de unos 3863 m/s, muy superior a la del receptor (un punto fijo a la superficie en el ecuador se desplaza a unos 464 m/s), puede aproximarse por:

$$\left(\frac{f_r - f_t}{f_t} \right) \cong -\frac{1}{2} \frac{v_t^2}{c^2} \cong -0.83 \cdot 10^{-10} \quad \text{ec. (11)}$$

Del mismo modo, considerando de nuevo órbitas circulares, el término debido a la gravedad se puede aproximar por:

$$\left(\frac{f_r - f_t}{f_t} \right) = g \frac{r}{c^2} \left(1 - \frac{r}{R} \right) \cong 5.3 \cdot 10^{-10} \quad \text{ec. (12)}$$

donde $r = 6378 \cdot 10^3$ m el radio medio de la órbita.

Obsérvese que estas dos correcciones se aproximan a constantes, cuya suma da $4.47 \cdot 10^{-10}$. Para cancelar este efecto sobre la medida de tiempo, los osciladores de referencia de los satélites, que nominalmente oscilan a 10.23MHz, se les hace oscilar a 10.2299999553MHz.

Según lo mencionado previamente, tanto el efecto Doppler como los componentes debidos a las teorías restringida y general de la relatividad no hay que incluirlos en el término de corrección de la ec. (8), no obstante, la hipótesis de órbita circular no se satisface exactamente, ya que las órbitas tienen una excentricidad ($e < 0.02$), esta excentricidad hace que el campo gravitatorio del satélite y la velocidad del mismo varíen resultando un término de corrección relativista que viene dado por:

$$\Delta t_r = k \frac{e}{100} \sqrt{R_{sv}} \text{sen}(30^\circ t_1) \quad \text{ec. (13)}$$

Dónde: $k : 4.44 \cdot 10^{-10}$

e : máxima excentricidad en %.

t_1 : tiempo transcurrido desde el inicio de una nueva órbita.

La corrección del sesgo del reloj del satélite es tanto más imprecisa cuanto más tiempo haya desde el instante de referencia (t_{oc}) en que se cargaron los parámetros α_i .

Los sesgos por propagación de la señal se deben fundamentalmente al efecto ionosférico, aunque también afecta el efecto troposférico. Es importante en la determinación de la posición 3D puesto que afecta especialmente a la componente vertical de la posición.

Las señales de carácter EEM, al atravesar la ionosfera, disminuyen su velocidad de propagación, lo que se traduce, a nivel de receptor, en un retraso en la señal recibida.

Las frecuencias altas atraviesan con poco retraso esta capa, siendo el retraso inversamente proporcional al cuadrado de la frecuencia. Este ley cuadrática es la que permite minimizar el error de propagación en receptores que trabajan con las dos frecuencias (L_1 t L_2).

Si llamamos R_1 a la distancia obtenida trabajando con la portadora L_1 y R_2 a la obtenida a partir de L_2 , según la ley expresada anteriormente se puede poner:

$$\begin{aligned} R_1 &= R + (k/(f_1)^2) \\ R_2 &= R + (k/(f_2)^2) \end{aligned} \quad \text{ec. 14}$$

Para receptores que sólo admiten L_1 la corrección se hace valiéndose de un modelo ionosférico que utiliza datos contenidos en el mensaje de navegación y que son capaces de atenuar este error en un 75% aproximadamente.

Los receptores realizan para corregir este efecto, sin embargo, el más utilizado es el que considera que el retraso se debe a la suma de dos términos “seco” y “húmedo”. La expresión matemática es:

$$\Delta t_r = f_s M_s + f_H M_H$$

en dónde:

f_s = coeficiente seco, función del ángulo de elevación.

f_H = coeficiente húmedo, función del ángulo de elevación.

M_s = modelo seco, función de T, p, H.

M_H = modelo húmedo, función de T, p, H y vapor de H_2O .

Los **errores aleatorios** son aquellos cuya naturaleza no permite su modelización y, por consiguiente no pueden ser reducidos, salvo por técnicas de filtrado recursivo. El origen de estos errores puede ser; errores aleatorios en el reloj del satélite, efectos no determinables sobre la propagación de la señal, errores por multitrayectorias de las señales recibidas y errores no determinables del receptor.

En la tabla siguiente se resumen las fuentes de error así como sus valores característicos.

SEGMENTO	FUENTES DE ERROR	ERROR EN METROS	
		COD. C/A	COD. P
ESPACIAL	- Estabilidad del reloj.	3.3	3.3
	- Predicción de las perturbaciones del satélite.	1.0	1.0
	- otros	1.0	1.0
CONTROL	- Predicción de efemérides e implementación del modelo	4.2	4.2
	- Otros.	0.9	0.9
USUARIO	- Compensación del retraso ionosférico.	7.5	2.3
	- Compensación del retraso troposférico.	2.0	2.0
	- Ruido y resolución del receptor.	7.5	1.5
	- Multisenda.	1.2	1.2
	- Otros.	0.5	0.5
SISTEMA	- UERE total	12.2	6.6

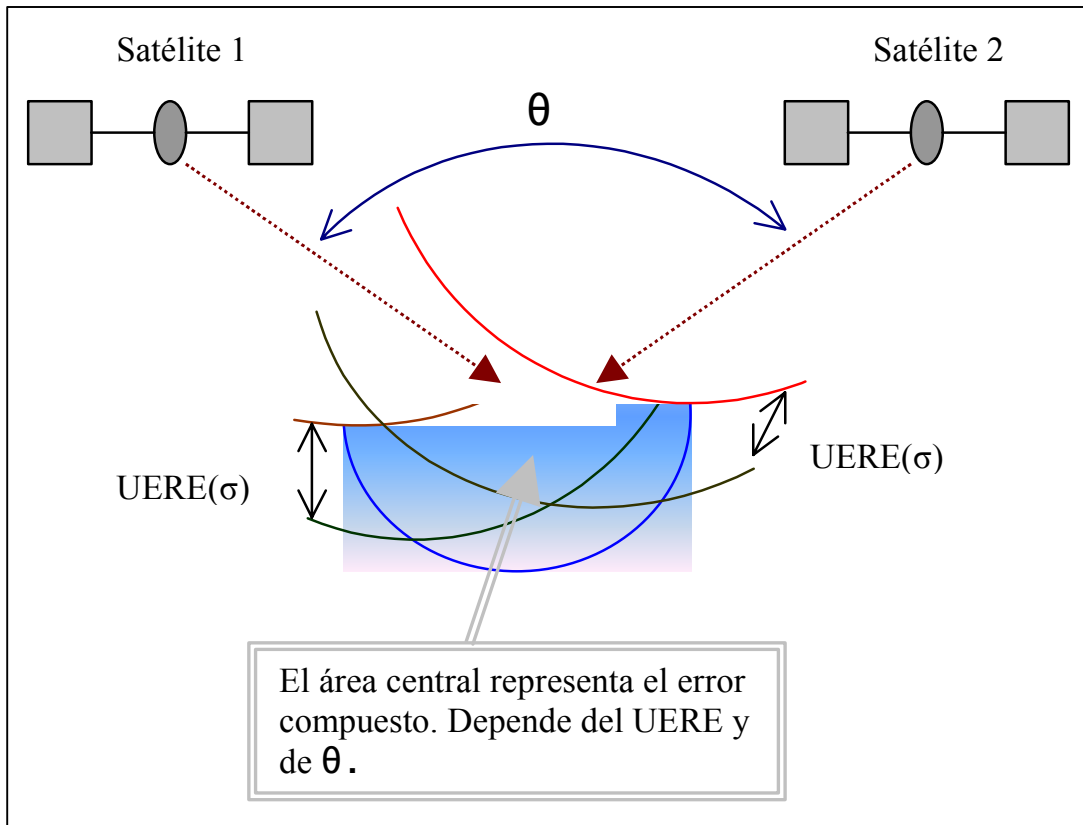


Fig. 1.1 Representación gráfica en 2D del DOP

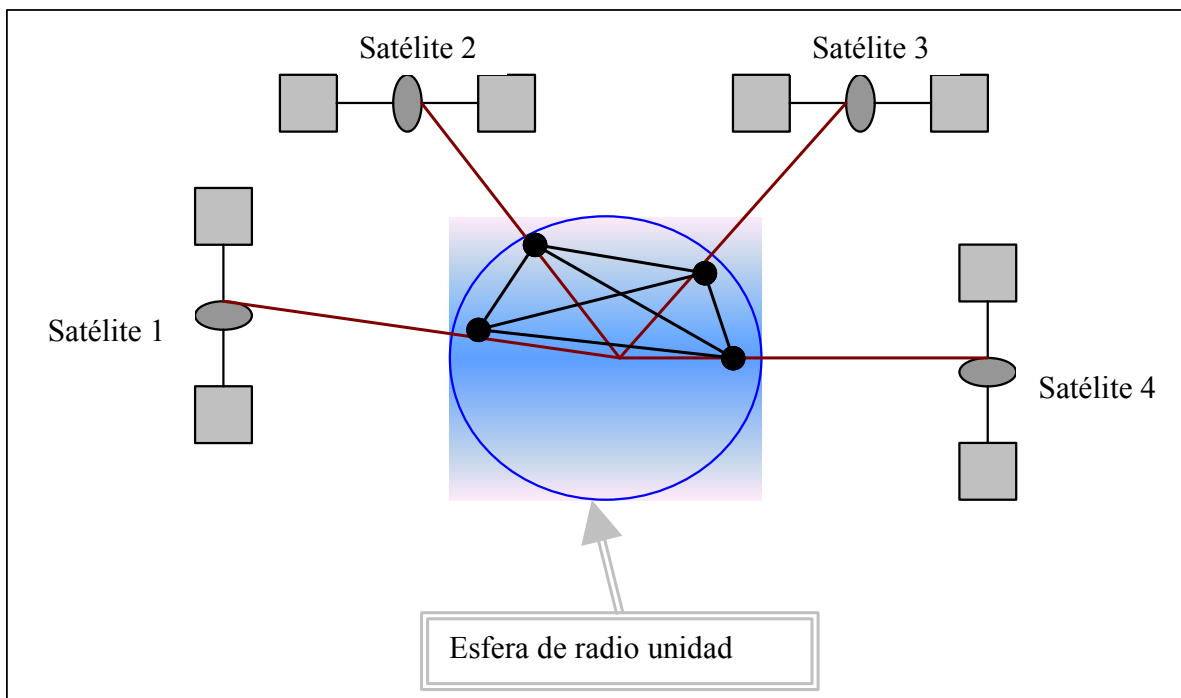


Fig. 1.2 Representación gráfica del tetraedro para su evaluación con 4 satélites.

Por extensión de este esquema puede establecerse que, en el caso del GPS para el que son requeridos cuatro satélites, el factor de dilución se determina gráficamente como el inverso del volumen del tetraedro representado en la figura 1.2.

Dentro del concepto de DOP, se han definido en el GPS los siguientes factores de dilución, según las variables involucradas:

- GDOP : Dilución de la precisión geométrica (considerando las tres coordenadas de la posición y estado del reloj).
- PDOP : Dilución de la precisión de la posición (considerando las tres coordenadas de la posición).
- TDOP : Dilución de la precisión del tiempo (considerando solamente el estado del reloj).
- HDOP : Dilución de la precisión en posición horizontal (considerando solamente las dos coordenadas de la posición horizontal).
- VDOP : Dilución de la precisión en posición vertical (considerando sólo la altitud).

Matemáticamente los factores anteriores se pueden poner en función de las desviaciones medias cuadráticas sobre los ejes de referencia, en los que han sido establecidas las coordenadas del punto de recepción, resultando, en cada caso las expresiones que se muestran a continuación.

$$GDOP = \sqrt{\frac{(\sigma_{u_x})^2 + (\sigma_{u_y})^2 + (\sigma_{u_z})^2 + (\sigma_{u_t})^2}{UERE^2}}$$

$$PDOP = \sqrt{\frac{(\sigma_{u_x})^2 + (\sigma_{u_y})^2 + (\sigma_{u_z})^2}{UERE^2}}$$

$$HDOP = \sqrt{\frac{(\sigma_{u_x})^2 + (\sigma_{u_y})^2}{UERE^2}}$$

$$VDOP = \sqrt{\frac{(\sigma_{u_z})^2}{UERE^2}}$$

$$TDOP = \sqrt{\frac{(\sigma_{u_t})^2}{UERE^2}}$$

siendo:

$$\sigma_{u_i} = \left(\frac{\partial u_i}{\partial R_1} + \frac{\partial u_i}{\partial R_2} + \frac{\partial u_i}{\partial R_3} + \frac{\partial u_i}{\partial R_4} \right) UERE$$

para $i = x, y, z, \text{ y } t$.

2. SIMULACIÓN CON STK.

2.1 Descripción de Escenario y Misión.

El escenario está compuesto por la constelación de satélites NAVSTAR, por una serie de estaciones de tierra (pseudosatélites), base aérea y aeronave y el objetivo es evaluar el comportamiento de uno de los momentos más críticos del sistema GPS como sistema de ayuda a la navegación aérea, dando cobertura a una aeronave en su senda de aproximación a la pista de aterrizaje y como mejorar tal sistema de ayuda a la navegación vertical (VDOP) al colocar estratégicamente pseudo-satélites para amplificación de la señal GPS y corrección de errores.

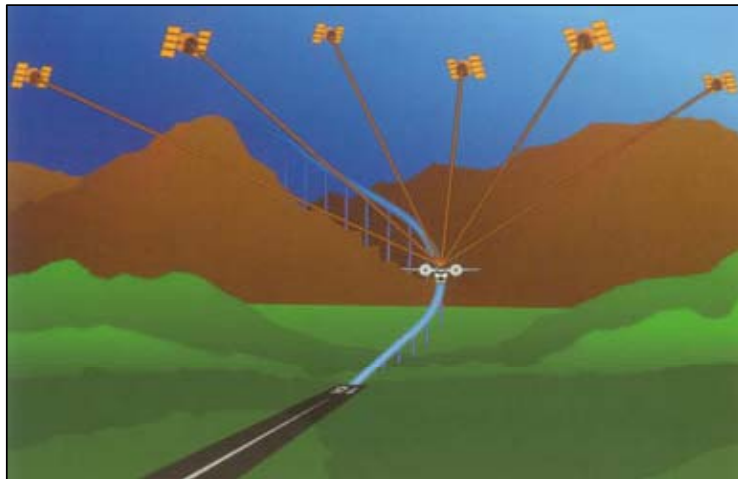


Fig. 2.0 Senda de aproximación.

2.2 Creando el Escenario

Se parte de la ventana de gestión de escenarios seleccionando **Navegación** como categoría y **gps-laas** como escenario,

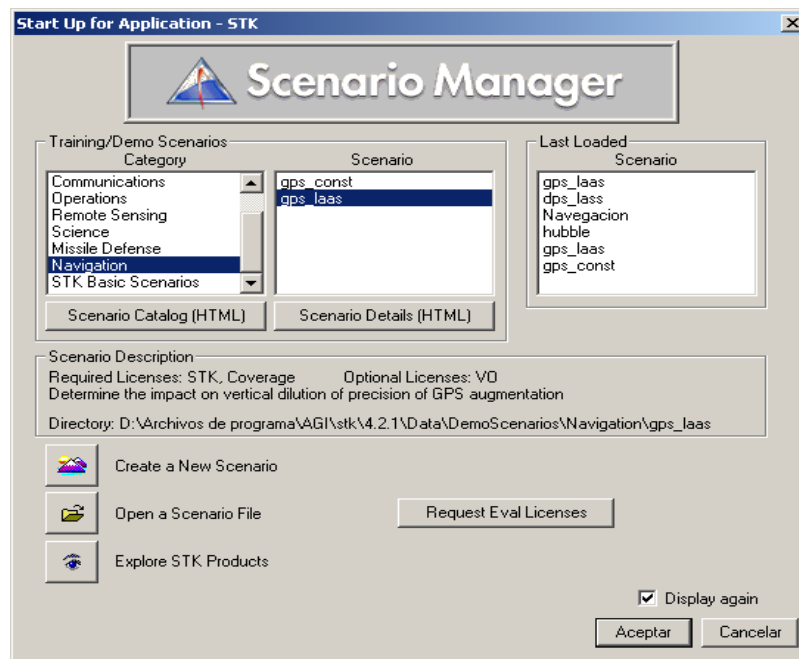


Figura. 2.1. Ventana de gestión de escenarios.

A continuación eliminar todos los elementos del escenario excepto la constelación de satélites NAVSTAR,

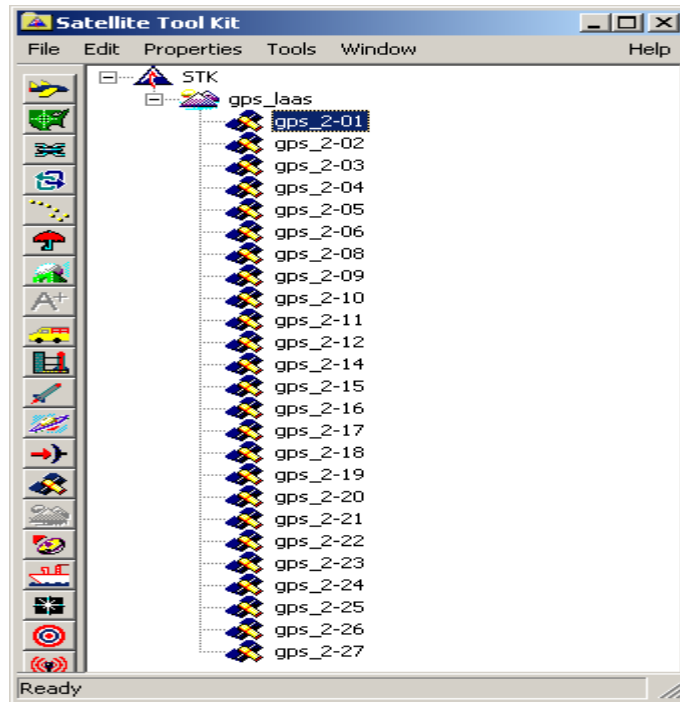


Figura 2.2. Constelación de satélites NAVSTAR.

Modificar las propiedades básicas del escenario, situándose en el icono del escenario **gps_laas** y actualizar sus parámetros como se indican las siguientes ventanas.

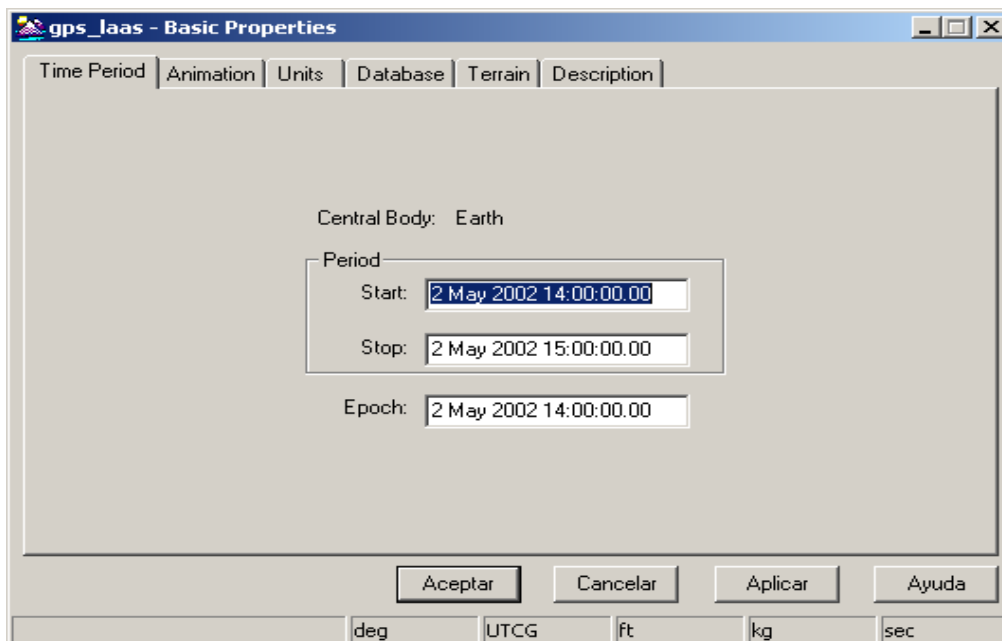


Figura 2.3.a. Propiedades básicas: Periodo de tiempo.

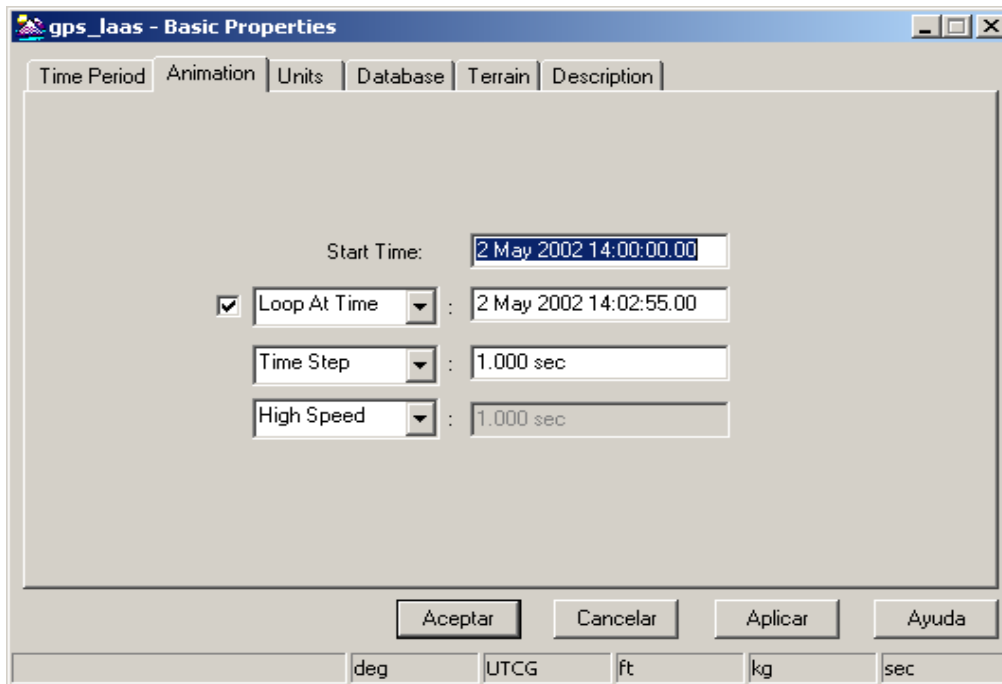
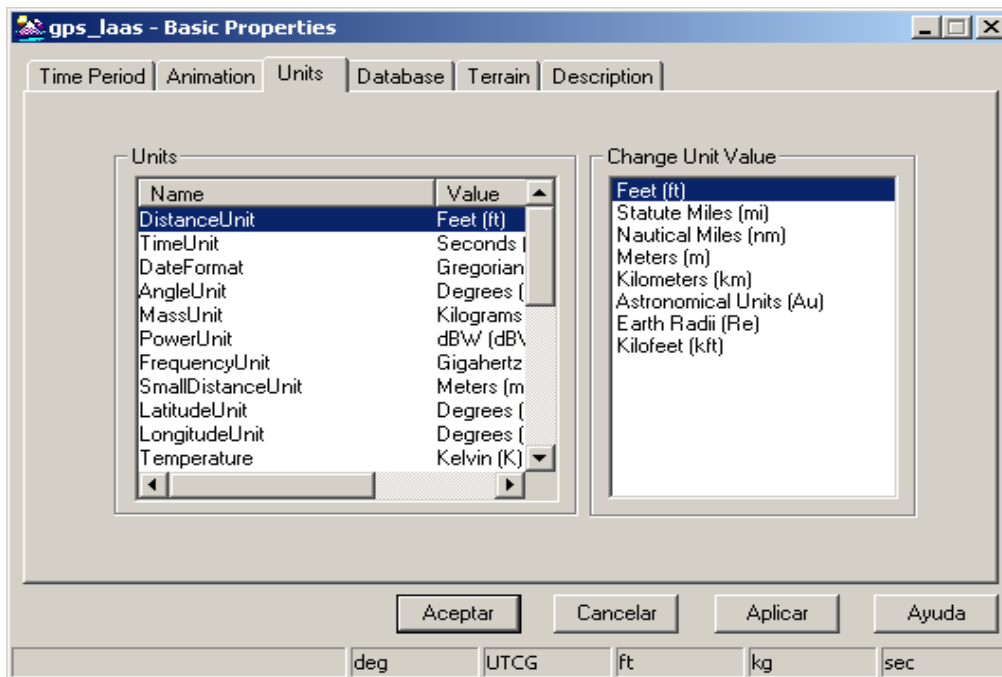


Figura 2.3.b. Propiedades básicas: Animación.



Figuras 2.3.c. Propiedades básicas: Unidades del escenario gps_laas.

1. Crear la aeronave para ello seleccionar el icono de *Create New Aircraft* de la ventana *Satellite tool kit* dándole el nombre de F-18, seguidamente situándose en el icono de la aeronave seleccionar sus propiedades básicas y situados en *Route* introducir la información relacionada con la ruta seguida por la aeronave indicados en la siguiente ventana.

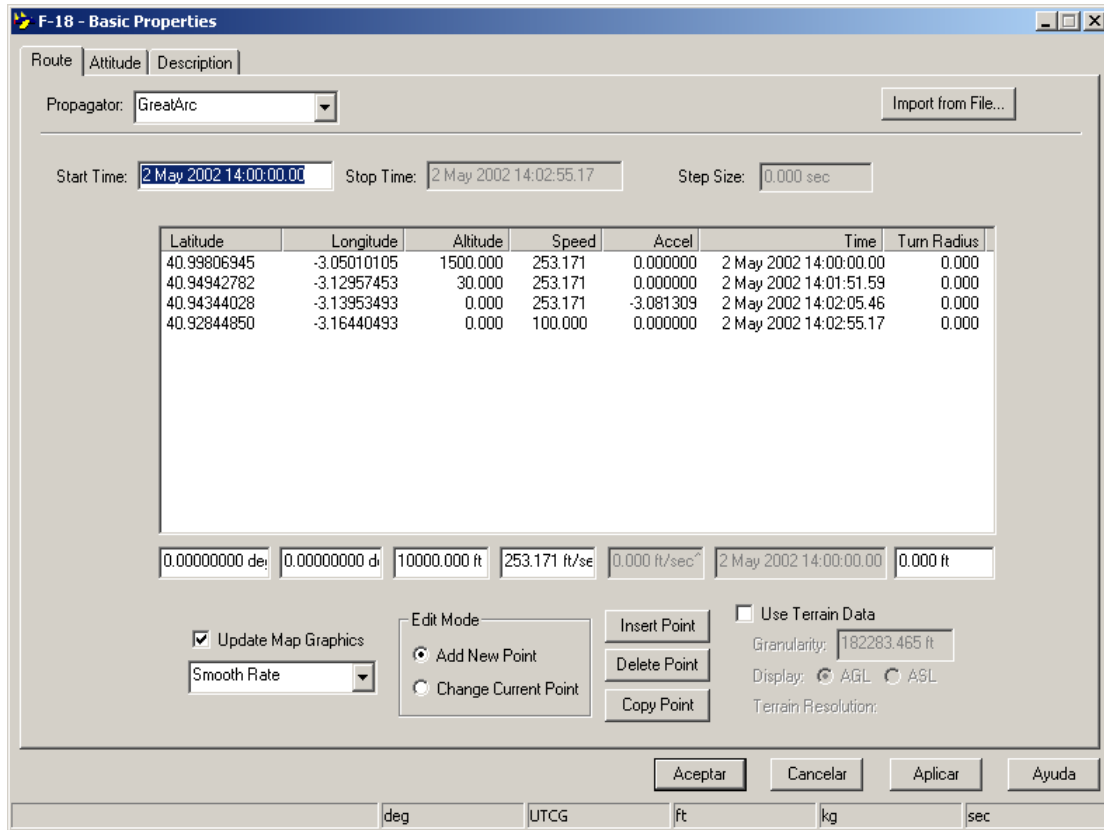


Figura 2.4. Propiedades básicas del F-18: Información de la ruta a seguir por la aeronave.

Seleccionado el icono de la aeronave activar la opción de propiedades gráficas 3D y, situados en *Vector*, introducir la información indicada en la siguiente ventana.

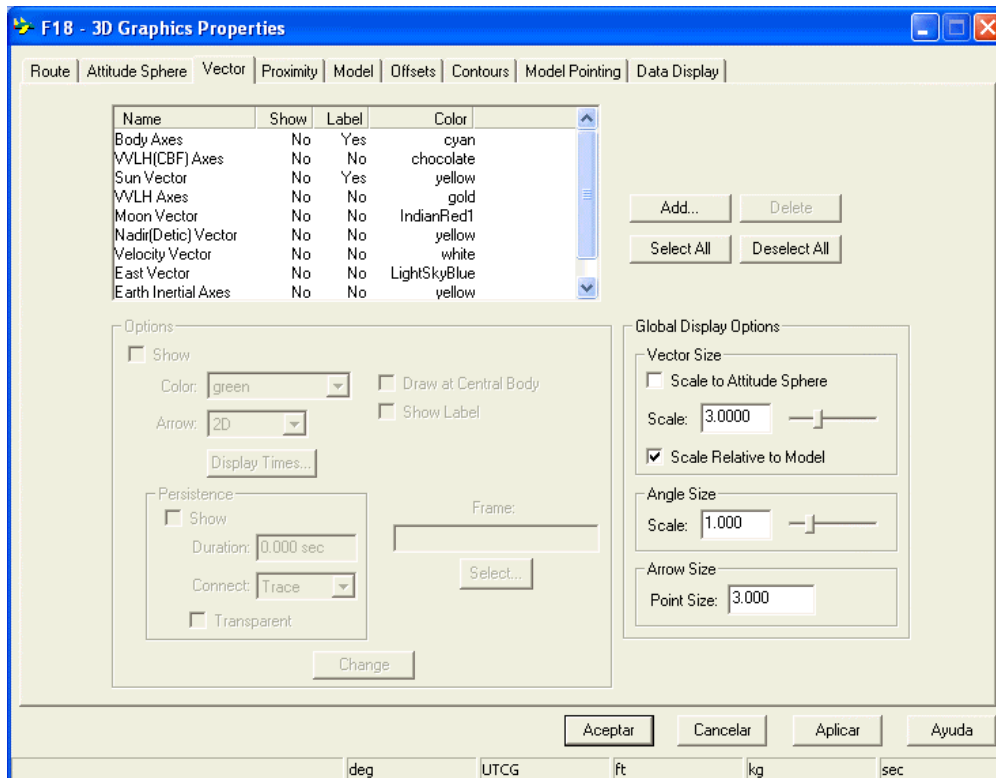


Figura 2.5. Propiedades gráficas 3D del F-18

En el apartado *Model* seleccionar en *Model file* el fichero f18.mdl que está ubicado en el directorio AGI\stk\4.2.1\STKData\Models\Air\Military.

2. Creando la Base Aérea para ello seleccionar el icono de *Create New Facility* de la ventana *Satellite tool kit* dándole el nombre de **Base**, seguidamente situándose en el icono de la Base seleccionar sus propiedades básicas y situados en *Position* introducir la información relacionada con la ubicación geográfica de la pista indicada en la siguiente ventana.

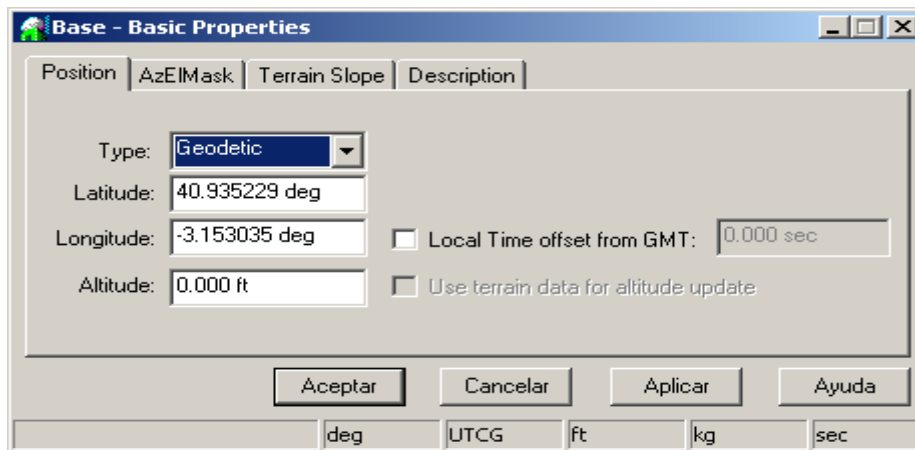


Figura 2.6. Propiedades básicas de la Base.

Seleccionar *3D Graphics Properties* de la Base e introducir en el apartado de *Vector* los datos indicados en la ventana, en el apartado *Model* seleccionar en *Model file* el fichero airport.mdl que está ubicado en el directorio AGI\stk\4.2.1\STKData\Models\Ground\Facilities y en el apartado *offsets : Rotational* $X=0, Y=0$ y $Z=-38.0$ deg, *Translational* $X=0, Y=0$ y $Z=22.0$ ft. Por último, ajustar la escala del modelo de la base a 1.0.

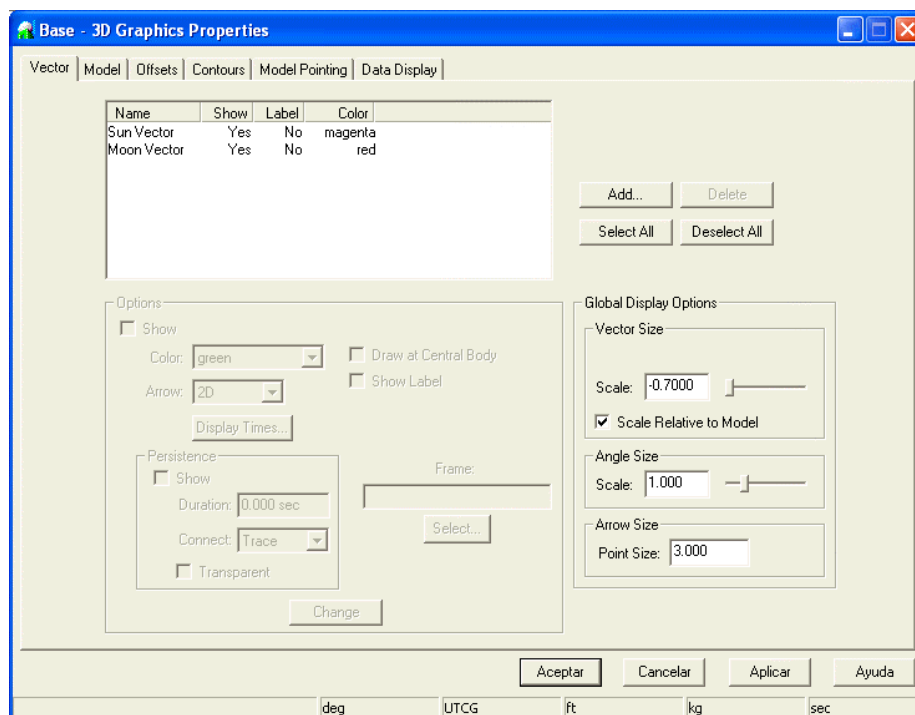


Figura 2.7. Propiedades gráficas 3D de la Base.

3. Creando el pseudosatelite para ello seleccionar el icono de *Create New Facility* de la ventana *Satellite tool kit* dándole el nombre de **gps_xmtr**, seguidamente situándose en el icono del **gps_xmtr** seleccionar sus propiedades básicas y situados en *Position* introducir la información relacionada con la ubicación geográfica de la estación indicada en la siguiente ventana.

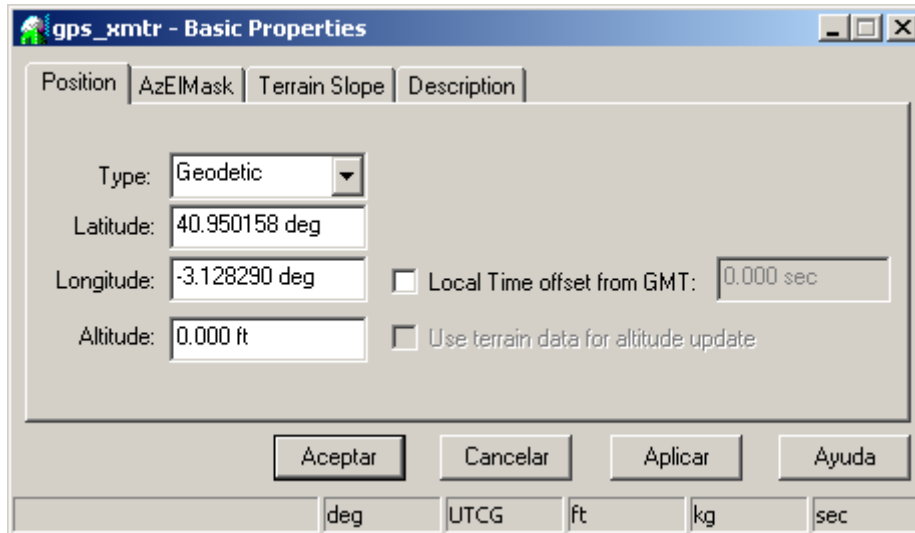


Figura 2.8. Propiedades básicas del pseudosatélite.

Seleccionar *3D Graphics Properties* de la Base e introducir en el apartado de *Vector* los datos indicados en la ventana, en el apartado *Model* seleccionar en *Model file* el fichero *antena_mount.mdl* que está ubicado en el directorio AGI\stk\4.2.1\STKData\Models\Ground\Equipment, *Model Scale* = 0 y *Marker Scale* = 4 en el apartado *offsets* : *Rotational X=0, Y=0 y Z=-40.0 deg*.

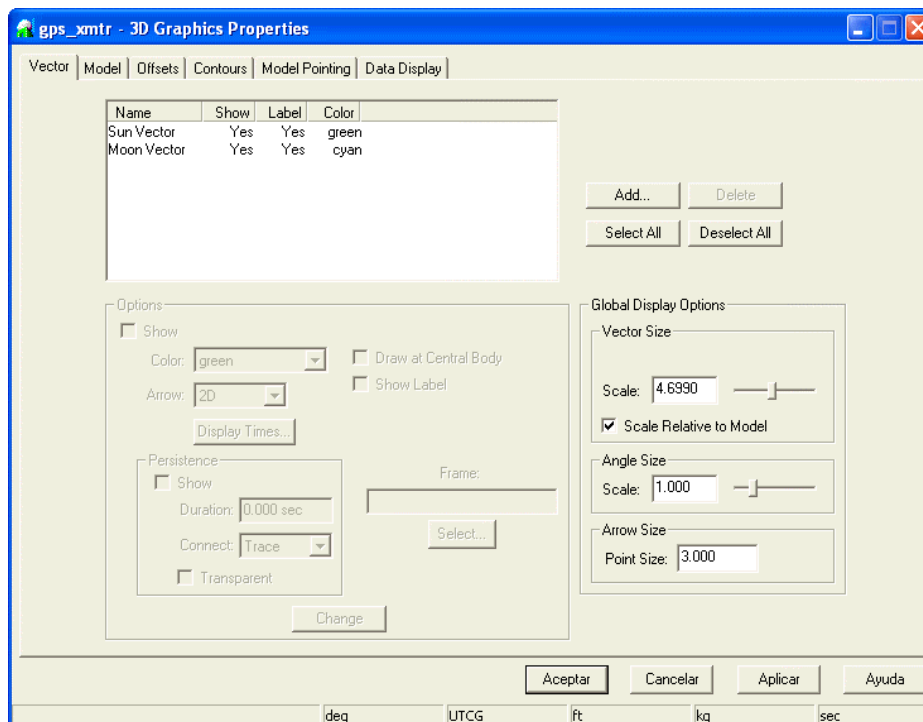


Figura 2.9. Propiedades gráficas 3D del pseudosatélite.

2.2 Estudio del VDOP.

Estudio del impacto en el VDOP de la senda de aproximación utilizando solamente la constelación NAVSTAR.

- Sobre el F-18, pulsar el botón derecho y seleccionar el menú *Coverage*
- Seleccionar todos los satélites de NAVSTAR de la lista y activar *Assign* y *Compute* para determinar todos los intervalos de visibilidad.

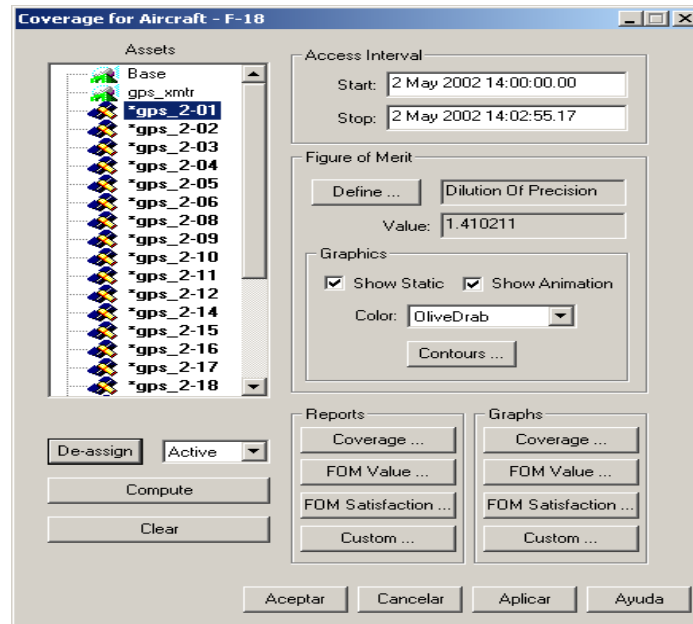


Figura 2.10. Ventana de cobertura

- Activar *Define...* para abrir el panel de definición FOM (*Figure Of Merit*) y seguidamente activar *average*, *VDOP*, *Best N* donde $N=6$ y poner *Time sep* a *1.0 second* y Aceptar.

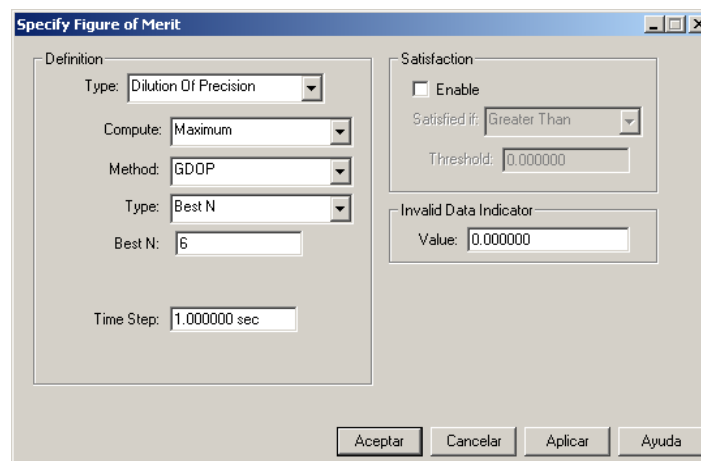
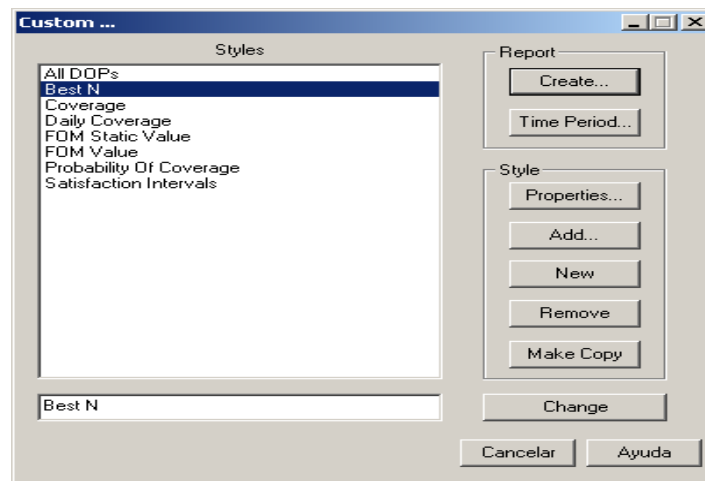


Figura 2.11. Ventana de FOM


- Activar el botón *Custom.... report* y crear *Best N report*. Abrir el panel *Time Period...* y poner *1.0 second*, cerrar el panel y crear el **informe**. Éste indicará del valor del VDOP en cada intervalo con los 6 satélites seleccionados para cada periodo.

Figura 2.12. Informe *Custom*

3. PRÁCTICAS

3.1 Analizar los resultados obtenidos del informe generado.

3.2 Repetir el apartado 2.2 asignando además el pseudosatélite gps_xmtr.

3.3 Comparar los resultados obtenidos en 4.2 con los resultados de 4.1.**3.4 Proponer una configuración alternativa que mejore la VDOP.**