

# Algoritmo automático de corrección geográfica para imágenes NOAA-AVHRR: desarrollo y análisis de errores

A. Calle, J. L. Casanova y J. Sanz

Correo electrónico: [abel@latuv.uva.es](mailto:abel@latuv.uva.es)

Laboratorio de Teledetección de la Universidad de Valladolid

## RESUMEN

Se presenta un modelo automático de corrección basado en la resolución orbital del satélite y la aplicación de un algoritmo que utiliza los ángulos de orientación para el cálculo de la posición geográfica del píxel. El modelo concluye con la implementación de remuestreo por el procedimiento del vecino más próximo. El modelo ha sido validado en un escenario completo de imágenes del sensor NOAA-AVHRR, especificando el análisis de los errores encontrados en unidades de píxel.

**PALABRAS CLAVE:** NOAA-AVHRR, corrección geográfica automática.

## ABSTRACT

A procedure of orbital resolution of the spacecraft position has been developed, together with the subsequent application of an algorithm using the orientation angles for the calculation of the geographical pixel position. The model concludes with the implementation of the resampling algorithm of the images corrected through the nearest neighbour method. The model applied has been validated on a complete scenario of the NOAA-AVHRR sensor imagery, specifying the errors made in pixel units.

**KEY WORDS:** NOAA-AVHRR, automatic geographical correction.

## INTRODUCCIÓN

La corrección geográfica de las imágenes presenta, en todos los casos estudiados en teledetección, grandes dificultades de cara a la obtención de resultados precisos. Existen múltiples fuentes de error difícilmente tenidas en cuenta en la aplicación de modelos teóricos funcionando de forma totalmente automática, sin la interacción del usuario. Las imágenes corregidas, generadas por estos modelos, deben ser ajustadas finalmente mediante la identificación de puntos de control y la aplicación de polinomios de ajuste, con la finalidad de obtener la máxima precisión. Sin embargo, el automatismo en todas las tareas de procesamiento de imágenes debe ser considerado como un objetivo primordial en aquellos casos que requieran la generación de productos en tiempo real. Esto conlleva la búsqueda de un compromiso entre precisión exigida y tiempo de proceso.

En el caso de la corrección del sensor AVHRR, los modelos más ampliamente utilizados toman al menos un punto de control para resolver las condiciones de cruce con el ecuador de la órbita ascendente (Ho and Asem, 1986, Bachman and Bendix, 1992). Estos procedimientos parten del conocimiento de los parámetros de cruce con el ecuador de la última órbita ascendente previa a la captura de la imagen (longitud geográfica y tiempo de cruce). En otros casos, se ha utilizado como modelo de base el mencionado anteriormente, incluyendo más puntos de control de tierra, para una vez resuelta la órbita, utilizar dichos puntos de control

automáticamente para generar polinomios de ajuste (Illera et al., 1996). La técnica de determinación de los parámetros de cruce con el ecuador ha sido empleada, también, por (Moreno and Meliá, 1993) para generar un modelo de corrección geométrica teniendo en cuenta varios factores de barrido del sensor que llevan a la obtención de resultados precisos; sin embargo, los métodos mencionados que aplican esta técnica emplean puntos de control obtenidos de forma interactiva para el cálculo de estas magnitudes, lo que demora de forma importante el procesado de la imagen.

En lo que respecta a los modelos automáticos, puede verse un planteamiento muy general en (Rosborough et al., 1994) en el que desarrolla una metodología para la corrección conociendo los ángulos estándar *roll*, *pitch* y *yaw*, de orientación del satélite; además estos autores incluyen un procedimiento de control de altitud, a partir de un punto de control, que mejora en gran medida los resultados procedentes de la metodología automática

En lo que sigue, presentaremos un modelo basado en Brunel and Marsouin, 1986, que aplica la metodología de Rosborough et al., 1994 calculando los ángulos de orientación a partir de los parámetros orbitales. Finalmente, el modelo concluye con la implementación del algoritmo de remuestreo de las imágenes corregidas por el procedimiento del vecino más próximo.

La validación del modelo aplicado se ha realizado sobre un escenario completo de imágenes del sensor NOAA-AVHRR, especificando los errores

cometidos en unidades de píxeles. Para todo el desarrollo del estudio se ha elaborado un software específico, en entorno Windows. Finalmente se discuten algunas dificultades encontradas en la aplicación de la metodología de verificación concernientes a errores técnicos del sensor utilizado (*Brunel and Marsouin, 2000*). Este modelo, así planteado, genera unos buenos resultados y es de fácil programación para ser incluido en programas de procesamiento general.

## DESCRIPCIÓN TEÓRICA DEL MODELO

El modelo de corrección consta de tres fases principales, cuya descripción teórica se expone en los siguientes sub-apartados. En primer lugar se realizará el cálculo de la posición del satélite a partir de los parámetros orbitales; posteriormente se aplicarán las funciones de transformación (fila,columna)→(long,lat), basadas en matrices de transformación y finalmente se realizará el proceso de remuestreo de la imagen. En esta última etapa se expondrá la metodología de la corrección inversa.

### Determinación de la posición del satélite

A partir de los parámetros orbitales podrá determinarse la posición del satélite en un instante anterior o posterior aplicando las ecuaciones que rigen el movimiento en la órbita. El tiempo de validez de dichas magnitudes no es muy elevado en el caso de los satélites polares que tienen una órbita de baja altitud (en torno a 850 km.), debido a que la órbita está modificándose constantemente por causa de las fuerzas de perturbación (*Brunel and Marsouin, 1986*): fuerzas de gravitación causadas por irregularidades en la distribución de la masa de la tierra, fricción atmosférica (hasta 1000 km. de altitud), presión de la radiación solar, fuerzas de gravitación del Sol y la Luna, etc. De todas ellas, la más importante en un gran orden de magnitud, es la debida al achatamiento de la Tierra.

Los datos orbitales, para un instante inicial denominado *Época*,  $t_0$ , son proporcionados por varios tipos de boletines electrónicos difundidos a través de la red Internet. En nuestro modelo se ha utilizado el NORAD "Two Line Element" (TLE), que recibe este nombre porque resume la información de cada satélite en dos líneas. En este boletín figuran los elementos de localización necesarios, que son los siguientes:

1. *Época*,  $t_0$ : La fecha (con exactitud de milisegundos) para la cual son emitidos los elementos orbitales pertenecientes a ese TLE.
2. *Excentricidad*,  $e$ : Es la excentricidad de la elipse que traza el satélite en su movimiento alrededor de la Tierra.

3. *Argumento de Perigeo*,  $\omega_0$ : Es el ángulo, medido en la elipse orbital, entre el cruce con el ecuador terrestre y el perigeo de la órbita.
4. *Anomalía Media*,  $M_0$ : Es el desplazamiento angular recorrido por el satélite, si éste hubiera estado moviéndose con velocidad angular constante en una órbita circular.
5. *Ascensión Recta del Nodo Ascendente*,  $\Omega_0$ : Es el ángulo de longitud entre el punto Aries o punto vernal y el punto en que el satélite cruza el ecuador terrestre en una órbita ascendente (sur-norte).
6. *Inclinación de la Órbita*,  $i$ : Es el ángulo entre el plano de la elipse y el plano ecuatorial terrestre.
7. *Movimiento Medio*,  $n$ : Es el promedio de la velocidad angular del satélite en la órbita, expresado en vueltas/día.

De los elementos descritos, tres de ellos sirven para localizar el satélite en la elipse orbital ( $e$ ,  $M$ ,  $n$ ) y otros tres para encontrar la orientación de la elipse respecto a una posición terrestre ( $\omega$ ,  $\Omega$ ,  $i$ ).

Para calcular la posición del satélite, pueden seguirse varias metodologías. Una de ellas consiste en la aplicación del modelo de propagación NORAD-SGP4, sobre todo si se utilizan como parámetros orbitales los aportados por NORAD-two-line-elements. SGP4 produce como resultado las coordenadas cartesianas del satélite en un sistema de referencia inercial, con uno de los ejes del sistema posicionado en el punto aries o equinocio vernal en la época 1950. Deberá aplicarse una matriz de triple rotación para generar estas coordenadas sobre un sistema en la época actual de cálculo o la época 2000 y finalmente realizar un cálculo del tiempo sideral del meridiano de Greenwich para obtener XYZ en un sistema en rotación solidario con la tierra. Posteriormente, la latitud y longitud geográficas serán obtenidas aplicando las transformaciones geodésicas al modelo de elipsoide terrestre vigente. La otra alternativa es la resolución de la ecuación de Kepler y la aplicación posterior de las ecuaciones de perturbación para la precesión del plano de la órbita y el argumento de perigeo. Si existe dificultad para encontrar el código del SGP4 (originalmente en FORTRAN) para insertarlo en los programas de procesamiento, presentamos una metodología alternativa que aporta unos resultados perfectamente comparables a los del modelo mencionado, siempre que los datos orbitales tengan antigüedades no superiores a los tres días. Esto no supone ningún problema dado que es muy fácil encontrar estos ficheros actualizados para cada día en Internet.

El cálculo de la posición del satélite se realizará en dos procesos: en primer lugar se calculará la posición en el plano orbital y posteriormente se

realizará el cambio del sistema de referencia para la determinación de las coordenadas geográficas de la posición del satélite. Localizar el satélite en su propia elipse orbital consiste en resolver la ecuación de Kepler. Dicha ecuación se presenta en la forma de la denominada *ecuación de anomalías*, cuya expresión es:

$$M = E - e \cdot \sin(E) \quad T = 2 \cdot \tan^{-1} \left\{ \sqrt{\frac{1+e}{1-e}} \cdot \tan\left(\frac{E}{2}\right) \right\}$$

en la que  $e$  es la excentricidad,  $M$  es la anomalía media en el instante de cálculo y  $E$  es la *anomalía excéntrica*; que es un término que relaciona la distancia radial entre el satélite y el foco.  $T$  es la *anomalía verdadera*,  $T$ , es el ángulo real barrido por el satélite en el momento exacto del cálculo, medido desde el perigeo en el sentido antihorario. La anomalía media,  $M$ , se obtendrá a partir de la anomalía media inicial  $M_0$  mediante el movimiento medio,  $n$ , de la forma:  $M=M_0+n(t-t_0)$ .

La resolución de la ecuación de Kepler requiere la utilización de técnicas de cálculo numérico mediante aproximaciones sucesivas, ya que se trata de una *ecuación implícita*. El procedimiento utilizado se basa en el método de Newton-Raphson (Crawford, 1995). A partir de las funciones:

$$E_{N+1} = E_N - \frac{f(E_N)}{f'(E_N)} \quad \left| \begin{array}{l} f(E) = M + e \cdot \sin(E) - E = 0 \\ f'(E) = e \cdot \cos(E) - 1 \end{array} \right.$$

en la que  $E_N$  es la estimación de  $E$  en la iteración  $N$ -ésima. La solución quedará determinada cuando se cumpla la condición:  $|E_N - E_{N-1}| < \delta$ , asignando a  $\delta$  un valor muy pequeño, dependiendo de la precisión exigida (p.e. del orden de magnitud  $10^{-10}$ ). La obtención de la anomalía excéntrica conduce al conocimiento de la anomalía verdadera en el instante de cálculo, tal como se ha mencionado.

Finalmente, las coordenadas de la posición del satélite,  $X$  e  $Y$ , respecto de la elipse orbital se obtienen a partir del parámetro *semieje mayor de la elipse*,  $s_{mm}$ , calculado mediante el movimiento medio,  $n$ , a partir de la 3ª ley de Kepler, expresada matemáticamente a partir de:  $\mu = n^2 \cdot s_{mm}^3$ , en la que  $\mu$  es la constante gravitacional terrestre cuyo valor es  $398601.3 \text{ km}^3 \cdot \text{s}^{-2}$ . Las coordenadas cartesianas  $X$  e  $Y$  del satélite, referidas a su órbita, pueden calcularse fácilmente mediante la anomalía excéntrica:

$$\begin{aligned} X_{orbit} &= s_{mm} \cdot (\cos(E) - e) \\ Y_{orbit} &= s_{mm} \cdot \sin(E) \cdot \sqrt{1 - e^2} \\ Z_{orbit} &= 0 \end{aligned}$$

Estas coordenadas cartesianas corresponden a un sistema de referencia cuyo centro se encuentra en el foco de la elipse; o lo que es lo mismo, en el centro de la Tierra, y la parte positiva del eje  $X$  es la línea que une el mencionado centro con el perigeo del satélite.

Las coordenadas cartesianas calculadas en el plano de la órbita deberán ser transformadas a un sistema de ejes terrestre, en reposo respecto a la Tierra, para obtener la localización del satélite respecto a un punto de la superficie de la misma. Para ello serán utilizados los parámetros orbitales de orientación de la elipse, definidos con anterioridad. Sin embargo dos de ellos, el argumento de perigeo y la ascensión recta del nodo ascendente, sufren una variación constante provocada por una velocidad de rotación (también denominada *precesión*), de manera que es necesario recalcular sus valores para el instante de análisis a partir de los valores aportados por el TLE para el instante de la época. El valor instantáneo de la ascensión recta del nodo ascendente,  $\Omega$ , y el valor instantáneo del argumento de perigeo,  $\omega$ , vienen dados por la expresión:

$$\begin{aligned} \Omega &= \Omega_0 + P_\Omega \cdot (t - t_0); \quad P_\Omega = -9.97 \cdot \left( \frac{R_E}{s_{mm}} \right)^{3.5} \cdot \frac{\cos(i)}{(1 - e^2)^2} \text{ deg/día} \\ \omega &= \omega_0 + P_\omega \cdot (t - t_0); \quad P_\omega = 4.98 \cdot \left( \frac{R_E}{s_{mm}} \right)^{3.5} \cdot \frac{5 \cos^2(i) - 1}{(1 - e^2)^2} \text{ deg/día} \end{aligned}$$

con  $t$  el instante de cálculo,  $t_0$  la fecha de la época de los parámetros orbitales, y  $R_E$  el radio ecuatorial terrestre. En el caso del satélite NOAA, la velocidad de precesión del nodo ascendente  $P_\Omega = d\Omega/dt$  tiene un valor cercano a  $0.99^\circ/\text{día}$ , por tratarse de una órbita heliosíncrona.

Las coordenadas cartesianas,  $(X_{Tierra}, Y_{Tierra}, Z_{Tierra})$  respecto a un sistema terrestre con el eje  $z$  coincidente con el eje de rotación de la Tierra y en reposo respecto de ésta, serán calculadas a partir de las coordenadas del plano orbital  $(X_{orbita}, Y_{orbita}, 0)$ , mediante una matriz gaussiana de transformación de sistema de referencia, según:

$$\begin{pmatrix} X_{Tierra} \\ Y_{Tierra} \\ Z_{Tierra} \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} c(\omega)c(\Omega) - s(\omega)c(i)s(\Omega) & -s(\omega)c(\Omega) - c(\omega)c(i)s(\Omega) & s(i)s(\Omega) \\ c(\omega)s(\Omega) + s(\omega)c(i)c(\Omega) & -s(\omega)s(\Omega) + c(\omega)c(i)c(\Omega) & -s(i)c(\Omega) \\ s(\omega)s(i) & c(\omega)s(i) & c(i) \end{pmatrix} \cdot \begin{pmatrix} X_{orbita} \\ Y_{orbita} \\ 0 \end{pmatrix}$$

donde, por brevedad se ha utilizado la notación  $c(\varphi) = \cos(\varphi)$  y  $s(\varphi) = \sin(\varphi)$ .

Para el cálculo final de la latitud geográfica,  $\varphi_{sat}$ , y longitud geográfica,  $\theta_{sat}$ , del satélite, es necesario realizar el paso de coordenadas geocéntricas a geográficas, y además, utilizar el tiempo sideral del meridiano de Greenwich, que es el ángulo

formado por dicho meridiano y el punto aries, en el instante de cálculo, para introducir la rotación terrestre:

$$\varphi_{sat} = \tan^{-1} \left[ \frac{R_E^2}{R_P^2} \left( \frac{z}{\sqrt{x^2 + y^2}} \right) \right] ; \quad \theta_{sat} = \tan^{-1} \left( \frac{y}{x} \right) - 15 \cdot t_{sideral, Greenwich}$$

**Corrección directa basada en los ángulos de orientación.**

El proceso de geo-referenciación de un píxel M de una imagen, consiste en encontrar la relación existente entre las coordenadas de la imagen C<sub>M</sub>, F<sub>M</sub> (columna, fila) y las coordenadas geográficas θ<sub>M</sub>, φ<sub>M</sub> (longitud, latitud). Por supuesto, tanto el problema directo como el inverso deben estar resueltos, ya que en el proceso de remuestreo, el algoritmo comienza por la imagen corregida o mapa, completándose con los valores de los píxeles que son buscados en la imagen original. Por ello, la representación matemática que nos caracteriza el problema directo y el inverso se reduce al conocimiento de las funciones f, g, f<sup>-1</sup> y g<sup>-1</sup>, de la forma:

$$\begin{aligned} \theta &= f(C_M, F_M) & C_M &= f^{-1}(\theta, \varphi) \\ \varphi &= g(C_M, F_M) & F_M &= g^{-1}(\theta, \varphi) \end{aligned}$$

Para localizar el punto terrestre M, deberemos resolver la ecuación vectorial:  $\overline{OM} = \overline{OS} + \overline{SM}$  en la que OM es el vector que une el centro de la Tierra con la superficie en el píxel M, OS es el vector de posición del satélite en ese instante y SM es el vector con origen el satélite y final en el punto M. Todos los vectores referidos a un sistema de referencia solidario con la tierra en rotación. La posición del satélite queda determinada, como se ha descrito en el anterior apartado, a partir de las coordenadas geográficas (Lat<sub>sat</sub>, Lon<sub>sat</sub>); sus coordenadas cartesianas, en forma vectorial quedan de la forma (ver figura 1):

$$\overline{OS} = \begin{bmatrix} X_{sat} \\ Y_{sat} \\ Z_{sat} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R \cos(\psi) \cos(Lon_{sat}) \\ R \cos(\psi) \sin(Lon_{sat}) \\ R \sin(\psi) \end{bmatrix} ; \text{ con } R = \frac{R_p}{\sqrt{\cos^2(\psi) \left( \frac{R_p^2}{R_E^2} - 1 \right) + 1}}$$

$$\tan(\psi) = \frac{R_p^2}{R_E^2} \tan(Lat_{sat})$$

En cuanto al vector de posición SM del píxel, con origen en el satélite, su expresión se calcula a partir de matrices de rotación que utilizan los ángulos de orientación orbitales del satélite; su expresión matemática es de la forma:

$$\overline{SM} = D \begin{bmatrix} VX \\ VY \\ VZ \end{bmatrix} = D \begin{bmatrix} -\cos(\gamma) [\cos(\beta) \cos(\lambda) - \cos(I) \sin(\beta) \sin(\lambda)] + \sin(\gamma) \sin(I) \sin(\lambda) \\ -\cos(\gamma) [\cos(\beta) \sin(\lambda) + \cos(I) \sin(\beta) \cos(\lambda)] - \sin(\gamma) \sin(I) \cos(\lambda) \\ -\cos(\gamma) \sin(I) \sin(\beta) + \sin(\gamma) \cos(I) \end{bmatrix}$$

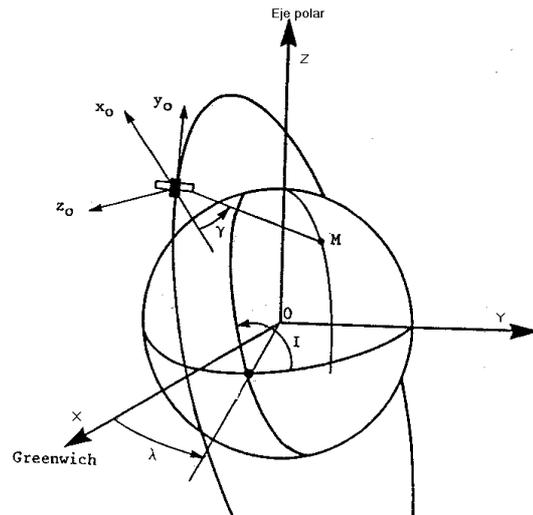


Figura 1: Esquema de los sistemas de coordenadas en la corrección directa.

en la que γ es el ángulo del espejo del sensor para el píxel M, determinado a partir de la columna que M ocupa en la imagen (1024.5-C<sub>M</sub>)\*δ<sub>i</sub>. I es el ángulo de inclinación orbital, β es el ángulo formado, sobre la elipse orbital, entre el satélite y el plano ecuatorial terrestre y equivale a la suma del argumento de perigeo en el instante de cálculo (obtenido a través de la expresión de propagación mediante la fórmula de perturbación ya explicada ω=ω<sub>0</sub>+P<sub>ω</sub>(t-t<sub>0</sub>)) y la anomalía excéntrica, E, proveniente de la resolución de la ecuación de Kepler.

λ es el ángulo formado por el nodo ascendente del satélite y el meridiano de Greenwich. Para calcularlo hemos introducido una modificación respecto a la metodología propuesta por Brunel and Marsouin, 1986.: Para ello utilizamos la longitud del nodo ascendente instantánea (utilizando la velocidad de precesión por perturbación) restando el tiempo sideral del meridiano de Greenwich en el instante de cálculo, de la forma:

$$\lambda = (\Omega_0 + P_\Omega (t - t_0)) - t_{sideral, Greenwich}$$

El parámetro D, es la distancia escalar entre el satélite y el punto M sobre la superficie terrestre. Se calcula imponiendo la condición de satisfacer la ecuación del elipsoide terrestre:

$$\frac{X_M^2}{R_E^2} + \frac{Y_M^2}{R_E^2} + \frac{Z_M^2}{R_P^2} = 1; \quad \begin{cases} X_M = X_{sat} + D \cdot VX \\ Y_M = Y_{sat} + D \cdot VY \\ Z_M = Z_{sat} + D \cdot VZ \end{cases}$$

Una vez obtenidas las coordenadas cartesianas XYZ<sub>M</sub>, en el sistema solidario terrestre, las coordenadas geográficas Long, Lat<sub>M</sub> se obtienen fácilmente a partir de las mismas expresiones utilizadas para el caso del posicionamiento del satélite, descritas anteriormente. Las coordenadas UTM serán

obtenidas utilizando las expresiones aportadas en el apéndice anexo.

Es evidente, en todos los procesos anteriores, que el instante de cálculo está determinado a partir del tiempo de la línea de imagen que se está corrigiendo.

### La corrección inversa.

La corrección inversa, es decir, la obtención de la fila y columna de imagen a partir de las coordenadas de un mapa, está basada en que el plano de barrido del sensor es perpendicular a la superficie terrestre, lo que se traduce en resolver la ecuación siguiente (Brunel and Marsouin, 1986):

$$\tan(\beta) - \frac{\sin(I)\sin(\psi) + \cos(I)\cos(\psi)\sin(Lon_{sat} - \lambda)}{\cos(\psi)\cos(Lon_{sat} - \lambda)} - \frac{r \sin(V - E)}{R \cos(\beta)\cos(\psi)\cos(Lon_{sat} - \lambda)} = 0$$

donde los ángulos han sido ya explicados y V es la anomalía verdadera calculada a partir de la ecuación de Kepler, como se ha visto en anteriores apartados. R es el radio del elipsoide terrestre a la latitud geográfica de cálculo y r es el módulo del radio vector que une el centro de la tierra con el satélite.

Para resolver esta ecuación hemos adoptado un procedimiento diferente al propuesto por Brunel and Marsouin. Para ello hemos aplicado un procedimiento de bisección, tomando como instantes de cálculo iterativos iniciales los extremos de la captura de la imagen. Dicha ecuación es siempre convergente entre los límites de tiempo mencionados. Para el instante de convergencia, serán calculados todos los ángulos, y con ellos, las coordenadas del punto M referidas al sistema de coordenadas situado en el satélite, y que vienen dadas por:

$$\begin{cases} X_{M,0} = R[\sin(I)\sin(\psi)\sin(\beta) + \cos(\psi)\cos(\beta)\cos(Lon_{sat} - \lambda) + \cos(I)\cos(\psi)\sin(\beta)\sin(Lon_{sat} - \lambda)] - r \cos(V - E) \\ Y_{M,0} = R[\sin(I)\sin(\psi)\cos(\beta) - \cos(\psi)\sin(\beta)\cos(Lon_{sat} - \lambda) + \cos(I)\cos(\psi)\cos(\beta)\sin(Lon_{sat} - \lambda)] - r \sin(V - E) \\ Z_{M,0} = R[\cos(I)\sin(\psi) - \cos(\psi)\sin(I)\sin(Lon_{sat} - \lambda)] \end{cases}$$

Finalmente, la columna y la fila ocupadas en la imagen por el píxel M serán:

$$C_M = \frac{\tan^{-1}\left(\frac{Z_{M,0}}{X_{M,0}}\right)}{\delta_i} + 1024.5 ; F_M = \left(\frac{t_{converg} - t_{prim\_linea}}{1000}\right) * 6$$

siendo  $t_{converg}$  el tiempo para el que converge la ecuación resuelta por el método de bisección,  $t_{prim\_linea}$  el tiempo de la captura de la primera línea de imagen y  $\delta_i$  el paso del espejo (para el AVHRR con un valor cercano a 0.95 miliradianes). Si la trayectoria es ascendente la fila será la complementaria al tamaño en filas de la imagen.

### Proceso de remuestreo de la imagen

Para crear las imágenes corregidas geográficamente se ha aplicado un proceso de remuestreo en

proyección UTM huso 30 N, manteniendo constante la resolución espacial de todos los píxeles a 1.1 km, que es la mejor resolución obtenida en el nadir de la órbita. Este proceso ha consistido en construir una nueva imagen, con los píxeles de la imagen original, una vez que se ha realizado la redistribución espacial de los mismos. Para ello, el algoritmo computacional seguido, consiste, de forma esquemática, en los siguientes pasos:

1. Situarse en una coordenada determinada del mapa
2. Calcular, mediante las funciones de transformación obtenidas, la posición en la que se encuentra el píxel de dicha coordenada en la imagen original
3. Acceder al fichero original para la lectura del mencionado píxel y escribirlo en la posición de la coordenada

Sin embargo, la aplicación de este algoritmo no es una operación inmediata, debido a que la posición en la que debe encontrarse el píxel es una posición intermedia o mezclada de varios píxeles. Para solucionar este problema se han tenido en cuenta tres procedimientos: *vecino más próximo*, *interpolación bilineal* y *convolución cúbica*. Finalmente se ha optado por el procedimiento de vecino más próximo siguiendo el criterio de no transformar la información radiométrica de origen. Las ecuaciones de cálculo para las coordenadas UTM se encuentran en el apéndice al final del trabajo.

## RESULTADOS

Se describen a continuación las fases de obtención de resultados: descripción del escenario de prueba, resultados obtenidos y el análisis de error.

### Descripción del escenario de prueba y resultados

Para llevar a cabo un análisis de verificación del modelo expuesto, se han analizado los resultados obtenidos tras la aplicación del modelo sobre imágenes del sensor NOAA-AVHRR. Con la finalidad de abarcar un análisis más global, se ha utilizado una configuración completa de todas las situaciones geométricas posibles, que en el caso del sensor AVHRR se compone de 10 imágenes consecutivas correspondientes a la imagen diaria de las 13:00 GMT (aproximadamente), en trayectorias ascendentes sur-norte, que cubren la totalidad de la Península Ibérica. Esta configuración está mostrada en la figura 2, en la que puede verse desde la primera imagen de la serie, con una longitud de cruce con el ecuador terrestre, en sentido ascendente, de 353.1945°, hasta la última imagen de la serie con longitud de cruce de 18.7047°. Ambas situaciones son posiciones extremas que provocan

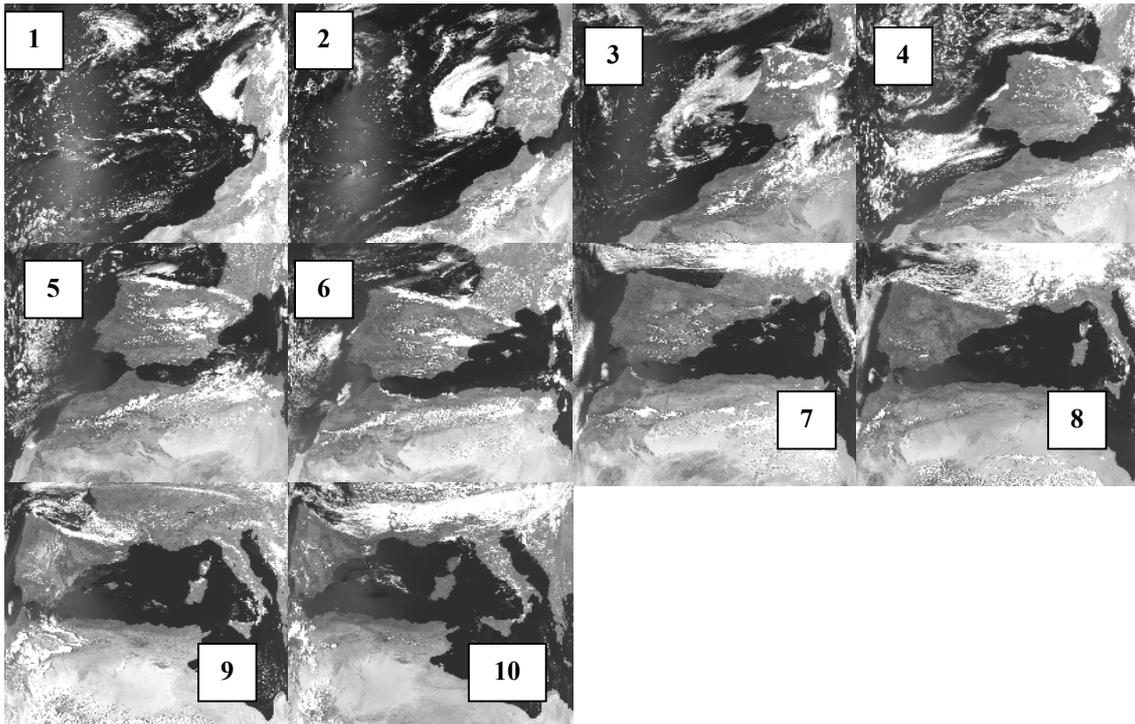


Figura 2: Situciones geométricas analizadas para el sensor AVHRR.

una gran deformación geométrica con la trayectoria sub-satélite (línea vertical en el centro de la imagen). Una descripción más detallada de la configuración de los parámetros de cruce con el ecuador puede obtenerse a través del análisis de la figura 3 donde se especifican los parámetros TEQX (tiempo de cruce con el Ecuador) y LEQX de todas las imágenes en estudio. En lo que respecta al sensor AVHRR, las características que afectan a la geometría son los datos que siguen:

FOV =  $\pm 55.4^\circ$ ; Barrido del sensor = 2500 km;  
 Velocidad de captura de líneas: 166 milisegundos por línea  
 Ángulo de paso del espejo del sensor: 0.95 mrad ( $\delta_i$ )  
 Número de píxeles por línea: 2048

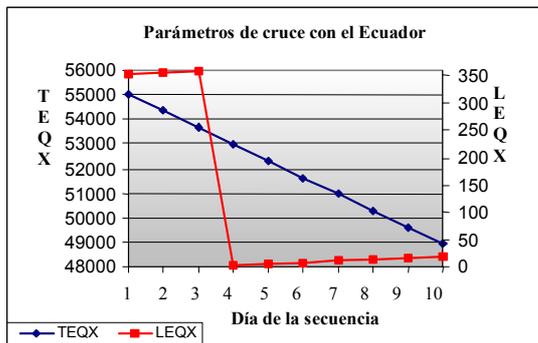


Figura 3: Parámetros de cruce con el Ecuador en la secuencia analizada

Los resultados gráficos obtenidos tras el análisis individual de cada una de las imágenes puede apreciarse en la figura 4, donde, por brevedad, se muestran las escenas más representativas de los resultados de la serie completa. Se ha representado una escena de una imagen de cada 2, correspon-

dientes a la secuencia descrita, seleccionando zonas distantes del nadir. De esta manera se logra una descripción completa del procedimiento. En cada escena se ha especificado la siguiente información: Día de la secuencia (véase la figura 2), distancia al nadir promedio en unidades de píxeles (ND) que da una idea clara del alejamiento de la escena y por consiguiente de los errores de perspectiva que pueden afectar. Esta distancia está tomada con el origen en la traza del satélite y variando en el intervalo  $[0, -1024]$  para las zonas situadas a la derecha de la imagen y  $[0, +1024]$  para las zonas situadas a la izda. Obviamente y como se desprende del modelo, los errores aumentan a medida que aumenta la distancia a la traza del satélite. X-err y Y-err son los errores promedios encontrados en la escena.

Las conclusiones más destacables a partir de la figura 4 son las siguientes: El error encontrado para los valores de fila y columna están comprendidos en la mayoría de los casos en el intervalo  $\pm 2$  píxeles con la excepción de situaciones dotadas de gran deformación; téngase en cuenta que la escena correspondiente al día 8, con un X-err=+3 equivale a estar situado en un área extrema del 23% de la imagen, y en el caso aún más extremo de deformación (véase la figura 2) de la escena correspondiente al día 10, con un X-err=+4, la distancia al nadir es de 880, lo que representa a un área extrema de la imagen del 14%. Otra importante conclusión es que el error encontrado en las filas es independiente de la distancia al nadir, producido muy probablemente por errores en la determinación orbital (un error de 167 milisegundos equivale a una línea de imagen); sin embargo, el error en las columnas

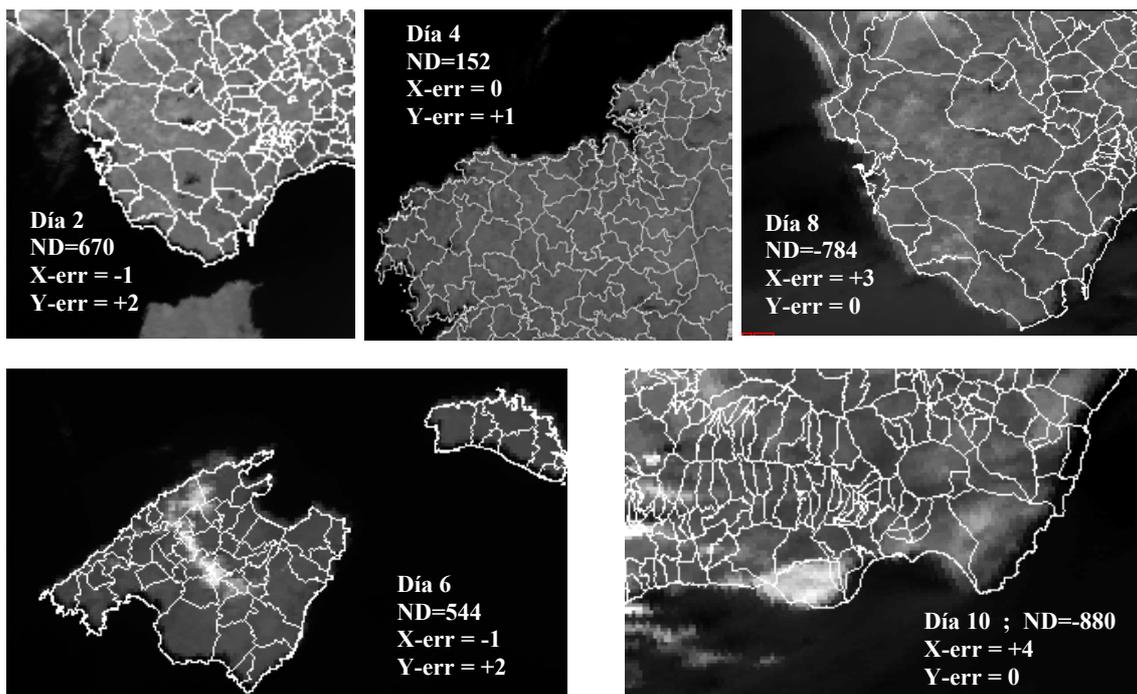


Figura 4: Resultados obtenidos

si presenta dependencia con la distancia al nadir (como era esperable)

### Análisis de errores

El análisis de los errores encontrados debe realizarse en función y localización dentro de la imagen. Por ello, a partir de los resultados obtenidos en el anterior apartado podemos realizar un esquema de *zonas de riesgo* (o zonas de validez, si se quiere). De forma aproximada y para ofrecer una visión cualitativa, podemos concluir en que en el 66% central de la imagen, los errores en X son del orden de  $\pm 1$ ; en el 8% siguiente hacia los extremos, los errores son del orden de  $\pm 2$  (estas áreas están solapadas y no existe un límite claro); el área del 10% siguiendo hacia los extremos, los errores aproximados son  $\pm 3$  y finalmente en el área de los extremos equivalente al 14%, el error es  $\pm 4$ . Este es el mejor resultado para esta zona (léanse las otras) ya que si dividiéramos esta zona extrema encontraríamos mayores errores en los puntos más extremos; por esa razón esta clasificación debe entenderse de forma orientativa. Véase la figura 5.

Respecto a la fuente de errores, en primer lugar no debe olvidarse que el proceso de verificación se está realizando sobre imágenes remuestreadas. Debe tenerse en cuenta, como luego se mencionará, que los errores de un proceso de corrección remuestreando la imagen son mayores que los producidos al deformar un mapa. El remuestreo, sin embargo es indispensable para el posterior tratamiento de la imagen. Este procedimiento puede dar lugar a georreferenciar píxeles cuyas coordenadas geográficas no coincidan exactamente con

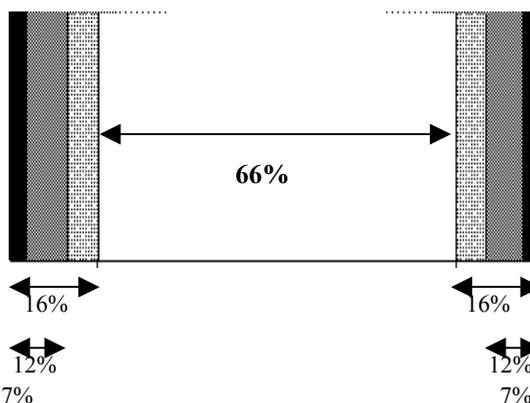


Figura 5: Niveles de X-err en una imagen completa de 2048 píxeles. X-err =  $\pm 1, \pm 2, \pm 3, \pm 4$

las calculadas a través del modelo, debido a la limitación de la resolución espacial. Además, en las zonas de máxima distorsión, que coinciden con la resolución espacial más baja y las máximas distancias al nadir, se repiten los mismos valores de un píxel para ocupar distintas posiciones (obsérvense distintas situaciones de las imágenes analizadas en el apartado anterior). Estos problemas podrían eliminarse si se utiliza el modelo de corrección de forma inversa; es decir, deformando el mapa a superponer en vez de corregir la imagen. Dado que el mapa es un vector, carece de la limitación de la resolución espacial

En lo que respecta al error en X, dado que es creciente con la distancia al nadir, puede estar provocado por dos causas: en primer lugar el modelo de elipsoide elegido, o incluso por la exactitud con la que la superficie de la tierra puede estar perfectamente modelizada por esa superficie. La

otra causa de propagación de errores apuntada es la referida a imprecisiones cometidas al cuantificar el ángulo de paso del espejo del sensor, al que nos hemos referido en anteriores apartados como  $\delta_i$ . Es de esperar que al cometer un error  $\Delta\delta_i$ , el error en la localización de los pixeles se vea incrementado a medida que aumenta la distancia al nadir del satélite. En este sentido, hemos simulado un error en el paso del espejo del sensor ( $\Delta\delta_i$ ) de  $6 \cdot 10^{-3}$  miliradianes, de forma arbitraria. Este resultado puede consultarse en la figura 6 que representa la dependencia del error en la geo-referenciación, con la distancia al nadir. La ecuación del ajuste que aporta la expresión del error en función de la distancia al nadir es:

$$X\text{-error} = 2 \cdot 10^{-8} \cdot ND^3 + 1 \cdot 10^{-6} \cdot ND^2 + 0.0145 \cdot ND + 7.15$$

siendo ND la distancia del pixel al nadir. Este polinomio de grado 3 es el que aporta el mejor coeficiente de correlación ( $R^2=1$ ). La magnitud del polinomio cúbico muestra la incidencia de la imprecisión en el espejo del sensor sobre el proceso de geo-referenciación.

Una de las principales dificultades encontradas en la aplicación del proceso de validación ha sido el posicionamiento exacto del satélite a partir de los parámetros orbitales, a partir del tiempo de captura de la primera línea de imagen, en unidades de milisegundos. En el proceso de validación con el sensor AVHRR, se obtenía este dato a través de la propia transmisión del satélite. Se comprobó la existencia de un error sistemático de desplazamiento en las imágenes georeferenciadas y se pensó en un posible error en el reloj del satélite (en este caso el NOAA-14). Esta imprecisión fue confirmada a través del Departamento de Navegación de NESDIS/NOAA (E. Harrod, 2000). En el caso concreto del NOAA-14, el error más elevado que hemos encontrado ha sido del 1500 milisegundos el 30 de junio de 1997 (fuente: NOAA Navigation Department), lo que equivale a un error aproximado a nivel de la superficie terrestre, de 10 kilómetros. Si se dispone de este dato, no es difícil introducirlo en el modelo de corrección. En el caso de las escenas analizadas en el presente trabajo, la corrección ha sido de 1100 milisegundos.

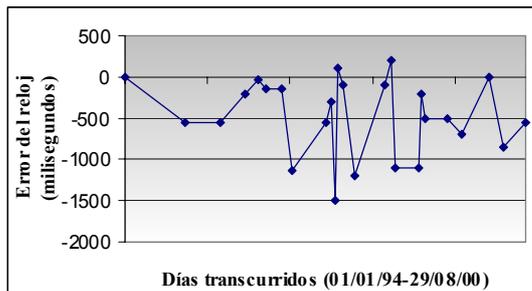


Figura 7: Error de tiempo (milisegundos) del reloj del NOAA-14

La figura 7 representa el error de tiempo del reloj del satélite NOAA-14 durante el periodo 01/01/94 (a pesar de no estar en vuelo, se representa para establecer el cero) hasta 29/08/00. Como se aprecia, salvo excepciones, siempre sufre retraso, que ha llegado a alcanzar 1.5 segundos de magnitud.

## CONCLUSIONES

La decisión de adoptar un modelo automático de corrección debe estar analizada sopesando la necesidad de obtener resultados automáticos sacrificando la precisión. Aún en ese caso, como hemos visto, si las imágenes utilizadas son de buena calidad en cuanto a la resolución espacial, el proceso automático puede ser adoptado con garantías.

Hemos establecido una caracterización del error en la dimensión X; en el caso de la Y, mejores resultados serán encontrados conociendo con exactitud el retraso del reloj del satélite, y mejorando el modelo orbital o utilizando otros más exactos como el SGP4.

Por otra parte, hemos aplicado el modelo a imágenes de muy diferentes zonas geográficas (Perú, con órbitas ascendentes) encontrando resultados similares a los aquí expuestos, por lo que se puede concluir en la generalidad del modelo.

## APÉNDICE: ECUACIONES DE TRANSFORMACIÓN DE COORDENADAS.

### Cálculo de las coordenadas UTM-30N

Las coordenadas geográficas, longitud y latitud, se obtienen a partir de las correspondientes coordenadas UTM referidas al huso 30 norte,  $X_{UTM}$  y  $Y_{UTM}$ , mediante las expresiones siguientes:

$$Lat = \left( 1 + E_2 \cos^2(\zeta) - \frac{3}{2} E_2 \sin(\zeta) \cos(\zeta) (\tau - \zeta) \right) (\tau - \zeta) + \zeta$$

$$Lon = \alpha + L_0$$

habiendo calculado previamente las funciones matemáticas que se refieren a continuación:

$$\zeta = \frac{Y_{UTM}}{CE_2} \quad ; \quad a_1 = \frac{C_1}{\sqrt{1 + E_2 \cos^2(\zeta)}} \quad ; \quad a_2 = \frac{1}{2} E_2 \left( \frac{X_{UTM} - 5e5}{a_1} \right) \cos^2(\zeta)$$

$$\psi = \frac{X_{UTM} - 5e5}{a_1} \left( 1 - \frac{a_2}{3} \right) \quad \tan(\alpha) = \frac{\sinh(\psi)}{\cos(\eta)}$$

$$\eta = \frac{Y_{UTM} - AUXLAT(\zeta)}{a_1} (1 - a_2) + \zeta \quad \tan(\tau) = \cos(\alpha) \tan(\eta)$$

donde las constantes tienen los valores:

$$L_0 = (-3 \cdot \pi / 180.)$$

$$CE_2 = (6366197.724 / 0.9996)$$

$$E_2 = (0.0067681703)$$

### Función auxiliar de cálculo AUXLAT

La función auxiliar de cálculo AUXLAT, para el parámetro,  $\varphi$ , se calcula de acuerdo a la siguiente ecuación:

$$AUXLAT(\varphi) = C_1 * (\varphi - b_1 \alpha + b_2 \beta - b_3 \gamma)$$

habiendo calculado las funciones matemáticas:

$$b_1 = \varphi + \frac{\sin(2\varphi)}{2}; \quad b_2 = \frac{3b_1 + \sin(2\varphi)\cos^2(\varphi)}{4}; \quad b_3 = \frac{5b_2 + \sin(2\varphi)\cos^4(\varphi)}{3}$$

$$\alpha = \frac{3}{4}E_2; \quad \beta = \frac{5}{3}\alpha^2; \quad \gamma = \frac{35}{27}\alpha^3$$

$$C1 = 6397376.634, \text{ y } E2 = 0.0067681703$$

### REFERENCIAS

BACHMANN, M. and BENDIX, J. 1992. An improved algorithm for NOAA-AVHRR image referencing. *Int. Journal of Remote Sensing*, 1992, Vol. 13 No.16, pp 3205-3215.

BRUNEL, P. and MARSOUIN, 1986. Geographical navigation of NOAA AVHRR series imagery. Centre

de Meteorologie Spatiale (CMS) B.P. 147-Lannion Cedex. SATMOS notes No 2.

BRUNEL, P. and MARSOUIN, 2000. Operational AVHRR navigation results. *Int. Journal of Remote Sensing*, 2000, Vol. 21 No.5, pp 951-972.

CRAWFORD, P.S. 1995. Kepler's equations in 'C'. *Int. Journal of Remote Sensing*, 1995, Vol. 16 No.3, pp 549-557.

HARROD, EMILY D. NOAA/NESDIS/OSDPD/IPD. E/SP13 Room 0308 FB#4 5200 Auth Road Suitland, Md. 20746-4304. Comunicación personal.

HO, D. and ASSEM, A. 1986. NOAA AVHRR image referencing. *Int. Journal of Remote Sensing*, 1986, Vol. 7, pp 895-904.

ILLERA, P., DELGADO, J.A. and CALLE, A. 1996. A navigation algorithm for satellite images. *Int. Journal of Remote Sensing*, 1996, Vol. 17 No.3, pp 577-588.

MORENO, J AND MELIÁ, J. 1993. A Method for Accurate Geometric Correction of NOAA AVHRR HRPT Data. *IEEE Transactions on Geoscience and Rem. Sen.*, Vol 31, No.1, 204-226

ROSBOROUGH, G.W., BALDWIN, D.G. AND EMERY, W.J. 1994. Precise AVHRR Image Navigation. *IEEE Transactions on Geoscience and Rem. Sen.*, Vol 32, No.3, 644-657