

## 5 IL SISTEMA GPS

### 5.1 INTRODUZIONE

Il NAVSTAR GPS, abbreviazione di NAVigation Satellite Timing And Ranging Global Positioning System, è un metodo di posizionamento basato sulla ricezione di segnali provenienti da satelliti artificiali, sviluppato dal DoD (Department of Defence) degli USA a partire dagli anni '70.

Esso risulta essere l'unione dei sistemi di navigazione sviluppati da marina ed aviazione USA, a partire dal Transit (operativo dal 1964), per giungere al progetto Timation ed al Program 621B. Il sistema prende il via nel 1978, con il lancio del primo satellite GPS, lo NTS-2 (Navigation Technology Satellite). Nel frattempo, prove a terra erano condotte con l'uso di *pseudoliti* (in pratica trasmettitori GPS terrestri) per preparare i primi ricevitori.

### 5.2 PRINCIPI DI FUNZIONAMENTO DEL SISTEMA GPS

La metodologia di rilievo GPS consente il posizionamento tridimensionale ( $[X, Y, Z]$  o  $[\varphi, \lambda, h]$ ) di siti occupati da stazioni riceventi in un sistema di riferimento geocentrico.

Il sistema GPS permette, secondo la metodologia di rilievo e di elaborazione dei dati, molteplici utilizzi civili quali: posizionamento di mezzi in navigazione, in cielo, terra ed acqua, rilievi topografici, rilievi cinematici di alta precisione, fotogrammetria aerea senza punti di controllo a terra, raffittimento di reti geodetiche, monitoraggio delle deformazioni crostali, ecc.

Il principio di funzionamento del GPS è semplice: si tratta di determinare la distanza dai tre satelliti S1, S2, S3, la cui posizione nello spazio è nota con precisione, e mediante opportuni passaggi matematici, determinare la posizione del ricevitore a terra.

Infatti, la distanza  $d_1$  dal primo satellite individua la posizione del ricevitore sulla superficie di una sfera  $R_1$  centrata sul satellite stesso. La determinazione della seconda distanza,  $d_2$ , ci colloca sul cerchio ottenuto dall'intersezione delle due sfere  $R_1$  e  $R_2$ . Infine, la terza distanza  $d_3$  ci permette di determinare due posizioni nell'intersezione del cerchio con la sfera  $R_3$  centrata sul terzo satellite. Delle due soluzioni è considerata quella vicina alla superficie terrestre (e valevole anche per oggetti posti in orbite basse).

La posizione così ottenuta è una posizione relativa allo spazio individuato dai tre satelliti e riferita ad un sistema di coordinate denominato ECEF (Earth Centered, Earth Fixed).

Nella tecnica utilizzante sequenze PRN, poi utilizzata nel GPS in forma modificata, la distanza è determinata misurando lo scarto temporale che intercorre tra la trasmissione di una sequenza di bit inviata al veicolo e da questo rispedita a Terra; la sequenza ricevuta presso la stazione di Terra è confrontata con l'originale per determinare lo scarto mediante correlazione.

### **5.2.1 Codici di Ranging**

La versione originale del *ranging*, o misura della distanza, mediante sequenze numeriche PRN non poteva essere direttamente applicata al programma GPS, giacché il sistema utilizzato era basato sulla comparazione del codice trasmesso da terra con quello ritrasceso dal veicolo spaziale.

Per utilizzare tale sistema in maniera unidirezionale è necessario conoscere, con adeguata precisione, l'istante di tempo in cui il codice è trasmesso e l'istante d'arrivo del segnale al ricevitore. Ciò richiede la presenza, sia a bordo del satellite, sia nel ricevitore, di due orologi atomici sincronizzati.

E' ovvio che un ricevitore GPS non può avere con se un orologio atomico, per cui il problema viene risolto come segue: se oltre alle tre incognite della posizione si introduce una quarta incognita (il tempo), sarà necessario impostare un sistema di 4 equazioni per ottenere una soluzione costituita da 3 pseudo distanze ("pseudo-ranges"), e un quarto valore, che indica di quanto il nostro orologio, che ora può essere un semplice oscillatore quarzato, deriva rispetto a quello di riferimento mantenuto nello spazio.

Poiché è possibile impostare una equazione per ogni satellite ricevuto, si evince la necessità di ricevere almeno 4 satelliti per determinare correttamente la posizione del ricevitore nello spazio.

### **5.2.2 Emissione Spread Spectrum**

La modulazione della portante RF con il codice di ranging produce un'emissione di tipo *spread spectrum*, vale a dire a spettro allargato.

All'atto della ricezione, è sufficiente effettuare una semplice operazione matematica, detta correlazione, tra il segnale ricevuto ed una replica del codice di ranging generata localmente.

In breve, la correlazione consiste in una somma ripetuta nel tempo dei campioni relativi ai due segnali. Se i campioni coincidono per gran parte dell'intervallo di correlazione, il risultato sarà un alto valore positivo. Quello che si fa, in un certo senso, è raccogliere la potenza sparsa

nello spettro di emissione, reintegrandola in un'unica portante a banda stretta: quella con il segnale dati in chiaro.

I vantaggi di tale tecnica sono svariati. Il più importante è che permette a 21 satelliti di trasmettere contemporaneamente sulla stessa frequenza (semplificando il calcolo dei modelli di propagazione ionosferica) evitando i problemi di mutua interferenza che hanno limitato il numero di satelliti Transit in orbita. La selezione di un singolo satellite è effettuata nel ricevitore impostando il codice di ranging PRN, diverso da satellite a satellite. Tale tecnica è definita CDMA (Code Division Multiple Access). I possibili codici PRN, all'interno di una famiglia di sequenze generate da registri a scorrimento che presentano un basso di fattore di disturbo l'uno con l'altro e bassa probabilità di sincronizzazione su parti diverse del codice, sono chiamati *codici di Gold*.

Il posizionamento è ottenibile attraverso due distinte metodologie operative, diverse sia concettualmente sia per il grado di precisione conseguibile:

- a) la tecnica di *Point Positioning* (posizionamento assoluto di un punto singolo nel sistema di riferimento assegnato). Le osservazioni effettuate da un ricevitore rispetto ai satelliti sono elaborate in modo indipendente per determinare la posizione del ricevitore stesso. Il metodo può essere applicato in tempo reale e si presta a stime di velocità e di traiettorie per veicoli in moto. È caratterizzato da precisione dell'ordine della *decina di metri* per i ricevitori in dotazione all'esercito statunitense e di circa *100 metri* per i ricevitori disponibili in commercio per l'utenza civile: la differenza di precisione è dovuta essenzialmente alla degradazione dei messaggi navigazionali forniti all'utenza civile;
- b) la tecnica del *Differential Positioning* (posizionamento differenziale). Le osservazioni effettuate contemporaneamente da almeno due ricevitori sono elaborate congiuntamente per determinare la posizione reciproca dei ricevitori stessi. Si determina quindi il cosiddetto "*vettore di base*" o "*baseline*", ovvero il vettore che collega i centri delle antenne. Il metodo garantisce una precisione superiore a quella ottenibile mediante posizionamento assoluto. In questo caso però è necessario conoscere le coordinate di un ricevitore di riferimento ( $[\varphi, \lambda, h]_R$ ) per stimare le coordinate degli altri ricevitori ( $[\varphi, \lambda, h]_i$ ). Se i ricevitori possono comunicare fra loro è possibile effettuare il posizionamento relativo in tempo reale. In caso contrario, si ricorre all'elaborazione a posteriori dei dati; le osservazioni raccolte durante un rilievo sono memorizzate e quindi elaborate numericamente per ricostruire le posizioni reciproche occupate durante il rilievo.

### 5.3 I SEGMENTI DEL SISTEMA GPS

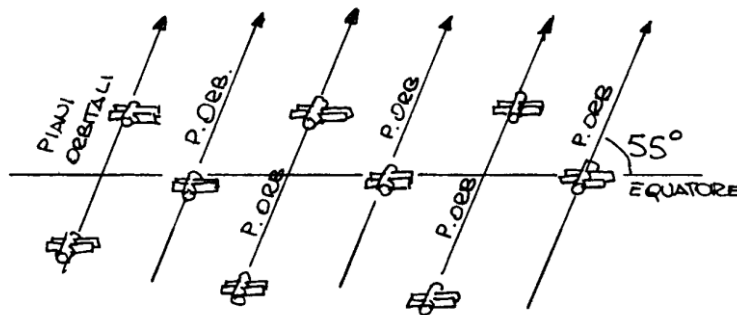
Poiché l'intero sistema GPS è piuttosto complesso, per descriverne l'organizzazione è conveniente schematizzarlo in tre distinte sezioni (segmenti): il segmento spaziale, il segmento di controllo ed il segmento di utilizzo.

#### 5.3.1 Il segmento spaziale

Il segmento spaziale era composto inizialmente di una costellazione di 24 satelliti distribuiti su 6 piani orbitali (4 per ogni piano) inclinati di  $55^\circ$  rispetto all'Equatore ad intervalli di longitudine di  $60^\circ$ ; attualmente il numero di satelliti è variabile da un minimo di 24 ad un

massimo di 32, a seconda delle loro condizioni di funzionamento.

La precisione con cui si riesce a determinare un oggetto nello spazio in orbita terrestre è una delle tecniche che hanno permesso di realizzare con

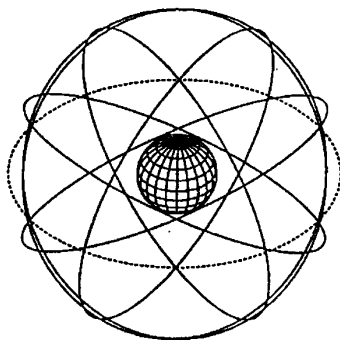


successo il sistema GPS.

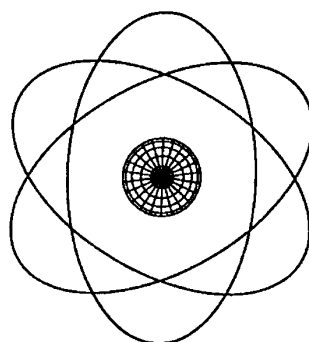
L'orbita di ogni satellite della costellazione è continuamente verificata da opportune stazioni di controllo. I parametri orbitali di tutti i satelliti sono continuamente calcolati a Terra e inviati a bordo di ciascuno di essi in modo da poter essere trasmessi agli utenti con il messaggio di navigazione emesso con il segnale GPS.

Il ricevitore, mediante questi dati che sono presentati in una forma adatta ad una rapida

Orbite GPS viste da una latitudine  $\beta=35^\circ$



Orbite GPS viste da una latitudine  $\beta=90^\circ$



soluzione, stima la posizione di ognuno dei satelliti utilizzati per calcolare la propria posizione.

Il modello matematico utilizzato è la miglior approssimazione dell'orbita reale con tutti i suoi effetti secondari, e descrive un breve segmento di essa permettendo, addirittura, una localizzazione del satellite precisa entro 1,5 metri. I parametri correttivi,

che tengono conto della non sfericità della Terra e della rotazione del piano orbitale, rimangono validi per circa un'ora (vedere paragrafo 5.3.1.1).

Le orbite, non geostazionarie, sono quasi circolari; hanno raggio di circa 26000 Km e periodo di circa 12 ore siderali: ciascun satellite si muove dunque a circa 4 Km/sec. Per giorno siderale si intende l'intervallo di tempo che una stella impiega per tornare nella stessa posizione rispetto al meridiano del luogo. Inoltre, per ogni osservatore sulla superficie terrestre, ogni satellite è in vista per circa 5 di queste 12 ore. Una tale configurazione garantisce in ogni momento la presenza sopra l'orizzonte di almeno 4 satelliti che inviano a Terra i dati necessari al posizionamento della stazione ricevente.

Nel tempo si sono susseguite diverse generazioni di satelliti GPS, differenti fra loro per le componenti installate.

La prima serie di satelliti NAVSTAR fu costruita dalla Rockwell International. Denominata "Block I", è servita allo scopo di validare il concetto stesso del sistema GPS, sia per quanto riguarda le effettive capacità dei ricevitori di determinare con precisione la propria posizione, sia per acquisire esperienza con i sistemi installati a bordo del satellite, ed in particolare con i riferimenti di tempo atomici.

La serie successiva è denominata Block II, costituisce la configurazione definitiva allo stato attuale, in quanto possiede una serie di funzioni previste nel disegno originale ma non disponibili sulla serie precedente. I satelliti Block II e Block IIA sono stati lanciati in orbita a partire dal 1989 per completare la costellazione e rimpiazzare i precedenti satelliti man mano che questi terminavano la loro vita utile.

Caratteristiche salienti di questa serie sono la possibilità di memorizzare fino a 180 giorni di messaggi di navigazione (rispetto ai 3 giorni e mezzo della serie precedente), in modo da garantire il funzionamento del sistema, seppure con una ridotta precisione, anche nel caso di interruzione dei collegamenti a terra, e di rendere operativa la SA (Selective Availability) e la tecnica Anti-Spoof. Il costo medio di un satellite di questo tipo è di 65 milioni di dollari, ed ha una vita utile di 7 anni e mezzo.

A questa serie sono stati aggiunti 21 satelliti, denominati Block IIR, costruiti dalla Lockheed Martin (ora General Electric), che presentano l'interessante caratteristica, denominata AUTONAV, di generare autonomamente il messaggio di navigazione fino ad un massimo di 180 giorni. Il primo lancio di un "Block IIR" è stato effettuato nel 1996, in sostituzione di un satellite prossimo al termine della vita utile.

Componente fondamentale di un satellite NAVSTAR è il sistema di orologi di bordo. Ogni satellite prevede una coppia di orologi atomici e tre al quarzo. La base dei tempi così generata

sincronizza tutti i dispositivi di bordo, la generazione delle portanti e la generazione del codice PRN caratteristico del veicolo.

Chiave del successo del sistema GPS è proprio lo sviluppo di un preciso orologio atomico con qualifica spaziale. I primi prototipi montavano orologi al rubidio, mentre erano messi a punto riferimenti più stabili al cesio. Oscillatori al quarzo termostatati sono utilizzati nel caso gli orologi atomici non operino correttamente. In tal caso, curve di correzione dovute alla deriva del quarzo sono trasmesse a terra.

La prima serie di satelliti “Block I” montava un unico riferimento atomico, e tre al quarzo. Sulla successiva serie “Block II” sono stati installati due riferimenti atomici, di cui uno di riserva. La serie “Block IIR” possiede invece due orologi atomici sempre in funzione, in modo da avere quello di riserva sempre pronto.

Data l’alta stabilità degli orologi di bordo, ciascun satellite è autonomo, e può operare anche in assenza di comandi da terra per un certo periodo di tempo (mesi), provvedendo da solo a tutte le operazioni necessarie al suo funzionamento, tra cui l’aggiornamento delle proprie effemeridi, grazie alle notevoli capacità di elaborazione a bordo (modo AUTONAV). Non pochi problemi hanno presentato gli orologi al cesio in versione spaziale. Basti ricordare che tra le operazioni di manutenzione ordinaria dei satelliti “Block II” vi è lo spurgo periodico della sorgente di ioni di cesio dell’orologio di riserva.

I satelliti sono stabilizzati nello spazio su tre assi mediante ruote d’inerzia, in modo da mantenere il sistema d’antenna in banda L costantemente puntato verso Terra. Il sistema di stabilizzazione è coadiuvato da razzi d’assetto necessari per scaricare periodicamente le ruote d’inerzia e per fornire le necessarie delta-v richieste per il mantenimento della posizione orbitale nominale. L’alimentazione elettrica è normalmente fornita da pannelli solari. Apposite batterie provvedono a fornire energia durante i brevi periodi d’ombra.

### **5.3.1.1 Le orbite dei satelliti GPS**

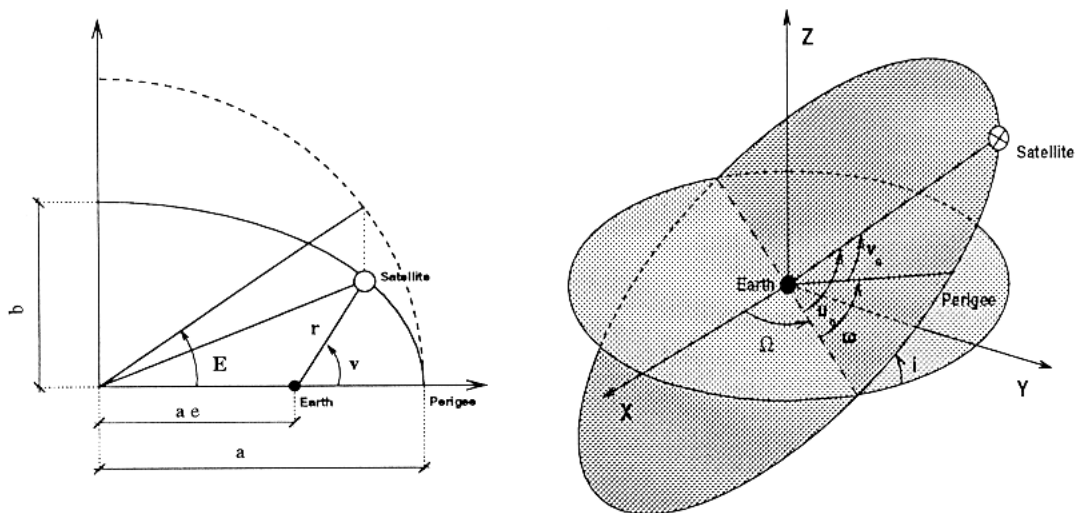
Il metodo di posizionamento GPS presuppone che l’utente conosca o possa calcolare, per ogni epoca di misura, la posizione dei satelliti osservati. Il satellite muovendosi a circa 4 Km/sec non può comunicare la propria posizione istantaneamente: ciò che comunica, è invece un insieme sintetico di parametri che permettono il calcolo della sua posizione (effemeridi).

Qualora si considerasse la Terra perfettamente sferica ed omogenea e non si considerasse l’azione di Luna, Sole ed atmosfera, qualunque satellite artificiale si muoverebbe lungo orbite ellittiche e predicibili nel tempo (leggi di Keplero). La sua orbita geocentrica  $\vec{r}(t)$  in uno spazio inerziale sarebbe descritta da un’equazione differenziale del secondo ordine del tipo:

$$\ddot{\vec{r}} = -GM \frac{\vec{r}}{r^3} \quad (5.1)$$

dove  $GM$  è il prodotto tra la costante gravitazionale e la massa della terra,  $r$  è la lunghezza del raggio geocentrico e  $\vec{r}$  è il vettore congiungente il satellite con il centro della terra.

Dunque la posizione di un satellite GPS sarebbe facilmente calcolabile, per qualsiasi epoca del futuro, fornendo unicamente un numero assegnato di parametri iniziali.



I 6 elementi orbitali caratteristici sono (vedi figura):

- 1) il *semiasse maggiore*  $a$  dell'orbita: definisce l'ampiezza dell'orbita;
- 2) l'*eccentricità* dell'orbita  $e$ : descrive lo schiacciamento dell'orbita;
- 3) l'*inclinazione*  $i$  del piano orbitale rispetto al piano equatoriale;
- 4) l'*ascensione retta*  $\Omega$  del nodo ascendente, cioè l'angolo tra la direzione dell'equinozio di primavera (direzione X della figura) e la linea di intersezione del piano orbitale con il piano equatoriale;
- 5) l'*argomento del perigeo*  $\omega$  che rappresenta l'angolo (nel piano orbitale) tra il nodo ascendente e il perigeo (misurato nella direzione del moto del satellite);
- 6) l'*argomento di latitudine*  $u_0$ , cioè l'angolo tra il nodo ascendente e la posizione del satellite al tempo iniziale  $t_0$ .

Gli elementi  $i$  e  $\Omega$  rappresentano gli *angoli Euleriani* che definiscono l'orientazione del piano orbitale nel sistema equatoriale.

In realtà, sul satellite agiscono molte forze che causano fluttuazioni periodiche o degradazioni nelle orbite, riportate nella tabella:

<i>Forza perturbativa</i>	<i>Effetto sull'orbita in 24 h (m)</i>
Disomogeneità della Terra	10000
Attrazione Lunare	3000
Attrazione Solare	800
Altri termini di campo gravitazionale	2000
Pressione di radiazione diretta	200
Y-bias	2
Effetti di maree	0.3

Si vede molto chiaramente che la non perfetta sfericità della terra è l'effetto che influisce maggiormente sulle fluttuazioni periodiche delle orbite.

L'equazione reale del moto, che considera anche i parametri di disturbo dell'orbita, risulta:

$$\ddot{\vec{r}} = -GM \frac{\vec{r}}{r^3} + a(t, \vec{r}, \dot{\vec{r}}, p_0, p_1, p_2, \dots) \quad (5.2)$$

dove  $p_0, p_1, p_2, \dots$  sono le forze perturbative che possono essere stimate nel processo di determinazione dell'orbita del satellite; ne consegue l'impossibilità pratica di descrivere il moto del satellite a lungo termine con un numero ragionevole di parametri. Per ovviare a tale problema ciascun satellite GPS comunica una descrizione della propria orbita quotidiana mediante 24 blocchi di parametri descrittivi; a sua volta ogni blocco ha validità di un'ora e contiene i parametri necessari per descrivere un arco d'orbita quasi ellittica. Il ricevitore acquisisce tali parametri e li utilizza per stimare la posizione del satellite.

### 5.3.2 Il segmento di controllo



Il segmento di controllo comprende 5 stazioni a terra equispaziate lungo l'equatore. Sono stazioni di monitoraggio: ricevono continuamente i segnali emessi da tutti i satelliti per controllare le loro effemeridi (dati descrittivi sulla posizione dei satelliti) e predire la loro orbita.

I dati raccolti da ciascuna stazione vengono inviati alla stazione Master (Colorado Springs) che effettua una stima quotidiana dell'orbita e dell'offset d'orologio previsti per ciascun satellite nelle 24 ore successive; le orbite previste vengono parametrizzate, quindi i dati vengono inviati al satellite, il quale, li comunicherà agli utenti durante la giornata successiva. Ci si riferisce a tali informazioni con il termine di *Broadcast Ephemerides* (Effemeridi



Trasmesse); esse, pur essendo comunicate dai satelliti in tempo reale, sono frutto di previsioni effettuate dalla rete di controllo 24 ore prima.

Una possibile alternativa alle effemeridi trasmesse sono le *Precise Ephemerides* (Effemeridi Precise): circa 4-8 settimane dopo la raccolta dei dati da parte delle stazioni di controllo, il Naval Surface Weapon Center (NSWC), in collaborazione con il Defence Mapping Agency (DMA), calcola le effemeridi precise ottenute considerando i dati raccolti in 8 giorni da 10 stazioni sparse sul globo (le 5 stazioni di controllo più altre in Australia, Ecuador, Inghilterra, Argentina e Bahrein). Questi dati vengono inseriti in un sofisticato programma di calcolo d'orbita che esegue una compensazione ai minimi quadrati fornendo un'orbita stimata e non estrapolata come nel caso delle effemeridi trasmesse.

Le stime di orbite e offset degli orologi effettuate dalla rete di controllo e quindi comunicate dai satelliti agli utenti mediante i messaggi di navigazione sono affette da errori rispettivamente di circa 3 m e di circa 10 ns (che moltiplicato per  $c$ , equivale a circa 3 m di errore nella stima di distanza fra satellite e ricevitore).

Attualmente diversi enti di ricerca associati all'IGS (International GPS Service for Geodynamics) calcolano e rendono disponibili le effemeridi precise con 1 settimana di ritardo. Tali orbite hanno una precisione di circa 2 ordini di grandezza superiore rispetto a quella delle broadcast.

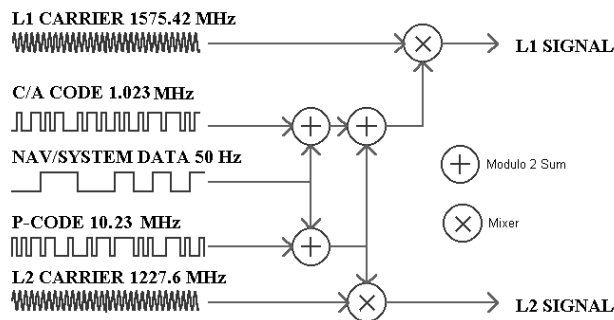
#### 5.4 LA STRUTTURA DEL SEGNALE GPS

Il NAVSTAR GPS è un *one-way ranging system* (sistema a sola andata), cioè i segnali sono trasmessi solo dal satellite (a parte i segnali che il satellite riceve dalla rete di controllo): il ricevitore ha l'unico compito di applicare ai segnali ricevuti gli algoritmi necessari per stimare la propria posizione. Rispetto al cosiddetto *two-way ranging system* (sistema di andata e ritorno), tipico dei distanziamenti elettro-ottici ad onde e.m., nei sistemi a sola andata il segnale deve contenere molte più informazioni, e quindi deve essere più complicato.

Gli oscillatori a bordo dei satelliti generano la frequenza fondamentale  $f_0 = 10.23$  MHz, caratterizzata da una stabilità dell'ordine di  $10^{-13}$  sec. su un giorno (satelliti dell'ultima generazione). Da tale frequenza vengono generate due *portanti sinusoidali*, dette  $L1$  e  $L2$ , con frequenza pari a  $f_1 = 154 f_0 (= 1575.42$  MHz) e  $f_2 = 120 f_0 (= 1227.60$  MHz) e lunghezze d'onda di 19 cm e 24 cm.

Per comporre il segnale che verrà trasmesso dal satellite, le due portanti  $L1$  e  $L2$  vengono modulate da *codici binari*; in particolare il *codice P* è il codice principale e modula entrambe

le portanti L1 e L2, mentre il *codice C/A* modula soltanto una replica sfasata di 90° della portante L1. Tutte le componenti (L1, L2 e L1 sfasata) trasportano il *messaggio D*.



Il *codice P* (*Precision*) realizza il servizio noto come PPS (*Precise Positioning Service*) e viene trasmesso su ambedue i canali L1 (1575.42 MHz) ed L2 (1227.60 MHz). La doppia trasmissione del codice P serve a determinare i parametri del modello matematico della propagazione

ionosferica utilizzato nel ricevitore. Detto codice ha un periodo di ripetizione di 267 giorni, ed ogni satellite possiede un solo segmento di tale codice, della durata di 7 giorni, che viene continuamente ripetuto

Il *codice C/A* (*Coarse/Acquisition*) realizza il servizio noto come SPS (*Standard Positioning Service*) e viene trasmesso sul canale L1 (1575.42 MHz). L'errore di posizionamento mediante il servizio SPS è, secondo le specifiche originali, intorno ai 30 m in planimetria, mentre in altitudine si rimane intorno ai 100 m. Il codice si ripete ogni millisecondo (1023 chips), in modo da favorire un rapido aggancio. L'ambiguità dovuta al codice è di 300 Km.

Il *messaggio di navigazione D*, i cui i dati necessari alla determinazione della posizione dei satelliti nello spazio vengono trasmessi modulando in fase le portanti L1 ed L2, è composto da sequenze binarie, ciascuna delle quali contiene un riferimento temporale, in modo da indicare con precisione l'istante di tempo in cui essa è stata trasmessa. Tra i dati trasmessi, oltre ai parametri orbitali, vi sono la parola HOW, le informazioni telemetriche (TLM) riguardanti lo stato operativo del satellite, ed una serie di fattori di correzione riguardanti il modello di propagazione ionosferico, la correzione del ritardo di fase, il primo subframe e la correzione dell'orologio di bordo. Detto messaggio rimane valido per 4 ore. Le effemeridi trasmesse con il messaggio descrivono con precisione un breve tratto dell'orbita dei satelliti, normalmente valide per un'ora. Ad ogni modo, tali parametri possono essere utilizzati per oltre 4 ore senza pregiudicare molto la precisione ottenibile. L'almanacco contiene invece informazioni grossolane su tutte le orbite dei satelliti, e rimane valido per alcuni mesi. Esso serve a selezionare i satelliti in visibilità quando il ricevitore viene acceso oppure per predire i prossimi satelliti da acquisire mentre si effettua la navigazione. Il segnale viene trasmesso alla velocità di 50 bps (bit per secondo) ed ha una durata di 12.5 minuti. Il messaggio è ripartito in

25 frames di 1500 bits ciascuno (durata di 30 sec). Ogni frame contiene 5 sub-frames, che riportano le seguenti informazioni:

1. *subframe 1*: i coefficienti polinomiali che definiscono la correzione dell'orologio del satellite che ha inviato il segnale e le informazioni per la pre-sincronizzazione dell'orologio del ricevitore;
2. *subframe 2 e 3*: i parametri per il calcolo dell'orbita (*broadcast ephemeris parameters*) del satellite che ha inviato il segnale. L'utilizzatore poi può scegliere di usare queste effemeridi oppure quelle *precise* ottenibili dall'IGS disponibili solo con un ritardo di due settimane. Mentre quelle del satellite hanno un'accuratezza di solo pochi metri quelle precise lo hanno di pochi centimetri.
3. *subframe 4 e 5*: ulteriori informazioni sulla costellazione dei satelliti e sulle mappe ionosferiche.

Il segnale risultante potrà essere rappresentato da:

$$S = S_{L1} + S_{L2}$$

dove

$$S_{L1} = a_p P(t) \cos(2\pi f_1 t) + a_c C(t) D(t) \sin(2\pi f_1 t)$$

$$S_{L2} = b_p P(t) D(t) \cos(2\pi f_2 t)$$

Il segnale GPS è molto complicato; le ragioni sono molteplici e sono:

- il metodo GPS è un sistema studiato per sopportare un numero virtualmente illimitato di utenti; per questo motivo un sistema che presuppone comunicazione tra ricevitore e satellite sarebbe troppo complicato; inoltre non dobbiamo dimenticare che è nato come metodo militare e quindi motivi di sicurezza impongono che l'utilizzatore non comunichi la sua posizione inviando segnali al satellite; d'altra parte un metodo di sola andata richiede l'impiego di due orologi: uno a bordo del satellite e uno nell'apparato ricevente a terra;
- utilizzare più satelliti contemporaneamente è fondamentale per ottenere il posizionamento in tempo reale, quindi dobbiamo essere in grado di identificare ogni satellite attraverso il segnale e ciò può avvenire solo mediante l'assegnazione di un diverso codice ad ogni satellite;
- la richiesta di precisioni migliori della decina di metri per il posizionamento in tempo reale suggerisce l'utilizzo di un codice ad alta frequenza come il codice P;
- l'esistenza di un gruppo di utenti non militari o appartenenti ad eserciti non alleati richiede l'esistenza di due tipi di segnali diversi in modo tale da permettere differenti precisioni nel posizionamento; da ciò l'esistenza dei codici Y e C/A;

- la necessità di applicare delle correzioni per l'effetto della ionosfera sul segnale suggerisce l'utilizzo di due diverse portanti, poiché tale effetto dipende dalla frequenza del segnale.

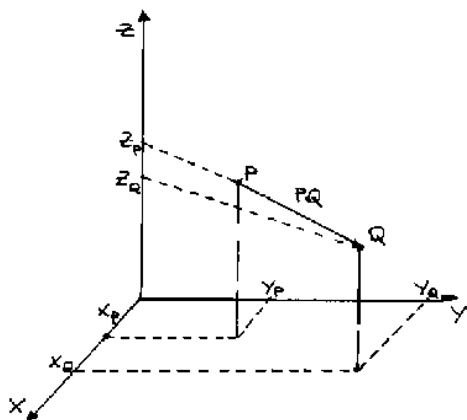
I segnali trasmessi dai satelliti GPS sono riferiti al *sistema di tempo GPS*, che fin dal giugno 1990 è la scala di tempo mantenuta dagli orologi atomici di una rete di stazioni a terra con compiti di controllo.

Una particolare epoca è identificata nel tempo GPS come il numero di secondi trascorsi dalla mezzanotte fra il sabato e la domenica precedenti all'osservazione. Tale misura di tempo è, ovviamente, ambigua: è necessario cioè identificare anche a quale settimana tale epoca si riferisca. Il conteggio delle settimane GPS parte dal 6 gennaio 1980 (settimana 0) e le settimane sono numerate consecutivamente.

## 5.5 IL SISTEMA DI RIFERIMENTO UTILIZZATO DAL SISTEMA GPS

I risultati ottenuti con la metodologia GPS vengono espressi come coordinate cartesiane geocentriche (X, Y, Z) o ellissoidiche ( $\varphi, \lambda, h$ ) in un sistema di riferimento mondiale unificato denominato *WGS84 (World Geodetic System 1984)*. Tale sistema di riferimento costituisce un modello matematico della Terra da un punto di vista geometrico, geodetico e gravitazionale, costruito sulla base delle misure e delle conoscenze scientifiche disponibili al 1984. E' inoltre definito come una realizzazione di un *sistema di riferimento convenzionale terrestre (CTRS)* in quanto caratterizzato dall'avere le seguenti caratteristiche:

1. origine nel centro di massa della terra;
2. asse Z passante per il polo convenzionale terrestre (CTP);
3. asse X definito dall'intersezione del piano meridiano passante per Greenwich col piano equatoriale terrestre;
4. asse Y, univocamente determinato in modo tale da ottenere una terna destrorsa di assi cartesiani ortogonali.



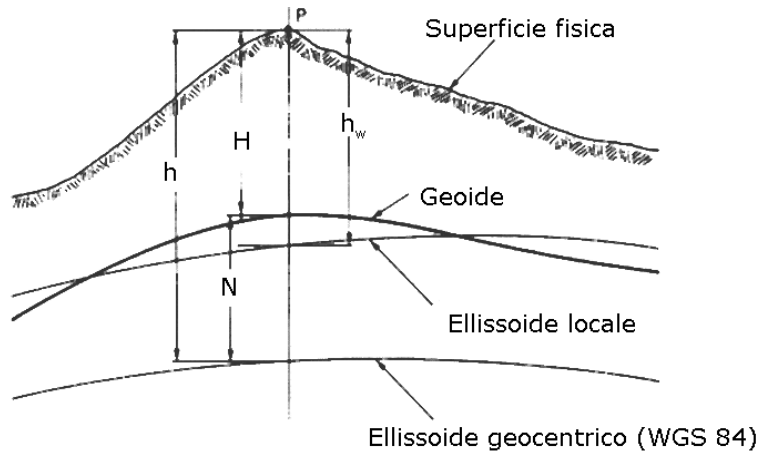
Una volta fissato il sistema di riferimento e un punto P nello spazio, possiamo sempre trovare le sue coordinate cartesiane come le proiezioni ortogonali sui tre assi. Definite  $X_P, Y_P, Z_P$  le lunghezze delle 3 proiezioni, P è identificato quindi dalla terna  $[X_P, Y_P, Z_P]$ .

Il vettore fra due punti P e Q (baseline) risulta

definito dalla terna di vettori:

$$\begin{bmatrix} \Delta x \\ \Delta y \\ \Delta z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} x_Q - x_P \\ y_Q - y_P \\ z_Q - z_P \end{bmatrix}$$

In un CTRS le coordinate cartesiane risultano, in genere, per osservatori a terra, inadatte per



h è l'altezza di un punto della superficie rispetto all'ellissoide di riferimento  
 H è l'altezza di un punto della superficie rispetto al Geoida  
 N rappresenta l'ondulazione del Geoida rispetto all'ellissoide di riferimento

la descrizione di posizioni e traiettorie: è dunque preferibile definire una superficie di riferimento descritta da pochi parametri che ben approssimi la forma della Terra, quale l'*ellissoide terrestre* la cui rilevanza non è soltanto geometrica ma anche fisica. Risulta che il massimo scostamento fra geoida ed

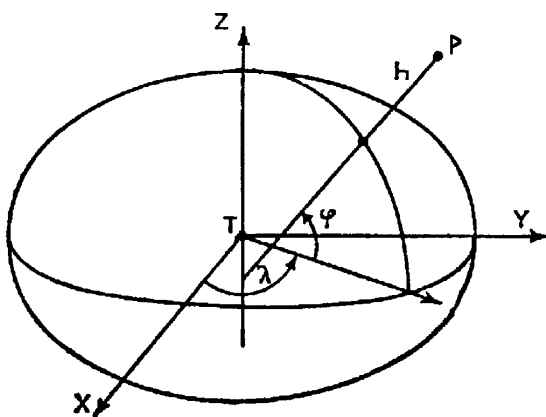
ellissoide terrestre è di circa 100 m.

E' definito ellissoide di rotazione con centro nell'origine del SR il luogo dei punti x,y,z tali che:

$$\frac{x^2 + y^2}{a^2} + \frac{z^2}{b^2} = 1$$

L'ellissoide di riferimento è il WGS84 avente

	a (m)	b (m)	$\alpha$	$e^2$
WGS-84 (1984)	6378137.000	6356752.314	1/298.257224	$6.69437990 \cdot 10^{-3}$



Definito un sistema di riferimento e l'ellissoide associato è possibile definire le *coordinate geografiche* o *ellissoidiche*  $\varphi$  (latitudine),  $\lambda$  (longitudine) , h (altezza ellissoidica) di un punto P:

La terna  $(\varphi, \lambda, h)$  è in corrispondenza biunivoca con le coordinate cartesiane (X,Y,Z) e individua quindi il punto P.

La relazione fra le terne  $(X, Y, Z)$  e  $(\varphi, \lambda, h)$  di P è data da:

$$x_p = (N + h_p) \cdot \cos \varphi_p \cdot \cos \lambda_p$$

$$y_p = (N + h_p) \cdot \cos \varphi_p \cdot \sin \lambda_p$$

$$z_p = (N(1 - e^2) + h_p) \cdot \sin \varphi_p$$

### 5.5.1 Il segmento di utilizzo

Il sistema GPS nasce inizialmente con lo scopo di fornire un posizionamento entro 10 m, mediante l'impiego di un lungo codice PRN denominato codice P (Precision).

Per facilitare la sincronizzazione del ricevitore, è stato previsto un codice secondario, utilizzando un codice PRN corto denominato C/A (Course/Acquisition).

Una volta agganciato tale codice e demodolato il segnale, dal messaggio di navigazione modulato nel codice si ricava la parola HOW (Hand-Over Word) che, ripetuta ogni 6 secondi, contiene le informazioni necessarie per agganciare il codice P. In caso di emergenza nazionale, il codice P viene sostituito da un altro codice criptato (modalità Anti-Spoofing, o AS), detto codice Y il cui accesso è esclusivamente riservato ai militari. La tecnica AS serve anche per evitare che repliche del codice P create dal nemico possano alterare la precisione di eventuali dispositivi di navigazione. L'accesso al codice Y è possibile solo in un ricevitore opportunamente predisposto che deve essere abilitato con una apposita chiave AS "software" trasportata da un ufficiale addetto su una cartuccia Eprom.

Come ulteriore mezzo per rendere il sistema più impreciso al "nemico" che utilizzi solo il codice C/A, è stata introdotta nel passato una tecnica denominata SA (Selective Availability), resa attiva a partire dal 1990, ma oggi disabilitata.

Agli inizi del programma NAVSTAR/GPS si riteneva infatti che la sicurezza del sistema fosse garantita dal fatto che il codice P, che garantisce dai 10 ai 20 metri di precisione, non era accessibile ai normali utenti per via del suo accesso criptato. D'altra parte, gli utenti civili, utilizzando il solo codice C/A, non avrebbero causato gravi danni alla sicurezza degli Stati Uniti per via della sua bassa precisione, stimata nell'ordine dei 100 metri. La sorpresa venne effettuando i primi test, sia con pseudoliti, ma ancor più con il lancio dei primi satelliti Block I: con il solo codice C/A era possibile ottenere precisioni dell'ordine dei 20 - 30 metri.

A questo punto fu necessario introdurre il concetto di degradazione del segnale, denominato poi SA (Selective Availability), in modo da ridurre la precisione ottenibili dal solo codice

C/A. Il DoD comunque, concedendo l'uso del GPS anche agli utenti civili, si è impegnato a non degradare la precisione del segnale oltre i 100 mt.

La SA viene attuata mediante due processi: manipolazione del segnale di tempo trasmesso dal satellite (processo *delta*) e introduzione di errori nella trasmissione delle effemeridi secondo leggi casuali a lenta variazione. Questi due processi influiscono sulla misura della distanza tra il satellite ed il ricevitore, e sulla localizzazione dello stesso nell'orbita.

Le tecniche digitali attualmente impiegate nei ricevitori hanno permesso tuttavia un notevole incremento della precisione ottenibile dal solo codice C/A anche degradato dalla SA. Lavorando direttamente sulla fase della portante è possibile raggiungere precisioni elevatissime, dell'ordine del centimetro.

La tecnica più utilizzata attualmente è, però, quella del GPS differenziale, o DGPS, in cui una stazione secondaria stabilita dall'utente in luogo noto con precisione fornisce a tutti i ricevitori (anche centinaia di Km) segnali di correzione relativi alla configurazione dei satelliti in visibilità in ogni istante.

## 5.6 MISURE DI PSEUDORANGE

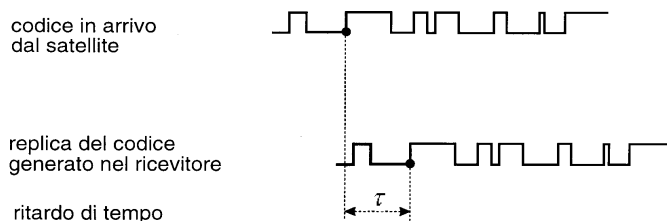
Esistono due tipi di misure GPS (osservabili): le misure di *pseudorange* e le *misure di fase*. Le prime sono usate soprattutto nella navigazione, mentre le seconde in tutte le applicazioni in cui è richiesta una maggiore accuratezza, come ad esempio per scopi topografici o per il controllo delle deformazioni terrestri. In questo capitolo descriveremo le misure di pseudorange, mentre nel capitolo successivo saranno descritte le misure di fase.

### 5.6.1 Posizionamento assoluto con pseudorange

Lo pseudorange è una misura della distanza tra satellite ed antenna del ricevitore, riferita alle epoche di trasmissione e ricezione del codice. Il tempo di trasmissione del segnale è misurato correlando i codici PRN (C/A o P(Y)) generati dal satellite con quelli generati internamente dal ricevitore. I segnali del ricevitore sono ricavati dal clock del ricevitore mentre quelli dei satelliti dal clock dei satelliti. Esistono comunque degli inevitabili errori negli orologi del ricevitore e del satellite tali che la misura di pseudorange differirà dalla distanza geometrica

corrispondente alle epoche di trasmissione e ricezione.

Per un dato segnale ricevuto, il ricevitore esegue elettronicamente,



un confronto fra codice ricevuto ed una sua replica, allo scopo di stimare il loro disallineamento temporale  $\tau$ .

Se il segnale satellite-ricevitore viaggiasse nel vuoto, se non vi fossero errori di disallineamento negli orologi del ricevitore e del satellite e se non ci fossero altri tipi di errori e bias, allora la misura di disallineamento fornirebbe direttamente il tempo impiegato dal segnale a percorrere la distanza fra satellite e ricevitore; cioè lo pseudorange sarebbe semplicemente la distanza fra satellite e ricevitore ottenuta moltiplicando il tempo di percorrenza per la velocità della luce  $c$  (Biagi et al., 1998).

$$P_R^S = c \cdot \tau = c(T^A - T^P) = \rho_R^S$$

dove

$P_R^S$  è la misura effettuata dal ricevitore

$c$  è la velocità della luce nel vuoto

$$\rho_R^S = \sqrt{(X_R - x^S)^2 + (Y_R - y^S)^2 + (Z_R - z^S)^2}$$

è la distanza geometrica satellite-ricevitore

$T^A$  epoca di arrivo del segnale GPS

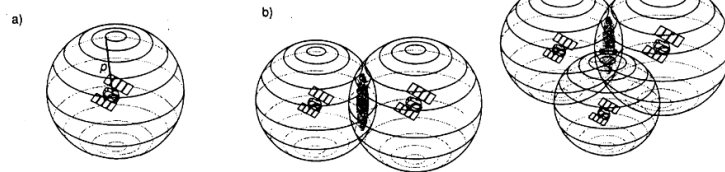
$T^P$  epoca di partenza del segnale GPS

Abbiamo quindi un'equazione di osservazione nella quale compaiono tre incognite (le tre coordinate della stazione) e tre termini noti (le tre coordinate del satellite che si ricavano dalle

effemeridi) a cui se ne aggiunge un quarto misurato

$$(T^A - T^P).$$

Con una singola misura di distanza (o di *range*) al satellite, si può quindi



determinare il luogo geometrico dei punti ove deve trovarsi il ricevitore: esso coincide con una superficie sferica centrata sul satellite e di raggio uguale al range misurato  $P_1$  (a).

Se simultaneamente si effettua la misura di distanza ad un secondo satellite, allora il ricevitore deve anche trovarsi su una sfera di raggio  $P_2$ , centrata su tale satellite. Le due sfere si intersecano ed il luogo della loro intersezione è una circonferenza: il ricevitore deve dunque trovarsi su questa circonferenza che è chiamata linea di posizione (b). Una terza misura simultanea di range fornisce una terza sfera  $P_3$  che interseca le altre due solo in due punti (c): una delle due soluzioni può essere facilmente eliminata, poiché fornisce una posizione non



verosimile. Quindi, almeno in linea di principio, la misura simultanea delle distanze a tre satelliti fornisce sufficienti informazioni per determinare la posizione del ricevitore.

Si è assunto che gli orologi del ricevitore e dei satelliti siano sincronizzati con la scala dei tempi GPS: in effetti, questa ipotesi non è realistica. Consideriamo innanzi tutto il problema relativo all'orologio del ricevitore: quando questo viene acceso, il suo orologio non è in generale sincronizzato al tempo GPS. Le misure di distanza (range) fatte dal ricevitore sono quindi affette dall'offset dell'orologio del ricevitore, e perciò sono note come **pseudorange**; a tale proposito si tenga presente che un offset di tempo di 1 ms, non modellizzato nell'equazione di osservazione, produce un errore nella stima della posizione di circa 300 Km. Pertanto si considera l'offset del ricevitore come una incognita aggiuntiva che si va ad aggiungere alle tre incognite relative alle coordinate della posizione dell'antenna del ricevitore.

Anche gli orologi dei satelliti sono in genere affetti da un offset rispetto alla scala dei tempi GPS; la differenza con quelli dei ricevitori sta nel fatto che questi ritardi con buona approssimazione sono considerati noti dal messaggio proveniente dal satellite.

Considerando gli errori sugli orologi, l'equazione di osservazione relativa ad ogni satellite ed ad ogni ricevitore diventa:

$$P_R^S = \rho_R^S + c(dT_R - dt^S) + \varepsilon_R^S$$

dove

$P_R^S$  = misura di pseudorange effettuata dal ricevitore R e satellite S (m);

$\rho_R^S$  = distanza geometrica satellite-ricevitore (m);

c = velocità di propagazione della luce nel vuoto (m/sec);

$dt^S$  = disallineamento dell'orologio del satellite rispetto al tempo GPS (sec);

$dT_R$  = disallineamento dell'orologio del ricevitore rispetto al tempo GPS (sec);

$\varepsilon_R^S$  = errori di misura (m).

L'equazione di osservazione presenta ora quattro incognite (le coordinate del punto a terra e lo scostamento dell'orologio del ricevitore) e quattro saranno le osservazioni necessarie per risolvere il sistema; nasce, così, l'esigenza di avere in vista un quarto satellite che funga da riferimento temporale. Inoltre, l'orologio del ricevitore, in genere al quarzo per motivi di costo ed ingombro, presenta una forte instabilità residua: da ciò nasce l'esigenza che le quattro osservazioni siano contemporanee. Per questo motivo, il sistema GPS è stato studiato in modo tale da garantire sempre in ogni punto della terra la visibilità contemporanea di almeno 4 satelliti.

### 5.6.2 Errori e Biases. Equazione finale dello pseudorange

Nelle misure di posizionamento con lo pseudorange sono presenti errori e bias (escludendo quelli dovuti agli orologi visti nel paragrafo precedente) che incidono più o meno significativamente sull'accuratezza della misura (Neviani, 1996). Essi sono:

1. errori hardware presenti nel ricevitore e nel satellite;
2. errori dovuti all'effetto di multipath;
3. biases dei satelliti;
4. biases di osservazione.

Gli errori hardware o strumentali, dipendono dall'errore con cui si realizza l'allineamento del codice generato dal ricevitore con quello proveniente dal satellite; tale errore può essere definito come un *rumore elettronico di misura*. In origine tale termine era indicato nell'1% della lunghezza d'onda del segnale: quindi 30 cm per il codice P (Y) e 3 metri per il codice C/A. La recente evoluzione delle elettroniche ne ha ridotto l'entità, che nei ricevitori di ultima generazione è inferiore al metro per entrambi i codici.

Altra fonte di errore può essere l'effetto di *multipath* che riguarda i fenomeni di riflessione del segnale giunto al ricevitore. Questi dipendono dalla presenza di superfici riflettenti in prossimità del ricevitore, come ad esempio cartelloni metallici; questi fanno sì che il tragitto percorso dal segnale osservato non coincida con il percorso geometrico fra satellite e ricevitore: quindi, causano una sovrastima della distanza che si riflette in un errore nella stima di posizione.

I *biases* sono errori di modello che, se non eliminati o quantomeno opportunamente modellizzati, possono danneggiare le misure in maniera significativa. Questi possono suddividersi in: biases dei satelliti e biases d'osservazione.

I *biases dei satelliti*, sono quegli errori dovuti all'inesattezza delle effemeridi predette (Broadcast Ephemerides).

Tali effetti possono tradursi in diversi km/giorno se le effemeridi non vengono quotidianamente ricalcolate dalla rete di controllo. In realtà, queste per quanto accurate, hanno errori di circa 1 metro per la componente radiale, 7 metri per la componente tangente e 3 metri per la componente normale.

Come già detto, anche la stima di  $dt^S$  (disallineamento dell'orologio del satellite rispetto al tempo GPS) che compare nella equazione di pseudorange è comunicata per mezzo delle effemeridi; per cui esiste comunque un errore residuo,  $\epsilon_{dt^S}$ , di circa 1 ns, che in termini spaziali significa circa 3 m di tragitto del segnale.

I biases dei satelliti si trasmettono direttamente sulla stima di pseudorange e producono errori di circa 4-10 metri.

I *biases di osservazione* sono sostanzialmente quelli dovuti agli effetti dell'atmosfera. Infatti, ogni segnale emesso dal satellite, quando attraversa l'atmosfera terrestre, non solo viene deviato, ma viaggia a velocità diversa dalla velocità nel vuoto.

Il disturbo atmosferico viene suddiviso in disturbo ionosferico e troposferico; il primo ha entità compresa tra 5-50 m. I satelliti, come già accennato in precedenza, inviano una serie di parametri sintetici che permettono una modellizzazione della ionosfera: quindi, nota la posizione approssimata del ricevitore e l'elevazione del satellite, è possibile la stima e la parziale rimozione del disturbo. Non esistono però dei modelli che permettano la rimozione completa del disturbo, perché non esistono modelli in grado di prevedere esattamente lo stato ionosferico; perciò nelle misure di pseudorange rimane un termine residuo non modellizzabile

$\delta_{iono}$  che è da considerarsi errore di osservazione. Il disturbo troposferico, invece, ha entità compresa tra 2 e 3 m per satelliti a 90° di elevazione, e 15-20 m per satelliti a 15° di elevazione, ed è possibile stimarne parzialmente l'entità mediante modelli standard. Tali modelli lavorano in condizioni standard e non tengono conto della reale situazione meteorologica: quindi, rimuovono solo una parte del disturbo. Si deve considerare anche per il disturbo troposferico un termine residuo  $\delta_{tropo}$ .

A questo punto la generica equazione di osservazione per una misura di pseudorange mostrata nella eq. (2.02) diventa:

$$P_R^S = \rho_R^S + c(dt_R^S - dt^S) + \varepsilon_R^S + \Delta T_R^S + \Delta I_R^S + \varepsilon_{hw} + \varepsilon_{mp}$$

dove abbiamo aggiunto i termini di:

$\Delta T_R^S$  = ritardo troposferico (in parte modellizzabile)

$\Delta I_R^S$  = ritardo ionosferico (in parte modellizzabile)

$\varepsilon_{hw}$  = ritardo dovuto agli errori strumentali

$\varepsilon_{mp}$  = ritardo dovuto all'effetto di multipath

### 5.6.3 Configurazione geometrica dei satelliti

L'accuratezza del posizionamento GPS viene condizionata da due fattori: la *configurazione geometrica dei satelliti* e gli *errori di misura*. Del secondo abbiamo già parlato in precedenza; il primo viene descritto tramite dei fattori detti **DOP** (**Dilution Of Precision**) che

rappresentano il contributo della configurazione geometrica dei satelliti alla accuratezza del posizionamento (Leick, 1995):

$$\sigma = DOP * \sigma_o$$

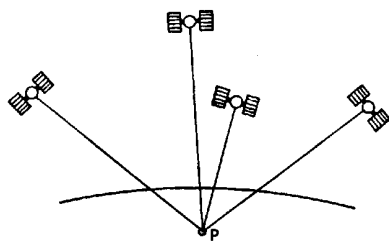
dove

$\sigma$  = deviazione standard del posizionamento;

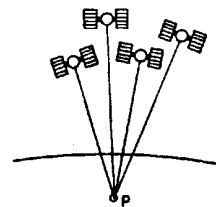
$\sigma_o$  = deviazione standard delle misure di pseudorange.

Vi sono diversi DOP in funzione del tempo e delle coordinate, o di combinazioni di coordinate, si stiano considerando. Essi sono il VDOP (vertical), l'HDOP (horizontal), il PDOP (positional), il TDOP e il GDOP (geometric). Per esempio il **PDOP** è un fattore scalare che una volta moltiplicato per  $\sigma_o$  fornisce l'accuratezza del posizionamento tridimensionale.

Il PDOP calcolato per 4 satelliti offre una utile visualizzazione geometrica. Infatti, il tetraedro formato dai lati che partono dai quattro satelliti e vanno al ricevitore ha un volume che è inversamente proporzionale al PDOP. Più sparsi sono nel cielo i quattro satelliti e più grande è il volume del tetraedro: quindi più piccolo risulta il PDOP ed in definitiva più piccolo risulta l'errore di posizione tridimensionale.



Buona geometria satellitare



Cattiva geometria satellitare

Il secondo fattore che determina la precisione del posizionamento è dovuto all'esistenza di errori che influenzano le osservazioni: errori d'orbita dei satelliti, errori negli orologi dei satelliti, ritardi dovuti agli effetti atmosferici.

Comunque, se le misure di pseudorange vengono utilizzate per posizionare un punto sulla superficie terrestre in tempo reale (Point Positioning), questi errori vengono considerati come ineliminabili e non possono essere corretti con una opportuna modellizzazione.

#### 5.6.4 Posizionamento differenziale con Pseudorange (DGPS)

Il DGPS è noto anche comunemente come *GPS differenziale*. Esso viene ottenuto utilizzando due stazioni aventi caratteristiche differenti:

- una stazione fissa, di cui si conoscono le coordinate a priori (**Master**), che ha la caratteristica di ricevere con continuità il segnale emesso dal satellite;
- una seconda stazione costituita da un ricevitore in movimento (**Rover**);

Il metodo si basa sulla correzione delle coordinate ottenute dalle misure di pseudorange della stazione mobile con le differenze tra quelle misurate e quelle assegnate alla Master. Note le coordinate della stazione Master, la differenza rispetto alle coordinate ottenute dalle misure di pseudorange darà luogo ad un puro errore di misura suddiviso in rumore elettronico di misura ed errori dovuti ai biases del metodo applicato. Esclusa la componente strumentale, gli errori di pseudorange sono abbastanza simili per stazioni comprese entro i 100-200 Km. Se, quindi, per ogni epoca di misura del ricevitore Rover, si sottraggono ai risultati di pseudorange le correzioni calcolate presso la stazione Master, se ne otterrà una stima più accurata. Questa modalità di elaborazione, può essere effettuata anche in tempo reale, se le correzioni citate vengono trasmesse via radio dalla stazione Master.

La precisione ottenibile con il metodo differenziale è superiore a quella ottenuta con misure di pseudorange assolute, poiché consente di rimuovere alcuni errori sistematici presenti contemporaneamente nelle misure del ricevitore fisso e in quelle della stazione mobile. Le principali fonti di errore nelle misure DGPS sono tali che:

- utilizzando la correzione differenziale si può rimuovere gran parte degli errori dei due ricevitori; i biases dei satelliti si riducono notevolmente ed altrettanto avviene per gli effetti dovuti alla S/A;
- anche l'errore dovuto all'effetto dell'atmosfera viene attenuato; l'entità dell'errore residuo che rimane dipende dalla distanza tra stazione fissa e quella mobile. Infatti, se la stazione Rover è vicina a quella Master, i ritardi ionosferici sulle due stazioni saranno analoghi; se invece la distanza è superiore ai 200-300 Km, l'errore residuo potrà raggiungere il metro.
- rimangono gli errori casuali dovuti al rumore di fondo dei due ricevitori; tali termini non possono essere attenuati.

L'errore finale per le stime DGPS della posizione del ricevitore Rover sarà quindi dell'ordine di 1-5 m a seconda della qualità nell'elettronica dei due ricevitori utilizzati. Si tenga conto che, trattandosi di stime differenziali, la loro accuratezza dipende dall'attendibilità delle coordinate fissate alla stazione Master.

Esistono diverse applicazioni del DGPS, sia nel campo navigazionale che nell'ingegneria civile. Nelle coste degli Stati Uniti esistono diverse stazioni Master funzionanti 24 ore su 24 che garantiscono con continuità un sistema di rivelazione della posizione della nave. Inoltre, il

GPS differenziale risulta molto utile per eseguire rilievi longitudinali di strade, determinando la traiettoria di un veicolo che ne percorre l'asse.

## **5.7 MISURE DI FASE**

Si definiscono con questo nome quelle letture svolte dal ricevitore direttamente sulle portanti emesse dal satellite. Si preferisce utilizzare le misure di fase quando si vogliono ottenere delle precisioni maggiori rispetto a quelle ottenute con lo pseudorange.

Anche i ricevitori utilizzati devono essere molto più sofisticati poiché devono essere in grado di effettuare opportuni trattamenti sui dati rilevati.

Il primo trattamento che si opera sul segnale consiste nel rimuovere le modulazioni apportate dai codici sulle portanti. Il metodo più semplice è quello dell'autocorrelazione in cui è necessario conoscere i codici PRN del satellite. Il ricevitore si sincronizza sul segnale ricevuto e lo moltiplica con le copie dei codici prodotte internamente; in seguito, il segnale viene demodulato dal messaggio.

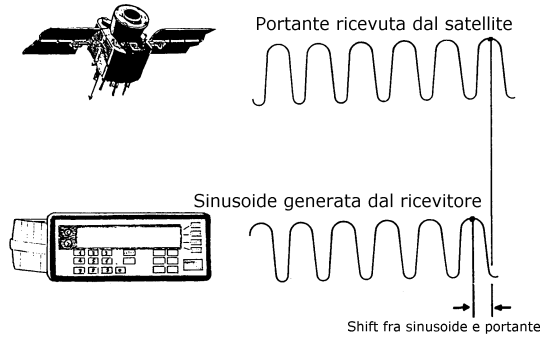
Il vantaggio nell'utilizzare le osservazioni di fase rispetto a quelle di pseudorange è che le prime hanno una risoluzione elettronica molto maggiore (basta pensare che l'errore dell'1% indotto dall'elettronica sui codici va da 30 cm (P o Y) fino a 300 cm (C/A)). Naturalmente, per potere sfruttare le potenzialità delle osservazioni di fase, è necessaria una modellizzazione accurata o la rimozione degli errori di ordine metrico o superiore (disturbi residui atmosferici, errori indotti dalla S/A e dall'instabilità degli orologi) che determinano la precisione delle misure di pseudorange: in caso contrario, infatti, il rumore elettronico di misura risulterebbe soffocato dagli altri termini e non si otterrebbe alcun vantaggio pratico.

Per raggiungere tali obiettivi viene applicata una metodologia di elaborazione differente da quella utilizzata per il trattamento delle osservazioni di pseudorange:

- 1) le osservazioni di fase vengono utilizzate solo per il posizionamento relativo;
- 2) vengono in genere costruite ed elaborate differenze di osservazioni da più ricevitori a più satelliti perché in esse i termini di errore non compaiono più o compaiono in forma differenziata;
- 3) vengono applicati ai dati algoritmi molto raffinati, che permettono di modellizzare accuratamente o di stimare anche termini di errore residuo, considerati trascurabili nel trattamento delle osservazioni di pseudorange.

### **5.7.1 Misure di Fase**

Sia  $T$  l'istante in cui il ricevitore R stabilisce il primo contatto con il satellite S e supponiamo che il segnale abbia viaggiato nel vuoto (si è mosso perciò sempre a velocità costante pari a  $c$ ); non consideriamo, per ora, i contributi di biases e ritardi che saranno analizzati in seguito. A questo punto, poiché l'oscillatore del ricevitore può produrre una sinusoide di frequenza



uguale a quella del segnale ricevuto, siamo in grado di misurare la differenza di fase fra il segnale prodotto internamente e quello proveniente dal satellite.

L'equazione di osservazione sarà (Leick, 1995):

$$\phi_{OR}^S(T) = \phi_{genR}(T) - \phi_{ricR}^{genS}(T)$$

dove

$\phi_{OR}^S(T)$  = è l'osservazione di fase relativa al satellite S ed alla stazione R all'epoca  $T$ ;

$\phi_{ricR}^{genS}(T)$  = è la fase della portante ricevuta all'istante  $T$  e proveniente dal satellite S;

$\phi_{genR}(T)$  = è la fase della sinusoide generata internamente al ricevitore all'istante  $T$ .

Poiché la fase di un'onda sinusoidale è una grandezza ciclica, possiamo supporre che la fase della portante, ricevuta al tempo  $T$ , sia uguale alla fase della portante stessa sul satellite al tempo  $(T - \tau)$  (dove  $\tau$  è il tempo di transito del segnale tra satellite e ricevitore nel vuoto); per cui, mettendo in relazione la fase della portante sul satellite all'istante  $(T - \tau)$  con la fase all'istante  $T$  ed applicando ad essa uno sviluppo di Taylor, otteniamo:

$$\phi_{ricR}^{genS}(T) = \phi_{genS}(T - \tau) = \phi_{genS}(T) - \frac{\partial \phi_{genS}}{\partial t} \tau + \frac{\partial^2 \phi_{genS}}{\partial t^2} \tau^2 - \dots \quad (5.3)$$

con

$$\frac{\partial \phi_{genS}}{\partial t} \tau = f\tau \quad (5.4)$$

dove  $f$  è la frequenza della portante durante il tempo di transito  $\tau$ .

Siccome il tempo di transito del segnale è di circa 0.007 sec e l'oscillatore sul satellite presenta una alta stabilità, possiamo in prima approssimazione trascurare il termine quadratico e quelli di ordine superiore, che compaiono nella (5.3); nell'ipotesi appena fatta possiamo anche considerare costante la frequenza dell'oscillatore durante il tempo di transito.

Quello che risulta può essere scritto come:

$$\phi_{OR}^S(T) = \phi_{genR}(T) - \phi_{genS}(T) + f\tau \quad (5.5)$$

Se ci fosse una perfetta sincronizzazione di tutti gli orologi con la scala dei tempi GPS, la fase generata da ogni oscillatore allo stesso tempo dovrebbe essere perfettamente uguale e quindi l'equazione (5.5) si ridurrebbe solo all'ultimo termine.

In realtà, poiché ci sono errori di sincronizzazione, possiamo dire che, rispetto alla fase di riferimento  $\phi^{RIF}(T)$  (cioè la fase generata dall'ipotetico oscillatore usato per stabilire la scala dei tempi di riferimento), abbiamo rispettivamente gli errori:

$$\phi^{genS}(T) = \phi^{RIF}(T) + \frac{c}{\lambda} dt^S \quad (5.6)$$

$$\phi^{genR}(T) = \phi^{RIF}(T) + \frac{c}{\lambda} dT_R \quad (5.7)$$

dove  $dt^S$  e  $dT_R$  sono rispettivamente gli errori di sincronizzazione del satellite S e del ricevitore R.

Il tempo di transito del segnale  $\tau$  può essere posto uguale a:

$$\tau = \frac{\rho_R^S}{c} + T_R^S - I_R^S \quad (5.8)$$

con

$$\rho_R^S = |X_{ricevR} - X^{satS}| = \text{distanza ricevitore-satellite};$$

$I_R^S$  = ritardo temporale dovuto al transito del segnale nella ionosfera (contributo negativo);

$T_R^S$  = ritardo temporale dovuto al transito del segnale nella troposfera.

A questo punto possiamo riscrivere la relazione (5.5) considerando anche i vari errori di misura e disturbi e ottenendo un legame tra osservabile di fase e distanza tra satellite S e ricevitore R.

$$\phi_{OR}^S(T) = \rho_R^S \left( \frac{f}{c} \right) + f(T_R^S - I_R^S) + \frac{c}{\lambda} (dT_R - dt^S) + \varepsilon_R^S + N_R^S \quad (5.9)$$

dove

$\varepsilon_R^S$  = errori di misura;

$N_R^S$  = ambiguità iniziale.

Moltiplicando ora la (5.9) per la lunghezza d'onda  $\lambda$  della portante otteniamo una grandezza che rappresenta l'osservabile di fase espresso in forma metrica.<sup>1</sup>:

---

<sup>1</sup> E' bene ricordare che, poiché il segnale GPS è composto da due portanti, avremo due osservabili di fase



$$L_R^S(T) = \lambda \cdot \phi_{OR}^S(T) = \lambda \cdot \left[ \rho_R^S \left( \frac{f}{c} \right) + f(T_R^S - I_R^S) + \frac{c}{\lambda} (dT_R - dt^S) + \varepsilon_R^S + N_R^S \right] \quad (5.10)$$

che può essere scritta come:

$$L_R^S(T) = \rho_R^S(T) + c \cdot (dT_R - dt^S) + c(T_R^S - I_R^S) + \lambda \varepsilon_R^S + \lambda N_R^S \quad (5.11)$$

L'equazione di osservazione per le fasi (5.11) si differenzia da quella di pseudorange poiché:

- 1) contiene il termine di ambiguità iniziale;
- 2) lo shift fra ricevitore e satellite viene espresso come differenza sulle fasi degli oscillatori e non più come sfasamento temporale.
- 3) Il termine ionosferico risulta essere negativo, al contrario dello pseudorange, poiché la ionosfera, come mezzo dispersivo, abbassa la velocità di propagazione delle modulazioni del segnale (i codici e i messaggi di navigazione) mentre aumenta la velocità della portante.

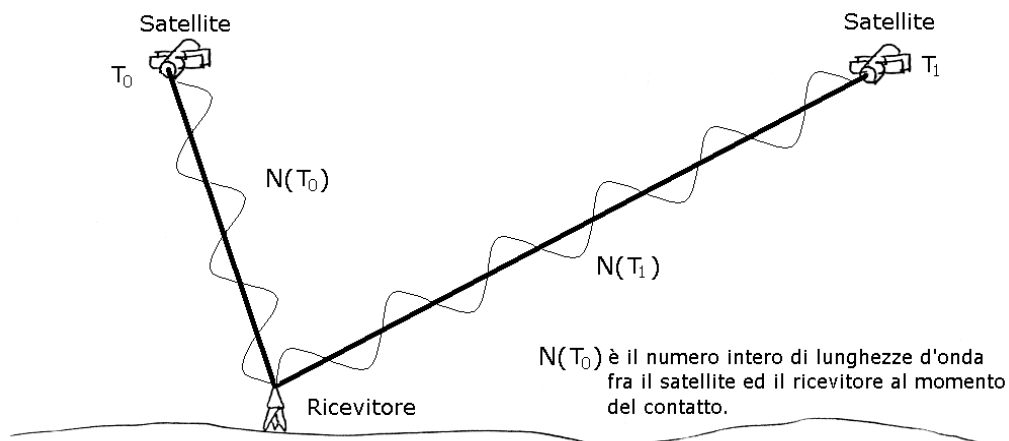
L'ambiguità iniziale  $N$  rappresenta un'incognita intera in quanto il ricevitore al momento del contatto ( $T_0$ ) misura unicamente la parte fratta dell'onda proveniente dal satellite. Se dall'istante  $T_0$  non è perso il contatto con il satellite, il ricevitore può memorizzare mediante un contatore il numero di cicli trascorsi dalla prima lettura; di conseguenza posto

$$T_1 > T_0$$

possiamo scrivere che

$$N(T_1) = N(T_0) + I(T_1 - T_0)$$

dove il termine  $I(T_1 - T_0)$  è il numero di cicli trascorsi.



Abbiamo quindi, per ogni coppia ricevitore/satellite, una sola ambiguità iniziale.

Consideriamo ora note le coordinate e gli offset di orologio dei satelliti, e modellizzabili i disturbi atmosferici. Sotto tali ipotesi nell'equazione (5.11) compaiono 5 incognite: le coordinate del ricevitore, il suo offset di orologio e l'ambiguità. Ulteriori osservazioni contemporanee alla prima e relative ad altri satelliti portano ciascuna una nuova ambiguità incognita: quindi, anche supponendo di poter osservare più satelliti contemporaneamente, non si raggiunge mai un numero di osservazioni sufficiente per risolvere tutte le incognite del problema, a differenza di quanto avviene nelle osservazioni di pseudorange (dove sono sufficienti 4 osservazioni contemporanee). Per l'utilizzo delle osservazioni di fase si deve dunque necessariamente ipotizzare il trattamento di sessioni di osservazione, ovvero misure prolungate nel tempo: solo in tal modo, sfruttando il fatto che l'ambiguità intera rimane costante nel tempo, è possibile costruire un algoritmo che permetta il calcolo delle incognite. Per esempio, con 1 ricevitore e 1 satellite bastano 5 epoche di osservazione per avere una stima delle incognite, il che richiede pochi secondi di misura. Ma per avere misure più precise occorre effettuare rilievi per periodi più lunghi (dai 10 minuti a diverse ore) memorizzando le osservazioni ad intervalli regolari di 5-30 secondi.

In questo modo possiamo avere:

- 1) una certa variabilità nelle condizioni di misura, in modo da garantire l'assenza di errori sistematici;
- 2) una forte ridondanza di osservazioni per poter effettuare una compensazione a posteriori sui dati e quindi una stima, statisticamente più corretta, delle incognite.

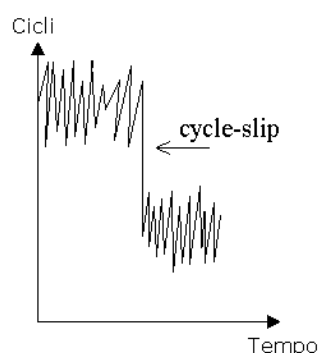
### 5.7.2 Cycle Slip

Fintanto che la fase viene ricevuta senza interruzioni durante una sessione di osservazione, abbiamo solo una ambiguità incognita per ogni coppia ricevitore/satellite.

Ma se si verifica un'interruzione nella ricezione della fase avremo una nuova ambiguità incognita. Tale interruzione denominata *cycle slip* (salto di fase), può essere causata da diversi fattori: ostruzioni del segnale, segnale molto deteriorato, hardware del ricevitore, ecc.

Quando il segnale viene nuovamente ricevuto al tempo T, la parte frazionaria della fase misurata è la stessa di quella che si sarebbe ottenuta se non vi fosse stata interruzione, ma il

numero intero di cicli intercorsi tra l'inizio e la fine dell'interruzione viene perso. Questo corrisponde ad introdurre una nuova ambiguità intera incognita al tempo T. Quindi a causa di un cycle-slip avremo numerose incognite in più, una per ogni interruzione, e



quindi una procedura di compensazione più laboriosa e una ridondanza delle misure ridotta. Cycle-slip di grandi dimensioni possono essere identificati direttamente dal ricevitore e quindi eliminati; quelli di piccole dimensioni sono identificati e rimossi da routine contenute in ogni programma di elaborazione.

Il plot della funzione di fase in funzione del tempo (vedi figura) mostra una funzione a gradino.

## 5.8 UTILIZZO DELLE DIFFERENZE

Quando utilizziamo le misure di fase per realizzare un posizionamento relativo è sempre conveniente, in fase di compensazione di dati, utilizzare delle particolari combinazioni sulle osservazioni che permettono di ridurre le dimensioni del sistema da risolvere ed il numero di incognite da stimare (*Biagi, 1998*).

### 5.8.1 Le differenze singole

Consideriamo due ricevitori A e B che, ad una certa epoca  $T$ , abbiano effettuato osservazioni sul medesimo satellite  $i$ . La *differenza singola* è la differenza fra le misure di fase simultanee tra i due ricevitori. Cioè, chiamando  $L_A^i$  l'osservazione di fase tra il ricevitore A ed il satellite  $i$ -esimo, e con  $L_B^i$  l'osservazione di fase del ricevitore B con lo stesso satellite  $i$ -esimo, la differenza singola sarà:

$$L_{AB}^i(T) = L_A^i(T) - L_B^i(T) \quad (5.12)$$

$$L_{AB}^i = (\rho_A^i - \rho_B^i)(T) + c(dT_A - dT_B) + \lambda(N_{AB}^i) + c(T_{AB}^i - I_{AB}^i) + \lambda \varepsilon_{AB}^i \quad (5.13)$$

dove

$$I_{AB}^i = I_A^i - I_B^i = \text{differenza tra i parametri di disturbo ionosferico}$$

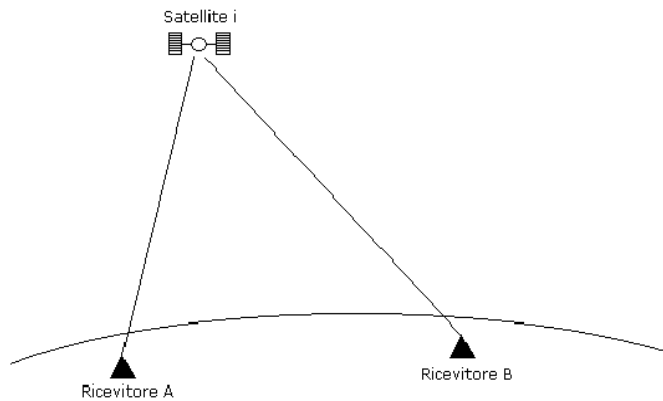
$$T_{AB}^i = T_A^i - T_B^i = \text{differenza tra i parametri di disturbo troposferico}$$

$$N_{AB}^i = N_A^i - N_B^i = \text{differenza tra le ambiguità iniziali della stazione A e B}$$

$$\varepsilon_{AB}^i = \varepsilon_A^i - \varepsilon_B^i = \text{differenza tra gli errori di misura tra A e B}$$

Con le differenze singole si eliminano dalle equazioni di osservazione i termini di disturbo dipendenti dai satelliti: scompaiono infatti, data l'ipotesi di contemporaneità delle misure, le fasi degli oscillatori sui satelliti. In realtà l'epoca di misura, indicata con  $T$ , può non essere perfettamente contemporanea per i due ricevitori: è quindi necessario che i programmi di

elaborazione effettuino un preprocessamento sui dati per identificare e correggere gli shift di orologio fra i ricevitori coinvolti nelle misure.



In maniera del tutto analoga la singola differenza su due osservazioni contemporanee effettuate da un ricevitore a due satelliti i e j, rimuove dall'equazione di osservazione il termine dovuto all'orologio del ricevitore.

$$L_A^{ij}(T) = L_A^i(T) - L_A^j(T)$$

$$L_A^i(T) = (\rho_A^i - \rho_A^j)(T) + c(dT^i - dT^j) + \lambda(N_{AB}^{ij}) + c(T_{AB}^{ij} - I_{AB}^{ij}) + \lambda \varepsilon_{AB}^{ij} \quad (5.14)$$

### 5.8.2 Le differenze doppie

Differenziando due differenze singole che coinvolgono due satelliti diversi i e j e due ricevitori A e B, ottengo la cosiddetta *differenza doppia*.

$$L_{AB}^{ij}(T) = L_{AB}^i(T) - L_{AB}^j(T) \quad (5.15)$$

$$L_{AB}^{ij}(T) = \rho_{AB}^{ij}(T) + \lambda \cdot (N_{AB}^{ij}) + c(T_{AB}^{ij} - I_{AB}^{ij}) + \lambda \varepsilon_{AB}^{ij} \quad (5.16)$$

dove:

$$\rho_{AB}^{ij} = \rho_A^i + \rho_B^j - \rho_A^j - \rho_B^i;$$

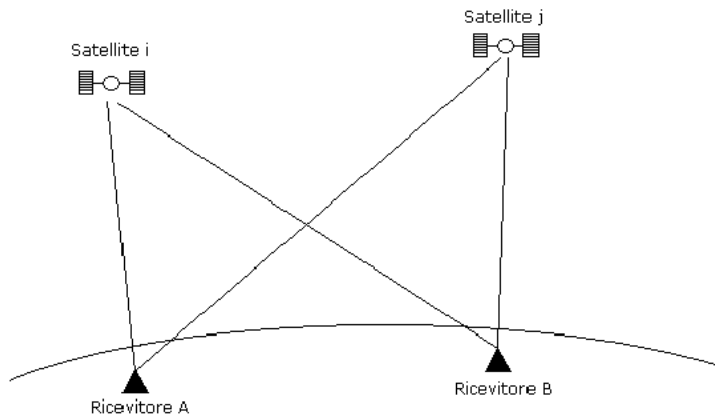
$$N_{AB}^{ij} = N_{AB}^i - N_{AB}^j;$$

$$I_{AB}^{ij} = I_{AB}^i - I_{AB}^j;$$

$$T_{AB}^{ij} = T_{AB}^i - T_{AB}^j;$$

$$\varepsilon_{AB}^{ij} = \varepsilon_{AB}^i - \varepsilon_{AB}^j.$$

In questa nuova osservazione, ottenuta da quattro osservazioni di fase contemporanee, compaiono solo le incognite geometriche e la differenza doppia sulle ambiguità: si noti come questo termine è ancora un numero intero in quanto è una semplice differenza di numeri interi. Vengono inoltre eliminate le incognite relative all'oscillatore dei ricevitori ed ulteriormente attenuati i termini di errore atmosferico. Quest'ultimo effetto, può essere spiegato considerando il fatto che, approssimativamente, quando i segnali attraversano la stessa zona di atmosfera risentono circa dello stesso disturbo; andando a costruire le doppie differenze otteniamo un termine residuo di disturbo dovuto alla atmosfera che risulta necessariamente meno consistente dei disturbi stessi.



Analizziamo ora la configurazione 2 Ricevitori (A,B) e 4 Satelliti (a,b,c,d) e le relative osservazioni di fase (calcolate ora per una singola portante: L1 o L2); tale configurazione fornisce 8 osservazioni di fase:

$$L_A^a, L_A^b, L_A^c, L_A^d, L_B^a, L_B^b, L_B^c, L_B^d$$

e permette la costruzione di 3

differenze doppie indipendenti, ad esempio:

$$L_{AB}^{ab}, L_{AB}^{ac}, L_{AB}^{ad}$$

Si noti che, non possono essere costruite altre differenze doppie poiché risulterebbero da combinazioni lineari delle 3 sopraindicate: quindi la costruzione delle differenze doppie a partire dalle osservazioni originali diminuisce il numero di osservabili disponibili nell'elaborazione dei dati, ma presenta anche aspetti positivi quali:

- 1) diminuisce il numero delle incognite da stimare (scompaiono i termini dovuti all'offset del ricevitore e del satellite);
- 2) diminuisce l'entità dei termini dovuti agli errori di sistema nelle osservazioni, poiché questi compaiono come differenze.

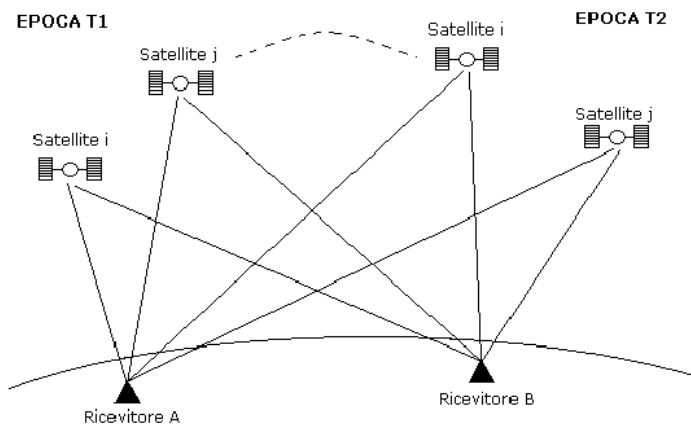
In ciascuna doppia differenza compaiono 4 incognite: le tre componenti della base fra i ricevitori A e B e il termine dovuto alle ambiguità iniziali. La configurazione corrente non porta a sistemi risolvibili poiché fornisce 3 osservazioni da risolvere rispetto a 6 incognite (le 3 componenti della base più le 3 ambiguità).

Supponiamo ora di disporre della configurazione 2 Ricevitori, 4 Satelliti e 2 Epoche di misura. Questo rappresenta il minimo sistema risolvibile algebricamente (in quanto ottengo una configurazione con 6 equazioni e 6 incognite da stimare).

E' chiaro che aumentando il numero delle osservazioni nel tempo, non cambierà il numero delle incognite, mentre aumentano le osservazioni disponibili; ad esempio la configurazione 2 ricevitori, 4 satelliti e 270 epoche di misura (equivalenti ad 1 ora di osservazione, con intervallo di 1 osservazione ogni 15 sec.) fornisce 720 osservazioni per la stima delle solite 6 incognite. Si genera un sistema ridondante, ovvero con più osservazioni che incognite: tale sistema può essere risolto mediante opportuni algoritmi di elaborazione statistica, finalizzati a minimizzare l'effetto degli errori di osservazione sulle stime finali delle componenti della base.

Le doppie differenze sono le osservabili fondamentali poiché sono quelle utilizzate dalla maggior parte dei software nel processamento dati.

### 5.8.3 Le differenze triple



Differenziando tra loro due differenze doppie relative alla stessa coppia di ricevitori (A,B) e coppia di satelliti (i,j) e a due epoche diverse  $T_1$  e  $T_o$ , si costruisce un nuovo osservabile detto *differenza tripla*.

$$L_{AB}^{ij}(T_1, T_o) = L_{AB}^{ij}(T_1) - L_{AB}^{ij}(T_o)$$

$$L_{AB}^{ij}(T_1, T_o) = \rho_{AB}^{ij}(T_1) - \rho_{AB}^{ij}(T_o) + c [T_{AB}^{ij}(T_1, T_o) - I_{AB}^{ij}(T_1, T_o)] + \varepsilon_{AB}^{ij}(T_1, T_o) \quad (5.18)$$

Tali combinazioni eliminano le ambiguità iniziali e sono utili per l'analisi dei dati. Con questo procedimento avremo un'equazione nella quale compaiono come incognite solo le componenti del vettore fra le stazioni; con almeno tre di queste osservazioni, ovvero con 16 osservazioni di fase pure, siamo in grado di determinare la distanza fra le due stazioni. Si noti che, in teoria, è possibile utilizzare le differenze triple come osservazioni da elaborare per stimare la base fra i ricevitori; come detto, inoltre, tale approccio evita il problema di stima delle ambiguità iniziali. Però la differenziazione sulle epoche produce una osservabile che ha un maggior rumore di osservazione di quello delle doppie differenze: quindi, le coordinate del ricevitore stimate con le triple differenze sono generalmente meno precise di quelle ottenute dalle doppie differenze. Le differenze triple però hanno un andamento nel tempo molto liscio: vengono quindi utilizzate dai programmi per la preanalisi della qualità delle osservazioni; inoltre servono nella fase di identificazione e stima dei cycle slip.

### 5.8.4 Le combinazioni lineari su frequenze diverse

Le osservazioni di singole, doppie e triple differenze sono combinazioni lineari delle osservazioni di fase su una singola portante ( o eventualmente di pseudorange), in genere la L1.

Hanno trovato notevoli applicazioni, sia per la navigazione che per il posizionamento relativo, anche altre combinazioni lineari delle osservabili GPS ottenute a partire da opportune combinazioni delle fasi L1 e L2. La più importante tra queste è la combinazione lineare

chiamata *Ionosphere Free* ( $L_{IF} \circ L_C$ ), ottenuta dalle osservazioni non differenziate su L1 e L2, relative ad un singolo ricevitore (*Rothacher, 1996*).

Tale combinazione, sulla quale possono essere ulteriormente costruite le singole, doppie e triple differenze non risente del disturbo ionosferico (come indica anche il suo nome): il suo utilizzo in fase di elaborazione evita quindi le modellizzazioni altrimenti necessarie per tale termine. Viene utilizzata in genere nell'elaborazione di reti topografiche e geodetiche di ampia estensione, ove i termini residui (ovvero quelli non modellizzabili) del disturbo ionosferico potrebbero causare effetti significativi nella stima delle basi. Sono state introdotte anche altre due combinazioni lineari delle osservazioni di fase L1 e L2 per facilitare il problema della soluzione delle ambiguità iniziali; tali combinazioni vengono indicate in letteratura con il nome di *Wide Lane* ( $L_{WL}$ ) e *Narrow Lane* ( $L_{NL}$ ). Senza entrare nel dettaglio indichiamo i seguenti aspetti:

- 1)  $L_{IF}, L_{WL}, L_{NL}$  rappresentano combinazioni lineari di osservazioni che (soprattutto la  $L_{IF}$  per reti ampie) permettono di ottenere risultati caratterizzati da maggior precisione di quelli ottenibili operando sulla singola frequenza.
- 2) Però il loro utilizzo nell'elaborazione dei dati richiede la disponibilità in fase di misura di ricevitori a doppia frequenza: tali ricevitori hanno costo molto superiore rispetto a quelli a singola frequenza.

### 5.8.5 I Biases delle misure di fase

Analogamente a quello fatto per le misure di pseudorange, anche per quelle di fase possiamo definire i biases e gli errori a cui queste sono soggette.

*Biases di elettronica:* come abbiamo già accennato, esiste una regola empirica per stabilire l'entità dell'errore puro di misura, e cioè l'1% della lunghezza d'onda del segnale; per le misure di fase avremo quindi un errore di misura pari circa a 2mm per entrambe le portanti (che hanno lunghezza d'onda di circa 20 cm).

*Biases dei satelliti:* i biases dei satelliti si riducono alla instabilità degli oscillatori del satellite, in quanto nelle misure di fase, la  $\phi^S$  all'epoca  $T_o$  non esiste più come errore di sincronizzazione degli orologi, perché viene considerato un'incognita da stimare.

Espresso l'errore in termini di ppm (parti per milione) sulla lunghezza del vettore di base, si può dimostrare che l'errore sulla stima del vettore causato dagli errori nelle broadcast ephemerides è dato da :

$$\varepsilon = \frac{L}{25 \cdot 10^6} \Delta b$$

dove:

$\varepsilon$  = errore nella stima;

$\Delta b$  = errore nelle effemeridi (in metri);

$L$  = lunghezza base.

Ovvero vale circa 1 ppm per errori nelle effemeridi di 25 m.

*Biases di osservazione* : i biases di osservazione possono ridursi notevolmente con le misure di fase; infatti se la lunghezza della base (distanza tra due ricevitori) è piccola, le doppie differenze tra le osservazioni portano a una riduzione notevole degli effetti dell'atmosfera. In particolare, l'effetto della troposfera si riduce ad un errore residuo pari circa a 0.5 ppm della baseline; questo se la misura è fatta in condizioni atmosferiche diverse da quelle standard

Per quanto riguarda la ionosfera, il suo effetto si sente soprattutto quando si eseguono misure su basi molto lunghe, mentre per basi corte avremo un effetto residuo pari circa a 1-2 ppm della baseline. Nel caso in cui si eseguono misure su basi lunghe, l'errore della ionosfera non può essere ridotto giacché questo strato dell'atmosfera risulta essere differente sulle due stazioni.

## 5.9 PROCEDURE DEL RILEVAMENTO GPS

Durante l'esecuzione delle operazioni di campagna, le modalità operative dipenderanno, ovviamente della precisione che si vuole ottenere e dal tipo di strumentazione utilizzata.

Prima di passare alle procedure del rilevamento GPS, conviene soffermarsi su alcune regole di comportamento che il topografo deve avere prima, durante e dopo il rilievo GPS. A questo proposito, supponendo ad esempio di avere una strumentazione GPS che ha l'antenna e ricevitore separati, l'antenna sarà generalmente montata su un treppiede che dovrà essere posizionato sul punto da determinare come nel caso di stazione effettuata con strumentazione tradizionale; in genere si procederà nel modo seguente:

- collocare il treppiede al punto di stazione, montare il tricuspid e utilizzare le viti di livellazione per posizionare il reticolo del piombino ottico sul punto di stazione;
- livellare la bolla del tricuspid mediante le gambe del treppiede ed affinare il livellamento mediante le viti di livellazione;
- controllare se il reticolo del piombino ottico ricade sul centro della stazione e, se un'ulteriore regolazione risulta necessaria, allentare il tricuspid e traslarlo con cura fino a portare il reticolo nella posizione corretta e ricontrollare quindi la livella;



- montare quindi l'antenna e collegarla con la strumentazione di ricezione mediante il cavo di corredo;
- tener presente che il punto di cui la procedura GPS determina la posizione spaziale corrisponde al centro di fase dell'antenna e, pertanto, la conoscenza dell'altezza dell'antenna sul punto di stazione è indispensabile per una corretta determinazione del vettore; quindi risulta necessario misurare sempre l'altezza dell'antenna e registrare nel libretto della stazione tanto questa altezza che il tipo di antenna usato per ciascun ricevitore;
- per ogni stazione tenere una registrazione accurata di ciascuna sessione e le informazioni registrate dovrebbero riguardare il tempo di inizio del rilievo, satelliti visibili, ostruzioni, intervallo di osservazione, ecc. e qualunque cosa si ritenga possa aver influito sulla ricezione del segnale deve essere annotato nel libretto.

### **5.9.1 Rilievo Rapido -Statico (Fast Static)**

L'uso della procedura del rilievo rapido-statico ( fast static) rende necessaria l'utilizzazione di adatti ricevitori.

Durante il tempo di osservazione sulle stazioni i ricevitori devono mantenersi in contatto con i segnali dei satelliti.

Ciò non è invece necessario quando ci si muove fra i punti. Il vantaggio principale di questa tecnica è appunto la capacità di determinare una base con buona precisione in un periodo di tempo assai breve, senza che sia necessario mantenere agganciate le osservazioni su un numero predeterminato di satelliti.

Nel programmare il tempo di occupazione della stazione scegliere il periodo in cui il valore del PDOP è basso e si ha la minima quantità di disturbi nella ricezione del segnale. Il rilevamento fast static è quasi identico a quello statico.

I criteri per la progettazione della rete sono quindi analoghi a quelli del rilievo statico. La sola effettiva differenza fra i due metodi è che i tempi di osservazione in modalità fast static sono molto più brevi: invece di osservare una base per 1 ora, la si osserva per un tempo dell'ordine di 5 -20 minuti.

Il tempo di osservazione dipende dalla configurazione dei satelliti e viene stabilito sulla base dell'esperienza e delle caratteristiche del lavoro da eseguire. In genere con un valore del PDOP inferiore a 7, il tempo di osservazione in funzione del numero dei satelliti è approssimativamente

il seguente:

numero di satelliti	tempo di osservazione (minuti)
4	
5	Più di 20
6 o più	Da 0 a 20

Questi valori sono abbastanza prudenziali e tali da assicurare buone determinazioni delle basi nella quasi totalità delle condizioni, però il tempo effettivamente necessario dipende dalla lunghezza della base e dalla configurazione dei satelliti.

Importantissimo però è che un rilievo fast static non necessita di essere inizializzato né è necessario seguire il numero minimo di 4 satelliti con continuità mentre ci si muove fra le stazioni (il ricevitore infatti viene spento), come è invece richiesto nella modalità cinematica.

D'altra parte come in tutte le altre procedure di rilievo è comunque sempre necessario evitare la presenza di ostruzioni in corrispondenza della stazione per garantire la qualità dei dati acquisiti.

### 5.9.2 Rilievo Statico

Come è noto, ci sono due metodi statici del posizionamento GPS, *modo assoluto* (point positioning) e *modo relativo* (differential positioning). Attualmente solo il secondo possiede caratteristiche di precisione tali da consentire validamente l'applicazione ai fini geodetici; purtroppo, per quanto riguarda il metodo point positioning, l'utilizzo cioè di un solo ricevitore, le misure sono affette da errori non ammissibili per lavori geodetici, fra i quali, quelli dovuti all'orologio del satellite.

Ciò premesso, il metodo differential positioning richiede l'impiego di almeno una coppia di ricevitori, l'antenna di uno dei quali viene posta su un punto di coordinate note, cui viene riferito il suo centro di fase; di seguito, è possibile determinare con grande precisione le coordinate del centro di fase dell'antenna dell'altro ricevitore rispetto a quello dell'antenna del primo, purché entrambi acquisiscano, contemporaneamente e per un periodo di tempo opportuno e a seconda della lunghezza della base ma comunque dell'ordine di grandezza non meno di 1 ora i segnali provenienti da una stessa quaterna (almeno), di satelliti della costellazione NAVSTAR GPS, conformemente quanto detto prima. Ciò che in pratica viene determinato è la baseline che connette i due punti suddetti, ovvero una terna di valori  $AX$ ,  $AY$ ,  $AZ$  con i relativi parametri di precisione (matrice di varianza-covarianza) riferiti al sistema Geocentrico WGS84, costituita dalle differenze di coordinate cartesiane degli estremi

della baseline o equivalentemente la terna AQ, AX, Ah che rappresenta le analoghe differenze (in longitudine, latitudine, quota) riferite all'ellissoide proprio del suddetto sistema. Questi risultati si ottengono con i programmi di postprocessing dei dati osservati. È evidente che, facendo successivamente stazione su diverse coppie di punti, tutte con almeno un estremo in comune con un'altra è possibile determinare nel sistema WGS84, le coordinate dei vertici di un'intera rete rispetto a un punto fissato che può essere ad esempio, l'origine di un sistema di riferimento nazionale.

Questa procedura operativa è quella che garantisce la massima precisione ed è pertanto quella che di norma, viene utilizzata per la determinazione di punti destinati alla costituzione di una rete di inquadramento, al raffittimento di reti esistenti, e simili. Una sessione di osservazione richiede in questo caso un tempo sensibilmente più lungo di quello richiesto dalle altre procedure operative. L'accurato studio preliminare della distribuzione dei punti di stazione, dalle lunghezze delle basi, della distribuzione dei punti destinati a collegare in planimetria ed in quota i punti GPS con il sistema di riferimento locale, è estremamente importante per garantire l'ottenimento della precisione che questa procedura è potenzialmente capace di offrire.

Esistono nel metodo GPS i cosiddetti *vettori non significativi* (trivial lines) che non aggiungono ulteriori informazioni utili alla compensazione della rete. Infatti i dati acquisiti attraverso le osservazioni eseguite su una base GPS nel corso di una sessione forniscono una soluzione univoca.

Le informazioni disponibili sono cioè sufficienti per produrre le coordinate relative di un estremo della base rispetto all'altro estremo senza che siano necessarie informazioni sovrabbondanti. Basta pensare ad esempio che 3 ricevitori GPS che operano simultaneamente producono 2 basi che forniscono informazioni geometriche sufficienti per descrivere in modo completo la dimensione e la forma di un triangolo; infatti 2 vettori sono sufficienti per individuare la posizione relativa di 3 punti.

Similmente, 4 ricevitori possono produrre 3 basi che descrivono in modo univoco un quadrilatero, però si sottolinea che utilizzando questi 4 ricevitori in una singola sessione di osservazione si può anche calcolare ben 6 basi che apparentemente dimostrano essere indipendenti l'una dall'altra; in realtà non tutti i possibili vettori ottenibili sfruttando i dati acquisiti da questi ricevitori nel corso della sessione sono indipendenti fra loro. Infatti i dati acquisiti da  $r$  ricevitori sono tutti utilizzati nel calcolo di  $r-1$  basi; le altre basi che potrebbero essere calcolate sfrutterebbero quegli stessi dati, e sarebbero geometricamente costantemente

in contatto con i satelliti durante gli spostamenti di un ricevitore da un punto all'altro ma non è altrettanto veloce.

Durante l'esecuzione delle operazioni di campagna, è conveniente in questa modalità, ritornare sul punto più di una volta per ottenere una soddisfacente sovrabbondanza di osservazioni, poiché il riferire tutto ad un singolo punto costituisce potenziale debolezza, è opportuno utilizzare anche un'altra dislocazione di base per ottenere osservazioni sovrabbondanti. Quando l'operatore ritorna su un punto per effettuare la seconda serie di osservazioni, egli deve avere cura di attribuire al punto lo stesso codice di identificazione che ha utilizzato la volta precedente perché il programma di calcolo mette in relazione la prima occupazione con la seconda attraverso il codice di identificazione della stazione.

### **5.9.3 Rilievo Cinematico**

Il rilievo cinematico riduce notevolmente i tempi necessari per determinare un vettore GPS. Un ricevitore viene collocato su un punto (per esempio un punto noto) e resta fermo su di esso mentre un ricevitore itinerante, o mobile, si porta sui vari punti da determinare, fermandosi su ciascuno di essi il tempo necessario ad eseguire le osservazioni. In fase di elaborazione dei dati si può determinare un vettore dal ricevitore di riferimento a ciascuno dei punti su cui è stato collocato il ricevitore mobile. Nel corso della sessione, come principio fondamentale che regola un rilevamento cinematico, si deve costantemente seguire almeno 4 satelliti; l'aggancio a tali satelliti deve essere assicurato non solo in corrispondenza del ricevitore fisso ma anche lungo tutto l'itinerario del ricevitore mobile, senza interruzioni.

La presenza di ostruzioni deve essere quindi tenuta nella massima considerazione nel programmare l'itinerario di questo ricevitore. Per questa ragione sono generalmente più adatte a questo tipo di rilevamento aree relativamente aperte.

Le procedure cinematiche sono generalmente utilizzate per la esecuzione di rilevamento di dettaglio, quasi sempre in combinazione con le procedure precedentemente considerate. Non è necessario che i segnali provenienti dallo stesso satellite siano presenti dall'inizio alla fine del rilievo; a queste condizioni, anche se la costellazione dei satelliti cambia durante la sessione, il rilievo fornisce ugualmente dei risultati positivi.

Per una razionale pianificazione di un rilevamento cinematico è molto importante un accurato studio degli itinerari da seguire per portarsi sui punti da determinare per assicurarsi che i ricevitori mobili possano rimanere costantemente in contatto con almeno 4 satelliti senza interruzioni lungo tutto l'itinerario. L'itinerario deve perciò essere accuratamente

ricognizionato per identificare eventuali ostruzioni che possano influire sulla ricezione dei segnali.

Nel corso della ricognizione stessa, è opportuno evidenziare su una mappa le aree dove si ritiene possano aversi dei problemi e, se è il caso, prevedere l'eventuale determinazione di punti ausiliari intorno ad esse. Questo facilita la reinizializzazione delle osservazioni nel caso si verifichi una perdita del segnale.

Nel caso in cui il ricevitore mobile sia posto su un veicolo, la velocità del veicolo non influisce sulla ricezione.

Nella modalità cinematica ci sono varie procedure che differiscono tra di loro per il modo in cui i ricevitori vengono utilizzati nell'ambito del rilievo:

- 1) STOP AND GO: questa è la procedura standard; generalmente si opera con un ricevitore mobile ed un ricevitore di riferimento. Quest'ultimo rimane fermo durante l'intero rilievo mentre il ricevitore mobile si porta, volta a volta sui punti da determinare. Si possono anche usare più ricevitori, sia come ricevitori di riferimento che come ricevitori mobili ma, in ogni caso, nel rilevamento stop and go i ricevitori di riferimento vengono mantenuti sempre fermi. Questo tipo di rilevazione è particolarmente utile per applicazioni tipo GIS, infatti la definizione di aree (poligoni) può essere fatta in continuo, così come gli archi e i punti, nelle applicazioni Stop & Go. Ricordiamo che, per definizione, gli elementi portanti di un GIS su cui è possibile fare operazioni topologiche e con cui si descrive il mondo reale, sono proprio poligoni linee e punti. Il metodo Stop & Go differisce dal cinematico completo per il fatto che con tale sistema durante lo spostamento del rover (ricevitore utilizzato per i movimenti) non vengono registrate le traiettorie effettuate ma solamente i punti di stazionamento.
- 2) LEAPFROG: in questa procedura anche il ricevitore di riferimento si sposta ed il rilievo utilizza in tal modo multiple stazioni di controllo invece di consistere in un puro e semplice rilevamento per irradiazione come nel caso precedente. Anche in questo caso si ha un ricevitore che viene detto di riferimento ed un ricevitore mobile. Il rilievo inizia osservando una o più basi in una configurazione analoga a quella della procedura Stop and Go. Dopo che sono stati osservati alcuni vettori, il ricevitore mobile rimane fermo mentre il così detto ricevitore di riferimento si porta sul prossimo punto. In questa procedura non si ha quindi un vero e proprio ricevitore di riferimento ed un ricevitore mobile ma si hanno due ricevitori che si spostano in modo analogo

sull'area da rilevare. I ricevitori comunque non possono mai muoversi allo stesso tempo. Se questo avviene, le osservazioni devono essere nuovamente inizializzate.

- 3) CONTINUO: nel rilevamento cinematico continuo la posizione del ricevitore mobile viene continuamente determinata mentre esso si muove. Si può usare la procedura cinematica continua anche per determinare la posizione di veicolo in moto, purché i ricevitori seguano costantemente 4 satelliti e venga mantenuta costante l'altezza dell'antenna. Il rilevamento cinematico continuo può essere utilizzato in combinazione con le procedure Stop and Go o Leapfrog. Questa procedura è molto utile, per esempio, per il rilevamento di profili, sezioni, modelli digitali del terreno, ecc.
- 4) IN TEMPO REALE CON INIZIALIZZAZIONE AUTOMATICA (RTKS & OTF): questa procedura di rilevamento è comunemente designata con l'acronimo RTKS (Real Time Kinematic Survey, cioè cinematico in tempo reale ). Questa tecnica di rilevamento relativamente recente, frutto della costante evoluzione della tecnologia GPS, sia nel settore, della strumentazione che dei programmi applicativi. Mentre le procedure di rilevamento cinematico prima accennate prevedono che la elaborazione dei dati per la determinazione delle posizioni dei punti relativi sia effettuata in ufficio, dopo le operazioni sul terreno, in questo caso la determinazione della posizione di ciascun punto rilevato viene effettuata direttamente in campagna in tempo reale, cioè al momento stesso in cui il punto da determinare viene occupato dal ricevitore mobile. Questo metodo prevede la utilizzazione di ricevitori a doppia frequenza, collegati fra loro via radio. Il ricevitore fisso C di norma collocato su un punto di posizione nota comunica la sua posizione ed i dati satellitari al ricevitore mobile, che in base ai dati suddetti, calcola in tempo reale la sua posizione rispetto al ricevitore fisso. Lo scambio dei dati fra la stazione fissa ed il ricevitore mobile viene effettuato in un appropriato formato. Questa tecnica di rilevamento, risulta particolarmente interessante per la esecuzione di operazioni topografiche di picchettamento, tracciamento e simili, per la quali i tempi di esecuzione vengono abbreviati in maniera considerevole. Nell'ambito della procedura RTK è inoltre possibile utilizzare una particolare tecnica designata con l'acronimo IWM Clnitialization While Moving, cioè inizializzazione eseguita mentre il ricevitore si muove) o, più comunemente con l'acronimo OTF On The Fly, cioè “al volo”), che consente un'ulteriore riduzione dei tempi complessivi di esecuzione.

Si sottolinea che il rilevamento cinematico prevede che prima di dare inizio al rilievo, il ricevitore fisso ed il ricevitore in movimento siano messi in relazione l'uno con l'altro mediante la operazione di inizializzazione del rilevamento suddetto C allo scopo di mettere in

relazione fra loro le osservazioni effettuate dal ricevitore di riferimento con quelle eseguite dal ricevitore o ricevitori mobili determinando il valore della così detta “ambiguità di fase” fra i due ricevitori). Se, durante la sessione, per una qualsiasi ragione, viene perso l’aggancio con i satelliti, tale operazione di inizializzazione deve essere ripetuta. Vi sono due differenti modi di effettuare l’operazione di inizializzazione del rilievo:

-mediante uno scambio di antenna

-mediante l’osservazione di una base nota (una base si definisce nota quando è stata osservata con procedure statica, fast static, o pseudo statica).

La procedura OTF invece, come evidenziato dal nome, consente invece di prendere immediatamente il rilievo senza fermarsi per effettuare particolari operazioni di reinizializzazione.

<b>MODALITA'</b>	<b>TEMPI DI OSSERVAZIONE</b>	<b>PRECISIONI</b>
Statico (fase)	Da 30 min. a diversi gg	$5mm + 0.5ppm$
Statico rapido (fase)	15 – 20 min	$5mm + 1ppm$
Cinematico in post processing	ad epoca d’acquisizione (con inizializzazione)	$10mm + 1ppm$
Cinematico in real time  RTK DGPS	ad epoca d’acquisizione (con iniz. o OTF)	$10 - 20 mm + 2ppm$ $0.30 - 0.50 m$

## 5.10 MODERNIZZAZIONE DEL GPS

Il sistema GPS sarà aggiornato, con l’introduzione di alcuni segnali addizionali:

- la terza frequenza, denominata L5;
- un codice civile addizionale C/A sulla frequenza L2 denominati L2CM (Civil Moderate length) e L2CL (Civil Long), in modo tale che il nuovo segnale L2 sarà ristrutturato rispetto alla vecchia versione, pur mantenendo la compatibilità con i ricevitori di vecchio tipo ed eliminerà l’impiego di tecniche di misura poco efficienti;
- due codici militari M sulle frequenze L1 e L2. (codici M: L1M e L2M), spettralmente separati dai codici civili, la loro funzione sarà migliorare l’operatività dei ricevitori

militari di nuova generazione in presenza di jamming, ovvero di disturbo intenzionale delle radiofrequenze;

- un segnale che risponde alle esigenze delle applicazioni denominate *safety-of-life* ad uso dell'aviazione civile sarà aggiunto sulla frequenza di 1176.45 MHz (banda protetta dall'*Areonautical Radio Navigation Service*) e denominato L5;
- due portanti L5 in quadratura di fase.

L'obiettivo della modernizzazione del GPS è di migliorare l'accuratezza di posizionamento e sincronizzazione, la disponibilità e l'integrità del segnale nonché il miglioramento dei sistemi di controllo. Con l'introduzione di questi miglioramenti, l'utente potrà comunque continuare ad utilizzare i ricevitori attuali aggiornandoli.

Si prevede che la modernizzazione del GPS sarà affrontata in più fasi nel corso dei prossimi 15 anni. L'operatività iniziale parziale (IOC) dei nuovi codici è programmata per il 2008 con 18 satelliti in orbita e la piena operatività (FOC) per il 2010 con 24 satelliti in orbita. Entro il 2005 sarà messo in orbita almeno un satellite abilitato a trasmettere la frequenza L5. L'operatività parziale è pianificata per il 2012 e l'operatività completa entro il 2014.

## 5.11 SISTEMI GLONASS E GALILEO

### 5.11.1 GLONASS

Il sistema GLONASS (*Global'naya Navigatsionnaya Sputnikovaya Sistema*) è gestito per il governo della federazione russa dal *Russian Space Forces* fin dal 1982. Il GLONASS fornisce due tipi di servizi, il segnale *Standard Precision* (SP), disponibile all'utenza civile, e il segnale *High Precision* (HP).

Le frequenze sono definite da:

$$f_1^j = 1602\text{MHz} + n \cdot 0.5625\text{MHz}$$

$$f_2^j = 1246\text{MHz} + n \cdot 0.4375\text{MHz}$$

$$\frac{f_1^j}{f_2^j} = \frac{9}{7}$$

dove  $n$  è il numero di canale.

Questo significa che ogni satellite trasmette su di una propria frequenza, diversa da quelle degli altri satelliti. Alcuni satelliti hanno in effetti la stessa frequenza, ma sono posti agli antipodi sullo stesso piano orbitale, per cui non possono essere ricevuti contemporaneamente.

Le due frequenze derivano da una frequenza fondamentale di 5,0 MHz, corretta a 4,99999999782 MHz per tenere conto degli effetti relativistici.



La costellazione GLONASS, durante il periodo di piena operatività, era composta di 24 satelliti su tre piani orbitali, i cui nodi ascendenti sono separati di  $120^\circ$ . Su ogni piano orbitale si trovavano 8 satelliti, separati di  $45^\circ$  in argomento di latitudine. Inoltre i piani stessi sono tra loro separati di  $15^\circ$  in argomento di latitudine.

I satelliti GLONASS operano su orbite circolari di 19100 km di raggio e  $64,8^\circ$  di inclinazione sul piano equatoriale; ogni satellite completa un'orbita approssimativamente in 11h 15m. La configurazione della costellazione è tale da garantire, durante la piena operatività, almeno 5 satelliti in vista su tutta la superficie del globo, con geometria adeguata.

Ogni satellite trasmette un messaggio navigazionale, che include:

- le effemeridi trasmesse;
- la differenza tra la scala dei tempi del satellite relativa al sistema GLONASS e la scala dei tempi del sistema UTC(SU);
- il riferimento temporale;
- gli almanacchi GLONASS.

La costellazione GLONASS è mantenuta in funzione dal *Ground-based Control Complex* (GCS), che è un centro di controllo (*System Control Center*, Krasnoznamensk) nei pressi di Mosca e diverse *Command Tracking Stations* (CTS) disposte sul vasto territorio della Russia. Le CTS tracciano passivamente i satelliti GLONASS in vista ed effettuano misure di telemetria, inviano poi i dati per l'elaborazione al SCC per la stima degli errori di orologio dei satelliti e delle orbite. Le effemeridi aggiornate sono trasmesse ai satelliti dalle stesse CTS. Le osservazioni delle CTS sono periodicamente calibrate con misure laser ranging effettuate da alcune stazioni del GCS (*Quantum Optical Tracking Stations*). A questo scopo i satelliti GLONASS sono dotati di prismi riflettori. Per la sincronizzazione, il GCS basa la scala di riferimento dei tempi su di un orologio atomico all'idrogeno (*Central Synchronizer*). Le scale dei tempi dei satelliti (su cui sono montati orologi al cesio) sono sincronizzate con lo State Etalon UTC(CIS) di Mendeleev, nella regione di Mosca.

La vita operativa di progetto dei satelliti GLONASS è di 36 mesi, il periodo di reale operatività, mediamente 54,7 mesi.

La costellazione GLONASS attualmente dispone di 9 satelliti operativi, l'ultimo dei quali è stato lanciato il 10 dicembre 2003. Si prevede che entro il 2007 saranno in orbita 18 satelliti, 24 entro il 2010.

### 5.11.2 EGNOS

Anche in Europa da alcuni anni si è iniziato ad investire nella navigazione satellitare, prima con il progetto EGNOS, poi con il sistema GNSS Galileo.

Scopo di EGNOS è l'integrazione dei sistemi GPS e GLONASS, al fine di renderli compatibili con applicazioni critiche in termini di sicurezza come la navigazione aerea o navale fluviale o su canali. EGNOS consiste di tre satelliti geostazionari e una rete di stazioni a terra. Trasmette un segnale contenente informazioni su affidabilità ed accuratezza dei segnali GPS e GLONASS.

EGNOS è un progetto dell'*European Space Agency* (ESA), dell'*European Commission* (EC) e di Eurocontrol, l'*European Organisation for the Safety of Air Navigation*, dovrebbe diventare operativo nel corso del 2004, nel frattempo sono in corso numerosi test.

La trasmissione del segnale di prova è iniziata nel febbraio 2000 con il satellite Inmarsat AOR-E (*Atlantic Ocean Region – East*). La copertura è stata estesa nel 2002 con il satellite Inmarsat IOR (*Indian Ocean Region*). La ridondanza pianificata per la piena operatività non è ancora disponibile durante questa fase.

Attualmente sono state attivate 10 stazioni di controllo (*Ranging Integrity Monitoring Stations*, RIMS) sul territorio europeo e un centro di calcolo ad Hønefoss in Norvegia. Le comunicazioni con il satellite Inmarsat AOR-E sono garantite dalla stazione di Aussaguel, Toulouse, quelle con il satellite IOR dalla stazione di Fucino. I dati GPS e relative ad EGNOS sono processati in tempo reale dal centro di calcolo di Hønefoss, mentre i dati GLONASS sono usati solo in post processamento.

Il segmento di controllo comprende tre diversi tipi di stazioni. Tre stazioni fanno parte del sistema Euridis (Toulouse in France, Kourou nella Guiana Francese e Hartebeeshoek in South Africa) sono dedicate al tracciamento delle orbite geostazionarie. Dieci stazioni di ricezione sono state attivate durante l'ESTB, e sono equipaggiate con ricevitori GPS/EGNOS/GLONASS, orologio atomico, calcolatore e software di processamento, connessione in rete e memoria di massa. Queste stazioni possono trasmettere dati in tempo reale. Ulteriori stazioni di riferimento sono impiegate per creare i messaggi *Ground Integrity Channel* (GIC) e *Wide Area Differential* (WAD).

### 5.11.3 GALILEO

Galileo sarà il sistema GNSS europeo, a gestione completamente civile, compatibile con i sistemi GPS e GLONASS. L'utente potrà quindi utilizzare contemporaneamente i tre sistemi, Galileo, tuttavia, garantirà la disponibilità del servizio anche nelle circostanze più estreme per

le applicazioni critiche in termini di sicurezza (navigazione aerea, costiera, ferroviaria e stradale).

I due primi satelliti sperimentali del *Galileo System Test Bed* (GSTB) e prodotti da *Galileo Industries* e *Surrey Satellite Technology*, saranno lanciati nel secondo semestre del 2005.

Tra il 2005 e il 2006 si prevede che saranno lanciati fino a quattro satelliti operativi. Dopo questa fase (*In-Orbit Validation*, IOV) i restanti satelliti saranno lanciati entro il 2008 per raggiungere la *Full Operational Capability* (FOC).

La costellazione sarà di 30 satelliti (27 operativi + 3 attivi di ricambio), su tre piani orbitali con orbite circolari a 23616 km di altitudine, inclinazione dei piani orbitali di 56° sul piano equatoriale.

Tale costellazione garantirà buona copertura fino alla latitudine di Capo Nord, circa 75°.

Due centri di controllo (*Galileo Control Centres*, GCC) saranno attivati sul territorio europeo, oltre ad una rete globale di 29 stazioni (*Galileo Sensor Stations*, GSS). I centri di controllo elaboreranno le informazioni di integrità del segnale, stimeranno le orbite e le scale dei tempi dei satelliti. Le comunicazioni tra i centri di controllo e i satelliti saranno realizzate da apposite 5 stazioni operanti in banda S e 10 in banda C.

Galileo disporrà inoltre di una funzione denominata *Search and Rescue* (SAR), basata sul sistema *Cospas-Sarsat*. A questo scopo ogni satellite sarà equipaggiato con un ricevitore trasmettitore (*transponder*) in grado di girare al *Rescue Co-ordination Centre* la richiesta di soccorso dell'utente. Nello stesso tempo il sistema invierà un segnale di risposta e conferma all'utente dell'avvenuta ricezione della richiesta.

Il sistema Galileo prevede quattro segnali in banda molto stretta (E1, E2, E3, E4) e i segnali E5A (che condivide la stessa banda del segnale GPS L5) ed E5B (collocato tra i segnali GPS L2 ed L5). La *World Radio Conference* del 2002 ha esteso una delle bande dedicate alla radio navigazione satellitare (*Radio Navigation Satellite Services*, RNSS), attualmente occupata dai segnali L2 (GPS) e G2 (GLONASS), in previsione dei nuovi segnali GPS e Galileo.

Tutti i segnali saranno modulati sia in fase (canale I: seno) che in quadratura o controfasce (canale Q: coseno) e conterranno codici e messaggi di navigazione.

I servizi forniti saranno di quattro tipi e chiamati:

- *Open Service* (OS), che utilizza codici e messaggi di navigazione non criptati sulle frequenze E5a, E5b, e le portanti E2, (L1), E1;

- *Safety of Life Service* (salvavita: SAS). Si usano allo scopo codici e messaggi di navigazione sulle frequenze E5a, E5b, e le portanti E2, (L1), E1;

- *Commercial Service* (CS). Possono usare i codici e i messaggi di navigazione del servizio OS, con la possibilità di usare messaggi di dati crittografati sulla banda della portante E5b e possono usare codici e messaggio di navigazione crittografati sulla banda portante E6;

- *Public Regulated Service* (PRS). Possono usare i messaggi criptati di codici e dati di navigazione sulle portanti E6 e sulle portanti E2, (L1), E1.

Questi servizi, dal punto di vista dell'accessibilità, possono riassumersi in tre categorie:

- servizio ad accesso aperto (OS) : servizio di base, gratuito per tutti;
- servizio ad accesso controllato di livello 1 (SAC 1): servizio a tariffa con accesso controllato per applicazioni commerciali o professionali che necessitano di livelli di precisione migliore e una garanzia di servizio;
- servizio ad accesso controllato di livello 2 (SAC 2): servizio a tariffa e accesso controllato per applicazioni di alta sicurezza che non debbano avere interruzioni o distorsioni per motivi di sicurezza Tale servizio sarà in linea con i criteri di atterraggio per l'aeronautica civile, fornendo una precisione di almeno 4 metri in verticale e 16 metri orizzontali al 99% di disponibilità.

Alcuni di questi servizi saranno garantiti a livello globale, altri, come ad esempio la futura integrazione con EGNOS per la trasmissione di segnali differenziali, solo a livello continentale, altri ancora, (SAC2) a livello locale (sugli aeroporti).

#### **5.11.4 Integrazione futura di sistemi GNSS**

Esaminando le proiezioni future delle prestazioni simulate dei vari sistemi GNSS o delle loro integrazioni, si notano miglioramenti nel posizionamento del singolo punto

Con la costituzione del sistema Galileo e il ripristino del GLONASS, le reti di stazioni permanenti su scala globale o continentale avranno grande importanza sia per il calcolo delle orbite, sia per la stima, il mantenimento ed il collegamento dei sistemi di riferimento. GPS, GLONASS e Galileo saranno riferiti a sistemi di riferimento tra loro indipendenti, rispettivamente WGS84, PZ90 e GTRF, ed anche a scale di tempo indipendenti.

Le reti globali, se in grado di tracciare i segnali dei tre sistemi contemporaneamente, costituiranno il legame tra i tre sistemi di riferimento spazio-temporali. In futuro potrebbe poi essere possibile disporre di osservazioni di range tra satelliti.

Con la realizzazione di Galileo e del rispettivo sistema di riferimento GTRF, la differenza tra le origini dei sistemi WGS84 e GTRF sarà mantenuta entro i 2 cm (< 3 cm rispetto all'ITRF96), mentre le rotazioni relative saranno nulle. La differenza tra le scale dei tempi sarà nota e trasmessa in tempo reale dai satelliti Galileo.

