

GPS

Nota introduttiva

Il presente lavoro è tratto integralmente, o quasi, da una tesina per un esame di ingegneria di G. Galassi e P. di Campo del dicembre 1998.

Introduzione

Nella navigazione, sia essa marina o aerea, ha notevole importanza la perfetta conoscenza della posizione istantanea del mezzo e quindi la possibilità di ricavare con sufficiente precisione la rotta da tenere. Fin da tempi remoti si è pensato di ricavare tali informazioni mediante misure relative alle posizioni di corpi celesti.



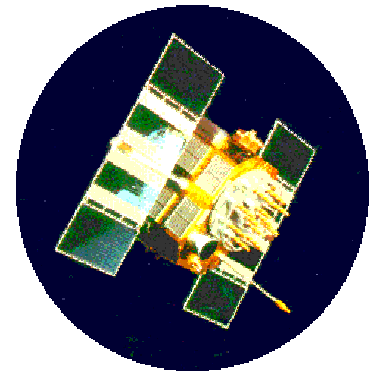
Le recenti tecnologie spaziali permettono ora l'utilizzo di sistemi di controllo della navigazione completamente automatici o comunque in grado di verificare la correttezza delle decisioni prese dall'operatore umano.

A partire dai sistemi di tipo militare vengono sviluppate applicazioni di interesse prettamente civile. Le apparecchiature di bordo di mercantili e imbarcazioni da diporto, gli aerei di linea, ed ormai anche i veicoli stradali beneficiano delle possibilità offerte dalla tecnologia satellitare.

Va sottolineato come la possibilità di ottenere dati precisi ed immediati in formato numerico ben si sposa con l'ormai sempre più crescente potenza di calcolo degli attuali calcolatori e microcalcolatori che consentono studi ed applicazioni in ambiti finora non trattati. Ne sono un esempio l'osservazione del movimento delle placche tettoniche, di fondamentale interesse per una più profonda conoscenza dei fenomeni sismici e vulcanici. Citiamo inoltre il sempre più crescente interesse di applicazioni di tipo GIS che consentono una facile lettura dei più svariati dati in ambito geografico.

I diversi sistemi utilizzati per la determinazione del punto nave, attraverso un percorso cronologico, fino all'avvento del GPS

La necessità di conoscere la propria posizione in un luogo, qual è il mare aperto, in cui mancano dei punti di riferimento costieri è stata sentita da parecchi secoli ed è stata risolta con approssimazioni sempre migliori.



Rette di altezza

Uno dei mezzi più antichi che ha permesso ai navigatori di un tempo - che non possedevano i sofisticati apparecchi oggi comunemente usati - di orientarsi e di compiere i loro viaggi con una certa precisione, senza doversi affidare completamente alla navigazione stimata è stato il sestante.

Nonostante i notevoli limiti e la complessità dei calcoli che sono necessari per interpretare i dati, la navigazione astronomica è stata utilizzata praticamente fino ai nostri giorni e cioè fino a quando la tecnologia del GPS non l'ha resa obsoleta.

Qualunque sia l'astro osservato, lo scopo è quello di ottenere un luogo di posizione dell'imbarcazione in un preciso istante. Nella navigazione astronomica il luogo di posizione ottenuto si chiama retta d'altezza.

Per ottenere un punto nave in navigazione astronomica si dovranno individuare più rette d'altezza: tipicamente da due a quattro, corrispondenti ad altrettante osservazioni.

Per poter effettuare l'osservazione è necessario vedere allo stesso tempo l'astro e l'orizzonte. Occorre poi conoscere la posizione stimata dell'imbarcazione, possedere un orologio con la precisione del secondo, un sestante, cioè lo strumento che permette di misurare l'altezza dell'astro e le Effemeridi, che riportano le essenziali informazioni riguardanti i corpi celesti.

E' in questo modo possibile osservare gli astri (stelle, pianeti, Luna e Sole) e applicando alcune correzioni, ottenere l'altezza vera (h_v). Quest'ultima va confrontata con l'altezza stimata (h_s), cioè l'altezza sopra l'orizzonte alla quale avrebbe dovuto trovarsi l'astro nel momento preciso dell'osservazione, tenendo conto della posizione stimata ($\Delta h = h_v - h_s$). Si calcola infine l'azimut stimato dell'astro (a), che in pratica rappresenta il rilevamento dell'astro al momento dell'osservazione.

Noti azimut e Δh , si traccia su carta di Mercatore approssimata, a partire dalla posizione stimata, un segmento nella direzione dell'azimut dell'astro di lunghezza pari a Δh . Abbiamo così ottenuto un punto determinativo e tracciandone la perpendicolare ricaviamo il luogo di posizione dell'imbarcazione all'istante dell'osservazione. Si procede in questo modo per le altre osservazioni; eventuali correzioni tengono infine conto della non simultaneità delle misure (trasporto delle rette d'altezza).

Il principio della retta d'altezza nella versione definitiva è dovuto dall'ammiraglio francese Marcq Saint-Hilaire (1874) anche se la paternità della scoperta della retta d'altezza sarebbe, a rigore, da attribuire al capitano Thomas Sumner (1873).

Radiogoniometria

La radiogoniometria costituisce uno dei primi sistemi di determinazione della posizione di una nave basato

GPS

sui fenomeni della propagazione delle onde elettromagnetiche. Il principio su cui si basa è analogo a quello del rilevamento ottico: con l'aiuto di un ricevitore radio appropriato si rileva la posizione dei diversi trasmettitori e tramite i luoghi di posizione così ottenuti, risulta possibile effettuare il controllo della posizione.

Gli emettitori usati in radiogoniometria sono dei radiofari circolari (RC), che emettono un segnale ben preciso, su una determinata frequenza.

Il ricevitore è un apparecchio radio sul quale si può inserire un'antenna mobile (antenna radiogoniometrica). Quando il ricevitore è sincronizzato sulla frequenza di un radiofaro, l'onda elettromagnetica emessa da quest'ultimo induce nell'antenna radiogoniometrica una corrente la cui intensità varia secondo l'orientamento dell'antenna stessa. Concettualmente il principio è lo stesso di quello di un comune radio a transistor, che deve essere orientata rispetto alla stazione emittente per avere una buona ricezione.

L'intensità è massima e di conseguenza il suono è al massimo, quando la barra di ferrite è perpendicolare alla direzione dell'emittente, mentre l'intensità è minima (e non si sente più nulla) quando la ferrite è diretta verso l'emittente.

E' appunto questa estinzione del suono che si cerca per prendere il rilevamento del radiofaro in quanto più facile da determinare per le caratteristiche dell'orecchio umano.

Se la nave è molto lontana dal radiofaro, è d'obbligo compiere un'operazione supplementare che consiste nella correzione di Givry che permette di correggere il rilevamento, che nella realtà è un arco di ortodromia, in una retta tracciabile su carta di Mercatore.

Va osservato che il rilevamento radiogoniometrico è raramente preciso e ciò per numerose ragioni. Alcune derivano dal modo di propagazione delle onde, altre sono legate alle modalità di ricezione della stessa.

Non sempre le onde si propagano in linea retta: possono venire deviate dai rilievi, subire una rifrazione quando passano con un angolo molto debole dalla terra al mare; l'onda diretta può anche entrare in interferenza con l'onda indiretta riflessa dalla ionosfera (è quello che si chiama "effetto notte").

L'effetto notte è spesso molto rilevante, particolarmente all'alba e al tramonto. Sono dunque questi i momenti peggiori per prendere un rilevamento radiogoniometrico; le ore migliori sono quelle a metà giornata.

Numerosi fattori si sommano per falsare i dati alla ricezione. In primo luogo, le onde radioelettriche possono essere deviate, in vicinanza dell'antenna, dalle masse magnetiche di bordo. E' necessaria pertanto un'antenna fissa di cui sia stato calcolato l'errore. Conta anche la qualità del ricevitore e soprattutto la sua selettività: se molte emittenti si sovrappongono l'ascolto diventa difficile. Non è più previsto a bordo.

Decca

Il Decca è un sistema di navigazione iperbolico, funzionante a bassa frequenza, fondato sulla determinazione della differenza di fase di segnali ricevuti a bordo, emessi in fase da opportune stazioni, che copre determinate aree geografiche su piccole e medie distanze (Europa occidentale ed est Atlantico, Golfo Persico e Mare del Nord).

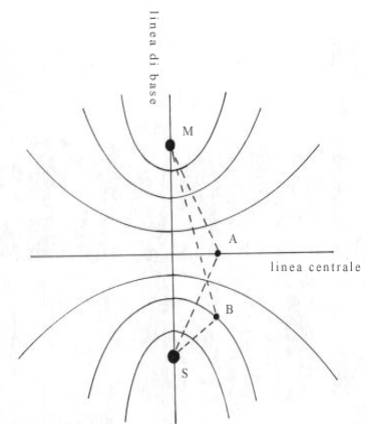
La determinazione del luogo di posizione richiedeva nelle prime versioni, oltre all'apparato di ricezione, l'ausilio di carte speciali sulle quali erano stampate le iperboli di colore diverso caratterizzanti le diverse stazioni e le differenze di fase; la posizione dell'imbarcazione si leggeva all'intersezione delle iperboli di colore diverso indicate dallo strumento. Con gli strumenti più evoluti era possibile ottenere la posizione dell'imbarcazione direttamente in coordinate geografiche; la precisione fornita era dell'ordine di 0.1 miglia.

LORAN

Il Loran A, chiamato anche Loran Standard, è l'acronimo di Long Range Navigation. E' un sistema iperbolico simile al Decca, sviluppato durante la Seconda Guerra Mondiale dal Massachusetts Institute of Technology per la necessità da parte delle portaerei e di navi da guerra in genere, di disporre dati precisi per la navigazione. Utilizza la banda di frequenza di 1850 - 1950 kHz con una portata massima di 600 miglia; a differenza del Decca, che utilizza segnali radio continui, il Loran sfrutta un segnale impulsivo.

Il Loran-C è stato sviluppato negli anni '50 per fornire al Dipartimento della Difesa Americano la possibilità di una radionavigazione a più lungo raggio e con una maggior precisione rispetto al suo predecessore. Lavora da 90 a 110 kHz fornendo una precisione di 0.25 miglia.

Ogni sistema è costituito da gruppi (o catene) di stazioni a terra che trasmettono simultaneamente determinati segnali; a bordo appositi ricevitori identificano i segnali in arrivo, individuano le iperboli e determinano il punto nave. Per evitare incertezze ogni gruppo del sistema comprende una stazione principale (Master M) e un numero variabile da 5 a 7 di stazioni secondarie (Slaves S). Il principio di funzionamento si basa sulla differenza di distanza. Se una coppia di stazioni M e S trasmette simultaneamente, una nave A



GPS

equidistante dalle due riceverà i segnali nello stesso istante, mentre una nave B, più vicina ad S che ad M, rileva un certo ritardo che risulta comunque costante per tutti i punti che appartengono alla stessa iperbole. Con un'altra coppia di stazioni si ottiene una seconda iperbole, che intersecando la prima, fornisce il punto nave.

Omega

E' di poco precedente al Loran-C ed è stato sviluppato dagli Stati Uniti in collaborazione con altri sei Paesi. Funziona a bassissima frequenza e consente una copertura mondiale con una precisione di 2÷4 miglia. Anche questo sistema non è più previsto a bordo.

TRANSIT

Il Transit ha rappresentato il primo sistema di posizionamento satellitare nella storia della navigazione. In occasione del lancio del primo Sputnik (ottobre 1957) considerato che i segnali ricevuti dal satellite consentivano di risalire alla posizione dello stesso, nota la posizione del ricevitore, si pensò semplicemente di invertire i termini del problema.

Il sistema poneva le basi del suo principio di funzionamento sull'effetto Doppler, precisamente sulla variazione della frequenza misurata da un osservatore (ricevitore) allorché esiste un moto relativo tra sistema trasmittente e ricevente. Le frequenze di lavoro erano di 150 e 400MHz, per compensare gli effetti dovuti alla propagazione ionosferica.

Nel sistema Transit il trasmettitore, costituito da una serie di satelliti in orbita circolare polare, circuitanti la Terra ad una quota approssimativamente pari a 1000 km, con periodi di rivoluzione di circa 2 ore, si avvaleva di un sistema di controllo a terra (stazioni di inseguimento, controllo tempo e iniezione) aventi il compito di analizzare le orbite dei satelliti, controllare la precisione dei segnali orari e di iniettare i dati nella memoria degli stessi e di un centro di calcolo, cui spettava il compito di coordinare le stazioni di terra, calcolare le effemeridi dei satelliti, raccogliere i dati e di procedere all'inevitabile analisi degli stessi.

Sulla base di questi dati il satellite poteva informare qualsiasi apparato ricevitore del suo esatto movimento. Il ricevitore per contro doveva essere a conoscenza della sua rotta, velocità e della posizione stimata.

Il luogo di posizione risultava essere un iperboloide i cui fuochi rappresentavano la posizione del satellite all'inizio ed alla fine del ciclo di trasmissione. A causa dell'effetto Doppler, il movimento relativo tra ricevitore e satellite definiva un mutamento della frequenza ricevuta (f_R) rispetto alla frequenza trasmessa (f_T). La slittamento di frequenza era funzione della differenza di distanza tra ricevitore e satellite. L'intersezione dell'iperboloide con la terra forniva una coppia di rami di iperbole. Le misure effettuate negli istanti successivi consentivano di ottenere la posizione del ricevitore. In particolare la latitudine veniva determinata a partire dall'istante in cui $f_R = f_T$, mentre la longitudine a partire dalla pendenza della curva Doppler.

La precisione del sistema risultava infine condizionata dagli inevitabili errori legati alla propagazione dei segnali oltre che dai limiti nelle caratteristiche di ricezione degli stessi.

Questo sistema è stato superato dal GPS

NAVSTAR/GPS - Geometria del sistema

Il NAVSTAR GPS (NAVigation Satellite Timing And Ranging / Global Positioning System) è un sistema di posizionamento globale basato sull'emissione, da parte di una costellazione di 24 satelliti di segnali complessi che permettono di ricavare informazioni relative alla distanza tra satellite e ricevitore. Attraverso la ricezione e l'interpretazione di tali segnali, mediante apposita strumentazione, è possibile realizzare un posizionamento tridimensionale in tempo reale.

La configurazione orbitale per il sistema GPS è stata scelta per fornire una copertura globale e continua su tutta la superficie terrestre, rendendo disponibili almeno 5 satelliti contemporaneamente visibili da qualunque parte del globo.

I satelliti sono disposti su 6 orbite circolari inclinate di 55° sull'equatore e distanziate ciascuna di 60° in longitudine; il raggio dell'orbita è pari a circa 26.000 Km, con un periodo di rivoluzione di 12 ore siderali.

Come per gli astri si ha il cosiddetto fenomeno di "accelerazione delle stelle" per cui ogni giorno ciascun satellite sorge circa 4 minuti prima del giorno precedente a causa della differenza tra giorno sidereo e giorno solare medio.

Grazie alla notevole altezza delle orbite, pari a circa 20.183 Km dalla superficie terrestre, ciascun satellite rimane in vista, per ogni osservatore posto sulla terra, per circa 5 delle 12 ore siderali impiegate nel periodo di rivoluzione.

Inoltre una tale altezza assicura che i satelliti siano al di fuori



Orbite satellitari del sistema GPS.

GPS

dell'influenza del drag atmosferico e che le loro orbite non vengano praticamente influenzate dalle anomalie dovute al campo gravitazionale terrestre, fattore fondamentale ai fini della precisa determinazione delle orbite stesse.

La procedura di lancio di un satellite GPS è abbastanza standard: il veicolo viene portato in un'orbita bassa grazie ad un vettore Delta II. Quando il satellite transita sull'isola di Diego Garcia (Oceano Indiano) il motore d'apogeo PAM-D viene acceso in modo da portare il veicolo in un'orbita fortemente ellittica da cui, sempre grazie al motore d'apogeo, si passa ad un'orbita circolare semisincrona.

Principio di funzionamento

Il principio di funzionamento del GPS è sostanzialmente semplice: si tratta di determinare la distanza da quattro satelliti la cui posizione nello spazio è nota con precisione, e mediante opportuni passaggi matematici, determinare la propria posizione.

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). Per avere un riferimento di posizione più convenzionale, altitudine sul livello del mare e coordinate geografiche relative all'ellissoide di riferimento ottimale per la zona del globo in cui ci si trova, il ricevitore dovrà effettuare opportune conversioni di coordinate.

Per determinare la distanza dai satelliti, sono state utilizzate tecniche già note al tempo, ed utilizzate in campo spaziale per determinare la distanza delle sonde spaziali. Le due tecniche utilizzate dal JPL (Jet Propulsion Laboratory) già nei primissimi anni sessanta, ed utilizzate anche durante il programma Apollo, fanno uso l'una di toni audio che modulano in fase la portante (sidetone ranging) e l'altra di sequenze numeriche pseudocasuali (PRN). La tecnica dei toni audio, utilizzata nelle misure di distanza mediante il radar di rendez-vous nelle missioni Apollo venne poi applicata al progetto Timation, mentre la tecnica delle sequenze PRN, anch'essa utilizzata nel programma Apollo per la misura della distanza dei veicoli dalla Terra, venne applicata al programma 621B.

Nella tecnica utilizzante sequenze PRN, poi utilizzata nel GPS in forma modificata, la distanza viene 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 viene confrontata con l'originale per determinare lo scarto mediante correlazione.

Fasi di sviluppo

Lo sviluppo del sistema NAVSTAR/GPS (Navigation System using Timing and Ranging/Global Positioning System) è iniziato a partire dal 1973. Il programma risulta essere l'unione dei sistemi di navigazione sviluppati dalla 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 venivano condotte con l'uso di *pseudoliti* (in pratica trasmettitori GPS terrestri) per mettere a punto i primi ricevitori.

Il **Transit** è stato sviluppato dal " Johns Hopkins Applied Physics Laboratory " ed è divenuto operativo come NAVSAT (Navigation Satellite System). Si basa su misure Doppler dello spostamento in frequenza di un tono audio emesso da un satellite in orbita polare a circa 1000 Km d'altezza e la cui posizione nell'orbita stessa è nota con precisione. In realtà il satellite trasmette su due frequenze, 400 e 150MHz, per compensare gli effetti dovuti alla propagazione ionosferica. Le misure individuano la propria posizione in un cono avente come centro il satellite. Una prima misura stabilisce una linea di posizione che è l'intersezione del cono con la superficie terrestre. Al secondo passaggio viene determinata una nuova linea di posizione, la cui intersezione con la precedente determina la posizione del ricevitore. Il sistema è quindi bidimensionale, e valido solo per veicoli immobili o a bassa velocità. Problemi di mutue interferenze nelle emissioni limitano il numero di satelliti in orbita a 5, rendendo il sistema disponibile ad intervalli medi di 90 minuti.

Il sistema NAVSTAR/GPS riunisce in sé le caratteristiche del Transit per quanto riguarda la stabilità delle frequenze emesse e del concetto di sistema spaziale in sé, e dai sistemi terrestri LORAN ed Omega per quanto riguarda la determinazione della posizione per misure di distanza. In particolare, il concetto di riferimento atomico posto a bordo del veicolo spaziale nasce nel 1972 con il progetto Timation della marina USA. Concepito essenzialmente come sistema di trasferimento del tempo, con esso era anche possibile effettuare misure di distanza dal satellite grazie alla modulazione sulla portante di una serie di toni audio (sidetone ranging) in modo da poter risolvere problemi di ambiguità di fase. Il program 621B introduceva invece il concetto di misure di distanza dal satellite con l'uso di sequenze numeriche pseudo casuali (PRN).

Negli anni tra il '73 ed il '78 si è compiuta una fase puramente sperimentale durante la quale sono stati svolti numerosi test per verificare le effettive potenzialità del sistema.

A partire dal febbraio '78, il lancio di nuovi satelliti è stato continuo. La prima serie di satelliti fu denominata 'Block I'. Costruiti dalla Rockwell International, furono lanciati 11 satelliti, dei quali soltanto sei completamente operativi. Erano distribuiti su due piani orbitali inclinati di 63° rispetto al piano equatoriale, ad una distanza di circa 20.000 km dalla superficie terrestre, assicuravano la copertura satellitare continua (con almeno 4 elementi) di due aree di prova nel Nord America.

Questa serie è servita allo scopo di validare il concetto stesso del sistema GPS, sia per quanto riguarda le

GPS

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, 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 febbraio 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-Spoof¹. 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.

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 venivano messi a punto riferimenti più stabili al cesio. Oscillatori a quarzo termostataati vengono utilizzati nel caso gli orologi atomici non operino correttamente. In tal caso, curve di correzione dovute alla deriva del quarzo vengono 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.

Un sistema di antenne trasmettenti provvede ad irradiare i segnali in banda L verso Terra. Il sistema d'antenna è composto da 12 elementi disposti su due anelli concentrici, di cui quello interno contiene 4 elementi, quello esterno i rimanenti 8. Ciascun elemento è composto da un'antenna a elica su supporto in fiberglass. L'alimentazione viene fornita al sistema d'antenna sfasando il segnale di 180 gradi rispetto i due anelli, e fornendo il 90% della potenza all'anello esterno.

Altre funzioni accessorie completano i satelliti GPS. In particolare, dato l'elevato numero di veicoli in orbita, e data la loro copertura globale della Terra, sono stati dotati tra l'altro di sensori di esplosioni nucleari, sostituendo così il precedente sistema di controllo Vela.

Il giorno 17 Luglio 1995, le Forze Aeree USA hanno dichiarato il sistema completamente operativo (FOC). Ciò significa che la costellazione di satelliti prevista è completa ed i satelliti sono tutti operativi (la condizione di operatività iniziale, IOC, era già stata dichiarata nel 1993).

E' infine previsto anche l'utilizzo di un satellite posto in orbita geostazionaria allo scopo di migliorare la geometria complessiva della rete costituita dall'insieme dei satelliti.

Il sistema GPS è stato originariamente progettato per il posizionamento in tempo reale di veicoli militari in navigazione (aerei, navi, missili e mezzi di superficie); tuttavia, per le sue vastissime potenzialità applicative per analoghi scopi civili e per il posizionamento di punti sul terreno, è largamente utilizzato al di fuori di tale ambito, pur rimanendo la gestione della costellazione satellitare di pertinenza militare.

Effemeridi

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. Notevole l'esperienza ereditata dal sistema Transit anche in questo campo.

L'orbita di ogni satellite della costellazione viene continuamente verificata da opportune stazioni di controllo. I parametri orbitali di tutti i satelliti vengono continuamente calcolati a Terra e inviati a bordo di

¹ Descritte in seguito.

GPS

ciascuno di essi in modo da poter essere trasmessi agli utenti con il messaggio di navigazione emesso con il segnale GPS.

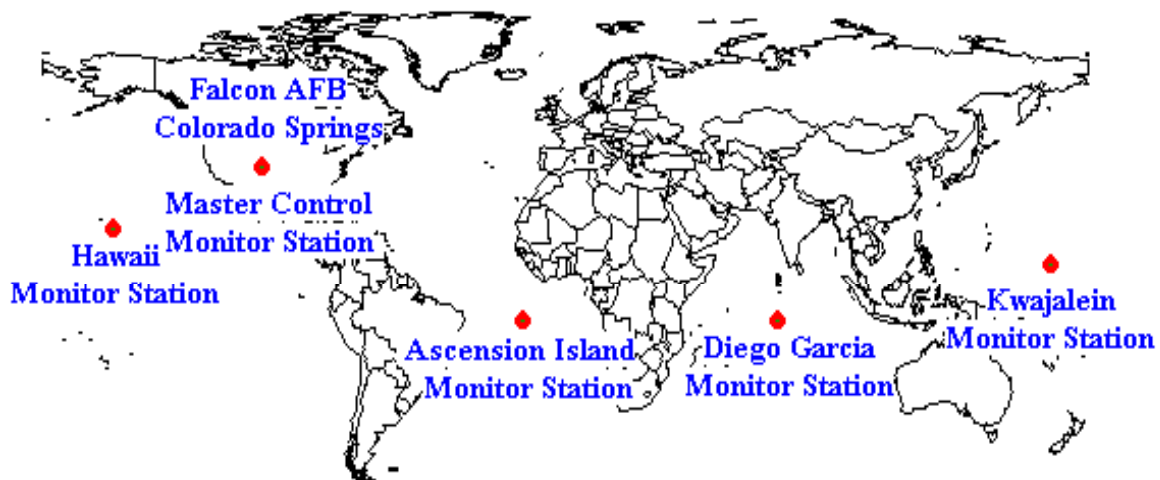
Il ricevitore, mediante questi dati che sono presentati in una forma adatta ad una rapida soluzione, calcola la posizione stimata di ognuno dei satelliti utilizzati per calcolare la propria posizione.

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.

Controllo del sistema

Il sistema GPS prevede una serie di stazioni di terra con lo scopo di controllare lo stato operativo della costellazione e di fornire, previa accurata determinazione della posizione del satellite nello spazio, le effemeridi che poi saranno utilizzate dagli utenti.

Peter H. Dana 5/27/95

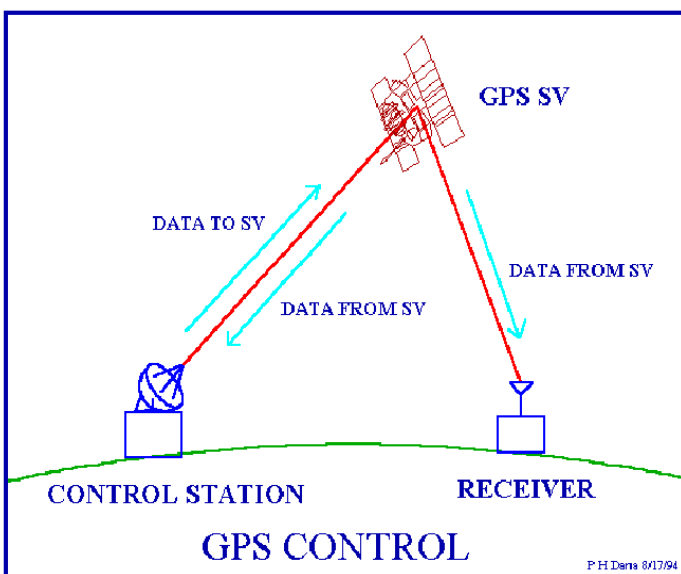


Global Positioning System (GPS) Master Control and Monitor Station Network

Il centro di controllo che presiede al governo del sistema (Master Control Station) è situato presso la Falcon AFB, Colorado (USA) ed è gestito dallo USAF Space Command. Cinque stazioni di controllo (Monitor Stations) sono installate presso le isole Hawaii (Oceano Pacifico), l'isola di Ascension (Oceano Atlantico), la base di Diego Garcia (Oceano Indiano), e l'atollo di Kwajalein (Oceano Pacifico).

Le stazioni secondarie controllano continuamente i satelliti in orbita, inviando poi i dati alla MCS in Colorado che provvede ad elaborare tali dati. Tra i compiti fondamentali della MCS vi sono l'aggiornamento giornaliero dell'almanacco, la correzione giornaliera del tempo GPS con quello UTC (secondo i dati forniti dall'Osservatorio Navale degli Stati Uniti) e l'elaborazione dei modelli di propagazione ionosferica. I dati così elaborati vengono ritrasmessi ai satelliti grazie alle antenne di up-link disponibili presso la MCS.

Quando un nuovo satellite viene immesso in orbita, occorrono circa due settimane affinché esso diventi disponibile alla comunità di utenti GPS. terminate le manovre di post-inserzione orbitale (circularizzazione, dispiegamento dei pannelli solari, attivazione del sistema di stabilizzazione), viene attivato lo standard di riferimento primario, e ne viene controllata la deriva e la precisione. Nel frattempo, accurate misure di posizione vengono effettuate sul satellite, i cui risultati producono ogni 15 minuti circa una stima dello stato presente e futuro del satellite. Quando la posizione effettiva del satellite, misurata nell'arco di vari giorni, rientra nelle tolleranze previste, il satellite viene reso disponibile e il suo codice PRN viene commutato da quello di servizio a quello di lavoro.



Quando la posizione effettiva del satellite, misurata nell'arco di vari giorni, rientra nelle tolleranze previste, il satellite viene reso disponibile e il suo codice PRN viene commutato da quello di servizio a quello di lavoro.

GPS

Caratteristiche dei satelliti

I satelliti sono identificati da due numeri: il primo (NAVSTAR) riguarda lo specifico hardware che caratterizza il satellite, mentre il secondo è il numero del veicolo spaziale (SVN); quest'ultimo è assegnato in ordine di lancio.

I satelliti pesano circa 900 kg, per una lunghezza di 5 metri a pannelli solari aperti.

Ogni satellite ha una vita media prevista di 10 anni.

Nella seguente tabella sono indicati alcuni dati riguardanti le caratteristiche tecniche, le orbite e le date di lancio di tutti i satelliti in orbita.

Navstar GPS Constellation Status										
(98-11-07)										
Blk	NAVSTAR		Orbit	Launch						
II	PRN	Internat.	Catalog	Plane	Date					
Seq	SVN	Code	ID	Number	Pos'n	(UT)	Clock	Available/Decommissioned		
Block I										
	01	04	1978-020A	10684		78-02-22		78-03-29	85-07-17	
	02	07	1978-047A	10893		78-05-13		78-07-14	81-07-16	
	03	06	1978-093A	11054		78-10-06		78-11-13	92-05-18	
	04	08	1978-112A	11141		78-12-10		79-01-08	89-10-14	
	05	05	1980-011A	11690		80-02-09		80-02-27	83-11-28	
	06	09	1980-032A	11783		80-04-26		80-05-16	91-03-06	
	07					81-12-18		Launch failure		
	08	11	1983-072A	14189		83-07-14		83-08-10	93-05-04	
	09	13	1984-059A	15039		84-06-13		84-07-19	94-06-20	
	10	12	1984-097A	15271		84-09-08		84-10-03	95-11-18	
	11	03	1985-093A	16129		85-10-09		85-10-30	94-04-13	
Block II										
II-1	14	14	1989-013A	19802	E-1	89-02-14	Cs	89-04-15	05:02 UT	
II-2	13	02	1989-044A	20061	B-3	89-06-10	Cs	89-08-10	20:46 UT	
II-3	16	16	1989-064A	20185	E-5	89-08-18	Cs	89-10-14	20:21 UT	
II-4	19	19	1989-085A	20302	A-4	89-10-21	Rb	89-11-23	03:13 UT	
II-5	17	17	1989-097A	20361	D-3	89-12-11	Cs	90-01-06	03:30 UT	
II-6	18	18	1990-008A	20452	F-3	90-01-24	Cs	90-02-14	22:26 UT	
II-7	20	20	1990-025A	20533		90-03-26		90-04-18	96-05-10	
II-8	21	21	1990-068A	20724	E-2	90-08-02	Cs	90-08-22	15:00 UT	
II-9	15	15	1990-088A	20830	D-2	90-10-01	Cs	90-10-15	00:39 UT	
Block IIA										
II-10	23	23	1990-103A	20959	E-4	90-11-26	Cs	90-12-10	23:45 UT	
II-11	24	24	1991-047A	21552	D-1	91-07-04	Rb	91-08-30	04:44 UT	
II-12	25	25	1992-009A	21890	A-2	92-02-23	Cs	92-03-24	11:00 UT	
II-13	28	28	1992-019A	21930		92-04-10		92-04-25	97-05	
II-14	26	26	1992-039A	22014	F-2	92-07-07	Rb	92-07-23	19:43 UT	
II-15	27	27	1992-058A	22108	A-3	92-09-09	Cs	92-09-30	20:08 UT	
II-16	32	01	1992-079A	22231	F-1	92-11-22	Cs	92-12-11	14:49 UT	
II-17	29	29	1992-089A	22275	F-4	92-12-18	Rb	93-01-05	16:39 UT	
II-18	22	22	1993-007A	22446	B-1	93-02-03	Rb	93-04-04	05:20 UT	
II-19	31	31	1993-017A	22581	C-3	93-03-30	Cs	93-04-13	20:53 UT	
II-20	37	07	1993-032A	22657	C-4	93-05-13	Cs	93-06-12	16:15 UT	
II-21	39	09	1993-042A	22700	A-1	93-06-26	Cs	93-07-20	12:54 UT	
II-22	35	05	1993-054A	22779	B-4	93-08-30	Cs	93-09-28	19:29 UT	
II-23	34	04	1993-068A	22877	D-4	93-10-26	Rb	93-11-22	18:20 UT	
II-24	36	06	1994-016A	23027	C-1	94-03-10	Cs	94-03-28	14:20 UT	
II-25	33	03	1996-019A	23833	C-2	96-03-28	Cs	96-04-09	21:17 UT	
II-26	40	10	1996-041A	23953	E-3	96-07-16	Cs	96-08-15	15:05 UT	
II-27	30	30	1996-056A	24320	B-2	96-09-12	Cs	96-10-01	15:28 UT	
II-28	38	08	1997-067A	25030	A-5	97-11-06	Rb	97-12-18	15:24 UT	
Block IIR										
IIR-1	42	12				97-01-17		Launch failure		
IIR-2	43	13	1997-035A	24876	F-5	97-07-23	Rb	98-01-31	00:57 UT	

GPS

Altri sistemi di posizionamento satellitare

Altri sistemi di posizionamento basati su satelliti in orbita attorno alla Terra sono il SECOR (Sequential Collation of range) sviluppato dall'esercito americano e basato su una costellazione di 13 satelliti messi in orbita tra il 1964 e il 1969; il PARUS (costituito da 6 satelliti per l'esercito russo); il TSIKADA (4 satelliti russi impiegati per impieghi civili); il TSYKLON (si tratta del primo satellite russo lanciato nel 1967 dall'Unione Sovietica) e il GLONASS:

Il **GLONASS** è un sistema di posizionamento satellitare sviluppato dall'Unione Sovietica composto da 24 satelliti disposti su tre piani orbitali. Questi satelliti operano su un'orbita circolare di 19.100 km inclinata di 64.8° con un periodo di 11 ore e 15 minuti.

Ogni satellite trasmette su due gruppi di frequenze (L1 e L2) centrate rispettivamente su 1609MHz e 1251MHz. Anche questo sistema utilizza un codice P criptato per usi militari e uno C/A disponibile per usi civili.

La seguente tabella riassume la successione dei lanci effettuati e le condizioni di operatività per i singoli satelliti.

E' previsto un prossimo lancio per il 30/31 dicembre 1998. Il vettore PROTON porterà in orbita tre satelliti che potenzieranno il Block 28.

E' stato inoltre progettato un sistema di posizionamento (**GNSS Global Navigation Satellite System**) che usa entrambe le costellazioni (NAVSTAR e GLONASS) per migliorare la precisione dei dati ottenibili.

GLONASS history					
Block No.	GLONASS No. (slot/frequency)	Cosmos No.	Launch date	Put into operation	End of Operation (Withdrawn)
1	224 (01/--)	1413	12.10.82	15.10.82	12.01.84 (16.04.84)
2	222 (03/--)	1490	10.08.83	03.09.83	05.07.84 (31.10.85)
2	223 (02/--)	1491	10.08.83	31.08.83	27.09.84 (09.06.88)
3	220 (18/--)	1519	29.12.83	07.01.84	27.09.84 (28.01.88)
3	219 (17/--)	1520	29.12.83	15.01.84	30.06.86 (16.09.86)
4	218 (19/--)	1554	19.05.84	13.06.84	16.08.85 (16.09.86)
4	217 (18/--)	1555	19.05.84	18.06.84	25.10.85 (17.09.87)
5	216 (02/10)	1593	04.09.84	22.09.84	28.11.85 (19.05.88)
5	215 (03/--)	1594	04.09.84	28.09.84	04.09.86 (16.09.86)
6	224 (01/--)	1650	18.05.85	28.06.85	08.11.85 (29.11.85)
6	221 (01/07)	1651	18.05.85	14.06.85	09.08.87 (17.09.87)
7	209 (18/04)	1710	25.12.85	24.01.86	28.02.87 (16.03.89)
7	210 (17/19)	1711	25.12.85	24.01.86	16.05.87 (16.09.87)
8	203 (02/11)	1778	16.09.86	19.10.86	20.02.87 (13.07.89)
8	202 (03/20)	1779	16.09.86	19.10.86	15.07.88 (24.10.88)
8	201 (08/22)	1780	16.09.86	19.10.86	15.06.88 (10.10.88)
9	-	1838	24.04.87		Failed launch
9	-	1839	24.04.87		Failed launch
9	-	1840	24.04.87		Failed launch
10	229 (--/--)	1883	16.09.87	12.10.87	06.06.87 (03.07.89)
10	228 (--/--)	1884	16.09.87	12.10.87	30.08.88 (15.12.88)
10	227 (17/--)	1885	16.09.87	07.10.87	01.02.89

GPS

					(09.03.89)
11	-	1917	17.02.88		Failed launch
11	-	1918	17.02.88		Failed launch
11	-	1919	17.02.88		Failed launch
12	235 (07/--)	1946	21.05.88	15.06.88	10.05.90
					(22.10.90)
12	234 (08/--)	1947	21.05.88	15.06.88	19.03.91
					(18.09.91)
12	233 (01/--)	1948	21.05.88	15.06.88	11.06.91
					(18.09.91)
13	238 (17/--)	1970	16.09.88	11.10.88	21.05.90
					(22.10.90)
13	237 (18/--) ⁽¹⁾	1971	16.09.88	11.10.88	31.08.89
					(30.11.89)
13	236 (19/--) ⁽²⁾	1972	16.09.88	11.10.88	01.11.91
					(12.08.92)
14	239 (02/09)	1987	10.01.89	01.02.89	14.03.93
					(03.02.94)
14	240 (03/06)	1988	10.01.89	01.02.89	16.02.92
					(02.06.92)
14	241	1989	10.01.89		Geodetic reference satellite
15	231 (24/--)	2022	31.05.89	04.07.89	25.01.90
					(13.03.90)
15	230 (19/--)	2023	31.05.89	17.06.89	18.11.89
					(13.03.90)
15	232	2024	31.05.89		Geodetic reference satellite
16	242 (17/21)	2079	19.05.90	20.06.90	23.04.94
					(17.08.94)
16	228 (19/03)	2080	19.05.90	17.06.90	27.07.94
					(27.08.94)
16	229 (20/15)	2081	19.05.90	11.06.90	18.08.92
					(20.01.93)
17	247 (07/13)	2109	08.12.90	01.01.91	17.03.94
					(10.06.94)
17	248 (04/14)	2110	08.12.90	29.12.90	29.10.93
					(20.01.94)
17	249 (05/19) ⁽⁴⁾	2111	08.12.90	28.12.90	09.06.96
					(15.08.96)
18	750 (22/11)	2139	04.04.91	28.04.91	29.09.94
					(14.11.94)
18	753 (21/20)	2140	04.04.91	28.04.91	06.01.92
					(04.06.93)
18	754 (24/14)	2141	04.04.91	04.05.91	26.02.92
					(16.06.92)
19	768 (03/22)	2177	30.01.92	24.02.92	09.01.93
					(29.06.93)
19	769 (08/02)	2178	30.01.92	22.02.92	23.05.97
					(24.06.97)
19	771 (01/17) ⁽³⁾	2179	30.01.92	18.02.92	25.10.86
					(21.12.96)
20	756 (18/24) ⁽⁶⁾	2204	30.07.92	19.08.92	27.06.97
					(05.08.97)
20	772 (21/08)	2205	30.07.92	29.08.92	29.06.94
					(27.08.94)
20	774 (24/01)	2206	30.07.92	25.08.92	18.05.96
					(26.08.96)
21	773 (02/05)	2234	17.02.93	14.03.93	09.03.94
					(17.08.94)
21	759 (06/23) ⁽⁵⁾	2235	17.02.93	25.08.93	30.06.97
					(05.08.97)
21	757 (03/12)	2236	17.02.93	14.03.93	27.07.97
					(23.08.97)
22	758 (18/10)	2275	11.04.94	04.09.94	Operational

GPS

22	760 (17/24)	2276	11.04.94	18.05.94	Operational
22	761 (23/03)	2277	11.04.94	16.05.94	24.07.97 (29.08.97)
23	767 (12/22) ⁽⁷⁾	2287	11.08.94	07.09.94	Operational
23	770 (14/09)	2288	11.08.94	04.09.94	20.11.97
23	775 (16/22)	2289	11.08.94	07.09.94	Operational
24	762 (04/12) ⁽⁷⁾	2294	20.11.94	11.12.94	Operational
24	763 (03/21)	2295	20.11.94	15.12.94	Operational
24	764 (06/13)	2296	20.11.94	16.12.94	Operational
25	765 (20/01)	2307	07.03.95	30.03.95	Operational
25	766 (22/10)	2308	07.03.95	05.04.95	Operational
25	777 (19/03)	2309	07.03.95	05.04.95	17.07.97 (26.12.97)
26	780 (15/04)	2316	24.07.95	26.08.95	operational
26	781 (10/09)	2317	24.07.95	22.08.95	operational
26	785 (11/04)	2318	24.07.95	22.08.95	operational
27	776 (09/06)	2323	14.12.95	07.01.96	operational
27	778 (09/11)	2324	14.12.95		spare
27	782 (13/06)	2325	14.12.95	18.01.96	operational

Sistema di calcolo della posizione (PUNTO NAVE)

Per poter definire una posizione in uno spazio tridimensionale è necessario definire:

- un modello per lo spazio, ovvero aver fissato un sistema di coordinate tale da poter individuare univocamente un qualsiasi punto attraverso in insieme di dati
- una norma, tipicamente la distanza euclidea,

$$d = \sqrt{\sum_{i=1}^3 |x_i - y_i|^2}$$

- almeno 3 punti di cui sia nota con certezza la posizione

La posizione dei satelliti di una costellazione può essere ricavata con notevole precisione in base ad apposite tabelle dette “effemeridi” simili a quelle utilizzate per tutti gli astri in genere.

Utilizzando quindi la posizione nota di tre satelliti e misurando la distanza di questi rispetto al punto incognito sarebbe, in via teorica, possibile calcolare la posizione esatta del punto. Il punto infatti consisterebbe nell’intersezione di tre sfere aventi per centro la posizione dei satelliti e per raggi le varie distanze dei satelliti rispetto al punto.

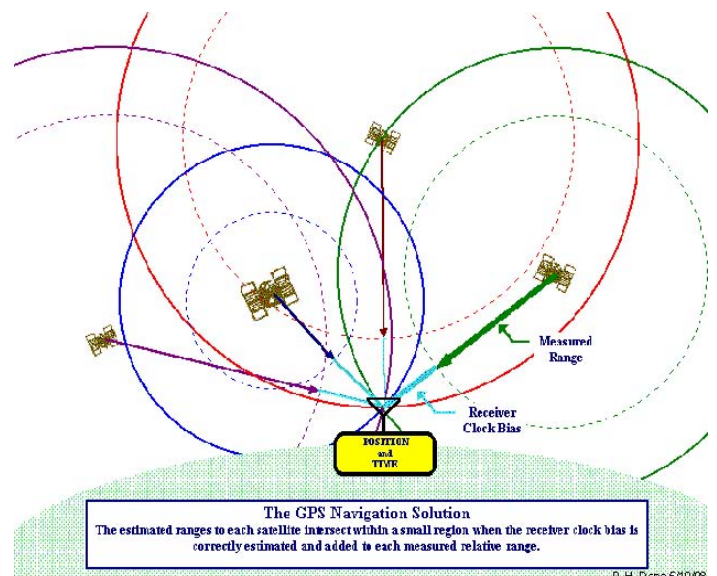
Come vedremo però le distanze vengono determinate attraverso delle misure di tempo; in particolare viene misurato il tempo necessario ad un segnale proveniente dal singolo satellite per raggiungere il ricevitore. La misura per poter essere accurata richiederebbe che gli orologi presenti sui satelliti e quello del ricevitore fossero pressoché perfettamente sincronizzati. Vedremo in seguito che questo è possibile solo per quanto riguarda gli orologi dei satelliti, ma per quanto riguarda i ricevitori, tipicamente compatti e relativamente economici, è da considerarsi impossibile.

Per rendere precisa la misura è necessario introdurre una variabile in più, l’*offset*, che rappresenta lo sfasamento tra i tempi “atomici” dei satelliti e quello del ricevitore.

Per risolvere il sistema di equazioni è necessario quindi aggiungere un’equazione, e misurare la distanza, o meglio lo pseudorange, anche da un quarto satellite.

Si considera in questo caso al posto della distanza euclidea una **pseudodistanza** (in inglese pseudorange) definita come:

$$p(\text{sat_}k) = \sqrt{\sum_{i=1}^3 |x_i^k - y_i|^2} + \text{vel_segnale} * \text{offset} \quad i=$$



1...4

Graficamente la situazione diventa nella figura precedente.

La posizione è quindi determinata da quattro misure di pseudodistanza in un singolo istante temporale. Dalle misure ottenute e dalle posizioni dei satelliti interessati, ricavate queste ultime dalle effemeridi inviate

GPS

da ciascun satellite, si ricava la posizione tridimensionale istantanea.

Il **modello** spaziale impiegato è quello **geocentrico fisso**.

I dati necessari al ricevitore per i calcoli vengono inviati con codice D descritto nel seguito.

Il segnale

La modulazione della portante utilizzata dai satelliti con il **codice di ranging** (il codice necessario per la misura di distanza) produce una emissione di tipo **spread spectrum**, cioè a spettro allargato.

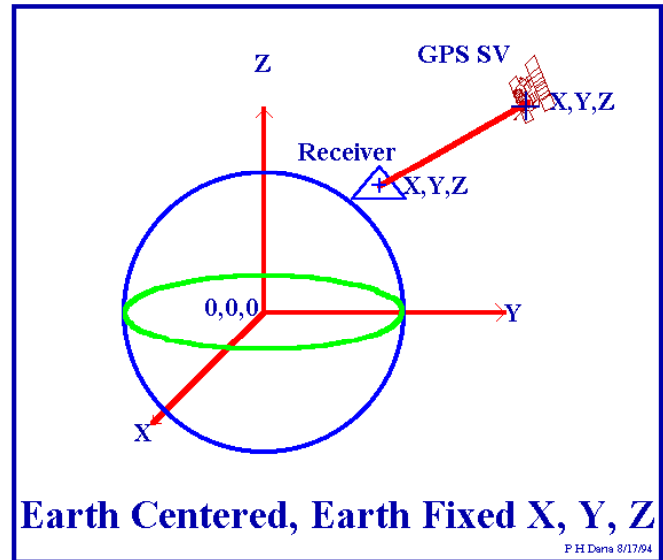
A differenza delle emissioni modulate in AM o in FM, dove l'informazione va ad occupare precise porzioni dello spettro emesso, la tecnica spread spectrum prevede la miscelazione della portante con rumore, in modo da spargere la potenza emessa in un vasto spettro in maniera uniforme. Il rumore è in realtà una sequenza numerica PRN (sequenza pseudocasuale descritta nel seguito) che costituisce il codice di ranging. Detta sequenza ha la caratteristica di avere quasi la stessa probabilità di avere un qualunque bit pari a 1 o 0, in modo da fornire il mezzo di sincronizzazione per la misura dell'istante d'inizio della sequenza stessa.

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, vengono chiamati **codici di Gold** (vedi più avanti quelli per il C/A).

A bordo di ogni satellite vi sono 4 oscillatori di alta precisione che forniscono un segnale elettromagnetico continuo con frequenza fondamentale f_f pari a 10,23MHz; a partire da f_f si ottengono le frequenze delle due onde portanti che compongono il segnale:

- **L1** con frequenza $154 \cdot f_f = 1575.42\text{MHz}$ e lunghezza d'onda 19cm
- **L2** con frequenza $120 \cdot f_f = 1227.60\text{MHz}$ e lunghezza d'onda 24cm

La scelta di utilizzare anche una seconda frequenza si spiega col fatto che le perturbazioni dovute alla



propagazione del segnale nella ionosfera variano in funzione della frequenza del segnale stesso: utilizzandone 2 se ne possono valutare gli effetti. In particolare poi, queste frequenze (L1 e L2) hanno mostrato di subire meno di tutte le altre - utilizzate in fase di sperimentazione - gli effetti negativi della ionosfera. L2 viene quindi utilizzata per misurare il ritardo introdotto dalla ionosfera per i ricevitori capaci ed abilitati al **PPS** (Precise Positioning System).

Le due portanti vengono poi modulate mediante tre codici: C/A (Course Acquisition), P (Precise) e D (Data code).

I primi due sono detti Pseudo Random Noise (**PRN** rumori pseudo casuali) in

quanto generati da una sequenza casuale di +1, -1 che dopo un intervallo di tempo prestabilito si ripete.

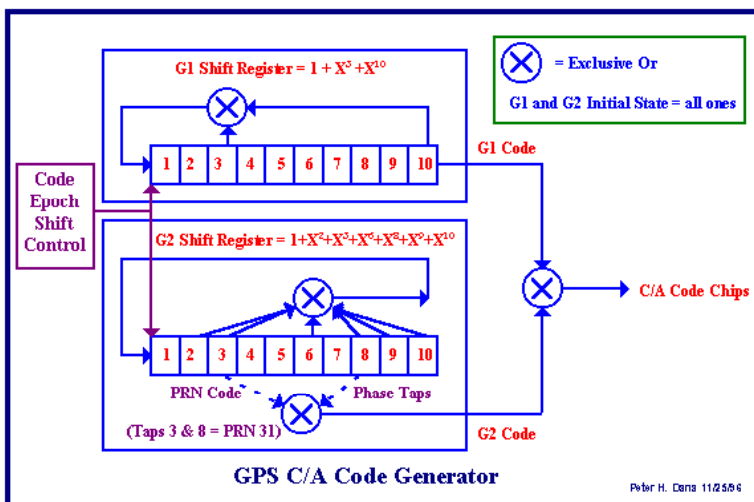
Il **codice C/A** ha frequenza $1/10 f_f$, si ripete ogni millesimo (dopo 1023 bits) di secondo ed è diverso per ogni satellite per permetterne l'individuazione. Il codice viene generato così:

Il **codice C/A** che modula la portante L1 è il segnale su cui si basano i ricevitori civili **SPS** (Standard Positioning System).

L'errore di posizionamento mediante SPS risulta di 156m di SEP (Spherical Error Probable) e di 167ns per quanto concerne il trasferimento del tempo. Con ricevitori commerciali economici la posizione risulterebbe affetta da un errore di 30m, mentre l'altitudine di almeno 100m.

Il livello di segnale ricevuto a terra è di -160dBW .

Il **codice P** (Precision) ha frequenza pari a f_f e si ripete ogni 267 giorni (il periodo totale di 267 giorni è suddiviso in segmenti di 7 giorni ciascuno e ad ogni satellite viene assegnato uno di questi segmenti). Questo codice modula sia L1 che L2 e nella modalità Anti-Spoofing (AS) è criptato in un **codice Y** che può essere



GPS

decriptato solo da un modulo AS per ciascun canale fornendo così il segnale necessario ai ricevitori abilitati alla PPS.

La doppia trasmissione del codice P serve a determinare i parametri del modello matematico della propagazione ionosferica utilizzata dal ricevitore.

Il livello del segnale ricevuto è di -163dBW su L1 e -166dBW su L2.

Il codice D (NAV/SYSTEM DATA) è anch'esso un codice binario (sequenza di +1, -1 che modulano un'onda quadra), ma strutturato in modo da fornire un ben preciso messaggio: 1500 bit inviati in 30sec (con una frequenza quindi di 50 Hz) organizzati in 5 distinte sezioni nel modo seguente:

- 1) parametri di correzione degli orologi del satellite, età dei dati inviati e vari indici (numero della settimana GPS, precisioni delle effemeridi del satellite);
- 2) e 3) effemeridi predette;
- 4) almanacco e stato di funzionamento di alcuni satelliti, modello ionosferico ed altri indici;
- 5) almanacco e stato di funzionamento dei rimanenti satelliti.

Il codice è quindi lungo 1500 bit, ogni sezione è lunga 300 bit (100 word da 30 bit). La velocità di trasmissione è di 50bps ed ogni sezione dura 6 secondi.

Le informazioni trasmesse sono superiori alla lunghezza del messaggio: le sezioni 4 e 5 vengono quindi commutate 25 volte, richiedendo un totale di 25 blocchi per la ricezione completa del messaggio di navigazione, il tempo necessario risulta quindi 12 minuti e mezzo.

Tra i dati trasmessi, oltre ai parametri orbitali (20 parole da 24 bit), vi sono la parola HOW, informazioni telemetriche (TLM) riguardanti lo stato operativo del satellite, ed una serie di fattori di correzione riguardanti il modello di propagazione ionosferico: correzione del ritardo di fase e la correlazione tempo GPS con UTC; i dati sono continuamente aggiornati dalle reti di controllo terrestri.

Il messaggio di navigazione rimane valido per 4 ore. Informazioni critiche vengono trasmesse continuamente nelle sezioni 1, 2, e 3, in modo da poterle leggere ogni 30 secondi.

Le effemeridi trasmesse con il messaggio descrivono con precisione un breve tratto dell'orbita dei satelliti e normalmente sono 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.

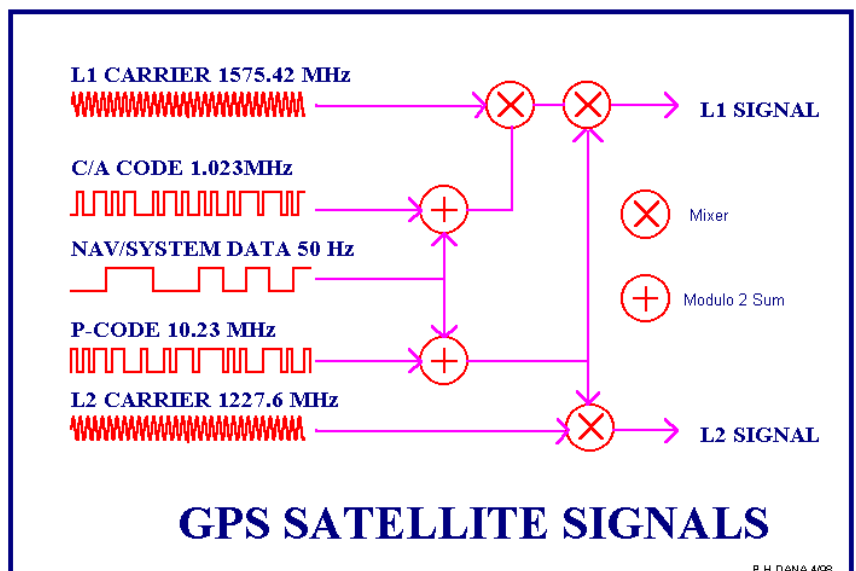
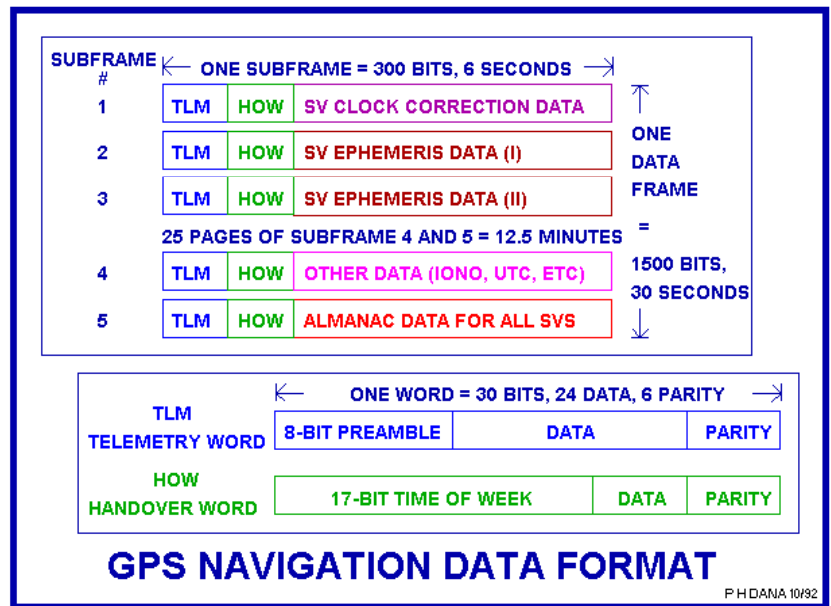
Il segnale completo inviato dal satellite può essere rappresentato come:

$$S = A_1 * P(t) * D(t) * \cos(2\pi * f_1 * t + \phi_1) + A_2 * P(t) * D(t) * \cos(2\pi * f_2 * t + \phi_2) + A_1 * C(t) * D(t) * \cos(2\pi * f_1 * t + \phi_1)$$

dove:

C (t), P (t), D (t) = codici modulanti

A, f, ϕ = Ampiezze, frequenze e fasi delle onde portanti.



GPS

Si ha cioè che entrambe le portanti sono modulate dal codice P mentre soltanto una versione di L1 sfasata di 90° è modulata da C/A; tutte e tre infine trasportano il messaggio D.

Il Ministero della difesa USA si riserva la possibilità di degradare in qualunque momento la precisione ottenibile nella navigazione; tale deterioramento può essere realizzato in due modi:

- mediante la cosiddetta **Selective Availability (SA)**, che consiste nell'introdurre errori di orologio (diminuendo la precisione dei parametri di correzione trasmessi), ed errori nelle effemeridi trasmesse dai satelliti.
- mediante la cosiddetta **Anti-Spoofing (AS)**, che consiste nel riservare il codice P ai soli utilizzatori militari, sotto il nome di codice Y.

Ricevitore

La selezione di un singolo satellite viene effettuata nel ricevitore impostando il codice di ranging PRN, diverso da satellite a satellite; tale tecnica viene definita **CDMA** (Code Division Multiple Access).

Il ricevitore per "agganciare" un satellite sfrutta un meccanismo di correlazione; correlare significa semplicemente moltiplicare i campioni del segnale ricevuto con i bit del codice digitale replicato dal ricevitore ed integrare successivamente per almeno il tempo di durata della sequenza digitale.

Integrando per 1 millisecondo (durata della sequenza C/A), questo processo permette di estrarre la portante dal rumore con un rapporto segnale/rumore di circa 30dB (43dB se integrato per 20ms, pari alla velocità del flusso dati modulato sulla portante).

Il correlatore è composto da un generatore di codice, il correlatore vero e proprio, e il filtro di correlazione. Il filtro di correlazione è costituito in genere da un semplice integratore se la correlazione è coerente, cioè se le frequenze generate nel ricevitore sono in fase con quelle ricevute, mentre è necessario l'uso di un filtro passa-banda seguito da un rivelatore d'involuppo se la correlazione è incoerente.

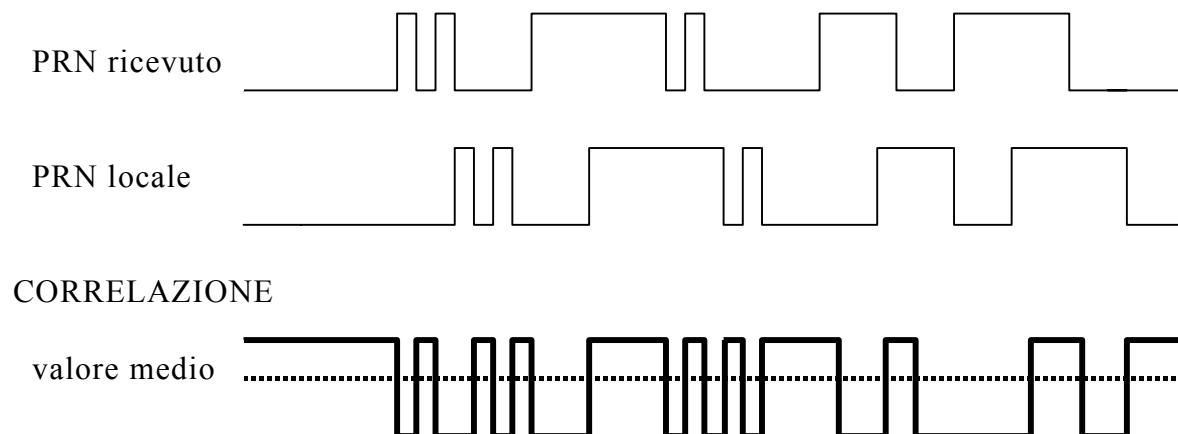
Il generatore di codice genera una replica del segnale C/A, variabile a seconda del satellite che vogliamo ricevere, e la sua velocità è finemente regolabile in modo da portare detto codice in fase con quello ricevuto.

A sincronizzazione avvenuta, all'uscita del correlatore si ottiene una portante a banda stretta, la cui frequenza deve essere esattamente centrata rispetto alla frequenza di centro banda del filtro che realizza il guadagno complessivo del correlatore. Eventuali spostamenti sono dovuti alla deriva dell'oscillatore locale e all'effetto Doppler che il segnale subisce (stimato in $\pm 7500\text{Hz}$) e che devono essere compensati mediante il controllo sul sintetizzatore e su eventuali circuiti PLL posti a monte del correlatore.

La banda passante dei filtri viene scelta in base alle stime di deriva del segnale in uscita dal correlatore, tenendo presente che più esso è stretto, più si guadagna dal processo. Il limite è 100 Hz, pari a due volte il bit-rate del flusso dati.

Il segnale di temporizzazione in uscita dal generatore di codice C/A contiene una serie di impulsi che coincidono con le 'epoche' del codice stesso, che per il codice C/A sono pari a 1 millisecondo (1023 chips). La misura della pseudodistanza viene quindi effettuata misurando l'intervallo di tempo che intercorre tra un preciso istante della base dei tempi del ricevitore e l'arrivo dell'impulso. Questo valore, moltiplicato per la velocità della luce, fornisce la distanza dal satellite.

Più schematicamente, 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. Tale operazione consiste in un'operazione di XOR (OR esclusivo) 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 quindi la potenza sparsa nello spettro di emissione, reintegrandola in una unica portante a banda stretta, quella con il segnale dati in chiaro.

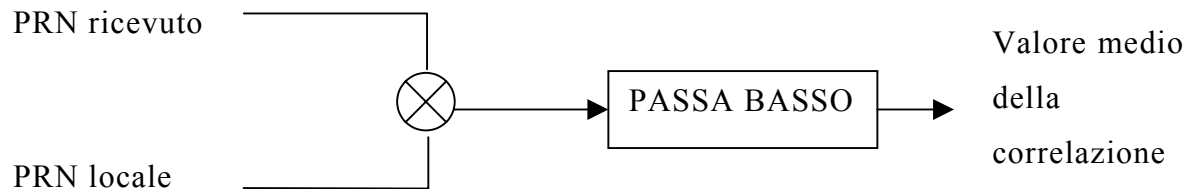


GPS

Il valore medio viene ottenuto mediante un filtraggio del segnale di correlazione di tipo passa-basso: all'uscita del filtro passa-basso si ha una tensione continua proporzionale al grado di *somiglianza* delle due sequenze numeriche.

Lo schema a blocchi che rappresenta queste operazioni è quello riportato di seguito.

I vantaggi di tale tecnica sono svariati. Il più importante è il fatto che permette a tutta la costellazione di 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.



In sostanza il segnale inviato dai satelliti viene captato dal ricevitore che ne effettua una replica al suo interno. Tale operazione (**acquiring**) impegna il ricevitore per qualche minuto dopo l'accensione e consiste nel riprodurre col proprio oscillatore un segnale simile a quello ricevuto, che si differenzia da quest'ultimo per uno sfasamento lungo l'asse dei tempi. Per questa operazione ad ogni satellite "collegato" viene riservato un differente canale all'interno del ricevitore.

Si possono effettuare due tipi diversi di misure sul segnale GPS:

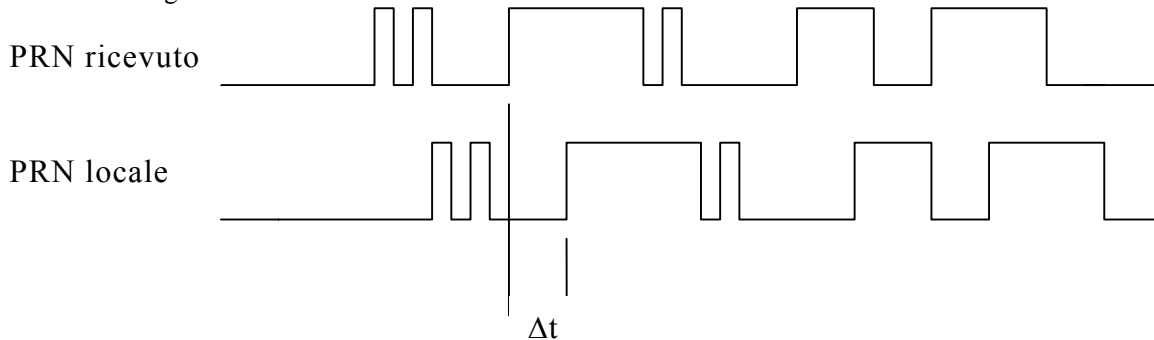
- misure di pseudorange (effettuate sui codici PRN modulanti la portante);
- misure di sfasamenti (effettuate sulle portanti demodulate).

La posizione è determinabile con entrambe le misure, ma soltanto le prime come vedremo forniscono senza particolari elaborazioni risultati in tempo reale, con la possibilità quindi di utilizzo a livello di navigazione.

Con le **misure di pseudorange** ciò che si misura è il tempo necessario al segnale per giungere dal satellite alla stazione di ricezione.

Operativamente la misura viene attuata confrontando il segnale ricevuto con quello prodotto con la replica all'interno del ricevitore; si valuta quindi di quanto deve essere traslata la replica, sull'asse dei tempi, per ottenere l'allineamento con il codice ricevuto.

Se infatti l'emissione avviene al tempo $t = t_e$, dato che la replica "parte" al tempo di ricezione $t = t_r$, il ritardo tra i due codici, il cosiddetto time delay, rappresenta proprio il tempo che il segnale impiega a coprire la distanza incognita.



L'equazione di pseudorange si ottiene dunque (come detto in precedenza) moltiplicando il tempo trovato (necessario per allineare i segnali) per la velocità di propagazione del segnale (si introdurranno in seguito i termini che tengano conto degli errori di orbita, ionosferico, troposferico e di misura).

Il sistema di equazioni che si ottiene è del tipo:

$$p_j^i = c * \Delta t_j^i = d_j^i + c * (dt^i - dT_j)$$

dove:

p_j^i = pseudorange tra satellite i e ricevitore j

c = velocità di propagazione delle onde nel vuoto

ΔT_j^i = sfasamento di tempo del segnale PRN tra il segnale ricevuto dal satellite i e quello replicato dal ricevitore j

d_j^i = distanza spaziale tra satellite i e ricevitori j

GPS

dt = sincronizzazione tra il tempo del satellite e l'origine t_0 (praticamente uguale per tutti i satelliti).

dT_j = sincronizzazione tra il tempo del ricevitore e l'origine t_0 .

Ogni satellite osservato fornisce una equazione: è quindi possibile determinare la posizione del ricevitore GPS risolvendo un sistema di 4 di queste equazioni che contengono le sole incognite di posizione e dell'offset di tempo. Ciò è quanto viene fatto dal software del ricevitore in tempo reale, fornendo ad ogni epoca di misura la posizione del ricevitore.

Naturalmente gli stessi dati possono essere registrati e "processati" in un secondo tempo; in questo caso si ha il vantaggio che alcune cause di errore possono essere modellizzate analiticamente e parzialmente rimosse. Nel caso in cui siano collegati più di 4 satelliti è possibile, sia in tempo reale, sia in post "processamento" dei dati, ricercare la soluzione che minimizzi gli scarti delle singole equazioni aumentando l'affidabilità del posizionamento.

Le precisioni che si ottengono con questo tipo di osservazione dipendono dal codice sul quale viene effettuata la misura:

- nel caso di codice C/A l'incertezza nel posizionamento è dell'ordine dei +/- 30 m (che possono salire a +/-100 m in caso di Selective Availability);
- nel caso di codice P l'incertezza nel posizionamento è di circa +/- 3 - 5 m.

Una volta agganciato il codice C/A 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. Tale parola è criptata, poichè l'uso del codice di precisione viene concesso solo ad utenti autorizzati dal Ministero della Difesa Statunitense (DoD).

Questo accesso può essere anche consentito ad utenti civili: infatti 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 con un ricevitore opportunamente predisposto che deve essere abilitato con una apposita chiave AS "software" trasportata da un 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 a partire dalla serie di satelliti 'Block II' una tecnica denominata **SA (Selective Availability)** e resa attiva a partire dal 1990.

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, in modo da ridurre la precisione ottenibile 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 100m.

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.

Le **misure di fase** si effettuano sull'onda portante demodolata dai codici; l'osservazione è costituita dalla differenza tra la fase dell'onda portante ricevuta e la fase di un'onda di riferimento generata all'interno del ricevitore, all'istante della ricezione.

Il principio operativo risulta essenzialmente analogo a quello utilizzato per i codici: in entrambi i casi si giunge infatti alla determinazione della distanza considerando lo sfasamento tra due onde, anche se per lo pseudorange la variabile analizzata è il tempo mentre in questo caso è la fase stessa.

La distanza può essere espressa attraverso la fase come un multiplo della lunghezza d'onda:

$$d=N*\lambda$$

dove N rappresenta il numero di cicli intercorsi tra i due estremi ed è in generale costituito da un numero intero ed una parte frazionaria, si ha cioè:

$$N=N'+F$$

Operando direttamente sull'onda portante si perdono tutte le informazioni relative al tempo, contenute nei "codici".

Se non si conosce l'istante nel quale il segnale è partito, non è possibile determinare il numero totale di cicli compiuti nel percorso e l'unica informazione che si può ottenere riguarda la parte frazionaria Fr.

GPS

La misura di fase dunque può essere fatta soltanto a meno di multipli interi del ciclo, al pari della lettura di un orologio che dà il tempo a meno di multipli di 12 ore. In pratica cioè la misura di fase è basata sull'allineamento del segnale registrato e della sua replica, senza conoscere quale ciclo rappresenti la perfetta sincronizzazione tra i cicli stessi.

Occorre dunque assumere N' (detta ambiguità intera di fase) come ulteriore incognita in ciascuna equazione; fino a poco tempo fa ciò ha penalizzato l'utilizzo delle misure di fase in tempo reale, perché la strategia per la determinazione di N richiedeva la compensazione dei dati al termine della sessione. Recentemente invece sono stati sviluppati algoritmi statistici che, sotto opportune ipotesi, parzializzano il campo di ricerca dell'intero N' e quindi rendono possibile il calcolo in tempo reale.

La tipica equazione di osservazione della differenza di fase tra ricevitore j e satellite i , (senza tenere conto degli errori di modello e di misura), ha la seguente espressione:

$$\phi_j^i(t) = -\frac{f}{c} - f(dt^i - dT_j) + N_j^i$$

dove:

$\phi_j^i(t)$ = fase osservata al tempo t

f/c = rapporto tra la frequenza e la velocità di propagazione dell'onda (corrispondente all'inverso della lunghezza d'onda)

d_j^i = distanza spaziale tra satellite i e ricevitore j

dt^i = sincronizzazione tra il tempo del satellite e l'origine

dT_j = sincronizzazione tra il tempo del ricevitore e l'origine

N_j^i = ambiguità intera di fase corrispondente al numero di cicli interi incorsi dalla partenza del segnale, dal satellite i , alla sua ricezione nel ricevitore j .

Fintanto che la fase viene ricevuta senza interruzioni durante una sessione di osservazione si ha una sola ambiguità incognita per ogni coppia ricevitore-satellite. Per ogni interruzione nella ricezione della fase si ha una nuova ambiguità incognita; tale interruzione è detta *cycle slip* (salto di fase).

Quando il segnale viene nuovamente ricevuto al tempo T , la parte frazionaria della misura di fase 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 persa. Questo corrisponde ad introdurre una nuova ambiguità incognita al tempo T .

In definitiva si ha la seguente situazione:

- 3 coordinate incognite del punto di stazione: X, Y, Z
- l'incognita dell'offset dovuta agli errori di sincronizzazione degli orologi: $\Delta T = dt^i - dT_j$
- le incognite di ambiguità N_j^i del numero intero di cicli iniziale e quelle dovute ai cycle slips, per ogni satellite.

Conviene dunque cercare procedimenti operativi e combinazioni delle osservazioni in modo da eliminare alcune incognite e giungere alla soluzione del problema rendendolo, se possibile, iperdeterminato, per aumentare la precisione di stima e l'affidabilità delle osservazioni.

I metodi operativi impiegati si riducono in sostanza al calcolo di posizioni relative fra due ricevitori; le osservazioni vengono invece "processate" con i cosiddetti metodi differenziali, in particolare si impiegano:

- differenze prime
- differenze seconde
- differenze terze

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 a centinaia di Km) segnali di correzione relativi alla configurazione dei satelliti visibili in ogni istante.

L'informazione d'errore può essere trasmessa ad esempio mediante canale VHF/UHF convenzionale. Correzioni differenziali vengono infatti vendute come servizio da diverse compagnie, tra cui la DCI, che invia i dati attraverso la sottoportante utilizzata per il servizio RDS da emittenti FM commerciali convenzionate. Interessante anche lo APRS (Automatic Packet Reporting System) che permette di inviare correzioni e dati di posizione GPS attraverso la rete packet (radioamatoriale) o addirittura con un altro segnale spread spectrum in banda L (*pseudoliti*).

Nel descrivere **l'architettura di un ricevitore** GPS, il primo parametro da considerare è il numero di canali che possono contemporaneamente essere elaborati. Mediamente sono visibili fino a 13 satelliti da qualunque parte del globo. Per la determinazione della posizione abbiamo visto che è necessario ricevere almeno 4 satelliti. Inoltre, per eliminare la deriva a breve termine del nostro orologio durante la misura delle 4 distanze, sarebbe conveniente effettuare queste misure contemporaneamente. Infine, un quinto satellite sarebbe utile per poter leggere continuamente il messaggio di navigazione, in modo da aggiornare l'almanacco.

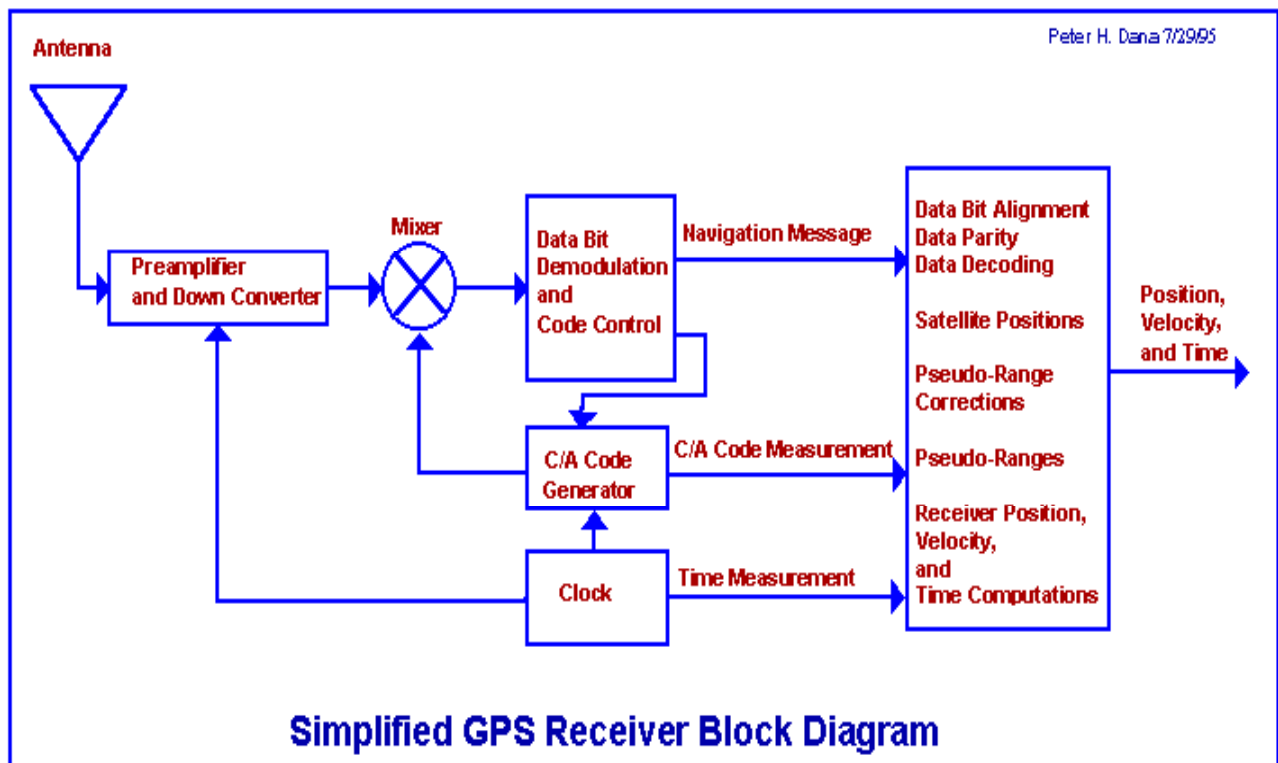
GPS

Le tecnologie microelettroniche attualmente impiegate nei ricevitori hanno permesso di portare il numero di canali in banda base fino a 13 grazie alla loro elaborazione mediante processori **DSP**, in modo da poter acquisire tutti i satelliti in visibilità e poter quindi selezionare la miglior configurazione per la determinazione della posizione.

Solo il codice C/A, come visto in precedenza, è utilizzabile liberamente, mentre il segnale P è riservato agli enti militari ed a particolari utenti autorizzati (*non è più così in quanto l'uso del GPS differenziale ha reso inutile questo tipo di protezione cosicché è stata tolta ndt*).

In figura è illustrato lo schema a blocchi funzionale di un generico ricevitore GPS monocanale. Il segnale captato dall'antenna viene inviato agli stadi d'ingresso del ricevitore, che provvederanno alla sua amplificazione e conversione in banda base (blocco *Down-Converter* e successivi stadi amplificatori IF a larga banda).

L'estrazione della portante a banda stretta dal segnale viene effettuata dal correlatore, al quale viene fornita una replica del codice C/A relativo al satellite da ricevere. Quando la replica ed il segnale in arrivo raggiungono il sincronismo, l'uscita del correlatore contiene un segnale a banda stretta dal quale, previa amplificazione, viene estratto il messaggio di navigazione mediante un convenzionale demodulatore BPSK.



Dal generatore di codice C/A, una volta che questo ha raggiunto il sincronismo con il segnale ricevuto, viene ricavato un segnale di temporizzazione (epoca del codice) che, confrontato con un riferimento stabile permette di determinare il tempo di arrivo del segnale.

La condizione di sincronismo deve essere mantenuta anche se il ricevitore è montato su un veicolo ad alta dinamica e quindi soggetto a variazioni della fase del codice rispetto alla replica e a spostamenti di frequenza dovuti all'effetto Doppler. A questo scopo provvede il blocco denominato DLL il quale, confrontando il segnale con altre due repliche, di cui una leggermente in ritardo ed una leggermente in anticipo, è in grado di generare un segnale d'errore che va a pilotare un circuito sfasatore a controllo numerico, il quale a sua volta controlla la velocità di scorrimento del codice inviato al correlatore. A seconda dell'entità e segno dell'errore, il codice generato viene fatto *scivolare* a passi di mezza fase in più o in meno fino ad azzerare il segnale d'errore stesso.

Il processore svolge un ruolo primario nella gestione del ricevitore, non solo per il calcolo della posizione, ma anche per il controllo delle varie funzioni. L'attuale tendenza è quella di trasferire più funzioni all'interno di integrati VLSI, e di digitalizzare appena possibile il segnale in modo da usare processori DSP per le successive elaborazioni. In genere, il generatore di codice C/A è ancora un dispositivo hardware controllato dal processore, mentre le funzioni di estrazione dei bit (demodulatore) vengono realizzate dal processore stesso.

Il riferimento in genere è realizzato con un TCXO in grado di garantire una stabilità del segnale generato variabile da 10 a 50 parti per milione, a seconda della risposta in frequenza dei circuiti di aggancio del codice, e di altri fattori.

GPS

A bordo del satellite, tutte le frequenze e le velocità di scorrimento dei codici sono derivate da un unico riferimento a 10.23MHz, come illustrato dalle seguenti relazioni:

$$L1 = 10.23 \times 154 = 1575.42$$

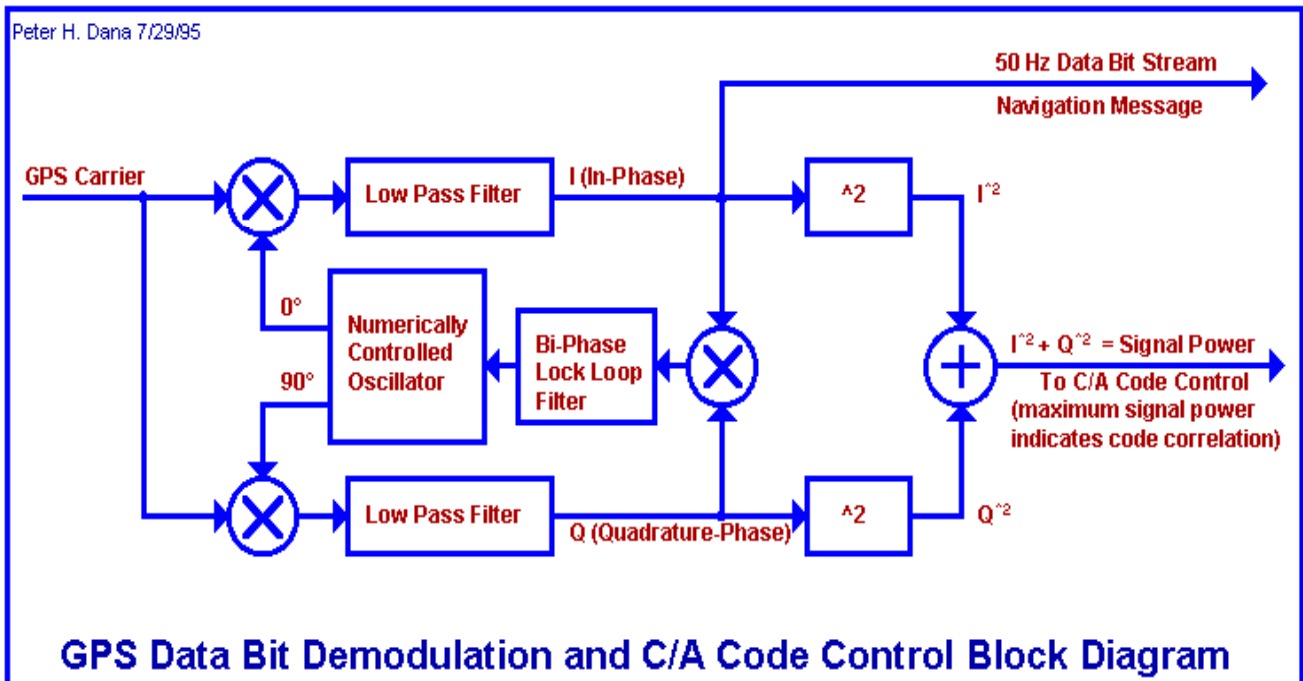
$$L2 = 10.23 \times 120 = 1227.60$$

Appare quindi naturale utilizzare anche sul ricevitore tale riferimento, sul quale agganciare il sintetizzatore per l'oscillatore locale. Tale tecnica è stata largamente impiegata nei ricevitori progettati fino al 1980. L'inconveniente è che le armoniche del riferimento rientrano ovviamente all'interno della banda di ricezione e, data l'estrema sensibilità del ricevitore, il sistema potrebbe diventare instabile. Nei ricevitori con antenne separate (navi, aerei) ciò non costituisce un problema, ma per i ricevitori portatili sì.

Per quanto riguarda l'*oscillatore locale*, l'utilizzo di sintetizzatori PLL impone una scelta accurata in modo da ridurre il rumore di fase dovuto all'uso di riferimenti a bassa frequenza. Oggi sono disponibili PLL che lavorano direttamente a frequenze elevate. In passato sono stati utilizzati oscillatori locali basati su oscillatori quarzati (VCXO) operanti ad alta frequenza (100MHz), seguiti da opportuni stadi moltiplicatori, oppure dall'impiego di tecniche PLM (Phase-Lock Multipliers) direttamente in alta frequenza.

In uscita dal correlatore si ha una portante modulata in fase a 50bps. Un convenzionale *demodulatore* BPSK è sufficiente ad estrarre i dati.

Un possibile circuito è quello in figura. Il segnale, composto dai dati più il rumore termico viene inviato ad



un *costas loop* che ricostruisce la portante in maniera coerente e a un miscelatore. Nel loop è presente un rivelatore di fase che controlla un VCO a controllo numerico che fornisce così in uscita sia la componente in fase che quella in quadratura. L'inserimento dei filtri passa basso elimina il rumore essenzialmente termico, fornendo così le componenti demodulate e "pulite". I filtri passa basso vanno esattamente calibrati sulla durata del bit-rate (20ms).

Con questo sistema vengono forniti in uscita sia il messaggio di navigazione sia il segnale C/A necessario per la misura della distanza.

Il processore incorporato nel ricevitore GPS è un elemento fondamentale, non solo per la soluzione del problema della navigazione, ma anche per sovrintendere al funzionamento complessivo dell'apparato, dato che molte funzioni, oltre al semplice calcolo della distanza di pseudorange, vengono realizzate mediante algoritmi software.

Nei ricevitori utilizzati con i precedenti sistemi di navigazione, quali il LORAN e l'Omega, il processore era un optional, poiché era possibile determinare la propria posizione riportando le misure ottenute dall'apparato su apposite carte. L'ultima generazione di apparati LORAN e Omega ha comunque beneficiato dell'uso di microprocessori per rendere automatiche queste operazioni, visualizzando direttamente la posizione in latitudine e longitudine su apposito display. Nel caso del GPS (come del resto per il Transit), la complessità delle operazioni necessarie alla determinazione della posizione non poteva prescindere dall'impiego di sistemi di calcolo automatici.

Appena il ricevitore viene acceso, la prima operazione da compiere è l'impostazione dei satelliti necessari alla navigazione. Almeno 4 satelliti devono essere disponibili per poter determinare con precisione la propria posizione. A tale scopo, il processore deve essere informato sulla posizione dei satelliti in funzione del tempo. Questa informazione è contenuta nell'almanacco.

GPS

L'almanacco è l'insieme di parametri orbitali dell'intera costellazione di satelliti, corredata di tutti i dati relativi allo "stato di salute" di ciascuno di essi.

Ogni satellite trasmette continuamente l'almanacco relativo all'intera costellazione; un esempio dei dati trasmessi da ogni singolo satellite è quello sottostante che riguarda il satellite 07 della costellazione NAVSTAR e che è stato trasmesso nella settimana 986. L'almanacco viene infatti aggiornato settimanalmente a partire dal 6 gennaio del 1980.

*****Week 986 almanac for PRN-07 *****

Health:	000
Eccentricity:	1.0322570801E-002
ID:	07
Time of Applicability(s):	589824.0000
Orbital Inclination(rad):	0.9570387006
Rate of Right Ascen(r/s):	-7.9889046489E-009
SQRT(A) (m ^{1/2}):	5153.726074
Right Ascen at TOA(rad):	-2.0294065475E+000
Argument of Perigee(rad):	-2.179746628
Mean Anom(rad):	-1.9368231297E-001
Af0(s):	8.0108642578E-004
Af1(s/s):	0.0000000000E+000
week:	986

I dati riguardano l'orbita del satellite e indicano come si vede di quanto l'orbita effettiva attuale si discosta dall'orbita circolare ideale inclinata di 55° rispetto all'equatore. Si può notare dal dato sull'eccentricità che l'orbita è effettivamente da considerarsi pressoché circolare. Il tempo di applicabilità indicato per questi dati copre circa una settimana. Un GPS in fase di acquiring, però, necessita solo di dati indicativi sulle posizioni dei satelliti, poiché risulta più che sufficiente conoscere quali satelliti risultano visibili in una certa zona: questi dati possono pertanto essere riutilizzabili anche a mesi di distanza. In questo caso non è necessario attendere l'invio del nuovo almanacco prima di fornire la posizione, rendendo assai più rapida l'accensione dello strumento.

Un ricevitore costantemente utilizzato può trattenere tali informazioni in una memoria non volatile, e sapere in ogni istante i satelliti visibili. Se invece il ricevitore non possiede un almanacco valido, o non lo possiede affatto, esso deve provvedere ad eseguire la "ricerca nel cielo" (acquiring) per agganciare un qualunque satellite.

La ricerca nel cielo consiste nel ricercare in maniera casuale un qualunque satellite: al correlatore vengono forniti in sequenza i codici di tutti i satelliti, attendendo per ciascuno di essi il tempo richiesto per una eventuale sincronizzazione. Verificato l'aggancio, viene letto l'intero messaggio di navigazione (in circa 13 minuti), dopodiché il ricevitore, con l'almanacco aggiornato, può provvedere alla ricerca degli altri satelliti. Questa funzione permette al ricevitore di determinare autonomamente la posizione, sebbene richieda un certo tempo.

Il calcolo della posizione viene effettuato dalla misura dei 4 pseudorange dai satelliti corretti dai ritardi di propagazione ionosferica, effettuando il calcolo in base alla posizione nota dei satelliti nello spazio. La posizione così calcolata viene in genere riferita ad un sistema di coordinate ECEF. Successivamente il ricevitore converte queste coordinate in latitudine, longitudine, ed altitudine, usando un modello prestabilito per l'ellissoide terrestre. Allo stato attuale il modello più utilizzato è il WGS-84 (World Geodetic System 1984), ma tutti i ricevitori attualmente in commercio sono in grado di utilizzare svariati riferimenti geodetici (più di 100), in modo da utilizzare le normali carte geografiche in uso.

Antenna

L'antenna costituisce in genere uno degli elementi più semplici del ricevitore. Essa deve fornire un guadagno isotropico che va dallo zenith all'orizzonte, in modo da poter ricevere qualunque satellite da qualunque posizione. L'antenna viene costruita per operare su una sola frequenza o per ambedue le portanti L1 ed L2 nel caso di apparati che fanno uso rispettivamente del codice P o della sola portante L2 per misure di fase.

I segnali irradiati dai satelliti GPS sono a polarizzazione circolare destra e quindi l'antenna adatta è quella a spirale conica. Per ragioni di ingombro, particolarmente sentite in campo aeronautico, si sono affermate due tipi di antenne: quella cosiddetta *patch* e quella ad elica bifilare utilizzata nei ricevitori portatili.

L'antenna a patch è costituita da una superficie conduttrice le cui dimensioni sono pari a mezza lunghezza d'onda ed il cui punto di alimentazione è disposto in maniera opportuna per soddisfare le specifiche richieste. La superficie conduttrice è ricavata su un buon dielettrico (PTFE o ceramica) mediante l'impiego di tecniche *strip-line*. L'antenna ha bisogno di un buon piano di massa per operare correttamente.

Il guadagno di questo tipo di antenna diminuisce man mano che ci si avvicina all'orizzonte, con valori che variano da +7 a 0 dB.

L'antenna ad elica bifilare costituisce la classica antenna per ricevitori portatili (man-pack) poiché non

GPS

richiede un piano di massa. Non si differenzia sostanzialmente dalle comuni antenne usate su apparati portatili V/UHF.

Se sono richieste alte prestazioni dall'antenna, o si è in presenza di forti disturbi, intenzionali o meno, vengono impiegate le antenne a controllo elettronico (CRPA), che possono essere sia del tipo *phased-array*, che *null-steering* di tipo adattivo. Queste antenne hanno la possibilità, grazie all'unità di controllo elettronica dotata di microprocessore, di poter escludere dal campo di ricezione le sorgenti di disturbi.

L'unica condizione da rispettare nell'installazione dell'antenna su un veicolo, sia esso terrestre, navale o aereo è quella di disporla il più in alto possibile, in modo da avere innanzitutto una copertura del cielo senza ostacoli ed in secondo luogo in modo da eliminare il problema delle riflessioni secondarie dei segnali GPS su superfici adiacenti l'antenna stessa, che causerebbero errate misure di distanza.

Questa condizione, date le frequenze in gioco ed il basso livello del segnale ricevuto, impone l'uso di preamplificatori posti tra l'antenna ed il ricevitore, che in genere viene installato in luogo più conveniente.

Gli stadi preamplificatori utilizzati sono in genere composti da uno o due stadi a basso rumore, realizzati mediante l'impiego di *GASFET*, con i quali si riescono ad ottenere figure di rumore teoriche fino a 1 dB.

A scopo di protezione da possibili interferenze (in particolare le armoniche dei trasmettitori televisivi UHF), viene posto all'ingresso del primo stadio un filtro di banda centrato sul segnale da ricevere e sufficientemente largo per far passare l'intero spettro del segnale GPS. L'attenuazione del filtro va però ad aggiungersi alla figura di rumore del primo stadio, rendendo inutilizzabili le basse figure di rumore caratteristiche dei *GASFET*, e rendendo conveniente in alcuni casi l'uso di transistori bipolari, più resistenti ai problemi di sovraccarico, con il filtro di banda posto subito dopo il primo stadio amplificatore.

Errori di misura: cause e possibili riduzioni

Le cause di errore in un sistema che, come il GPS, effettua molte e complesse misure e calcoli, sono molteplici.

In un sistema SPS con SA attivata tali errori sono però trascurabili rispetto alla degradazione inserita dal DoD.

Se viceversa il sistema lavora in modalità PPS con misura di fase, la precisione teorica raggiungibile con tale metodo è completamente inficiata dalle seguenti cause d'errore:

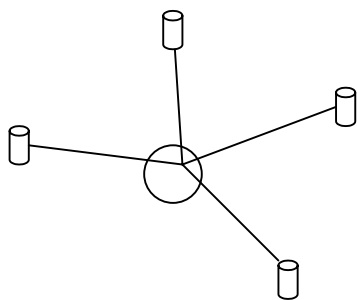
1. effemeridi basate su previsioni
2. distorsioni dovute all'attraversamento dell'atmosfera (ionosfera e troposfera)
3. angoli di posizionamento dei satelliti rispetto alla zona di ricezione (DOP)
4. rumore presente nel segnale

Il sistema mette quindi a disposizione dati aggiuntivi per poter ridurre la degradazione dovuta a questi fattori:

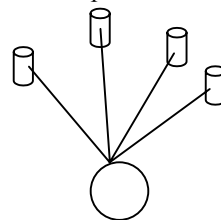
1. invio di dati sulle effemeridi precise
2. parametri relativi alla deformazione prevista del segnale durante il suo tragitto
3. nessun dato
4. nessuna soluzione

Per quanto concerne il DOP considerando il solo **GDOP (Geometric Dilution of Precision)** questo è stimato dal ricevitore che interpreta l'angolo con cui "vede" i satelliti: una situazione assai favorevole ed una sfavorevole sono illustrate di seguito.

E' evidente che un apparecchio capace di ricevere più dei quattro satelliti necessari contemporaneamente può, col modificarsi delle posizioni dei satelliti nel cielo, scegliere di utilizzare sempre i satelliti disposti nella maniera più conveniente. Infatti mediamente sono visibili 13 satelliti, quindi un apparecchio che ha già acquisito i dati da essi è in grado di operare sempre nella condizione più favorevole.



buona geometria



pessima geometria

In assenza della SA, la presenza della **ionosfera** costituisce una delle cause principali nell'errore compiuto nel calcolo delle distanze dai satelliti, errore stimato nell'ordine dei 10 metri senza l'applicazione di apposite correzioni.

La ionosfera è costituita da elettroni e ioni che circondano la Terra a partire dalla quota di 50 Km, fino ad

GPS

oltre 1000 Km, ed è causata dalle radiazioni UV provenienti dal sole che decompongono gli strati superiori della nostra atmosfera trasformandola in una sorta di plasma non omogeneo. La ionosfera influisce notevolmente sulla propagazione delle onde radio: infatti per frequenze inferiori ai 40MHz essa si comporta come uno specchio, permettendo così comunicazioni a lunga distanza tra due punti della Terra. I segnali del GPS in banda L invece attraversano la ionosfera senza subire deviazioni, ma ne subiscono comunque gli effetti.

La velocità di propagazione dei segnali viene infatti modificata in funzione della frequenza, registrando ritardi variabili da 10ns durante la notte, fino a 50ns di giorno, valori che in alcuni casi possono essere triplicati. Effettuando misure sul ritardo di due segnali a frequenze sufficientemente distanti, è possibile compensare totalmente gli effetti introdotti dalla ionosfera.

Gli utenti del servizio SPS che utilizzano quindi una sola frequenza devono correggere gli effetti della ionosfera mediante l'uso di modelli matematici della propagazione. I parametri necessari all'applicazione di detto modello, continuamente aggiornati, vengono trasmessi nel messaggio di navigazione. L'algoritmo utilizzato durante detta correzione riduce del 50% il ritardo di gruppo dei segnali.

La **troposfera** costituisce la parte inferiore dell'atmosfera, e si estende dal suolo fino ad un'altezza di circa 10 Km. Gli errori introdotti dalla troposfera, valutabili intorno al metro, sono dovuti alle variazioni in pressione, temperatura e umidità. In genere viene applicato un semplice algoritmo basato sull'angolo di elevazione del satellite rispetto all'orizzonte, in modo da correggere il ritardo dovuto alla diffrazione che il segnale subisce nell'attraversamento della troposfera.

La precisione complessiva della misura viene ottenuta moltiplicando **URE** (*User Range Estimate*), un parametro trasmesso dal satellite e visualizzato dal ricevitore che indica la precisione ottenibile da quel dato satellite in metri, con GDOP. Il risultato è l'errore in metri della posizione ottenuta. Risulta evidente che più bassa risulta la GDOP, più precisa è la posizione ottenuta, dato che URE oscilla da 10 a 32 metri.

Alla luce di quanto presentato nel presente paragrafo occorre rivedere le formulazioni relative alla misurazione dello pseudorange riportando in essa anche i termini che facciano riferimento agli errori di misura:

$$p_j^i = d_j^i + c * (dt^i - dT_j) + d\rho + d_{ion} * d_{tro} + d\varepsilon$$

dove:

dt^i = errore di sincronizzazione del satellite i

dT_j = errore di sincronizzazione del ricevitore j

$d\rho$ = errore dovuto all'incertezza dell'orbita dei satelliti

d_{ion} = errore dovuto all'attraversamento della ionosfera

d_{tro} = errore dovuto all'attraversamento della troposfera

$d\varepsilon$ = errore dovuto al rumore del segnale

Le misure di pseudorange, avendo una precisione inferiore alle misure di fase, sono utilizzate essenzialmente per la navigazione, mentre il posizionamento con misure di fase è principalmente utilizzato per il rilievo. Con buona approssimazione infatti, la precisione teorica ottenibile nel posizionamento (senza tenere conto cioè degli errori di modello), può essere valutata pari a 1/100 della lunghezza d'onda e dipende sostanzialmente dal discriminatore di fase; si hanno perciò valori rispettivamente di +/- 3 m per il codice C/A, +/- 30 cm per il codice P e circa +/- 2 mm per le portanti.

Un'altra fondamentale distinzione è quella tra posizionamento assoluto e relativo. Nel primo vengono determinate le coordinate di punti utilizzando le equazioni viste senza procedere ad alcuna differenziazione; pertanto l'incertezza dovuta alle effemeridi predette dei satelliti, che attualmente si aggira intorno a +/- 30 m non viene eliminata; per questo motivo il posizionamento assoluto è utilizzato principalmente nella navigazione con misure di pseudorange.

Al contrario, nel **posizionamento relativo o differenziale DGPS**, se le basi sono piccole rispetto alla distanza fra il ricevitore e il satellite, l'incertezza delle orbite (comune ad entrambe le osservabili) tende a cancellarsi nella differenza, assieme agli errori di rifrazione e di orologio.

Il posizionamento in tempo reale, ovviamente usato esclusivamente per la navigazione, è prevalentemente eseguito con misure di pseudorange, in modo assoluto o relativo quindi con una accuratezza non molto elevata. Per scopi speciali (ad esempio atterraggio automatico di velivoli) si preferisce invece il posizionamento relativo in tempo reale con misure di fase; in questo caso sono però necessarie condizioni al contorno particolari, che riguardano la geometria satellitare e le caratteristiche dei ricevitori GPS.

In post-processing si utilizzano le misure registrate dal ricevitore durante la sessione di misura. Il fondamentale vantaggio rispetto alla elaborazione in *real time* si concretizza nella possibilità di affinare il grado di modellizzazione delle cause di errore (ed inoltre, nella possibilità di usare effemeridi precise); inoltre, a meno di non equipaggiare i ricevitori con strumentazione speciale, il posizionamento relativo (con la differenziazione delle fasi) è possibile solo in tale modalità.

Il **rilievo statico** è il metodo tradizionale di misura con GPS: il ricevitore rimane fisso in un punto per tutte le epoche di una sessione di misura, per un tempo generalmente non inferiore ad un'ora, comunque dipendente

GPS

dalla lunghezza della base da misurare, dal numero di satelliti osservati, dalla qualità del modello di rifrazione adottato e dall'utilizzo di ricevitori GPS a singola o doppia frequenza. E' preferibile che di tutti i satelliti "agganciati" nel corso della sessione, almeno quattro siano visibili per buona parte del periodo di misura.

Operando in modo relativo si possono raggiungere le massime precisioni consentite col metodo GPS, dell'ordine di qualche mm per km. Il rilievo statico viene utilizzato per la determinazione di basi anche di notevole lunghezza, per controlli a carattere regionale, determinazione di orbite di satelliti e studi dell'influenza della ionosfera e della troposfera sulla propagazione del segnale. Viene impiegato inoltre per monitoraggio di movimenti crostali: di seguito è riportata una tabella relativa alla città di Matera.

The reference frame is ITRF96. The epoch is January 1, 1996.

Positions given in mm. Velocities given in mm/yr.

	X	Y	Z			
MATE POS	4641949735.41	1393045263.11	4133287319.95	0.67	0.41	0.58
MATE VEL	-20.31	17.70	11.93	0.32	0.20	0.27

Cartografia

Le carte geografiche cercano di rappresentare la superficie della Terra o una parte di essa su un piano. Si generano pertanto una serie di distorsioni che risultano più o meno accentuate a seconda delle proiezioni.

Per la cartografia nautica ad esempio viene utilizzata la proiezione di **Mercatore** in cui i meridiani risultano essere tutti paralleli tra loro. In questo modo gli angoli corrispondono alla realtà, mentre le distanze subiscono un'alterazione (tranne che all'equatore) tanto maggiore quanto più ci si avvicina ai poli.

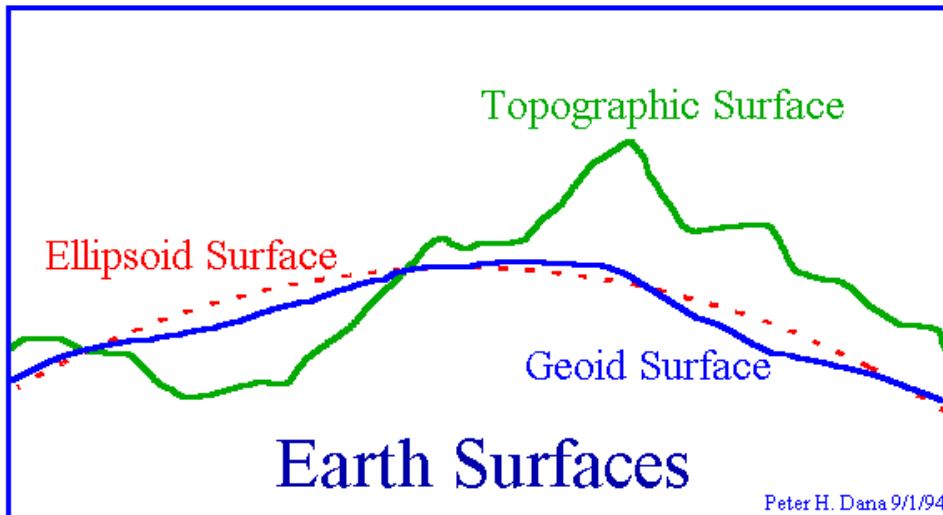
Da questa deformazione risulta che sulla carta il cammino più corto non corrisponde ad una retta: il tragitto più breve non segue i paralleli ma forma un **arco di circolo massimo**. La rotta più breve è chiamata ortodromia, mentre quella rettilinea lossodromia.

Un altro aspetto importante riguarda la forma e le dimensioni della Terra e le variazioni del suo campo gravitazionale.

Per **ellissoide** si intende una superficie, matematicamente perfetta, che è usata per approssimare la superficie della Terra. Le altezze misurate dal GPS si riferiscono proprio all'ellissoide.

Per determinare l'altezza riferendosi al livello medio del mare, bisogna prendere in considerazione il geoide.

Le misure orizzontali e verticali effettuate sulla Terra possono essere distorte dal campo gravitazionale



che dipende dalla distribuzione delle masse della Terra. Per questo motivo è necessario conoscere *come* influisce nelle misure il campo gravitazionale.

Il **geoide** è una superficie equipotenziale che normalmente risulta essere più alta sopra i continenti e più bassa sugli oceani. Dato che dipende dalla irregolare distribuzione delle masse, la forma del geoide non può essere calcolata, ma solamente misurata.

Il NAVSTAR e il

GLONASS calcolano la posizione utilizzando un tipo di coordinate sferiche chiamate **coordinate geodetiche**. Le coordinate geodetiche sono difficili da calcolare e normalmente si preferisce convertire queste coordinate per rappresentarle su una carta.

World Geodetic Datum

Sistemi geodetici come il North American Datum (NAD) e l'European Datum (ED) si prefiggono di descrivere la forma della Terra entro aree limitate e pertanto non sono adatti ad uno studio intercontinentale.

Per risolvere tali problemi il Dipartimento della Difesa Americano negli anni '50 ha cominciato a sviluppare un sistema mondiale al quale si possano riferire le varie nazioni creando così un sistema di riferimento globale. Tale sistema è migliorato ogni volta che sia disponibile una nuova serie di misure e includono riferimenti per gli ellipsoidi, i geoidi e modelli gravitazionali.

La successione dei sistemi di riferimento utilizzati è la seguente:

GPS

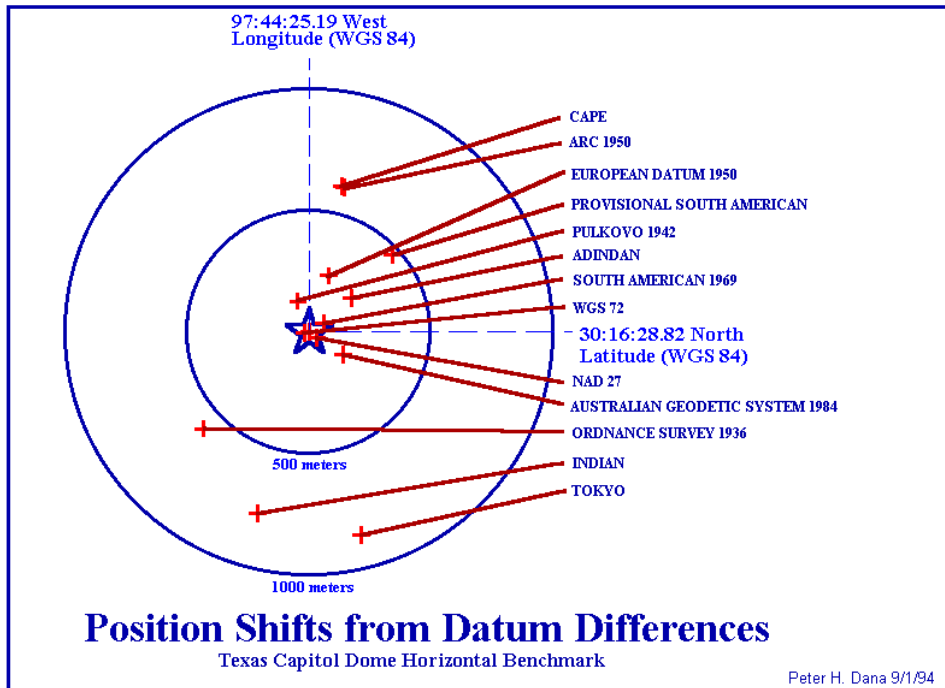
World Geodetic System 1960 (WGS-60)
World Geodetic System 1966 (WGS-66)
World Geodetic System 1972 (WGS-72)
World Geodetic System 1984 (WGS-84) utilizzato dal NAVSTAR
Soviet Geodetic System 1985 (SGS-85) utilizzato dal GLONASS

Il sistema di riferimento del GPS: il WGS84

Il sistema di riferimento nel quale sono espresse le coordinate dei punti rilevati tramite GPS è un sistema cartesiano con:

- Origine nel centro di massa della terra (sistema geocentrico)
- Asse z parallelo alla direzione definita dal polo convenzionale terrestre
- Asse x dato dall'intersezione del piano equatoriale ortogonale all'asse z col piano meridiano di Greenwich
- Asse y che completa la terna cartesiana destrorsa.

Tale sistema di riferimento World Geodetic System viene convenzionalmente indicato come WGS84 in



quanto la sua definizione è stata regolata da accordi internazionali sui valori dei parametri fondamentali dell'ellissoide terrestre determinati in base a dati, tecniche e tecnologie disponibili fino al 1984.

Centro e asse di rotazione dell'ellissoide coincidono con origine ed asse z del sistema cartesiano. Pertanto le coordinate ottenute da osservazioni GPS possono essere espresse sia in coordinate cartesiane (x, y, z) sia in coordinate ellissoidiche (latitudine, longitudine ed altezza sull'ellissoide).

Il sistema di riferimento nel quale sono inquadrare le

coordinate dei punti stimate con metodi geodetici e topografici classici (nonché quelle stimate con metodi fotogrammetrici) è invece di tipo ibrido: ellissoidico per la planimetria (riferita ad un ellissoide nazionale) e geoidico per le quote (riferite al geode).

E' necessario perciò definire la relazione tra questi sistemi di riferimento, scegliere quello idoneo nel quale esprimere i risultati delle misure ed infine definire a quali condizioni ed in che modo si possono integrare misure GPS e misure classiche.

Se il rilievo per il quale vengono impiegati i ricevitori GPS è di tipo locale, cioè non è importante che sia collegato alla rete geodetica nazionale, è possibile mantenere come sistema di riferimento il WGS 84 a patto che le misure siano tutte omogenee (tutte di tipo GPS); si potrà eventualmente imporre una rototraslazione rigida nello spazio per riportarsi ad un sistema di riferimento geodetico locale, avente cioè origine su un punto della superficie terrestre e l'asse H secondo la verticale per l'origine.

Nel caso in cui si debbano integrare misure di tipo GPS e di tipo classico, oppure occorra tenere conto di coordinate (X, Y, Z) di altri punti inquadrati nel sistema nazionale, si devono stimare i parametri di trasformazione tra i due sistemi di riferimento. Ciò è possibile con relativa facilità per quanto concerne la planimetria: si tratterà di avere le coordinate di alcuni punti nei due sistemi di riferimento e stimare, possibilmente con metodi statistici rigorosi (se le equazioni di pseudo osservazione sono in numero sovrabbondante rispetto alle incognite), i sette parametri della trasformazione tra ellissoidi: tre traslazioni, tre rotazioni ed un fattore di scala (i sette parametri saranno senz'altro altamente correlati in quanto il problema di stima è geometricamente mal condizionato per la limitata superficie della zona di misura rispetto a quella degli ellissoidi).

Per quanto concerne l'altimetria il sistema GPS, come detto, fa riferimento ad una superficie ellissoidica, mentre le livellazioni geometriche classiche fanno riferimento al geode. Le due superfici distano di una quantità N denominata ondulazione del geode. L'ondulazione del geode ha un andamento per lo più liscio e viene calcolata con diversi metodi su scala globale e infittita localmente, per tenere conto delle anomalie locali e della topografia. L'incertezza con cui è stimata perciò varia in funzione della bontà dei modelli locali disponibili. In Italia si stima in +/- 10 cm il valore rappresentativo di tale incertezza.

GPS

La rete IGM95

Grazie al lavoro svolto recentemente dall'IGM, l'Italia è fra le prime nazioni europee che si è dotata di una rete geodetica basata sul sistema GPS e realizzata con le procedure proprie di tale sistema. La rete è oramai completata per tutto il territorio italiano ed è certo che la sua disponibilità contribuirà al rapido affermarsi delle tecniche GPS in Italia.

E' attualmente in via di formazione una banca dati ad essa associata, per la gestione della grande massa di informazioni, sia numeriche che grafiche, prodotte durante la realizzazione della rete.

La rete IGM95 include circa 1150 vertici e costituisce una rete di inquadramento generale del territorio italiano. Essa è l'equivalente del 1° ordine della rete classica ma ha una densità tre volte superiore rispetto ad essa.

L'utilizzo della rete GPS è molto semplice. La densità dei vertici (uno ogni 300 km² circa, con una distanza massima tra i punti di 20 km) è infatti tale che un vertice GPS è disponibile in ogni luogo del territorio nazionale ad una distanza non superiore a 10 km. In questa condizione, utilizzando 2 ricevitori, è possibile misurare una base che collega direttamente il punto da determinare al vertice IGM95, senza necessità di passaggi intermedi.

Per facilitare la determinazione dei parametri necessari alla trasformazione dei risultati dal sistema WGS84 ai sistemi locali, molti punti sono stati collocati in coincidenza o nelle immediate vicinanze di trigonometrici classici del 1°, 2°, 3° ordine. Tali parametri, validi per un'area avente un raggio di circa 10 km intorno al punto, faranno parte integrante della monografia di ogni vertice IGM95, permettendo di passare facilmente dai valori WGS84 al sistema convenzionale italiano ROMA40 e facilitando in tal modo il pieno sfruttamento delle metodologie satellitari. Circa 400 vertici sono stati collegati anche altimetricamente a capisaldi di livellazione di alta precisione e possiedono quindi la quota geoidica. La disponibilità di questi dati è estremamente importante per consentire la determinazione delle quote riferite al livello del mare dei punti determinati mediante GPS.

Riferimenti Bibliografici

- ❑ Glénans "Corso di navigazione"
- ❑ <http://ares.redsword.com/GPS/old/index.htm>
- ❑ <http://homepage.interaccess.com/~maynard/gps.htm>
- ❑ <http://sideshow.jpl.nasa.gov/mbh/series.html>
- ❑ <http://spheroid.otago.ac.nz:808/other/gpsinter.html>
- ❑ Istituto Idrografico della Marina "Manuale dell'Ufficiale di Rotta"
- ❑ Nicoli "Navigazione moderna" Ed. Quaderni marinari
- ❑ P.H. Dana, B.M. Penrod "The role of GPS in precise time and frequency dissemination"
- ❑ Spilker J.J.Jr "GPS signal structure and performance characteristics"
- ❑ www.fieldworker.com/error.html
- ❑ www.nauticoartiglio.lu.it
- ❑ www.nz.dlr.de/gps/gps-ion.html
- ❑ www.rssi.ru/SFCSIC/english.html
- ❑ www.trimble.com/
- ❑ www.utexas.edu/depts/grg/