

POSICIONAMENT CINEMÀTIC PER A APLICACIONS MEDI AMBIENTALS

J.Talaya
Institut Cartogràfic de Catalunya
Balmes, 209-211
E-08006 Barcelona

Resum

La georeferenciació en temps real d'imatges enregistrades per sensors multiespectrals aerotransportats permetria millorar certes actuacions sobre el territori. Un dels principals problemes per a poder realitzar posicionament GPS en temps real és la gran capacitat que ha de tenir el radio enllaç per a transmetre les observacions de l'estació de referència (superior a 1200 bits per segon). En aquest article es presenta un mètode per a reduir la quantitat de dades a transmetre a nivells inferiors a 200 bps mitjançant una interpolació polinomial a partir d'unes poques dades transmises. Aquest treball és el resultat d'estudis realitzats dins el projecte NOSA (Navegació i Orientació de Sensors Aerotransportats) [3].

1 Introducció

Per a una correcta ordenació del territori i per a les tasques de preservació del medi ambient és necessari disposar de la informació temàtica adient a les zones d'actuació. Els sensors multiespectrals embarcats en avió tenen una gran capacitat d'obtenir informació temàtica de qualsevol punt del territori i són especialment útils degut a la seva flexibilitat a l'hora de seleccionar la zona i època de vol, així com per la possibilitat de seleccionar les bandes espectrals d'interès.

La georeferenciació de les imatges obtingudes és necessària per a poder procedir a la seva interpretació o a la seva integració en un SIG (Sistema de Informació Geogràfica). En el cas dels sensors multiespectrals la georeferenciació sol realitzar-se amb la determinació directa dels paràmetres d'orientació (posició i actitud) de les imatges. Aquests paràmetres poden determinar-se amb l'ús d'un INS (Sistema de Navegació Inercial) i del GPS (Sistema de Posicionament Global). Actualment aquesta georeferenciació es realitza en un procés posterior a la recollida de les imatges.

La determinació dels paràmetres d'orientació de les imatges en temps real, durant el vol, permetria disposar de dades temàtiques georeferenciades poc temps després de finalitzada la missió. Aquesta capacitat és d'especial importància en situacions en què una actuació ràpida és necessària com ara: incendis forestals, inundacions i altres desastres naturals. A més la georeferenciació de sensors en temps real també és d'interès general en quan a la reducció del manegament i procés posterior de les dades que comporta.

L'actitud (angles) de les imatges pot ser determinada per un INS a temps real i sense la necessitat de disposar d'informació externa. La determinació de la posició de les imatges en temps real presenta més dificultats. Les derives que afecten els INS els fa massa imprecisos per aquesta tasca i en conseqüència es requereix l'ús del GPS per a la determinació de la posició.

2 Posicionament GPS cinemàtic

Bàsicament, un receptor GPS pot realitzar dos tipus d'observacions: pseudodistàncies en algun dels dos codis (C/A i P) i mesures de la fase de la portadora en les freqüències L1 i L2 en què opera el sistema GPS. Ambdós tipus d'observacions reflecteixen la distància entre el satèl·lit i el receptor. El soroll que acompanya les observacions del codi és de l'ordre de 0.3 - 3 m mentre que el soroll que afecta les observacions de la portadora és menor que 0.002 m.

Les observacions de la portadora, també conegudes com observacions de la fase, es veuen afectades per uns biaxos enters coneguts com ambigüetats de cicle. Existeix una ambigüetat a resoldre per cada parella receptor-satèl·lit i aquest biaxo romanen constants sempre i quan es mantingui la recepció del senyal del satèl·lit de manera continuada.

Si s'aconsegueix resoldre les ambigüetats és possible determinar la trajectòria d'un receptor GPS embarcat en un avió amb una precisió decimètrica i per tant, després d'aplicar la correcció d'un vector d'excentricitat antena GPS - sensor, conèixer la posició del sensor en els instants de presa de les imatges.

L'equació d'observació de la fase és la següent:

$$\lambda \cdot \Phi_r^s = \rho_r^s + \delta\rho_r^s + c \cdot (\delta t^s - \delta T_r) + \lambda \cdot N_r^s - \delta_{ion}^s + \delta_{trop}^s + \varepsilon$$

on:

$$\rho_r^s = \sqrt{(X_r - X^s)^2 + (Y_r - Y^s)^2 + (Z_r - Z^s)^2}$$

Φ_r^s	Observació de la portadora
X_r, Y_r, Z_r	Coordenades del receptor
X^s, Y^s, Z^s	Coordenades del satèl·lit (implícites en el missatge transmès pel satèl·lit)
λ	Longitud d'ona de la portadora
c	Velocitat de la llum
$\delta\rho_r^s$	Error de les efemèrides del satèl·lit
δt^s	Error del rellotge del satèl·lit
δT_r	Error del rellotge del receptor
N_r^s	Ambigüetat de cicles (número enter)
δ_{ion}^s	Error ionosfèric
δ_{trop}^s	Error troposfèric
ε	Altres errors residuals (centre de fase de l'antena, multicamí, soroll del receptor, ...)

L'error del rellotge del receptor es considera com una altra variable a calcular i per tant en tenir quatre variables a resoldre per a cada época ($X_r, Y_r, Z_r, \delta T_r$) es necessiten les observacions de la fase de manera continuada d'un mínim de quatre satèl·lits per a poder resoldre-les.

Per a aconseguir la determinació de la posició del receptor (X_r, Y_r, Z_r) amb una precisió decimètrica, a més de resoldre les ambigüetats de cicle és necessari calcular o compensar els principals biaxos i errors que apareixen en l'equació d'observació, com ara: els errors en les efemèrides dels satèl·lits, que comporten una mala determinació de (X^s, Y^s, Z^s), els errors dels rellotges dels satèl·lits δt^s i els retards deguts a la ionosfera δ_{ion} i a la troposfera δ_{trop} . La magnitud d'aquests errors està augmentada deliberadament per la Selective Availability (S/A), introduïda pel departament de defensa dels EUA i no permet el posicionament autònom d'un receptor amb una precisió millor que 120 m (2σ).

Tots aquests errors estan molt correlats enfront a la distància entre punts d'observació. Per procedir a la compensació d'aquests errors podem situar un altre receptor geodèsic en un punt amb coordenades conegudes i utilitzar les observacions d'aquest receptor de referència per a compensar gran part dels errors. També s'usen models de la troposfera i les observacions en les dues freqüències L1 i L2, aprofitant el fet de que la ionosfera és un medi dispersiu, per a corregir els efectes de δ_{trop} i δ_{ion} respectivament.

En resum, podem considerar que pel posicionament d'un receptor mòbil amb precisions decimètriques és necessari disposar d'observacions de la fase de manera continuada d'almenys quatre satèl·lits del receptor mòbil i d'un receptor de referència i aconseguir resoldre les ambigüetats de cicle.

Hi ha diversos mètodes per a resoldre les ambigüetats de cicle inicials que permeten el posicionament cinemàtic d'un receptor mòbil com per exemple: estacionament en un punt conegut, càlcul d'una línia de base inicial estàtica entre el receptor mòbil i el receptor de referència, intercanvi d'antenes (antenna swapping),... Aquests mètodes calculen les ambigüetats basant-se en una inicialització estàtica, però és necessari mantenir la recepció del senyal dels satèl·lits de manera continuada durant tota la sessió. Resulta evident que l'èxit d'una missió aèria amb sensors aerotransportats no pot dependre del manteniment, durant tot el vol, de la recepció del senyal d'un mínim de quatre satèl·lits. El senyal es pot perdre fàcilment degut a l'obstrucció dels satèl·lits per les ales de l'avió durant els girs. Cal doncs implementar un sistema de determinació d'ambigüetats en vol OTF (On-The-Fly). La determinació OTF d'ambigüetats permet resoldre les ambigüetats d'un receptor en moviment i serà tractada en una altra secció més endavant.

Degut a l'alta dinàmica a què es veuen sotmesos els sensors embarcats en un avió s'ha de calcular la seva posició el més freqüentment possible, així els receptors han de registrar observacions de la fase com a mínim un cop per segon (1 Hz) i a ser possible més sovint (existeixen receptors al mercat que poden

enregistrar observacions de la fase a 20 Hz). Això genera un volum considerable de dades $\approx 3 - 60 \text{ Mb/h}$ que han de ser processades junt amb les dades del receptor de referència.

Per a poder aconseguir el posicionament en temps real d'un sensor embarcat en un avió és necessari disposar de les observacions realitzades pel receptor de referència a l'avió i en temps real. Per tant cal transmetre les observacions de la fase des de l'estació de referència a l'avió mitjançant un radio enllaç. Això presenta un gran problema puix que per a enviar dades de la fase d'un receptor de referència que treballa a 1 Hz via radio enllaç és necessari una capacitat de transmissió superior a 1200 bps (*bits per segon*) [7, 10]. Per a assolir aquestes capacitats de transmissió cal treballar en freqüències VHF, UHF o superiors [6]. La propagació de les ones electromagnètiques de l'espectre VHF/UHF està limitada a la línia de visió i en conseqüència per disposar de cobertura en una zona com ara Catalunya cal establir una costosa xarxa de repetidors. Existeix la possibilitat de modular les dades en subportadores d'emissores comercials FM, tècnica coneguda com a RDS (Radio Data System) [11] i d'aquesta manera utilitzar la xarxa de repetidors ja existent sobre el territori. La capacitat màxima d'informació que es pot transmetre via RDS són 1187.5 bps de totes maneres és força improbable aconseguir una assignació superior als 100 - 200 bps.

La zona de l'espectre radioelèctric més apropiada per a la transmissió de dades des d'un emissor a un avió en quant a economia, abast i senzillesa és el HF [2]. La comunicació en la banda HF es basa en la reflexió del senyal en la ionosfera i es pot aconseguir un abast superior al radi d'acció de l'avió. Degut a l'assignació de freqüències i per assegurar la fiabilitat del radio enllaç la capacitat de transmissió es restringeix a 100 - 200bps.

Ens trobem doncs davant un problema per a transmetre les dades des de l'estació de referència. Per una banda l'alta dinàmica de l'avió requereix una capacitat de transmissió de dades superior a 1200 bps i per altra part les bandes més adients tenen una capacitat de transmissió inferior a 200 bps.

3 Reducció de la transmissió de dades utilitzant una aproximació polinomial

3.1 Descripció del mètode

Com s'ha vist abans el requeriment de disposar de dades GPS a una freqüència superior a 1 Hz és degut a l'alta dinàmica a què es veu sotmès un receptor embarcat en un avió, treballar amb un conjunt de dades més petit no permetria reconstruir la trajectòria de l'avió amb una precisió suficient. De fet, la informació sobre la trajectòria de l'avió està implícita en les observacions de la fase registrades pel receptor embarcat en l'avió, mentre que les observacions de la fase del receptor de referència s'utilitzen només per a cancel·lar els errors que afecten les observacions del receptor mòbil.

Revisem la dinàmica dels errors que es corregeixen mitjançant les dades de la fase de l'estació de referència. Els errors de les òrbites dels satèl·lits tenen un comportament molt estable que es pot aproximar per polinomis [8]. Els errors troposfèrics tenen una dinàmica molt baixa 1 - 30 mm/h mentre que els errors ionosfèrics com s'ha vist abans poden ser modelats amb l'ús de les freqüències L1 i L2, així doncs, aquests errors tampoc comporten grans variacions a curt termini. La font d'errors amb una dinàmica més important són les oscil·lacions del rellotge dels satèl·lits introduïdes per la S/A en l'anomenat δ -process. Hi ha poca informació disponible sobre les característiques d'aquest δ -process, resultats experimentals demostren que pot arribar a una variabilitat de 0.3 m/s [5].

Revisem ara el concepte de posicionament en temps real. Els objectius principals del posicionament en temps real sensors multispectrals aerotransportats són dos: per una banda tenir la capacitat de lliurar imatges georeferenciades en acabar la missió aèria en què es recullen aquestes i per altra banda estalviar els recursos utilitzats en el manegament i posterior postprocés de les dades GPS. Es pot concloure que la determinació de la trajectòria de l'avió amb un retard de pocs minuts és igualment vàlida per a complir plenament els objectius anteriors i per tant es pot considerar igualment un sistema de posicionament en temps real.

Amb les consideracions realitzades anteriorment es proposa un mètode de posicionament cinemàtic en temps real basat en la transmissió d'unes poques observacions de la fase de l'estació de referència, per exemple cada 15 segons, i en la interpolació en els punts en què no es disposi d'informació sobre les mesures de la fase de l'estació de referència.

Suposem que es vol emetre correccions de la fase cada 15 segons i interpolar la fase utilitzant un

polinomi de grau tres calculat a partir de quatre punts. El mètode quedaria de la següent manera: (a) el receptor de referència transmet les observacions de la fase cada 15 segons, als instants t , $t + 15$, $t + 30$, $t + 45$, $t + 60$, ... (b) el receptor embarcat en l'avió enregistra les observacions de la fase a $1 - 20$ Hz, per a obtenir tota la informació possible sobre la dinàmica de l'avió, (c) amb un endarreriment una mica superior a 30 segons, a cada època i per a cada satèl·lit s'interpolen els valors de la fase del receptor de referència a partir de les quatre observacions de la fase transmeses i més properes a l'època en qüestió, (d) es calcula la posició utilitzant les dades interpolades.

La generalització seria la transmissió de dades des de l'estació de referència cada T_0 segons i realitzant una interpolació de grau n . Notem que si es vol interpolat la fase utilitzant un polinomi de grau n caldrà esperar a disposar de $n+1$ observacions i per tant si es transmeten dades de la fase cada T_0 segons i si es vol realitzar una interpolació de grau n el més centrada possible s'haurà d'esperar $T_0 \cdot (n + 1)/2$ segons abans de poder disposar de les dades interpolades i poder realitzar el càlcul.

Degut a la poca informació de què es disposa sobre el comportament del δ -process (S/A) es va realitzar un estudi empíric per a la validació d'aquest mètode.

3.2 Estudi empíric de l'error d'interpolació

Per a realitzar una primera comprovació empírica de l'error d'interpolació es va agafar un conjunt d'observacions de la fase enregistrades cada segon de l'estació de referència EBRE que l'Institut Cartogràfic de Catalunya (ICC) té instal·lada a Roquetes. A partir de les observacions de les èpoques $T_i, T_i + 15, T_i + 30, T_i + 45$ es va procedir a calcular, mitjançant interpolació polinomial de grau tres, els valors de la fase als instants $T_i + 16, T_i + 17, T_i + 18, \dots, T_i + 29$, i es van comparar amb els valors observats presents en el conjunt inicial d'observacions, el procediment es va repetir per a cada i multiple de 15. Els resultats típics, després d'haver realitzat la diferència respecte un satèl·lit de referència per a eliminar els efectes de l'error del rellotge del receptor, apareixen a la figura 1.

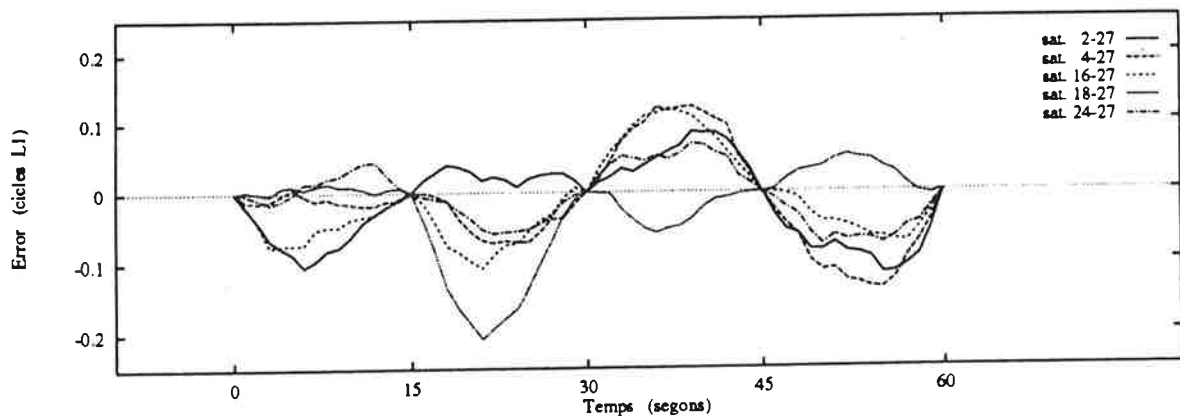


Figura 1: Error de la interpolació de la fase

El procés es va repetir en 90 fitxers de diferents dies de la segona meitat de l'any 1994 i amb una hora d'observacions per fitxer, en total més de 1.800.000 mostres. Els RMS dels error d'interpolació obtinguts es poden veure a la figura 2 on s'observa clarament el període de desactivació de la S/A durant els dies 260-267 degut a la crisi de Haití. Els errors màxims obtinguts en l'interpolació van ser aproximadament de quatre cops el RMS. El satèl·lit 19 no va ser considerat en el càlcul degut a què presentava un RMS tres vegades superior al dels altres satèl·lits, cal recordar que aquest satèl·lit ja va mostrar una degradació en el seu funcionament a finals de 1993.

3.3 Estudi empíric de l'error de posicionament

Una segona comprovació del mètode es va realitzar comparant les posicions d'un receptor GPS embarcat en un avió calculades per una banda a partir de les observacions enregistrades i per altre usant les

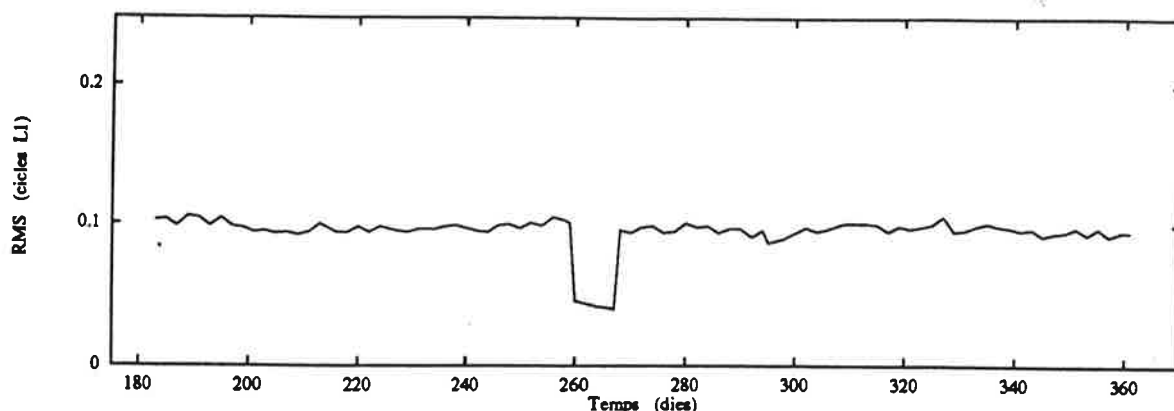


Figura 2: RMS de l'error de la interpolació de la fase

observacions enregistrades cada cert interval de temps i les interpolades en les èpoques restants segons el mètode explicat anteriorment.

Les dades corresponen a l'estació de referència EBRE i a dos vols fotogramètrics en què es van enregistrar dades GPS a l'avió. Les ambigüetats de cicle es van resoldre de manera aproximada, de manera idèntica a com es realitza en els càlculs per aerotriangulació suportada amb GPS [4], però es van fer servir les mateixes ambigüetats pel càlcul amb les dades reals i pel càlcul amb les dades interpolades, de manera que es pogués procedir a la seva comparació posterior.

A les taules 1 i 2 apareix el resultat de la comparació del primer vol (projecte Artesa de Segre). La distància entre el receptor de referència i l'avió era d'uns 100 km, els receptors enregistren dades de la fase a 1 Hz i es van comparar unes 2500 posicions. En les taules es presenta el RMS dels errors de posicionament i l'error màxim en funció del grau del polinomi d'interpolació usat i de l'interval de temps entre dades disponibles de l'estació de referència.

La comparació del segon vol (projecte Carboneras) es troba a les taules 3 i 4. La distància entre el receptor de referència i l'avió era d'uns 500 km, els receptors enregistren dades de la fase a 2 Hz i es van comparar unes 5900 posicions. La disposició fila columna és la mateixa que les taules anteriors.

Cal observar que a partir de grau tres encara que s'augmenti el grau del polinomi d'interpolació la precisió no augmenta de manera significativa.

Grau del polinomi		Interval de temps entre dades disponibles					
		5 s	10 s	15 s	20 s	25 s	30 s
1	RMS	0.057	0.231	0.516	0.896	1.128	2.077
	error max.	0.646	2.637	5.828	10.19	16.16	23.59
2	RMS	0.002	0.007	0.017	0.039	0.057	0.094
	error max.	0.025	0.088	0.108	0.435	0.519	0.647
3	RMS	0.002	0.004	0.011	0.023	0.032	0.060
	error max.	0.018	0.035	0.079	0.188	0.196	0.380
4	RMS	0.002	0.004	0.010	0.022	0.030	0.053
	error max.	0.018	0.046	0.062	0.196	0.142	0.305
5	RMS	0.002	0.004	0.009	0.018	0.028	0.051
	error max.	0.017	0.030	0.082	0.151	0.152	0.283

Taula 1: Error de posicionament (planimetria) en metres, vol 1.

Grau del polinomi		Interval de temps entre dades disponibles					
		5 s	10 s	15 s	20 s	25 s	30 s
1	RMS	0.064	0.258	0.577	1.027	1.471	2.316
	error max.	0.269	1.086	2.462	4.239	6.277	9.664
2	RMS	0.003	0.017	0.044	0.091	0.147	0.254
	error max.	0.016	0.087	0.238	0.565	0.559	1.505
3	RMS	0.002	0.011	0.026	0.055	0.081	0.142
	error max.	0.010	0.044	0.116	0.287	0.331	0.610
4	RMS	0.002	0.010	0.025	0.049	0.080	0.130
	error max.	0.010	0.043	0.079	0.266	0.314	0.620
5	RMS	0.002	0.009	0.023	0.047	0.069	0.116
	error max.	0.008	0.039	0.095	0.280	0.235	0.505

Taula 2: Error de posicionament (altimetria) en metres, vol 1.

Grau del polinomi		Interval de temps entre dades disponibles					
		5 s	10 s	15 s	20 s	25 s	30 s
1	RMS	0.050	0.179	0.447	0.815	1.337	1.968
	error max.	0.174	0.677	1.535	2.721	4.236	6.068
2	RMS	0.003	0.009	0.019	0.038	0.067	0.101
	error max.	0.025	0.052	0.102	0.193	0.347	0.543
3	RMS	0.003	0.006	0.012	0.024	0.039	0.055
	error max.	0.021	0.051	0.074	0.122	0.149	0.226
4	RMS	0.003	0.006	0.011	0.023	0.037	0.050
	error max.	0.022	0.045	0.071	0.130	0.164	0.226
5	RMS	0.003	0.006	0.011	0.021	0.033	0.048
	error max.	0.021	0.048	0.071	0.114	0.155	0.185

Taula 3: Error de posicionament (planimetria) en metres, vol 2.

3.4 Transmissió de les dades

La transmissió de les observacions de la fase des de l'estació de referència es pot realitzar utilitzant el format proposat per RTCM SC-104 [7], en concret el tipus de missatge número 18 i 20 (provisionals) estan dedicats a la transmissió d'observacions de la fase per a aplicacions en temps real. Utilitzant aquest format s'han de transmetre $60 \cdot \text{num_de_sat} + 90$ bits per època i freqüència. La taula 5 mostra la quantitat d'informació a transmetre depenent del número de satèl·lits i l'interval de transmissió de les dades. Es considera que s'emeten correccions de la pseudodistància i observacions de la fase de les dues freqüències L1 i L2, a més s'intercalen missatges del tipus 2,3,5,7 i 16, segons el model [7], que proporcionen informació adicional sobre l'estació de referència i la constel·lació de satèl·lits. Si només es transmetessin observacions de la fase en la freqüència L1 les capacitats necessàries serien lògicament menors.

Grau del polinomi		Interval de temps entre dades disponibles					
		5 s	10 s	15 s	20 s	25 s	30 s
1	RMS	0.139	0.579	1.268	2.212	3.369	4.754
	error max.	0.337	1.336	2.927	5.186	8.023	11.44
2	RMS	0.011	0.024	0.052	0.105	0.181	0.297
	error max.	0.049	0.110	0.288	0.484	0.676	1.076
3	RMS	0.010	0.019	0.033	0.060	0.092	0.149
	error max.	0.047	0.081	0.151	0.245	0.327	0.578
4	RMS	0.010	0.019	0.031	0.057	0.085	0.131
	error max.	0.051	0.081	0.156	0.238	0.301	0.536
5	RMS	0.010	0.018	0.032	0.054	0.077	0.122
	error max.	0.050	0.078	0.137	0.222	0.274	0.455

Taula 4: Error de posicionament (altimetria) en metres, vol 2.

L'estació de referència pot implementar el mateix algorisme d'interpolació que s'utilitza a l'avió i d'aquesta manera obtenir l'error d'interpolació, que pot variar segons el nivell de la S/A del moment. Aquesta informació pot ser enviada a l'avió utilitzant el radio enllaç per a incrementar la integritat del mètode. Coneixent l'error d'interpolació el sistema que realitza la georeferenciació de les imatges a l'avió podria, en cas que el departament de defensa (DoD) dels EUA decidís augmentar els nivells de la S/A a valors molt superiors als actuals, procedir a l'enregistrament de les dades per al seu procés posterior junt amb la totalitat de les dades de l'estació de referència.

No. de satèl·lits visibles	Interval de temps entre dades transmesses					
	5 s	10 s	15 s	20 s	25 s	30 s
4	194 bps	101 bps	70 bps	55 bps	46 bps	39 bps
7	300 bps	156 bps	108 bps	84 bps	69 bps	60 bps
11	442 bps	229 bps	158 bps	123 bps	101 bps	87 bps

Taula 5: Capacitat necessària de la banda per a transmetre correccions de la pseudodistància i observacions de les portadores L1 i L2

4 Resolució d'ambigüetats en vol (OTF)

Existeixen diferents tècniques de resolució d'ambigüetats OTF, com poden ser: estimació d'ambigüetats per mínims quadrats, utilització d'una funció d'ambigüetat i procediments d'heterodinatge (wide laning). Les estratègies seguides pels diferents mètodes són molt similars [1]. El primer pas consisteix en la determinació d'un espai de búsqueda que conté tots els conjunts d'ambigüetats que seran examinats. Llavors la resolució d'ambigüetats es realitza utilitzant una estratègia de búsqueda i aplicant certs criteris de rejecció. Els mètodes es diferencien pels criteris de búsqueda i rejecció aplicats. El temps necessari per a fixar les ambigüetats i el percentatge d'èxit depèn de: el número de satèl·lits, els observables usats, distància a l'estació de referència, geometria dels satèl·lits, multicamí (multipath),... Actualment les tècniques OTF permeten la resolució d'ambigüetats fins a una distància màxima de 20 – 30 km entre l'estació de referència i el receptor mòbil, però no sembla haver-hi cap obstacle per aconseguir resolucions d'ambigüetats OTF fins a distàncies de 100 km [9].

L'ús del mètode d'interpolació de dades de la fase descrit en la secció anterior podria invalidar qualsevol mètode de resolució d'ambigüetats OTF. Els errors que introdueix la interpolació de les dades de la fase de l'estació de referència falsificarien els residus dels satèl·lits i podrien provocar la no convergència del mètode cap al conjunt d'ambigüetats correcte. La solució està en la utilització per a la determinació d'ambigüetats solament de les èpoques en què es disposa d'observacions transmèses per l'estació de referència. Usant aquestes dades és possible utilitzar els mètodes OTF amb tota la seva potència. Un cop resoltes les ambigüetats es pot obtenir sense dificultat la posició del sensor en totes les èpoques anteriors, en què l'algorisme de búsqueda d'ambigüetats encara no havia convergit. El posicionament de les imatges captades durant el procés de convergència de l'algorisme OTF es realitzaria amb un cert retard, però com ja s'ha vist abans això no és problema per a complir els objectius d'un mètode de georeferenciació d'imatges en temps real.

5 Conclusions

El posicionament precís en temps real de sensors multispectrals aerotransportats és possible mitjançant l'ús de radio enllaços amb capacitats inferiors a 200 bps, mitjançant un mètode d'interpolació de la fase de les èpoques no transmèses.

Els mètodes de resolució d'ambigüetats OTF es veuen afectats mínimament per l'ús d'aquest mètode. L'única influència seria un probable augment del temps necessari per a resoldre les ambigüetats perfectament assumible per un sistema de posicionament en temps real de sensors.

Referències

- [1] Abidin, H.Z., 1993. Carrier-phase ambiguity resolution: State of the art, prospects, and limitations. *2nd International Symposium on Differential Satellite Navigation Systems (DSNS 93)*. 29.3.93-2.4.93, Amsterdam.
- [2] Barboux, J.P., 1993 Data links for real-time differential GPS. *2nd International Symposium on Differential Satellite Navigation Systems (DSNS 93)*. 29.3.93-2.4.93, Amsterdam.
- [3] Colomina, I., Talaya, J., Baulies, X., 1995. The N.O.S.A. project and concept for sensor orientation. *3rd International Workshop HIGH PRECISION NAVIGATION* April 3-6, 1995, Stuttgart.
- [4] Frieß, P., 1991. Aerotriangulation with GPS - methods, experiences, expectations. *Schriftenreihe des Instituts für Photogrammetrie, Universität Stuttgart*, Vol. 15, pp. 43-49, Stuttgart.
- [5] Georgiadou, Y., Doucet, K.D., 1990. The Issue of Selective Availability. *GPS World*, Vol. 2, No. 9, pp. 53-56.
- [6] Langley, R.B., 1993. Communication links for DGPS. *GPS World*, Vol. 4, No. 5, pp. 47-51.
- [7] Radio Technical Commission for Maritime Services Special Committee No. 104, 1994. RTCM recommended standards for Differential NAVSTAR GPS service, Version 2.1., RTCM Paper 194-93/SC104-STD, Washington DC.
- [8] Remondi, B.W., 1989. Extending the National Geodetic Survey standard GPS orbit formats. *NOAA Technical Report. NOS; 133. NGS; 46*
- [9] Remondi, B.W., 1992. Real-Time centimeter-accuracy GPS without static initialization. *6th International Geodetic Symposium on Satellite Positioning* Ohio, USA. 17.3.92-20.3.92.
- [10] Sushko, M., 1994. Characteristics of a Combined DGPS Code/Carrier-Phase Correction Broadcast Channel. *KIS94 International Symposium on Kinematic Systems in Geodesy, Geomatics and Navigation*. Banff, Canada. 30.8.94-2.9.94.
- [11] Tiwari, A., Weber, L., 1994. The Radio Data System a data link for DGPS. *3rd International Symposium on Differential Satellite Navigation Systems (DSNS 94)*. 18.4.94-22.4.94.