

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI ROMA “TOR VERGATA”



FACOLTÀ DI INGEGNERIA

MASTER DI SECONDO LIVELLO IN
INGEGNERIA E DIRITTO INTERNAZIONALE DELLO SPAZIO NEI SISTEMI DI
COMUNICAZIONE, NAVIGAZIONE E SENSING SATELLITARE

**ANALISI E SIMULAZIONE DI TECNICHE DI
LOCALIZZAZIONE DI SEGNALI INTERFERENTI IN
BANDA UHF, PROVENIENTI DA TERRA E DA
SATELLITE**

Tutor:

ING. FRANCESCO PRIMO

Autore:

ING. ALBERTO FILIPPO GALLI

ANNO ACCADEMICO 2018/2019

SOMMARIO

INTRODUZIONE.....	5
CAPITOLO 1 LE TELECOMUNICAZIONI SATELLITARI NELL'AMBITO DELLA DIFESA ITALIANA.....	6
1.1 I SATELLITI SICRAL E LA BANDA UHF	6
1.2 NORMATIVA INTERNAZIONALE A TUTELA DEI SERVIZI DI TELECOMUNICAZIONE	6
CAPITOLO 2 DISTURBI ALLE TELECOMUNICAZIONI SATELLITARI E TECNICHE DI LOCALIZZAZIONE	9
2.1 TIPOLOGIA DEL DISTURBO.....	9
2.2 STATO DELL'ARTE DELLE TECNICHE DI GEO-LOCALIZZAZIONE CON PROCESSING A TERRA	13
2.2.1 <i>Time Difference Of Arrival (TDOA)</i>	14
2.2.2 <i>Frequency Difference Of Arrival (FDOA)</i>	15
2.2.3 <i>Tecniche avanzate: TDOA/TDOA, FDOA/FDOA, TDOA/FDOA</i>	16
CAPITOLO 3 MODELLO PER LA LOCALIZZAZIONE DI INTERFERENTI TERRESTRI	18
3.1 TECNICHE E ALGORITMI SCELTI.....	18
3.2 DESCRIZIONE DEL MODELLO DI SIMULAZIONE.....	21
3.2.1 <i>Simulazione dell'orbita di un satellite</i>	21
3.2.2 <i>Calcolo della posizione della stazione</i>	28
3.2.3 <i>Calcolo della distanza e della velocità relativa</i>	29
3.3 DEFINIZIONE DELLO SCENARIO PER LA SIMULAZIONE	31
3.4 PROCEDURA DI SIMULAZIONE	40
CAPITOLO 4 MODELLO PER LA LOCALIZZAZIONE DI INTERFERENTI SATELLITARI	42
4.1 TECNICHE E ALGORITMI SCELTI.....	42
4.2 DESCRIZIONE DEL MODELLO PER LA SIMULAZIONE	42
4.3 PROCEDURA DI SIMULAZIONE	45
CAPITOLO 5 ANALISI E COMMENTO DEI RISULTATI	47
5.1 RISULTATI DELLE SIMULAZIONI CON INTERFERENTE TERRESTRE	47
5.2 RISULTATI DELLE SIMULAZIONI CON INTERFERENTE SATELLITARE	54
5.3 CONCLUSIONI	58
BIBLIOGRAFIA	61

INDICE DELLE FIGURE

FIGURA 1.1: AREE DI SERVIZIO, IN BANDA UHF, SUPPORTATE DAI SATELLITI SICRAL 1, 1B E 2	8
FIGURA 2.1: INTERFERENZA TRA SATELLITI ADIACENTI (ASI).....	11
FIGURA 2.2: PULSE JAMMING	12
FIGURA 2.3: DISTRIBUZIONE INTERFERENTI BANDA UHF	13
FIGURA 2.4: SCENARIO CON INTERFERENTE TERRESTRE	13
FIGURA 2.5: SCENARIO TDOA CON POSIZIONE DELL'EMETTITORE SULLA CURVA TDOA	14
FIGURA 2.6: SCENARIO FDOA CON POSIZIONE DELL'EMITTITORE SULLA CURVA FDOA	16
FIGURA 2.7: TECNICA TDOA/TDOA, INTERFERENTE TERRESTRE.....	17
FIGURA 3.1: ESEMPIO DI CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE OTTENUTA CON TDOA. I “+” NERI RAPPRESENTANO LA POSIZIONE DEI DUE SATELLITI DI RIFERIMENTO, MENTRE LA CURVA ROSSA RAPPRESENTA IL LUOGO DI PUNTI CHE SODDISFA $R_1 - R_2 = \Delta R$, OVVERO $T_1 - T_2 = \Delta T$	19
FIGURA 3.2: ESEMPIO DI CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE OTTENUTA CON FDOA. I “+” NERI RAPPRESENTANO LA POSIZIONE DEI DUE SATELLITI DI RIFERIMENTO, MENTRE LA CURVA BLU RAPPRESENTA IL LUOGO DI PUNTI CHE SODDISFA $V_1 - V_2 = \Delta V$, OVVERO $F_1 - F_2 = \Delta F$	20
FIGURA 3.3: SISTEMA DI RIFERIMENTO CARTESIANO CON ORIGINE NEL CENTRO DELLA TERRA, CONSIDERATO COME RIFERIMENTO NEI CALCOLI. IL SATELLITE È RAPPRESENTATO NELLA POSIZIONE $LONG = 0$, $LAT = 0$, E L'INTERO SISTEMA È RAPPRESENTATO A $T = 0$	22
FIGURA 3.4: SISTEMA DI RIFERIMENTO CARTESIANO CON ORIGINE NEL CENTRO DELLA TERRA, RAPPRESENTATO SU MATLAB. IL SATELLITE È RAPPRESENTATO DALL'ASTERISCO ROSSO ED È POSIZIONATO LUNGO L'ASSE X (IL DISEGNO DELLA TERRA E DEI CONTINENTI NON È RAPPRESENTATIVO).....	22
FIGURA 3.5: SISTEMA DI RIFERIMENTO CARTESIANO CON ORIGINE NEL CENTRO DELLA TERRA, CONSIDERATO COME RIFERIMENTO NEI CALCOLI. L'INTERO SISTEMA È RAPPRESENTATO A $T = 0$	23
FIGURA 3.6: POSIZIONE DEL SATELLITE E DELLA TERRA RISPETTO AL SISTEMA DI RIFERIMENTO CONSIDERATO ALL'ISTANTE T	24
FIGURA 3.7: INCLINAZIONE DI UN ANGOLO A DELL'ORBITA RISPETTO AL PIANO EQUATORIALE	25
FIGURA 3.8: ESEMPIO DI ORBITA INCLINATA DI 10 GRADI, SIMULATA CON MATLAB. LA POSIZIONE DEL SATELLITE È STATA CALCOLATA NELLE 24 ORE (IL DISEGNO DELLA TERRA E DEI CONTINENTI NON È RAPPRESENTATIVO).....	26
FIGURA 3.9: ESEMPIO DI ORBITA INCLINATA DI 10 GRADI, SIMULATA CON MATLAB. IL PIANO CELESTE RAPPRESENTA IL PIANO SU CUI GIACE L'ORBITA, INCLINATO IN QUESTO CASO DI 10 GRADI RISPETTO AL PIANO EQUATORIALE, RAPPRESENTATO IN AZZURRO.	26
FIGURA 3.10: ESEMPIO DI ORBITA INCLINATA DI 5 GRADI, SIMULATA CON MATLAB, RISPETTO AD UN SISTEMA DI RIFERIMENTO $X'Y'Z'$ CHE HA ORIGINE NEL CENTRO DELLA TERRA E CHE RUOTA IN MODO SOLIDALE CON ESSA	27
FIGURA 3.11: ESEMPIO DI ORBITA INCLINATA DI 5 GRADI, SIMULATA CON MATLAB, PROIETTATA SU MAPPA.	27
FIGURA 3.12: SISTEMA DI RIFERIMENTO CARTESIANO CON ORIGINE NEL CENTRO DELLA TERRA, CONSIDERATO COME RIFERIMENTO NEI CALCOLI. LA STAZIONE È SITUATA NELLA POSIZIONE $LONG_{Sta}$ LAT_{Sta}	28
FIGURA 3.13: RAPPRESENTAZIONE SU MAPPA TRAMITE MATLAB DI UNA STAZIONE INTERFERENTE. A TITOLO DI ESEMPIO LA STAZIONE È POSIZIONATA ALLE COORDINATE DI ROMA	29
FIGURA 3.14: CALCOLO DELLA DISTANZA RELATIVA TRA UN SATELLITE E UNA STAZIONE NELLA SIMULAZIONE DI 24 ORE DELL'ORBITA DEL SATELLITE	30
FIGURA 3.15: CALCOLO DELLA VELOCITÀ RELATIVA TRA UN SATELLITE E UNA STAZIONE NELLA SIMULAZIONE DI 24 ORE DELL'ORBITA DEL SATELLITE.	31
FIGURA 3.16: SCENARIO	32
FIGURA 3.17: CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE TDOA.....	34
FIGURA 3.18: CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE TDOA, ZOOM NELLA POSIZIONE DELLA SORGENTE INTERFERENTE	34
FIGURA 3.19: INCERTEZZA NELLA CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE TDOA PER EFFETTO DELL'ERRORE DI MISURA.....	35
FIGURA 3.20: INCERTEZZA NELLA CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE TDOA PER EFFETTO DELL'ERRORE DI MISURA, ZOOM NELLA POSIZIONE DELLA SORGENTE INTERFERENTE.....	35
FIGURA 3.21: CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE FDOA	37
FIGURA 3.22: CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE FDOA, ZOOM NELLA POSIZIONE DELLA SORGENTE INTERFERENTE	38

FIGURA 3.23: INCERTEZZA NELLA CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE FDOA PER EFFETTO DELL'ERRORE DI MISURA.....	39
FIGURA 3.24: INCERTEZZA NELLA CURVA DI GEO-LOCALIZZAZIONE FDOA PER EFFETTO DELL'ERRORE DI MISURA, ZOOM NELLA POSIZIONE DELLA SORGENTE INTERFERENTE.....	39
FIGURA 4.1: ESEMPIO DI GRIGLIA SULLA SFERA DELLA QUOTA GEOSTAZIONARIA; E RAPPRESENTATA SOLO LA PORZIONE DI GRIGLIA DI INTERESSE, SU CUI SI SUPPONE POSSA RISIEDERE IL SATELLITE INTERFERENTE	43
FIGURA 4.2: SCENARI 1,2, 3: POSIZIONE DELLE STAZIONI SULLA MAPPA (ASTERISCHI BLU).....	46

INDICE DELLE TABELLE

TABELLA 3.1: SCENARI INTERFERENTE TERRESTRE (IN UPLINK)	41
TABELLA 5.1: SCENARIO 1: FUNZIONALE SENZA ERRORE E CON ERRORE DI MISURA TRA -10 E 10 MS	55
TABELLA 5.2: SCENARIO 2: FUNZIONALE SENZA ERRORE E CON ERRORE DI MISURA TRA -10 E 10 MS	56
TABELLA 5.3: SCENARIO 3: FUNZIONALE SENZA ERRORE E CON ERRORE DI MISURA TRA -1 E 1 MS	57
TABELLA 5.4: ACCURATEZZA INTERFERENTE TERRESTRE (IN UPLINK)	60
TABELLA 5.5: ACCURATEZZA INTERFERENTE SATELLITARE (IN DOWNLINK)	60

Introduzione

Il settore delle comunicazioni satellitari riveste un ruolo sempre più importante a supporto delle funzioni militari. Tra le frequenze utilizzate in ambiente militare, quelle della banda UHF presentano molti vantaggi che ne hanno reso l'uso essenziale per le operazioni di tipo tattico ed operativo.

In tale contesto l'individuazione e la gestione dei segnali interferenti è una necessità estremamente pressante, il cui soddisfacimento consente di affrontare e risolvere numerose situazioni, anche critiche, che spesso inficiano le comunicazioni. Nell'ottica di assicurare l'assenza di interferenze di ogni tipo (intenzionali e non) la gestione globale dello spettro radio è regolato da normative di diritto internazionale mirate a garantire un uso efficiente ed egualitario delle risorse.

L'idea alla base del presente elaborato di tesi è di iniziare lo studio di fattibilità di un sistema di gestione autonoma degli interferenti integrato nel centro di controllo delle telecomunicazioni (CCT) del CICG SICRAL di Vigna di Valle. In particolare, la scelta di considerare la banda UHF è dettata da una esigenza operativa riscontrata durante l'impiego delle capacità TLC dell'asset SICRAL e derivante dal fatto che la maggiore larghezza del fascio d'antenna rispetto alle altre frequenze impiegate (SHF, Ka, Ku) comporta una maggiore casistica di interferenti. Il sistema è pensato per poter effettuare le fasi di rilevamento, isolamento, classificazione (già eseguite dal CSM di Vigna di Valle), localizzazione e mitigazione del disturbo in completa autonomia.

A questo scopo si presenterà una breve panoramica sui sistemi di comunicazione satellitari in dotazione alla Difesa Italiana, sulla normativa vigente sullo Spazio extraatmosferico (diritto di sfruttamento dello spazio, regolamentazione sulle interferenze) e sulle tipologie di disturbi interferenti.

Presa in esame la banda UHF, la seguente trattazione si svolgerà sulla base di modelli di simulazione di tecniche di localizzazione di emissioni indesiderate, provenienti sia da terra che da satellite. Più precisamente l'obiettivo di tale tesi sarà quello di valutare le diverse tecniche di localizzazione e condurre una analisi prestazionale considerando diversi scenari, nell'ottica di ottenere una condizione di ottimo per quanto riguarda l'accuratezza della ricerca.

Capitolo 1

Le telecomunicazioni satellitari nell'ambito della Difesa Italiana

1.1 I Satelliti SICRAL e la banda UHF

I satelliti SICRAL forniscono servizi di telecomunicazioni per la Difesa Italiana su copertura italiana, regionale europea e globale oltre che su specifiche “aree target”, servite da antenne di tipo “spot mobile.” Tutti i satelliti SICRAL (figura 1.1), giacenti su orbita geostazionaria, imbarcano un carico utile in banda UHF (Ultra-High Frequency, 300 MHz - 3 GHz) gestito dal Centro Controllo Telecomunicazioni e Carico Utile presso Vigna di Valle, basato su una piattaforma HW/SW integrata, composta principalmente dal Centro Controllo Missione (CCM) e dal Communication Spectrum Monitoring (CSM) che esegue il monitoraggio dello spettro.

Sebbene la tendenza sia quella di spingersi verso frequenze sempre più elevate (Ka) per ottimizzare lo sfruttamento delle capacità satellitari a disposizione, la banda UHF presenta una serie di caratteristiche che ne rendono l'uso essenziale per le comunicazioni tattiche e operative in ambiente militare. Tra queste, la larghezza del fascio che consente di ottenere ampie coperture e da cui deriva il vantaggio nel puntamento d'antenna e la particolare conformità ad ambienti operativi ad elevata mobilità, o la bassa attenuazione atmosferica che consente l'utilizzo di terminali a terra più semplici, più compatti e più facilmente trasportabili. D'altro canto per via della banda limitata risultano maggiori le possibilità di sovrapposizione dei segnali e maggiore è anche la sensibilità agli interferenti sia terrestri che satellitari. Per tali motivi è diventato sempre più importante garantire anche per i canali UHF una capacità di antidisturbo mirata alla localizzazione degli interferenti.

1.2 Normativa internazionale a tutela dei servizi di telecomunicazione

Il diritto spaziale internazionale si fonda su alcune dichiarazioni di principio a carattere generale formulate nell'ambito delle Nazioni Unite, importanti accordi internazionali e

su accordi multilaterali relativi ad attività militari strettamente legate alla materia spaziale, che contengono disposizioni su assetti specifici correlati al settore della Difesa. Tale diritto comprende, inoltre, diversi accordi correlati allo sfruttamento commerciale dello Spazio, per quanto attiene, in particolare, i diritti di utilizzazione delle orbite geostazionarie e l'istituzione di organizzazioni intergovernative nei settori delle comunicazioni. Le normative attuali vigenti per lo spazio extra-atmosferico e in questo senso anche per il settore delle telecomunicazioni satellitari sono tutte riconducibili ai principi cardini sanciti il 27 Ottobre 1967 nel "Trattato sui principi che governano le attività degli Stati in materia di esplorazione ed utilizzazione dello spazio extra-atmosferico compresa la Luna e gli altri corpi celesti" (di seguito Trattato sullo Spazio) ratificato e reso esecutivo in Italia nel 1970.

Già in tale trattato infatti, che costituisce la struttura giuridica di base del diritto spaziale in ambito internazionale, si fa riferimento al concetto di utilizzo dello spazio e dei corpi celesti per scopo esclusivamente pacifico (art. 4). In quest'ottica dunque l'uso di satelliti per telecomunicazioni di tipo militare viene consentito, poiché l'atto della telecomunicazione in sé non comporta un'azione offensiva nei confronti di altre Nazioni o entità sovranazionali e deve poter avvenire in maniera ottimale, senza risentire di azioni esterne volte ad impedirne il funzionamento.

Il diritto di proprietà dell'oggetto spaziale da parte dello Stato di lancio e i relativi oneri di responsabilità sono espressi nell'art.8 del Trattato sullo Spazio: in questo senso la sovranità di ciascuno Stato sul suo territorio e sui propri asset militari implica il suo naturale diritto ad impedire tutte quelle le attività suscettibili di determinare un'"interferenza materiale" con l'esercizio dei propri poteri.

Per assicurare quindi l'uso delle risorse nel rispetto del principio espresso dall'art. 1 del Trattato (art.1 "L'esplorazione e l'uso dello spazio, inclusa la Luna e gli altri Corpi celesti, devono essere condotti per il beneficio e nell'interesse di tutti gli Stati"), e nell'intento di promuovere la cooperazione tra gli Stati (art. 3) si è resa necessaria una gestione internazionale affidata all'ITU, Unione Internazionale delle Telecomunicazioni e dal 1947 agenzia specializzata delle Nazioni Unite. Tale agenzia, attraverso l'emanazione di RADIO REGULATION, si occupa della ripartizione mondiale delle radiofrequenze e delle orbite dei satelliti di telecomunicazione nell'intento di regolamentare l'utilizzo dello spettro-radio con una gestione tale da

soddisfare tutte le esigenze degli operatori e tale da garantire l'assenza di interferenze sia intenzionali che accidentali.

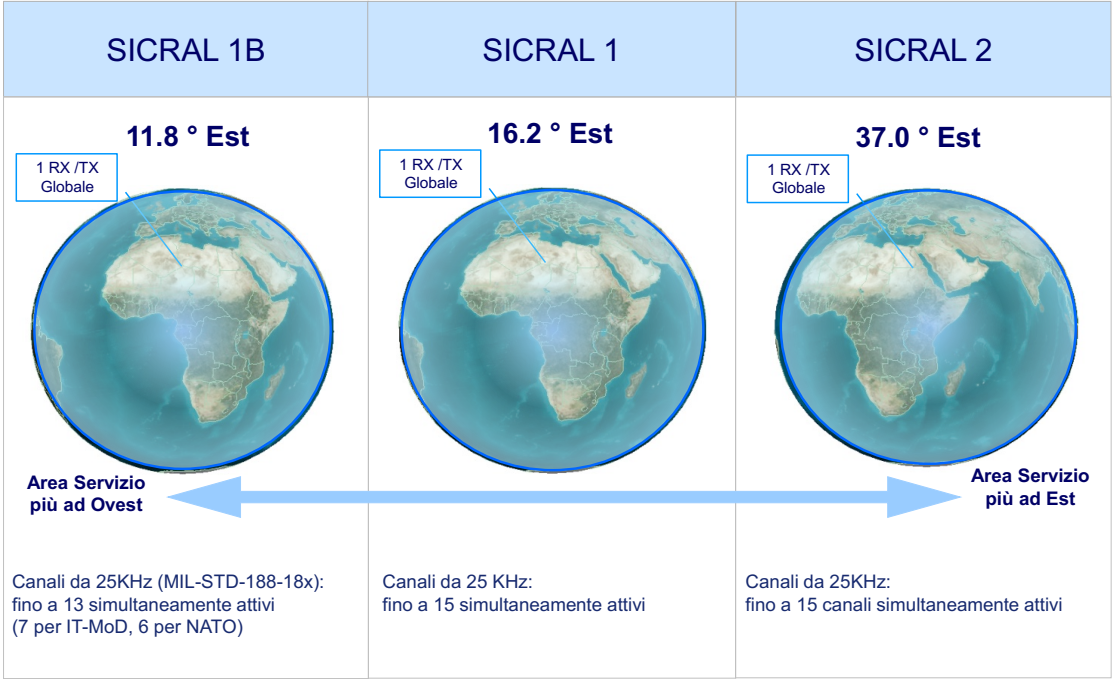


Figura 1.1: aree di servizio, in banda UHF, supportate dai Satelliti SICRAL 1, 1B e 2

Capitolo 2

Disturbi alle telecomunicazioni satellitari e tecniche di localizzazione

2.1 Tipologia del disturbo

L'interferenza è un problema nelle comunicazioni satellitari che corrompe le limitate risorse dello spettro e rende inutilizzabile in parte o anche del tutto la capacità del satellite. Nel settore militare questo potrebbe comportare la perdita di servizi con conseguenze tattiche e strategiche gravi anche di vitale importanza. Pertanto, l'obiettivo è di proteggere proattivamente lo spettro dalle interferenze con tutti i mezzi e di abbreviare il periodo di interruzione quando queste si verificano.

L'utilizzo nominale delle risorse delle reti satellitari evolve nel tempo secondo un piano frequenza assegnato con occupazione dei transponder satellitari con portanti di traffico utente in accordo alla pianificazione prevista dalle missioni in atto.

Oltre ai segnali desiderati, in linea con quanto pianificato a terra, potrebbero essere ricevuti a bordo satelliti anche segnali di disturbo.

Il livello del danno che può essere arrecato alle telecomunicazioni satellitari dipende dal livello di EIRP trasmesso dal disturbatore. Si può andare da un effetto trascurabile, come ad esempio nel caso di un interferente con livello molto più basso del segnale utile, sino ad un effetto elevato con la perdita delle comunicazioni in un intero transponder o elevatissimo con la perdita di tutte le comunicazioni in un tutta una data banda del satellite quando il livello dell'interferente è tale da portare gli LNA di bordo in profonda saturazione o persino al fuori servizio.

Le tipologie di segnali di disturbo ricevuti a bordo satelliti possono essere non intenzionali o intenzionali: in questo caso si parla di jammer.

I segnali interferenti non intenzionali sono il risultato principalmente di dispositivi difettosi, errori dell'operatore o effetti di propagazione e possono essere riassunti come segue:

- Interferenza tra satelliti adiacenti (ASI) si verifica, in uplink o in downlink, tra satelliti adiacenti, con separazione spaziale insufficiente a causa di un

inadeguato coordinamento; più rilevante in caso di congestione dell'orbita (figura 2.1).

- Errore umano: alti livelli di trasmissione, sbagliato puntamento d'antenna, frequenza TX sbagliata (Digital Channel Over-riding non autorizzato), polarizzazione sbagliata, mancanza di formazione degli operatori.
- Malfunzionamento degli apparati: shift in frequenza (scarsa stabilità in frequenza dovuta ad esempio ad oscillatori locali), interferenza da crosspolarizzazione (dovuta a scarso funzionamento dei polarizzatori che non polarizzano il segnale correttamente in TX o che non filtrano correttamente in RX la giusta polarizzazione), bassa qualità degli apparati, mancanza di approvazione o test di qualifica, installazioni/integrazioni non conformi o non accurate.
- Intermodulazione: si verifica quando più canali sono amplificati e mixati da un singolo HPA (High Power Amplifier). Le frequenze vengono intermodulate, spostando le portanti di un valore di frequenza pari alla differenza tra le frequenze delle portanti. La potenza del segnale intermodulato dipende dalle potenze relative delle singole portanti, e dalla linearità dell'amplificatore. Conseguenze ulteriori del disturbo sono un possibile aumento della soglia di rumore, ed un aumento del consumo di potenza degli apparati.
- Spike: rumore causato dalla corrente inversa che negli switch elettronici si verifica nel caso di accensione o spegnimento dello switch. Questo tipo di disturbo si può verificare sia sui terminali terrestri che nelle stazioni di terra, che nel segmento spaziale.
- Interferenza co-canale (Co-Channel Interference): si verifica tra stazioni di terra o satelliti nel caso di trasmissioni di segnali simultanei da stazioni adiacenti con non abbastanza banda di guardia tra i canali.

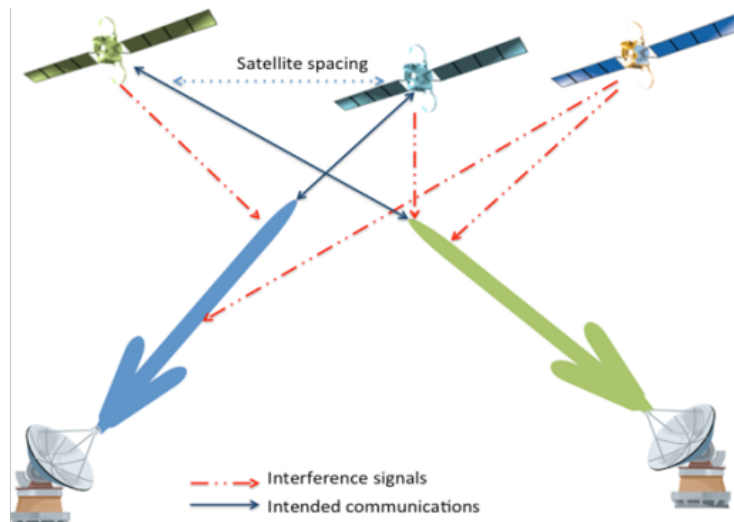


Figura 2.1: interferenza tra satelliti adiacenti (ASI)

I disturbi intenzionali possono essere causati da trasmissioni non autorizzate, che sfruttano i canali di telecomunicazione, o lo spazio di guardia tra canali per trasmettere dati senza permesso, o da “Jamming”. Il “Jamming” consiste nel trasmettere una portante unita al normale traffico presente sul satellite. La portante interferente è trasmessa da una stazione di terra all’interno dell’area coperta dal satellite bersaglio.

Un interferente intenzionale può tentare di causare jamming al satellite anche dall’esterno della copertura satellitare, allineando il lobo principale del proprio emettitore con un lobo secondario del satellite.

Le principali tipologie di jamming, possono essere dei seguenti tipi:

- **Tone/Multi-Tone Jamming:** una o più portanti non modulate sono trasmesse verso il satellite con frequenza pari al centro della banda di ricezione dell’antenna bersaglio. Un Jammer di questo tipo ha un elevato consumo di potenza, ed è relativamente semplice da rilevare.
- **Following Jamming:** Jammer emette una portante che varia in frequenza per contrastare il frequency hopping dell’antenna attaccata. Efficace contro sistemi che utilizzano frequency hopping.
- **Sweep Jamming:** la frequenza di lavoro del Jammer varia nel tempo lungo uno spettro di frequenze per bloccare periodicamente i vari canali utilizzati.

- **Barrage Jamming:** viene utilizzato quando è necessario interferire più frequenze portanti contemporaneamente utilizzando un'ampia larghezza di banda. Pertanto, il barrage jamming copre una grande larghezza di banda dello spettro rendendo difficile alla vittima evitare il disturbo.
- **Pulse Jamming:** in questo caso una portante intermittente è generalmente modulata con rumore a banda larga. Gli impulsi di disturbo vengono emessi per un specifico periodo di tempo e sono silenziati in altri (figura 2.2).
- **Deceptive Jamming:** è una forma di jamming intelligente che agisce solo su parti selezionate del segnale target, ad esempio solo sui canali utilizzati per le procedure di sincronizzazione. Questo jammer trasmette un segnale molto simile a quello che deve essere interferito. Efficace su un singolo canale satellitare.
- **Reactive Jamming:** è anche questo una forma di jamming intelligente che agisce solo su porzioni selezionate del segnale target, ovvero solo canali di jamming utilizzati per le procedure di sincronizzazione. In particolare il Reactive Jammer emette impulsi solo quando la risorsa satellitare è occupata, degradando la comunicazione.

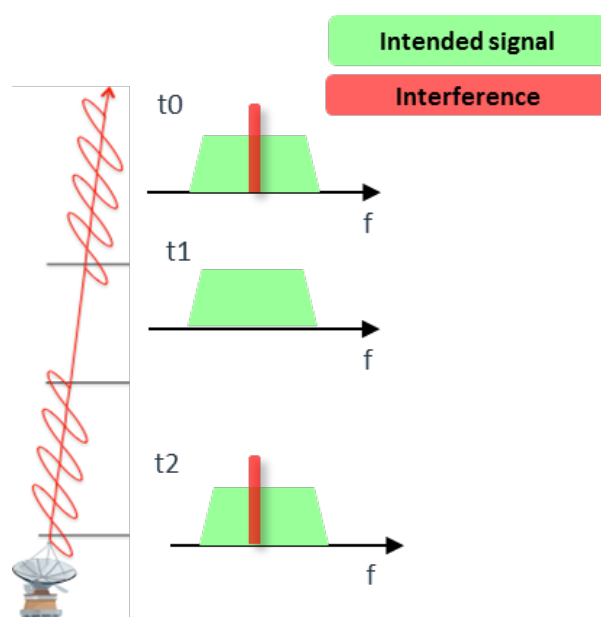
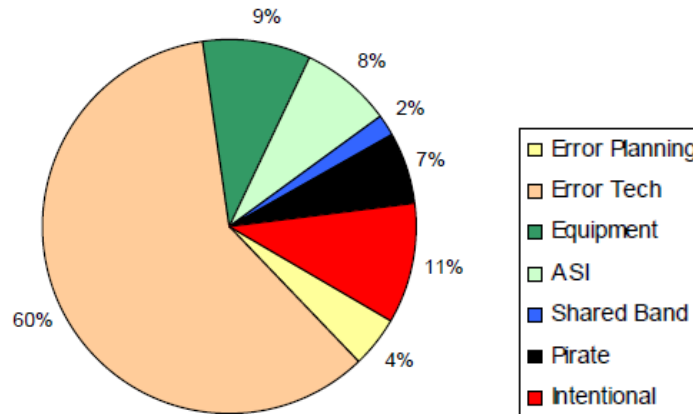


Figura 2.2: pulse jamming

La presenza di disturbi interferenti è generalmente riconducibile a errori tecnologici e raramente a jammer intenzionali (figura 2.3); la banda UHF risulta più vulnerabile alle interferenze intenzionali rispetto alle altre bande, per via della ampia copertura che la caratterizza.



Fonte: elaborazione su dati EUTELSAT

Figura 2.3: distribuzione interferenti banda UHF

2.2 Stato dell'arte delle tecniche di geo-localizzazione con processing a terra

Si fornisce di seguito una panoramica delle tecniche che sono state analizzate e successivamente utilizzate nei modelli di simulazioni con lo scopo di mostrare il principio di funzionamento delle stesse, valutarne le prestazioni e validare il modello di simulazione. Le tecniche prese in considerazione sono applicabili nel caso di geo-localizzazione di un interferente terrestre che interferisce sulla ricezione satellitare nella tratta di uplink (figura 2.4).

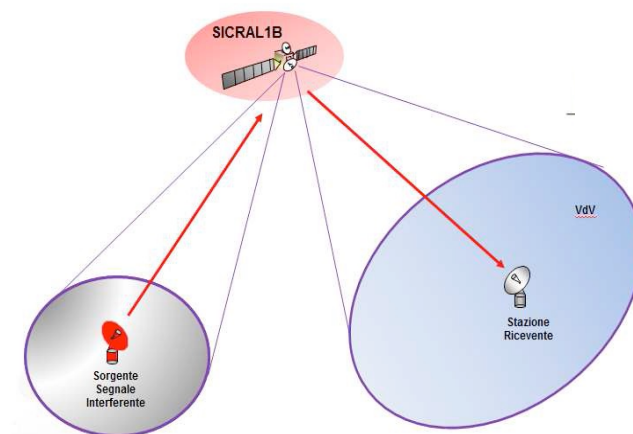


Figura 2.4: scenario con interferente terrestre

Tali tecniche sono:

- Time Difference Of Arrival (TDOA);
- Frequency Difference Of Arrival (FDOA).

2.2.1 Time Difference Of Arrival (TDOA)

TDOA rappresenta una tecnica di geo-localizzazione di segnali interferenti con processing a terra. Tale tecnica esegue la misura della differenza del tempo d'arrivo $\Delta\tau_{1,2}$ del segnale tra due sensori (satelliti), che è direttamente proporzionale alla differenza di distanza tra la sorgente emittente e i sensori:

$$\Delta\tau_{1,2} = \Delta r_{1,2} / c = (\|r_1\| - \|r_2\|) / c$$

dove c è la velocità della luce.

Conoscere la differenza del tempo di arrivo tra l'emettitore e due sensori esterni geo-localizza l'emettitore sui punti di un'iperbole. Tutti i punti sulla linea tratteggiata rossa nella figura 2.5 hanno la stessa differenza di distanza dai due sensori e quindi la stessa differenza di tempo arrivo.

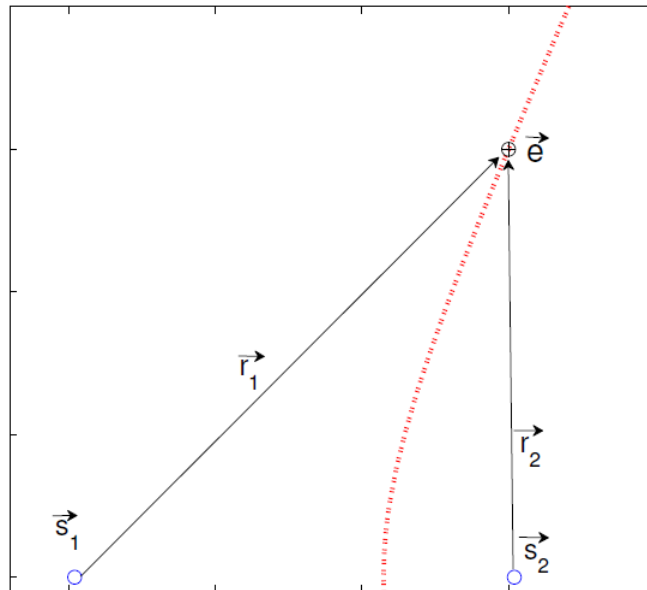


Figura 2.5: scenario TDOA con posizione dell'emettitore sulla curva TDOA

Tale tecnica prevede l'utilizzo di due satelliti, e permette di ottenere un luogo di punti che soddisfano la relazione di sopra. Si può arrivare ad identificare una linea di punti geografici a terra di ubicazione della stazione interferente che soddisfano tutti la suddetta differenza di tempo. A titolo di esempio, semplificando molto lo scenario, nel caso ideale di satelliti geostazionari senza inclinazione e senza eccentricità, con una differenza di tempo pari a zero, la suddetta linea di punti sarebbe costituito da tutti i punti del meridiano intermedio tra le longitudini dei due satelliti.

Lo spessore di tale linea, che fornisce un'indicazione dell'accuratezza della stima della posizione geografica, dipende da molti fattori quali i rapporti interferente/rumore, accuratezza effemeridi dei satelliti, etc.

La presenza anche di un segnale di riferimento trasmesso da terra da una posizione geografica nota e ricevuto dai due satelliti migliora notevolmente l'accuratezza di stima del TDOA.

2.2.2 Frequency Difference Of Arrival (FDOA)

FDOA rappresenta una tecnica di geo-localizzazione di segnali interferenti con processamento a terra. Velocità diverse dei satelliti producono diversi offset in frequenza. Supponendo un emettitore stazionario, lo shift del doppler è dato da:

$$\Delta f_i = -v_{r,i} f_0 / c$$

dove f_0 è la frequenza della portante.

Sottraendo lo shift di frequenza dovuto al doppler dai diversi sensori, la differenza di frequenza di arrivo (FDOA) equivale a:

$$\Delta f_{1,2} = \Delta f_1 - \Delta f_2$$

Più è alta la frequenza e migliore è l'accuratezza della misura. È previsto anche in questo caso l'utilizzo di due satelliti. Tipicamente si combina con TDOA per determinare la posizione dell'interferente.

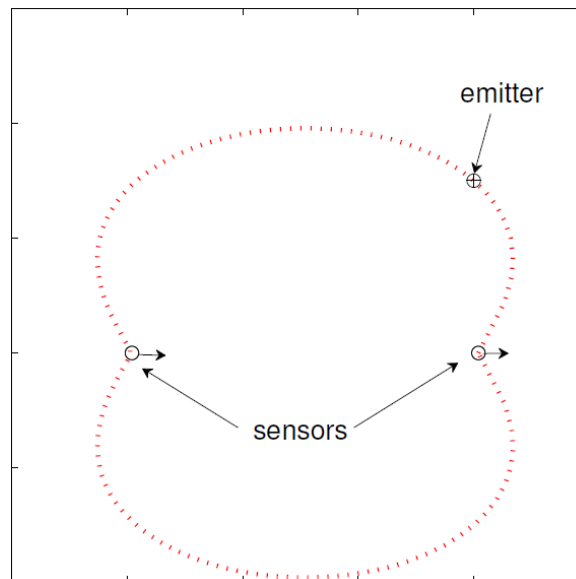


Figura 2.6: scenario FDOA con posizione dell'emittore sulla curva FDOA

2.2.3 Tecniche avanzate: TDOA/TDOA, FDOA/FDOA, TDOA/FDOA

Nell'ottica di migliorare l'accuratezza della geo-localizzazione le due tecniche precedentemente descritte possono essere combinate dando origine a tecniche avanzate TDOA/TDOA FDOA/FDOA o TDOA/FDOA.

- TDOA/TDOA: la posizione geografica del segnale interferente è data dall'intersezione delle due linee TDOA1/TDOA2 (figura 2.7); tale tecnica presenta una maggiore accuratezza rispetto alle precedenti e consente di localizzare target in movimento senza l'ambiguità della frequenza doppler. Necessità di un ulteriore satellite adiacente e di tre stazioni di terra.
- FDOA/FDOA: la posizione geografica del segnale interferente è data dall'intersezione delle due linee FDOA1/FDOA2. Consiste nel selezionare tre satelliti disponibili insieme con tre stazioni di terra, oppure due satelliti con due misure di tempo differite, variabili da minuti a qualche ora. Tale tecnica presenta dei vantaggi in termini di maggiore accuratezza per segnali da satelliti su orbite fortemente inclinate e l'incertezza dell'effemeridi ha impatto minore sulla stima della posizione rispetto alle misure TDOA.

- TDOA/FDOA: tale tecnica individua la posizione dell'interferente come intersezione delle due linee TDOA, (luogo dei punti nel tempo orientati N-S) e FDOA (luogo dei punti in frequenza orientati E-W); l'angolo di incidenza tra le due linee è quasi ortogonale quindi assicurano alta accuratezza.

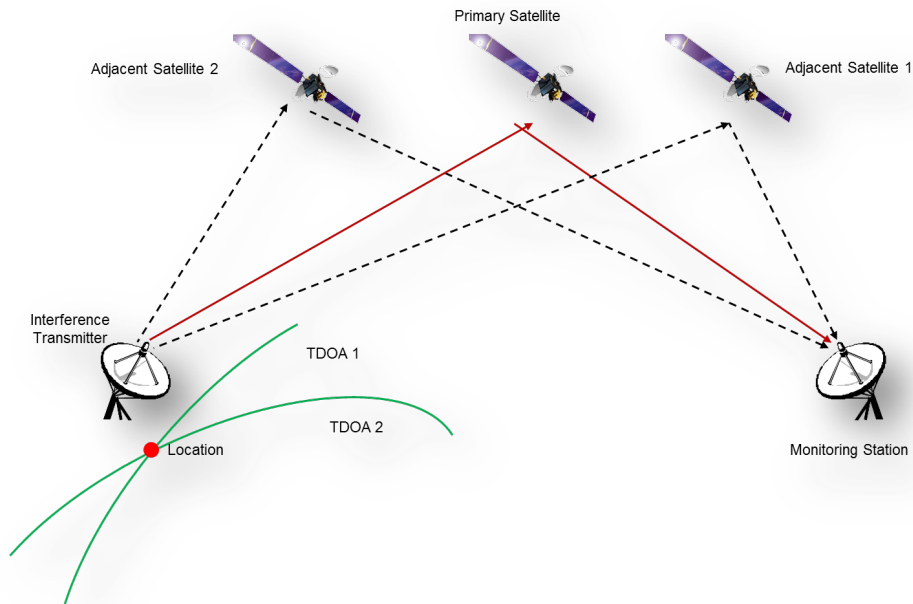


Figura 2.7: tecnica TDOA/FDOA, interferente terrestre

Capitolo 3

Modello per la localizzazione di interferenti terrestri

È stato realizzato in Matlab un modello di simulazione, allo scopo di mostrare il principio di funzionamento delle tecniche di geo-localizzazione a terra analizzate, e valutare le prestazioni di tali tecniche rispetto a diversi possibili scenari e configurazioni di sistema.

3.1 Tecniche e algoritmi scelti

Le tecniche analizzate e simulate nel presente paragrafo sono applicabili al caso di geo-localizzazione di un interferente terrestre, che interferisce sulla ricezione satellitare nella tratta di uplink. Per il modello di simulazione sono state scelte le tecniche combinate TDOA/FDOA. Tali tecniche prevedono la geo-localizzazione dell'interferente a terra tramite l'utilizzo di due satelliti. Uno è tipicamente quello affetto dall'interferenza, l'altro è un satellite ausiliario che condivide parte della copertura del primo ed è in grado di ricevere il segnale interferente. Come già dettagliato nel Capitolo 2, il principio di funzionamento delle due tecniche è basato:

- nel caso del TDOA, nella misura della differenza del tempo d'arrivo del segnale sui due satelliti
- nel caso dell'FDOA, nella misura della differenza di frequenza, ovvero differenza di shift doppler, del segnale ricevuto dai due satelliti.

Misurare la differenza del tempo d'arrivo del segnale sui due satelliti equivale a misurare la differenza di distanza, ovvero di Slant Range, tra la stazione interferente e i due satelliti, dal momento che si ha:

$$\Delta\tau = \tau_1 - \tau_2 = \Delta r/c = (||r_1|| - ||r_2||) / c.$$

Dato un valore fisso $\Delta\tau$ di differenza di tempo di arrivo del segnale su due satelliti di cui si conosce la posizione, a cui corrisponde una differenza di Slant Range Δr , è possibile rappresentare come una curva su mappa il luogo di punti che soddisfa la relazione:

$$\tau_1 - \tau_2 = \Delta\tau,$$

e quindi anche:

$$r_1 - r_2 = \Delta r.$$

Un esempio di tale curva proiettata su mappa è riportato nella figura di seguito.

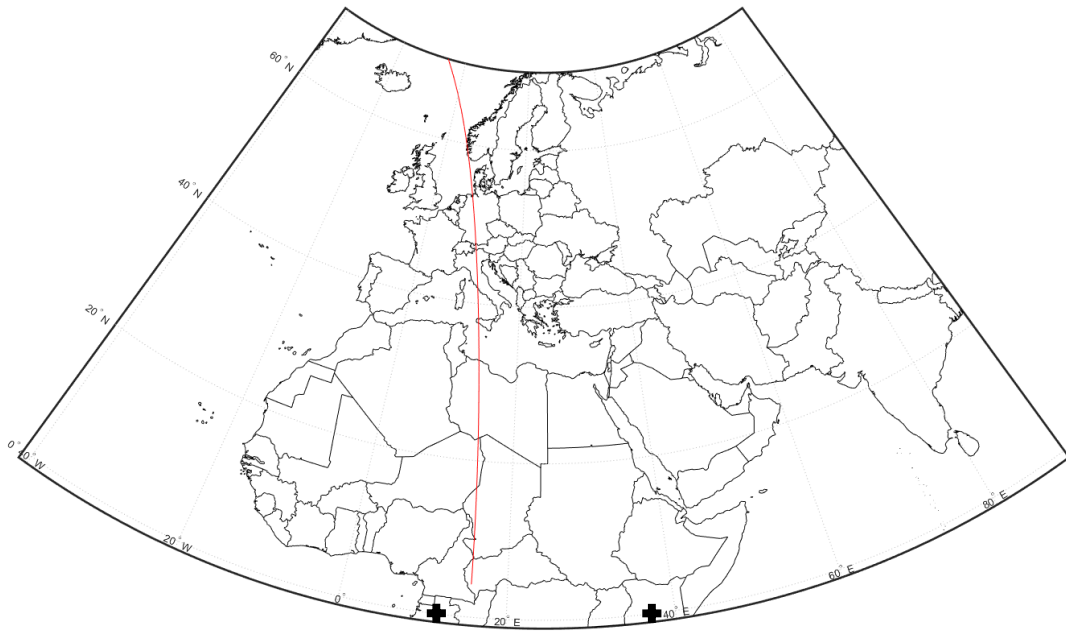


Figura 3.1: esempio di curva di geo-localizzazione ottenuta con TDOA. I “+” neri rappresentano la posizione dei due satelliti di riferimento, mentre la curva rossa rappresenta il luogo di punti che soddisfa $r_1 - r_2 = \Delta r$, ovvero $\tau_1 - \tau_2 = \Delta\tau$

La differenza di frequenza, ovvero differenza di shift Doppler, del segnale ricevuto dai due satelliti è invece proporzionale dalla differenza di velocità relativa tra la stazione e i due satelliti.

Dalla misura della differenza di frequenza Δf del segnale ricevuto dai due satelliti:

$$\Delta f = f_1 - f_2,$$

è possibile risalire a una misura della differenza di velocità relativa tra la stazione e i due satelliti.

Tale velocità relativa è introdotta per effetto delle non idealità dell'orbita. L'orbita non ideale infatti, anche se geostazionaria, prevede la presenza di un'inclinazione e un'eccentricità residue, le quali determinano durante l'orbita del satellite una velocità relativa tra lo stesso e un punto a terra.

La differenza Δf è quindi proporzionale a una differenza di velocità relativa Δv , pari a:

$$\Delta v = v_1 - v_2.$$

Supponendo di poter conoscere con un adeguato grado di accuratezza l'orbita dei due satelliti e la loro posizione nell'istante in cui viene effettuata la misura, è possibile utilizzare Δv per calcolare informazioni utili alla geo-localizzazione dell'emittente.

Nella figura 3.2 è mostrato un esempio di curva che soddisfa la relazione $v_1 - v_2 = \Delta v$.

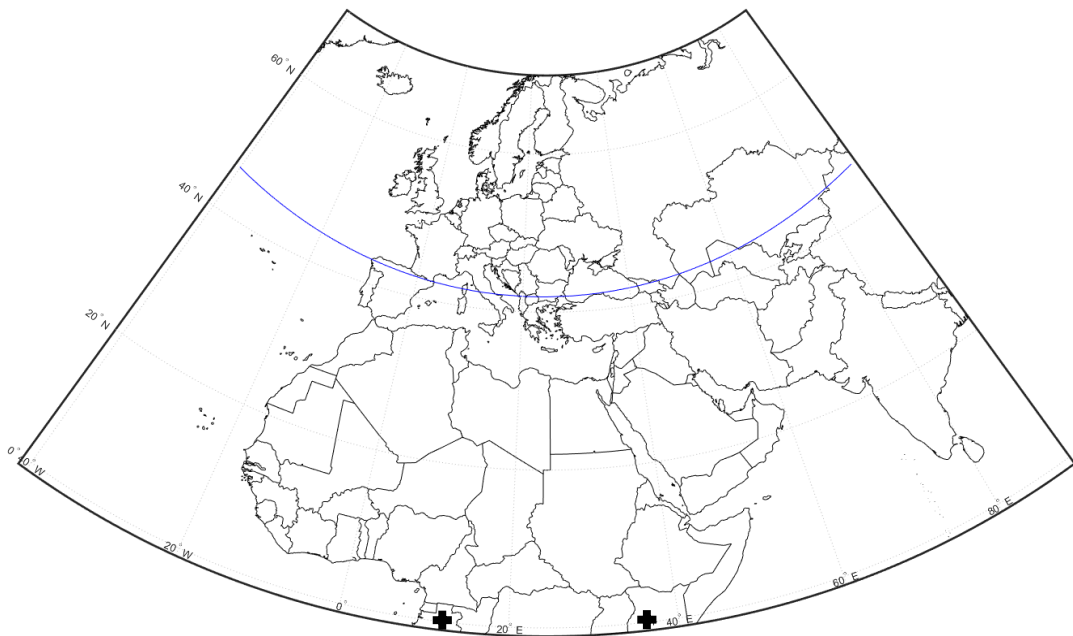


Figura 3.2: esempio di curva di geo-localizzazione ottenuta con FDOA. I “+” neri rappresentano la posizione dei due satelliti di riferimento, mentre la curva blu rappresenta il luogo di punti che soddisfa $v_1 - v_2 = \Delta v$, ovvero $f_1 - f_2 = \Delta f$

Nelle applicazioni più comuni le tecniche TDOA ed FDOA vengono utilizzate in maniera combinata. Dall'intersezione delle due curve generate dai due algoritmi è infatti possibile determinare la posizione della sorgente emittente interferente.

3.2 Descrizione del modello di simulazione

Per poter realizzare un modello di simulazione in grado di rappresentare il funzionamento delle due tecniche di localizzazione TDOA ed FDOA, è stato necessario come primo step realizzare un modello di simulazione:

- del movimento dei due satelliti, che devono poter ricevere il segnale interferente per geo-localizzarlo, su orbite geostazionarie non ideali,
- della posizione della stazione interferente,

al fine di poter calcolare la loro distanza e velocità relativa.

3.2.1 Simulazione dell'orbita di un satellite

È stato realizzato un modello per la simulazione del movimento di un satellite su un'orbita geostazionaria non ideale. Un'orbita geostazionaria ideale è circolare ed equatoriale, situata ad un'altitudine di 35786 km dalla superficie della Terra tale che il periodo di rivoluzione del satellite che la percorre coincide con il periodo di rotazione della Terra. Un'orbita geostazionaria non ideale prevede tuttavia la presenza di un'eccentricità e un'inclinazione rispetto al piano equatoriale residue. Si vuole simulare un satellite in movimento su un'orbita circolare, ad un'altitudine di $h = 35786$ km, con inclinazione α rispetto al piano equatoriale.

Si vuole poter determinare, a un generico istante t , il vettore della sua posizione e della sua velocità. Tale simulazione approssimata viene utilizzata per poter stimare la velocità relativa tra un satellite e una stazione a terra, necessaria per poter applicare l'algoritmo FDOA e valutarne le prestazioni. Nel caso dell'implementazione reale di un sistema del tipo di quello proposto e simulato nella presente trattazione, sarebbe necessario realizzare un modello più realistico della propagazione dell'orbita del satellite.

3.2.1.1 Calcolo della posizione del satellite nell'orbita

Si suppone al momento per semplicità che all'istante iniziale $t=0$ il satellite si trovi nella sua posizione nominale. Si assuma per il momento sempre per semplicità che tale posizione sia a longitudine pari a 0. Tale posizione può essere espressa in un sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra come segue:

$$r_{Sat_Nominale_Long0_t0} = \begin{bmatrix} x_{Sat} \\ y_{Sat} \\ z_{Sat} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} h + Re \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Dove h è l'altitudine del Satellite ed Re il raggio equatoriale della Terra. Il sistema di riferimento considerato è riportato in figura 3.3. Si assume per comodità dei calcoli successivi che il sistema di riferimento sia solidale con il centro della terra ma non ruoti con essa.

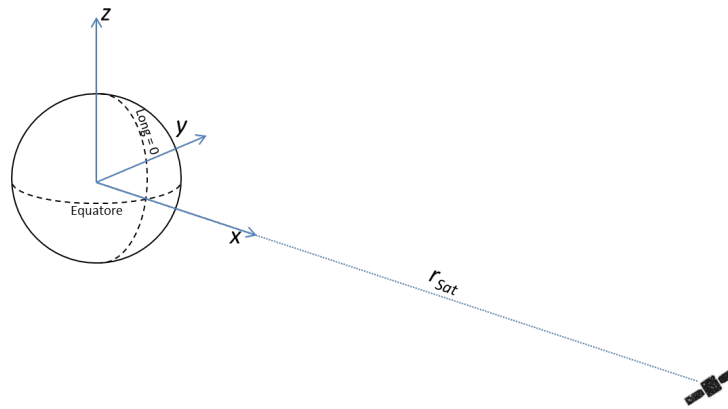


Figura 3.3: sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra, considerato come riferimento nei calcoli. Il satellite è rappresentato nella posizione Long = 0, Lat = 0, e l'intero sistema è rappresentato a $t = 0$

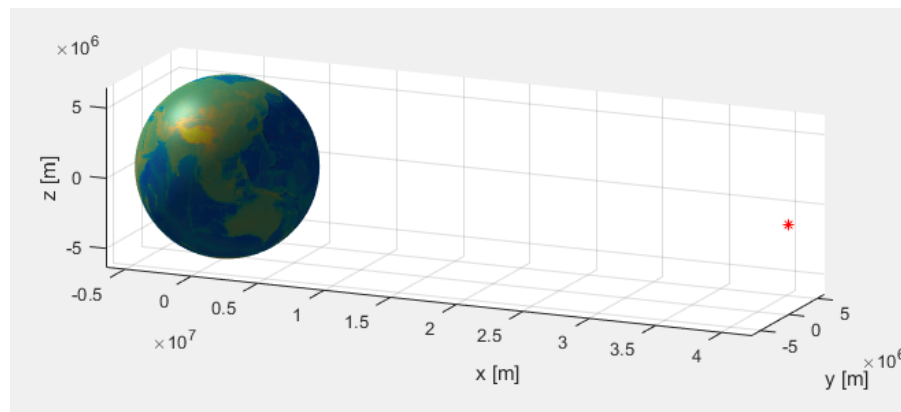


Figura 3.4: sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra, rappresentato su Matlab. Il satellite è rappresentato dall'asterisco rosso ed è posizionato lungo l'asse x (il disegno della terra e dei continenti non è rappresentativo).

Si assuma ora che il satellite si trovi, nella sua posizione nominale a $t = 0$, alla longitudine $Long_{Sat}$. Tale posizione può essere espressa come segue:

$$r_{Sat_{Nominale}} = R_z(long_{Sat}) \cdot r_{Sat_{Nominale_{Long0}}}$$

Dove $R_z(long_{Sat})$ è la matrice di rotazione attorno all'asse z di un angolo pari $long_{Sat}$, e vale:

$$R_z(long_{Sat}) = \begin{bmatrix} \cos(long_{Sat}) & -\sin(long_{Sat}) & 0 \\ \sin(long_{Sat}) & \cos(long_{Sat}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix}$$

La posizione nominale del satellite, a longitudine $long_{Sat}$, può quindi essere espressa come segue:

$$r_{Sat_{Nominale}} = \begin{bmatrix} \cos(long_{Sat}) & -\sin(long_{Sat}) & 0 \\ \sin(long_{Sat}) & \cos(long_{Sat}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} h + R_e \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

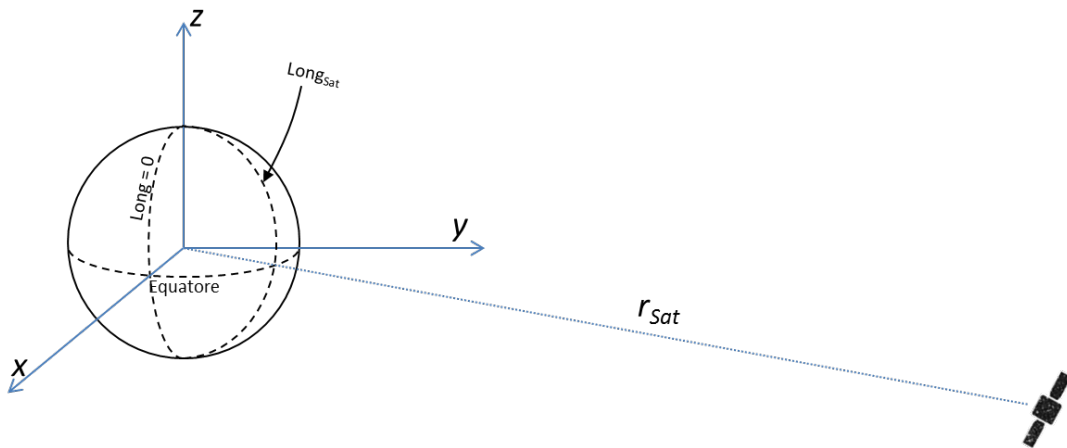


Figura 3.5: sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra, considerato come riferimento nei calcoli. L'intero sistema è rappresentato a $t = 0$

Detta ω_{Sat} la velocità di rivoluzione del Satellite, pari a 2π diviso la durata del giorno siderale (23h 56' 4 s"), supponendo al momento un'orbita ideale, perfettamente circolare e con inclinazione nulla rispetto al piano equatoriale e con posizione nominale a longitudine pari a zero, al generico istante t la posizione del satellite può esser espressa come segue:

$$r_{Sat_IDEALE_Long0}(t) = (h + Re) \begin{bmatrix} \cos(\omega_{Sat}t) \\ \sin(\omega_{Sat}t) \\ 0 \end{bmatrix}.$$

Si noti che si assume, per comodità dei calcoli, che il sistema di riferimento sia solidale con il centro della terra ma non ruoti con essa. In tale sistema un punto a longitudine pari a 0 e latitudine pari a zero giace sull'asse x nell'istante iniziale $t = 0$ ma non negli istanti successivi.

Considerando ora che la longitudine nominale del Satellite è $long_{Sat}$, al generico istante t la posizione del Satellite, sempre supposta al momento un'orbita ideale, può esser espressa come segue:

$$\begin{aligned} r_{Sat_IDEALE}(t) &= (h + Re) \cdot R_z(long_{Sat}) \cdot \begin{bmatrix} \cos(\omega_{Sat}t) \\ \sin(\omega_{Sat}t) \\ 0 \end{bmatrix} = \\ &= (h + Re) \cdot \begin{bmatrix} \cos(long_{Sat}) & -\sin(long_{Sat}) & 0 \\ \sin(long_{Sat}) & \cos(long_{Sat}) & 0 \\ 0 & 0 & 1 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} \cos(\omega_{Sat}t) \\ \sin(\omega_{Sat}t) \\ 0 \end{bmatrix}. \end{aligned}$$

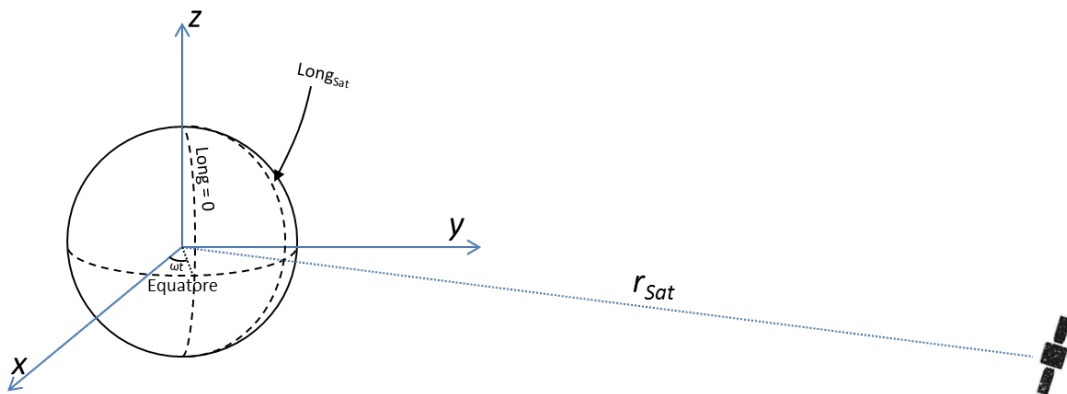


Figura 3.6: posizione del satellite e della terra rispetto al sistema di riferimento considerato all'istante t

Si consideri ora un'orbita con inclinazione α rispetto al piano equatoriale.

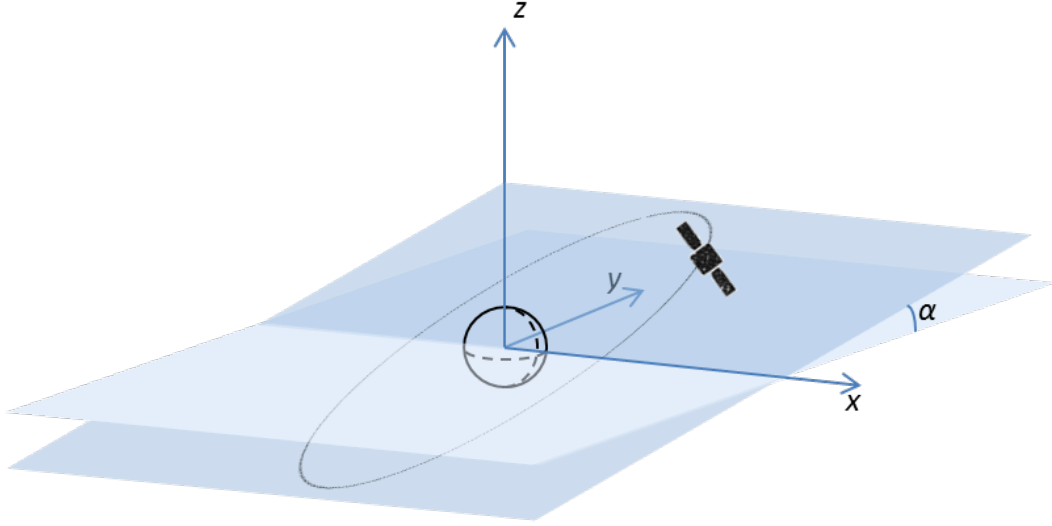


Figura 3.7: inclinazione di un angolo α dell'orbita rispetto al piano equatoriale

La sua posizione all'istante t sarà:

$$r_{sat}''(t) = R_z(long_{sat}) \cdot R_x(\alpha) \cdot \begin{bmatrix} (h + Re) \cdot \cos(\omega_{sat}t) \\ (h + Re) \cdot \sin(\omega_{sat}t) \\ 0 \end{bmatrix}$$

In cui $R_x(\alpha)$ è la matrice di rotazione intorno all'asse x di un angolo α , e vale:

$$R_x(\alpha) = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos(\alpha) & -\sin(\alpha) \\ 0 & \sin(\alpha) & \cos(\alpha) \end{bmatrix}.$$

Si supponga ora, per maggior generalità, che il satellite si trovi nella posizione nominale a un istante t_0 , non necessariamente uguale a 0, in questo caso al generico istante t il satellite si troverà nella posizione:

$$r_{sat}(t) = R_z(long_{sat}) \cdot R_z(\omega t_0) \cdot R_x(\alpha) \cdot R_z(-\omega t_0) \cdot \begin{bmatrix} (h + Re) \cdot \cos(\omega_{sat} t) \\ (h + Re) \cdot \sin(\omega_{sat} t) \\ 0 \end{bmatrix},$$

dove $R_z(\omega t_0)$ e $R_z(-\omega t_0)$ rappresentano rispettivamente la matrice di rotazione attorno all'asse z dell'angolo ωt_0 e la matrice di rotazione attorno all'asse z dell'angolo $-\omega t_0$.

Nell'immagine che segue è rappresentato un esempio di orbita inclinata di 10 gradi simulata con Matlab. La posizione del satellite è stata calcolata nelle 24 ore, secondo le formule definite sopra, e visualizzata sul grafico.

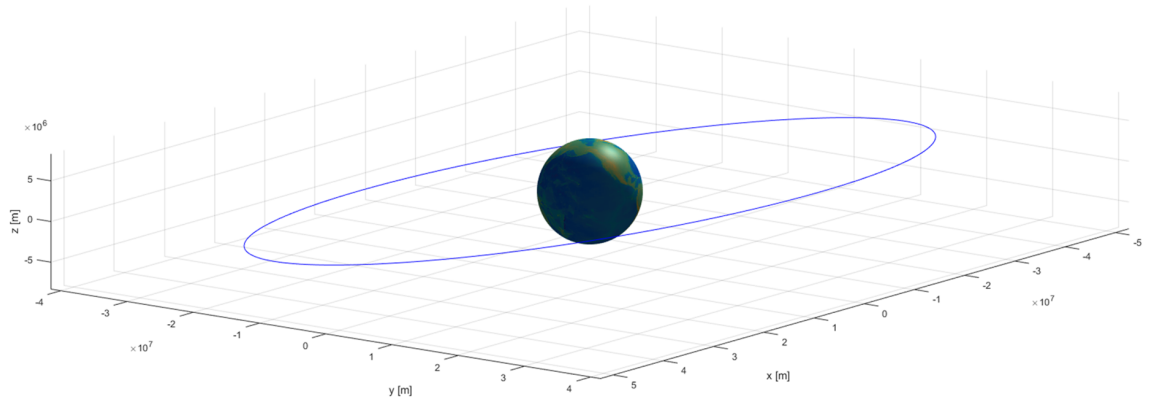


Figura 3.8: esempio di orbita inclinata di 10 gradi, simulata con Matlab. La posizione del satellite è stata calcolata nelle 24 ore (il disegno della terra e dei continenti non è rappresentativo)

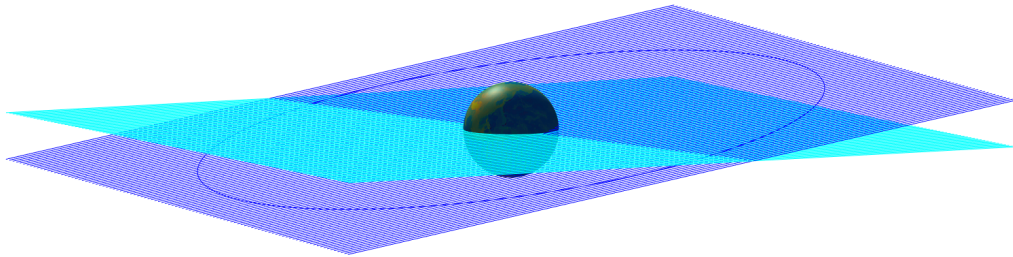


Figura 3.9: esempio di orbita inclinata di 10 gradi, simulata con Matlab. Il piano celeste rappresenta il piano su cui giace l'orbita, inclinato in questo caso di 10 gradi rispetto al piano equatoriale, rappresentato in azzurro.

La stessa orbita può essere rappresentata, rispetto ad un sistema di riferimento $x'y'z'$ che ha origine sempre nel centro della terra e che ruota in modo solidale con essa, come mostrato in figura di seguito.

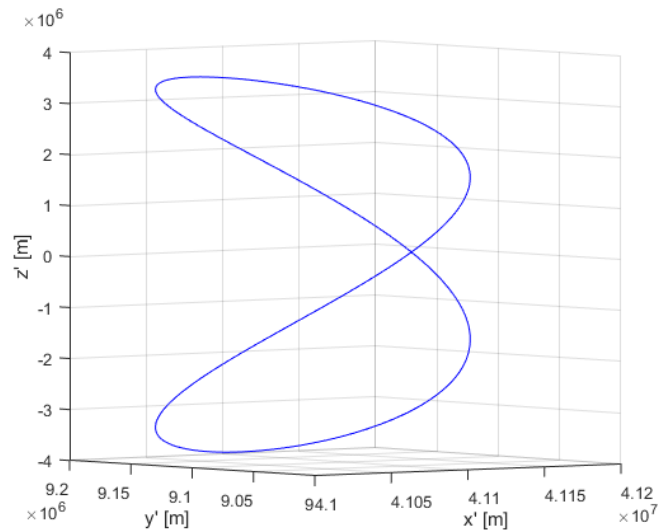


Figura 3.10: esempio di orbita inclinata di 5 gradi, simulata con Matlab, rispetto ad un sistema di riferimento $x'y'z'$ che ha origine nel centro della terra e che ruota in modo solidale con essa

La stessa orbita può essere rappresentata proiettata su mappa come mostrato nella figura 3.11.

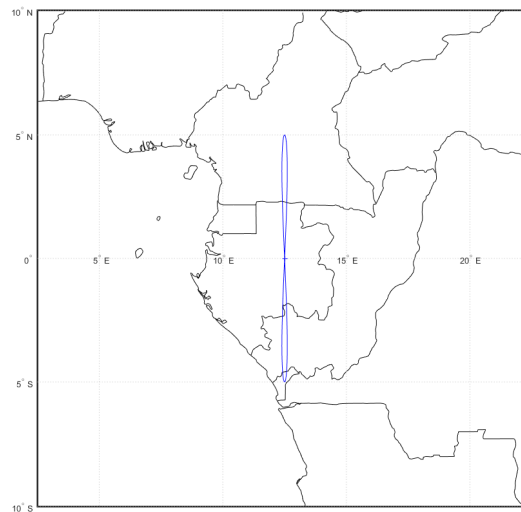


Figura 3.11: esempio di orbita inclinata di 5 gradi, simulata con Matlab, proiettata su mappa.

3.2.1.2 Calcolo della velocità del satellite nell'orbita

Il vettore della velocità del satellite, in un generico istante t , può essere calcolato come la derivata prima del vettore posizione. Esso può quindi essere scritto come segue:

$$v_{sat}(t) = R_z(long_{sat}) \cdot R_z(\omega t_0) \cdot R_x(\alpha) \cdot R_z(-\omega t_0) \cdot \begin{bmatrix} -(h + Re) \cdot \omega_{sat} \cdot \sin(\omega_{sat} t) \\ (h + Re) \cdot \omega_{sat} \cdot \cos(\omega_{sat} t) \\ 0 \end{bmatrix}$$

3.2.2 Calcolo della posizione della stazione

In modo simile a quanto fatto per il satellite, è possibile calcolare il vettore posizione e il vettore velocità della stazione interferente da geo-localizzare. Tali vettori sono ancora una volta calcolati rispetto allo stesso sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra, mostrato nella figura 3.12.

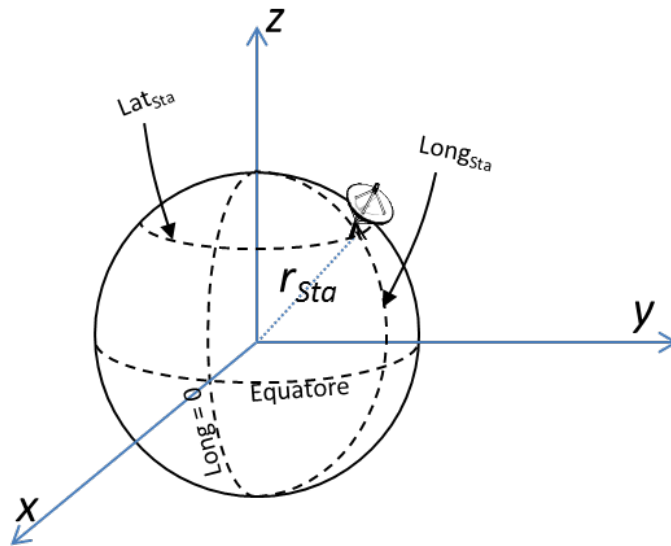


Figura 3.12: sistema di riferimento cartesiano con origine nel centro della terra, considerato come riferimento nei calcoli. La stazione è situata nella posizione $Long_{Sta}$ Lat_{Sta}

La posizione della stazione in un generico istante temporale t può essere calcolata come:

$$r_{Sta}(t) = Re \cdot \begin{bmatrix} \cos(Lat_{Sta}) \cdot \cos(Long_{Sta} + \omega t) \\ \cos(Lat_{Sta}) \cdot \sin(Long_{Sta} + \omega t) \\ \sin(Lat_{Sta}) \end{bmatrix},$$

mentre la sua velocità è:

$$v_{Sta}(t) = Re \cdot \omega \cdot \cos(Lat_{Sta}) \cdot \begin{bmatrix} -\sin(Long_{Sta} + \omega t) \\ \cos(Long_{Sta} + \omega t) \\ 0 \end{bmatrix}$$

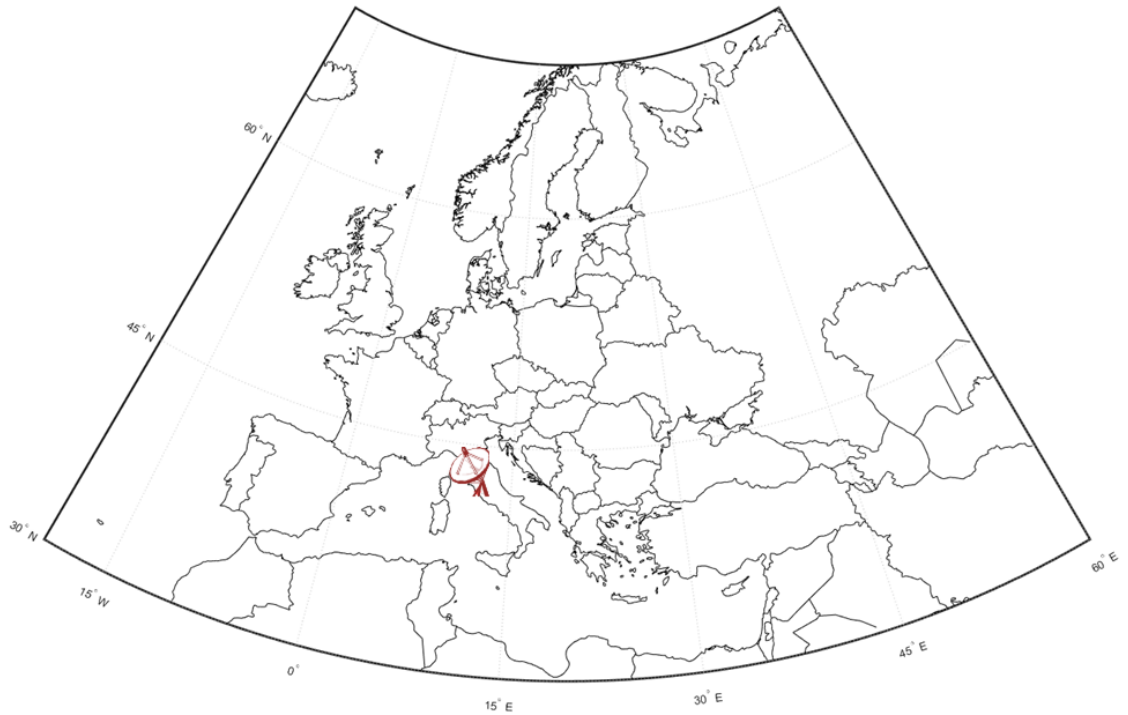


Figura 3.13: rappresentazione su mappa tramite Matlab di una stazione interferente. A titolo di esempio la stazione è posizionata alle coordinate di Roma

3.2.3 Calcolo della distanza e della velocità relativa

La distanza relativa tra satellite e stazione è calcolata più semplicemente come segue:

$$r_{Sat-Sta}(t) = \|(r_{Sat}(t) - r_{Sta}(t))\|$$

Il vettore della velocità relativa tra il satellite e la stazione può essere invece calcolato come segue:

$$v_{VETTORE_Sat-Sta}(t) = \frac{d(r_{Sat}(t) - r_{Sta}(t))}{dt} = v_{Sat}(t) - v_{Sta}(t),$$

tale vettore rappresenta la velocità del satellite relativamente ad un osservatore solidale alla stazione.

Lo shift Doppler del segnale trasmesso dalla stazione e ricevuto dal satellite è proporzionale alla componente del vettore di velocità relativa calcolato sopra che giace lungo la congiungente tra sorgente e ricevitore.

Tale componente, definita $v_{Sat-Sta}(t)$, può esser calcolata come la proiezione ortogonale del vettore $v_{VETTORE_Sat-Sta}(t)$ sul versore del vettore $(r_{Sat}(t) - r_{Sta}(t))$, ovvero:

$$v_{Sat-Sta}(t) = (v_{Sat}(t) - v_{Sta}(t))^T \cdot \frac{(r_{Sat}(t) - r_{Sta}(t))}{\|(r_{Sat}(t) - r_{Sta}(t))\|}.$$

Degli esempi di calcolo di distanza e velocità relativa tra stazione interferente e satellite durante l'orbita del satellite nelle 24 ore sono mostrati di seguito.

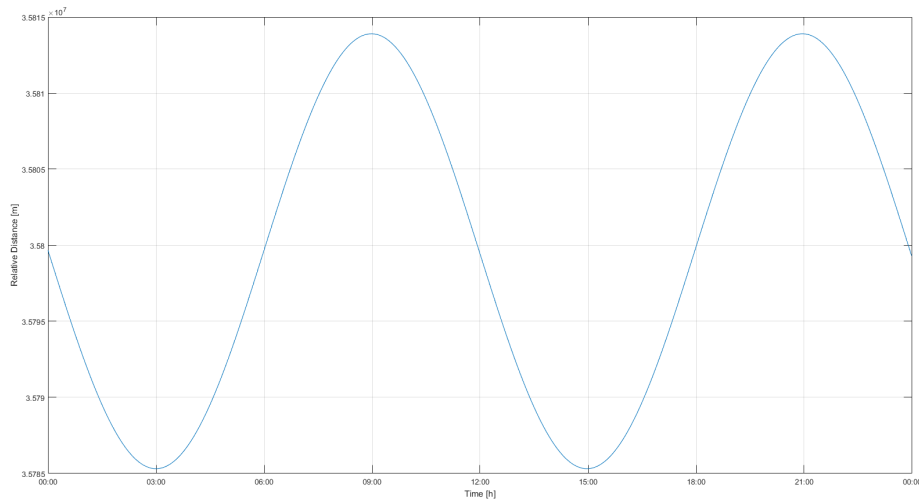


Figura 3.14: calcolo della distanza relativa tra un satellite e una stazione nella simulazione di 24 ore dell'orbita del satellite

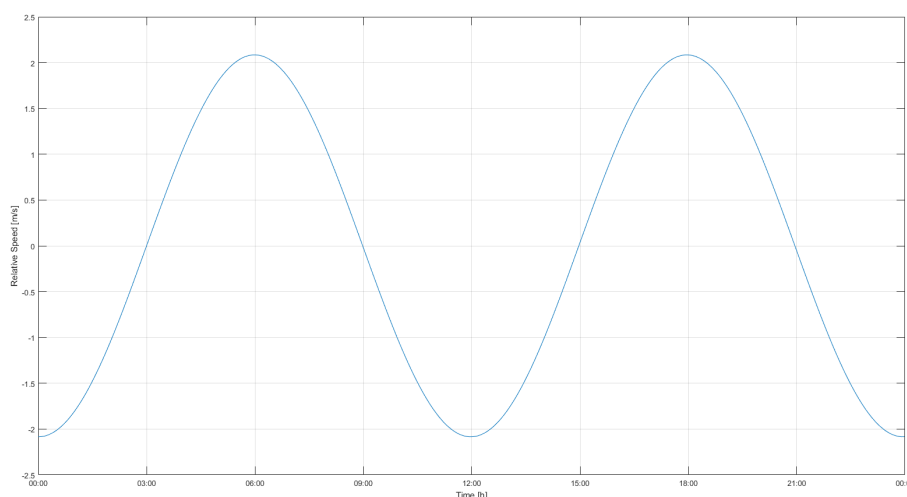


Figura 3.15: calcolo della velocità relativa tra un satellite e una stazione nella simulazione di 24 ore dell'orbita del satellite.

Per i grafici riportati sopra sono stati impostati i seguenti input: la posizione nominale del satellite è stata impostata a $\text{LongNominale} = 0$ gradi (RAAN pari a 0 gradi). Per una maggior semplicità nell'interpretazione dei risultati la stazione è stata posizionata alla stessa longitudine nominale e latitudine del satellite pari a 0 gradi. L'orbita del satellite è inclinata di 5 gradi rispetto al piano equatoriale. L'istante in cui il satellite si trova nella sua posizione nominale è stato impostato pari alle ore 3.00. A tale orario si vede che la distanza relativa tra satellite e stazione è minima e la velocità relativa è nulla.

3.3 Definizione dello scenario per la simulazione

Per procedere con la simulazione è stato definito uno scenario, composto da:

- una stazione interferente, posizionata a terra:
 - a una latitudine Lat_{Sta} e
 - a una longitudine Long_{Sta} ;
- due Satelliti, che devono poter ricevere il segnale interferente per geo-localizzarlo, la cui orbita è assunta Geostazionaria non ideale, con caratteristiche:
 - Satellite 1:

- Longitudine nominale $\text{Long}_{\text{Sat1}}$;
- Inclinazione dell'orbita α_{Sat1} ;
- Orario in cui il satellite si trova nella sua posizione nominale, nodo ascendente, To_{Sat1} ;
- Satellite 2:
 - Longitudine nominale $\text{Long}_{\text{Sat2}}$;
 - Inclinazione dell'orbita α_{Sat2} ;
 - Orario, in cui il satellite si trova nella sua posizione nominale, nodo ascendente, To_{Sat2} ;
- Il tempo t , ovvero l'orario della giornata in cui viene effettuata la simulazione della misura.

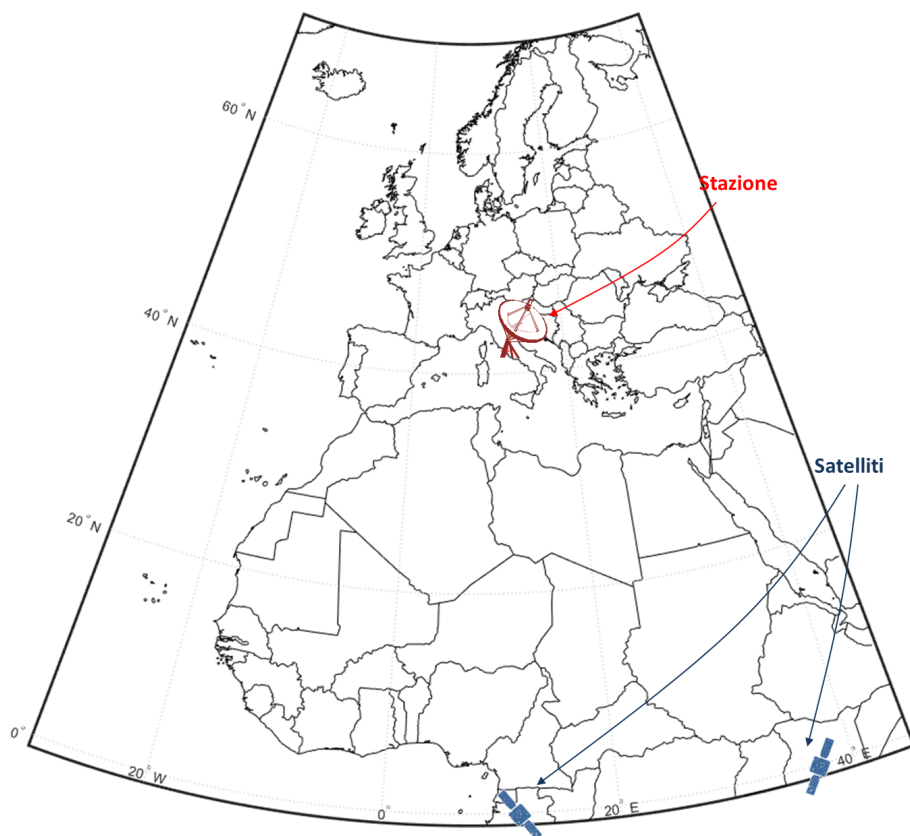


Figura 3.16: scenario

Per ottenere una simulazione rappresentativa del principio di funzionamento del TDOA, come prima cosa nella simulazione vengono calcolate le distanze effettive tra la stazione e i due satelliti, riferite a un certo istante, $r_{Sat1-Sta}$ e $r_{Sat2-Sta}$.

Viene quindi calcolata la differenza tra le due distanze, come:

$$\Delta r_{Reale} = r_{Sat1-Sta} - r_{Sat2-Sta},$$

e la differenza di tempo di arrivo corrispondente:

$$\Delta \tau_{Reale} = \Delta r / c.$$

È stato quindi calcolato il ritardo $\Delta \tau_{Reale}$ che misura la differenza di tempo di arrivo effettiva del segnale interferente al satellite 1 e al satellite 2.

Possiamo assumere al momento, trascurando in prima approssimazione ogni errore di misura di tale valore, che il valore di ritardo misurato $\Delta \tau_{Misurato}$ sia esattamente uguale a quello reale $\Delta \tau_{Reale}$.

$$\Delta \tau_{Misurato} = \Delta \tau_{Reale}.$$

Con lo scopo di rappresentare il principio di funzionamento della tecnica TDOA, viene calcolato e rappresentato su mappa il luogo di punti sulla terra che soddisfa:

$$\Delta \tau = \Delta \tau_{Misurato},$$

ovvero:

$$\Delta r = r_{Sat1-Punto} - r_{Sat2-Punto} = \Delta r_{Reale} = r_{Sat1-Sta} - r_{Sat2-Sta}.$$

Di seguito è riportata la curva che rappresenta tale luogo dei punti, proiettato sulla mappa.



Figura 3.17: curva di Geo-localizzazione TDOA

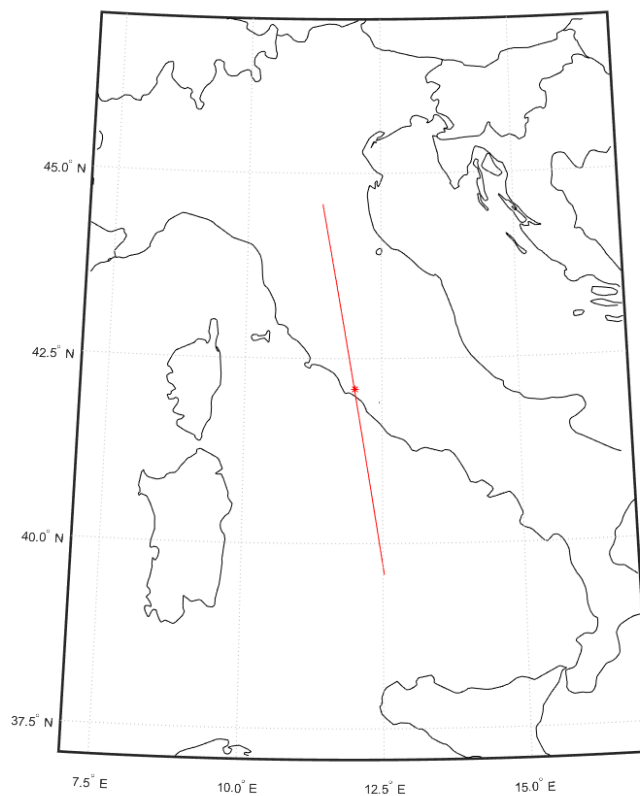


Figura 3.18: curva di Geo-localizzazione TDOA, zoom nella posizione della sorgente interferente

Si suppone ora, per maggior rappresentatività, che la misura fatta sul valore di ritardo sia affetto da un errore di misura $\pm \varepsilon_\tau$. Il valore $\Delta\tau_{Misurato}$ sarà quindi, in questo caso più rappresentativo, pari a:

$$\Delta\tau_{Misurato} = \Delta\tau_{Reale} \pm \varepsilon_\tau.$$

Di seguito sono rappresentate due curve, le quali delimitano l'incertezza della curva di geo-localizzazione del TDOA affetto dell'errore di misura $\pm \varepsilon_\tau$. Per la rappresentazione tale errore è stato ipotizzato pari a 0.01 ms.



Figura 3.19: incertezza nella curva di Geo-localizzazione TDOA per effetto dell'errore di misura

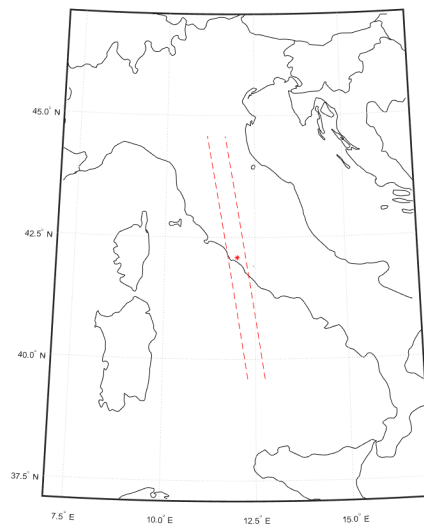


Figura 3.20: incertezza nella curva di Geo-localizzazione TDOA per effetto dell'errore di misura, zoom nella posizione della sorgente interferente

Per ottenere una simulazione rappresentativa del principio di funzionamento dell'FDOA, vengono calcolati il vettore posizione e il vettore velocità dei due satelliti e della stazione all'istante scelto, sulla base di essi sono calcolate le velocità relative tra la stazione e i due satelliti $v_{Sat1-Sta}(t)$ e $v_{Sat2-Sta}(t)$:

$$v_{Sat1-Sta}(t) = (v_{Sat1}(t) - v_{Sta}(t))^T \cdot \frac{(r_{Sat1}(t) - r_{Sta}(t))}{\|(r_{Sat1}(t) - r_{Sta}(t))\|} ;$$

$$v_{Sat2-Sta}(t) = (v_{Sat2}(t) - v_{Sta}(t))^T \cdot \frac{(r_{Sat2}(t) - r_{Sta}(t))}{\|(r_{Sat2}(t) - r_{Sta}(t))\|} .$$

La differenza “reale” tra le due velocità relative è quindi calcolata come:

$$\Delta v_{Reale} = v_{Sat1-Sta}(t) - v_{Sat2-Sta}(t),$$

a cui corrisponde una differenza di shift Doppler che può essere approssimato come segue:

$$\Delta \text{ShiftDoppler}_{Reale} = \frac{-\Delta v_{Reale}}{c} f_0,$$

dove c è la velocità della luce e f_0 la frequenza di trasmissione del segnale interferente.

Possiamo assumere al momento, trascurando in prima approssimazione ogni errore di misura di tale valore, che il valore di ritardo misurato $\Delta \text{ShiftDoppler}_{Misurato}$ sia esattamente uguale a quello reale $\Delta \text{ShiftDoppler}_{Reale}$:

$$\Delta \text{ShiftDoppler}_{Misurato} = \Delta \text{ShiftDoppler}_{Reale}.$$

Con lo scopo di rappresentare il principio di funzionamento della tecnica FDOA, viene calcolato e rappresentato su mappa il luogo di punti sulla terra che soddisfa:

$$\Delta\text{ShiftDoppler} = \Delta\text{ShiftDoppler}_{\text{Misurato}},$$

ovvero:

$$\Delta v = v_{\text{Sat1-Punto}} - v_{\text{Sat2-Punto}} = \Delta v_{\text{Reale}} = v_{\text{Sat1-Sta}} - v_{\text{Sat2-Sta}}.$$

Di seguito è rappresentata la curva che rappresenta tale luogo dei punti, proiettato sulla mappa.



Figura 3.21: curva di Geo-localizzazione FDOA



Figura 3.22: curva di Geo-localizzazione FDOA, zoom nella posizione della sorgente interferente

Si suppone ora, per maggior rappresentatività, che la misura fatta sul valore di $\Delta\text{ShiftDoppler}$ sia affetto da un errore di misura $\pm\epsilon_f$. Il valore $\Delta\text{ShiftDoppler}_{\text{Misurato}}$ sarà quindi, in questo caso più rappresentativo, pari a:

$$\Delta\text{ShiftDoppler}_{\text{Misurato}} = \Delta\text{ShiftDoppler}_{\text{Reale}} \pm \epsilon_f.$$

Di seguito sono rappresentate due curve, le quali delimitano l'incertezza della curva di geo-localizzazione dell'FDOA affetto dell'errore di misura $\pm\epsilon_f$. Per la rappresentazione tale errore è stato ipotizzato pari a $1e - 12 \cdot f_0$, con f_0 pari a 300 MHz.



Figura 3.23: incertezza nella curva di Geo-localizzazione FDOA per effetto dell'errore di misura

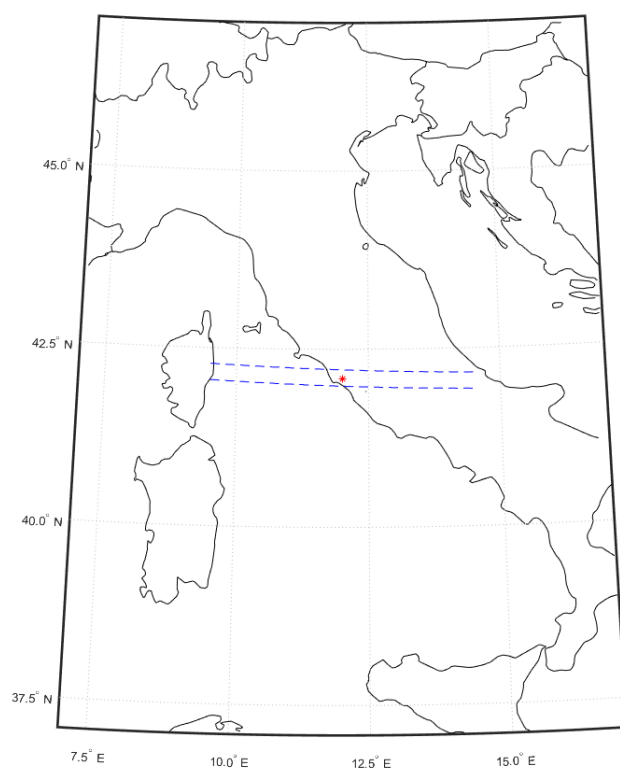


Figura 3.24: incertezza nella curva di Geo-localizzazione FDOA per effetto dell'errore di misura, zoom nella posizione della sorgente interferente.

Il primo set di scenari, dallo Scenario 1 allo Scenario 5, è stato definito per valutare le variazioni di prestazioni del TDOA al variare della distanza tra i due Satelliti. Gli scenari sono stati definiti quindi tutti simili tra loro, variando solo la longitudine dei due satelliti.

3.4 Procedura di simulazione

Lo scenario di riferimento è costituito da una stazione interferente, uguale per tutti gli scenari, caratterizzata da:

- latitudine $\text{Lat}_{\text{Sta}} = 42,08$ gradi
- longitudine $\text{Long}_{\text{Sta}} = 12$ gradi;

e da due satelliti le cui caratteristiche sono state fatte variare per valutare la risposta del modello di simulazione. È stato definito quindi un primo set composto da 5 scenari per valutare come variano le prestazioni del TDOA al variare della distanza tra i due satelliti, e un secondo set di 3 scenari (dallo scenario 6 allo scenario 8) per valutare le variazioni di prestazioni del FDOA al variare del momento tra i due satelliti.

Per ogni scenario si riporta (tabella 3.1) la longitudine Long_{Sat} e l'inclinazione α_{Sat} dell'orbita riferite ai due satelliti, l'orario To_{Sat} in cui i satelliti si trovano nella loro posizione nominale (nodo ascendente) e l'orario della giornata t in cui è stata effettuata la simulazione. Per tutti gli scenari si sono assunti gli errori di misura pari a $\varepsilon_{\tau} = 0.01$ ms e $\varepsilon_f = 1e - 12 \cdot f_0$, con f_0 pari a 300 MHz.

Gli scenari sono stati definiti quindi tutti simili tra loro, variando solo la longitudine dei due satelliti (Long_{Sat}) nel primo set e variando l'orario To_{Sat} in cui i satelliti si trovano nella loro posizione nominale (nodo ascendente), e l'istante della giornata t in cui viene effettuata la simulazione, nel secondo set.

Scenari di simulazione	Satellite 1			Satellite 2			Stazione Interferente		Orario della simulazione t (hh:mm:ss)
	Longitudine LongSat1 (°)	Inclinazione α Sat1 (°)	Orario nodo ascendente ToSat1 (hh:mm:ss)	Longitudine LongSat2 (°)	Inclinazione α Sat2 (°)	Orario nodo ascendente ToSat2 (hh:mm:ss)	Lat. (°)	Long. (°)	
Scenario 1	0,0	0,1	00:00:00	20,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 2	-10,0	0,1	00:00:00	37,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 3	-30,0	0,1	00:00:00	40,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 4	-50,0	0,1	00:00:00	60,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 5	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 6	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	05:59:01	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 7	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	11:58:02	42,08	12,00	00:25:00
Scenario 8	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	11:58:02	42,08	12,00	00:00:00

Tabella 3.1: scenari interferente terrestre (in uplink)

Capitolo 4

Modello per la localizzazione di interferenti satellitari

Analogamente a quanto fatto per le tecniche di localizzazione di interferenti terrestri, è stato realizzato in Excel un modello per la simulazione di tecniche di localizzazione di interferenti satellitari, allo scopo di mostrarne il principio di funzionamento ed effettuare una valutazione delle prestazioni di tali tecniche in alcuni possibili scenari operativi.

4.1 Tecniche e algoritmi scelti

Le tecniche analizzate e simulate nel presente paragrafo sono applicabili al caso di localizzazione di un interferente satellitare, che interferisce sulla ricezione da parte del terminale terrestre e della stazione nella tratta di downlink. Per il modello di simulazione la tecnica scelta è basata sul principio TDOA/TDOA. Tale tecnica prevede la localizzazione dell'interferente a terra tramite l'utilizzo di tre o più stazioni a terra. Il principio di tale tecnica consiste nella misura della differenza di tempo di arrivo del segnale a una stazione, considerata come riferimento, e alle altre stazioni.

4.2 Descrizione del modello per la simulazione

Il modello di simulazione è basato sui seguenti step:

- sono scelte le posizioni di quattro stazioni, distribuite nel territorio italiano o su navi militari;
- è impostata la posizione del satellite interferente, in latitudine e longitudine;

- viene costruita una griglia delle latitudini e longitudini di interesse (figura 4.1) su cui si suppone possa risiedere il satellite interferente;

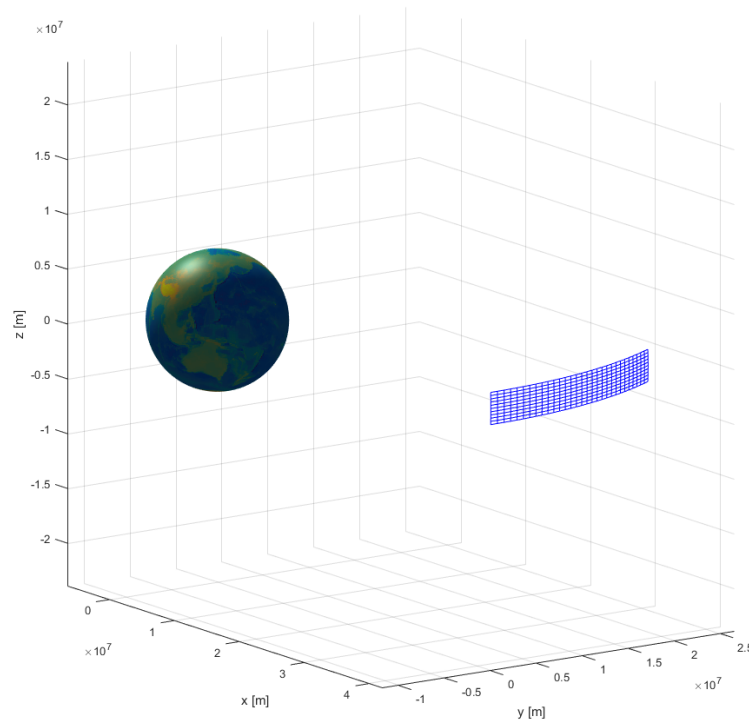


Figura 4.1: esempio di griglia sulla sfera della quota geostazionaria; è rappresentata solo la porzione di griglia di interesse, su cui si suppone possa risiedere il satellite interferente

- per ogni punto della griglia di sopra, supposto sulla sfera della quota geostazionaria (42164 km dal centro della Terra), viene calcolata la distanza rispetto a ciascuna delle stazioni a terra e viene calcolata la differenza tra tale distanza e una delle altre stazioni presa come riferimento;
- sempre per ogni punto della griglia di sopra, per ogni valore di differenza di distanza viene calcolata la differenza di tempo TDOA corrispondente;
- è calcolata la distanza effettiva tra il satellite interferente e ciascuna delle stazioni a terra e viene calcolata la differenza tra tale distanza e una delle altre stazioni presa come riferimento;
- per ogni valore di differenza di distanza viene calcolata la differenza di tempo TDOA corrispondente;

- si trova lo scarto tra la differenza di tempo di arrivo TDOA calcolato al punto precedente e quello calcolato in ogni punto della griglia relativo alle diverse stazioni a terra;
- si somma quindi ai valori reali un errore di misura ε_τ , il valore risultante corrisponde al TDOA misurato, come segue:

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST1-ST2} = \Delta\tau_{Reale\ ST1-ST2} \pm \varepsilon_\tau$$

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST1-ST3} = \Delta\tau_{Reale\ ST1-ST3} \pm \varepsilon_\tau$$

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST1-ST4} = \Delta\tau_{Reale\ ST1-ST4} \pm \varepsilon_\tau$$

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST2-ST3} = \Delta\tau_{Reale\ ST2-ST3} \pm \varepsilon_\tau$$

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST2-ST4} = \Delta\tau_{Reale\ ST2-ST4} \pm \varepsilon_\tau$$

$$\Delta\tau_{Misurato\ ST3-ST4} = \Delta\tau_{Reale\ ST3-ST4} \pm \varepsilon_\tau$$

I valori di ε_τ vengono calcolati come variabili aleatorie con distribuzione uniforme tra $\pm\varepsilon_\tau$ μ s.

- si calcola un funzionale complessivo pari alla radice della somma dei quadrati delle differenze tra il TDOA misurato e i TDOA delle stazioni, per i diversi punti della griglia:

$$fun = \sqrt{(\Delta\tau_{punto\ ST1-ST2} - \Delta\tau_{Misurato\ ST1-ST2})^2 + \dots + (\Delta\tau_{punto\ ST3-ST4} - \Delta\tau_{Misurato\ ST3-ST4})^2};$$

- si stima la posizione del satellite interferente come il punto sulla griglia che minimizza il funzionale di sopra.

Nella simulazione si imposta come nota la posizione del satellite interferente in modo da poter calcolare i valori di TDOA e si dimostra che la stima della posizione corrisponde alla posizione effettiva. Nel caso di utilizzo operativo del tool, si partirà dalle misure dei valori di TDOA relative al satellite interferente, che si vuole localizzare, per arrivare alla valutazione della sua posizione.

4.3 Procedura di simulazione

Per la simulazione sono stati considerati 3 scenari costituiti da 4 stazioni; per ogni scenario si è mantenuta la stessa stazione di riferimento (ST1) e si sono fatti variare le altre stazioni e il satellite interferente (tabella 4.2).

Scenari di simulazione	Stazione 1 - Rif.		Stazione 2		Stazione 3		Stazione 4		Satellite Interferente	
	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)
Scenario 1	42,0000	12,0000	42,0000	17,0000	50,0000	15,0000	35,0000	15,0000	0,8000	25,0000
Scenario 2	42,0000	12,0000	40,4180	17,2410	44,1115	9,8444	35,0000	15,0000	0,4000	24,0000
Scenario 3	42,0800	12,2100	41,9856	12,6398	41,9367	12,6050	41,6590	12,4454	0,4000	12,0000

Tabella 4.2: scenari interferente satellitare (in downlink)



Figura 4.2: scenari 1,2, 3: posizione delle stazioni sulla mappa (asterischi blu)

Capitolo 5

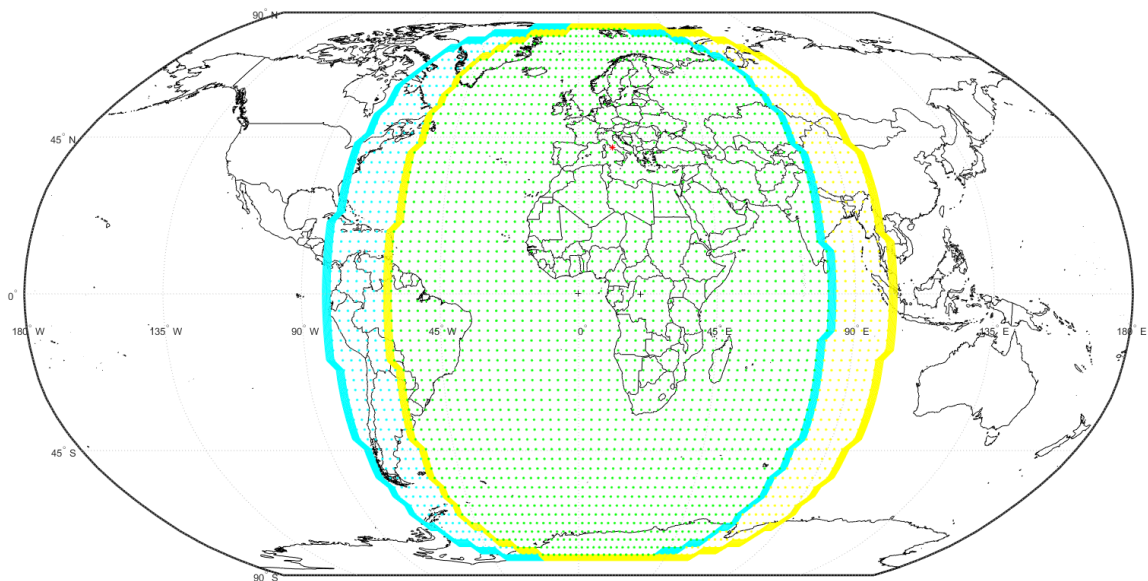
Analisi e commento dei risultati

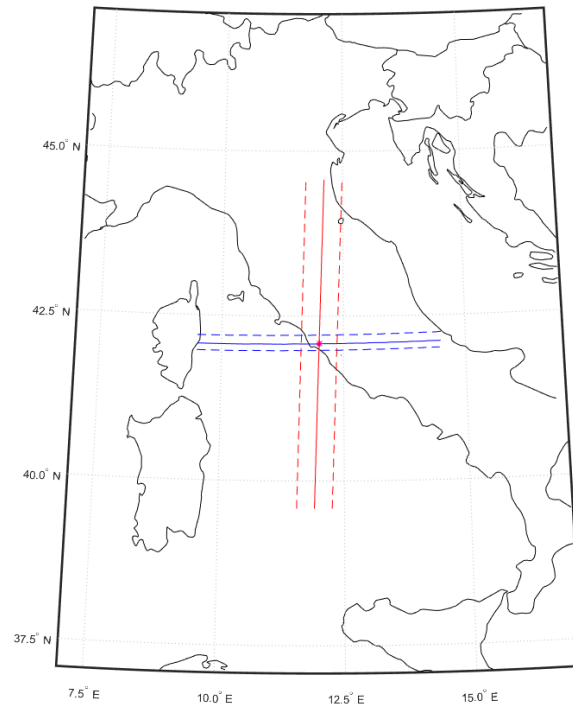
5.1 Risultati delle simulazioni con interferente terrestre

Si riportano di seguito i risultati delle simulazioni relative ai vari scenari relativi alle simulazioni in caso di interferente terrestre. Per ogni scenario si riportano due grafici. Nel primo si mostrano i footprint dei due satelliti (in azzurro quello del satellite 1 e in giallo quello del satellite 2 e in verde l'intersezione tra le due aree); nel secondo il risultato delle tecniche TDOA in rosso e FDOA in blu (le linee continue rappresentano le curve nominali, le linee tratteggiate rappresentano le curve affette da errori di misura).

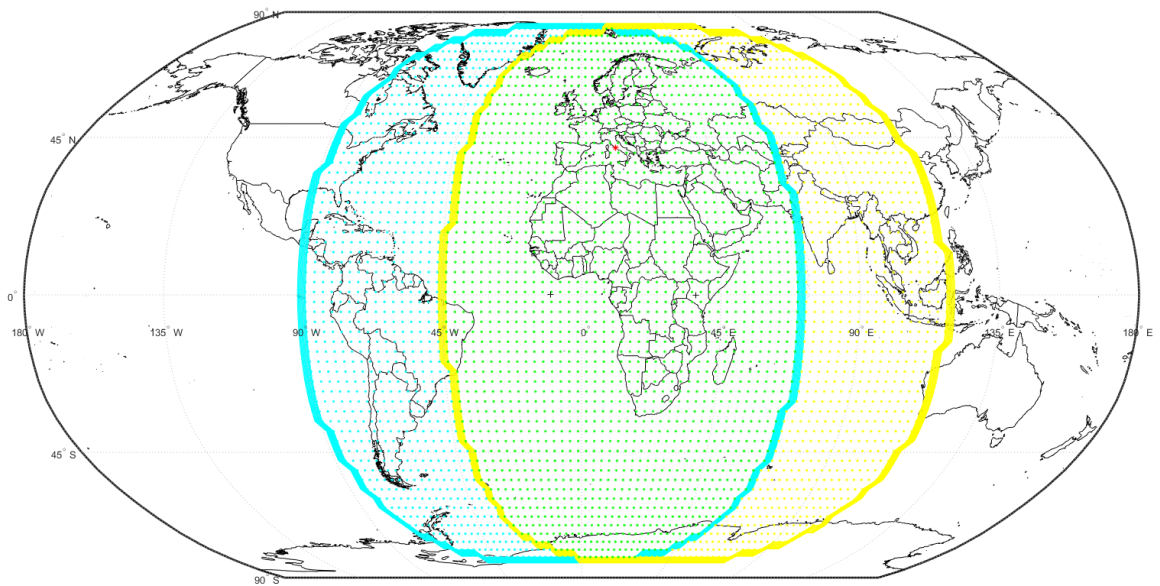
Primo set di scenari:

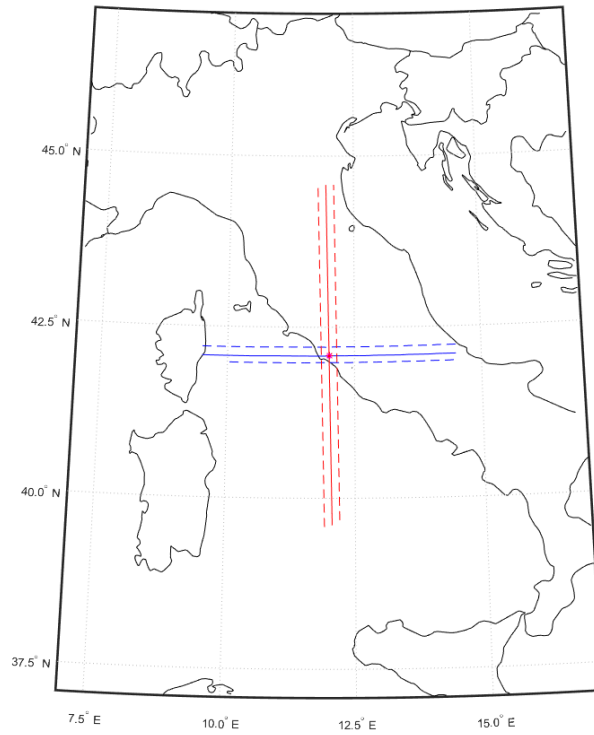
- Scenario 1



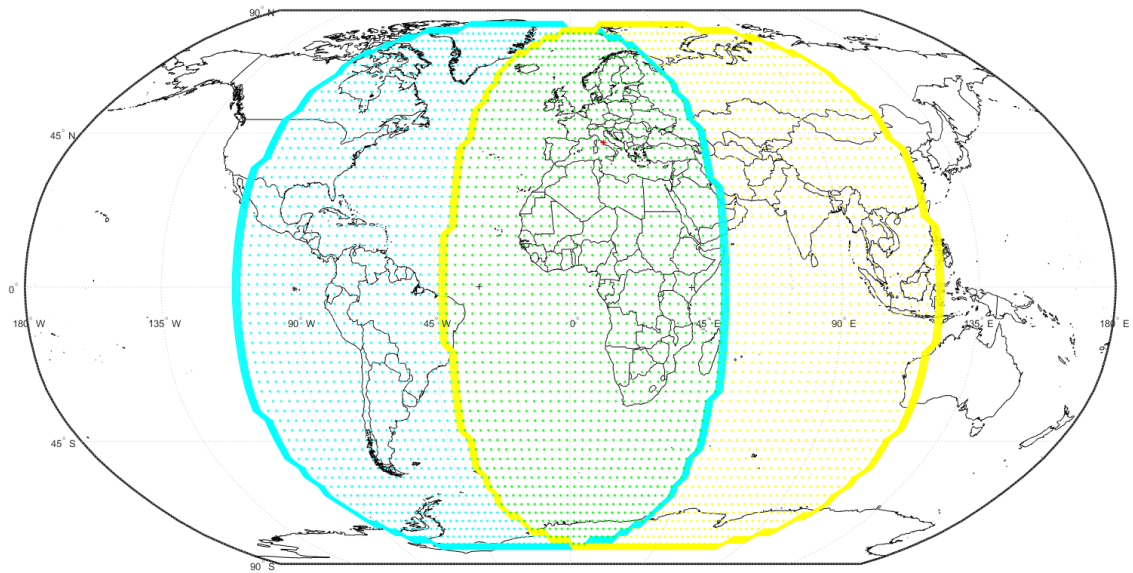


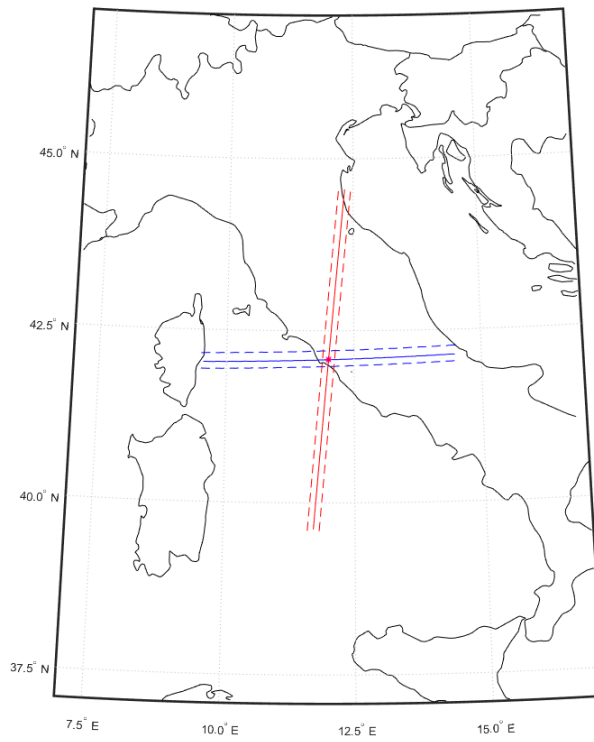
- Scenario 2:



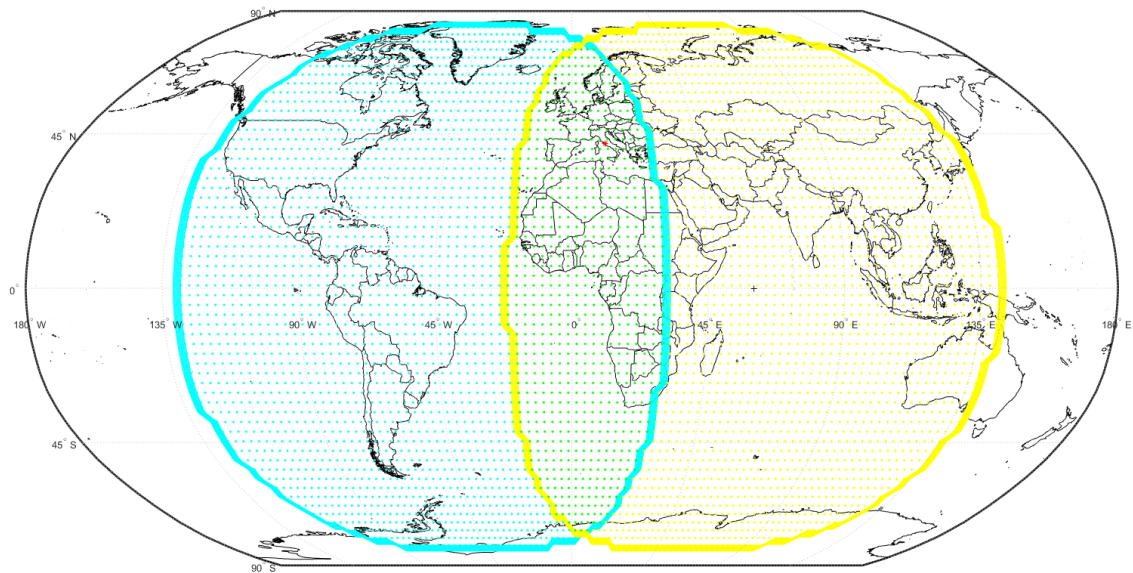


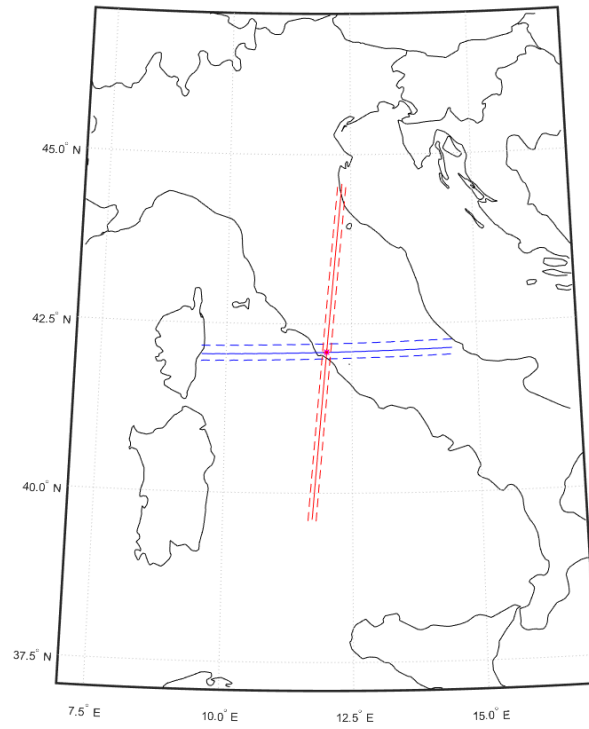
- Scenario 3:



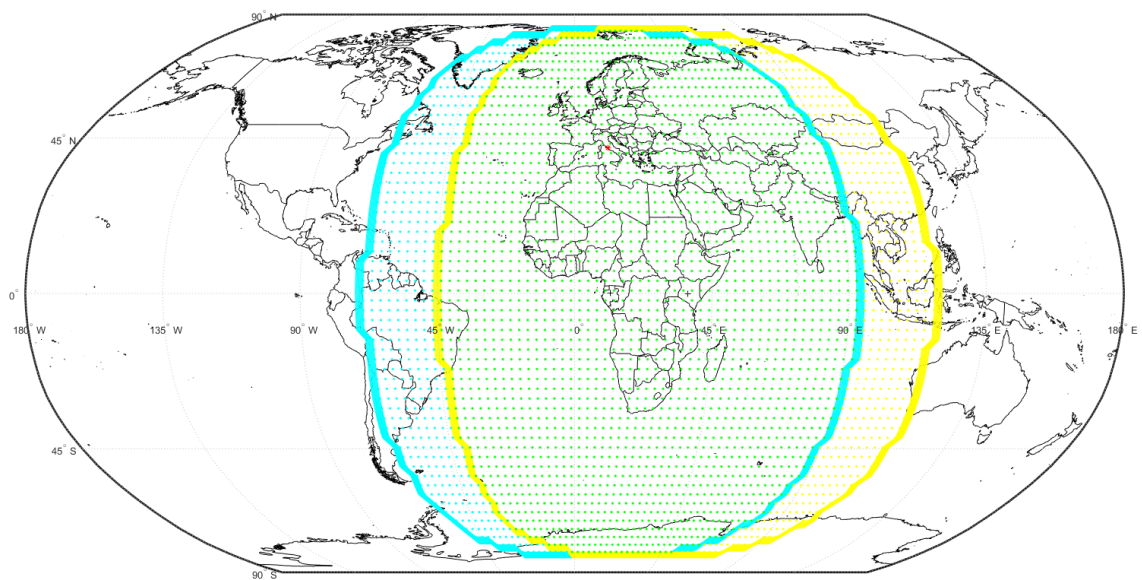


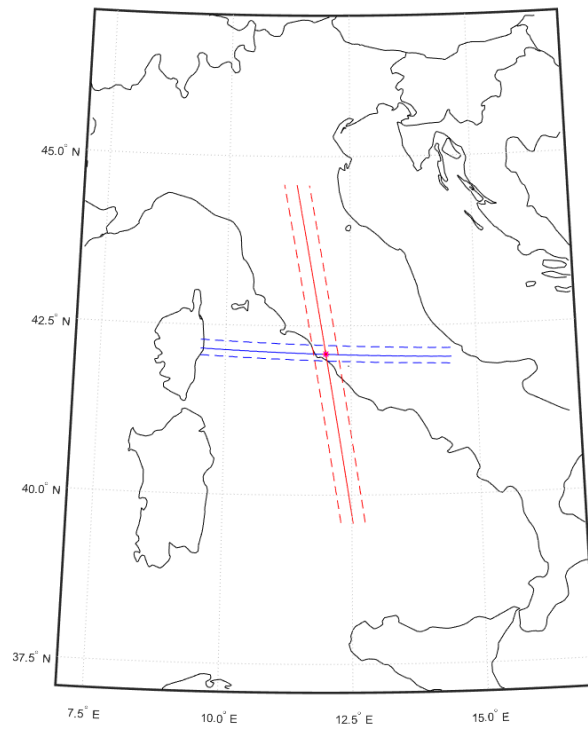
- Scenario 4:





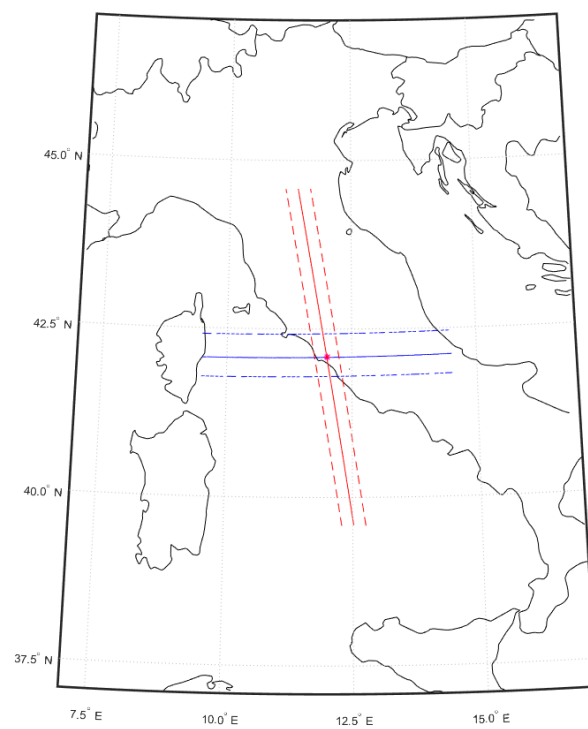
- Scenario 5:



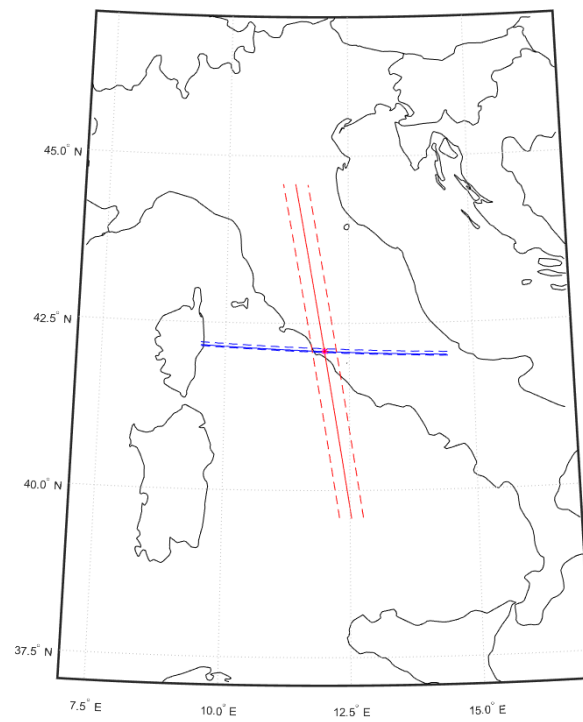


Per maggior sinteticità si riportano solo le immagini più rappresentative. Secondo set di scenari:

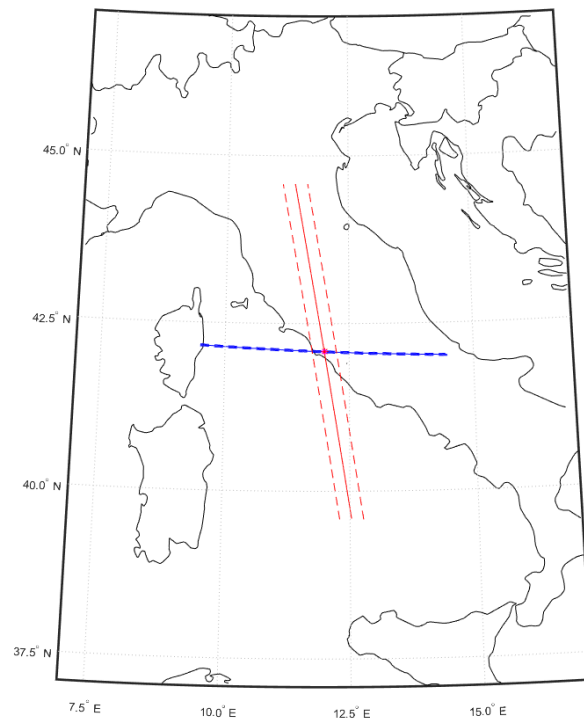
- Scenario 6



- Scenario 7



- Scenario 8



5.2 Risultati delle simulazioni con interferente satellitare

Si riportano di seguito i risultati delle simulazioni riferite al caso di interferente satellitare. Per ogni scenario sono mostrate due tabelle che riportano il funzionale costruito per i diversi punti della griglia. La griglia è calcolata con latitudine da -0.8 a 2 a passi di 0.4 gradi, longitudine da 0 a 30 gradi a passi di un 1 grado.

Nella prima tabella non stati introdotti errori di misura; nella seconda si introduce un errore di misura nella stima delle sei differenze di tempi di arrivo.

Negli scenari 1 e 2 si è assunto un errore con distribuzione uniforme tra -10 e 10 μs ; nello scenario 3 data la maggiore vicinanza delle stazioni, si è assunto un errore con distribuzione uniforme tra -1 e 1 μs .

- Scenario 1

	Long. (°)										
Lat. (°)	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	...
2	278	233	191	151	118	97	97	116	148	185	
1,6	259	213	168	126	88	65	69	98	136	177	
1,2	242	195	149	104	62	32	48	88	130	174	
0,8	229	182	136	90	45	0	45	89	133	177	
0,4	220	174	130	86	47	32	61	101	143	185	
0	215	172	131	94	67	63	86	120	159	199	...
-0,4	215	175	139	110	93	95	114	144	178	215	
-0,8	219	184	153	131	121	125	143	169	201	235	
-1,2	228	197	172	155	150	156	172	196	225	256	
-1,6	239	213	193	181	179	186	202	224	250	279	
-2	254	232	216	208	208	216	231	252	276	304	

	Long. (°)										
Lat. (°)	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	...
2	282	237	194	155	122	101	99	117	147	184	
1,6	262	216	172	130	92	68	70	97	134	175	
1,2	246	199	153	108	66	36	48	86	128	172	
0,8	232	186	140	94	49	10	43	87	130	174	
0,4	223	178	133	89	50	31	58	98	140	182	
0	218	175	133	96	67	62	83	117	155	195	...
-0,4	218	178	141	111	92	93	111	140	175	212	
-0,8	221	186	155	131	120	123	140	166	197	232	
-1,2	229	198	172	155	148	154	170	193	221	253	
-1,6	241	214	193	181	177	184	199	221	247	276	
-2	255	232	216	207	207	214	228	248	273	300	

Tabella 5.1: scenario 1: funzionale senza errore e con errore di misura tra -10 e 10 μ s

- Scenario 2

	Long. (°)										
Lat. (°)	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	...
2	229	189	148	111	81	72	91	128	171	218	
1,6	237	195	153	112	75	54	68	106	151	199	
1,2	247	204	161	118	75	40	45	84	131	180	
0,8	258	215	171	127	82	38	22	65	113	163	
0,4	270	227	184	139	94	47	0	48	97	147	...
0	283	241	198	153	109	63	22	38	85	134	
-0,4	297	255	213	169	126	82	44	40	77	123	
-0,8	312	271	229	186	144	102	66	52	75	116	
-1,2	328	287	245	204	162	123	88	69	79	113	
-1,6	343	303	263	222	182	143	109	87	89	114	
-2	360	320	280	240	201	163	130	107	102	118	

	Long. (°)										
Lat. (°)	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20
2	228	188	148	112	85	78	98	133	176	223	272
1,6	235	194	152	112	77	59	74	111	156	203	253
1,2	244	202	159	116	75	44	52	90	136	185	235
0,8	255	212	169	125	80	38	29	70	118	167	218
0,4	267	224	181	136	91	45	9	52	101	151	202
0	280	237	194	150	105	59	17	40	88	137	188
-0,4	294	252	209	165	121	77	39	38	78	126	175
-0,8	308	267	225	182	139	97	60	48	75	117	165
-1,2	323	283	241	199	157	117	82	64	77	113	157
-1,6	339	299	258	217	176	137	103	82	86	113	152
-2	355	315	275	235	196	158	124	101	98	116	150

Tabella 5.2: scenario 2: funzionale senza errore e con errore di misura tra -10 e 10 μ s

- Scenario 3

	Long. (°)												
Lat. (°)	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	...
2	23	19	16	12	8	5	3	5	8	12	16	20	
1,6	23	20	16	13	9	6	3	4	7	11	15	19	
1,2	24	21	17	13	10	6	3	2	6	10	14	18	
0,8	25	22	18	14	11	7	3	1	5	9	13	17	
0,4	26	22	19	15	11	8	4	0	4	8	12	16	...
0	27	23	20	16	12	9	5	1	3	7	11	15	
-0,4	28	24	21	17	13	10	6	2	3	6	10	14	
-0,8	29	25	22	18	14	11	7	4	3	6	9	13	
-1,2	30	26	23	19	15	12	8	5	3	5	9	13	
-1,6	30	27	23	20	16	13	9	6	4	5	8	12	
-2	31	28	24	21	17	14	10	7	5	5	8	11	

	Long. (°)												
Lat. (°)	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6
2	20	17	13	9	6	4	4	7	11	15	19	23	27
1,6	21	17	14	10	7	3	3	6	10	14	18	22	26
1,2	22	18	15	11	7	4	2	5	9	13	17	21	25
0,8	23	19	15	12	8	4	1	4	8	12	16	20	24
0,4	24	20	16	13	9	5	2	3	7	11	15	19	23
0	24	21	17	14	10	6	3	3	6	10	14	18	22
-0,4	25	22	18	15	11	7	4	3	5	9	13	17	21
-0,8	26	23	19	15	12	8	5	3	5	8	12	16	20
-1,2	27	24	20	17	13	9	6	4	5	8	12	15	19
-1,6	28	25	21	18	14	10	7	5	5	8	11	15	19
-2	29	26	22	19	15	12	8	6	5	7	11	14	18

Tabella 5.3: scenario 3: funzionale senza errore e con errore di misura tra -1 e 1 μ s

5.3 Conclusioni

La disamina condotta dimostra la fattibilità di effettuare la localizzazione di interferenti, in un caso di interferenti terrestri e di interferenti satellitari nell'altro, con i sistemi e le tecniche proposti.

Nel caso di localizzazione di un interferente terrestre che interferisce sulla ricezione satellitare nella tratta di uplink si evidenzia che:

- a parità di errore di misura della differenza del tempo di arrivo TDOA, si ottengono prestazioni migliori in termini di accuratezza se i due satelliti sono più distanziati (tabella 5.4);

Come controindicazione si riduce però l'intersezione tra i footprint e le coperture dei due satelliti, e conseguentemente diminuisce l'area utile per il servizio di geo-localizzazione;

- le prestazioni della differenza di frequenza di arrivo FDOA migliorano quando i due satelliti hanno movimenti opposti.

Nel caso di localizzazione di un interferente satellitare che interferisce sulla ricezione da parte del terminale terrestre e della stazione nella tratta di downlink:

- anche in presenza di errori di misura nella stima delle differenze di arrivo è possibile individuare la posizione del satellite interferente (in corrispondenza della quale il funzionale definito presenta un minimo);
- all'aumentare dell'errore di misura della stima delle differenze di tempo, il valore minimo del funzionale si ha ancora in corrispondenza della posizione del satellite interferente benché il valore assunto dal funzionale risulta maggiore rispetto al caso ideale o al caso con errore minore;
- all'aumentare della vicinanza delle stazioni a terra si riduce il valore di errore di misura accettabile per poter discriminare la posizione del satellite interferente, se non con un'incertezza sempre maggiore.

Ritornando all'obiettivo dell'elaborato di tesi e cioè iniziare lo studio di fattibilità di un sistema autonomo di gestione degli interferenti in banda UHF integrato con i

sistemi di controllo e monitoraggio del centro CIG SICRAL di Vigna di Valle si evidenzia che è possibile localizzare un interferente terrestre nella tratta di uplink con le risorse attualmente disponibili con una maggiore accuratezza rispetto alle interferenze satellitari nella tratta di downlink.

In questo senso per la localizzazione di un interferente satellitare tali risultati possono essere migliorati in termini di accuratezza e di tempi di stima della posizione pensando di integrare i modelli trattati con ulteriori tecniche o implementazioni a bordo di futuri satelliti come ad esempio:

- la tecnica interferometrica che misurando gli sfasamenti dei segnali ricevuti da due o più stazioni, ovvero i ritardi associati a distanze dello stesso ordine di grandezza della lunghezza d'onda utilizzata, permetterebbe di ottenere accuratezze elevate anche in caso di stazioni vicine tra loro e co-locate nello stesso centro o
- una eventuale capacità di cross-banding implementata a bordo che permetterebbe di discriminare facilmente e in tempi brevi se un interferente è generato da un terminale di terra o da un satellite adiacente a quello di riferimento.

Scenari di simulazione	Satellite 1			Satellite 2			Stazione Interferente				
	Longitudine LongSat1 (°)	Inclinazione α Sat1 (°)	Orario nodo ascendente ToSat1 (hh:mm:ss)	Longitudine LongSat2 (°)	Inclinazione α Sat2 (°)	Orario nodo ascendente ToSat2 (hh:mm:ss)	Lat. (°)	Long. (°)	Orario della simulazione t (hh:mm:ss)	Accuratezza Long. (km) TDOA	Accuratezza Lat. (km) FDOA
Scenario 1	0,0	0,1	00:00:00	20,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 28,5$	$\pm 13,1$
Scenario 2	-10,0	0,1	00:00:00	37,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 11,8$	$\pm 12,9$
Scenario 3	-30,0	0,1	00:00:00	40,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 9,2$	$\pm 12,5$
Scenario 4	-50,0	0,1	00:00:00	60,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 6,6$	$\pm 12,4$
Scenario 5	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	09:34:25	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 18,5$	$\pm 13,4$
Scenario 6	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	05:59:01	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 18,3$	$\pm 35,7$
Scenario 7	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	11:58:02	42,08	12,00	00:25:00	$\pm 18,5$	$\pm 4,0$
Scenario 8	11,8	0,1	00:00:00	37,0	0,1	11:58:02	42,08	12,00	00:00:00	$\pm 18,2$	$\pm 2,4$

Tabella 5.4: accuratezza interferente terrestre (in uplink)

Scenari di simulazione	Stazione 1 - Rif.		Stazione 2		Stazione 3		Stazione 4		Satellite Interferente			
	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Lat. (°)	Long. (°)	Accuratezza Long. (°)	Accuratezza Lat. (°)
Scenario 1	42,0000	12,0000	42,0000	17,0000	50,0000	15,0000	35,0000	15,0000	0,8000	25,0000	$\pm 0,5$	$\pm 0,2$
Scenario 2	42,0000	12,0000	40,4180	17,2410	44,1115	9,8444	35,0000	15,0000	0,4000	24,0000	$\pm 0,5$	$\pm 0,2$
Scenario 3	42,0800	12,2100	41,9856	12,6398	41,9367	12,6050	41,6590	12,4454	0,4000	12,0000	$\pm 0,5$	$\pm 0,2$

Tabella 5.5: accuratezza interferente satellitare (in downlink)

Bibliografia

1. G. Maral, M. Bousquet, *“Satellite Communication Systems: Systems, techniques and technology”*, John Wiley & Sons Ltd, 2009
2. J. A. Steinberger, *“A Survey of Satellite Communications System Vulnerabilities”*, Ohio, 2008
3. Darko Musicki, Wolfgang Koch, *“Geolocation using TDOA and FDOA Measurements”*, 11th International Conference on Information Fusion, articolo pubblicato da IEEE, 2008
4. A. Brown, D. Reynolds, *“Jammer and Interference Location System – Design and Initial Test Results”*, Proceedings, Nashville, 1999
5. H. Rausch, *“Jamming commercial Satellite communications during wartime an empirical study”*, articolo pubblicato nel “Fourth IEEE International Workshop on Information Assurance”, 2006
6. Cem Sen, *“Digital Communications Jamming”*, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2000
7. J. P. Connolly, *“Technique for geolocation of EMI emitters by O3b satellites”*, Naval Postgraduate School, Monterey, California, 2016
8. M. H. Chan, *“Application of a Dual Satellite Geolocation System on Locating Sweeping Interference”*, Proceedings, 2012
9. E. Lavan, *“Satellite Interference: an Operator’s Perspective”* presentazione Eutelsat esposta durante lo Space Workshop organizzato da ITU-R a Ginevra a giugno 2013
10. Cai-yong Hao, *“Advanced Satellite Interference Geolocation Techniques”*, presentazione dello Shenzhen Station of State Radio Monitoring Center of China esposta durante lo Space Workshop organizzato da ITU-D nel 2018
11. N. Dubyk, *“Ground Geolocation Challenges”*, Workshop su “Preventing harmful interference to satellite systems”, Ginevra, 2013
12. *“Trattato sulle norme per l’esplorazione e l’utilizzazione, da parte degli Stati, dello spazio extra-atmosferico, compresi la luna e gli altri corpi celesti”*, concluso a Londra, Mosca e Washington il 27 gennaio 1967
13. *“Convenzione sull’immatricolazione degli oggetti lanciati nello spazio extra-atmosferico”*, New York, 12 novembre 1974

FINE DEL DOCUMENTO