

**ALMA MATER STUDIORUM  
UNIVERSITA' DI BOLOGNA**

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA  
- Sede di Forlì -**

***CORSO DI LAUREA*  
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE  
Classe: 10**

**ELABORATO FINALE DI LAUREA**

**In: Avionica e Strumentazione Spaziale**

**“Simulazione di front-end GPS per la verifica di algoritmi di  
navigazione per satelliti LEO”**

**CANDIDATO  
Alessandro Casadei**

**RELATORE  
Prof. Paolo Tortora**

**CORRELATORE  
Prof. Alessandro Avanzi**

**Anno Accademico 2012/13  
Sessione II**



# INDICE

1. Introduzione.....	pag. 2
2. I file in formato RINEX	
a. Generalità.....	pag. 5
b. I parametri Time, Pseudo-range e Phase.....	pag. 7
c. Il file RINEX di osservazione.....	pag. 9
d. Il file RINEX di navigazione.....	pag. 14
3. I file della missione GRACE	
a. Il file di osservazione <u>grce090a.10o</u> .....	pag. 17
b. Il file di navigazione <u>brdc0900.10n</u> .....	pag. 19
4. Il ricevitore GPS di ESEO	
a. La struttura generale.....	pag. 20
b. Il ricevitore OEM615.....	pag. 21
c. L'antenna GPS.....	pag. 24
d. Il processore di navigazione.....	pag. 24
5. I logs del ricevitore OEM615	
a. Generalità.....	pag. 25
b. Il log RANGE.....	pag. 29
c. Il log GPSEPHEN.....	pag. 31
6. Il software di simulazione “Simulate GPS”	
a. Obiettivi del software.....	pag. 33
b. La struttura del software.....	pag. 34
c. Le funzionalità del software.....	pag. 49
7. Conclusione.....	pag. 50
➔ APPENDICE: Bibliografia.....	pag. 50

# 1. INTRODUZIONE

L'Università di Bologna aderisce al progetto “European Student Earth Orbiter” (ESEO), la terza missione dell'Education Satellite Programme, un programma promosso dall'ESA e indirizzato agli studenti delle università europee. Esso è volto a fornire a questi ultimi di acquisire una maggior esperienza di progettazione con l'obiettivo di formare ingegneri aerospaziali ben qualificati per il futuro dell'Europa.

La missione ESEO prevede il progetto di un micro-satellite che graviterà attorno alla Terra su un'orbita bassa (LEO: Low Earth Orbit) eliosincrona ad una altezza non superiore ai 600 km.

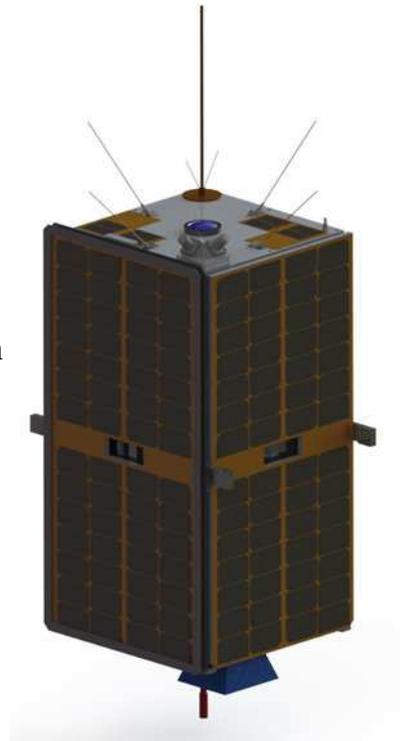
Il lancio è previsto per il 2015-16 e una volta in orbita il satellite avrà una vita operativa di sei mesi circa, con la possibilità di estenderla ulteriormente. Il micro-satellite sarà sviluppato, integrato e testato da studenti provenienti da nove diverse università d'Europa, tra le quali, appunto, l'Università di Bologna.

Gli obiettivi della missione ESEO sono:

- scattare foto della Terra e di altri corpi celesti per scopi educativi;
- fornire misure dei livelli di radiazione in orbita bassa LEO;
- acquisire esperienza con le tecnologie per eventuali future missioni educative di ESA.

ESEO è attualmente alla fase della progettazione dettagliata (fase C).

Il compito dell'Università di Bologna, con riferimento all'ultimo obiettivo appena elencato, è quello di sviluppare un ricevitore GPS per la determinazione orbitale, che farà parte del payload del micro-satellite di ESEO e che sarà composto dal ricevitore OEM615 della NovAtel, da una parte di elettronica aggiuntiva realizzata dalla stessa università e da un'antenna GPS.



*Il sat di ESEO*

Una volta in orbita, il ricevitore OEM615 fornirà i dati grezzi di pseudo-range e carrier-phase e i parametri orbitali (effemeridi) dei satelliti GPS in vista in quel momento. Questi dati saranno processati dall'elettronica aggiuntiva, che consentirà una determinazione orbitale accurata del satellite di ESEO.

Il ricevitore OEM615 utilizzerà, una volta in orbita, il sistema di posizionamento satellitare GPS (Global Positioning System), che sarà l'unico sistema GNSS di cui ci si servirà per la missione ESEO. Si tratta di una costellazione di satelliti che fornisce agli utenti, attraverso la trasmissione di un segnale Code Division Multiple Access, informazioni di posizione e di tempo.

Il GPS è stato realizzato dal Dipartimento della Difesa degli Stati Uniti d'America ed è pienamente operativo dal 1994. Inizialmente il sistema forniva due differenti servizi: il PPS (Precise Positioning System) per uso militare e il SPS (Standard Positioning System) per uso civile, volutamente degradato per fornire una precisione nel posizionamento inferiore al PPS e pari a circa 100-150 metri. Questa degradazione è stata completamente eliminata nell'anno 2000, rendendo così possibile l'utilizzo da parte di tutto il mondo del segnale originale, che permette una precisione dell'ordine dei 10-15 metri. Attualmente il sistema GPS viene utilizzato in svariati campi, anche molto distinti fra loro, e tra questi è presente il posizionamento per satelliti in orbita bassa.

Per quanto riguarda il ricevitore GNSS per la missione ESEO si è pensato di utilizzare la strategia che prevede l'adattamento per lo spazio di un ricevitore impiegato per il posizionamento a terra. In linea generale, un ricevitore progettato per essere utilizzato a terra richiede modifiche di basso livello per poterlo utilizzare per la determinazione orbitale nello spazio. Questo perché, innanzitutto, le proprietà del segnale ricevuto differiscono in maniera sostanziale per quanto riguarda il Doppler, e in secondo luogo perché le norme internazionali impongono delle limitazioni ai dispositivi di ricezione in modo che possano fornire output di tempo e di posizione solamente al di sotto dei 10000 ft di altitudine (circa 18 km) e dei 1000 nodi di velocità (circa 0.5 km/s). Come già accennato, il ricevitore GPS fornirà solamente le misure grezze, le quali saranno processate da un computer di bordo che eseguirà il filtraggio dei dati e la stima precisa dell'orbita e che verrà sviluppato, come accennato, dall'Università di Bologna.

L'obiettivo fondamentale della missione ESEO, per quanto concerne il ricevitore satellitare, è quello di testare, nello spazio, il posizionamento real-time con una

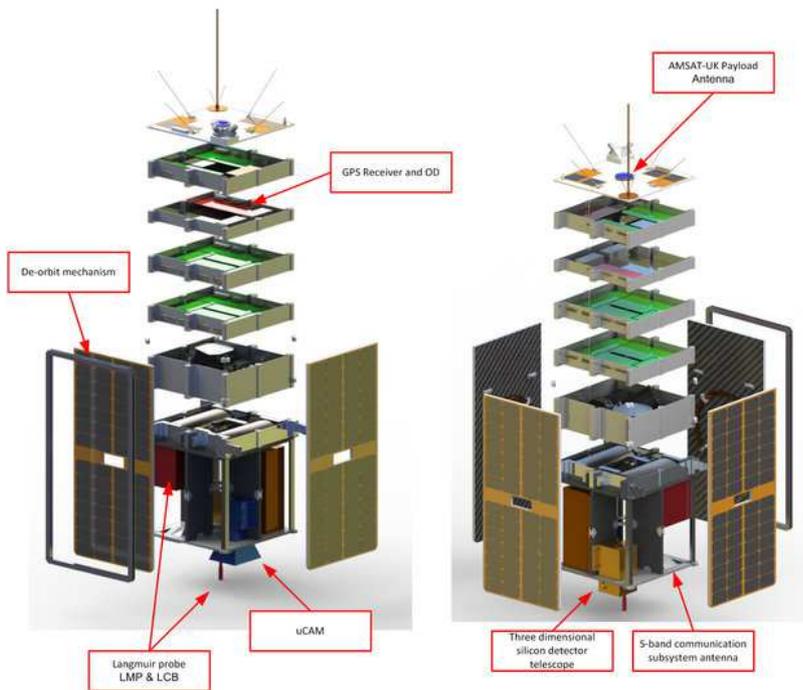
precisione inferiore al metro, il quale è già stato dimostrato per ricevitori satellitari con prove di laboratorio a terra.

Il ricevitore GPS di ESEO sarà, perciò, dotato di un algoritmo di navigazione sofisticato, basato su un accurato modello dinamico di determinazione orbitale in combinazione con misurazioni elaborate dal filtro di Kalman.

Per testare a terra l'elettronica necessaria per processare i dati di output del ricevitore OEM615 della NovAtel è necessario creare un software che simuli il comportamento di quest'ultimo. L'acquisto di un simulatore GPS, infatti, non è proponibile a causa dei costi troppo elevati. Il software di simulazione deve, perciò, essere in grado di inviare le misurazioni grezze di carrier-phase e pseudo-range e le effemeridi dei satelliti GPS esattamente come il ricevitore OEM615 che sarà montato sul micro-satellite di ESEO. Per disporre di dati reali che possano essere elaborati dal software di simulazione si è deciso di utilizzare i dati immagazzinati in un arco temporale di 24 ore il giorno 31/03/2010 dalla missione GRACE (Gravity Recovery And Climate Experiment), una missione congiunta della NASA e dell'Agenzia Spaziale Tedesca, costituita da due satelliti gemelli, che si prefigge come obiettivo quello di sviluppare un modello ad alta definizione del campo gravitazionale terrestre e della sua variazione nel tempo, analizzando come il movimento delle masse d'acqua influenzi quest'ultimo. Il motivo che sta alla base della scelta di utilizzare i dati registrati proprio da questa missione è il fatto che i satelliti di GRACE, così come sarà per il satellite di ESEO, gravitano attorno alla Terra su orbite LEO.

I dati raccolti dalla missione GRACE sono immagazzinati in file in formato RINEX, il formato creato appositamente per salvare i dati di tipo GNSS.

L'obiettivo del mio lavoro di tesi è stato quello di implementare un software di simulazione, attraverso la programmazione in Labview, che estrapola i dati immagazzinati nei file RINEX di navigazione e di osservazione di GRACE e li invia con le stesse modalità con le quali lo farebbe il ricevitore OEM615 della NovAtel.



*La struttura interna di ESEO*

## 2. IL FORMATO RINEX

### a. Generalità

Il RINEX, acronimo di "Receiver Independent Exchange Format", è un formato largamente accettato e utilizzato in tutto il mondo per immagazzinare dati GNSS. Fu sviluppato e introdotto per la prima volta dall'Istituto Astronomico dell'Università di Berna per facilitare lo scambio di dati GPS durante EUREF89, campagna Europea per il GPS, che ha coinvolto più di sessanta ricevitori di quattro differenti case produttrici.

Da allora sono state apportate diverse modifiche e create diverse versioni di questo formato per facilitare sempre più lo scambio di dati raccolti dai ricevitori GNSS.

Attualmente la versione più aggiornata è la 3.02.

Il formato RINEX prevede, in linea generale, tre file di tipo ASCII (ed eventualmente altri file a seconda della versione a cui si fa riferimento):

1. il file dei dati di Osservazione;
2. il file dei dati di Navigazione;
3. il file dei dati meteorologici.

Ognuno di questi file è composto da una sezione di intestazione (header) e da una sezione dati. L'intestazione contiene l'informazione globale dell'intero file ed è posizionata all'inizio, mentre la sezione dati contiene le informazioni sui dati raccolti ed è successiva all'intestazione.

Questa trattazione fa riferimento al sistema satellitare GPS, ma ovviamente il formato RINEX può essere utilizzato per raccogliere dati di qualunque sistema GNSS si utilizzi (GLONASS, SBAS, GALILEO, ecc...).

Il formato è ottimizzato per i requisiti di spazio minimi, indipendentemente dal numero

di diversi tipi di osservazione di uno specifico ricevitore o sistema satellitare.

Nell'intestazione sono indicati i tipi di osservazioni da memorizzare per il ricevitore in esame ed i sistemi satellitari utilizzati.

Dei tre file elencati precedentemente, questa trattazione si occupa solamente dei primi due tipi di file: quello di osservazione e quello di navigazione. Il primo contiene le osservabili rispetto ai satelliti GPS in vista, mentre il secondo le effemeridi dei satelliti GPS, sempre in vista.

Come è già stato accennato nell'introduzione, questo lavoro di tesi si concentra sui dati registrati e immagazzinati in un arco temporale di 24 ore il giorno 31/10/2010 dai satelliti della missione GRACE.

I file a cui si fa riferimento sono in formato RINEX 2.20, una versione non ufficiale che apporta alcune modifiche alla precedente 2.10 al fine di ottimizzare la registrazione di dati GPS per satelliti in orbita bassa LEO.

Facendo riferimento a questa versione, viene raccomandata una struttura specifica convenzionale nel salvataggio dei file RINEX: **ssssdddf.yyt**.

In cui ogni campo contiene un'informazione specifica:

- **ssss** : codice di identificazione (ID) della stazione
- **ddd** : giorno dell'anno della prima registrazione
- **f** : numero o carattere della sequenza file del giorno
- **yy** : anno
- **t**: tipo di file:
  - **O**: file di osservazione
  - **N**: file del messaggio di navigazione GPS

- M: file di dati meteorologici
- G: file del messaggio di navigazione GLONASS
- L: file del messaggio di navigazione Galileo
- P: file messaggio di navigazione di sistemi GNSS misti
- H: file del messaggio di navigazione SBAS
- B: file di dati di trasmissione SBAS
- C: file di orologio (Clock)
- S: file di riepilogo (Summary)

Questa rappresenta la modalità generale con cui vengono denominati i file in formato RINEX versione 2. È possibile utilizzarne un'estensione per i file di tracciamento ad alta velocità immagazzinati ogni 15 minuti: **ssssdddhmm.yyO**, dove il campo **h** è contraddistinto da un carattere che rappresenta l'ora del giorno, in ordine alfabetico partendo dalle 00.00h (a, b, c, d, ecc...), il campo **mm** rappresenta il minuto di partenza (00, 15, 30, 45), mentre il campo **O** sta ad indicare che quest'estensione si può utilizzare solamente per i file di osservazione.

### **b. I parametri Time, Pseudo-range e Phase**

Prima di passare a descrivere in modo esauriente come sono strutturati i file di osservazione e di navigazione, occorre definire le tre quantità fondamentali che caratterizzano i dati GPS: time (tempo), pseudo-range (pseudo-distanza) e phase (fase).

**Time:** rappresenta il tempo di misurazione, ovvero il tempo del ricevitore dei segnali ricevuti. Esso è identico per le misurazioni di carrier-phase e pseudo-range ed è identico per tutti i satelliti osservati alla stessa epoca.

**Pseudo-range (PR):** rappresenta la distanza tra l'antenna del ricevitore e l'antenna del satellite, calcolata moltiplicando il tempo di percorrenza di un impulso generato dal satellite GPS per la velocità di propagazione dell'onda elettromagnetica. Il ricevitore calcola il tempo di propagazione dell'impulso confrontando il segnale in codice ricevuto dal satellite GPS (che lo ha generato) e lo stesso segnale generato

internamente dallo stesso ricevitore. Lo sfasamento temporale che ne deriva, però, è affetto da diversi errori derivanti da fattori differenti, come, ad esempio, l'effetto della ionosfera e l'errore di sincronizzazione tra gli orologi interni rispettivamente del ricevitore e del satellite GPS. La pseudo-range può essere così interpretata:

$$PR = dist + c * (\Delta t_{receiver\_clock} - \Delta t_{sat\_clock} + \Delta t_{others})$$

Dove si tiene conto dei *clock offsets* del ricevitore e del satellite GPS di riferimento, della velocità della luce  $c$  e di altri errori di propagazione ( es.: ionosfera). La pseudo-range viene misurata in metri.

**Phase:** rappresenta la fase della portante (carrier-phase) calcolata in cicli interi. I mezzi cicli misurati con ricevitori di tipo “squaring” devono essere convertiti in cicli interi e contrassegnati dal rispettivo codice di osservazione. Le osservabili, come detto, sono affette da errori dipendenti da fattori esterni come l'effetto della ionosfera, gli *offsets* degli orologi, ecc...

La misurazione viene effettuata confrontando la fase della portante, depurata dal segnale in codice sovrapposto, con la fase dello stesso segnale generato internamente dal ricevitore, con stessa frequenza. La Fase è definita, quindi, come la differenza tra la fase del segnale proveniente dal satellite e quella del segnale generato dal ricevitore.

Entrambe le misurazioni di pseudo-range e carrier-phase sono influenzate dall'effetto Doppler. Il segno dello *shift* Doppler viene assunto positivo per satelliti che si avvicinano (negativo viceversa) e rappresenta un'osservabile aggiuntiva.

Nei file in formato RINEX versione 3, i satelliti vengono identificati tramite tre caratteri: **snn**, in cui ogni campo contiene un'informazione specifica:

- **s** : rappresenta il sistema satellitare GNSS di cui fa parte il satellite:
  - G: GPS
  - R: GLONASS
  - S: SBAS

- E: Galileo
  - C: Compass
- **nn** : identifica a quale satellite si fa riferimento, e rappresenta il PRN per i satelliti dei sistemi GPS, Galileo e Compass, il numero di *slot* (posizione) per il sistema GLONASS, il PRN – 100 per il sistema SBAS.

È importante, però, notare come nella versione 2 e 2.20 del formato RINEX ( i file di cui ci occuperemo appartengono a queste) i satelliti GPS possono anche essere identificati solamente dal PRN, mantenendo vuoto il campo *s*, mentre per gli altri sistemi esistono piccole variazioni, ma la struttura dell'identificazione rimane sempre la stessa.

### c. Il file RINEX di osservazione

Come accennato precedentemente, il file di osservazione contiene le osservabili rispetto ai satelliti GNSS in vista. Con il termine osservabile si intende la grandezza misurata.

Come ogni file in formato RINEX, questo file è diviso in due sezioni principali: la sezione d'intestazione (header) e la sezione dati. La sezione di intestazione contiene le informazioni necessarie per poter meglio interpretare i dati comunicati.

Il file di osservazione della missione GRACE è in formato RINEX 2.20 e l'header di questo file presenta una struttura che è praticamente uguale a quello della versione 2.10, con alcune piccole modifiche. La struttura dell'header della versione 2.10 viene sintetizzata nella seguente tabella:

CAMPO HEADER	DESCRIZIONE
RINEX VERSION / TYPE	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Versione (2.20)</li> <li>➔ Tipo di file (es.: Observation data)</li> <li>➔ Sistema satellitare (es: GPS)</li> </ul>
PGM / RUN BY / DATE	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Nome del programma di creazione del file</li> <li>➔ Nome di chi ha creato il file (agenzia, privato, ecc...)</li> </ul>

	→ Data di creazione del file
* COMMENT	Commento
MARKER NAME	Nome del sito (marker) dell'antenna
* MARKER NUMBER	Numero del sito dell'antenna
OBSERVER / AGENCY	Nome dell'osservatore e dell'agenzia
REC # / TYPE / VERS	Numero, tipo e versione (del software interno) del ricevitore
ANT # / TYPE	Numero e tipo di antenna
APPROX POSITION XYZ	Posizione approssimata del sito (WGS84)
ANTENNA: DELTA H/E/N	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ Altezza dell'antenna: altezza della base dell'antenna sopra il sito</li> <li>→ Eccentricità del centro dell'antenna rispetto al marker verso Est e Nord (tutte le unità sono espresse in metri)</li> </ul>
WAVELENGTH FACT L1/2	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ Fattori della lunghezza d'onda (in default) per L1 e L2: <ul style="list-style-type: none"> <li>1: ambiguità sul ciclo intero</li> <li>2: ambiguità sul semiciclo (squaring)</li> <li>0 (in L2): strumento a singola frequenza</li> </ul> </li> <li>→ 0 o campo vuoto: la linea del fattore di lunghezza d'onda predefinita è obbligatoria e deve precedere le linee del satellite</li> </ul>
* WAVELENGTH FACT L1/2	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ Fattori di lunghezza d'onda per L1 e L2: <ul style="list-style-type: none"> <li>1: ambiguità sul ciclo intero</li> <li>2: ambiguità sul semiciclo (squaring)</li> <li>0 (in L2): strumento a singola frequenza</li> </ul> </li> <li>→ Numero di satelliti a seguire in lista per i quali questi fattori sono validi</li> <li>→ Lista dei PRN (identificazione dei satelliti)</li> </ul> <p>Queste linee opzionali specifiche relative ai satelliti andrebbero aggiunte se identificano uno stato diverso</p>

	rispetto ai valori di default. La registrazione deve ripetersi solo se necessario.
# / TYPES OF OBSERV	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Numero dei tipi differenti di osservazione nel file</li> <li>➔ Tipi di osservazione</li> </ul>
* INTERVAL	Intervallo di osservazione in secondi
TIME OF FIRST OBS	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Epoca della prima registrazione di osservazione (anno, mese, giorno, ore, minuti, secondi)</li> <li>➔ Sistema di riferimento per il tempo (es.:GPS = tempo GPS)</li> </ul>
* TIME OF LAST OBS	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Epoca dell'ultima registrazione (anno, mese, giorno, ore, minuti, secondi)</li> <li>➔ Sistema di riferimento per il tempo (es.:GPS = tempo GPS)</li> </ul>
* RCV CLOCK OFFS APPL	<p>Epoca, codice e fase sono stati corretti oppure no (1 = sì, 0 = no) applicando l'offset dell'orologio del ricevitore (realtime-derived).</p> <p>In default si ha il valore 0. Questo campo è richiesto se gli <i>offsets</i> degli orologi sono riportati nelle registrazioni EPOCH/SAT.</p>
* LEAP SECONDS	Numero dei "leap seconds" (secondi di salto o di recupero) partendo dal 6 Gennaio 1980. Raccomandato per file misti GPS/GLONASS.
* # OF SATELLITES	Numero dei satelliti, per i quali le osservazioni sono immagazzinate nel file
* PRN / # OF OBS	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ PRN (identificazione del satellite)</li> <li>➔ numero di osservazioni per ogni tipo di osservazione indicato nel campo "# / TYPES OF OBSERV"</li> <li>➔ Questa registrazione viene ripetuta per ogni satellite presente nel file dei dati</li> </ul>
END OF HEADER	Fine dell'intestazione.

I campi segnati con \* fanno riferimento ai campi non obbligatori. Oltre a questi campi, nella versione 2.20 possono essere inseriti altri campi opzionali (MARKER

TYPE, ANTENNA: DELTA X/Y/Z, ANTENNA: B.SIGHT XYZ, OBS SCALE FACTOR, CENTER OF MASS: XYZ), ma in questa trattazione non verranno utilizzati.

Devono essere, però, specificati nel dettaglio quali tipi di osservabili possono essere registrati nella sezione dati per quanto riguarda i file in formato RINEX versione 2.20 e che devono essere inseriti nel campo # / TYPES OF OBSERV:

- **L1, L2:** misurazioni di **fase** su L1 e L2, L1 deriva dal codice P(Y);
- **LA:** misurazioni di **fase** su L1 derivate dal codice di tracciamento C/A. Si utilizza L1 se l'origine è sconosciuta;
- **C1:** misurazione di **pseudo-range** utilizzando il codice C/A su L1;
- **P1, P2:** misurazione di **pseudo-range** utilizzando il codice P su L1 e L2;
- **D1, D2:** **frequenza Doppler** su L1 e L2;
- **T1, T2:** **Transit Integrated Doppler** su 150 Mhz (T1) e 400 Mhz (T2);
- **S1, S2:** potenze grezze del segnale o valori **SNR** (signal-to-noise-ratio) così come sono forniti dal ricevitore per le osservazioni di fase L1 e L2;
- **SA:** potenza grezza del segnale o **SNR** per LA;
- **CH:** numero del canale del ricevitore.

Come si può notare, le osservabili riguardano, in linea generale, i dati di pseudo-range, carrier-phase e frequenza Doppler, ma sono presenti anche dati riguardanti le potenze dei segnali (SNR). Il SNR è definito come il rapporto tra la potenza del segnale utile e la potenza totale del rumore ed assume valori sempre positivi. Le osservabili di maggior interesse per questo lavoro di tesi riguardano i dati di pseudo-range e carrier-phase.

La sezione dati del file di osservazione, invece, contiene i dati delle osservabili così come sono calcolate in riferimento ai satelliti GNSS che sono visibili in quell'epoca. La sua struttura può essere sintetizzata in questo tabella (con riferimento alla versione 2.10):

CAMPO DATI	DESCRIZIONE
<p>EPOCH/SAT oppure EVENT FLAG</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Epoca: anno, mese, giorno, ore, minuti, secondi</li> <li>➔ Flag dell'evento, che può assumere questi valori: <ul style="list-style-type: none"> <li>0: OK</li> <li>1: mancanza di alimentazione tra l'epoca precedente e quella attuale</li> <li>&gt;1: flag dell'evento</li> </ul> </li> <li>➔ Numero di satelliti nell'epoca attuale</li> <li>➔ Lista dei PRN dei satelliti dell'epoca attuale</li> <li>➔ Offset dell'orologio del ricevitore (opzionale)</li> </ul> <p>La flag d'evento, se è &gt;1, può assumere valori compresi nell'intervallo 2-5:</p> <ul style="list-style-type: none"> <li>2: inizio movimentazione dell'antenna</li> <li>3: occupazione di un nuovo sito (segue almeno un record marker name)</li> <li>4: segue un'informazione di header</li> <li>5: evento esterno (epoca significativa)</li> </ul> <p>In questi casi il numero dei satelliti contiene un numero di registrazioni speciali da seguire (al massimo 999). Per gli eventi senza epoca significativa i campi epoca possono essere lasciati vuoti. Se la flag dell'evento assume valore 6, allora seguono registrazioni sui slittamenti di ciclo (cycles slip) per riportare facoltativamente i cycles slip rilevati e riparati.</p>
<p>OBSERVATIONS</p>	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Osservazione</li> <li>➔ LLI (Loss of lock indicator)</li> <li>➔ Potenza del segnale (SNR)</li> </ul> <p>Questi dati vengono ripetuti per ogni tipo di osservazione (stessa sequenza dell'header). Questa registrazione viene eseguita per ogni satellite indicato nel campo EPOCH/SAT. Le osservazioni di fase sono espresse in unità in cicli</p>

	interi della portante, mentre le osservazioni di codice in unità in metri. Le osservazioni non disponibili vengono omesse o segnate con 0.0.
--	--

L'LLI, che rappresenta l'indicatore di perdita di aggancio, può assumere valori compresi nell'intervallo 0-7, mentre la potenza proiettata nell'intervallo 0-9, ad indicare, per entrambi, un determinato comportamento del segnale. Nella maggioranza dei casi, però, questi valori vengono lasciati vuoti, per segnalare che non è avvenuta nessuna perdita di aggancio e che non viene specificato alcun comportamento del segnale proiettato.

#### **d. Il file RINEX di navigazione**

Il file di navigazione contiene i dati di ogni satellite GNSS in vista, ovvero le effemeridi del satellite, che rappresentano i vari parametri orbitali del satellite in questione. Ovviamente, anche questo file è suddiviso in due sezioni: quella di intestazione e quella dei dati. L'intestazione contiene le informazioni da tenere a mente per poter disporre di dati di almanacco e delle effemeridi precisi.

Il file di navigazione della missione GRACE è in formato RINEX versione 2, il cui header presenta una struttura che viene sintetizzata nella seguente tabella:

<b>CAMPO HEADER</b>	<b>DESCRIZIONE</b>
RINEX VERSION / TYPE	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Versione (2)</li> <li>➔ Tipo di file (es.: Navigation data)</li> </ul>
PGM / RUN BY / DATE	<ul style="list-style-type: none"> <li>➔ Nome del programma di creazione del file</li> <li>➔ Nome di chi ha creato il file (agenzia, privato, ecc...)</li> <li>➔ Data di creazione del file</li> </ul>
* COMMENT	Commento
* ION ALPHA	Parametri ionosferici A0-A3 dell'almanacco
* ION BETA	Parametri ionosferici B0-B3 dell'almanacco

* DELTA-UTC: A0,A1,T,W	Parametri dell'almanacco per calcolare il tempo UTC (Universal Time Coordinated): → A0, A1: termini del polinomio → T: tempo di riferimento per i dati UTC → W: numero della settimana di riferimento UTC
* LEAP SECONDS	Variazione di tempo dovuta ai secondi di salto (o di recupero)
END OF HEADER	Fine dell'intestazione.

I campi segnati con \* fanno riferimento ai campi non obbligatori.

La sezione dati del file di navigazione, invece, contiene i dati delle effemeridi e di almanacco dei satelliti GNSS che sono visibili in quell'epoca. La sua struttura può essere sintetizzata in questo tabella (sempre con riferimento alla versione 2):

CAMPO DATI	DESCRIZIONE
PRN / EPOCH / SV CLK	→ PRN del satellite → Epoca, ovvero il TOC (Time of Clock): anno, mese, giorno, ore, minuti, secondi → Errore dell'orologio del satellite (secondi) → Deviazione dell'orologio del satellite (sec/sec) → Tasso di deviazione dell'orologio del satellite (sec/sec/sec)
BROADCAST ORBIT - 1	→ IODE (Issue of Data Ephemeris) → Crs, raggio dell'orbita (ampiezza del seno, m) → $\Delta N$ , differenza media di movimento (rad/sec) → $M_0$ , anomalia media del tempo di riferimento (rad)
BROADCAST ORBIT - 2	→ Cuc, argomento di latitudine (ampiezza del coseno, rad) → e, eccentricità (adimensionale) → Cus, argomento di latitudine (ampiezza del seno, rad)

	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ sqrt (A), radice quadrata del semiasse maggiore (sqrt(m))</li> </ul>
BROADCAST ORBIT - 3	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ Toe (Time of Ephemeris, m)</li> <li>→ Cic, inclinazione (ampiezza del coseno, rad)</li> <li>→ OMEGA (<math>\Omega</math>), longitudine del nodo ascendente (rad)</li> <li>→ Cis, inclinazione (ampiezza del seno, rad)</li> </ul>
BROADCAST ORBIT - 4	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ <math>I_0</math>, angolo di inclinazione al tempo di riferimento (rad)</li> <li>→ Crc, raggio dell'orbita (ampiezza del coseno, metri)</li> <li>→ omega (<math>\omega</math>) argomento del perigeo (rad)</li> <li>→ OMEGADOT, tasso di ascensione retta (rad/sec)</li> </ul>
BROADCAST ORBIT - 5	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ IDOT, tasso di inclinazione (rad/sec)</li> <li>→ Codici sul canale L2</li> <li>→ numero della settimana di riferimento GPS (rif. al Toe)</li> <li>→ flag dei dati L2P</li> </ul>
BROADCAST ORBIT - 6	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ SV accuracy, accuratezza della posizione del satellite (m)</li> <li>→ SV health, salute del satellite</li> <li>→ TGD, stima della differenza del ritardo di gruppo (sec)</li> <li>→ IODC (Issue of data Clock)</li> </ul>
BROADCAST ORBIT - 7	<ul style="list-style-type: none"> <li>→ Tempo di trasmissione del messaggio (secondi della settimana GPS)</li> <li>→ vuoto</li> <li>→ vuoto</li> <li>→ vuoto</li> </ul>

Come si può notare, in totale si potranno leggere ventotto dati di almanacco e delle effemeridi dei satelliti, di cui gli ultimi tre sono valori nulli senza alcun significato fisico.



Undetected cycle slips may remain in this file.

COMMENT

END OF HEADER

Dopo l'header iniziano le registrazioni, di cui se ne riporta la prima come riferimento per le altre:

**10 03 31 00 00 00.0000000 0 8 03 14 16 21 24 29 31 32**

116366222.72648	90675009.81747	22143755.39848	22143755.52848	22143762.84647
116366221.22448	379.00048	115.00048	90.00047	
103998090.51948	81037498.14549	19790178.35749	19790178.55648	19790184.50249
103998089.02249	622.00049	324.00048	578.00049	
116148490.94347	90505343.42247	22102322.82648	22102322.95347	22102328.74647
116148489.44348	361.00048	100.00047	79.00047	
122425974.04047	95396888.79846	23296887.82548	23296887.70947	23296893.62446
122425974.53548	281.00048	62.00047	45.00046	
120711226.99246	94060730.91446	22970581.96248	22970582.26746	22970590.20546
120711226.49048	251.00048	48.00046	50.00046	
126661110.69246	98696999.69346	24102807.63448	24102807.79246	24102815.45646
126661108.18648	162.00048	20.00046	46.00046	
120928304.97446	94229867.03047	23011891.22748	23011891.82946	23011897.46847
120928299.46648	269.00048	50.00046	89.00047	
129183319.30846	100662359.17946	24582768.06648	24582768.30646	24582776.37846
129183317.82248	142.00048	15.00046	22.00046	

La prima linea sottolineata fornisce le seguenti informazioni:

- 10 03 31 00 00 00.0000000: epoca di registrazione: il giorno 31/03/2010 alle 00 ore 00 minuti e 00.0000000 secondi;
- 0: flag dell'evento (0 = OK);
- 8: numero dei satelliti GPS in vista;
- 03 14 16 21 24 29 31 32: PRN dei satelliti GPS in vista.

Si fa notare che, ovviamente, la registrazione successiva presenta, come epoca, la sequenza 10 03 31 00 00 10.0000000, ad indicare che è avvenuta 10 secondi dopo. Dopo la prima linea, vengono forniti i dati di fase, pseudo-range e SNR per ogni satellite, in ordine; si può notare come ad ogni satellite corrispondono, quindi, tre

linee di dati.

## **b. Il file di navigazione brdc0900.10n**

Il file di navigazione della missione GRACE è un file in formato RINEX versione 2 e rappresenta i dati di almanacco e delle effemeridi dei satelliti GPS in vista, registrati nello stesso arco temporale del file di osservazione, il giorno 31/03/2010 a partire dalle ore 00.00. I dati immagazzinati in questo file non vengono campionati con un intervallo prefissato, ma vengono registrati solamente quando, per un dato satellite, i parametri orbitali dei satelliti GPS cambiano. Le effemeridi dei satelliti GPS, infatti, vengono aggiornate nel segnale GPS ogni quattro ore, per cui, una volta che le effemeridi di un satellite GPS sono state aggiornate, queste rimangono valide per le successive quattro ore finché il segnale GPS non le aggiorna nuovamente.

Il nome del file è **brdc0900.10n**, dove il campo **090** indica il novantesimo giorno dell'anno, il campo **0** la sequenza del giorno, il campo **10** l'anno (2010), il campo **n** che si tratta di un file di navigazione. Di seguito viene riportato l'header del file:

```
2          NAVIGATION DATA          RINEX VERSION / TYPE
CCRINEXN V1.6.0 UX CDDIS          01-APR-10 02:51  PGM / RUN BY / DATE
IGS BROADCAST EPHEMERIS FILE      COMMENT
0.1118E-07 0.7451E-08 -0.5960E-07 -0.5960E-07  ION ALPHA
0.9011E+05 0.1638E+05 -0.1966E+06 -0.6554E+05  ION BETA
-0.279396772385E-08-0.266453525910E-14 503808 1577 DELTA-UTC: A0,A1,T,W
15                                     LEAP SECONDS
                                     END OF HEADER
```

Dopo l'header iniziano le registrazioni per ogni satellite GPS. Per non allungare eccessivamente la trattazione di questo file, viene riportata solamente la registrazione di un satellite:

```
2 10 3 31 0 0 0.0 0.241668894887E-03 0.375166564481E-11 0.000000000000E+00
0.450000000000E+02 0.796250000000E+02 0.452947438508E-08-0.159516515827E+01
0.403448939323E-05 0.945218582638E-02 0.127591192722E-04 0.515380416107E+04
0.259200000000E+06-0.987201929092E-07 0.356019143592E+00-0.117346644402E-06
0.940588727913E+00 0.125406250000E+03 0.300593064688E+01-0.797747515100E-08
```

0.228223792151E-09 0.100000000000E+01 0.157700000000E+04 0.000000000000E+00  
0.200000000000E+01 0.000000000000E+00-0.172294676304E-07 0.450000000000E+02  
0.252000000000E+06 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00 0.000000000000E+00

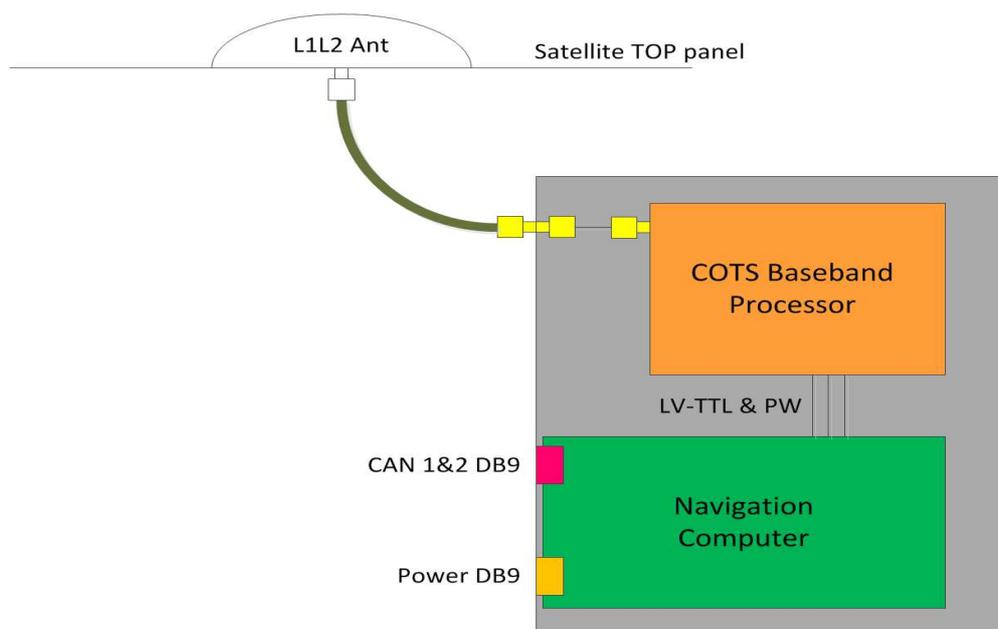
La parte sottolineata fornisce l'informazione del PRN del satellite (2) e l'indicazione dell'epoca di riferimento alla quale è stata effettuata la registrazione, precisamente il 31/03/2010 alle 0 ore 0 minuti e 0.0 secondi. I tre dati immediatamente successivi e presenti sulla stessa riga riguardano l'errore, la deviazione e il tasso di deviazione dell'orologio del satellite, poi sono presenti tutte le effemeridi del satellite, eccetto gli ultimi tre dati che non forniscono alcuna informazione e che rappresentano dei campi che vengono mantenuti volutamente vuoti.

## 4. IL RICEVITORE GPS DI ESEO

### a. La struttura generale

Il ricevitore GPS di ESEO sarà composto da tre unità fondamentali connesse fra di loro:

- Il ricevitore in banda-base: si tratta di un dispositivo commercial off-the-shell (COTS), il ricevitore OEM615 della NovAtel, in grado di eseguire l'acquisizione del segnale GPS, il monitoraggio e la demodulazione dei dati. Esso fornisce le misure grezze di pseudo-range e carrier-phase assieme alle effemeridi dei satelliti GPS. Viene fornito dall'azienda NovAtel con le limitazioni COCOM rimosse, per poterlo utilizzare in orbita LEO.
- L'antenna GPS: si tratta di un'antenna di tipo passivo, adatta a missioni spaziali e montata sul pannello superiore del satellite.
- Il processore di navigazione: si tratta di un computer di bordo che contiene il filtro di navigazione e che fornisce l'interfaccia per i dati e per l'alimentazione di potenza a tutta l'unità del ricevitore GPS.



*Rappresentazione schematica del ricevitore*

## **b. Il ricevitore OEM615**

L'OEM615 è un ricevitore GNSS compatto, ad alta precisione e a doppia frequenza. I segnali di tracciamento possono essere: L1, L2 e L2C. Questo ricevitore è adatto per operare con i sistemi GPS e GLONASS in contemporanea, ed è in grado di utilizzare anche i sistemi Compass e Galileo. Tuttavia, nella missione ESEO, esso lavorerà a singola frequenza e utilizzerà come segnale solamente L1 (misura di carrier-phase) con il codice C/A (le osservabili saranno, perciò, L1 e C1). Inoltre, esso si servirà solamente del sistema di posizionamento GPS.

L'OEM615 è un ricevitore facile da integrare e a basso consumo di potenza, ed è in grado di fornire una precisione nel calcolo della soluzione della posizione dell'ordine dal metro fino al centimetro.

Date le sue caratteristiche, esso si presta bene alle specifiche della missione ESEO.

L'antenna richiesta per questo ricevitore può appartenere alla serie GPS-700 o alla serie ANT, mentre il cavo coassiale richiesto deve essere lungo 5 m o 10 m.

Quest'ultimo permette la connessione tra l'OEM615 e l'antenna GPS. La presenza di un API centrale permette di ridurre la complessità del sistema.

La portante (carrier-phase) e il codice (pseudo-range) vengono misurate in modo

totalmente indipendente e la precisione nelle loro misurazioni dipende dal segnale utilizzato. Per quanto riguarda le osservabili L1 C1, servendosi del sistema GPS, si avrà:

- ➔ L1 C/A Code            4 cm
- ➔ L1 Carrier-Phase       0.5 mm

Il data rate per le osservabili può raggiungere i 50 Hz, ma nella missione di riferimento arriverà fino a 20 Hz. La precisione di tempo è pari a 20 nanosecondi, mentre la riacquisizione del segnale L1 è inferiore a 0.5 secondi. Il TTFF (time to first fix), ossia il tempo necessario affinché il ricevitore acquisisca il segnale dai satelliti GPS, i dati di navigazione e fornisca in output le osservabili è inferiore ai 50 secondi per l'avviamento a freddo (“cold start”) e ai 35 secondi per l'avviamento a caldo (“hot start”).

Vengono di seguito presentate le caratteristiche tecniche più importanti del ricevitore OEM615 che sarà installato su ESEO:

Feature	Description
Frequency	L1 GPS
Version	OEM
Raw data	Yes
SBAS correction	Yes
Data update frequency	Up to 20Hz
Dimensions	46 x 71 x 11 mm
Weight	24g
Voltage supply	3.3Vdc ± 5%
Power consumption	Typically 1W
Data Interface	LVTTL



Oltre a quelle elencate nella precedente tabella, vengono di seguito riportate altre importanti caratteristiche del ricevitore, che fanno riferimento all'adattamento alle condizioni ambientali:

*Temperatura:* temperatura in modalità operativa: tra -40 °C a +85°C;

temperatura di conservazione: tra -55 °C a +95 °C

*Umidità:* 95% senza condensazione

*Vibrazioni:* Random Vibe MIL-STD 810G (7.7 g RMS)

Sine Vibe IEC60068-2-6 (5g)

*Urti:* ISO9022-31-06

*Shock:* MIL-STD-810G (40 g)

Il ricevitore OEM615 della NovAtel dispone di sei porte di comunicazione:

- ➔ 3 porte LV-TTL (COM1, COM2 e COM3) con velocità di trasmissione fino a 921600 bps, che richiedono un transceiver RS232 o RS422 per adeguare i livelli di segnale;
- ➔ 2 porte CAN Bus con velocità di trasmissione fino a 1 Mbps;
- ➔ 1 porta USB 2.0 full-speed con velocità di trasmissione fino a 12 Mbps.

La scheda elettronica del ricevitore OEM615 è composta da due sezioni principali: la sezione in Radio Frequenza RF e la sezione digitale.

La sezione in Radio Frequenza converte i segnali ricevuti dall'antenna GPS, che sono in Radio Frequenza, in segnali in Frequenza Intermedia IF (Intermediate Frequency).

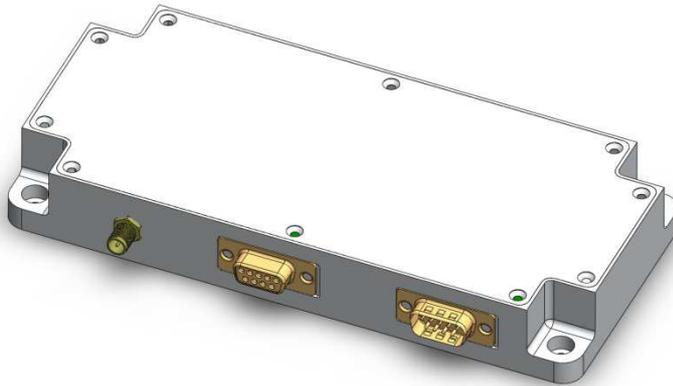
La sezione digitale digitalizza e processa i segnali in IF e il sistema I/O (input/output).

L'OEM615 mette a disposizione dell'utente diversi software ed utilities che permettono di interfacciarsi con il ricevitore stesso in modo facile ed efficace. Tra questi, assume notevole importanza il software NovAtel Connect, un'applicazione Windows a 32-bit che consente all'utente di controllare e monitorare il comportamento del ricevitore attraverso il GUI (Graphical User Interface), un'interfaccia grafica composta da diverse finestre (windows), ognuna delle quali fornisce informazioni di rilievo all'utente.

La finestra più utile e importante ai fini della missione ESEO è la Console Window, la quale permette la comunicazione tra utente e ricevitore attraverso la porta seriale, tra cui l'immissione dei comandi, che avviene utilizzando il Command Editor. L'utente, una volta inserito un comando, può leggerne il feedback del ricevitore sempre tramite la Console Window. Il formato del comando può essere di tre tipi: ASCII, Abbreviated ASCII o Binary, come anche il formato dei messaggi di risposta da parte del ricevitore. Per controllare le registrazioni effettuate dal ricevitore e i logs immessi dall'utente si può utilizzare la Logging Control Window, mentre per visualizzare i logs

solamente in formato ASCII è disponibile la ASCII Messages Window.

È importante citare anche un'altra utility che l'utente può utilizzare: NovAtel Convert. Si tratta di un'applicazione Windows a 32-bit che permette di selezionare, filtrare e convertire logs, provenienti da file di dati di grandi dimensioni, in messaggi in formato ASCII, Binary o RINEX. Tra i messaggi che si possono convertire ci sono, ad esempio, i file provenienti dai satelliti del sistema GPS.



### **c. L'antenna GPS**

L'antenna GPS della missione ESEO sarà il dispositivo Sensor Systems S67-1575-14, un'antenna di tipo passivo a doppia frequenza, progettata inizialmente per applicazioni aeronautiche. È già stata impiegata in numerose missioni spaziali, tra cui, in particolare, la missione GRACE, nelle quali è stata qualificata per le vibrazioni, il vuoto-termico (thermal vacuum) e il degassamento. Inoltre, è stata testata per spostamenti del centro di fase, per calcolarne il centro preciso quando viene ricevuto il segnale GPS, informazione molto importante per la determinazione orbitale di precisione, dato che può introdurre errori non trascurabili dell'ordine di alcuni centimetri.

### **d. Il processore di navigazione**

Il processore di navigazione di ESEO sarà un computer di bordo basato su un microprocessore ARM Cortex, che contiene un sofisticato algoritmo in grado di combinare le misurazioni grezze fornite dall'OEM615 con un modello dettagliato dell'orbita del satellite. Dato che la determinazione orbitale real-time del satellite di ESEO rappresenta il vero obiettivo per quanto concerne il ricevitore GPS sviluppato

dall'Università di Bologna, sul computer di bordo verranno implementati due differenti algoritmi:

- la soluzione cinematica, che rappresenta l'algoritmo più semplice e che calcola la posizione del ricevitore direttamente partendo dalle misurazioni grezze a disposizione senza filtrarla con un modello dinamico dell'orbita;
- la soluzione dinamica, che integra le misurazioni grezze con un accurato modello dinamico dell'orbita.

Con la prima soluzione si ottiene una precisione della posizione compresa tra 10-15 metri (3D Root Mean Squares), mentre con la seconda tra 60 e 80 centimetri. I dati prodotti dall'algoritmo di navigazione riguardano, innanzitutto, le correzioni della posizione, della velocità e degli offset temporali, che possono essere inviate real-time su richiesta oppure immagazzinati nell'unità delle registrazioni giornaliere, tali da poter essere trasmesse a terra, e in secondo luogo le misurazioni di pseudo-range e carrier-phase, che sono fornite dall'OEM615 e che vengono memorizzate nell'unità delle registrazioni giornaliere così da poter essere inviate a terra come dati di memoria di massa. I dati grezzi possono, ovviamente, essere utilizzati per ricalcolare l'orbita del satellite a terra in modalità off-line attraverso un software POD.

Entrambe le tipologie di dati, ovvero le correzioni e i dati grezzi, vengono registrati ogni 30 secondi in default.

## **5. I LOGS DEL RICEVITORE OEM615**

### **a. Generalità**

Come accennato precedentemente, la NovAtel mette a disposizione dell'utente una facile interfaccia grafica per poter controllare e monitorare l'operato del ricevitore. In particolare, come detto, la Console Window permette la comunicazione utente-ricevitore attraverso la porta seriale e consente l'invio dei comandi al ricevitore attraverso il Command Editor, in formato ASCII, Binary o Abbreviated ASCII. Quest'ultimo risulta essere quello di più facile utilizzo per l'invio dei comandi da parte

dell'utente, mentre la risposta del ricevitore è facilmente leggibile se si presenta in formato ASCII. Il ricevitore, una volta ricevuto un comando, fornisce i messaggi di feedback ed è in grado di generare dei logs diversi a seconda del messaggio inviato con il comando *log*.

L'OEM615 è in grado di generare tre tipologie differenti di logs:

- **sincroni**: generati automaticamente dal ricevitore con un intervallo di tempo regolare;
- **asincroni**: generati automaticamente dal ricevitore quando sono disponibili nuovi dati, per cui in modo irregolare;
- **“polled”**: generati una sola volta su richiesta dell'utente.

Il comando *log* con cui vengono richiesti determinati dati di output deve essere inviato dall'utente secondo una prefissata struttura:

*LOG [port] message [trigger [period [offset [hold]]]]*

Il termine *port* rappresenta la porta dal quale generare il log, nel campo *message* deve essere inserito il nome del log. Il *trigger* costituisce l'attivazione del messaggio, ovvero il controllo attraverso il quale decidere quando devono essere generati il feedback del ricevitore. Ad esempio, se si vuole che la risposta del sistema ad un comando di log avvenga con un intervallo di tempo regolare, bisogna inserire nel campo trigger il termine ONTIME. Se, invece, si vuole che la risposta si verifichi solamente quando alcuni dati subiscono una variazione, allora bisogna impostare il campo trigger su ONCHANGED. Il *period* altro non è che l'intervallo di tempo regolare, in secondi, che deve intercorrere tra due output di dati, uno successivo all'altro, mentre l'*offset* è la frazione di tempo, sempre in secondi, nel quale il ricevitore deve fornire l'output. Se si vuole che il ricevitore generi i dati di output di un log in 5 secondi ogni 30 secondi si deve impostare l'offset pari a 5 e il periodo a 30. Questi due campi devono essere specificati solamente se l'attivazione è impostata su ONTIME. Con il campo *hold* l'utente comunica al ricevitore se il log può essere rimosso con il comando UNLOG oppure no (NO HOLD oppure HOLD).

L'attivazione (trigger) del log può essere di diversi tipi:

- ONTIME: la risposta del sistema avviene con un intervallo di tempo regolare;
- ONCHANGED: viene generato un output istantaneo, appena parte la richiesta dell'utente, e nelle iterazioni successive solamente quando i dati inviati subiscono una variazione;
- ONNEXT: viene inviato solo l'output del messaggio successivo;
- ONNEW: l'output viene generato solo quando il messaggio viene aggiornato;
- ONCE: la risposta del sistema avviene una sola volta, istantaneamente;
- ONMARK: l'output avviene solo quando viene rilevato un impulso di input su mark1.

Nel proseguo della trattazione verranno mostrati solamente i logs attraverso i quali il ricevitore fornisce le misurazioni grezze delle osservabili e le effemeridi dei satelliti GPS.

I logs a cui si farà riferimento sono il log RANGE e il log GPSEPHM.

L'obiettivo, come detto, è quello di creare, attraverso la programmazione in Labview, un software che sia in grado di simulare il comportamento del ricevitore OEM615, estrapolando i dati delle osservabili e dei parametri orbitali dei file RINEX della missione GRACE e ricreando gli output dei logs RANGE e GPSEPHM così come sarebbero potenzialmente inviati dallo stesso ricevitore. Ogni log inviato dall'OEM615 presenta una struttura standardizzata, suddivisa in due sezioni fondamentali: la sezione dell'intestazione (*header*) e la/le sezione/i dei dati (*data field*). Ogni log si interrompe con un numero esadecimale (xxxxxxx), preceduto da un asterisco e seguito da una linea di terminazione [CR] [LF] (carriage return e line feed). Questo valore è un CRC a 32 bit di tutti i byte nel registro, escludendo il carattere “#” all'inizio del messaggio e l'asterisco che precede le quattro battiture di terminazione. Ecco come appare la struttura di ogni messaggio del ricevitore:

*header ; data field , data field , data field , ..... \*xxxxxxx [CR][LF]*

L'header presenta una conformazione identica per ogni log inviato dal ricevitore.

Eccone un esempio:

*#RANGEA,COM1,0,63.5,FINESTEERING,1429,226979.000,00000000,5103,2748;*

Ognuno dei dieci campi mostrati fornisce un'informazione importante sul log e sul ricevitore:

<b>CAMPO DELL'HEADER</b>	<b>DESCRIZIONE</b>
1) MESSAGE	Nome in ASCII del log, preceduto dal simbolo “#”. Il carattere finale “A” indica che il log è scritto in formato ASCII
2) PORT	Nome della porta del ricevitore dal quale il log è stato generato
3) SEQUENCE #	Numero della sequenza, utilizzato per logs multipli. Il numero 0 significa che è la prima (oppure l'unica) sequenza
4) % IDLE TIME	Percentuale minima di tempo in cui il processore risulta inattivo, tra logs successivi con lo stesso ID
5) TIME STATUS	Indica la qualità del tempo di riferimento GPS
6) WEEK	Numero della settimana di riferimento GPS
7) SECONDS	Secondi trascorsi dall'inizio della settimana di riferimento GPS
8) RECEIVER STATUS	Status del ricevitore (numero esadecimale). “00000000” indica che il comportamento del ricevitore è corretto
9) RESERVED	Campo riservato
10) RECEIVER S/W VERSION	Valore che indica la versione del software del ricevitore. L'header si conclude con il carattere “;”

La qualità del tempo del ricevitore (TIME STATUS) può assumere diverse modalità che qui non vengono riportate perché non sono oggetto del nostro simulatore. Il termine FINESTEERING indica semplicemente che il tempo è stato ben impostato e viene guidato.

I campi dei dati, invece, assumono una struttura differente a seconda del log richiesto

dall'utente. Il ricevitore OEM615, come già accennato, dovrà fornire, durante la missione ESEO, i valori di fase L1 e pseudo-range C1, oltre alle effemeridi dei satelliti GPS. Confrontando fra loro tutti i logs esistenti sul ricevitore della NovAtel, si sono individuati i due messaggi che possono fornire questi dati in maniera ottimale, che sono il log RANGE e il log GPSEPHEM.

## **b. Il log RANGE**

Il log RANGE è un log sincrono che fornisce all'utente i dati di fase e pseudo-range in modo continuo (il trigger sarà impostato su ONTIME). Ciò significa che una volta inviato l'input al ricevitore, quest'ultimo fornirà l' output dei dati raccolti con una cadenza temporale costante. Infatti, l'input inviato dall'utente deve contenere il periodo di tempo che deve trascorrere tra un'osservazione e quella successiva, il quale si mantiene costante finché il log rimane attivo. Il feedback del ricevitore mostrerà le osservabili valide in quell'epoca precisa per ogni satellite.

Ecco un esempio di un messaggio RANGE qualunque inviato da un ricevitore generico:

```
#RANGEA,COM1,0,63.5,FINESTEERING,1429,226979.000,00000000,5103,2748;  
26,  
6,0,23359924.081,0.078,-122757217.106875,0.015,-3538.602,43.3,19967.080,  
08109c04,  
6,0,23359926.375,0.167,-95654966.812027,0.019,-2757.355,36.7,19960.461,  
01309c0b,  
.....  
43,8,20375687.399,0.253,-108919708.904476,0.012,-2781.090,39.1,10629.934,  
18119e84,  
43,8,20375689.555,0.177,-84715349.232514,0.000,-2163.074,42.2,10619.916,  
10b19e8b*fd2d3125
```

Come si può notare, successivamente all'header inizia la sezione dei dati. Il termine sottolineato fa riferimento al numero delle registrazioni che compaiono nel messaggio. Dalla terza riga in poi vengono mostrati i dati riguardanti le osservabili dei satelliti:

CAMPO	DESCRIZIONE
1) PRN / SLOT	Valore che indica il PRN o slot del satellite (1-32 per il sistema GPS)
2) GLOFREQ	Frequenza per un satellite GLONASS. Se si tratta di un satellite GPS, il valore sarà nullo
3) PSR	Misurazione di pseudo-range (m)
4) PSR STD	Deviazione standard della misurazione di pseudo-range (m)
5) ADR	Misurazione di carrier-phase in cicli (range Doppler accumulato)
6) ADR STD	Deviazione standard della misurazione di carrier-phase (cicli)
7) DOPP	Frequenza Doppler istantanea della portante (Hz)
8) C/No	Carrier to noise density ratio (dB-Hz)
9) LOCKTIME	Numero dei secondi di tracciamento continuo (senza ciclo di salto)
10) CH-TR-STATUS	Status di tracciamento del canale

Questi dati vengono forniti, come detto, per ogni satellite in successione. Se il ricevitore opera in doppia frequenza, allora ogni campo dei dati del satellite viene ripetuto due volte per contenere entrambe le misurazioni L1 e L2. Lo status di tracciamento del satellite è un numero esadecimale che mostra diverse informazioni riguardante il segnale:

	N7				N6				N5				N4				N3				N2				N1				N0																			
<b>0x</b>	0				8				1				0				9				C				0				4																			
<b>Bit #</b>	31	30	29	28	27	26	25	24	23	22	21	20	19	18	17	16	15	14	13	12	11	10	9	8	7	6	5	4	3	2	1	0																
<b>Binary<sup>a</sup></b>	0	0	0	0	1	0	0	0	0	0	0	1	0	0	0	0	1	0	0	1	1	1	1	0	0	0	0	0	0	0	1	0																
<b>Data</b>	Chan. Assignment				Primary L1				Signal Type				Grouping				Satellite System				Correlator Spacing				CODE locked flag				Parity flag				PHASE lock flag				Channel Number				Tracking State							
<b>Value</b>	Automatic				Reserved (R)				Primary				L1 C/A				Grouped				GPS				PAC				Locked				Known				Locked				Channel 0				L1 Phase Lock Loop			

Il nostro ricevitore opererà a singola frequenza L1 su codice C/A (osservabili: L1 C1) ed utilizzerà solamente i satelliti del sistema GPS. L'obiettivo della nostra missione è quello di simulare il comportamento del ricevitore OEM615 che farà parte del payload di ESEO, il quale non fornirà la posizione del micro-satellite, ma solamente i dati

grezzi di pseudo-range e carrier-phase. Perciò, i campi importanti ai fini della missione sono il numero 3 e il numero 5, che nella simulazione conterranno i dati L1 C1 registrati nel file RINEX di osservazione della missione GRACE, campionati ogni 10 secondi.

### **c. Il log GPSEPHEM**

Il log GPSEPHEM è un log asincrono che contiene un singolo set dei parametri delle effemeridi dei satelliti GPS in vista. Essendo un log asincrono, le effemeridi di questi satelliti verranno inviate immediatamente dopo l'invio del comando da parte dell'utente e successivamente soltanto quando questi dati cambieranno in modo non trascurabile (il trigger sarà impostato su ONCHANGED). Il messaggio presenta la struttura vista precedentemente, ma l'header del log si ripete per ogni satellite in vista, seguito dai dati registrati dal ricevitore. Il numero della sequenza dell'header non sarà, perciò, un valore nullo, ma varierà partendo dal numero totale delle registrazioni (satelliti in vista) e calerà progressivamente in modo decrescente fino al valore nullo, che rappresenta la prima registrazione. Se, per esempio, vengono inviati i dati riguardanti 13 satelliti GPS, il numero della sequenza varierà da 12 a 0.

Di seguito viene mostrato l'esempio di una registrazione operata da un ricevitore generico:

```
#GPSEPHEMA,COM1,12,59.0,SATTIME,1337,397560.000,00000000,9145,1984;  
3,397560.0,0,99,99,1337,1337,403184.0,2.656004220e+07,4.971635660e-09,  
-2.752651501e+00,7.1111434372e-03,6.0071892571e-01,2.428889275e-06,  
1.024827361e-05,1.64250000e+02,4.81562500e+01,1.117587090e-08,  
-7.078051567e-08,9.2668266314e-01,-1.385772009e-10,-2.098534041e+00,  
-8.08319384e-09,99,403184.0,-4.190951586e-09,2.88095e-05,3.06954e-12,  
0.00000,TRUE,1.458614684e-04,4.00000000e+00*0f875b12  
#GPSEPHEMA,COM1,11,59.0,SATTIME,1337,397560.000,00000000,9145,1984;  
25,397560.0,0,184,184,1337,1337,403200.0,2.656128681e+07,4.897346851e-09,  
1.905797220e+00,1.1981436634e-02,-1.440195331e+00,-1.084059477e-06,  
6.748363376e-06,2.37812500e+02,-1.74687500e+01,1.825392246e-07,  
-1.210719347e-07,9.5008501632e-01,2.171519024e-10,2.086083072e+00,  
-8.06140722e-09,184,403200.0,-7.450580597e-09,1.01652e-04,9.09495e-13,  
0.00000,TRUE,1.458511425e-04,4.00000000e+00*18080b24
```

.....

```
#GPSEPHMA,COM1,0,59.0,SATTIME,1337,397560.000,00000000,9145,1984;
1,397560.0,0,224,224,1337,1337,403200.0,2.656022490e+07,3.881233098e-09,
2.938005195e+00,5.8911956148e-03,-1.716723741e+00,-2.723187208e-06,
9.417533875e-06,2.08687500e+02,-5.25625000e+01,9.126961231e-08,
-7.636845112e-08,9.8482911735e-01,1.325055194e-10,1.162012787e+00,
-7.64138972e-09,480,403200.0,-3.259629011e-09,5.06872e-06,2.04636e-12,
0.00000,TRUE,1.458588731e-04,4.00000000e+00*97058299
```

La sezione dei dati di ogni satellite contiene le seguenti informazioni:

<b>CAMPO</b>	<b>DESCRIZIONE</b>
1) PRN	Valore che indica il PRN del satellite GPS (1-32)
2) tow	Time of week, tempo della settimana GPS di riferimento (secondi)
3) health	Stato di salute del satellite (0 = OK)
4) IODE1	Issue of ephemeris data 1
5) IODE1	Issue of ephemeris data 2
6) week	Numero della settimana di riferimento GPS
7) z week	Numero di conteggio z della settimana
8) toe	Tempo di riferimento delle effemeridi (secondi)
9) A	Semi-asse maggiore (metri)
10) $\Delta N$	Differenza media di movimento (rad/sec)
11) $M_0$	Anomalia media del tempo di riferimento (rad)
12) ecc	Eccentricità
13) $\omega$	Argomento del perigeo
14) cuc	Argomento di latitudine (ampiezza del coseno, rad)
15) cus	Argomento di latitudine (ampiezza del seno, rad)
16) crc	Raggio dell'orbita (ampiezza del coseno, metri)
17) crs	Raggio dell'orbita (ampiezza del seno, metri)
18) cic	Inclinazione (ampiezza del coseno, rad)
19) cis	Inclinazione (ampiezza del seno, rad)
20) $I_0$	Angolo di inclinazione al tempo di riferimento (rad)
21) IDOT	Tasso di inclinazione (rad/sec)
22) $\omega_0$	Longitudine del nodo ascendente (rad)

23) OMEGADOT	Tasso di ascensione retta (rad)
24) IODC	Issue of Data Clock
25) toc	Termine di correzione dell'orologio del satellite (secondi)
26) tgd	Stima della differenza del ritardo di gruppo (sec)
27) a <sub>f0</sub>	Errore dell'orologio del satellite (secondi)
28) a <sub>f1</sub>	Deviazione dell'orologio del satellite (sec/sec)
29) a <sub>f2</sub>	Tasso di deviazione dell'orologio del satellite (sec/sec/sec)
30) AS	Anti-spoofing (FALSE or TRUE)
31) N	Correzione della media di movimento (rad/sec)
32) URA	Variazione dell'User Range Accuracy (fa riferimento alla deviazione standard di pseudo-range) (m <sup>2</sup> )

Questi valori, nella simulazione del ricevitore GPS, sono estrapolati dal file RINEX di navigazione della missione GRACE. Nella simulazione, inoltre, verranno considerati equivalenti i valori IODE1 e IODE2, così come quelli di “week” e “z week”. Come già accennato, le effemeridi devono essere inviate appena viene impostato il log GPSEPHM e successivamente solo quando questi valori cambiano. Osservando il file RINEX di navigazione si può notare come l'intervallo che intercorre tra due invii delle effemeridi di uno stesso satellite GPS è dell'ordine delle ore.

## 6. IL SOFTWARE DI SIMULAZIONE “SIMULATE GPS”

### a. Obiettivi del software

Il vero obiettivo di questo lavoro di tesi è quello di creare un software che sia in grado di simulare il comportamento del ricevitore OEM615 della NovAtel che sarà integrato sul micro-satellite di ESEO. Questo ricevitore, come detto, fornirà in output le osservabili L1 C1 e le effemeridi dei satelliti GPS attraverso, rispettivamente, i logs RANGE e GPSEPHM, ma non la posizione reale del satellite della missione. Questa verrà calcolata esternamente rispetto al ricevitore.

Il software, quindi, deve essere in grado, utilizzando come base di partenza i file RINEX della missione GRACE del 31/03/2010, nell'arco temporale di 24 ore partendo dalle 00.00h, di estrapolare i dati registrati e di generare in automatico i logs RANGE

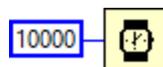
e GPSEPHEM così come sarebbero generati, per gli stessi dati di riferimento, dal ricevitore OEM615. Questo permetterà di poter effettuare test “a terra” prima di dover installare il ricevitore, comprensivo anche dell'elettronica aggiuntiva necessaria. Per sviluppare questo programma di simulazione è stato utilizzato il software Labview, che permette una facile interfaccia grafica dell'operatività del lavoro svolto nel Front Panel e una buona efficienza, non dovendo elaborare calcoli matematici particolarmente complessi nel Block Diagram.

## **b. La struttura del software**

Il software, come detto, deve innanzitutto leggere i file RINEX, che sono dei file di testo scritti in ASCII, ed estrapolare i dati raccolti nelle registrazioni.

Partendo dal file di osservazione, era necessario creare un loop che leggesse il file ogni 10 secondi e fornisse in output solamente la registrazione valida per quella determinata epoca, riscritta nella forma del log RANGE dell'OEM615.

Per fare ciò, è stato utilizzato un While Loop in cui il file viene letto e il log viene generato in modo continuo ogni 10 secondi. Per simulare quest'intervallo temporale è stata utilizzata la palette Wait mostrata qui sotto:



Questa palette permette di elaborare ogni iterazione del While Loop con un ritardo di 10 secondi, espressi in millesimi di secondo, seguendo come evolvono le epoche delle registrazioni. Per leggere il file di osservazione, invece, si è utilizzata la palette Read from Text File, che riporta in output tutte le righe del file di testo in un array di stringhe, in cui ogni stringa rappresenta una riga del file:



La costante “-1” in ingresso permette di leggere l'intero file. Il file di osservazione deve essere inserito manualmente, così come avviene per la lettura del file di navigazione, una sola volta prima dell'avvio del software, direttamente dal Front Panel

attraverso il File Path mostrato qui sotto:



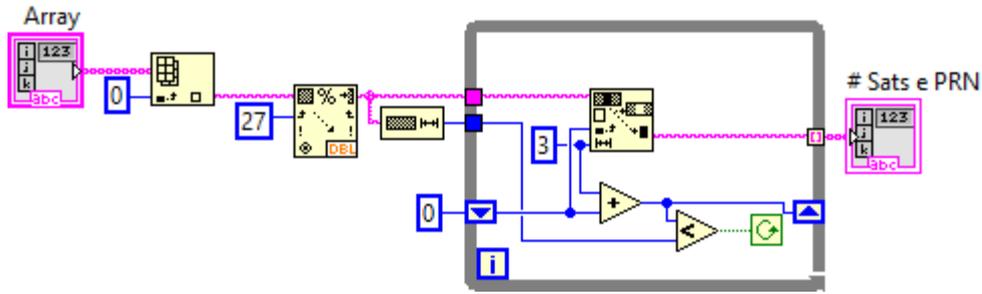
L'array di stringhe in output viene suddiviso, nella prima iterazione, nelle due sezioni che compongono il file RINEX, ovvero la sezione dell'header e la sezione dei dati, attraverso la palette Delete from Array, che permette di eliminare determinate righe fornendo in output sia il nuovo array che l'array composto dalle righe eliminate. Questa proprietà della palette viene sfruttata per cancellare, nelle iterazioni successive, le righe che contengono le registrazioni dei dati che di volta in volta vengono comunicati attraverso il log RANGE e che, di conseguenza, non risultano necessarie per ogni iterazione, ma solamente per quella dell'epoca a cui fanno riferimento.

Di conseguenza, ad ogni iterazione del While Loop vengono eliminate le prime 20 righe, riferite all'header, e l'ammontare delle righe dei dati delle registrazioni passate e, quindi, non più valide.

Per conteggiare il numero delle righe di ogni singola registrazione viene utilizzata la palette Array Size.

Gli Shift Registers del While Loop permettono, quindi, ad ogni iterazione di riportare in ingresso il numero delle righe delle registrazioni già lette, sommando alle righe delle iterazioni precedenti quelle relative all'epoca appena passata. Il numero delle righe estrapolate ogni volta dipende, ovviamente, dal numero N dei satelliti GPS in quella determinata epoca, che per la missione GRACE variano tra 7 e 10. Le righe estrapolate saranno: la prima contenente l'header della registrazione, la seconda che fornisce il numero dei satelliti GPS e le N righe a cui fanno riferimento i dati di pseudo-range e carrier-phase calcolati per ogni singolo satellite, riconoscibile sia per il file RINEX che per il log RANGE attraverso il PRN.

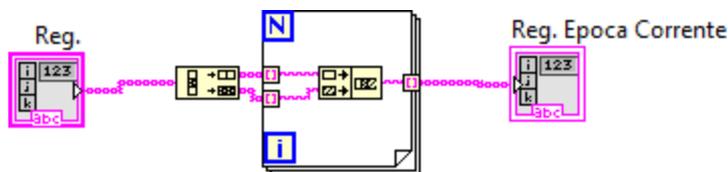
Per raccogliere in un array i satelliti GPS che concorrono nel calcolo delle osservabili ad ogni epoca viene, innanzitutto, estrapolato l'header della registrazione, vengono eliminati i caratteri riguardanti l'epoca e il flag dell'evento, ottenendo così una stringa contenente il numero di tutti i satelliti GPS della registrazione e i loro PRN e successivamente, attraverso un While Loop, questi dati vengono immessi in un array:



Il vettore nominato “Array” nella figura contiene sia l'osservazione dell'epoca che quelle future. Eliminando la prima riga, si ottiene l'header dell'epoca cercato, dal quale, attraverso le palettes Scan from String, si ottiene la stringa che riguarda i satelliti GPS, che viene immessa nel While Loop e dalla quale viene estratto ad ogni iterazione un valore che viene inserito nell'array “# Sats e PRN”.

Conoscendo il numero dei satelliti in vista è possibile, a questo punto, estrapolare da “Array” solamente la registrazione valida per quell'epoca utilizzando sempre la palette Delete from Array.

Si ottiene quindi un vettore contenente le righe di questa registrazione. Il problema è che le osservabili per ogni satellite (9), nel file RINEX, coprono sempre due righe. Maneggiando opportunamente il vettore ottenuto, però, è possibile estrarre un array di testo “Reg. Epoca Corrente” che contiene, per ogni riga, tutte le osservabili di un determinato satellite:



Dove N è ovviamente pari al numero di satelliti GPS dell'epoca.

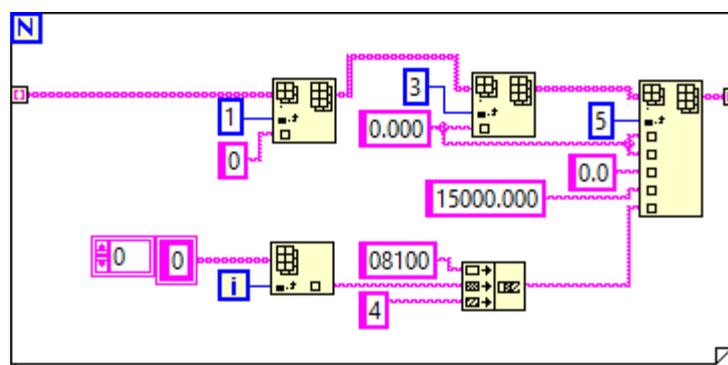
A questo punto è possibile, con l'ausilio di un While Loop simile a quello visto precedentemente, all'interno di un For Loop che considera, di volta in volta, una sola riga del vettore “Reg. Epoca Corrente” e in cui il numero di iterazioni è pari al numero dei satelliti GPS, estrarre tutti le osservabili e suddividerle in un array di N

dimensioni, in cui ad ogni vettore corrisponde il set di osservabili di un singolo PRN. Si sono così campionate tutte le osservabili presenti nel file RINEX di osservazione. Vengono successivamente estratte, per ogni satellite, solamente le osservabili che interessano la missione, ovvero L1 e C1, e viene creato l'array N-dimensionale “Sat / epoca / osservabili L1 C1”, che contiene, per ogni vettore, il PRN, l'epoca e le osservabili L1 C1. Ad esempio, nella figura seguente vengono mostrate le osservabili relative ai tre satelliti GPS 01 03 14 alle ore 00.00.50 del 31/03/2010 (si mostrano soltanto tre satelliti per non peggiorare la qualità dell'immagine):

Sat / epoca / osservabili L1 C1			
0	01	03	14
0	10 03 31 00 00 50.0000000	10 03 31 00 00 50.0000000	10 03 31 00 00 50.0000000
	127342207.78446	114921712.76048	103793773.86448
	24232415.04848	21868874.03148	19751298.05849

Chiaramente, “Sat / epoca / osservabili L1 C1” è un array di quattro righe ed N colonne.

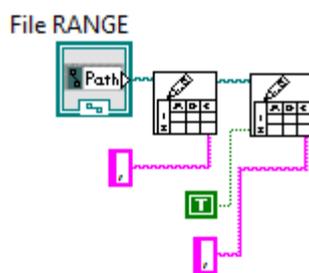
L'obiettivo, come detto, è quello di ricreare il log RANGE come se fosse inviato dal ricevitore OEM615 della NovAtel. Quindi, attraverso un For Loop, partendo da un array che contiene i PRN e le osservabili L1 e C1, viene creato un nuovo array contenente, in ordine per ogni satellite, tutti i dati che devono comporre il messaggio RANGE del ricevitore. I dati importanti ai fini della simulazione sono L1 e C1, per cui quelli mancanti, come le deviazioni standard, vengono sostituiti da valori nulli:



Il numero complessivo delle iterazioni è sempre pari al valore N dei satelliti GPS. Il modo più semplice per inserire tutti i dati per ogni vettore riguardante un dato PRN è

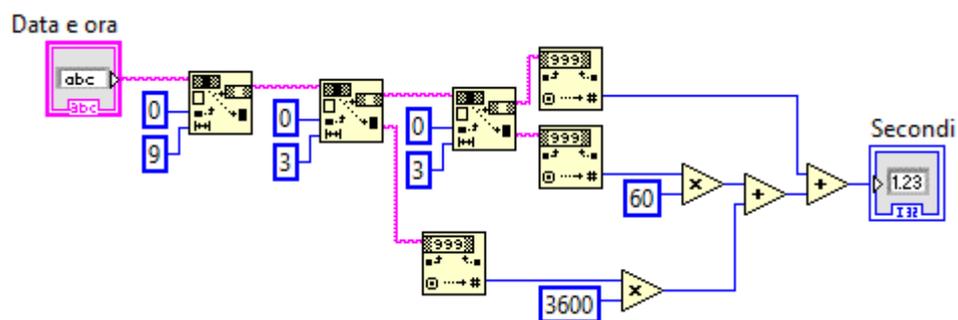
utilizzare, come si può notare, la palette Insert Into Array, indicizzando in modo adeguato ogni elemento.

Arrivati a questo punto non resta che creare in formato ASCII il log RANGE, per fare ciò si è adoperata la funzione Write To Spreadsheet File, che permette di scrivere un gruppo di dati all'interno di un file di testo (vuoto o pieno). Il file di testo, per questa funzione, deve essere inserito manualmente, una sola volta, prima dell'avvio del programma, così come avviene per il file RINEX di osservazione. Ovviamente, il log RANGE non contiene solamente la sezione dei dati delle osservabili, ma anche l'header, il numero delle registrazioni, che operando a singola frequenza è pari al numero di satelliti GPS in vista, e la parte terminale. Si è, perciò, utilizzata una successione della funzione Write To Spreadsheet File, riportando, in tal modo, ogni riga necessaria ai fini della creazione del log. Ecco come si è adoperata questa funzione, ad esempio, per scrivere le prime due righe riguardanti, appunto, l'header e il numero di satelliti:



Nell'immagine non vengono mostrati i dati entranti relativi all'header e al numero di satelliti, contenuti entrambi in vettori a 1-dimensione, perché derivanti da calcoli simili a quelli precedenti. Si è messo in luce, invece, come viene utilizzata la funzione Write To Spreadsheet File in entrambe le successioni: nella prima, il file viene sovrascritto, in tal modo viene cancellato il log inviato nell'iterazione precedente e rimane solamente la riga riguardante l'header dell'iterazione corrente, mentre nella seconda, attraverso il controllo True, viene mantenuta la riga precedente e viene scritta la riga successiva. Il controllo True (di tipo booleano) risponde al quesito "Append to file?" in modo affermativo. Anche la parte riguardante le osservabili dei satelliti viene riportata nel file di testo attraverso la funzione Write To Spreadsheet File, sempre con il controllo True e con il carattere “,” come separatore, così come la parte terminale del messaggio, senza separatore.

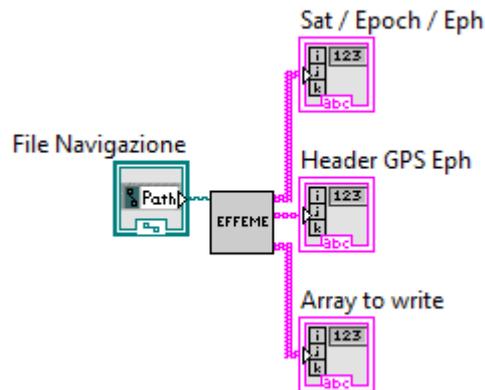
Per tenere conto del tempo che scorre dopo ogni iterazione, è stato creato un semplicissimo subVI, nominato nel software “Secondi”, che estrapola da ogni epoca corrente il tempo e lo trasforma in secondi. Questo subVI risulta utile non tanto per avere come riferimento un timer, che poteva anche essere omesso perché la stringa che fa riferimento all'epoca corrente mostra già il tempo che scorre, quanto piuttosto per confrontare, come si vedrà più avanti, l'epoca delle registrazioni del file RINEX di osservazione con quella delle registrazioni del file RINEX di navigazione per l'invio delle effemeridi in modo corretto. Inoltre, dato che i file di riferimento della missione GRACE partono a mezzanotte del 31/03/2010, il contatore dei secondi può essere utilizzato come timer così com'è senza sottrarne l'ora iniziale della missione in secondi, essendo quest'ultimo un valore nullo. Perciò, attraverso il subVI “Time”, i secondi vengono modificati in ore-minuti-secondi per utilizzarlo come timer di riferimento. Ecco il subVI “Secondi”:



*Il subVI Secondi*

Dove, come si può notare, vengono utilizzate più volte la palette Replace Substring, per estrapolare, di volta in volta, il parametro voluto (ore, minuti oppure secondi), e la palette Decimal String To Number per trasformare la stringa in un valore numerico, adatto quindi ad essere inserito in espressioni matematiche. Il subVI “Time” viene omesso perché si tratta di una parte opzionale, che poteva anche essere trascurata senza inficiare il comportamento del software.

Una volta portato a termine il loop valido per le osservabili, è stato creato il subVI “Effeme”, che nel software generale si presenta così:



*Il subVI Effeme*

Come si può notare, il file di navigazione, così come avviene per il file di osservazione, deve essere inserito manualmente, una sola volta, prima dell'avvio del software. Questo subVI permette di estrarre dal file RINEX le effemeridi dei satelliti e di creare tre array differenti: “Sat/Epoch/Eph” contiene i dati delle effemeridi suddivisi in base al PRN del satellite e all'epoca a cui fanno riferimento, “Header GPS Eph” l'header da inviare con il log GPSEPH per ogni satellite GPS e “Array to Write” le registrazioni da inviare, sempre con lo stesso log, per ogni satellite GPS, ognuna di esse valida per una determinata epoca.

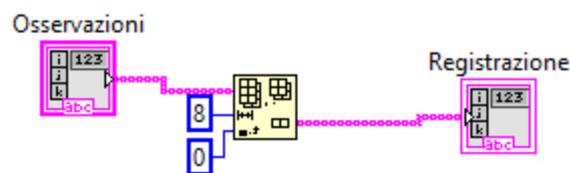
Il subVI “Effeme” legge, innanzitutto, il file RINEX di navigazione e riporta tutte le righe del file in un array, così come avviene per la lettura del file di osservazione, utilizzando la funzione Read from Text File disponibile in Labview :



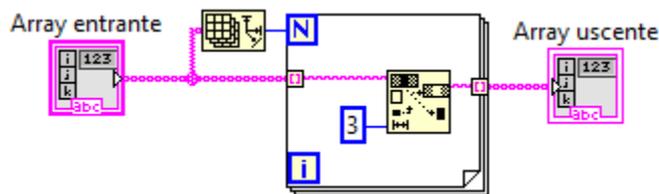
Inserendo come costante d'ingresso il valore “-1” è possibile leggere l'intero file. Il file di navigazione deve essere inserito manualmente, così come avviene per la lettura del file di osservazione, una sola volta prima dell'avvio del software, direttamente dal Front Panel attraverso il seguente File Path:



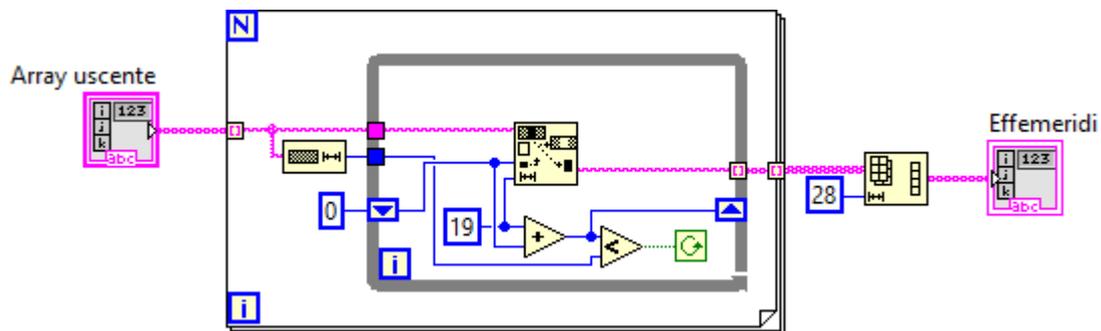
L'array che deriva dalla lettura del file viene immesso in un For Loop attraverso un Tunnel che permette di portarne l'intero contenuto all'interno. Da questo array, attraverso la palette Delete From Array vista in precedenza, ad ogni iterazione vengono cancellate le righe elaborate e trasmesse all'esterno del For Loop nell'iterazione precedente, così come avviene per il file di osservazione, dove viene utilizzata questa proprietà con il While Loop. Nella prima iterazione, ovviamente, vengono eliminate solamente le righe che fanno riferimento all'header del file RINEX. Il For Loop prosegue finché non vengono estrapolate tutte le registrazioni. Come si è fatto notare in precedenza, il file di navigazione contiene le effemeridi dei satelliti GPS in vista in base all'epoca in cui sono inviate. Ogni registrazione valida per un dato satellite ad una data epoca è composta, nel file di navigazione a cui si fa riferimento, da otto righe, dove nella prima vengono indicati il PRN del satellite, l'epoca, l'errore dell'orologio, la deviazione dell'orologio e il tasso di deviazione dell'orologio, mentre nelle sette righe successive sono inviate tutti le effemeridi. L'array "Osservazioni" viene creato cancellando le righe già trasmesse e le righe dell'header del file RINEX e contiene tutte le informazioni che dovranno essere trasmesse nelle iterazioni successive. Utilizzando sempre la palette Delete From Array, viene selezionata da "Osservazioni" soltanto la registrazione relativa ad un PRN (prime 8 righe):



Dall'array "Registrazione", a questo punto, devono essere estratte le effemeridi e devono essere suddivise per poterle maneggiare convenientemente. Per fare ciò, viene innanzitutto estrapolata la prima riga di "Registrazione", e le righe restanti vengono elaborate attraverso un For Loop che seleziona, ad ogni iterazione, una riga e ne elimina le prime tre battiture, che sono costituite da spazi vuoti. Il numero totale di iterazioni è pari al numero totale delle righe, che rappresentano gli elementi dell'array entrante nel ciclo For:



L'array uscente è composto, quindi, dagli stessi elementi dell'array entrante, senza le prime tre battiture vuote. Questo passaggio potrebbe sembrare, per ora, poco importante; in realtà si tratta di una parte fondamentale per creare l'array contenente le effemeridi dei satelliti GPS. Per estrarre da ogni riga i parametri orbitali si è utilizzato un While Loop all'interno di un For Loop, il cui numero totale di iterazioni è sempre pari al numero totale di righe che compongono l'array uscente:

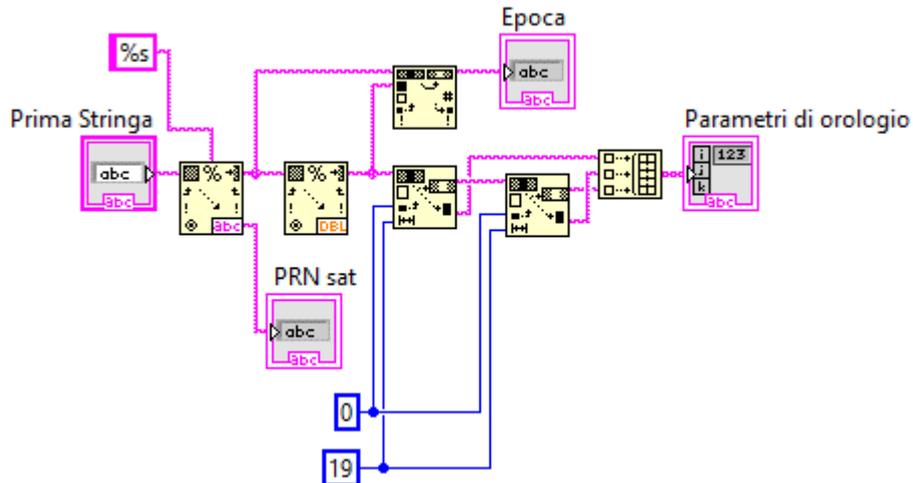


Il For Loop estrapola dall'array uscente un elemento alla volta, ognuno dei quali è costituito da una stringa contenente tre parametri orbitali, che viene immesso nel While Loop assieme alla lunghezza totale della stringa, ovvero al numero totale di battute per quella stringa. Ogni stringa è composta dallo stesso numero di battute, particolare che permette di utilizzare i due cicli iterativi. Da ogni stringa vengono estratti i tre parametri orbitali che la compongono, selezionando diciannove caratteri alla volta. Tutte le effemeridi presenti nell'array uscente vengono immessi in un array multidimensionale che viene rimodellato e trasformato nel vettore "Effemeridi", composto da ventotto elementi.

Successivamente, è stato creato un vettore caratterizzato dal PRN del satellite GPS, dall'epoca di riferimento, dagli elementi del vettore "Effemeridi" e dai tre parametri dell'orologio presenti nella prima riga della registrazione.

Per poter disporre del PRN, dell'epoca e dei tre parametri dell'orologio, è stata innanzitutto selezionata la prima stringa del vettore "Osservazioni", utilizzando la

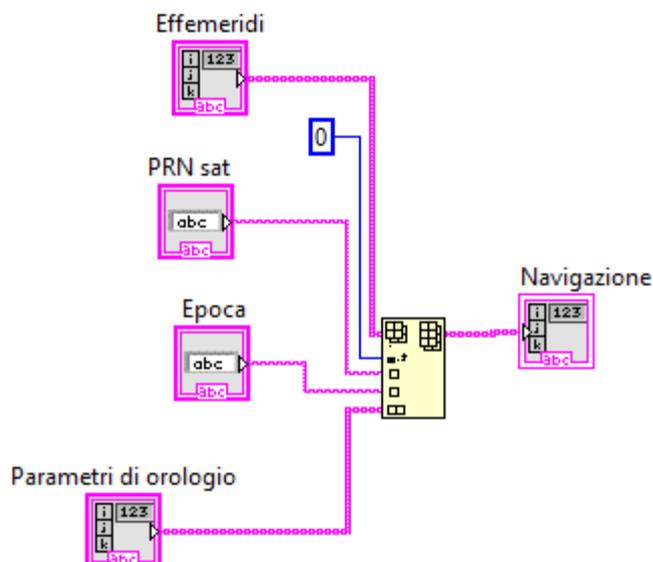
palette Index Array. Una volta fatto questo, sono stati estratti gli elementi voluti:



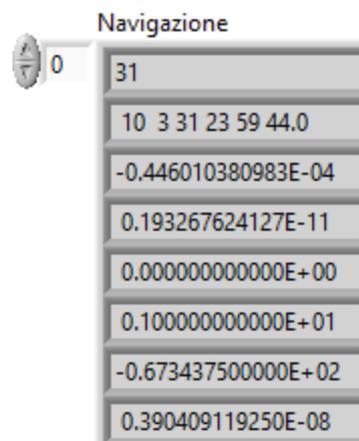
Come si può notare dalla figura, è stato innanzitutto estrapolato il PRN del satellite utilizzando la palette Scan From String, dove la costante “%s” fornisce alla funzione l’indicazione di eliminare dalla stringa il primo parametro. In seguito, dalla stringa rimanente, è stata estratta l’epoca, utilizzando sempre la funzione Scan From String e la funzione Search and Replace String.

La stringa restante è stata scomposta, poi, nei tre parametri dell’orologio, opportunamente inseriti nell’array “Parametri di orologio” attraverso la palette “Build Array”.

Una volta effettuate tutte le procedure elencate precedentemente per poter usufruire di tutti i dati necessari, è stato creato l’array contenente tutti i parametri necessari, attraverso la funzione Insert Into Array:



Il vettore Navigazione è composto, per ogni iterazione, da tutti i parametri elencati, come è ben visibile nel Front Panel:



31
10 3 31 23 59 44.0
-0.446010380983E-04
0.193267624127E-11
0.000000000000E+00
0.100000000000E+01
-0.673437500000E+02
0.390409119250E-08

Il primo elemento fornisce il PRN, il secondo l'epoca, poi sono presenti tutte le effemeridi per quel satellite in quell'epoca (il vettore non viene mostrato nella sua totalità a causa dell'eccessiva lunghezza). Il vettore “Navigazione” appena mostrato è stato, successivamente, rimodellato, disponendo tutti gli elementi necessari per scrivere il file di testo nell'ordine corretto. Questa è una parte molto importante del software, in quanto tutte le effemeridi da scrivere nel log GPSEPHEM devono presentare non soltanto un determinato ordine, ma anche una determinata forma. Come per la sezione riguardante le osservabili e il log RANGE, anche per il log GPSEPHEM i dati non disponibili sono stati inseriti manualmente (pari al valore nullo). Per poter disporre di un vettore scritto nell'ordine e nella forma corretta si è utilizzata la successione di due funzioni: Index Array, per estrarre i dati necessari, indicizzando opportunamente ogni valore, e Build Array per inserire ciascun parametro all'interno del vettore utilizzato per scrivere il log GPSEPHEM. Questa parte non viene mostrata perché le sue dimensioni sono eccessivamente grandi. È importante, però, far notare che viene inserito come ultimo elemento del vettore il valore numerico “0”, unico valore del vettore che non verrà scritto nel log, ma la cui utilità verrà spiegata più avanti nella trattazione. Una volta conclusa quest'operazione, ogni vettore importante, ovvero l'header del log GPSEPHEM (simulato per ogni PRN), il vettore Navigazione e il vettore da scrivere nel log, è stato portato fuori dal For Loop e sono stati creati i tre array “Sat/Epoch/Eph”, “Header GPS Eph” e “Array to Write”, ognuno dei quali contenente i dati necessari per il software “Simulate GPS”. “Array to write” e “Sat/Epoch/Eff” sono composti dai

vettori colonna che rappresentano, ognuno, i dati per un particolare satellite GPS ad una data epoca, come si può notare osservando, ad esempio, la rappresentazione del secondo array elencato nel Front Panel:

Sat / Epoch / Eff	2	4	7
0	10 3 31 0 0 0.0	10 3 31 0 0 0.0	10 3 31 0 0 0.0
0	0.241668894887E-03	0.489270314574E-04	0.103563070297E-05
	0.375166564481E-11	0.864019966684E-11	-0.454747350886E-12
	0.000000000000E+00	0.000000000000E+00	0.000000000000E+00
	0.450000000000E+02	0.370000000000E+02	0.740000000000E+02
	0.796250000000E+02	0.833750000000E+02	-0.124062500000E+02
	0.452947438508E-08	0.464126470590E-08	0.405052586352E-08
	-0.159516515827E+01	0.146672643246E+01	0.306830710971E+01
	0.403448939323E-05	0.444799661636E-05	-0.622123479843E-06
	0.945218582638E-02	0.909640395548E-02	0.331491080578E-02
	0.127591192722E-04	0.124238431454E-04	0.128820538521E-04
	0.515380416107E+04	0.515367074204E+04	0.515372729874E+04

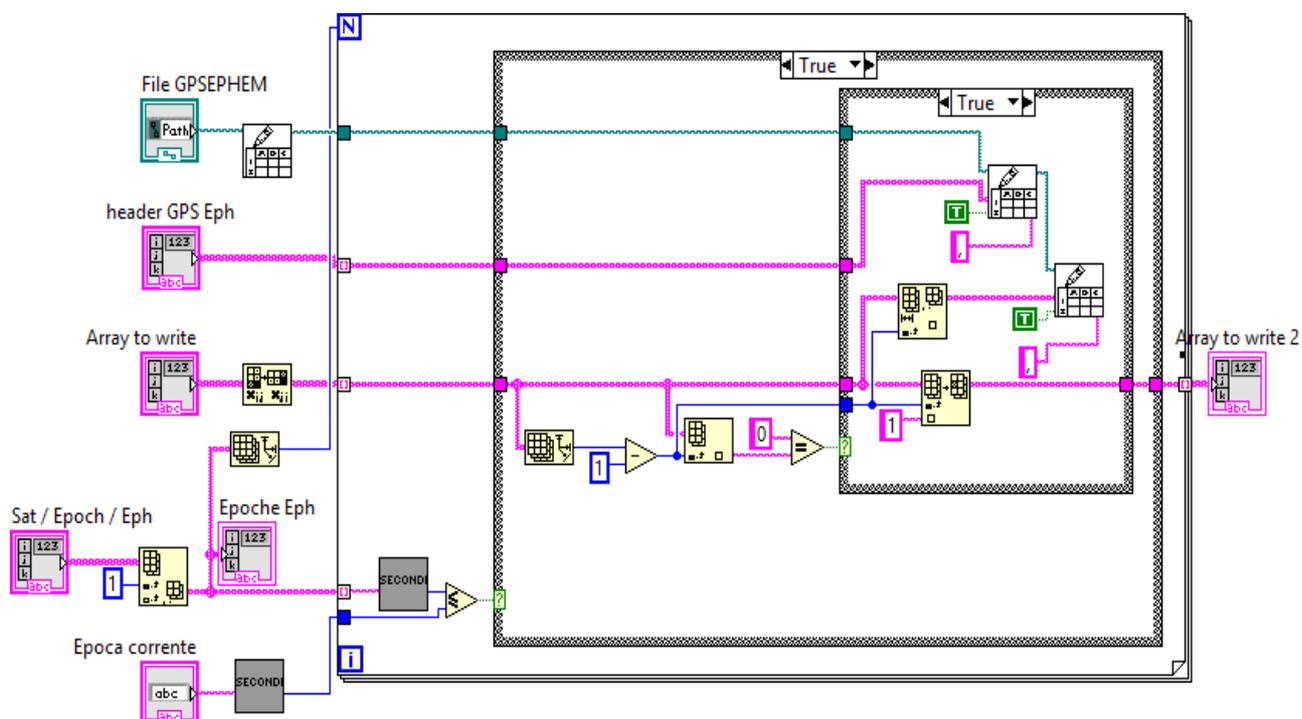
Come si è detto precedentemente, il VI creato è stato trasformato in un subVI, nominato “Effeme”, per poter disporre dei suoi dati di output nel software di simulazione. Questo ha permesso, inoltre, di non sovraccaricare eccessivamente il Block Diagram di “Simulate GPS”. Per creare il subVI sono stati impostati i parametri di input, ovvero il solo File Path, e i parametri di output, che sono gli array di cui si è appena discusso.

Una volta portati questi array all'interno del While Loop del software di simulazione attraverso il subVI “Effeme”, si è proceduto a realizzare la scrittura del log GPSEPHM. Questa parte risulta essere la più delicata del software, in quanto le effemeridi dei satelliti non sono da inviare in modo continuo, ma solamente quando subiscono una variazione.

Per realizzare questa funzionalità del software è stato necessario, innanzitutto, confrontare, iterazione per iterazione, l'epoca delle osservabili con l'epoca delle effemeridi.

Il log GPSEPHM, come detto, è composto dalle informazioni sulle effemeridi dei satelliti GPS, e ogni satellite di cui vengono comunicati i parametri orbitali presenta

una sezione di header e una sezione dei dati. È stato, per questo, utilizzato un For Loop con all'interno due Case Structure concatenati:



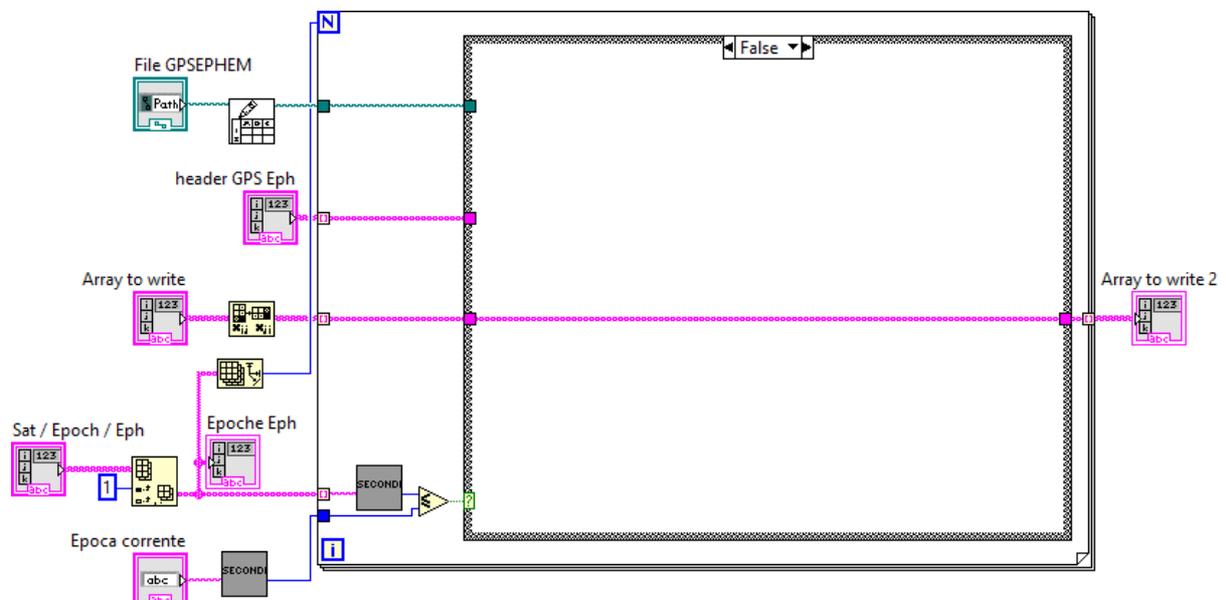
Il loop in figura mostra come viene creato il log GPSEPHM in dettaglio. Il file deve essere inserito manualmente, una sola volta, prima dell'avvio del software attraverso il File Path. All'interno del For Loop vengono portati l'header del satellite GPS, il vettore da trascrivere, l'epoca riferita alle effemeridi di ogni satellite GPS, l'epoca corrente, valutata in secondi, e il file su cui trascrivere i dati. Quest'ultimo risulta essere, all'ingresso del loop, un file vuoto, grazie all'utilizzo della funzione Write To Spreadsheet File. Il numero totale delle iterazioni è pari al numero di vettori che compongono l'array "Sat/Epoch/Eph".

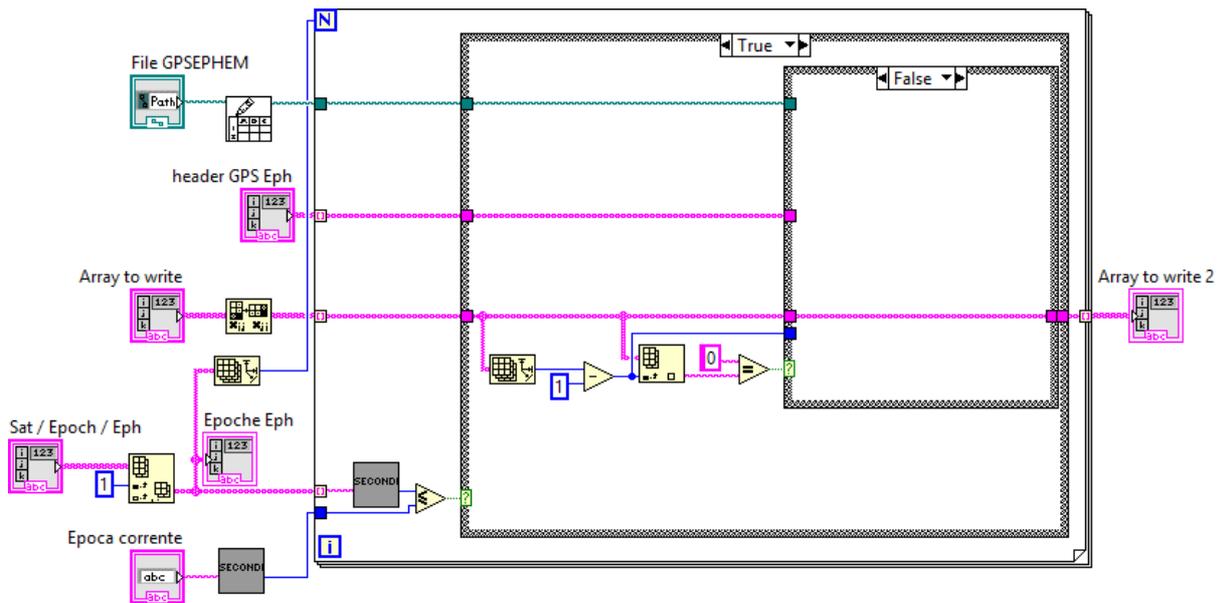
Vengono, come già accennato, confrontate le due epoche, quella corrente e quella di ogni registrazione delle effemeridi, opportunamente trasformate in secondi totali attraverso il subVI "Secondi". All'interno del primo Case Structure vengono portate solamente le registrazioni delle effemeridi le cui epoche sono inferiori o uguali all'epoca corrente. L'ingresso al secondo Case Structure, invece, consentito solamente ai vettori da trascrivere che contengono come ultimo elemento il valore nullo. Questo stratagemma viene utilizzato per non trascrivere nel log GPSEPHM le effemeridi che sono state già inviate nelle iterazioni precedenti.

Infatti, come si può notare all'interno dell'ultimo Case Structure, una volta che le effemeridi di una data epoca sono state trascritte, l'elemento "0" viene sostituito dall'elemento "1", ad indicare che la registrazione è già stata letta ed inviata. Per ogni registrazione e, di conseguenza, per ogni PRN vengono trascritti prima l'header e successivamente la sezione dei dati, depurata dell'ultimo elemento, che, come detto, rappresenta solamente uno stratagemma per controllare se una particolare registrazione di effemeridi è già stata trascritta oppure no. Per trascrivere in successione tutti i dati necessari per creare il log GPSEPHEM si è utilizzato il controllo di tipo booleano True, che risponde affermativamente alla domanda "Append to file?", mentre come carattere separatore viene utilizzato ",".

In uscita dal For Loop si può notare che è presente "Array to write 2", che è uguale all'array precedente, tranne per l'ultimo elemento di ogni vettore, che mostrerà un valore unitario o nullo a seconda che l'informazione sia stata già trascritta sul file GPSEPHEM oppure no.

Nelle immagini successive viene mostrato come ogni vettore di "Array to write" bypassa completamente i cicli Case nel caso in cui le due condizioni a cui viene sottoposto non siano soddisfatte:





L'array in uscita dal For Loop andrà a sostituire “Array to write” nell'iterazione successiva. Per fare ciò, i terminali di entrambi gli array sono stati collegati con i bordi del While Loop del software attraverso gli Shift Register, che permettono, così, di indicare, ad ogni iterazione, quali vettori sono da trasmettere e quali sono già stati trasmessi. Ovviamente, per entrambi gli array viene mantenuta la disposizione dei vettori per colonne, per cui l'”Array to write 2” dovrà essere trasposto attraverso la palette Transpose 2D Array prima di essere collegato al proprio Shift Register di riferimento.

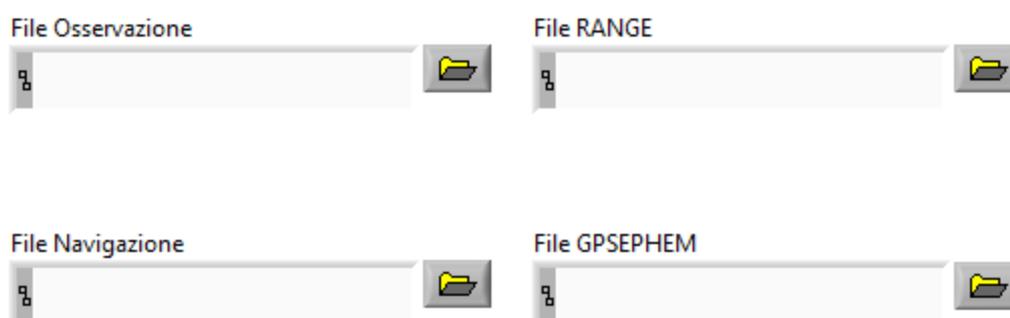
Il software “Simulate GPS”, come detto, riesce a simulare il comportamento del ricevitore OEM615 della NovAtel ritardando il tempo di esecuzione del While Loop di 10 secondi ad ogni iterazione attraverso la palette Wait mostrata precedentemente. Alla condizione terminale del loop è stato collegato il controllo di tipo booleano Stop, che permette all'utente di interrompere l'esecuzione del software premendo il pulsante Stop che compare nel Front Panel:



### c. Le funzionalità del software

Il software “Simulate GPS” permette la creazione dei log GPSEPHEM e RANGE estrapolando i dati dai file RINEX di navigazione e di osservazione della missione GRACE. Chiaramente, esso potrebbe essere utilizzato anche con altri file RINEX, che facciano riferimento alla stessa missione o ad altre missioni. Per fare questo, però, è richiesta la modifica del numero delle righe dell'header da eliminare per estrapolare solamente la sezione dei dati e tutte le modifiche riguardanti i dati da inserire nell'header del log, in base alla versione del ricevitore OEM615 della NovAtel di cui la missione in questione si serve. Si tratta, comunque, di facili modifiche che consentono di adattare il software al ricevitore utilizzato e ai file RINEX di cui ci si serve per la simulazione. Chiaramente, il simulatore genera due log così come sarebbero inviati dall'OEM615, per cui l'utilizzo di un altro ricevitore che ammette altre modalità di invio dei dati di pseudo-range, carrier-phase e delle effemeridi dei satelliti non è contemplato.

All'apertura del VI “Simulate GPS”, l'utente deve inserire, manualmente, i file RINEX di osservazione e di navigazione da leggere e i file di testo dove devono essere generati i log RANGE e GPSEPHEM, attraverso il prompt di comando creato sul Front Panel:



Una volta inseriti i campi richiesti, è possibile avviare il software.

Nell'interfaccia grafica del Front Panel è possibile osservare come variano i vari array salvati, riferiti ai dati delle osservabili, ad ogni iterazione, che avviene ogni 10 secondi.

Bisogna far notare che il log GPSEPHEM viene inviato la prima volta e l'invio successivo avviene solamente quando le effemeridi vengono aggiornate. Ogni qual volta compare un nuovo satellite GPS, il ricevitore genera un output, attraverso

sempre il log GPSEPHHEM, nel quale compaiono le effemeridi del nuovo satellite GPS agganciato.

Per vedere come viene creato il log alla prima iterazione, è sufficiente che il While Loop termini quando l'iterazione è pari al valore "0", che indica la prima iterazione svolta dal software. In questo modo è possibile visualizzare l'invio del log GPSEPHHEM che, è giusto ricordarlo, avviene la prima volta appena viene avviato il software e successivamente soltanto quando le effemeridi dei satelliti variano.

Il log RANGE, invece, viene inviato ogni 10 secondi. Entrambi i logs seguono il normale comportamento degli stessi log generati dal ricevitore OEM615.

## **7. CONCLUSIONE**

Il lavoro di tesi presentato nelle pagine precedenti dimostra come è stato creato il software di simulazione che genera i log RANGE e GPSEPHHEM così come sarebbero inviati dal ricevitore OEM615 della NovAtel, contenenti, cioè, i dati inseriti nei campi giusti e nella forma corretta. L'utilizzo di Labview come software di programmazione permette di visualizzare graficamente il programma "Simulate GPS" e di fornire un'idea della sua struttura in modo molto immediato. Questo, però, è stato possibile in quanto i calcoli matematici affrontati nella trattazione non erano particolarmente complessi. Se ne sconsiglia, pertanto, l'utilizzo per altri tipi di simulatori in cui, ad esempio, debba essere implementato un algoritmo di calcolo della posizione complesso, preferendo al Labview altri software che presentino linguaggi di programmazione di tipo testuale.

## **BIBLIOGRAFIA**

Beyon J. Y., *LabVIEW. Programming, data acquisition and analysis*, Upper Saddle River, NJ 07458, Prentice Hall PTR, 2001

Gurtner W. (University of Bern), *RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 2*, Settembre 1998

Gurtner W. (University of Bern), Estey L. (UNAVCO), *RINEX Version 2.20. Modifications to Accommodate Low Earth Orbiter Data*, 12 Aprile 2001

Gurtner W. (University of Bern), Estey L. (UNAVCO), *RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 3.00*, 28 Novembre 2007

Gurtner W. (University of Bern), Estey L. (UNAVCO), *RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 2.11*, 10 Dicembre 2007

Gurtner W. (University of Bern), Estey L. (UNAVCO), *RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 3.01*, 22 Giugno 2009

Walls L. K., *LabVIEW Student Edition. Guida per l'utente*, Milano, CittàStudiEdizioni/Prentice Hall International, 1996

*GPS Experiment Interface. Document EID-B*, AlmaSpace S.R.L., Forlì, 22 Maggio 2013

*icd200cw1234*, NAVCEN, varie revisioni effettuate negli anni

*LabVIEW. Corso Base I, Corso sulla versione software 6.0*, National Instruments Corporation, Ottobre 2000, traduzione effettuata a Gennaio 2001

*LabView™. Guida all'uso di LabVIEW*, National Instruments Corporation, 2003

*NovAtel® PC Utilities User Manual*, NovAtel®, Marzo 2013

*OEM6™ Family. Firmware Reference Manual*, NovAtel®, 10 Luglio 2012

*OEM6™ Family. Installation and Operation User Manual*, NovAtel®, 14 Luglio 2011

*OEM615*, NovAtel®, Luglio 2012

*RINEX. The Receiver Independent Exchange Format. Version 3.02*, International GNSS Service (IGS), RINEX Working Group and Radio Technical Commission for

Maritime Services Special Committee 104 (RTCM-SC104), 3 Aprile 2013

Slides del Prof. Mauro Caprioli (Politecnico di Bari), *Capitolo 4-GPS*

Il forum del sito della National Instruments Corporation: <http://www.ni.com>

Dal sito internet di ESA: [http://www.esa.int/Education/ESEO\\_mission](http://www.esa.int/Education/ESEO_mission)

Dal sito internet Wikipedia: <http://en.wikipedia.org/wiki/RINEX>

Dal sito internet Wikipedia: [http://en.wikipedia.org/wiki/Global\\_Positioning\\_System](http://en.wikipedia.org/wiki/Global_Positioning_System)

Dal sito internet Wikipedia:

[http://it.wikipedia.org/wiki/Gravity\\_Recovery\\_and\\_Climate\\_Experiment](http://it.wikipedia.org/wiki/Gravity_Recovery_and_Climate_Experiment)