

PEMBUATAN PROGRAM EKSTRAKSI DAN PENENTUAN POSISI SATELIT DARI FILE NAVIGATION RINEX VERSI 2.10

Vauzul Rahmat, Bambang Darmo Yuwono, Bandi Sasmito^{*)}

Program Studi Teknik Geodesi, Fakultas Teknik, Universitas Diponegoro
 Jl. Prof. Sudarto SH, Tembalang, Semarang, Telp. (024) 76480785, 76480788
 e-mail: geodesi@undip.ac.id

Abstrak

Dalam penentuan posisi dengan menggunakan GPS langkah pertama yang harus kita lakukan yaitu menghitung posisi satelit selama pengamatan. Ketelitian suatu titik dalam sebuah survei GPS sangat dipengaruhi oleh ketelitian dari posisi satelit yang terekam pada saat pengamatan, semakin banyak satelit yang direkam maka semakin teliti posisi yang di dapat. Dalam survei menggunakan GPS, *receiver* GPS akan menerima informasi-informasi terkait satelit yang di amati itu sendiri. Informasi tersebut diberikan dalam berbentuk *navigation message*, isi dari *navigation message* itu biasanya terkait komponen orbit satelit (elemen kepler), dan komponen koreksi jam satelit.

Untuk mendapatkan data *navigation message* dalam format baku kita dapat melakukan konversi data hasil pengukuran GPS ke dalam format RINEX versi 2.10. Dari format tersebut kita memperoleh data referensi waktu saat *epoch* dan koreksi waktu (*Epoch*, a_0 , a_1 , a_2 , dan Toe), data pertubasi satelit ($Idot$, ΔN (Δn), Ωdot (Ω), C_{RS} , C_{RC} , C_{US} , C_{UC} , C_{IC} , dan C_{IS}), dan data elemen kepler (Eccentricity (e), i_0 , Ω_0 , M_0 , ω , $Sqrt_a$ (\sqrt{a})), kemudian dibuat program penentuan posisi satelit GPS menggunakan bahasa visual basic. Hasilnya berupa program ekstraksi dan perhitungan posisi satelit, kemudian hasil perhitungan posisi satelit menggunakan program FMP 1.0 dibandingkan dengan *precise ephemerides* yang disediakan oleh IGS, hasil perbandingan menunjukkan program ini efektif digunakan untuk pengamatan dengan interval waktu 4 jam terhadap t_{oc} .

Kata Kunci : RINEX, GPS, *Broadcast Ephemerides*, *Visual Basic*

Abstract

In positioning using the GPS the first step that we must do is calculating the satellite position during the observation. The precision of a point in a GPS survey is affected by the precision of the satellite position that recorded in the observation, the higher number of the satellite that is being recorded the more precise of the position can be. In surveying using GPS, GPS receiver will receive informations related to the satellite that is being observed. These information is given in navigation message, and the content of the message usually related to the satellite orbit's component (Kepler's element) and time correction satellite's component.

*To obtain the navigation message data in a standard format we can convert the measuring result of the GPS to the RINEX ver. 2.10 format. From the format we can get time reference data when epoch (*Epoch*, a_0 , a_1 , a_2 , and Toe), perturbation parameters satellite ($Idot$, ΔN (Δn), Ωdot (Ω), C_{RS} , C_{RC} , C_{US} , C_{UC} , C_{IC} , and C_{IS}), and keplerian parameters (Eccentricity (e), i_0 , Ω_0 , M_0 , ω , $Sqrt_a$ (\sqrt{a})), then from the data we made it into GPS satellite positioning program using visual basic language. The result is an extraction program and satellite position's calculation, then the calculation's result of satellite position using FMP 1.0 is being compared with the precise ephemerides provided by IGS, the result of the comparison shows that this program is effective to be used in observation with interval of 4 hours to t_{oc} .*

Keywords : RINEX, GPS, *Broadcast Ephemerides*, *Visual Basic*

^{*)} Penulis Penanggungjawab

1. Pendahuluan

Dalam penentuan posisi dengan menggunakan GPS langkah pertama yang harus kita lakukan yaitu menghitung posisi satelit selama pengamatan. Ketelitian suatu titik dalam sebuah survei GPS sangat dipengaruhi oleh ketelitian dari posisi satelit yang terekam pada saat pengamatan, semakin banyak satelit yang direkam maka semakin teliti posisi yang di dapat. Dalam survei menggunakan GPS, *receiver* GPS akan menerima informasi-informasi terkait satelit yang di amati itu sendiri. Informasi tersebut diberikan dalam berbentuk *navigation message*, isi dari *navigation message* itu biasanya terkait komponen orbit satelit (elemen kepler), dan komponen koreksi jam satelit. Karena pada data *navigation message* satelit GPS kita hanya memperoleh nilai-nilai elemen kepler dari satelit GPS tersebut, sedangkan untuk menentukan posisi secara absolut kita harus mengetahui koordinat satelit tersebut dalam koordinat geosentrik, untuk itu perlu dibuat program perhitungan posisi satelit agar didapatkan koordinat satelit yang akurat.

Namun disini ada sebuah kendala yang mana setiap *receiver* GPS memiliki format yang berbeda dalam memberikan *navigation message* kepada penggunanya.. Hal ini sangat menyulitkan para pengguna dalam pengolahan data ketika menggunakan receiver GPS dengan merek yang berbeda. Untuk mengatasi kesulitan tersebut peneliti dari astronomi institute of University of Berne membuat sebuah terobosan baru dengan mengembangkan *Receiver Independent Exchange Format* atau di singkat menjadi RINEX (Gurtner, 2005).

Berdasarkan latar belakang diatas maka dapat dirumuskan masalah sebagai berikut :

- a. Apa saja komponen-komponen data masukan yang terlibat dalam perhitungan koordinat satelit dan hasil perhitungan yang ditampilkan oleh program perhitungan posisi satelit ?
- b. Bagaimana ketelitian program perhitungan posisi satelit tersebut ?

Untuk menjelaskan permasalahan yang akan dibahas dan agar tidak terlalu jauh dari kajian masalah, maka penelitian ini akan dibatasi pada hal-hal berikut:

- a. Input data dan file yang digunakan dalam pengolahan aplikasi ini adalah file *navigation* dari satelit GPS.
- b. Hasil program berupa posisi satelit dalam koordinat orbit dan dalam koordinat geosentrik.
- c. Perancangan aplikasi pengolahan (ekstraksi) data dan perhitungan posisi satelit ini menggunakan bahasa pemrograman *Visual Basic.NET 2008*.
- d. Validasi hasil perhitungan posisi satelit ini di bandingkan dengan *precise ephemerides* yang di sediakan oleh IGS.
- e. Posisi satelit yang dihitung hanya posisi satelit GPS.

Adapun maksud yang ingin dicapai dalam penelitian ini, adalah

- a. Mengetahui karakter penyimpanan data dan pengolahan data dari file *navigation RINEX* versi 2.10.
- b. Mempermudah dalam pengolahan data file *navigation RINEX* versi 2.10.
- c. Setelah dibuatnya aplikasi ini di harapkan dapat menjadi alternatif dalam perhitungan posisi satelit pada saat survey GPS.

Tujuan dari dilaksanakannya penelitian ini adalah :

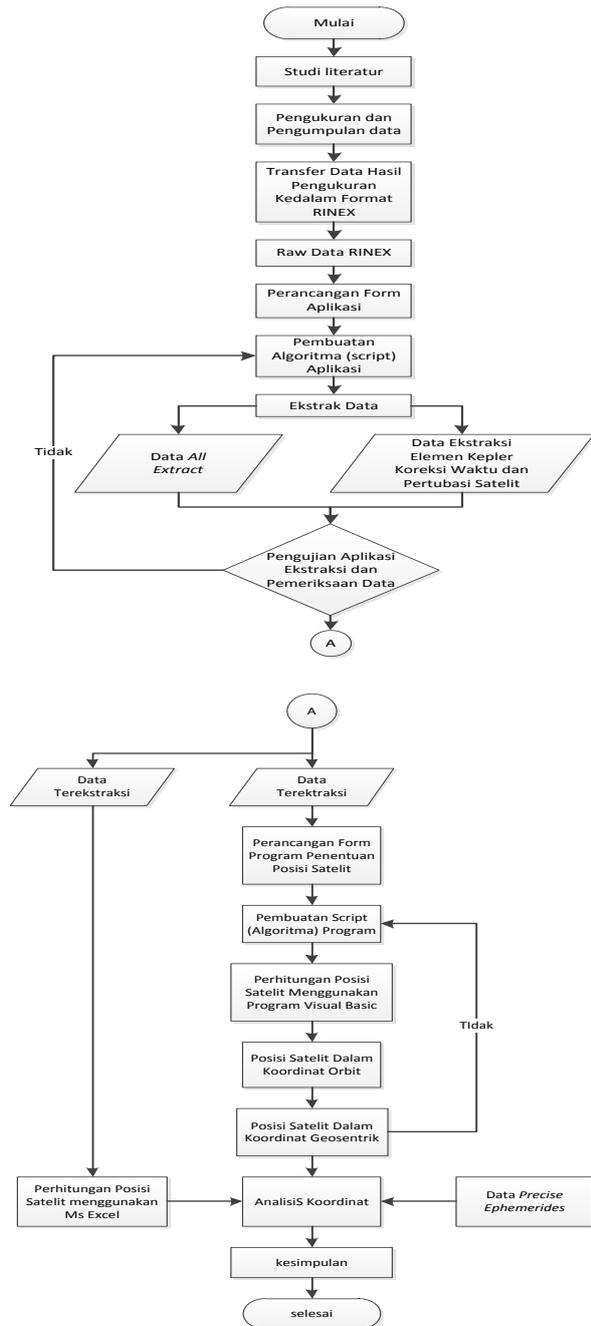
1. Untuk mendapatkan koordinat satelit GPS dalam koordinat orbit maupun koordinat geosentrik.
2. Membuat aplikasi pengolahan (ekstraksi) data dan perhitungan posisi satelit dari file *navigation RINEX* versi 2.10.
3. Menguji ketelitian data *Broadcast Ephemeride*, yang diperoleh pada saat survey GPS.

2. Metodologi Penelitian

Adapun sumber data penelitian yang digunakan yaitu data *navigation file* GPS yang diperoleh dari pengukuran titik menggunakan GPS geodetik yang kemudian dikonversi ke dalam format RINEX versi 2.10.

Peralatan yang digunakan dalam penelitian ini dibagi menjadi 2 (dua) yaitu *hardware* dan *software* :

- a. *Hardware*
Laptop Acer V3 Intel(R) Core(TM) i5-3210M CPU @ 2.50GHz, RAM 4GB, OS Windows 7 Home Premium 64 bit.
- b. *Software*
 - 1) *Visual Basic.Net 2008* digunakan untuk pembuatan program ekstraksi data *navigation file* GPS format RINEX versi 2.10 dan pembuatan program perhitungan posisi satelit GPS.
 - 2) *Topcon Tools v8.2* digunakan untuk konversi data hasil pengukuran menggunakan GPS geodetik ke dalam format RINEX versi 2.10.
 - 3) *Ms. Excel 2010* untuk menghitung koordinat satelit curah hujan.
 - 4) *Ms. Word 2010* untuk mengolah laporan tugas akhir.
 - 5) *Ms. Visio 2007* untuk membuat diagram alir laporan tugas akhir.



Gambar 1. Diagram alir

Data *broadcast ephemerides* merupakan data hasil observasi yang kemudian dikonversi ke dalam format RINEX atau yang kita sebut dengan *navigation data file*. *Broadcast ephemeris* ditentukan dalam dua tahap, pertama ephemeris referensi ditentukan berdasarkan data pengamatan GPS selama tujuh hari dari semua stasiun monitor (proses *off-line*), dengan menggunakan program perhitungan satelit yang canggih. Tahap kedua, tahap ini merupakan proses *on-line*, perbedaan-perbedaan antara hasil pengamatan dari stasiun monitor dengan ephemeris referensi diturunkan, dan kemudian diproses dengan

menggunakan metode *Kalman Filtering* (Hofmann, 2001). Berikut ini adalah posisi elemen-elemen *broadcast ephemerides* yang terdapat pada *navigation file RINEX* versi 2.10

Tabel 1. Posisi Elemen-Elemen *Broadcast Ephemerides* Yang Terdapat Pada *Navigation File RINEX* versi 2.10

Satellite Number/Epoch	a_0	a_1	a_2
<i>IODE</i>	<i>Crs</i>	Δn	M_0
<i>Cuc</i>	<i>e</i>	<i>Cus</i>	\sqrt{a}
t_{oe}	<i>Cic</i>	Ω_0	<i>Cis</i>
I_0	<i>Crc</i>	ω	Ω
I	$L2$	<i>GPS Week</i>	$L2 P Code$
<i>Satellite Accuracy</i>	<i>Satellite Health</i>	<i>TGD</i>	<i>IODC</i>
<i>Transmission Time</i>	<i>Fit Interval</i>	<i>Spare 1</i>	<i>Spare 2</i>

Untuk menghitung posisi satelit menggunakan *broadcast ephemerides*, kita harus mengetahui terlebih dahulu nilai dari konstanta gravitasi bumi ($GM=3986001,5 \times 10^8 \text{ m}^3/\text{det}$) dan kecepatan rotasi bumi ($\Omega_e = 7,292115147 \times 10^{-5} \text{ rad/sec}$). Berikut ini adalah langkah-langkah dalam perhitungan posisi satelit menggunakan data *broadcast ephemeride* (Seeber, 2003):

1. Data yang digunakan yaitu data navigation file GPS format RINEX versi 2.10 pada tanggal 17 maret 2014, satelit yang dihitung yaitu satelit nomor 16 pada jam 06.30. Berikut ini adalah cuplikan data satelit nomor 16 :

```

16 14 3 17 8 0 0.0 -227393116802D-03 .159161572810D-11 .000000000000D+00
.970000000000D+02 .553437500000D+02 .379908681864D-08 -.482180031339D+00
.302307307720D-05 .764108635485D-02 .992603600025D-05 .515355627251D+04
.115200000000D+06 .102445483208D-06 -.248413010238D+01 -.298023223877D-07
.987675672130D+00 .199062500000D+03 .157548936214D+00 -.777960976626D-08
.535379443360D-09 .000000000000D+00 .178400000000D+04 .000000000000D+00
.000000000000D+00 .000000000000D+00 -.977888703346D-08 .970000000000D+02
.108510000000D+06 .000000000000D+00 .000000000000D+00 .000000000000D+00
    
```

Gambar 2. Tampilan Data *Broadcast Ephemeris* Satelit nomor 16

2. Menghitung waktu pengamatan terkoreksi yang diinginkan

$$t = ts - \delta s$$

$$t = ((6*3600)+(30*60)) - (-0,000227393116802 + (1,591615728E-12* (((6*3600)+(30*60)) - (8*3600)))) + (0*(((6*3600)+(30*60)) - (8*3600))^2))$$

$$t = 23400,0002274017 \text{ s}$$
3. Menghitung selisih waktu antara waktu pengamatan terkoreksi yang diinginkan dengan waktu referensi ephemeris

$$t_k = t - t_{0E}$$

$$t_k = ((GPS \text{ day } * 24 * 3600) * 23400,0002274017) - 115200$$

$$t_k = ((1 * 24 * 3600) * 23400,0002274017) - 115200$$

$$t_k = -5399,9997725983 \text{ s}$$

4. Menghitung nilai sumbu panjang *ellipsoid*

$$A = (\sqrt{a})^2$$

$$A = (5153,55627251)^2$$

$$A = 26559142,2539272$$

5. Menghitung nilai *mean motion* yang telah dikoreksi

$$n = \sqrt{\frac{GM}{A^3}} + \Delta n$$

$$n = \sqrt{\frac{398600500000000}{(26559142,2539272)^3}} + 3,79908681864E-09$$

$$n = 0,000145867709407293 \text{ rad/s}$$

6. Menghitung nilai anomali menengah yang sudah dikoreksi

$$M_k = M_0 + n \cdot t_k$$

$$M_k = -0,482180031339 + (0,000145867709407293 * -5399,9997725983)$$

$$M_k = -1,2698656289678 \text{ rad}$$

7. Menghitung nilai dari anomali eksentrisitas

$$E_k = M_k + e \cdot \sin E_k$$

$$E_{k0} = -1,2698656289678 \text{ rad}$$

$$E_{k1} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,2698656289678)$$

$$E_{k1} = -1,27716333281343 \text{ rad}$$

$$E_{k2} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,27716333281343)$$

$$E_{k2} = -1,27717966682703 \text{ rad}$$

$$E_{k3} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,27717966682703)$$

$$E_{k3} = -1,27717970294991 \text{ rad}$$

$$E_{k4} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,27717970294991)$$

$$E_{k4} = -1,27717970302979 \text{ rad}$$

$$E_{k5} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,27717970302979)$$

$$E_{k5} = -1,27717970302997 \text{ rad}$$

$$E_{k6} = -1,2698656289678 + (0,00764108635485 * \sin -1,27717970302997)$$

$$E_{k6} = -1,27717970302997 \text{ rad}$$

$$E_k = E_{k6} = -1,27717970302997 \text{ rad}$$

8. Menghitung nilai dari anomali sejati

$$v_k = 2 \cdot \arctan \left(\sqrt{\frac{1+\epsilon}{1-\epsilon}} \cdot \tan \frac{E_k}{2} \right)$$

$$v_k = 2 \cdot \arctan \left(\sqrt{\frac{1+0,00764108635485}{1-0,00764108635485}} \cdot \tan \frac{-1,27717970302997}{2} \right)$$

$$v_k = -1,28450194769174 \text{ rad}$$

9. Menghitung nilai dari argument lintang

$$\phi_k = v_k + \omega$$

$$\phi_k = -1,28450194769174 + 0,157548936214$$

$$\phi_k = -1,12695301147774 \text{ rad}$$

10. Menghitung nilai koreksi dari argument lintang dan argument lintang terkoreksi

$$\delta u_k = C_{US} \cdot \sin 2\phi_k + C_{UC} \cdot \cos 2\phi_k$$

$$\delta u_k = (0,00000992603600025 * \sin (2 * -1,12695301147774)) + (0,0000030230730772 * \cos (2 * -1,12695301147774))$$

$$\delta u_k = -9,60695648045166E-06 \text{ rad}$$

$$u_k = \phi_k + \delta u_k$$

$$u_k = -1,12695301147774 + 9,60695648045166E-06$$

$$u_k = -1,12696261843422 \text{ rad}$$

11. Menghitung nilai koreksi dari radius dan radius terkoreksi

$$\delta r_k = C_{rs} \cdot \sin 2\phi_k + C_{rc} \cdot \cos 2\phi_k$$

$$\delta r_k = (55,3437 * \sin (2 * -1,12695301147774)) + (199,0625 * \cos (2 * -1,12695301147774))$$

$$\delta r_k = -168,575207016025 \text{ m}$$

$$r_k = A(1 - e \cdot \cos E_k) + \delta r_k$$

$$r_k = (26559142,2539272 * (1 - (0,00764108635485 * \cos (-1,27717970302997)))) + (-168,575207016025)$$

$$r_k = 26500239,4023734 \text{ m}$$

12. Menghitung nilai koreksi dari inklinasi dan inklinasi terkoreksi

$$\delta i_k = C_{is} \cdot \sin 2\phi_k + C_{ic} \cdot \cos 2\phi_k$$

$$\delta i_k = (0,000000102445483208 * \sin (2 * -1,12695301147774)) + (-0,0000000298023223877 * \cos (2 * -1,12695301147774))$$

$$\delta i_k = -6,06466465995515E-08 \text{ rad}$$

$$i_k = i_0 + IDOT \cdot t_k + \delta i_k$$

$$i_k = 0,98767567213 + (5,3537944356E-10 * -5399,9997725983) + (-6,06466465995515E-08)$$

$$i_k = 0,98767272043448 \text{ rad}$$

13. Menghitung koordinat satelit pada bidang orbit

$$x_k = r_k \cdot \cos u_k$$

$$x_k = 26500239,4023734 * \cos (-1,12696261843422)$$

$$x_k = 11379332,1339245 \text{ m}$$

$$y_k = r_k \cdot \sin u_k$$

$$y_k = 26500239,4023734 * \sin (-1,12696261843422)$$

$$y_k = -23932686,6141045 \text{ m}$$

14. Menghitung nilai bujur *ascending node* terkoreksi

$$\Omega_k = \Omega_0 + (\Omega - \Omega_e) \cdot t_k - \Omega_e \cdot t_{0E}$$

$$\Omega_k = -2,48413010238 + ((-7,77960976626E-09 - 0,000072921151467) * -5399,9997725983) - (0,000072921151467 * 5153,55627251)$$

$$\Omega_k = -10,490830540148 \text{ rad}$$

15. Menghitung koordinat geosentrik satelit

$$X_k = x_k \cdot \cos \Omega_k - y_k \cdot \sin \Omega_k \cdot \cos i_k$$

$$X_k = (11379332,1339245 * \cos (-10,490830540148)) - (-23932686,6141045 * \sin (-10,490830540148) * \cos (0,98767272043448))$$

$$X_k = 6031962,19030962 \text{ m}$$

$$Y_k = x_k \cdot \sin \Omega_k + y_k \cdot \cos \Omega_k \cdot \cos i_k$$

$$Y_k = (11379332,1339245 * \sin (-10,490830540148)) + (-23932686,6141045 * \cos (-10,490830540148) * \cos (0,98767272043448))$$

$$Y_k = 16333043,7872647 \text{ m}$$

$$Z_k = y_k \cdot \sin i_k$$

$$Z_k = (-23932686,6141045 * \sin (0,98767272043448))$$

$$Z_k = -19977732,6331362 \text{ m}$$

16. Setelah mendapatkan koordinat geosentrik maka kita perlu melakukan pemeriksaan kebenaran posisi satelit tersebut dengan rumus dibawah ini.

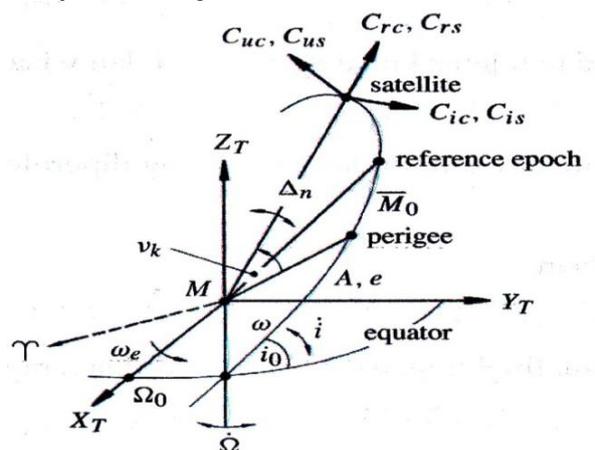
$$\sqrt{X_k^2 + Y_k^2 + Z_k^2} = r_k$$

$$\sqrt{(6031962,19030962)^2 + (16333043,7872647)^2 + (-19977732,6331362)^2} = r_k$$

$$26500239,4023734 \text{ m} = r_k$$

$$26500239,4023734 \text{ m} = 26500239,4023734 \text{ m}$$

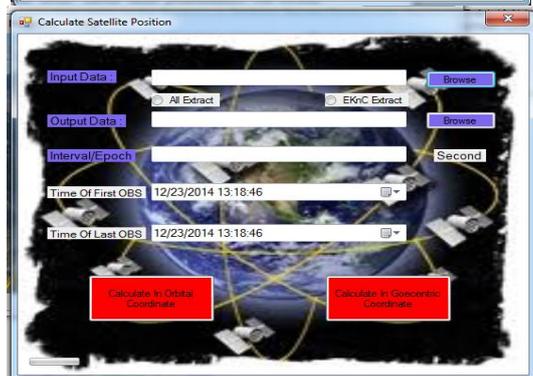
Apabila hasil perhitungan r_k pada langkah 16 sama dengan hasil perhitungan r_k pada langkah 11 maka koordinat tersebut bisa dikatakan benar. Berikut ini adalah gambaran komponen-komponen yang dihitung dalam penentuan posisi satelit yang ditunjukkan oleh gambar 2.12



Gambar 3. Visualisasi Komponen Yang Dihitung Dalam Perhitungan Posisi Satelit.

3. Hasil dan Pembahasan

a. Hasil pembuatan program ekstraksi dan perhitungan posisi satelit adalah sebuah aplikasi berbasis windows. Program tersebut bernama FMP 1.0 dengan tampilan sebagai berikut :

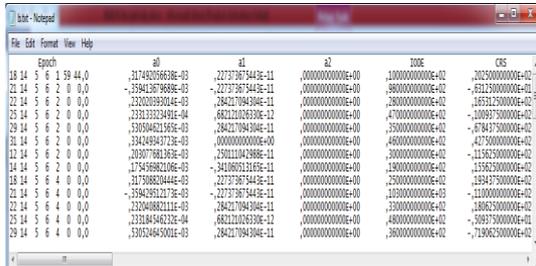


Gambar 4. Tampilan User Interface Program FMP 1.0

Ada 3 buah tampilan *user interface* dalam program FMP 1.0 yaitu tampilan utama program FMP 1.0, tampilan program ekstraksi, dan terakhir tampilan program perhitungan posisi satelit.

b. File *output* dari ekstraksi raw data *navigation file* GPS (*.yyn) menggunakan program FMP 1.0 ditulis kembali dalam bentuk file (*.txt). Pada program ekstraksi terdapat dua pilihan bentuk

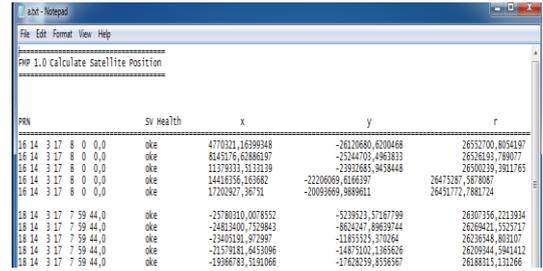
ekstraksi yaitu *All Extract*, dan *Element Kepler and Correction Extract*. berikut ini adalah tampilan dari hasil ekstraksi menggunakan program FMP 1.0



Gambar 5. Tampilan File Output Hasil Ekstraksi Menggunakan Program FMP 1.0

Pada ekstraksi menggunakan pilihan *All Extract* seluruh data diekstrak dan ditulis kembali dengan susunan yang lebih rapi. Hasil ekstraksi ini terdapat seluruh data file navigasi yaitu Epoch, a0, a1, a2, IODE, CRS, Delta N (Δn), Mo, CUC, Eccentricity (e), CUS, Sqrt a (\sqrt{a}), Toe, CIC, Ω_0 , CIS, Io, CRC, ω , Ω dot (Ω), Idot, L2, GPS Week, L2 Pcode, S Accuracy, S Health, TGD, IODC, Transmission t, Fit Interval, Spare I, dan Spare II yang disusun kembali dengan mengelompokan nilai dari komponen yang sama dari setiap satelit sehingga memudahkan program membaca pada setiap barisnya. Pada ekstraksi menggunakan pilihan *Element Kepler and Correction Extract* data yang diekstrak hanya sebagian yaitu hanya data yang terlibat dalam perhitungan saja, dan kemudian ditulis kembali dengan susunan yang lebih rapi. Hasil ekstraksi ini terdapat data referensi waktu saat epoch dan koreksi waktu (*Epoch*, a0, a1, a2, dan Toe), data perturbasi satelit (Idot, Delta_N (Δn), Ω dot (Ω), CRS, CRC, CUS, CUC, CIC, dan CIS), data elemen kepler (Eccentricity (e), i_0 , Ω_0 , M_0 , ω , Sqrt_a (\sqrt{a})), GPS Week, Transmission Time, dan Satellite Health. Hasil ekstraksi dengan pilihan ini memiliki keunggulan penyimpanan data yang lebih kecil karena beberapa elemen yang tidak dipakai dalam perhitungan dihilangkan sehingga lebih efisien dalam penyimpanan data.

c. Perhitungan posisi satelit dari data yang telah diekstraksi dilakukan dengan program FMP 1.0, hasilnya (*output*) ditulis kembali ke dalam file teks (*.txt). Pada program perhitungan posisi satelit terdapat dua pilihan bentuk perhitungan yaitu *Calculate In Orbital Coordinate*, dan *Calculate In Geocentric Coordinate* File output dari perhitungan posisi satelit berikut ini adalah tampilan dari hasil perhitungan posisi satelit menggunakan program FMP 1.0



Gambar 6. Tampilan File Output Hasil Perhitungan Posisi Satelit Menggunakan Program FMP 1.0

Pada perhitungan posisi satelit menggunakan pilihan *Calculate In Orbital Coordinate*, yang di hitung adalah posisi satelit dalam sistem koordinat orbit dan jarak (radius) dari receiver ke satelit. Dari hasil perhitungan posisi satelit ini terdapat data nomor satelit (PRN), data epoch, data kesehatan satelit, koordinat satelit dalam sistem koordinat orbit, dan data radius. Pada perhitungan posisi satelit menggunakan pilihan *Calculate In Geocentric Coordinate*, posisi satelit dihitung dalam sistem koordinat geosentrik. Hasil perhitungan posisi satelit ini terdapat data nomor satelit (PRN), data epoch, data kesehatan satelit, koordinat satelit dalam sistem koordinat geosentrik.

d. Validasi program ini akan dilakukan dengan metode membandingkan hasil perhitungan posisi satelit menggunakan program FMP 1.0 dengan *precise ephemerides*. Data yang dibandingkan adalah hasil perhitungan posisi satelit dalam sistem koordinat geosentrik, perbandingan dilakukan dengan membandingkan hasil perhitungan posisi satelit dalam sistem koordinat geosentrik dengan interval waktu 2 jam, 4 jam, 8 jam, dan 16 jam dari waktu t_c :

- a. Untuk validasi dengan waktu interval 2 jam selisih hitungan koordinat satelit antara program FMP 1.0 dengan *precise ephemerides* bervariasi. Untuk koordinat (X) selisihnya mulai dari 0,054 m sampai 6,044 m, untuk koordinat (Y) selisihnya mulai dari 0,657 m sampai 3,098 m, dan untuk koordinat (Z) selisihnya mulai dari 0,050 m sampai 3,780 m.
- b. Untuk validasi dengan waktu interval 4 jam selisih hitungan koordinat satelit antara program FMP 1.0 dengan *precise ephemerides* bervariasi. Untuk koordinat (X) selisihnya mulai dari 5,876 m sampai 105,027 m, untuk koordinat (Y) selisihnya mulai dari 4,155 m sampai 253,543 m, dan untuk koordinat (Z) selisihnya mulai dari 2,744 m sampai 65,330 m.
- c. Untuk validasi dengan waktu interval 8 jam selisih hitungan koordinat satelit antara program FMP 1.0 dengan *precise ephemerides* bervariasi. Untuk koordinat (X) selisihnya mulai dari 5,876 m sampai 105,027 m, untuk koordinat (Y) selisihnya mulai dari 4,155 m sampai 253,543 m, dan untuk koordinat (Z) selisihnya mulai dari 2,744 m sampai 65,330 m.

ephemerides bervariasi. Untuk koordinat (X) selisihnya mulai dari 8,814 m sampai 4334,223 m, untuk koordinat (Y) selisihnya mulai dari 0,756 m sampai 699,886 m, dan untuk koordinat (Z) selisihnya mulai dari 85,556 m sampai 1096,948 m.

- d. Untuk validasi dengan waktu interval 16 jam selisih hitungan koordinat satelit antara program FMP 1.0 dengan *precise ephemerides* bervariasi. Untuk koordinat (X) selisihnya mulai dari 2,759 m sampai 291,689 m, untuk koordinat (Y) selisihnya mulai dari 55,938 m sampai 9982,367 m, dan untuk koordinat (Z) selisihnya mulai dari 1,957 m sampai 7207,113 m.

4. Penutup

Pada bagian akhir dari laporan tugas akhir ini, dapat diambil beberapa kesimpulan sebagai berikut :

- a. Dalam menghitung koordinat satelit kita memerlukan data elemen keplerian, komponen waktu beserta koreksinya, dan koreksi pertubasi. Data tersebut telah disediakan pada *navigation file* GPS format RINEX versi 2.10 atau yang biasa kita sebut dengan *broadcast ephemerides*. Pada program FMP 1.0 komponen-komponen *broadcast ephemerides* yang dilibatkan dalam perhitungan posisi satelit yaitu data referensi waktu saat *epoch* dan koreksi waktu (*Epoch*, a_0 , a_1 , a_2 , dan Toe), data pertubasi satelit (Idot , ΔN , Ω , C_{RS} , C_{RC} , C_{US} , C_{UC} , C_{IC} , dan C_{IS}), dan data elemen kepler (*Eccentricity* (e), i_0 , Ω_0 , M_0 , ω , Sqrt_a (\sqrt{a})). Kemudian hasil perhitungan yang ditampilkan oleh program FMP 1.0 yaitu koordinat satelit dalam bidang orbit, jarak radius, dan koordinat geosentrik satelit.
- b. Ketelitian hasil hitungan koordinat satelit dari *Navigation File GPS* format RINEX versi 2.10 menggunakan Program FMP 1.0 jika dibandingkan dengan *Precise Ephemerides* bervariasi. Untuk interval waktu 2 jam dari waktu t_c ketelitian hitungan koordinat satelit bervariasi mulai dari 0,120 m sampai 3,780 m, untuk interval waktu 4 jam dari waktu t_c ketelitian hitungan koordinat satelit bervariasi mulai dari 2,744 m sampai 253,543 m, untuk interval waktu 8 jam dari waktu t_c ketelitian hitungan koordinat satelit bervariasi mulai dari 0,756 m sampai 4334,223 m, dan untuk interval waktu 16 jam dari waktu t_c ketelitian hitungan koordinat satelit bervariasi mulai dari 2,759 m sampai 9982,367 m.

Dari kegiatan penelitian yang telah dilakukan, berikut ini adalah hal-hal yang disarankan agar kedepannya program lebih sempurna dan menjadi lebih baik, yaitu :

- a. Program belum dilengkapi dengan kemampuan menghitung posisi satelit Glonass dan

Geostasioner, sehingga diperlukan penelitian dan pengembangan program.

- b. Program hanya melibatkan elemen keplerian dan koreksi pertubasi dalam perhitungan posisi satelit, perlu dilakukan kajian lebih lanjut karena masih ada beberapa komponen didalam file navigasi GPS yang tidak digunakan.
- c. Program hanya dapat membaca file navigasi GPS sehingga perlu dilakukan pengembangan agar dapat membaca file observasi agar user tidak perlu melakukan input *Time of First Observation* dan *Time of Last Observation*.
- d. Program hanya dapat menghitung koordinat satelit selama *Time of First Observation* dan *Time of Last Observation* berada pada hari yang sama sehingga perlu dilakukan pengembangan program agar dapat menghitung koordinat satelit lebih dari satu hari.
- e. Untuk penelitian selanjutnya perlu dilakukan pembuatan program perhitungan posisi secara absolut.

5. Daftar Pustaka

Gurtner, Werner., L. Estey. 2005. *RINEX: The Receiver Independent Exchange Format Version 2.11*. Bern: Astronomical Institute University of Berne.

Hofmann-Wellenhof, B., H. Lichtenegger, J. Collins. 2001. *GPS Theory and Practice*. New York: Springer-Verlag.

Seeber, Günter. 2003. *Satellite Geodesy*. Berlin: Walter de Gruyter