

Antena Tracker Televisi Satelit Dengan Algoritma Matematis Sebagai Prediksi Koordinat

Hanif Pradipta Lancana¹, Koko Joni², Achmad Ubaidillah³, Achmad Fiqhi Ibadillah⁴
¹²³⁴Teknik Elektro Universitas Trunojoyo Madura
Email: hanif_pradipta81@yahoo.com

Abstrak

Satelit merupakan sebuah terobosan terbaru dalam proses pengiriman data. Satelit dapat digunakan untuk memantau keadaan atmosfer bumi, navigasi, maupun komunikasi data jarak jauh sebagai contoh broadcast televisi. Pada dasarnya antena penerima akan diarahkan secara manual oleh pengguna agar pengarahannya tepat menuju posisi satelit broadcast televisi sesuai dan mudah, maka dapat digunakannya perangkat berupa antena tracking. Untuk mendapatkan posisi koordinat satelit digunakan perhitungan algoritma matematis. Penelitian ini penulis menggunakan satelit MEASAT-3A dengan hasil perhitungan pada waktu 1 Januari 2021 pukul 00:00:00 didapatkan posisi satelit terletak pada koordinat latitude -0,0232174734074105°, longitude 91,8487688254899° dan altitude 35784,6417029739 Km. Posisi dari antena tracker berada pada koordinat latitude -7.128558069°, longitude 112.725319020 dan altitude 0.0300 Km. Didapatkan arah putar dari antena tracker berupa nilai azimuth 288,7960234° dan elevation 64,18°. keberhasilan dari pergerakan sudut putar antena tracker terhadap SetPoint sudut Azimuth dan Elevation sebesar 9,74380501% dan 99,86132262%.

Kata kunci: Tracker, TLE, PLAN-13, Azimuth, Elevation.

Abstract

Satellite is the latest breakthrough in the process of sending data. Satellites can be used to monitor the state of the earth's atmosphere, navigation, and long-distance data communication, for example broadcast television. Basically, the receiving antenna will be directed manually by the user so that the alignment of the antenna is right to the position of the broadcast television satellite accordingly and easily, so that a device in the form of a tracking antenna can be used. To get the position of satellite coordinates used mathematical algorithm calculations. This study the authors use the MEASAT-3A satellite with the results of calculations on January 1, 2021 at 00:00:00, the satellite position is located at the coordinates of latitude -0,0232174734074105°, longitude 91,8487688254899° and altitude 35784,6417029739 Km. The position of the tracker antenna is at the coordinates of latitude -7.128558069°, longitude 112.725319020 and altitude 0.0300 Km. The rotational direction of the tracker antenna was obtained in the form of azimuth value of 288.7960234° and elevation 64.18°. the success of the movement of the tracker antenna rotational angle to the SetPoint Azimuth angle and elevation of 9.74380501% and 99.86132262%.

Keywords: Tracker, TLE, PLAN-13, Azimuth, Elevation.

1. PENDAHULUAN

Komunikasi nirkabel merupakan terobosan terbaru dalam pengiriman data. Lazimnya pengiriman data dilakukan menggunakan kabel sehingga memerlukan biaya untuk perkabelan. Dalam komunikasi nirkabel terdapat sebuah terobosan terbaru dimana komunikasi melalui sebuah perangkat perantara yang dapat disebut dengan satelit. Satelit memiliki beberapa manfaat diantaranya sebagai penginderaan jarak jauh, pengukur kondisi atmosfer, navigasi, pemantauan cuaca dan juga dapat digunakan sebagai broadcast (komunikasi)[1]. Untuk mendapatkan siaran broadcast, yang disalurkan oleh satelit komunikasi maka harus mengarahkan antena ke posisi satelit itu berada, dikarenakan satelit yang dituju tidak dapat dilihat menggunakan mata telanjang maupun teleskop konvensional maka kebanyakan akan melakukan pengarahannya manual dengan dasar mengira-ngira posisi arah sudah dalam keadaan sesuai antara antena penerima dengan satelit penyalur tersebut.

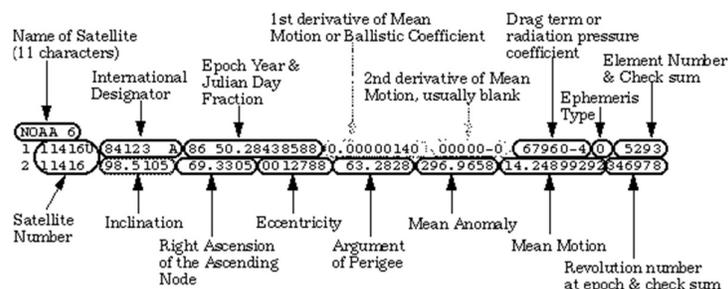
Maka dari itu agar tidak terjadi melehetnya posisi pengarahannya antara antena penerima dengan satelit penyalur diperlukannya sebuah alat *tracking* otomatis agar pengarahannya lebih maksimal dan sinyal dari pancaran satelit dapat diterima secara maksimal. Untuk mendapatkan posisi koordinat satelit digunakan perhitungan algoritma matematis PLAN-13[2]. Setelah didapatkan nilai dari hasil perhitungan matematis PLAN-13 maka akan dilakukan perhitungan lanjutan menggunakan metode *azimuth* dan *elevation* untuk mendapatkan sudut putar tujuan dari antena *tracker* satelit[3]. Sudut putar ini merupakan sudut pergerakan dari motor antena *tracker* satelit berupa sudut X untuk gerak motor antena *tracker* satelit ke atas dan ke bawah, serta sudut Y untuk gerak putar motor antena *tracker* satelit ke kanan dan ke kiri.

Pada penelitian ini penulis akan menggunakan satelit tujuan MEASAT-3A dari perhitungan matematis. Perhitungan juga akan dilakukan secara menyeluruh menggunakan perangkat mikrokontroler STM32-F103CBT6[4]. Sensor feedback dari *setpoint* sudut berupa sensor kompas HMC5883L untuk sudut Y pergerakan *azimuth* dan sensor gyro MPU6050 untuk sudut X pergerakan *elevation*[5]–[8].

2. STUDI PUSTAKA

2.1. TLE (Two Line Element)

TLE (*Two Line Element*) set satelit merupakan sebuah data penyandian yang mencakup elemen-elemen orbital dari sebuah objek yang mengorbit pada bumi pada satu titik tertentu berdasarkan waktu atau zamannya[9]. TLE merupakan data yang cukup populer dan banyak digunakan sebagai inputan awal suatu metode untuk memproyeksikan jejak orbital dari sebuah objek ruang angkasa. Format dari data TLE (*Two Line Element*) set satelit [10][11].



Gambar 1. TLE (*Two Line Element*) set Satelit[12].

Dari gambar 1 diatas merupakan format dasar dari data TLE standart pada proyeksi sebuah objek rang angkasa seperti satelit dimana dapat dijelaskan sebagai berikut ini.

Nama satelit : Pada gambar 1 dapat dilihat terdapat tulisan NOAA 6. Bagian tersebut merupakan sebuah pecahan dari sebuah TLE yang merupakan nama satelit yang memiliki data TLE tersebut.

Nomor satelit: Pada elemen tersebut dapat dilihat pada bagian pojok kiri bawah setelah nama merupakan nomor registrasi dari satelit tersebut.

International Designator : Setelah bagian dari nomor satelit yaitu pada bagian kolom kedua baris pertama menunjukkan sebuah data dari waktu awal peluncuran satelit tersebut.

Epoch Date and Julian Date Fraction : Merupakan data dari sebuah satelit tersebut yang menunjukkan waktu pada titik tertentu satelit itu berada dengan format *julian date*.

Ballistic Coefficient : Merupakan data pada baris pertama kolom ke empat, disebut juga sebagai turunan pertama dari gerak rata-rata. koefisien balistik adalah tingkat perubahan harian dalam jumlah *revs* yang diselesaikan objek tersebut setiap hari dibagi dengan 2, dengan satuan *revs/day*. Kebanyakan orang menyebut nilai dari elemen ini sebagai *Simplified General Perturbations* (SGP4).

Second Derivative of Mean Motion : Merupakan data pada baris pertama kolom ke lima, data ini adalah turunan kedua dari gerak rata-rata. Pengukuran berdasarkan turunan waktu kedua dalam gerak rata-rata dibagi dengan 6, dengan satuan *revs/day³*.

Radiation Pressure coefficient : Merupakan data pada baris pertama kolom ke enam dan juga istilah lain dalam prediktor *Simplified General Perturbations* (SGP4) dengan satuan *earth radii⁻¹*. Dua karakter terakhir menentukan kekuatan yang berlaku dari 10.

Element Set Number and Check Sum : Merupakan data pada baris pertama kolom ke delapan, adalah hitungan berjalan dari semua 2 set elemen garis yang dihasilkan.

Inclination [i_0] : Merupakan data pada baris kedua kolom kedua, adalah nilai rata-rata dari sudut antara garis khatulistiwa dan bidang orbit dengan satuan derajat.

Right Ascension of the Ascending Node [Ω_0] : Merupakan data pada baris kedua kolom ke tiga, adalah nilai rata-rata sudut antara *vernal equinox* dan titik di mana orbitnya melintasi bidang ekuatorial (menuju utara) dengan satuan derajat.

Eccentricity [e] : Merupakan data pada baris kedua kolom ke empat, adalah nilai konstanta yang mendefinisikan bentuk dari orbit (0 = melingkar, Kurang dari 1 = elips). Dalam pembacaan nilai tersebut harus ditambahkan 0, sebelum diolah menggunakan metode yang ada.

Argument of Perigee [ω_0] : Merupakan data pada baris kedua kolom ke lima, adalah nilai rata-rata sudut antara simpul naik dan titik orbit dari pendekatan terdekat ke bumi (*perigee*) dengan satuan derajat.

Mean Anomaly [M_0] : Merupakan data pada baris kedua kolom ke enam, adalah nilai sebuah sudut yang diukur dari *argument of perigee* dengan posisi satelit pada orbit berdasarkan jari-jari melingkar orbit dari sumbu *semi-major* dengan satuan derajat.

Mean Motion $[n_0]$: Merupakan data pada baris kedua kolom ke tujuh, adalah nilai dari jumlah rata-rata orbit perhari yang diselesaikan satelit tersebut terhadap bumi.

Revolution Number and Check Sum : Merupakan data pada baris kedua kolom ke delapan, adalah nilai dari angka orbit pada suatu waktu.

2.2. Korodinat *Latitude* dan *Longitude*

Koordinat posisi satelit dapat dicari menggunakan data parameter orbit dengan format NORAD atau yang bisa disebut dengan TLE (*Two Line Element*). PLAN-13 merupakan algoritma perhitungan matematis yang dikembangkan oleh James Miller menggunakan algoritma pemrograman[2][13]. Perhitungan dilakukan menggunakan data berupa TLE (*Two Line Element*) yang dikalkulasi bersamaan dengan waktu dan tanggal terkini. Hasil dari perhitungan menggunakan algoritma ini berupa koordinat satelit *latitude* dan *longitude*.

2.3. *Altitude Orbital*

Ketinggian *orbital* dapat dicari menggunakan persamaan lintasan sebagai berikut.

$$\text{Latitude Satelit} = R - RE \quad (1).$$

$$R = \left(\frac{GM \times T^2}{4\pi^2} \right)^{1/3} \quad (2).$$

$$T = T_0 \times T_{fac} \quad (3).$$

$$T_0 = 2\pi \sqrt{\frac{A0^3}{GM}} \quad (4).$$

$$T_{fac} = 1 - T_{fac1} - T_{fac2} \quad (5).$$

$$T_{fac1} = \frac{3 \times J2 \times (4 - 5 \times (\sin(INN))^2)}{4 \times \left(\frac{A0}{RE}\right)^2 \times \sqrt{1 - e^2} \times (1 + (e \times \cos \omega_0))^2} \quad (6).$$

$$T_{fac2} = \frac{3 \times J2 \times (1 - (e \times \cos \omega_0))^3}{2 \times \left(\frac{A0}{RE}\right)^2 \times (1 - e^2)^3} \quad (7).$$

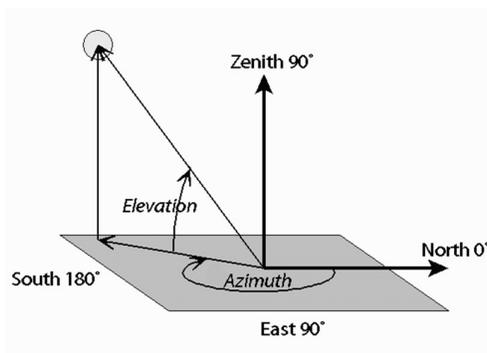
$$A0 = \left(\frac{GM}{\left(\frac{n_0}{86400,0}\right)^2} \right)^{\frac{1}{3}} \quad (8).$$

Dari persamaan 1 hingga 8 diketahui bahwa:

RE	= 6378.137Km	ω_0	= <i>Argument Pedigree</i>
GM	= 3.986 x 10 ⁵ Km ³ /s ²	J2	= 1,08263 E ⁻³ Zonal koefisien
n_0	= <i>Mean Motion</i> (rev/d)	INN	= <i>Inclination</i> TLE
e	= <i>Eccentricity</i>	π	= 22/7

2.4. *Azimuth* dan *Elevation*

Pada dasarnya bumi tidaklah bulat seperti bola, tetapi menyerupai telur yang memiliki lebih menonjol pada garis katulistiwa. Bumi sendiri memiliki jari-jari kutub sebesar 6356.752 Km dan jari-jari katulistiwa 6378.137 Km[14]. *Azimuth Elevation* merupakan metode matematis yang digunakan untuk mendapatkan sudut proyeksi 3D antara satu titik dengan titik yang lain[15]-[17]. Untuk lebih jelasnya dapat dilihat pada gambar 2 berikut ini.



Gambar 2. Azimuth Elevation.

Metode ini sendiri terbagi menjadi 2 bagian yaitu *azimuth* dan *elevation*. *Azimuth* sendiri dapat diartikan sebagai sebuah sudut antara garis arah utara dengan garis titik yang dituju pada bidang *horizontal*[3][18]. Dengan persamaan sebagai berikut ini.

$$Az = \tan^{-1} \left(\frac{SLat - OBLat}{SLon - OBLon} \right) \quad (9).$$

Dari persamaan 9 diketahui bahwa :

Az	=	<i>Azimuth</i>	$OBLat$	=	<i>Latitude</i> Obsever
$SLat$	=	<i>Latitude</i> Satelit	$OBLon$	=	<i>Longitude</i> Obsever
$SLon$	=	<i>Longitude</i> Satelit			

Dimana dengan ketentuan sebagai berikut.

$$SLat - OBLat > 0 \text{ dan } SLon - OBLon > 0, \quad Azimuth = 90 - Az \quad (10).$$

$$SLat - OBLat < 0 \text{ dan } SLon - OBLon > 0, \quad Azimuth = 90 - Az \quad (11).$$

$$SLat - OBLat < 0 \text{ dan } SLon - OBLon < 0, \quad Azimuth = 270 - Az \quad (12).$$

$$SLat - OBLat > 0 \text{ dan } SLon - OBLon < 0, \quad Azimuth = 270 - Az \quad (13).$$

Sedangkan *elevation* merupakan sebuah sudut antara bidang *horizontal* setempat dengan garis *line of sight* dari stasiun bumi ke arah satelit, dengan arah putaran ke atas dan titik nol berada pada bidang *horizontal* tersebut[3][18].

$$El = \cos^{-1} \left((Re + h) \sqrt{\frac{1 - \cos^2 \Delta\phi \cos^2 \Delta\lambda}{h^2 + 2Re(Re+h)(1 - \cos \Delta\phi \cos \Delta\lambda)}} \right) \quad (14).$$

Dari persamaan 14 diketahui bahwa :

h	=	Ketinggian satelit (Km).	$\Delta\lambda$	=	Selisih <i>latitude</i> dari stasiun bumi.
Re	=	Jari-jari bumi 6378.137Km.			
$\Delta\phi$	=	Selisih <i>longitude</i> stasiun bumi dengan satelit.			

2.5. Mikrokontroler STM32-F103CBT6

Mikrokontroler STM32F103CBT6 *BlackPhill* merupakan sebuah perangkat mikro prosesor dimana produk dari ST Industri. Perangkat ini menggunakan chipset jenis ARM dengan *base* 32-bit cortex M3 CPU Core dan memori *flash* sebesar 128kb [19][20].

3. METODOLOGI

3.1. Studi Literatur

Pada tahapan ini dilakukan pengumpulan literasi yang berkaitan dengan data TLE (*Two Line Element*) dari satelit yang akan dituju. Perangkat pemrosesan utama dari penelitian ini menggunakan mikrokontroler STM32-F103CBT6, sensor kompas HMC5883L, sensor gyro MPU6050. Bagaimana cara memprediksi jalur lintasan satelit menggunakan algoritma matematis PLAN-13 dan ketinggian orbital satelit serta arah sudut tuju antenna *tracker* menggunakan metode *azimuth* dan metode *elevation*. Penelitian ini dilakukan dengan tujuan mempermudah pengarahannya sebuah antena penerima menghadap ke satelit yang diinginkan secara otomatis dengan kualitas sinyal terbaik.

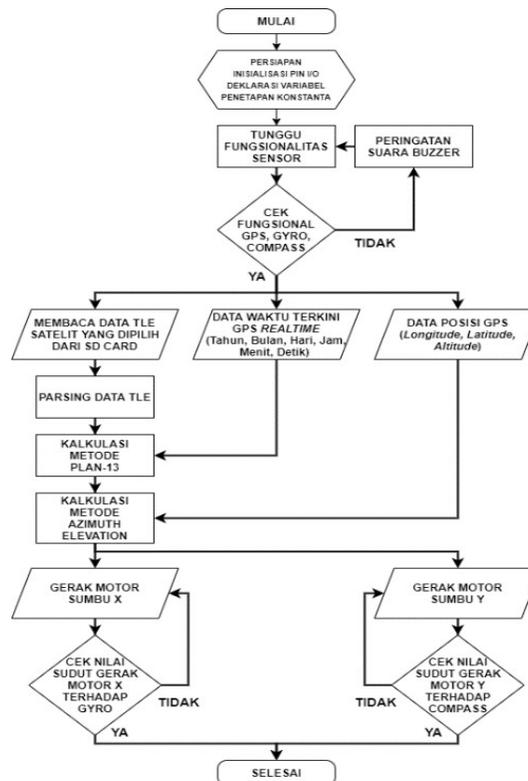
3.2. Pengumpulan Data TLE

Pada penelitian kali ini data satelit yang digunakan adalah satelit MEASAT-3A dengan nilai TLE (*Two Line Element*) sebagai berikut.

```
1 35362U 09032A 21037.65972222 .00000000 00000-0 00000-0 0 04  
2 35362 0.0308 218.0183 0001572 70.9596 177.0313 1.00267501 11
```

3.3. Perancangan Sistem

Berikut ini merupakan gambar *flowchart* dari sebuah proses sistem lunak yang akan dikerjakan.



Gambar 3. Flowchart Perancangan Konsep Sistem.

Dari gambar 3 diatas merupakan *flowchart* dari sebuah proses sistem yang akan bekerja. Ketika sistem dimulai maka akan dilakukan persiapan data variabel serta pengarutan sistem input dan output. Sistem akan melanjutkan pengecekan fungsionalitas pada sensor dan modul pendukung utama berupa GPS, *Compass* HMC5883L, Gyro MPU6050 dan data TLE yang berada pada modul *micro sd-card*. Apabila terjadinon-fungsionalitas dari salah satu perangkat maka sistem akan mebunyikan suara peringatan dan akan terus berulang hingga semua perangkat pendukung berfungsi dengan benar. Sistem akan berlanjut pada pengambilan data *input* dari GPS berupa waktu dan tanggal zona terkini serta lokasi terkini berupa *Longitude, Latitude, Altitude*.

Sistem akan berlanjut pada proses perhitungan menggunakan metode pertama menggunakan perhitungan matematis PLAN-13 dengan data TLE (*Two Line Element*) satelit yang dituju diambil dari perangkat penyimpanan *micro sd-card*. Hasil dari perhitungan matematis ini berupa posisi satelit terkini yang dituju yaitu *Longitude* satelit, *Latitude* satelit dan *Altitude* satelit. Dilanjutkan juga dengan metode ke-dua yaitu berupa *Azimuth* dan *Elevation*, digunakan data berupa hasil kalkulasi metode pertama dengan data *Longitude* antena, *Latitude* antena dan *Altitude* antena yang didapat dari perangkat pendkung GPS NEO U-Blox M8N. Hasil dari perhitungan menggunakan metode kedua berupa sudut tuju dari antena terhadap satelit yang dituju saat ini. Sudut tuju ini berupa 2 sumbu gerak yaitu sudut tuju sumbu X yaitu sudut gerak secara horizontal seluas $\pm 360^\circ$ dan juga sudut tuju sumbu Y yaitu sudut gerak secara vertikal seluas $\pm 240^\circ$.

Sistem akan melakukan pergerakan motor terhadap susut tuju yang didapat dari perhitungan metode ke-dua kemudian akan dilakukan pengecekan sudut putar motor menggunakan sensor *compass* HMC5883L untuk sumbu gerak X dan sensor *Gyro* MPU6050 untuk sumbu gerak Y. Sistem ini akan berjalan secara terus-menerus dan berulang-ulang secara terkini tanpa henti.

3.4. Skenario Pengujian

Untuk tahapan pengujian akan dilakukan beberapa proses berikut ini.

- a. Pengujian kalkulasi nilai TLE dengan metode PLAN-13 terhadap *website* penyedia data satelit <http://stdkmd.net/sat/> dengan satelit yang dituju adalah satelit *broadcast* televisi MEASAT-3A.
- b. Perhitungan metode pertama menggunakan PLAN-13 hanya sebatas algoritma dari penelitian sebelumnya oleh James Miller[2].
- c. Analasia terhadap pergerakan satelit yang dituju denagn rentan waktu 1 hari dan jenjang waktu 1 jam.
- b. Pengujian terhadap gerak respon motor terhadap hasil perhitungan sudut *azimuth* dan *elevation* menggunakan sensor umpan balik *compass* HMC5883L untuk *azimuth* dan *accelero gyro* MPU6050 untuk *elevation*.

4. HASIL DAN PEMBAHASAN

4.1. Hasil Kalkulasi Posisi Satelit

Didapatkan hasil dari perhitungan algoritma matematis menggunakan algoritma PLAN-13 dan Dengan menggunakan persamaan 1 hingga 8 didapatkan hasil akhir dengan perbandingan dengan situs Studio Kamada (<http://stdkmd.net/sat/>) sebagai berikut ini.

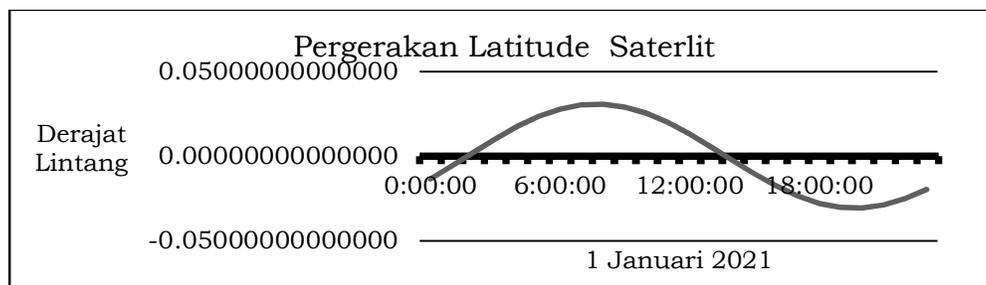
Tabel 1. Perbandingan Hasil Nilai Koordinat PLAN-13 dengan situs Studio Kamada.

Koordinat	Data Studio Kamada	Perhitungan Matematis PLAN-13
Latitude	-0,03 °	-0,0232174734074105°
Longitude	91,90 °	91,8487688254899°
Altitude	35794,19 Km	35784,6417029739 Km

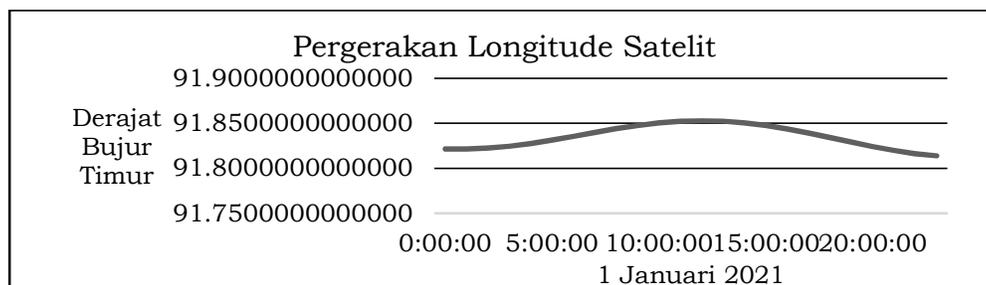
Dari tabel 1 diatas merupakan perbandingan dari hasil perhitungan sistem dengan metode pertama PLAN-13 dengan data yang terdapat pada situs Studio Kamada (<http://stdkmd.net/sat/>).

4.2. Pergerakan Satelit Hasil Perhitungan Sistem

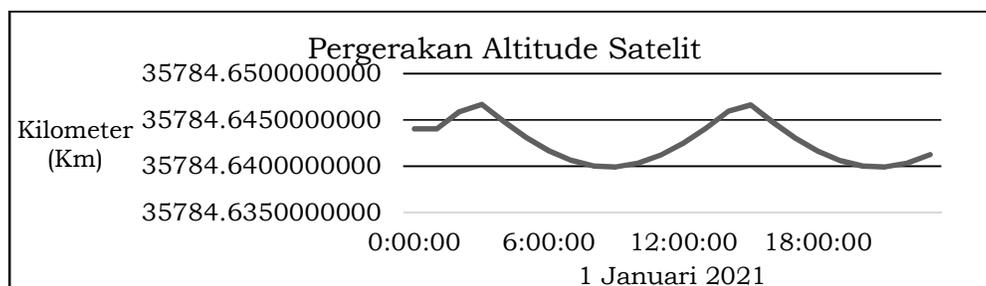
Perhitungan prediksi koordinat satelit berupa *latitude*, *longitude* dan *altitude* dilakukan secara terus menerus dan sesuai waktu terkini di setiap detikanya. Berikut ini merupakan gambar grafik pergerakan satelit dari hasil perhitungan menggunakan metode pertama yang terpisah antara *latitude*, *longitude* dan *altitude*, dengan interval waktu tiap jam selama 1 hari.



(a)



(b)



(c)

Gambar 4. Grafik Pergerakan : (a).Latitude, (b).Longitude, (c).Altitude Satelit Selama 1 Hari Jenjang Waktu 1 Jam.

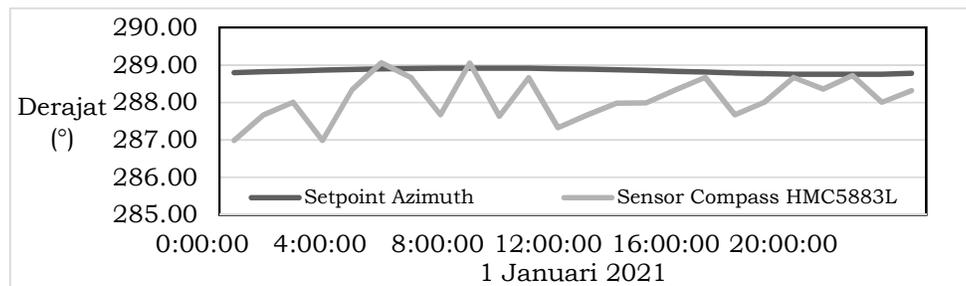
Dari gambar grafik 4 diatas merupakan data rekaman pergerakan (a). *Latitude*, (b). *Longitude*, dan (c). *Altitude* satelit selama 1 hari dengan jenjang waktu 1 jam. Untuk gambar grafik 4 (a). *Latitude* dapat dilihat bahwa pergerakan *latitude* dari satelit televisi tidak terlalu signifikan, perubahan terjadi dengan jarak rentang $0,06^\circ$ dimana nilai tertinggi berada pada $+0,03^\circ$ lintang utara dari garis katulistiwa dan nilai terendah berada pada $-0,03^\circ$ lintang selatan dari garis katulistiwa. Untuk gambar grafik 4 (b). *Longitude* dapat dilihat bahwa pergerakan *longitude* dari satelit televisi tidak terlalu signifikan, perubahan terjadi dengan jarak rentang $0,0391096631875^\circ$ dimana nilai tertinggi berada pada $91,8529303734650^\circ$ bujur timur dari garis meridian *greenwich* dan nilai terendah berada pada $91,8138207102775^\circ$ bujur timur dari garis meridian *greenwich*. Untuk gambar grafik 4 (c). *Altitude* dapat dilihat bahwa pergerakan *altitude* dari satelit televisi tidak terlalu signifikan, perubahan penurunan dan kenaikan satelit terjadi dua kali dalam satu hari dan terjadi dengan jarak rentang $0,0067505199$ Km dimana nilai tertinggi berada pada $35784,6466747793$ Km dari atas permukaan bumi dan nilai terendah berada pada $35784,6399242594$ Km dari atas permukaan bumi.

4.3. Azimuth dan Elevation

Perhitungan untuk mendapatkan nilai dari sudut *azimuth* dengan persamaan 9 adalah sebagai berikut ini dengan asumsi koordinat dari GPS dengan nilai *latitude* rata – rata -7.128558069° , nilai *longitude* rata – rata 112.725319020° dan nilai *altitude* rata – rata 0.0300 Km diatas permukaan bumi maka didapatkan nilai $Az = -18,79602342^\circ$. Sehingga didapatkan nilai *azimuth akhir sebesar* $Azimuth = 288,7960234^\circ$. Untuk mendapatkan sudut putar secara vertikal dari antena *tracker* maka digunakan metode *elevation*, dimana dapat digunakan persamaan 14 maka didapatkan nilai *elevation* sebesar $El = 64,18^\circ$.

4.4. Sensor Kompas terhadap SetPoint Azimuth

Hasil dari pergerakan antena *tracker* secara *horizontal* terhadap *setpoint azimuth* selama satu hari dengan jenjang waktu satu jam dapat dilihat pada gambar grafik 5 berikut ini.



Gambar 5. Perbandingan Sensor Compass HMC5883L dengan SetPoint Azimuth.

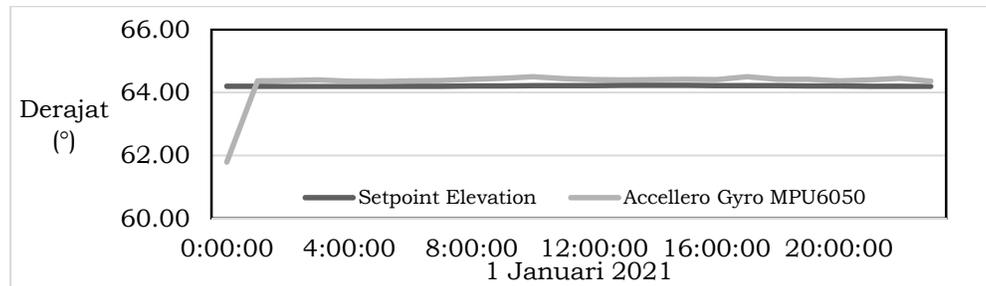
Dari gambar grafik 5 diatas dapat dilihat bahwa nilai dari sensor *compass* HMC5883L terjadi osilasi terhadap nilai *setpoint azimuth*. Nilai sensor *compass* HMC5883L terjadi beberapa lonjakan berupa kenaikan dan penurunan nilai sensor. Nilai terbesar dari lonjakan kenaikan sebesar $289,06^\circ$ sedangkan nilai terkecil dari lonjakan penurunan sebesar $286,98^\circ$. Nilai rata – rata dari sensor *compass*

HMC5883L sebesar $288,10^\circ$. Pada bagian *setpoint azimuth* juga terjadi perubahan nilai dimana nilai tertinggi sebesar $288,92^\circ$ dan nilai terendah sebesar $288,76^\circ$ dengan nilai rata – rata *setpoint azimuth* sebesar $288,84^\circ$.

$$\text{Rata – Rata SetPoint} = 288,8425^\circ \quad \% = 99,74380501\%$$

4.5. Sensor Gyro MPU6050 Terhadap *SetPoint Elevation*

Perangkat yang digunakan untuk mendeteksi arah putaran vertikal telah sesuai dengan *set poin* adalah sensor *Accellero Gyro* MPU6050. Hasil dari pergerakan antenna *tracker* secara vertikal terhadap set point *setpoint elevation* dapat dilihat pada gambar grafik berikut ini.



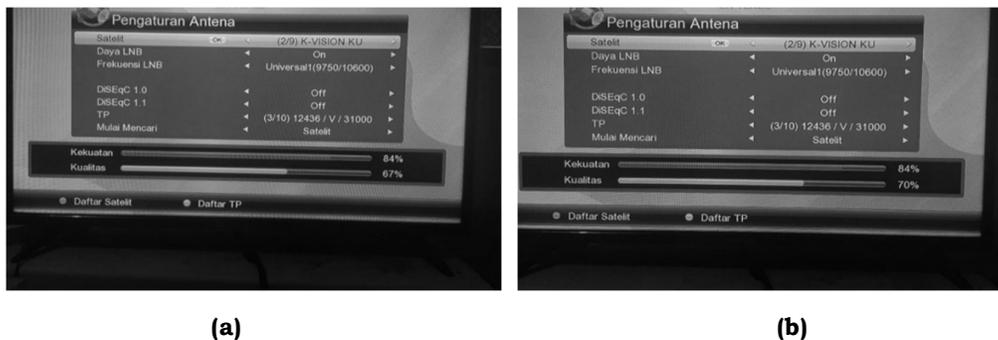
Gambar 6. Perbandingan Sensor *Accellero Gyro* MPU6050 dengan *SetPoint Azimuth*.

Dari gambar grafik 6 diatas dapat dilihat bahwa nilai dari sensor *accellero gyro* MPU6050 terjadi osilasi terhadap nilai *setpoint elevation*, akan tetapi osilasi tersebut tidak terlalu besar dan hampir mendekati *stadystate* dari nilai *setpoint elevation*. Nilai dari sensor *accellero gyro* MPU6050 terjadi beberapa lonjakan berupa kenaikan dan penurunan nilai sensor. Nilai terbesar dari lonjakan kenaikan sebesar $64,49^\circ$ sedangkan nilai terkecil dari lonjakan penurunan sebesar $61,79^\circ$. Nilai rata – rata dari sensor *accellero gyro* MPU6050 sebesar $64,30^\circ$. Pada bagian *setpoint elevation* juga terjadi perubahan nilai dimana nilai tertinggi sebesar $64,23^\circ$ dan nilai terendah sebesar $64,19^\circ$ dengan nilai rata – rata *setpoint elevation* sebesar $64,21^\circ$.

$$\text{Rata – Rata SetPoint} = 64,29791667^\circ \quad \% = 99,86132262\%$$

4.6. Hasil Penangkapan Sinyal Televisi Satelit Menggunakan Antena *Tracker*

Setelah dijalankannya antenna *tracker* maka didapatkan kualitas sinyal dari penangkapan antenna televisi satelit dengan satelit yang dituju yaitu MEASAT-3A sebagai berikut ini.



Gambar 7. Hasil Penangkapan Sinyal Antena *Tracker* : (a). Kekuatan Sinyal Terendah, (b). Kekuatan Sinyal Tertinggi.

Dari gambar 7 diatas didapatkan kualitas sinyal yang dari hasil pengarahan antenna penerima menggunakan perangkat antenna *tracker* dengan nilai sinyal terendah sebesar 67% dan sinyal tertinggi sebesar 70%. Didapatkannya sinyal dari perangkat penerima menggunakan perangkat bantu antenna *tracker* menandakan bahwa perangkat berfungsi dengan semestinya.

5. KESIMPULAN

Dapat disimpulkan bahwa Jalur lintasan dari satelit dapat diprediksi di semua waktu menggunakan metode PLAN-13 serta menggunakan data satelit TLE (*Two Line Element*). Posisi satelit televisi yang dituju pada waktu terkini terjadi perubahan tetapi perubahan tersebut tidak terlalu signifikan dimana sebagai berikut. *Latitude* memiliki rentang $0,06^\circ$ nilai, tertinggi $+0,03^\circ$ lintang utara, terendah $-0,03^\circ$ lintang selatan. *Longitude* memiliki rentang $0,0391096631875^\circ$ tertinggi $91,8529303734650^\circ$ bujur timur, terendah $91,8138207102775^\circ$ bujur timur. *Altitude* dengan rentang $0,0067505199\text{Km}$, tertinggi $35784,6466747793\text{Km}$. terendah $35784,6399242594\text{Km}$. Persentase keberhasilan *compass* HMC5883L terhadap *azimuth* sebesar 99,74380501%. Persentase keberhasilan *gyro* MPU6050 terhadap *elevation* sebesar 99,86132262%. Untuk kualitas sinyal yang didapat dengan nilai terendah sebesar 67% dan nilai terbesar 70%.

Terdapat beberapa saran yang dapat disampaikan diantaranya, Tidak disarankan menggunakan besi dengan ketebalan $>1,5\text{mm}$ untuk kerangka. Jauhkan sensor kompas dari banyaknya besi dan sumber medan elektromagnetik. Menggunakan mikrokontroler lebih tinggi sejenis raspberry pi. Menambahkan metode *filter* atau *smoothing* pada sensor. menggunakan sensor ketinggian sebagai deteksi ketinggian dari antenna *tracker*. Serta penambahan rekam data kekuatan sinyal yang didapatkan secara otomatis pada perangkat mikrokontroler yang digunakan,

DAFTAR RUJUKAN

- [1] M. Shofiyullah and S. Sulistiyanto, "Perancangan Sistem Kontrol Rotasi Antena Tv Dengan Arduino," *J. Tek. Elektro dan Komput. TRIAC*, vol. 7, no. 1, pp. 28–36, 2020.
- [2] J. M. Gruh, "PLAN-13 Satellite Position Calculation Program," no. 85, pp. 15–25, 2019.
- [3] P. Matematis, O. A. Basuki, E. B. P, and S. N. Sari, "Okky Anggada Basuki, Endah Budi P., Sapriesty Nainy Sari □," vol. 10, no. 1, pp. 33–38, 2016.
- [4] H. Ashari, "Stm32 Arm Cortex-M Sebagai Media Pembelajaran Mikrokontroler," *第24回大学教育研究フォーラム予稿集*, p. 121, 2018.
- [5] D. Diana and J. Al-Rasyid, "Implementasi Sensor Kompas HMC5883L Terhadap Gerak Robot Micromouse dengan Menggunakan Algoritma PID," *J. Tek. Elektro ITP*, vol. 6, no. 2, pp. 120–124, 2017.
- [6] R. T. Asnada and S. Sulistyono, "Pengaruh Inertial Measurement Unit (IMU) MPU- 6050 3-Axis Gyro dan 3-Axis Accelerometer pada Sistem Penstabil Kamera (Gimbal) Untuk Aplikasi Videografi," *J. Teknol. Elektro*, vol. 11, no. 1, p. 48, 2020.
- [7] M. I. Bustami, "Implementasi Sensor Kompas pada Robot Humanoid Soccer Berbasis Raspberry PI," vol. 13, no. 1, 2018.
- [8] N. . . Rif'an .M, Djuriatno .W, Sulistiyanto .N, Siwindarto .P, Aswin M, "Pemanfaatan 3 axis Gyroscope L3G4200D untuk pengukuran Sudut Muatan Roket," *Pemanfaat. 3 axis Gyroscope L3G4200D untuk pengukuran Sudut*

- Muatan Roket*, 2012.
- [9] N. A. and S. A. Nasa, "Definition of Two-line Element Set Coordinate System," *Hum. Sp. Flight*, pp. 8–9, 2011.
- [10] E.-I. CROITORU and G. OANCEA, "Satellite Tracking Using Norad Two-Line Element Set Format," *Sci. Res. Educ. Air Force*, vol. 18, no. 1, pp. 423–432, 2016.
- [11] Abd.Rachman, "Karakteristik Data TLE dan Pengolahannya," *Maj. Sains dan Teknol. Dirgant.*, vol. 2, 2007.
- [12] "Human Space Flight (HSF) - Realtime Data." [Online]. Available: https://spaceflight.nasa.gov/realdata/sightings/SSapplications/Post/JavaSSOP/SSOP_Help/tle_def.html. [Accessed: 02-Sep-2019].
- [13] D. Ly, R. Lucken, and D. Giolito, "Correcting TLEs at epoch: Application to the GPS constellation," *J. Sp. Saf. Eng.*, vol. 7, no. 3, pp. 302–306, 2020.
- [14] "Earth Fact Sheet." [Online]. Available: <https://nssdc.gsfc.nasa.gov/planetary/factsheet/earthfact.html>. [Accessed: 30-Aug-2019].
- [15] W. Bagas ardytyan, "Implementasi Sistem Telemetri Pendeteksi Musuh Pada Drone S2GA Menggunakan Sensor PIR Berbasis Arduino," *J. Tek. Elektro dan Komput. TRIAC*, vol. 7, no. 1, pp. 37–39, 2020.
- [16] S. Alfeno and R. E. C. Devi, "Implementasi Global Positioning System (GPS) dan Location Based Service (LSB) pada Sistem Informasi Kereta Api untuk Wilayah Jabodetabek," *Sisfotek Glob.*, vol. 7, no. 2, pp. 27–33, 2017.
- [17] M. Murtadlo and Yuwono, "Studi Perbandingan Ketelitian Nilai Azimut Melalui Pengamatan Matahari dan," *J. Tek. ITS*, vol. 6, no. 1, pp. 4–8, 2017.
- [18] S. G. Zain, A. Susanto, T. Sri Widodo, and W. Widada, "Algoritma Deteksi Sudut Azimut Dan Elevasi Roket Menggunakan Sembilan Antena Array Yagi-Uda," *J. Teknol. Dirgant.*, vol. 9, no. 1, pp. 1–7, 2012.
- [19] STMicroelectronics, "STM32F103x8 STM32F103xB: Medium-density performance line ARM®-based 32-bit MCU with 64 or 128 KB Flash, USB, CAN, 7 timers, 2 ADCs, 9 com. interfaces [datasheet]," no. August, pp. 1–117, 2015.
- [20] K. Umam and R. Alfita, "Rancang Bangun Robot Pembersih Kaca Otomatis Berbasis Mikrokontroler ARM STM32 Dengan Sensor Proximity," *Indones. J. Eng. Technol.*, vol. 2, no. 1, pp. 24–29, 2019.