

Rancangan Magnetic Torque Rod Untuk Satelit Mikro

Oleh :
Widodo Slamet

Abstrak

Telah dirancang sebuah instrumen aktuator sebagai salah satu kendali satelit yang memanfaatkan medan magnet bumi. Aktuator ini berupa kumparan dengan inti suatu bahan feromagnetik. Jika kumparan dialiri arus listrik maka timbul medan magnet. Medan magnet kumparan akan mengorientasikan diri terhadap medan magnet bumi. Orientasi ini akan mengakibatkan pergeseran satelit yang berupa perputaran pada sumbu satelit yang melewati pusat massanya. Persyaratan yang harus dipenuhi oleh aktuator ini adalah dimensi satelit, dalam hal ini adalah satelit mikro. Selain itu persyaratan lain adalah daya yang disediakan sangat kecil, sekitar 5 watt, karena keterbatasan sumber energi yang berupa solar sel yang dibawa oleh satelit mikro. Untuk pengendalian diperlukan rangkaian elektronik yang dapat mengatur arus yang dilewatkan melalui kumparan. Aktuator ini disebut magnetic torque rod karena sifat magnet yang ditimbulkannya, dan alat ini berupa batang (rod) fero magnetik yang dililiti oleh kumparan.

Kata kunci: aktuator, medan magnet, satelit mikro, torsi, pengendalian.

Abstract

Has designed an actuator instrument as one of the satellite control. These actuator utilize earth's magnetic field. Actuator in the form of a coil with a core of ferromagnetic material. If electric current is passed through to the coil magnetic field will arise. This will result in a shift in the orientation of satellites that form the axis of orientation of the satellite the passes through the center of its mass. Requirement to be met by this actuator is dimension of the satellite, in his case is a micro satellite. In addition to other requirement is the power supplied is very small, about five watt, due to limited sources of energy in the form of solar cells carried by micro satellite. Required to control an electronic circuit that can adjust the current is passed through coil. Actuator rod is called the magnetic torque due to the resulting magnetic properties, and the tool is a ferromagnetic rod that is wound by coil.

Key words: actuator, magnetic field, micro satellite, torque, controlled

1. PENDAHULUAN

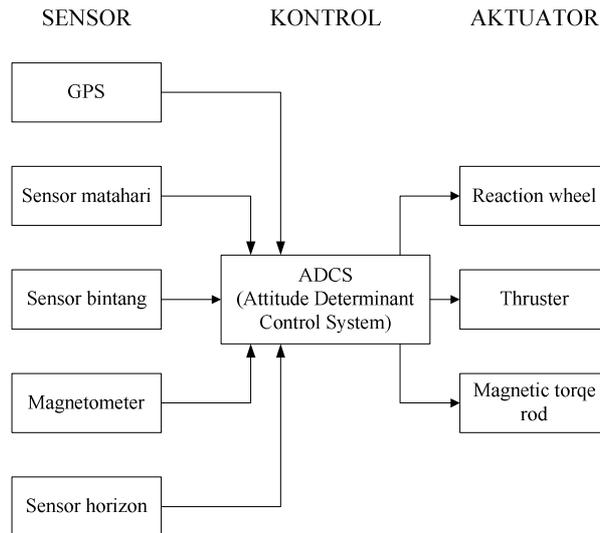
1.1. Latar Belakang

Sebuah satelit memerlukan pengendalian agar supaya dapat dioperasikan sesuai dengan misinya. Pengendalian dilakukan dengan instrumen-instrumen berupa sensor dan aktuator di mana sensor berfungsi sebagai "indra" satelit sedangkan aktuator berfungsi sebagai penggerak untuk menggeser, menggerakkan, atau menstabilkan satelit. Antara sensor dan aktuator dihubungkan oleh peralatan elektronik secara otomatis atau melalui operator pada stasiun pengendali di bumi.

Sensor-sensor bekerja berdasarkan pada kondisi alam di lingkungan satelit, misalnya sensor matahari, sensor bintang, sensor bumi dan sebagainya. Sedangkan aktuator bekerja berdasarkan perintah, baik operator maupun dibuat otomatis melalui pemrograman. Namun pergerakan aktuator berdasarkan pada gejala fisika. Salah satu aktuator yang banyak digunakan adalah *magnetic torque rod* atau batang magnetik.

Prinsip kerja batang ini adalah saat diberi arus listrik akan memunculkan medan magnet di mana arah medan ini akan mengorientasikan atau menyesuaikan diri dengan medan magnet bumi. Gambar 1.1 menunjukkan posisi *magnetic torque rod* pada sistem pengendalian *attitude* (sikap) satelit.

*Peneliti Pusat Teknologi Satelit LAPAN



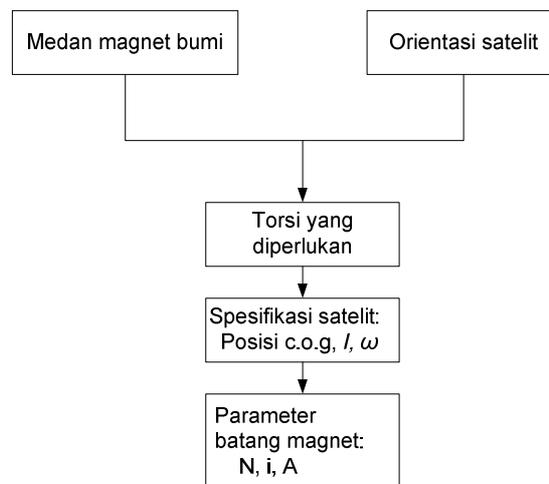
Gambar 1.1. Hubungan antara sensor dan aktuator sebuah satelit.

1.2. Tujuan

Makalah ini membahas tentang sistem kerja dan perancangan *magnetic torque rod* yang digunakan untuk satelit mikro. Perancangan didasarkan pada kebutuhan torsi yang diperlukan untuk memutar beberapa derajat satelit disekitar sumbu satelit, dengan asumsi bahwa pusat massa atau c.o.g satelit tepat ditengah-tengah.

2. METODOLOGI

Perancangan dilakukan dengan menghitung besarnya torsi yang dibutuhkan untuk memutar satelit beberapa derajat. Torsi yang diperlukan ini sama dengan torsi yang ditimbulkan oleh batang magnet (*magnetic torque rod*) saat dialiri arus listrik. Dengan diketahuinya besarnya torsi yang akan ditimbulkan oleh batang magnet maka akan dihitung parameter-parameter yang diperlukan untuk merancang *magnetic torque rod* ini. Untuk lebih jelasnya bisa dilihat pada gambar 2.1 yang berupa diagram alir perancangan. C.o.g adalah center of gravity, I adalah momen inersia satelit, dan ω adalah kecepatan sudut satelit.

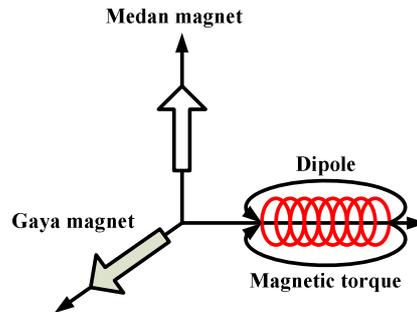


Gambar 2.1. Diagram alir rancangan *magnetic torque rod* pada satelit mikro

3. DASAR TEORI

3. 1. Prinsip Kerja *Magnetic Torque Rod*

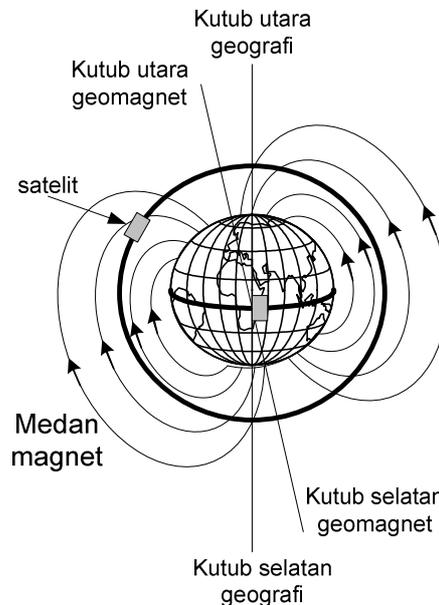
Bumi dan planet-planet lainnya memiliki medan magnet yang mampu menghasilkan torsi pada satelit. Jika sebuah medan magnet, yang dihasilkan dari kumparan yang dialiri arus listrik, berada di dalam satelit maka medan magnet ini akan berinteraksi dengan medan magnet bumi. Medan magnet kumparan akan mengubah orientasinya atau menyelaraskan diri dengan medan magnet bumi. Interaksi ini dimanfaatkan untuk memutar satelit beberapa derajat sesuai dengan kondisi dan keinginan operator satelit. Dalam interaksi ini memunculkan rumusan torsi seperti diperlihatkan oleh gambar 3.1.



Gambar 3.1 Prinsip Kerja *Magnetic Torque Rod*.

3. 1. Kemagnetan Bumi

Bumi merupakan sebuah batang magnet yang sangat besar yang menimbulkan medan magnet bumi. Medan magnet bumi dinyatakan dengan besar dan arahnya. Arah kutub-kutub medan magnet bumi tidak berimpit dengan arah kutub-kutub bumi. Penyimpangan ini disebut deklinasi dan inklinasi. Deklinasi adalah penyimpangan arah utara selatan geografis, sedangkan inklinasi adalah penyimpangan terhadap arah horisontal. Medan magnet bumi bergeser 11 derajat terhadap sumbu putar bumi. Gambar 3.1 menunjukkan medan magnet bumi di mana kutub-kutub medan magnet bumi tidak berimpit dengan kutub-kutub bumi.



Gambar 3.1. Medan magnet bumi. Kutub-kutub magnet tidak berimpit dengan kutub-kutub bumi.

Besarnya medan magnet bumi bervariasi tergantung pada jarak dari pusat bumi, dengan kata lain tergantung ketinggiannya, namun nilai terbesarnya berada di kutub. Besarnya medan magnet bumi di suatu ketinggian atau lintang yang di “rasakan” oleh satelit adalah:

$$B = \frac{B_0 r_0^3}{r^3} (3 \sin^2 L + 1)^2 \quad (3-1)$$

Di mana

B = kuat medan magnet bumi pada suatu ketinggian

B_0 = kuat medan magnet bumi pada permukaan laut (*sea level*) 3×10^{-5} tesla

r = jari-jari orbit satelit, m

r_0 = jari-jari bumi, sekitar 6.378.000 m

L = ketinggian (*latitude*) magnetosphere, derajat (sering kali dilakukan pendekatan dengan ketinggian geografik)

3. 2. Medan Magnet Kumparan

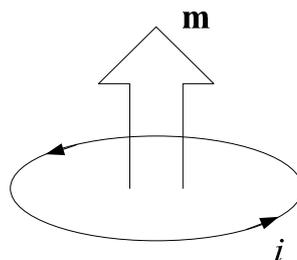
Medan magnet dapat dimunculkan oleh sebuah kumparan yang dilalui arus listrik. Medan magnet ini bisa dimanfaatkan untuk pengendalian *attitude* dan momentum sudut satelit. Medan magnet buatan ini juga digunakan untuk melawan pergeseran akibat gangguan oleh lingkungan satelit.

Sebuah kumparan tunggal yang membentuk *loop* tertutup dengan luas A , dilewati arus sebesar i , seperti diilustrasikan oleh gambar 3.2, akan timbul momen magnet sebesar m . Secara matematis hubungan antara A , i , dan m adalah

$$\mathbf{m} = i\mathbf{An}$$

Yang mana \mathbf{n} adalah satuan vektor normal bidang kumparan. Arah positif momen magnet mengikuti aturan tangan kanan di mana arah momen adalah arah ibu jari pada saat jari lainnya melingkari ibu jari tersebut yang merupakan arah arus. Jika kumparan sebanyak N maka besarnya momen magnet menjadi

$$\mathbf{m} = Ni\mathbf{An} \quad (3-2)$$



Gambar 3.2. Momen magnet oleh arus pada sebuah kumparan

Besarnya momen *dipole* magnetik tergantung pada material yang mengisi kumparan tersebut, dan besarnya adalah:

$$\mathbf{d} = \mu\mathbf{m} \quad (3-3)$$

yang mana μ adalah permeabilitas material tersebut. Dengan demikian maka momen dipole magnetik sebuah kumparan dengan luas A adalah:

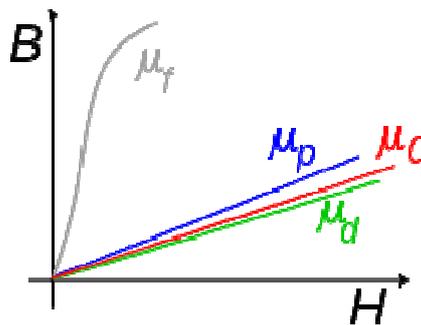
$$\mathbf{d} = \mu(Ni)\mathbf{An} \quad (3-4)$$

Dari Persamaan (3-4) di atas terlihat bahwa untuk memunculkan momen dipole diperlukan parameter-parameter berupa material inti, μ ; jumlah dan konfigurasi kumparan, N dan A ; dan arus I . Untuk sebuah satelit, parameter-parameter tersebut harus akurat sehingga dapat digunakan sesuai dengan persyaratan misinya.

Untuk keperluan perancangan magnetik torque rod ini digunakan nilai permeabilitas yang tinggi, yaitu bahan feromagnetik. Untuk bahan feromagnetik, hubungan antara induksi magnet atau fluks magnetik \mathbf{B} dengan intensitas magnetik \mathbf{H} adalah

$$\mathbf{B} = \mu\mathbf{H} \quad (3-5)$$

Hubungan rumus di atas disebut sebagai histeresis magnetik untuk daerah sebelum saturasi. Gambar 3.3 menunjukkan histeresis berbagai bahan.



μ_f : feromagnetik; μ_p : paramagnetik; μ_0 : ruang vakum; μ_d : dimagnetik

Gambar 3.3. Nilai permeabilitas bahan magnetik

Ada dua jenis feromagnetik yang bisa dipilih untuk digunakan sebagai inti *magnetic torque rod* yaitu permalloy (78% nikel, 22 % besi) dan permendur (50% kobal, 50% besi). Kedua jenis bahan ini memiliki nilai permeabilitas yang tinggi jika dibandingkan dengan bahan lainnya.

3. 3. Torsi Medan Magnet

Telah disebutkan di atas bahwa bumi memiliki medan magnet. Medan magnet ini bisa dimanfaatkan untuk menghasilkan torsi pada sebuah satelit. Torsi dihasilkan melalui kumparan yang dialiri arus listrik, besarnya torsi tersebut adalah

$$T = NiAB \sin\theta \quad (3-6)$$

Yang mana

T = torsimagnetik dengan satuan Nm

N = jumlah lilitan dalam kumparan

i = arus listrik dalam ampere

A = luas penampang kumparan dalam m^2

B = medan magnet bumi dalam tesla

θ = sudut antara garis gaya medan magnet dengan arah tegak lurus kumparan.

Dengan memperhatikan persamaan (3-2) diperoleh

$$T = m \times B$$

$$T = mB \sin\theta \quad (3-7)$$

3. 4. Torsi Pada Satelit Mikro

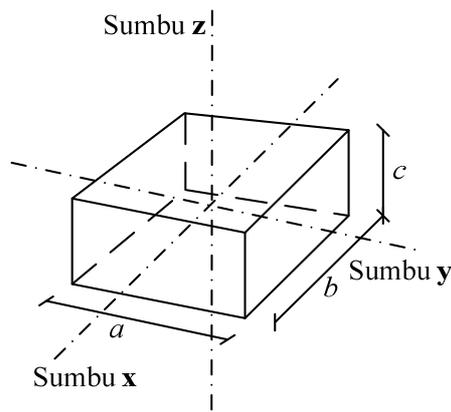
Pada umumnya satelit mikro beredar pada orbit LEO (Low Earth Orbit) yang mana satelit harus bergerak mengelilingi bumi. Karena kecepatannya maka satelit ini dapat terdeteksi oleh stasiun bumi selama 10 hingga 15 menit. Pada selang waktu itulah sistem kendali dapat bekerja, baik dikendalikan secara manual dari stasiun bumi maupun secara otomatis. Magnetic torque rod bekerja untuk membantu aktuator yang lain. Dengan kata lain magnetic torque rod ini bekerja untuk mengoreksi aktuator lain misalnya *reaction wheel* atau *thruster*. Satelit diputar dengan kecepatan sudut ω . Kecepatan sudut ini menimbulkan momentum sudut yang besarnya

$$\mathbf{T} = I \mathbf{x} \omega \quad (3-8)$$

Di mana I adalah momen inersia satelit.

Sebuah benda yang berputar pada sebuah sumbu akan memiliki momen inersia. Untuk benda berbentuk kubus, lihat gambar 3.4, dan memiliki sumbu putar yang melewati pusat masa yang terletak tepat ditengahnya adalah

$$\begin{aligned} I_x &= \frac{1}{12} m (a^2 + c^2) \\ I_y &= \frac{1}{12} m (b^2 + c^2) \\ I_z &= \frac{1}{12} m (a^2 + b^2) \end{aligned} \quad (3-9)$$



Gambar 3.4. Momen inersia pada sebuah bangun kubus

4. PERANCANGAN

4. 1. Data Persyaratan (*requirement*)

Sesuai peruntukannya maka persyaratan yang diinginkan adalah *magnetic torque rod* untuk satelit mikro. Sebuah satelit disebut berukuran mikro jika memiliki bobot antara 20 kg hingga 100 kg. Sebagian besar satelit mikro yang telah dibuat memiliki kisaran bobot antara 40 – 60 kg.

Biasanya satelit mikro bukan merupakan satelit utama bagi sebuah roket peluncur satelit. Satelit mikro merupakan satelit tambahan atau *piggy back*. Karena merupakan satelit tambahan maka dimensinya tergantung pada ruang yang disediakan oleh roket itu. Biasanya ukuran ruang yang disediakan untuk satelit tambahan adalah 70 x 70 x 85 cm. Oleh karena itu panjang *magnetic torque rod* ini juga terbatas, maksimal tiga perempat ukuran sisi satelit. Dengan asumsi ukuran satelit maka panjang *magnetic torque rod* berkisar antara 15 hingga 25 cm.

Karena ukurannya yang cukup kecil sehingga solar sel yang mampu dibawa juga terbatas maka daya untuk *magnetic torque rod* ini juga dibatasi. Diasumsikan daya 1 watt dan power suplay 5 volt.

Untuk keperluan perancangan diasumsikan bobot satelit 50 kg, dengan dimensi 40 x 40 x 50 cm, dan c.o.g atau pusat massa terletak ditengah-tengah, dan ketinggian satelit 400 km dari permukaan laut. Tabel 4.1 menunjukkan persyaratan yang diberikan oleh satelit mikro.

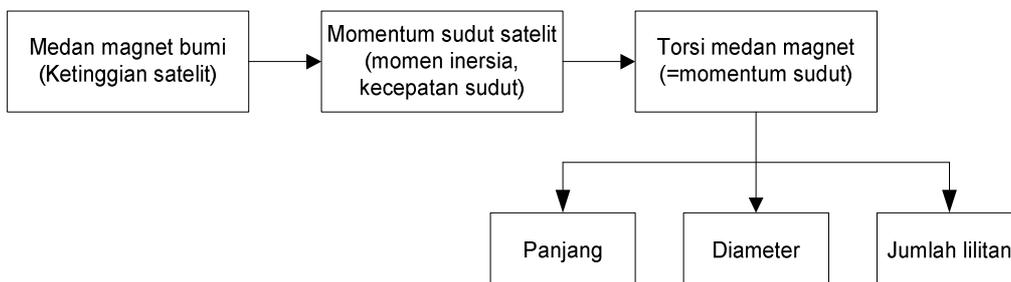
Tabel 4.1. Persyaratan operasi atau requirement untuk merancang *magnetic torque rod*.

Persyaratan Operasi	
Ketinggian satelit	400 km
Dimensi satelit	40 x 40 x 50 cm
Pusat massa (c.o.g)	ditengah
Daya maksimum	1 watt
Tegangan maksimum	5 volt
Panjang maksimum batang magnet	35 cm
Kecepatan sudut satelit (<i>slew rate</i>)	3 ⁰ /20 menit
Bobot satelit	60 kg

4. 2. Perhitungan Parameter

Perhitungan diawali dengan menghitung besarnya medan magnet pada ketinggian 400 km di atas permukaan laut. Selanjutnya adalah menghitung momentum sudut satelit dengan ukuran sesuai persyaratan di atas, yaitu bobot dan kecepatan sudut. Berikutnya adalah menghitung torsi yang akan ditimbulkan oleh medan magnet kumparan agar mampu untuk memutar satelit dengan memperhatikan daya dan tegangan listrik yang diperlukan.

Dari perhitungan torsi akan diperoleh diameter dan jumlah lilitan magnetic torque yang akan dijadikan dasar perancangan. Gambar 4.1 menunjukkan langkah-langkah perhitungan untuk menghasilkan parameter-parameter magnetic torque tersebut.



Gambar 4.1. Langkah-langkah menentukan parameter magnetic torque rod.

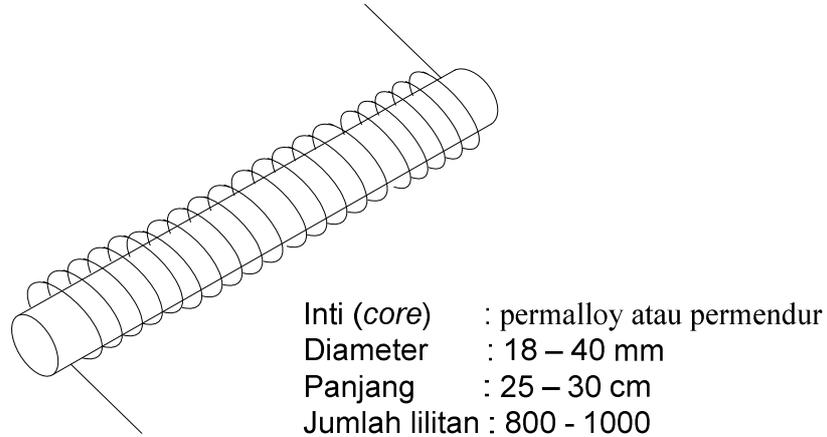
4. 3. Hasil Perancangan

Dengan menggunakan langkah-langkah di atas dan memperhatikan persamaan 3-1 hingga persamaan 3-9 diperoleh hasil perhitungan yang diperlihatkan pada tabel 4.2. Gambar 4.2 memperlihatkan hasil rancangan magnetic torque rod. Gambar 4.3 merupakan realisasi hasil rancangan.

Tabel 4.2. Hasil perhitungan berdasarkan persyaratan.

Persyaratan	Hasil	Keterangan
Ketinggian satelit	$B = 2,5 \times 10^{-5}$ tesla	
Bobot satelit dan kecepatan sudut	$T = 41,25 \times 10^{-4}$ kgm ² /detik	Sama dengan torsi medan magnet. Nilai maksimum
Daya dan tegangan	$i = 0,2$ ampere	
Diameter	18 – 40 mm	
Panjang	25 – 30 cm	
Jumlah lilitan	800 – 1000	

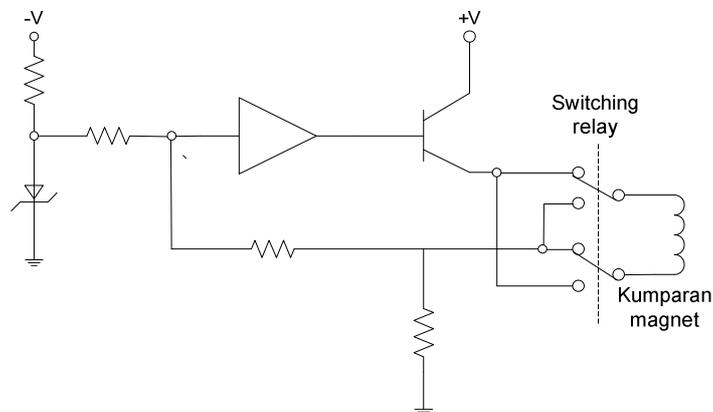
Untuk menghasilkan arus yang dapat dikendalikan diperlukan rangkaian sistem elektronik. Gambar 4.4 memperlihatkan rangkaian dasar yang digunakan untuk mengendalikan arus tersebut. Arus dikendalikan dalam rangkaian tertutup (*close-loop*) dengan memberikan umpan balik melalui resistor.



Gambar 4.2. Rancangan Magnetic torque hasil perhitungan



Gambar 4.3. Magnetic torque rod beserta alat mountingnya.



Gambar 4.4. Rangkaian untuk mengendalikan arus.

5. KESIMPULAN

Dari uraian yang telah dipaparkan di atas dapat diambil kesimpulan yang merupakan inti makalah, yaitu:

- Satelit, termasuk satelit mikro, memerlukan pengendalian agar bisa digunakan sesuai dengan misi satelit.
- Salah satu cara pengendalian adalah memanfaatkan medan magnet bumi yang memiliki arah tertentu.
- Untuk memanfaatkan medan magnet bumi tersebut diperlukan instrumen yang dapat menimbulkan medan magnet yang mana medan magnet ini akan mengorientasikan diri dengan medan magnet bumi. Orientasi ini akan mengakibatkan pergeseran satelit.
- Hasil rancangan instrumen ini merupakan salah satu aktuator kendali satelit yang berupa kumparan dengan inti berupa bahan feromagnetik. Bahan ini akan memperbesar medan magnet yang ditimbulkan oleh kumparan jika dialiri arus listrik. Aktuator ini disebut *magnetic torque rod*. Untuk satelit mikro, aktuator memiliki persyaratan yang harus dipenuhi, terutama ukuran dan daya yang disediakan oleh satelit mikro.
- Aktuator ini juga memerlukan rangkaian elektronik yang dapat mengendalikan arus yang akan dialirkan melalui kumparan pada *magnetic torque rod*.

DAFTAR PUSTAKA

- Brown, Charles D., *Element of Spacecraft Design*, American Institute of Aeronautics and Aerospace, Inc., Alexander Bell Drive, Reston, 2002.
- Cambell, Bruce A., *Introduction to Space Sciences and Spacecraft Application*, Gulf Publishing Company, Houston, Texas, 1996.
- Swinerd, Graham, *How Spacecraft Fly*, Springer Science+Business Media, New York, 2008.
- Wertz, James R., *Spacecraft Attitude Determination and Control*, Reidel Publishing company, Dordrecht, Holland, 1998.
- Larson, Wiley J., *Space Mission Analysis and Design*, 2nd edition, Microcosm, Inc., Torrance, California, 1993.
- Griffin, Michael D., *Space Vehicle Design*, American Institute of Aeronautics and Aerospace, Inc., Alexander Bell Drive, Reston, 2004.
- Maini, anil K., *Principles and Application of Satellite Technology*, John Wiley&Sons Ltd., West Sussex, England, 2007.

DAFTAR RIWAYAT HIDUP PENULIS

DATA UMUM

Nama Lengkap : Widodo Slamet
Tempat & Tgl. Lahir : Solo, 15 juli 1962
Jenis Kelamin : Laki-laki
Instansi Pekerjaan : Pusat Teknologi Satelit LAPAN
NIP. : 196207151992031005
Pangkat / Gol. Ruang : IV/a
Jabatan Dalam Pekerjaan : Peneliti satelit
Agama : Islam
Status Perkawinan : Kawin

DATA PENDIDIKAN

SLTA : SMA Karyawan Solo Tahun: 1982
STRATA 1 (S.1) : Fisika ITB Tahun: 1991
STRATA 2 (S.2) : Teknik Mesin Tahun: 2003

ALAMAT

Alamat Rumah : Bumi Menteng Asri Blok BH/8 Bogor
HP. : 08151680306
Alamat Kantor / Instansi : Jl. Cagak Satelit Km 04 rancabungur Bogor
Telp. : 0251 8621667
Email: 0251 8623010

HASIL DISKUSI DALAM PELAKSANAAN SEMINAR

Pertanyaan :

1. Berapa besar arus listrik dan berapa lama pemakaian? Bambang Herlambang (LIPI)

Jawaban :

1. Arus listrik tergantung kebutuhan, sekitar 0.1-0.5 mA
Umur alat ini diharapkan sesuai dengan usia teknis satelit yaitu 5-7 tahun