

# RANCANG BANGUN PROTOTIPE SISTEM *HEADING AUTOPILOT* BERBASIS *RA TE-GYROSCOPE* DAN *MICROCONTROLLER*

Wahyu Widada  
Peneliti Pusat Teknologi Wahana Dirgantara, LAPAN

## ABSTRACT

This paper discusses an experiment result of the prototype system feedback control for vehicle heading autopilot. The heading angle is measured with a rate-gyroscope and controlling with a control system based on a microcontroller and a stepper motor. This system is successfully realized within 0.5 degree of the error for heading angle. The accuracy of heading sensor is decrease due to vibration from stepper motor. To overcome such problem we recommended to use an analog lowpass filter and a mounting anti vibration.

## ABSTRAK

Tulisan ini membahas eksperimen prototip *feedback control* sistem sederhana untuk *heading autopilot* pada wahana bergerak. Sudut *heading* dibaca dengan *rate-gyroscope* dan dikendalikan dengan sebuah kontrol berbasis mikrokontroler dengan *stepper* motor. Sistem ini telah berhasil direalisasikan dengan sudut kesalahan tidak lebih dari 0.5° dari sudut *heading*, sehingga cukup akurat untuk wahana terbang. Sistem sensor rotasi terpengaruh oleh vibrasi motor, sehingga digunakan analog *lowpass filter* dan *mounting* anti vibrasi untuk memperkecil efek tersebut.

Kata kunci: *Heading autopilot*, *Rate-gyroscope*, *Stepper motor*, *Vehicle*, *AVR microcontroller*

## 1 PENPAHULUAN

*Autopilot* merupakan aplikasi kontrol sistem pada wahana bergerak seperti pesawat terbang, helikopter, atau kapal laut, yang berfungsi untuk membuat stabil arah gerak dalam waktu yang dikehendaki dan arah lintasan yang sudah terprogram. contohnya pada pesawat terbang atau kapal dalam perjalanan yang sangat jauh. Perkembangan *Nanotechnology* dan *Micro-Electro Mechanical-System* MEMS (*sensor accelerometer* dan *gyroscope* dalam bentuk IC) telah berkembang pesat dalam dekade ini. Sehingga dengan teknologi tersebut dapat dibuat bermacam sensor dan kontroler berbentuk kecil dan dapat diaplikasikan pada wahana bergerak yang relatif kecil. Pengembangan prototip *autopilot* digunakan untuk pengujian algoritma kontrol baru dan kehandalan

komponen elektronik lainnya seperti sensor dan mikroprosesor.

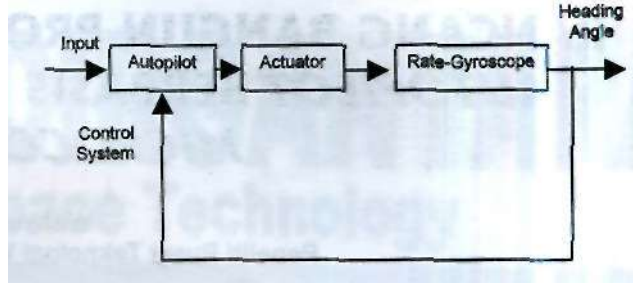
Dalam bidang kendali roket sistem kontrol digunakan untuk memandu roket menuju arah yang diinginkan. Lintasan roket dapat dibaca dari sensor inersia maupun tambahan dari data GPS. Perubahan gerak lintasan roket dengan cara mengubah arah daya dorong motor roket, atau dengan memutar beberapa derajat kemiringan sirip roket dengan memanfaatkan prinsip gaya aerodinamika. Untuk mengembangkan sistem ini, penggunaan *rate-gyroscope* sampai perhitungan sudut serta *control actuator* yang stabil merupakan bagian sistem yang penting. Pengembangan *rate-gyroscope* menjadi sistem sensor rotasi telah dikembangkan dan ditulis dalam tulisan pada referensi dengan lebih detail. Sistem sensor tersebut telah

berhasil dikembangkan menjadi sistem yang stabil dalam selang waktu pengukuran terbang roket. Sistem kontrol *actuator* harus stabil, hal ini harus ditambahkan *gear-box* agar lebih presisi.

Tulisan ini membahas prototip sistem kontrol sederhana untuk *heading autopilot* wahana bergerak. Sebagai sensor *heading* menggunakan sebuah *rate-gyroscope* dan *stepper* motor untuk *actuator* mengubah posisi arah. Untuk kestabilan *stepper* motor telah digunakan *gear-box* yang dapat menambah akurasi dan kestabilan respon gerak motor. Prototip sistem sederhana ini dapat dikembangkan dan diaplikasikan lebih lanjut untuk wahana roket atau wahana terbang lainnya. Sistem ini dapat dikombinasikan dengan sebuah GPS sehingga perilaku dan trayektori dapat dideteksi dan dapat berkembang menjadi sebuah sistem *autopilot* yang lengkap. Algoritma pintar pada kontroler juga dapat dikembangkan lebih lanjut untuk mengoreksi sensor unit pengukuran inersia dan sistem *remote command* dengan sistem telemetri.

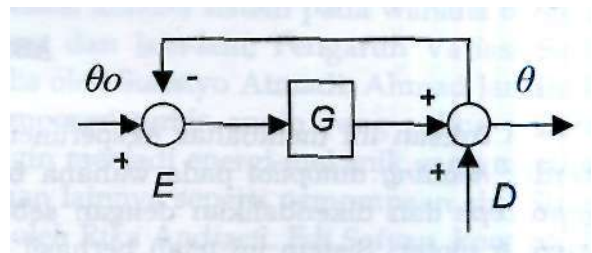
## 2 BASIC TEORI KONTROL

Teori kontrol telah berkembang pesat dari yang sederhana sampai pada sistem yang sangat rumit. Untuk mencoba sebuah algoritma kontrol biasanya menggunakan sistem yang disebut *hardware in the loop simulations*. Agar bisa cepat untuk membuat prototip dan pengujian algoritma baru tersebut. Gambar 2-1 adalah sebuah sistem kontrol sederhana (*feedback control*) untuk sistem *heading autopilot*. Pada gambar tersebut, input arah akan selalu dipertahankan dengan sebuah *stepper* motor. Apabila ada perubahan arah *heading* pada *rate-gyroscope*, maka akan segera direspon dengan *stepper* motor. Pada sebuah roket balistik, perubahan arah lintasan roket disebabkan oleh faktor-faktor alami seperti angin dan gaya aerodinamik roket terhadap atmosfer.



Gambar 2-1: Blok diagram sistem *feedback control* (*close-loop*) *heading autopilot* untuk wahana bergerak

Salah satu cara untuk merubah arah atau mempertahankannya adalah dengan merubah posisi sirip roket. Gambar 2-2 adalah sistem kontrol dengan simbol-simbol parameternya.



Gambar 2-2: Gambar sistem kontrol dengan simbol-simbol parameter

Simbol  $E$  adalah perbedaan nilai input sudut  $\theta_0$  dengan respon sudut diperoleh  $\theta$  yang dapat di tulis menjadi persamaan

$$E = \theta_0 - \theta \quad (2-1)$$

dengan

$D$  adalah gangguan luar yang berupa gaya seperti angin dan parameter lainnya yang mempengaruhi gerak roket.

$G$  adalah persamaan respon *actuator* yang berhubungan dengan keluaran sudut.

$$\theta = D + EG \quad (2-2)$$

Secara umum persamaan sistem kontrol *heading autopilot* ini dapat di tulis menjadi,

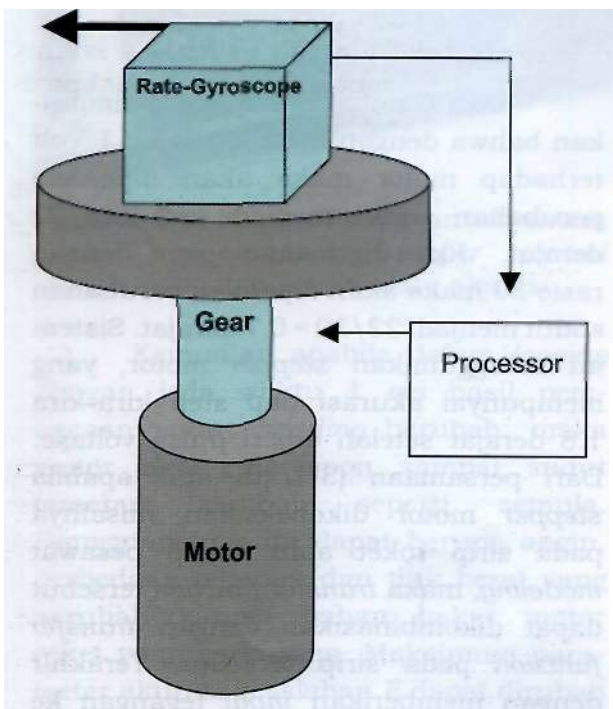
$$\theta = \left( \frac{1}{1+G} \right) D + \left( \frac{G}{1+G} \right) \theta_0 \quad (2-3)$$

Dari persamaan (2-3), sistem terlihat stabil baik pada parameter gangguan maupun pada input sudut. Misalnya nilai  $G$  adalah 100, maka pada gangguan menjadi  $D/101$  dan  $(100/101)00$ , dimana hasilnya masih mendekati nilai *input* awal. Pembacaan sensor juga mempunyai *noise* yang menyebabkan sistem kurang stabil. Dalam sistem persamaan kali ini, kesalahan baca sensor sementara diabaikan, hal ini terlihat pada tulisan sebelumnya yang mendapat hasil kesalahan baca kurang lebih hanya 0.1 derajat dalam waktu dua menit lebih.

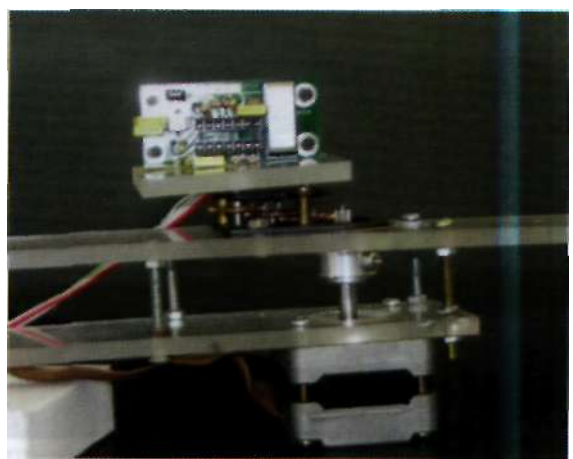
### 3 SET UP INSTRUMENT

*Set up system autopilot* seperti pada Gambar 3-1. *Rate-gyroscope* diletakkan pada piringan yang terbuat dari mika dengan sebuah *stepper motor* dan *gear-box* yang diletakkan di bawahnya.

Gambar *set up* instrumen seperti pada Gambar 3-2.



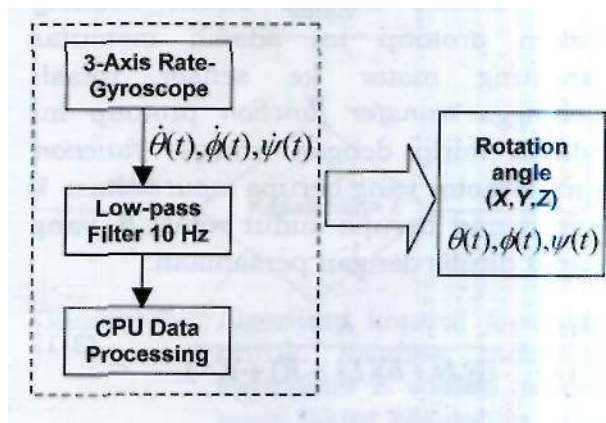
Gambar 3-1: Bagan prototip sistem heading autopilot



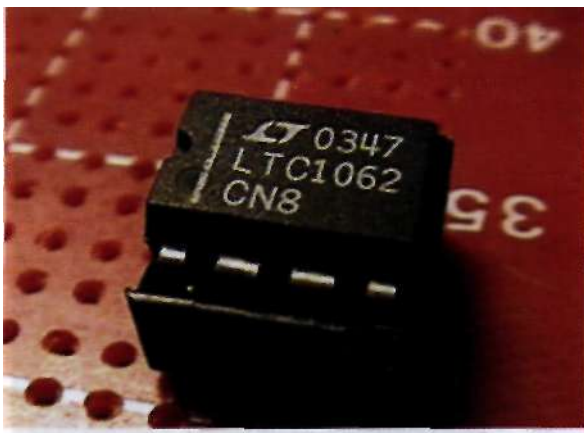
Gambar 3-2: *Set up* instrumentasi heading autopilot

#### 3.1 Sensor Sudut Heading

Perubahan sudut *heading* dibaca dari integral data *rate-gyroscope* (TOKIN-CG16, Tokin Electronics) seperti pada Gambar 3-3. Kecepatan sudut maksimum adalah  $90^\circ/\text{detik}$ . Kecepatan ini untuk mengukur perubahan *heading* seperti pesawat terbang, roket, dan lain-lain sudah cukup. Kecuali untuk *rolling* roket yang memerlukan kecepatan sudut yang lebih besar. Sensor ini sangat rentan terhadap vibrasi rotasi, sehingga memerlukan *filtering* (LTC1062, Linear Technology) yang benar. Hal ini telah dibahas secara detail pada tulisan sebelumnya. Contoh gambar *filter* yang digunakan seperti pada Gambar 3-4.



Gambar 3-3: Bagan sensor sudut heading dengan sebuah *rate-gyroscope* dan *lowpass filter*



Gambar 3-4: IC 5-order butterwort lowpass filter LTC1062 {cutoff frekuensi = 10 Hz}

### 3.2 Kontroler Stepper Motor

Jenis *actuator* yang digunakan adalah *stepper* motor (SHINANO KENSI Co.Ltd.) yang biasa digunakan pada *floppy* drive model komputer lama, ditambah dengan sebuah *gear-box*. Kontroler *stepper* motor ini menggunakan sebuah *micro-controller* yang juga digunakan untuk pengontrol *autopilot*. Maksimum kecepatan putar adalah 5 putaran tiap detik (200 ms tiap putaran). *Gear-box* ini dapat menyeimbangkan kemampuan maksimal *stepper* motor dan kecepatan sudut maksimal pada sensor *rate-gyroscope*. Sehingga sistem ini menjadi lebih optimal dan stabil.

Sistem koreksi sudut *heading* dalam prototip ini adalah memutar langsung motor ke sensor rotasi. Sehingga *transfer function* prototip ini adalah mirip dengan *transfer function* untuk motor yang berupa *input* voltase  $V$  dan *output* berupa sudut rotasi  $\theta$  yang dapat ditulis dengan persamaan:

$$\frac{\theta(s)}{V(s)} = \frac{K}{s((Js + b)(Ls + R) + K^2)} \quad (3-1)$$

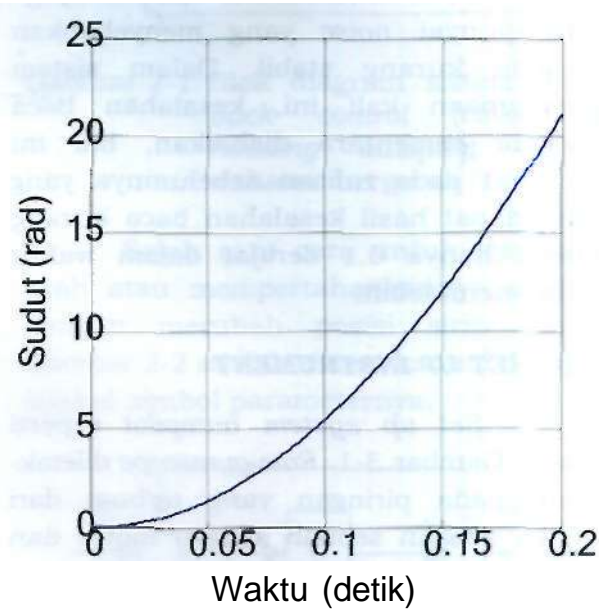
dengan

$J$  (kgmV<sup>2</sup>) adalah momen inersia rotor.  
 $b$  adalah damping ratio sistem mekanik (Nms).  
 $K$  adalah kostanta *electromotive* (Nm/Amp).  
 $R$  adalah tahanan listrik (ohm).  
 $L$  adalah induksi listrik (H).

Sehingga apabila disimulasikan dengan asumsi parameter sebagai berikut.

$$J = 10E-5; b = 10E-5; if = 0.01; i? = 5; L = 3E-6;$$

Maka dengan bantuan *software* MATLAB akan diperoleh *step-respon* terhadap sistem ini menjadi Gambar 3-5.

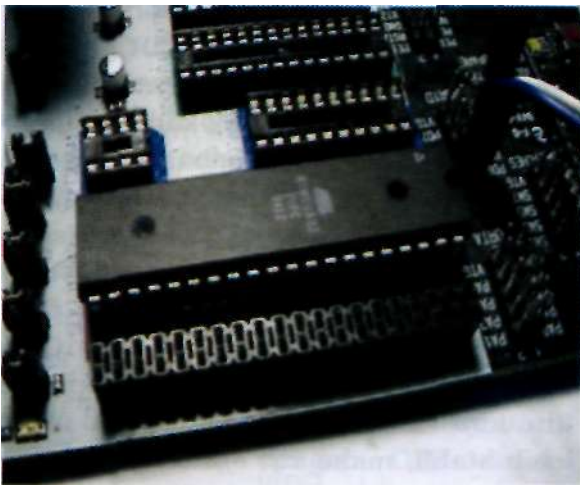


Gambar 3-5: *Step-respon* terhadap sistem *transfer function* motor pada persamaan (3-1)

Dari Gambar 3-2 dapat disimpulkan bahwa dengan memberi *input* 1 Volt terhadap motor maka akan diperoleh perubahan sudut menjadi kira-kira 22 derajat. Jika digunakan *gear* dengan rasio 30 maka akan diperoleh perubahan sudut menjadi  $22/30 = 0.7$  derajat. Sistem ini menggunakan *stepper* motor, yang mempunyai akurasi tiap step kira-kira 1.8 derajat setelah diberi pulsa voltase. Dari persamaan (3-1) di atas apabila *stepper* motor dikoneksikan misalnya pada sirip roket atau sayap pesawat *modeling*, maka *transfer function* tersebut dapat dikombinasikan dengan *transfer function* pada sirip tersebut. Terakhir dengan memberikan *input* tegangan ke motor akan berubah menjadi *output* perubahan dinamik wahana terbang. Hal ini perlu dilakukan analisa simulasi dan pembuatan prototip aerodinamik yang dapat kita uji di fasilitas uji terowongan angin yang telah dimiliki LAPAN.

### 3.3 Algoritma dan Mikroprosesor Sistem *Autopilot*

Prosesor yang digunakan pada *autopilot* adalah sebuah mikrokontroler AVR dari ATMEL (ATmega 32 16PC) dengan frekuensi kristal 11.0592 MHz seperti Gambar 3-6. Prosesor ini cukup handal untuk mengolah data analog kecepatan sudut menjadi perubahan sudut dan dapat juga sebagai *controller stepper motor* untuk mempertahankan sudut *input* dari gangguan luar yang menyebabkan sudut *headingnya* sedikit berubah. Seperti pada Gambar 3-7, secara umum apabila sudut masih dalam arah *heading* yang diinginkan, *stepper motor* tidak merespon.



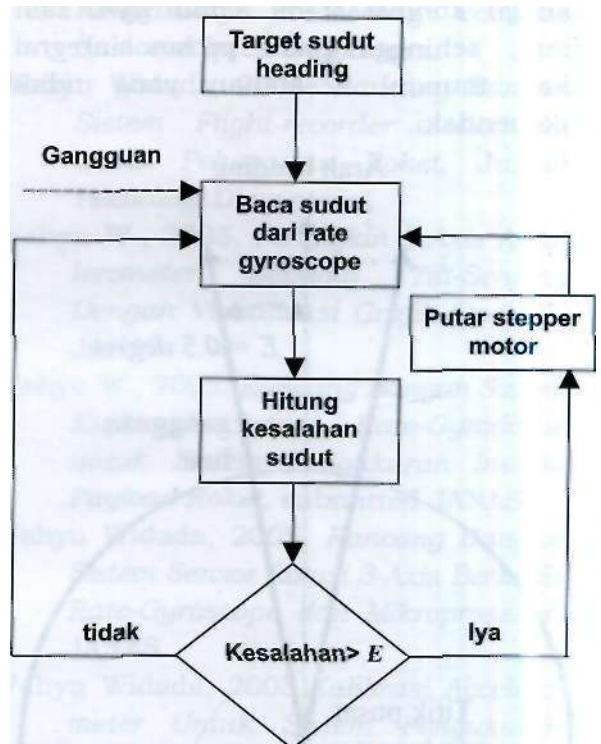
Gambar 3-6: Mikroprosesor untuk sistem *autopilot*, *stepper control* dan sensor data akuisisi

Kemudian apabila dalam *looping* dengan jeda waktu 1 ms hasil pembacaan sudut *heading* berubah, maka motor akan merespon sampai sudut tersebut kembali seperti semula. Gangguan luar ini dapat berupa angin, perbedaan tekanan dan titik berat yang berubah karena bahan bakar motor roket yang berkurang. Maksimum parameter akurasi kesalahan  $E$  dapat dirubah sesuai aplikasi, dan juga tergantung akurasi sensor dan aktuator yang digunakan. Untuk eksperimen prototip kali ini, parameter kesalahan sudut adalah setengah derajat.

Algoritma sistem ini masih sederhana, pengembangan menjadi sistem

yang lebih kompleks perlu dilakukan seperti penggunaan kalman *filter* untuk koreksi trayektori serta penggunaan tambahan sensor dan pengontrolan *actuator* lebih dari satu dan sistem telemetri. Perhitungan parameter dinamik seperti kecepatan angular *body* roket, transformasi koordinat *fixed body* roket ke *local level* koordinat juga perlu dilakukan. Sehingga perlu menggunakan mikroprosesor yang lebih baik performannya.

Untuk *monitoring* perubahan sudut dari *rate-gyroscope*, dilakukan dengan komunikasi data via RS232 ke komputer dengan kecepatan transfer 115.2 kbps. Untuk mudahnya, perubahan sudut tersebut dapat diamati dengan menggunakan *software hyperterminal* yang biasa ada pada setiap PC.



Gambar 3-7: Algoritma kontrol *feedback* untuk *heading autopilot*. Parameter  $E$  adalah maksimum faktor kesalahan

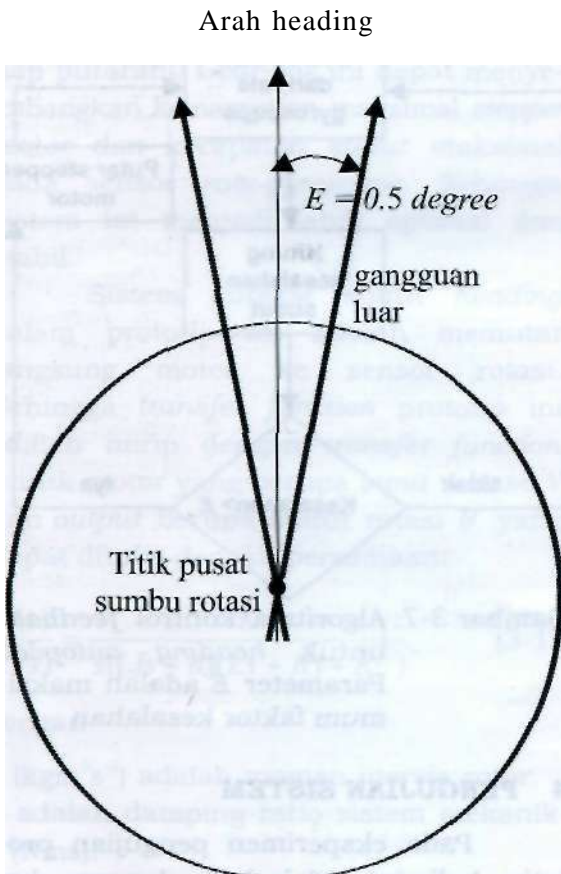
## 4 PENGUJIAN SISTEM

Pada eksperimen pengujian prototip kali ini dilakukan dengan dua macam percobaan, pertama pengujian kestabilan sistem tanpa ada gangguan. Kemudian pengujian dengan ditambah

gangguan agar sudut *heading* sedikit ada perubahan baik searah jarum jam dan sebaliknya.

#### 4.1 Kestabilan Sistem

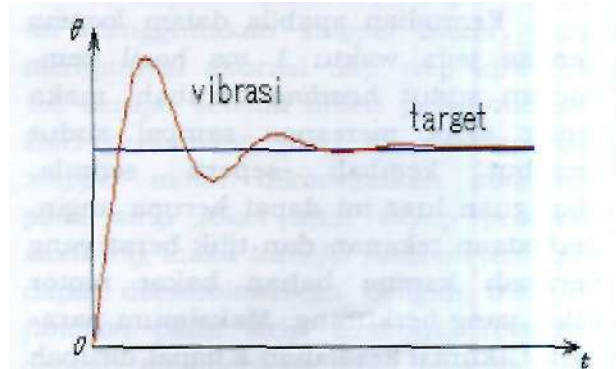
Seperti pada Gambar 4-1, sistem diaktifkan tanpa adanya gangguan. Proses ini sama dengan pengujian kestabilan pembacaan sudut pada sensor itu sendiri. Seperti telah ditulis pada paper yang lalu, sensor dari *rate-gyroscope* ini cukup teruji sampai lebih dari dua menit dengan tingkat kesalahan sudut yang relatif kecil. Pada pengujian terlihat stabil pada arah sudut nol derajat, dengan hasil kurang dari 0.5 derajat dalam beberapa menit. Hasil ini akan berbeda jika ada gangguan luar maupun dari sistem itu sendiri seperti dari vibrasi motor. Pengaruh tersebut akan mengganggu kondisi stabil *signal gyro* saat diam, sehingga pada proses integral akan muncul kesalahan yang tidak dikehendaki.



Gambar 4-1: Arah sudut *heading* dan kesalahan sudut karena gangguan dari luar

#### 4.2 Pengujian Dengan Gangguan Luar

Dengan sedikit gangguan dengan memutar sudut keseluruhan pro to tip, maka sensor rotasi akan berubah. Perubahan segera direspon oleh *stepper* motor untuk memperbaiki kesalahan sudut. Proses *looping* ini berjalan kira-kira total 5 msec termasuk proses gerak putar motor, sehingga cukup cepat. *Set up* maksimum kesalahan adalah 0.5 derajat, sehingga jika pembacaan sudut lebih dari  $\pm 0.5^\circ$  maka *actuator* akan merespon. Akan tetapi sensor rotasi menjadi tidak akurat pada saat *stepper* motor bergerak. Sehingga menyebabkan proses menuju stabil menjadi bertambah lama. Hal ini disebabkan adanya *angular* vibrasi yang terjadi pada motor. Secara teori, *stepper* motor akan menuju sudut tujuan berdasarkan pulsa yang diterima, ada sedikit vibrasi dikarenakan putaran melebihi tujuan dan kembali berkurang dan seterusnya sampai pada tujuan yang stabil (Gambar 4-2). Pada sistem elektronik sensor telah digunakan *filter*. Sementara *cut off* frekuensi *low pass filter* pada sensor tersebut adalah 10Hz, sehingga *angular* vibrasi dengan amplitudo kira-kira  $2.5^\circ$  masih terdeteksi. Agar lebih stabil, maka *cut off low pass filter* diperkecil menjadi sekitar 4.5 Hz yang dihitung dengan rumus  $f_c = 90/4/\text{deg}$ , agar amplitudo vibrasi dibawah  $5^\circ$  dapat dihilangkan.



Gambar 4-2: Ilustrasi rotor saat menerima pulsa untuk menuju target sudut. Akan terjadi vibrasi jika belum sampai pada target sudut. Hal ini berulang-ulang pada setiap putaran pulsa

Untuk mengantisipasi vibrasi ini perlu dibuat struktur yang lebih presisi dan stabil. Misalnya dengan menggunakan DC motor dan struktur dari alumunium yang kokoh. Selain tersebut, penggunaan bahan anti-vibrasi (contoh: karet) untuk *mounting* sensor rotasi juga perlu digunakan untuk mereduksi pengaruh vibrasi.

## 5 KESIMPULAN DAN SARAN

Telah dikembangkan sebuah sistem *heading autopilot* sederhana berbasis *rate-gyroscope* dan *microcontroller*. Kestabilan sistem ini sangat bergantung pada sensor *rate-gyroscope*. Sensor rotasi terganggu dengan vibrasi yang ditimbulkan oleh *stepper* motor, sehingga penggunaan struktur yang stabil, penggunaan DC motor yang lebih halus, serta penggunaan bahan anti-vibrasi sangat direkomendasikan. Sistem ini cukup stabil dengan gangguan dari luar, hal ini disebabkan oleh *gear-box* cukup kuat untuk menahan perubahan sudut dari pengaruh faktor luar. Akan dilakukan pengujian lebih lanjut dengan kombinasi sistem telemetri dan *remote-command*.

Kombinasi dengan GPS dapat digunakan untuk mengkoreksi posisi sudut pada *gyroscope* untuk sistem wahana yang jarak tempuh jauh. Sistem ini cukup cocok untuk wahana dengan jarak tempuh pendek dan dalam waktu yang relatif singkat. Pengujian prototip ini masih dalam pengujian sistem di laboratorium yang bersifat pengembangan algoritma kontrol sehingga masih perlu dilakukan pengembangan struktur dan pengujian aplikasi pada wahana bergerak.

## DAFTAR RUJUKAN

- Data Sheet: *1-Axial Ceramic Gyroscope* TOKIN, [www.tokin.co.jp](http://www.tokin.co.jp).
- Data Sheet: *AVR ATmega32 microcontroller*, [www.atmel.com](http://www.atmel.com)
- John H.B., 1965. *Automatic Control of Aircraft and Missiles*" John Wiley & Sons, Inc.
- K.J.Astrom, 2004. *Feedback Systems: An Introduction for Scientists and Engineers*, California Institute of Technology.
- W. Widada, 2003. *Prediksi Trayektori Waktu-Nyata Roket Balistik Dengan Menggunakan GPS*, Jurnal Teknologi Dirgantara Vol. 1 No. 1, p. 33-37.
- Wahyu Widada, 2003. *Metoda Pengkoreksian Data Realtime GPS Peta Jalan Untuk Sistem Navigasi Kendaraan*, Proceeding Seminar Nasional Iptek Dirgantara.
- Wahyu Widada, 2004. *Rancang Bangun Sistem Flight-recorder Sederhana untuk Peluncuran Roket*, Jurnal Teknologi Dirgantara.
- Wahyu W., 2005. *Pengujian 3-Axis Accelerometer Sebagai Tilt-Sensing Dengan Visualisasi Grafik OpenGL*, JANAS.
- Wahyu W., 2005. *Rancang Bangun Sistem Kalibrasi Rotasi Rate-Gyroscope untuk Sistem Pengukuran Inersia Payload Roket*, submitted JANAS
- Wahyu Widada, 2005. *Rancang Bangun Sistem Sensor Rotasi 3-Axis Berbasis Rate-Gyroscope dan Mikroprosesor*. JANAS.
- Wahyu Widada, 2005. *Kalibrasi Accelerometer Untuk Sistem Pengukuran Vibrasi Roket*, JANAS.