

# ON-BOARD FUNDAMENTAL FREQUENCY ESTIMATION OF ROCKET FLIGHT EXPERIMENTS USING DSP MICROCONTROLLER AND ACCELEROMETER

Agus Harno Nurdin Syah, Sri Kliwati, dan Wahyu Widada  
Peneliti Bidang Telemetri dan Muatan Roket, LAPAN  
*ahnurdinsy@yahoo.co.id, w\_widada@yahoo.com*

## ABSTRACT

A fundamental frequency of a rocket vibration during flight is an important parameter in order to develop an electronic system and mechanical structure of a payload. This paper describes the measurement method of fundamental frequency using a 32 bit DSP microcontroller and an accelerometer. This CPU is applied for data acquisition and calculation of fundamental frequency based on Discrete Fourier Transform. A fundamental frequency is estimated using the maximum value of envelope spectrum. This prototype is combined with a radio modem for telemetry data. The maximum frequency of rocket vibration which can be detected is about 2 kHz.

Keywords: *Fundamental frequency, Rocket vibration, On-board estimation, Radio telemetry*

## ABSTRAK

*Fundamental frequency* vibrasi roket pada saat terbang sangat penting diukur untuk pengembangan sistem elektronik maupun mekanik muatan roket. Tulisan ini membahas metode pengukuran fundamental frekuensi tersebut dengan menggunakan sensor *accelerometer* dan 32 bit DSP (*Digital Signal Processor*) microcontroller. CPU ini digunakan untuk akuisisi data dan perhitungan algoritma DFT (*Discrete Fourier Transform*) serta algoritma penentuan frekuensi fundamentalnya. Deteksi fundamental frekuensi berbasis envelope (*lowpass filter*) spektrum frekuensi. Sistem yang telah dibuat dapat dikombinasikan dengan radio modem untuk pengiriman data dengan kecepatan serta *sampling rate* yang cukup tinggi. Maksimum frekuensi yang dapat diestimasi hingga 2 kHz, cukup untuk parameter roket.

Kata kunci: *Fundamental frekuensi, Vibrasi roket, Radio Telemetri*

## 1 PENDAHULUAN

Frekuensi dan amplitudo vibrasi merupakan parameter yang penting pada saat peluncuran roket. Parameter tersebut dapat diukur dengan menggunakan sensor *accelerometer* pada sumbu tegak lurus terhadap arah roket. Pada setiap peluncuran, parameter ini belum pernah dilakukan percobaan secara khusus baik melalui *raw data* telemetri atau secara *on board*. CPU yang digunakan dalam sistem ini harus mampu menghitung spektrum frekuensi. Tipe 8 bit *microcontroller* sangat lambat jika digunakan untuk pemrosesan FFT karena memerlukan

*loop* yang banyak pada algoritma tersebut, sehingga memerlukan *microcontroller* yang lebih cepat akan tetapi mempunyai dimensi yang tetap kecil. Algoritma tambahan diperlukan untuk menghitung fundamental frekuensi atau frekuensi yang mempunyai *power* yang paling dominan. Data yang dikirim melalui radio telemetri hanya frekuensi fundamental tersebut, sehingga menjadi lebih cepat dan lebih akurat dibandingkan dengan pengiriman *raw data* vibrasi secara *sampling* waktu. CPU tipe ini nantinya juga akan digunakan lebih banyak untuk aplikasi-aplikasi yang

memerlukan pemrosesan data yang lebih cepat dan memerlukan memori yang lebih banyak.

Tulisan ini membahas muatan elektronik roket yang terdiri dari *accelerometer* dan DSP *microcontroller* 32 bit untuk menghitung fundamental frekuensi vibrasi pada saat terbang. Data hasil estimasi dikirim melalui module radio modem dengan frekuensi 900 MHz serta dengan kecepatan transfer maksimum 115.2 kbps. Hasil pengembangan algoritma serta eksperimen akan dijelaskan lebih detail pada bagian-bagian berikut ini. Uji peluncuran roket diperlukan untuk mendapatkan data-data vibrasi.

## 2 METODE ESTIMASI

Jika signal vibrasi dari *accelerometer* adalah  $f(t)$ , maka fourier transform signal tersebut adalah sebagai berikut.

$$F(\omega) = \frac{1}{2\pi} \int_{-\infty}^{\infty} f(t)e^{-i\omega t} dt \quad (2-1)$$

Disini  $F(\omega)$  adalah spektrum frekuensi, dan  $dt$  adalah waktu. Dari persamaan di atas maka spektrum frekuensi signal vibrasi dapat dianalisa. Untuk perhitungan di micro processor, maka secara diskrit persamaan di atas (*Discrete Fourier Transform*) dapat ditulis sebagai berikut.

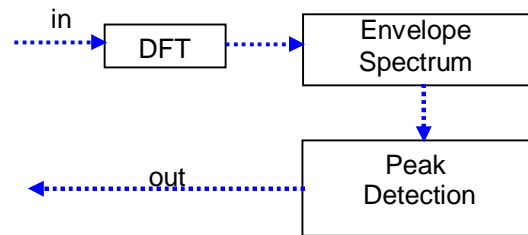
$$F_n = \sum_{k=0}^{N_0-1} f_k e^{\frac{-in2\pi k}{N_0}} \quad (2-2)$$

Kemudian dari persamaan (2-2) akan terdapat banyak komponen frekuensi yang timbul akibat dari vibrasi roket. Algoritma DFT di atas telah dikembangkan menjadi algoritma FFT (*Fast Fourier Transform*), sehingga lebih mempercepat proses perhitungannya. Komponen frekuensi yang paling dominan merupakan frekuensi fundamental yang merupakan parameter penting dalam analisa vibrasi. Untuk menentukan frekuensi tersebut, maka digunakan algoritma filtering spektrum tersebut dan kemudian dengan

algoritma *peak detector*  $F_0$  dapat diestimasi. Algoritma *smoothing* spektrum yang digunakan adalah seperti persamaan berikut.

$$(F_n)_s = \sum_{i=-m}^{i=m} F_{n+i} / (2m+1) \quad (2-3)$$

Algoritma ini adalah mengambil nilai rata-rata sehingga mudah diimplementasikan pada CPU untuk mendapatkan nilai frekuensi fundamentalnya. Bahasa pemrograman yang kita gunakan adalah C dengan kompiler *avr-gcc* yang didistribusikan secara bebas oleh ATMEL. Frekuensi fundamental dapat dihitung sampai dengan beberapa, tetapi dalam algoritma ini kita tentukan 3 buah, yang cukup untuk menentukan karakteristik vibrasi roket.

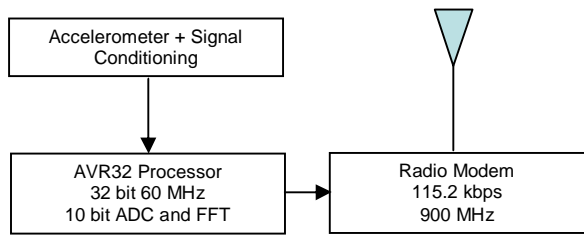


Gambar 2-1: Block diagram algoritma untuk estimasi fundamental frekuensi

Secara umum penjelasan algoritma di atas dapat kita gambar blok diagramnya secara mudah pada Gambar 2-1. Input signal analog dari *accelerometer* dan *output* berupa data digital fundamental frekuensi.

## 3 ESTIMASI SECARA ON-BOARD

Sistem blok diagram adalah seperti pada gambar di bawah, terdiri dari sensor (*accelerometer*), processor (32 bit AVR *microcontroller*), dan sebuah radio modem (Aerocomm 115.2 kbps). Daftar komponen tersebut seperti pada Tabel 3-1. Secara umum CPU ini mempunyai peran yang sangat penting untuk memproses semua signal, dari mengambil, menghitung frekuensi, dan pengiriman data via radio.



Gambar 3-1: Blok diagram *on-board system* pengukuran fundamental frequency vibrasi roket

Tabel 3-1: KOMPONEN PENGUKUR VIBRASI ROKET

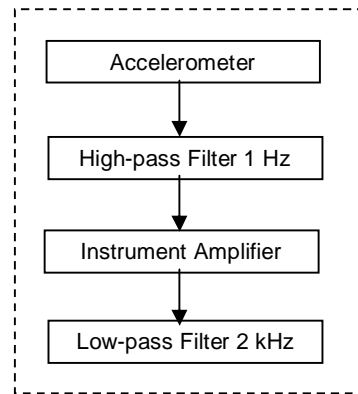
| Komponen          | Spesifikasi                   |
|-------------------|-------------------------------|
| Accelerometer     | LIS3LO6AL, $\pm 3g$ , 1.5 kHz |
| ADC dan Processor | AVR32 32 bit, 60 MHz          |
| Radio Telemetry   | Aerocomm 115.2 kbps           |

Sensor dan *processor* sudah menjadi satu modul seperti pada Gambar 3-2. *Board* PCB ini relatif kecil sehingga dapat digunakan untuk roket tipe RX150 (diameter 150 mm) dan yang lebih besar lagi. Jika didesain sendiri, maka ukuran akan menjadi lebih kecil lagi dan dapat diaplikasikan untuk roket-roket 100m. Kemampuan *accelerometer* 1.5 g hingga 3 kHz sumbu x, y, dan 1.5 kHz pada sumbu z.



Gambar 3-2: Foto CPU yang sudah ter-integrasi dengan *accelerometer* LIS3LO6AL

Untuk eliminasi pengaruh gaya gravitasi bumi, maka ditambahkan *high pass filter* 1 Hz pada keluaran *accelerometer*, serta *lowpass filter* 2 kHz untuk mengurangi *random noise* sebelum diakses oleh ADC pada prosesor. Adapun desain rangkaiannya adalah seperti Gambar 3-3 berikut.

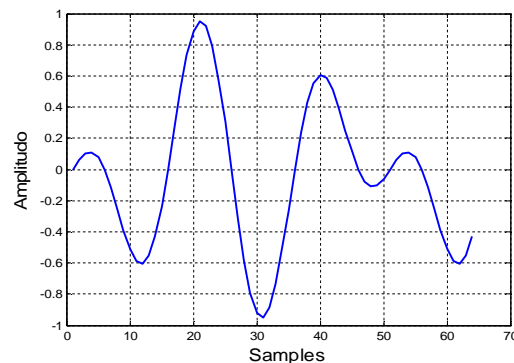


Gambar 3-3: Elektronik circuit untuk sensor vibrasi roket

*On-board* sistem ini perlu dilakukan uji validasi algoritma untuk membandingkan data yang dihitung. Di samping dengan data simulasi juga dengan alat referensi vibrasi.

#### 4 HASIL PERCOBAAN

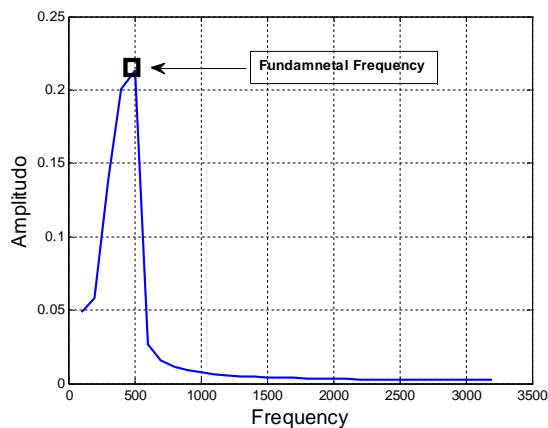
Percobaan dilakukan dengan menggunakan data simulasi sebagai referensi signal vibrasi untuk memastikan algoritma yang dikembangkan pada CPU adalah sesuai dengan frekuensi *inputnya*. Frekuensi signal adalah pada 450 Hz, kemudian hasil perhitungan spektrum data vibrasi adalah seperti Gambar 4-1 berikut.



Gambar 4-1: Signal vibrasi dari *accelerometer*

Pada Gambar 4-2 bagian puncak frekuensi terlihat mirip pada frekuensi 450 Hz sesuai dengan data yang digunakan. Dari simulasi ini maka algoritma FFT dan penentuan *peak* pada fundamental frekuensi dapat dicek sesuai yang diharapkan.

Langkah berikutnya adalah menguji dengan menggunakan alat vibrator. Sistem pengujian adalah seperti pada Gambar 4-3. *Accelerometer* diletakkan di atas vibrator. Kemudian data spektrum dikirim melalui radio modem. Jumlah sampling DFT adalah 40 data, sehingga jika maksimum frekuensi 2 kHz, maka sampling frekuensi menjadi 50 Hz.

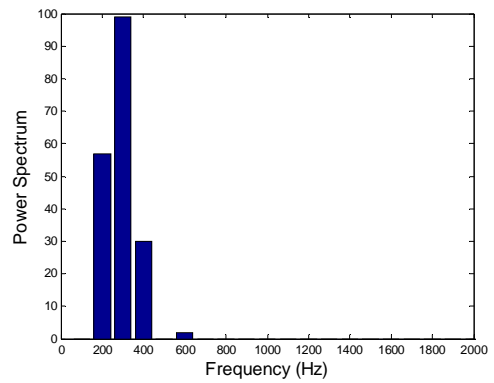


Gambar 4-2: Spektrum frekuensi dengan FFT pada peak frekuensi 450 Hz sebagai fundamental frequency vibrasi



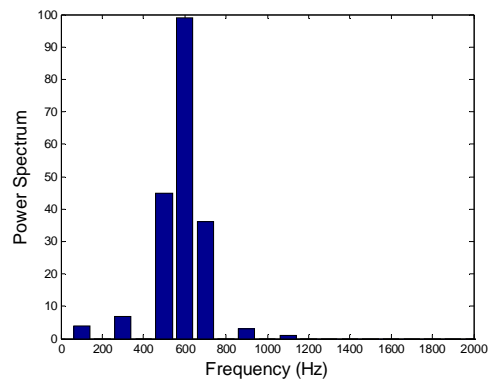
Gambar 4-3: *Accelerometer* dipasang pada vibrator dan dihubungkan dengan menggunakan radio modem

Gambar 4-4 adalah data percobaan pada frekuensi 300 Hz dengan grafik tipe 'bar' supaya mudah dilihat. Peak spektrum terlihat pada posisi 300 Hz.



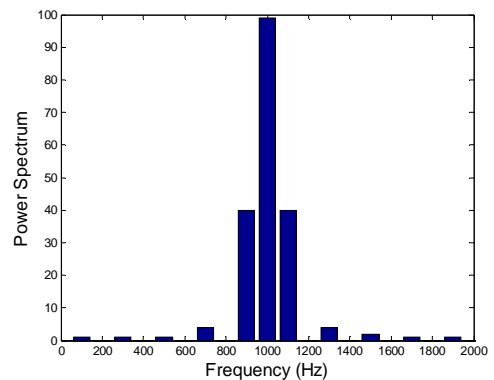
Gambar 4-4: Spektrum frekuensi dengan FFT pada peak frekuensi 300 Hz

Kemudian contoh lainnya adalah pada Gambar 4-5 adalah pada posisi 600 Hz.

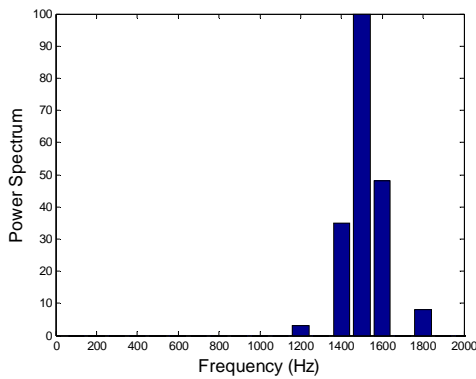


Gambar 4-5: Spektrum frekuensi dengan FFT pada peak frekuensi 600 Hz

Data-data lainnya seperti Gambar 4-6 dan 4-7 adalah frekuensi hingga 100 Hz dan 1500 Hz. Dari hasil gambar-gambar tersebut, maka secara sistem yang telah dikembangkan dapat terkalibrasi hasilnya.



Gambar 4-6: Spektrum frekuensi dengan FFT pada peak frekuensi 1000 Hz



Gambar 4-7: Spektrum frekuensi dengan FFT pada peak frekuensi 1500 Hz

Dari hasil simulasi dan percobaan di atas, maka langkah berikutnya adalah pengujian dengan menggunakan roket. Dengan menguji sebuah tipe roket secara berkali-kali atau kontinu akan dapat menentukan ciri khas vibrasi secara akurat. Pengukuran hanya sekali tidak dapat digunakan untuk menentukan parameter vibrasi secara umum.

Tabel 4-1: DETEKSI FUNDAMENTAL FREKUENSI

| Fundamental Frequency | Frequency [kHz] |
|-----------------------|-----------------|
| $F_0$                 | 0.3             |
| $F_0$                 | 0.6             |
| $F_0$                 | 1.0             |
| $F_0$                 | 1.5             |

## 5 KESIMPULAN

Sistem estimasi fundamental frekuensi berbasis *accelerometer*, *DSP microcontroller*, dan radio modem telah dikembangkan sebagai muatan roket, sehingga secara *on-board* dapat melakukan analisa dan penentuan parameter yang dihitung. Frekuensi yang dihitung adalah sampai dengan tiga buah  $F_0$ ,  $F_1$ , dan  $F_3$  sehingga dapat mencakup range yang lebih lebar untuk analisa vibrasi roket saat terbang. Hasil

penelitian ini masih perlu diuji sebagai salah satu bagian dari muatan untuk mendukung data dalam analisa performa roket.

## UCAPAN TERIMAKASIH

Kami mengucapkan terimakasih kepada KNRT yang telah membiayai program penelitian ini melalui Insentif RISTEK 2007-2009 dan LAPAN, sehingga penelitian ini dapat berjalan lancar, serta kepada teman-teman peneliti atas kontribusi yang telah diberikan.

## DAFTAR RUJUKAN

- Agus Harno Nurdin Syah, 2008. *Karakterisasi Sistem Pengirim Data Frekuensi Getaran Roket Pada Saat Uji Terbang*. SIPTEKGAN XII – 2008, diterbitkan oleh LAPAN Deputi Bidang Teknologi Dirgantara, Jakarta Nopember 2008. ISBN: 978-979-1458-19-1.
- Masashi Unoki and Toshihiro Hosorogiya, 2007. *Estimation of Fundamental Frequency of Reverberant Speech by Utilizing Complex Cepstrum Analysis*, JAIST Japan Advanced Institute of Science and Technology 2007.
- Wahyu Widada, dkk, 2008. *Automatic Fundamental Frequency Estimation of Rocket Vibration By Utilizing LPC*, Seminar Sistem Informasi Indonesia SESINDO 2008, Surabaya.
- Wahyu Widada, Sri Kliwati, dan Agus Harno Nurdinsyah, 2008. *Sistem Pengukuran Vibrasi Roket Saat Terbang Secara Realtime Menggunakan Accelerometer dan Radio-Modem*. Seminar Nasional Mesin dan Industri SNMI4 Univ. Tarumanagara Jakarta 2008.