

MUATAN PENGUKUR PARAMETER ATMOSFER ROKET SONDA RSX-100 DAN METODE PENGUJIANNYA [RSX-100 ROCKETSONDE ATMOSPHERIC PAYLOAD AND ITS TESTING METHOD]

Asif Awaludin^{1*}, Halimurrahman^{*}, Rachmat Sunarya^{*}, Laras Tursilowati^{*},
Bambang Sapto Wibowo^{**}, Endro Artono^{**})

^{*}) Pusat Sains dan Teknologi Atmosfer
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Dr. Djundjuna 133 Bandung 40173 Indonesia

^{**}) Pusat Teknologi Roket
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Raya Lapan No. 2 Mekarsari, Rumpin
Bogor 16350 Indonesia

¹email: asif_aw@yahoo.co.id

Diterima 14 April 2015; Direvisi 24 April 2015; Disetujui 13 Mei 2015

ABSTRACT

In supporting LAPAN rocketsonde development project, has been developed an atmospheric payload for RSX-100 rocketsonde and its testing method consisting of sensor system and telemetry system coverage test, endurance test, payload release and parachute opening test, final integration test, and flight test with RSX-100. According to test result, the telemetry system which has link margin 50.76 dB for 8 km distance was able to send data from payload to receiver system properly until 11 km. Detected 80 Hz natural frequency of payload will distance it to any resonance with rocket natural frequency. The payload also resilient to any predicted vibration, shock, and acceleration which will emerge during rocket flight. Whereas payload release and parachute opening system has been able to release payload and parachute from its compartment after rocket separation moment for about 5 seconds or 30 m height downward. Descending rate of the parachute bringing the payload down was about 5 until 6 m/s. While time needed by the GPS receiver to be lock again was 5 seconds. The data recorded during 60 seconds flight test with RSX-100 showed that payload could not be released from its compartment due to the fail of rocket separation. Thus, the obtained data just showed inside environmental condition of the compartment. The data also indicated that the rocket reached apogee at 5622 m.

Keywords: *Rocketsonde, RSX-100, Atmospheric payload, Testing method.*

ABSTRAK

Dalam rangka mendukung program pengembangan roket sonda LAPAN, telah dikembangkan muatan pengukur atmosfer untuk roket sonda RSX-100 beserta metode pengujiannya yang terdiri dari pengujian sistem sensor dan jangkauan sistem telemetri, pengujian ketahanan muatan, pengujian pelepasan muatan dan pembukaan parasut, pengujian integrasi roket, dan peluncuran muatan pengukur atmosfer bersama RSX-100. Berdasarkan hasil pengujian, sistem telemetri dengan *link margin* sebesar 50,76 dB untuk jangkauan 8 km telah berhasil mengirimkan data sensor tekanan dan GPS hingga ketinggian 11 km. Frekuensi natural muatan yang sebesar 80 Hz sangat aman terhadap munculnya resonansi dengan frekuensi natural roket. Muatan juga telah teruji ketahanannya terhadap getaran, hentakan, dan percepatan yang diperkirakan akan terjadi saat roket terbang. Sistem pelepasan muatan dan pembukaan parasut juga telah teruji mampu mengeluarkan parasut dan muatan dari dalam tabung roket dengan waktu yang dibutuhkan oleh parasut dan muatan untuk keluaran dari tabung setelah proses separasi roket adalah sekitar 5 detik atau tinggi

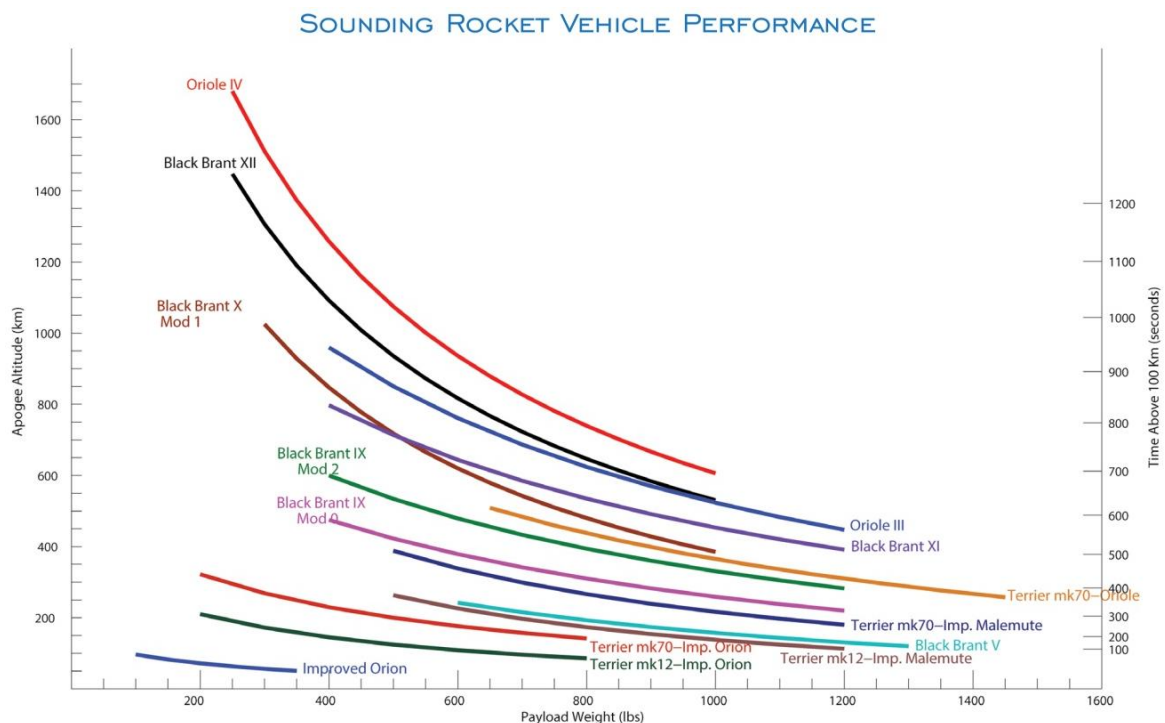
jatuh sekitar 30 meter. Kecepatan turun parasut membawa muatan diperkirakan sekitar 5 hingga 6 m/s. Sedangkan lama waktu *lock* kembali GPS setelah keluar dari tabung roket adalah 5 detik. Dari hasil uji terbang bersama RSX-100 dengan lama terbang 60 detik, muatan tidak berhasil keluar dari tabung karena roket gagal separasi sehingga hasil pengukuran adalah data kondisi di dalam roket. Data yang berhasil direkam menunjukkan *apogee* setinggi 5622 m.

Kata kunci: *Roket sonda, RSX-100, Muatan pengukur atmosfer, Metode pengujian.*

1 PENDAHULUAN

LAPAN mempunyai program jangka panjang pengembangan roket pengorbit satelit yang terdiri dari tiga tahap besar, yaitu pengembangan roket sonda, pengembangan roket pengorbit satelit orbit rendah, dan pengembangan roket pengorbit satelit orbit tinggi. Saat ini tahapan yang sedang dikerjakan adalah pengembangan roket sonda yang mempunyai misi selain pengembangan teknologi roket juga penelitian atmosfer dan antariksa serta kalibrasi data satelit.

Dua raksasa pengembang teknologi antariksa, NASA dan ESA, juga mempunyai program rutin tahunan peluncuran roket sonda, walaupun teknologi roket pengorbit satelitnya terancang saat ini, untuk misi penelitian dan kalibrasi data satelit. Program roket sonda NASA yang telah berhasil dilakukan selama 2013 ditunjukkan pada Gambar 1-1 (NASA, 2013). Hasil ini dapat menjadi acuan program pengembangan teknologi roket sonda LAPAN.



Gambar 1-1: Program roket sonda NASA 2013 (NASA, 2013)

Ciri khas roket sonda adalah adanya muatan untuk pengukuran dan penelitian atmosfer yang akan dilepaskan oleh roket setelah mencapai ketinggian maksimum. Muatan yang telah dilepaskan akan turun perlahan menggunakan parasut. Dalam penelitian ini, pengembangan muatan untuk roket sonda skala kecil dilakukan dengan wahana roket RX-100. Roket sonda ini disebut RSX-100. Parameter atmosfer yang diukur oleh muatan ini adalah tekanan, temperatur, dan kelembapan udara serta data posisi lintang, bujur, dan ketinggian dari *Global Positioning System* (GPS). Pengukuran ini dilakukan oleh muatan setelah terlepas dari dalam tabung roket dan turun ke bawah menggunakan parasut. Seluruh bagian roket dibuat oleh Pusat Teknologi Roket

(Pustekroket), sedangkan muatan pengukur parameter atmosfernya oleh Pusat Sains dan Teknologi Atmosfer (PSTA).

Permasalahan dalam kegiatan ini adalah bagaimana mengembangkan sistem sensor yang mampu mengukur tekanan, temperatur, dan kelembapan udara di ketinggian yang dijangkau oleh RSX-100, sistem telemetri muatan untuk mengirim data ke sistem penerima di ruas bumi, konstruksi muatan yang tahan terhadap getaran, hentakan, dan percepatan, serta sistem separasi untuk melepaskan muatan beserta parasutnya dari dalam tabung roket saat terbang. Untuk itu perlu dikembangkan muatan roket yang sesuai dengan karakteristik dan kemampuan terbang roket RSX-100. Salah satu yang perlu dilakukan adalah pengembangan metode pengujian muatan roket sonda. Pengembangan ini meliputi pengujian kemampuan sensor dan jangkauan telekomunikasi sistem telemetri, pengujian ketahanan terhadap getaran, hentakan, dan percepatan, serta pengujian kemampuan sistem separasi untuk melepaskan muatan beserta parasutnya dari dalam tabung roket saat terbang. Dengan menggunakan metode pengujian ini diharapkan dapat dihasilkan muatan roket sonda yang handal.

2 ROKET SONDA RSX-100

RSX-100 merupakan roket sonda yang berbasis roket RX-100. Roket ini mempunyai diameter 100 mm, panjang 195 mm, serta jangkauan vertikal dan horisontal untuk elevasi 70° berturut turut adalah 6,83 km dan 8,77 km (Satrya dan Simorangkir, 2013). Roket ini mampu membawa muatan hingga 6 kg dengan akselerasi sekitar 10 g dan waktu tempuh untuk mencapai ketinggian maksimum (*apogee*) 6 detik. Bentuk roket RX-100 dan variannya ditunjukkan pada Gambar 2-1 (LAPAN, 2009).



Gambar 2-1: Roket RX-100 dan variannya (LAPAN, 2009)

Roket sonda ini tersusun dari lima komponen, yaitu *nosecone*, muatan pengukur atmosfer, sistem separasi roket, muatan sistem kendali, dan motor roket. Sistem separasi berfungsi untuk memisahkan roket bagian atas dengan bagian bawah sehingga muatan pengukur atmosfer dapat keluar dari dalam tubuh roket. Cara kerja

roket sonda ini adalah dengan menerbangkan muatan hingga ketinggian maksimumnya, yaitu sekitar 8 km dengan elevasi mendekati 90°, kemudian mengeluarkan muatan tersebut beserta parasutnya dari dalam tubuh roket. Setelah lepas dari dalam tubuh roket, muatan akan turun perlahan menggunakan parasut (*dropsonde*) dengan kecepatan turun sekitar 4 m/s sambil melakukan pengukuran parameter-parameter atmosfer.

3 PENGEMBANGAN MUATAN PENGUKUR ATMOSFER

Muatan pengukur atmosfer pada roket sonda RSX-100 berfungsi melakukan pengukuran beberapa parameter atmosfer, yaitu tekanan, temperatur, dan kelembapan udara. Berdasarkan perkiraan ketinggian maksimum yang dijangkau roket adalah sekitar 8 km untuk sudut elevasi terbang mendekati 90°, maka sistem sensor muatan harus mampu mengukur tekanan udara dengan kisaran 350 sampai 1013 mbar, temperatur udara dengan kisaran -25 sampai 40 °C, dan kelembapan udara dengan kisaran 0 sampai 100 % (Awaludin dkk., 2013). Sementara akurasi yang dibutuhkan untuk pengukuran parameter-parameter tersebut berturut-turut adalah ±1 mbar, ±0,5 °C, dan ±5 % (WMO, 1996). Waktu tanggap sensor temperatur yang dibutuhkan dengan mengacu pada Radiosonda RS80 Vaisala adalah 2,5 detik dan untuk sensor kelembapan 1 detik (Vaisala). Tabel 3-1 menunjukkan rentang nilai dari sensor tekanan, temperatur, dan kelembapan yang digunakan berdasarkan kriteria tersebut. Sensor kelembapan yang digunakan dalam penelitian ini mempunyai waktu tanggap yang masih jauh dibandingkan standar waktu tanggap sensor kelembapan yang ditentukan WMO. Hal ini disebabkan oleh keterbatasan sensor yang ada di pasaran lokal.

Untuk pendefinisian titik pengukuran, muatan juga dilengkapi dengan penerima GPS yang memberikan informasi waktu, posisi lintang dan bujur, serta ketinggian. Selain itu, dinding muatan diberi beberapa lubang untuk memperlancar sirkulasi udara dari luar ke dalam ruang sensor dan sebaliknya, karena sensor yang dipasang di dalam muatan.

Tabel 3-1: SENSOR-SENSOR DALAM MUATAN PENGUKUR ATMOSFER

Jenis Sensor	Kisaran ukur	Akurasi	Waktu tanggap
Sensor Tekanan MPX4115AP	150 to 1150 mbar	±0,7 mbar	1 ms
Sensor Temperatur DS18B20	-55°C to +125°C	±0,5 °C	≤ 750 ms
Sensor Kelembapan SHT11	0 – 100 %	±3 %	8 detik
Penerima GPS uBlox GPS	0 – 12 km dpl	2,5 m	1 detik

Untuk mengirimkan data dari muatan ke sistem penerima di ruas bumi, sistem telemetri radio dibangun menggunakan frekuensi 433 MHz. Berbeda dengan radiosonda umumnya yang menggunakan frekuensi 400–406 MHz atau 1675–1700 MHz sesuai standar ITU. Penggunaan frekuensi 433 MHz hanya berdasarkan ketersediaan radio komunikasi data di pasaran lokal. Radio pemancar yang digunakan pada muatan ini adalah modul radio seri YS-C30K yang mempunyai daya 30 dBm dengan *gain* antenna 3 dBi tanpa kabel penghubung antara radio dengan antenna. Pada sistem penerima juga digunakan radio sejenis, sehingga dengan jarak maksimum 8 km, dapat dihitung besarnya *free space loss* menggunakan persamaan 3-1 (dari Butler, 2013) sebesar -103,24 dB. Apabila semuanya dijumlahkan akan didapatkan daya sinyal

yang diharapkan diterima oleh radio penerima untuk jarak 8 km sebesar -67,24 dBm. Dengan sensitivitas penerimaan radio penerima sebesar -118 dBm, diperoleh *link margin* sebesar 50,76 dB, suatu nilai yang sangat besar dari syarat minimum 10 dB (Butler, 2013), sehingga dapat memberikan presentasi keberhasilan pengiriman data sangat besar meskipun terdapat kehilangan daya transmisi dan propagasi.

$$L_{FS} = 92,45 + 20\log f_{GHz} + 20\log D_{km}(dB) \quad (3-1)$$

Dalam pembuatan muatan roket sonda juga dipertimbangkan faktor getaran, hantakan, dan akselerasi yang muncul saat roket terbang yang dapat menyebabkan terjadinya kerusakan pada muatan. Untuk menghilangkan pengaruh faktor-faktor tersebut, maka dipasang peredam berupa *silicon rubber* pada ujung atas dan bawah dudukan muatan. Spesifikasi lengkap muatan pengukur atmosfer ditunjukkan pada Tabel 3-2. Bentuk muatan yang telah dibuat ditunjukkan pada Gambar 3-1.



Gambar 3-1: Muatan pengukur atmosfer (kiri atas) dan bagian dalamnya (kanan). Sistem penerima data yang terhubung ke laptop (kiri bawah)

Tabel 3-1: SPESIFIKASI MUATAN ATMOSFER UNTUK ROKET SONDA

Komponen	Spesifikasi
Dimensi Muatan	
Diameter	98 mm
Panjang	155 mm
Berat (termasuk parasut)	1500 gram
Bahan Muatan	
Tubuh	Alumunium
Rangka	Alumunium
Pengecoran bagian dalam	Polyurethane
Catu daya	9 Volt battery
Transmitter	
Jenis Radio	YS-C30K
Modulasi	FSK
Frequensi	433 MHz
Daya	30 dBm
Baud rate	9600 bps
Antena	Whip 1/4λ
Diameter Parasut	3 m

4 METODE PENGUJIAN DAN HASILNYA

Pengujian terhadap muatan pengukur atmosfer memerlukan beberapa teknik pengujian tambahan yang berbeda dibandingkan pengujian terhadap muatan roket umumnya, terutama pengujian separasi muatan. Dalam penelitian ini dikembangkan metode pengujian muatan pengukur atmosfer yang terdiri dari lima tahap. Tahap pertama adalah uji sistem sensor sekaligus uji jangkauan sistem telemetri untuk pengukuran profil vertikal parameter atmosfer. Tahap kedua adalah uji ketahanan muatan meliputi uji vibrasi, *shock*, dan *G Force*. Tahap ketiga adalah uji pelepasan muatan dari dalam roket dan pembukaan parasut. Tahap keempat adalah uji integrasi dan fungsi seluruh komponen muatan roket sonda. Terakhir (tahap kelima) adalah uji terbang roket sonda.

4.1 Pengujian Sistem Sensor dan Jangkauan Telemetri

Pada pengujian ini, muatan diterbangkan menggunakan balon atmosfer. Pengujian ini untuk mensimulasikan pengukuran yang akan dilakukan muatan saat telah keluar dari tabung roket dan turun perlahan ke bumi. Muatan atmosfer dibawa oleh balon atmosfer hingga stratosfer sehingga terjadi perbedaan tekanan udara yang makin besar yang menyebabkan volume balon makin lama makin besar hingga meletus. Setelah balon meletus, muatan turun ke bawah menggunakan parasut dengan kecepatan sekitar 4 m/s. Untuk pengujian ini, yang telah dilakukan adalah pengujian sensor tekanan MPX4115AP, penerima GPS, dan radio.

4.2 Pengujian Ketahanan Muatan

Pada pengujian tahap kedua ini, dilakukan pengujian ketahanan muatan pengukur atmosfer yang meliputi uji vibrasi, uji *shock*, dan uji *G Force*. Pengujian vibrasi dilakukan dengan memberikan vibrasi pada muatan dengan frekuensi vibrasi 0 sampai 3 kHz dengan interval 5 Hz. Hal ini dimaksudkan untuk mendapatkan frekuensi natural muatan, yaitu frekuensi yang muatannya akan ikut bergetar saat dirangsang dengan frekuensi vibrasi yang sama dengan frekuensi natural. Frekuensi natural muatan tidak boleh sama dengan frekuensi natural roket RX-100 yang besarnya antara 480–500 Hz karena akan mengakibatkan resonansi. Pengujian *shock* dilakukan dengan memberikan *shock* menggunakan benda seberat 5 kg yang dijatuhkan dari ketinggian 0,5, 1, 1,5, dan 2 m berturut-turut. Pengujian ini untuk mensimulasikan hentakan-hentakan yang dialami muatan saat roket terbang.

Pengujian *G Force* merupakan simulasi pemberian gaya sentrifugal yang setara dengan gaya yang dihasilkan oleh percepatan sebesar 10 g. Hal ini dilakukan dengan memberikan perlakuan kecepatan putar sebesar 1500 rpm. Namun karena kendala teknis, alat uji hanya mampu memberikan kecepatan putar maksimum 187 rpm. Pengujian tahap kedua ini dilakukan di Pustekbang LAPAN Rumpin, Bogor. Dari hasil pengujian ini diketahui bahwa muatan mampu tetap mengirimkan data hasil pengukuran tanpa terjadi *error* pada ketiga pengujian tersebut.

4.3 Pengujian Pelepasan Muatan dan Pembukaan Parasut

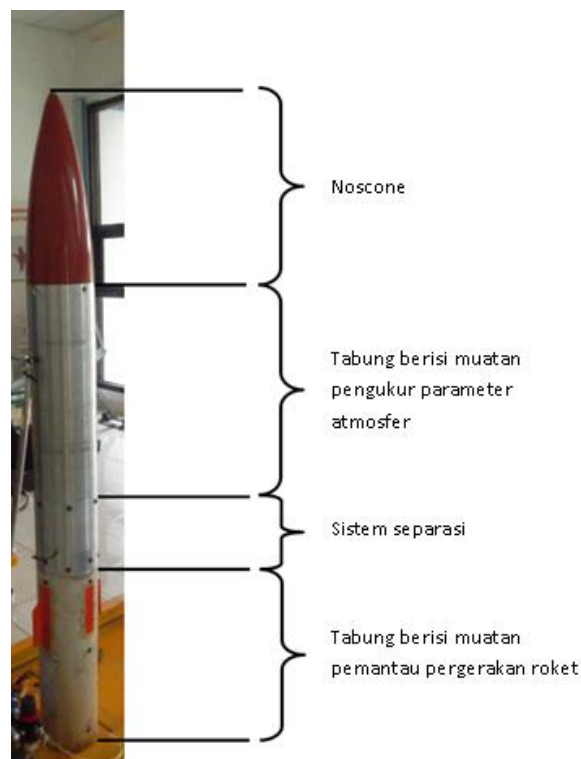
Pada pengujian tahap ketiga, dilakukan simulasi yang menyerupai peristiwa ketika terjadi separasi roket yang menyebabkan tabung muatan pengukur atmosfer terpisah dan jatuh, kemudian muatan beserta parasutnya keluar dari tabung dan turun perlahan. Pada tahap ini telah dilakukan pengujian pelepasan muatan pengukur atmosfer dari dalam roket dan pembukaan parasut menggunakan balon udara promosi yang mampu mengangkat beban hingga 13 kg. Dalam pengujian ini, bagian roket yang digunakan hanya dua tabung, yaitu tabung berisi muatan pengukur atmosfer dan parasut, serta tabung berisi sistem separasi roket yang menggunakan teknik *Pyro*.

Tabung sistem separasi diikat dengan simpul mati ke balon, sedangkan tabung muatan hanya digantungkan ke tali balon yang ujungnya dijepit oleh persambungan kedua tabung menggunakan mekanik sistem separasi. Parasut muatan atmosfer diikat tanpa simpul mati menggunakan tali yang ujung lain tali tersebut diikat dengan simpul mati ke sistem separasi.

Pengujian ini dilakukan dengan menggantungkan roket ke balon menggunakan tali pada ketinggian sekitar 75 m. Separasi roket kemudian diaktifkan menggunakan *remote control* yang dijalankan operator dari bawah. Begitu separasi roket berhasil dilakukan, tabung muatan akan terpisah dengan tabung sistem separasi sehingga tali penggantung tabung muatan akan terbuka. Hal ini menyebabkan tabung muatan terlepas dan jatuh ke bawah. Saat tabung muatan mulai jatuh, tali pengikat parasut akan menarik parasut keluar, dan karena tali pengikat tersebut tidak menggunakan simpul mati, maka parasut dapat jatuh turun dan mengembang. Parasut yang mengembang tersebut akan menarik muatan dari dalam tabungnya yang meluncur jatuh ke bawah. Setelah muatan terlepas dari dalam tabungnya, parasut membawa muatan turun dengan perlahan.

4.4 Pengujian Integrasi Roket

Dalam integrasi ini, seperti terlihat pada Gambar 4-1, muatan atmosfer dan muatan kendali telah dimasukkan ke dalam tabung roket.



Gambar 4-1: Integrasi komponen-komponen roket RSX-100 tanpa motor roket

Setelah komponen-komponen roket diintegrasikan, uji sistem separasi, uji sistem telemetri, dan uji kecepatan *lock* GPS dilakukan. Uji sistem separasi berbasis *timer*. Uji sistem separasi ini dilakukan untuk menguji kemampuan sistem separasi dalam mengunci dua bagian roket, yaitu tabung muatan pengukur parameter atmosfer dengan tabung sistem separasi. Hasil uji ini penting untuk mengetahui kekuatan persambungan bagian roket dan kemampuan separasi roket dalam melepaskan muatan pengukur parameter atmosfer. Dalam uji sistem telemetri, kedua muatan dinyalakan untuk mengamati apakah *nosecone* mengganggu transmisi sinyal muatan

atmosfer, apakah terjadi interferensi sinyal antara kedua muatan, dan apakah ada sensor yang tidak bekerja.

Maksud *lock* GPS adalah penerima GPS dapat berkomunikasi dengan satelit GPS dan mendapatkan data yang valid. Pengujian ini digunakan untuk menguji kecepatan *lock* GPS muatan pengukur parameter atmosfer. Prosedur pengujian ini dilakukan untuk mensimulasikan posisi muatan pengukur parameter atmosfer dan perlakuan terhadapnya pada saat uji terbang nanti. Prosedur ini terdiri dari 3 tahap, yaitu:

- Pertama, muatan diletakkan di luar tabung roket dan di luar gedung sampai GPS *lock*. Proses menunggu sampai GPS *lock* menentukan kecepatan *lock* penerima GPS. Hal ini mensimulasikan kondisi saat muatan atmosfer akan dimasukkan ke dalam roket sesaat sebelum terbang.
- Kedua, muatan yang telah *lock* GPSnya, dimasukkan ke dalam tabung roket dan diamati kondisi data GPSnya. Kondisi data yang seharusnya terjadi adalah data GPS tidak berubah (menunjukkan nilai data yang sama) selama muatan di dalam tabung roket. Hal ini menunjukkan bahwa penerima GPS muatan tidak dapat berkomunikasi dengan satelit GPS, namun karena sudah pernah *lock* maka dihasilkan data konstan. Hal ini mensimulasikan kondisi muatan atmosfer selama roket terbang.
- Ketiga, muatan atmosfer dikeluarkan dari dalam tabung roket dan diamati berapa lama waktu yang dibutuhkan oleh GPS muatan untuk dapat *lock* kembali. Waktu sekitar 5 detik ini sesuai target yang diinginkan. Hal ini mensimulasikan kondisi setelah muatan keluar dari tabung roket sesudah terjadi separasi roket.

4.5 Peluncuran Muatan Pengukur Atmosfer Bersama RSX-100

Kegiatan peluncuran roket sonda RSX-100 dilakukan di Pameungpeuk Garut pada 22 Agustus 2014 pukul 8 pagi. Kegiatan peluncuran ini terdiri dari empat tahapan, pertama adalah integrasi RSX-100, pemasangan sistem penerima muatan, peluncuran roket di *launching pad*, dan pemantauan data hasil pengukuran muatan-muatan roket di sistem penerima.

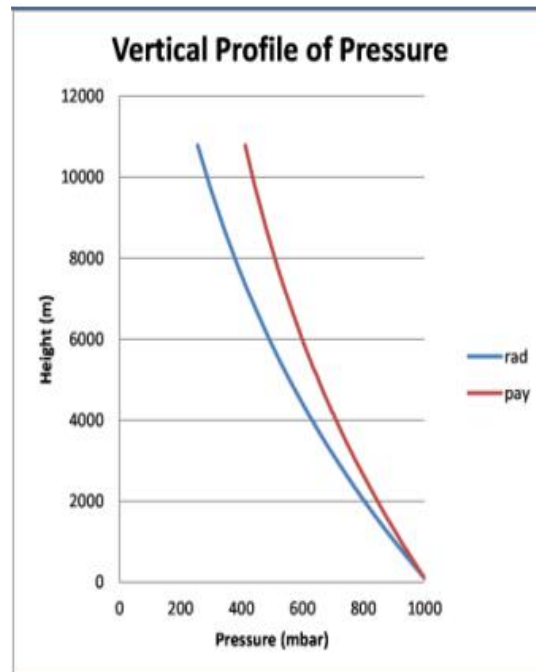
5 HASIL DAN PEMBAHASAN

Pada hasil pengujian sistem sensor dan telemetri, seperti ditunjukkan dalam Gambar 5-1, radio dan penerima GPS pada muatan telah berfungsi dengan baik. Sistem telemetri dengan *link margin* 50,76 dB untuk jangkauan 8 km telah berhasil mengirimkan data sensor tekanan dan GPS hingga ketinggian 11 km. Penerima GPS juga mampu memberikan informasi posisi ketinggian hingga 11 km sesuai dengan harapan. Sementara data sensor tekanan yang dihasilkan, pada awalnya mempunyai nilai yang sama dengan data radiosonda, namun seiring dengan bertambahnya ketinggian, respon sensor terhadap perubahan tekanan lebih lambat daripada sensor radiosonda. Hal ini kemungkinan disebabkan pipa karet saluran udara sensor tidak terhubung dengan baik ke udara luar. Namun kedua grafik mempunyai pola yang sama.

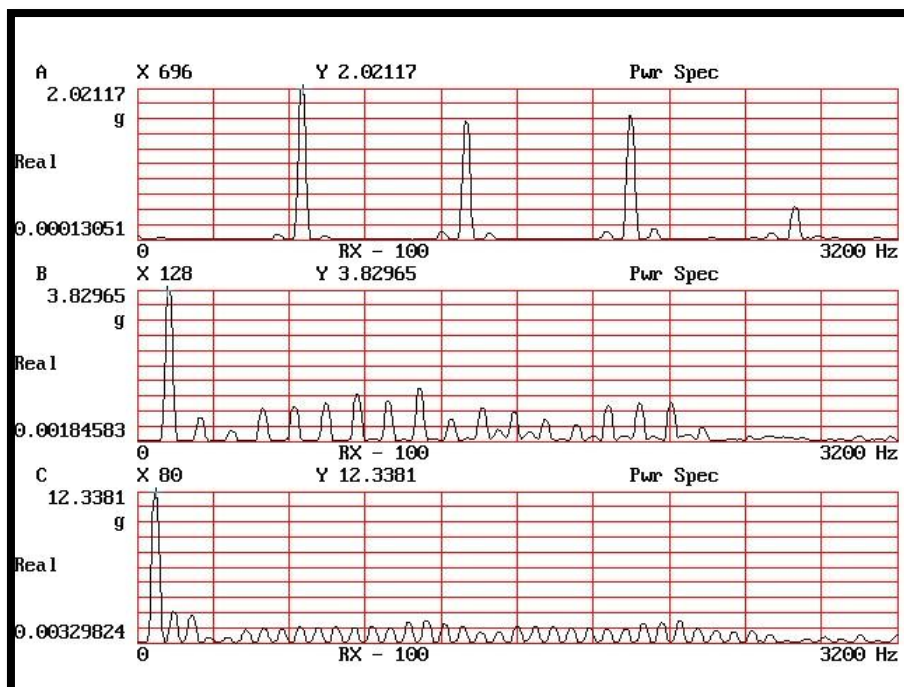
Dalam uji vibrasi, apabila frekuensi natural muatan sama dengan frekuensi natural, maka akan mengakibatkan timbulnya resonansi yang sangat berbahaya karena dapat merusak muatan. Untuk menghindari resonansi ini maka faktor *transmissibility* harus dipertimbangkan, yaitu rasio antara pergeseran dari getaran muatan dan pergeseran dari getaran roket. *Transmissibility* kurang dari satu, dikategorikan sebagai daerah isolasi, sedangkan apabila lebih besar dari satu, dikategorikan sebagai daerah penguatan seperti ditunjukkan pada Gambar 5-3

(Sutisno dan Adi, 2012). Bila nilainya adalah satu, maka akan terjadi resonansi. Oleh karena itu frekuensi natural muatan harus lebih kecil dari frekuensi natural roket.

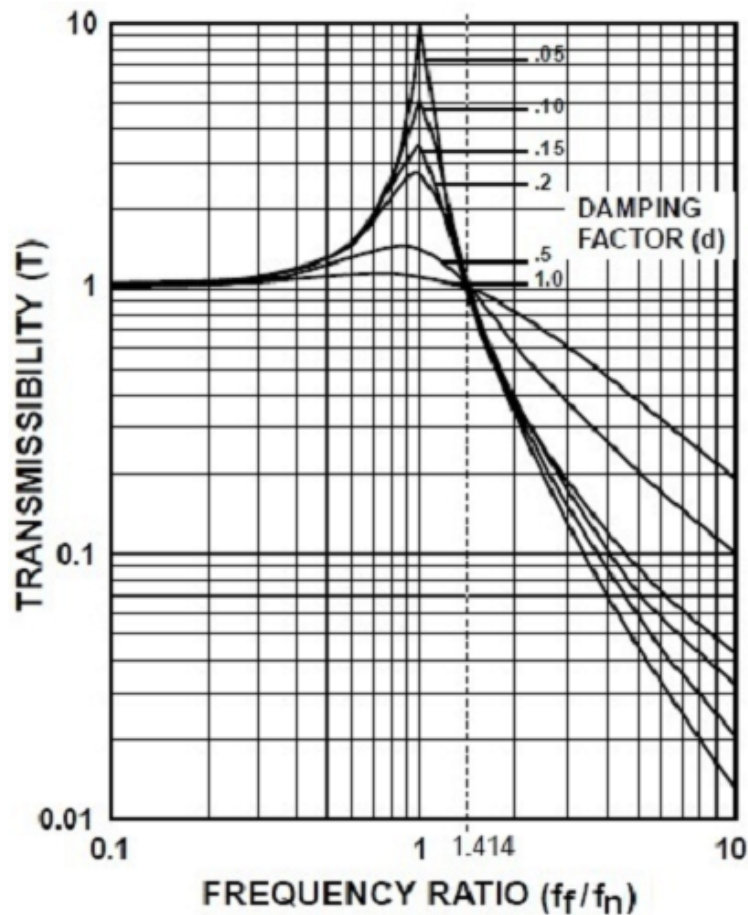
Grafik frekuensi natural muatan hasil uji vibrasi ditunjukkan pada Gambar 5-2. Dari Gambar 5-2 dapat diketahui bahwa frekuensi natural muatan adalah 80 Hz. Hal ini masih jauh di bawah frekuensi natural roket RX-100 yang berkisar 480-500 Hz, sehingga resonansi antara muatan dengan roket diperkirakan tidak akan terjadi. Selain itu dengan hasil tes yang menunjukkan tidak ada data rusak yang diterima oleh sistem penerima selama pengujian vibrasi, *shock*, dan *G force*, muatan diperkirakan telah mempunyai ketahanan terhadap getaran, vibrasi, dan percepatan yang akan timbul saat roket terbang.



Gambar 5-1: Hasil pengujian sensor tekanan MPX4115, penerima GPS, dan radio. Data tekanan sensor yang ditunjukkan oleh garis merah (*pay*) dibandingkan dengan data radiosonda Vaisala yang ditunjukkan oleh garis biru (*rad*)



Gambar 5-2: Hasil uji vibrasi didapatkan frekuensi natural muatan pengukur atmosfer 80 Hz



Gambar 5-3: Grafik *transmissibility* (dikutip dari Sutisno dan Adi, 2012)

Hasil pengujian sistem pelepasan muatan dan pembukaan parasut, menunjukkan bahwa teknik penarikan parasut menggunakan tali yang diikatkan ke parasut tanpa simpul mati telah berhasil menarik parasut keluar dari dalam tabung muatan dan kemudian mengembang. Muatan yang ada dalam tabung juga dapat diangkat keluar oleh parasut dengan lancar walaupun ada kekuatiran bahwa bahan dari tabung dan muatan yang sama-sama terbuat dari aluminium akan memberikan gaya gesek yang menghambat pengeluaran muatan. Hasil uji coba ini menunjukkan bahwa waktu yang dibutuhkan oleh parasut dan muatan untuk keluaran dari tabung setelah proses separasi roket adalah sekitar 5 detik atau tinggi jatuh sekitar 30 meter. Kecepatan turun parasut membawa muatan diperkirakan sekitar 5 sampai 6 m/s.

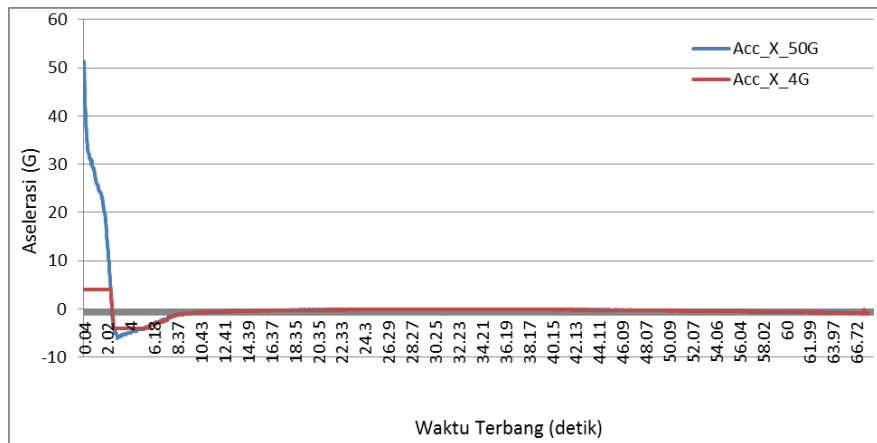
Pada pengujian integrasi komponen roket, hasil pengujian sistem separasi menunjukkan bahwa solenoid yang telah diisi udara menggunakan pompa, telah mampu menggerakkan mekanik sistem separasi yang berfungsi untuk menyambungkan dan mengunci antara tabung sistem separasi dengan tabung muatan atmosfer. Setelah *timer* bekerja selama waktu yang ditentukan, solenoid membuka mekanik sistem separasi sehingga kedua tabung tidak terkunci kembali dan dapat dilepas. Data yang didapatkan dari pengujian sistem telemetri hasil integrasi dapat dilihat pada Tabel 5-1. Sementara pada pengujian kecepatan *lock* GPS diketahui bahwa saat muatan diletakkan di luar tabung roket dan di luar gedung, kecepatan *lock* penerima GPS adalah sekitar 30 detik. Setelah muatan yang telah *lock* GPS-nya dimasukkan ke dalam tabung roket dan diamati kondisi data GPS-nya didapatkan kondisi data GPS tidak berubah (menunjukkan nilai data yang sama) selama di dalam tabung roket. Saat muatan atmosfer dikeluarkan dari dalam tabung roket, waktu yang dibutuhkan oleh penerima GPS muatan untuk dapat *lock* kembali adalah 5 detik.

Tabel 5-1: HASIL UJI SISTEM TELEMETRI PADA INTEGRASI ROKET

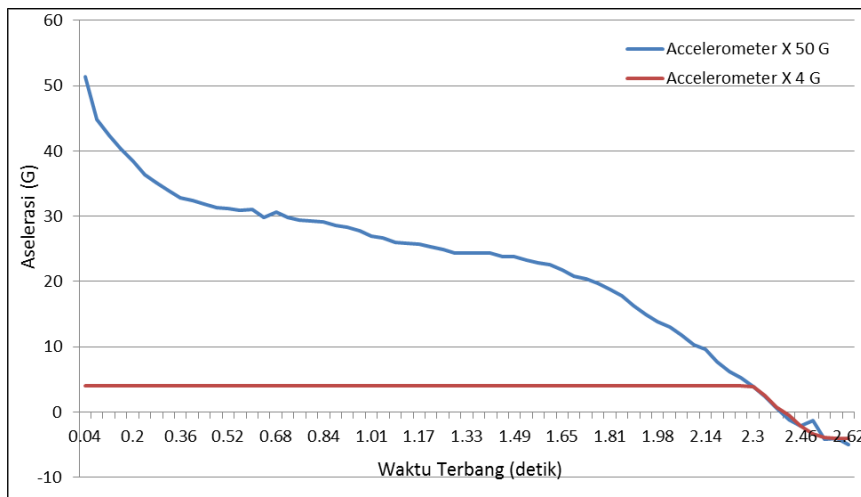
Jenis Muatan	Interferensi	Data Sensor
Muatan Pengukur Parameter Atmosfer	Telemetri dengan frekuensi 433 MHz tidak mengalami gangguan pada uji muatan. Telemetri juga tidak terganggu oleh <i>nosecone</i> .	Data sensor tekanan, temperatur, dan kelembaban diperoleh dengan baik dan lengkap pada uji muatan pertama dan kedua.
Muatan Pemantau Pergerakan Roket	Telemetri dengan frekuensi 900 MHz tidak mengalami gangguan	Data sensor <i>accelerometer</i> dan <i>gyroscope</i> diperoleh dengan baik dan lengkap.

Peluncuran RSX-100 pada 29 Agustus 2014 menghasilkan data pengukuran dari muatan pemantau pergerakan roket dan muatan pengukur parameter atmosfer.

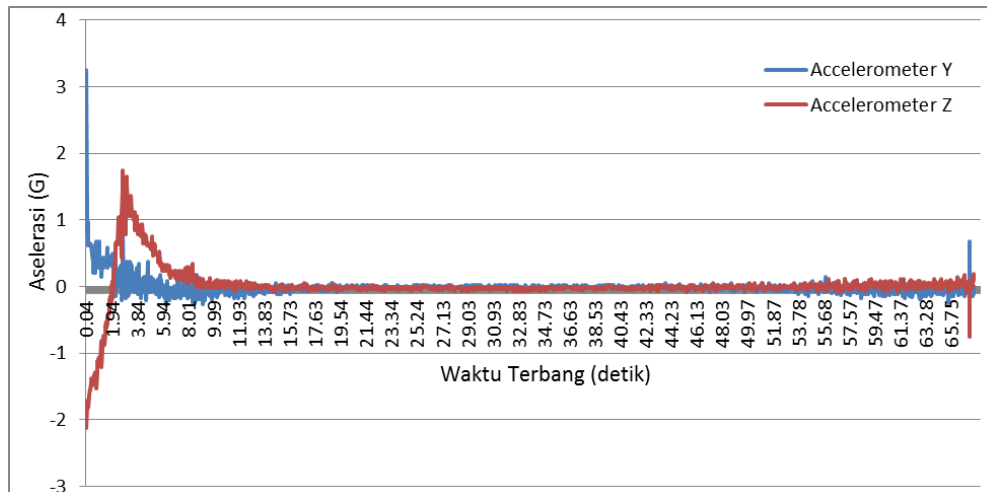
Dari data sensor *accelerometer* sumbu X pada Gambar 5-5 dapat terlihat roket mengalami percepatan hingga sebesar 51, 37 G saat awal *launch*, kemudian mengalami penurunan percepatan hingga *burning out* pada detik ke 2.42.

Gambar 5-5: Data *accelerometer* sumbu X

Sensor 4G *accelerometer* aksis X mengalami saturasi pada nilai 4G, dikarenakan percepatan pada aksis tersebut telah melebihi dari batas maksimal pembacaan sensor. Dari situ dapat dilihat pembandingnya pada data sensor *accelerometer* 50G. Dari data sensor ini dapat dilihat total waktu terbang roket (*flight time*) adalah 68.17 detik. Untuk memperjelas nilai akselerasi sumbu X saat *burning time*, dapat dilihat pada Gambar 5-6.

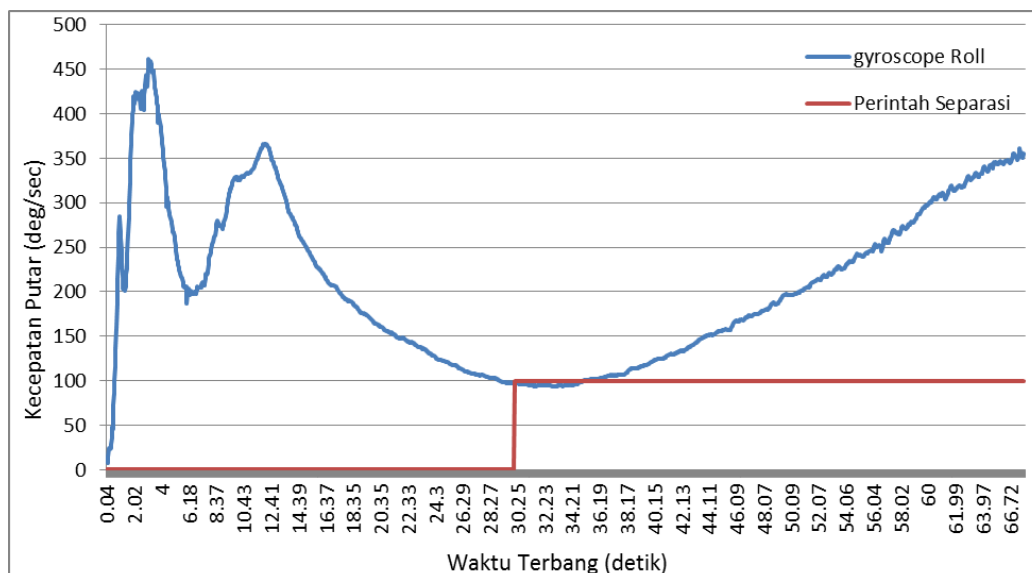
Gambar 5-6: Nilai akselerasi sumbu X saat *burning time*

Dari data sensor *accelerometer* sumbu Y dan Z dalam Gambar 5-7 terlihat terjadi akselerasi pada arah Y sebesar 0.96 G dan Z sebesar -1.78 G saat awal terbang, kemudian menurun ke arah 0 G untuk aksis Y, yang menunjukkan setelah *burning out*, roket tidak mengalami gangguan arah sumbu Y. Untuk sumbu Z, saat *burning out* akselerasi masih terjadi dengan besar hingga 1,75 G, namun kemudian menurun dan mendekati nilai 0 G. Dari data ini dapat dilihat selama roket *cruise* tidak terjadi akselerasi yang ekstrim pada arah sumbu Y dan Z, sehingga dapat disimpulkan bahwa roket terbang secara balistik normal, tidak terjadi gangguan.

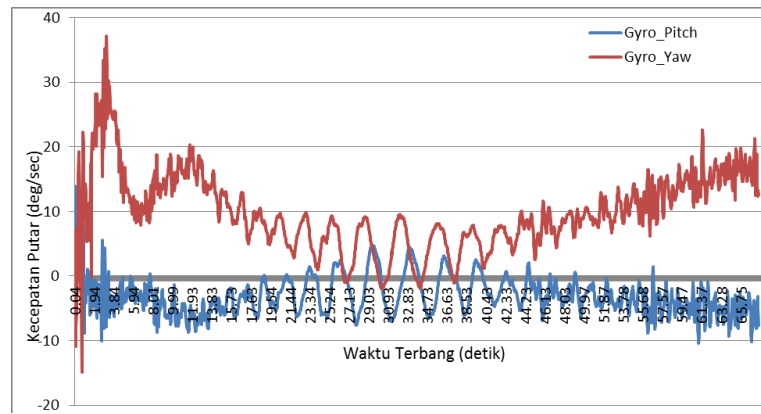


Gambar 5-7: Data sensor *accelerometer* sumbu Y dan Z

Dari data grafik sensor *gyroscope* sumbu *roll* dalam Gambar 5-8 dapat dilihat roket mengalami *spin* dengan kecepatan putar yang semakin meningkat saat motor roket mulai menyala hingga sebesar 461,4° per detik saat *burning out*. Kemudian kecepatan putar melambat hingga 2004° per detik pada detik ke 5,8, namun kembali meningkat hingga 361,2° per detik pada detik ke 11,69. Dari detik ini kecepatan putar kembali menurun hingga pada posisi *apogee* (kemungkinan terjadi pada sekitar detik ke 32). Setelah melewati posisi *apogee*, kecepatan putar roket kembali berangsur-angsur meningkat, yang kemungkinan disebabkan oleh kecepatan roket yang semakin meningkat karena arah terbang mulai menurun.



Gambar 5-8: Data *gyroscope* sumbu *roll* dan data sinyal separasi

Gambar 5-9: Data *gyroscope* sumbu *pitch* dan *yaw*

Dari data sensor *gyroscope* sumbu *pitch* dan *yaw* seperti ditunjukkan dalam Gambar 5-9, dapat dilihat gerakan sinusoidal roket pada sumbu *pitch* dan *yaw* namun dengan kecepatan putar yang kecil, di bawah 10 derajat per detik. Ini menunjukkan kemungkinan roket terbang balistik normal, dengan sedikit gerakan *tumbling* hingga roket terjatuh.

Perintah separasi yang diprogram pada detik ke 30 telah berhasil dikeluarkan oleh sistem prosesor ke sistem pneumatik ditunjukkan dalam Gambar 5-8, namun dari data sensor *accelerometer* dan data sensor *gyroscope* ini tidak terlihat ada perubahan orientasi yang ekstrim pada roket. Dengan demikian, dapat disimpulkan bahwa tidak terjadi separasi pada roket, sehingga muatan pengukur parameter atmosfer tidak terpisah dari motor roket.

Data muatan pengukur parameter atmosfer saat peluncuran RSX-100 ditunjukkan dalam Tabel 5-2. Interval data adalah 5 detik, sehingga data dapat dicatatkan waktunya dari awal hingga akhir terbang roket, seperti ditunjukkan dalam kolom detik. Lama terbang roket adalah sekitar 60 detik. Dari data peluncuran diketahui bahwa GPS tidak dapat *lock* kembali karena posisinya tertutup tabung roket dan tabung muatan sehingga data lintang, bujur, waktu, dan ketinggian GPS tidak berubah sama sekali.

Tabel 5-2: DATA MUATAN PENGUKUR PARAMETER ATMOSFER PSTA SAAT PELUNCURAN RSX-100

Detik	Lintang	Bujur	Waktu	Ketinggian GPS (m)	Ketinggian Press (m)	T (C)	RH (%)	Tekanan (mbar)
	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	21.5	33.80	58.24	1010.7
0	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	214.8	33.82	58.34	987.7
5	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	2614.8	33.82	54.5	736.0
10	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	3849.6	33.88	57.97	628.6
15	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	4753.9	33.86	56.75	558.2
20	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	5326.5	33.86	55.05	517.0
25	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	5610.8	33.86	53.70	497.5
30	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	5622.9	33.89	40.89	496.7
35	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	5377.2	33.91	32.72	513.5
40	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	4885.7	33.94	26.98	548.5
45	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	4164.7	33.98	24.62	603.3
50	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	3247.1	34.03	28.38	679.3
55	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	2159.8	34.09	44.01	779.3
60	-7.65792	107.6898	00:34:03	21.60	943.0	34.17	56.58	905.0

Berdasarkan data *altitude pressure* hasil konversi data tekanan menjadi ketinggian diketahui bahwa *apogee* atau jangkauan ketinggian maksimum roket adalah sekitar 5622 m. Namun data ini masih belum dapat dikatakan valid karena pengukuran tekanan udaranya dilakukan dalam tabung roket saat terbang, sehingga tekanan udara di sekitar roket yang terukur, baik di dalam maupun di luar tabung roket, berbeda dengan tekanan udara sesungguhnya.

Data sensor temperatur yang tidak berubah menunjukkan bahwa muatan roket masih berada dalam tabung roket selama peluncuran. Hal ini berbeda dengan data standar profil vertikal temperatur yang berubah dari sekitar -25 hingga 30 °C untuk ketinggian 5622 m hingga permukaan tanah. Dengan demikian dapat disimpulkan bahwa separasi tabung roket tidak berhasil dilakukan.

6 KESIMPULAN

Muatan pengukur atmosfer untuk roket sonda RSX-100 beserta metode pengujiannya yang terdiri dari pengujian sistem sensor dan jangkauan sistem telemetri, pengujian vibrasi, *shock*, dan *G force*, serta pengujian pelepasan muatan dan pembukaan parasut. Berdasarkan hasil pengujian, sistem telemetri dengan *link margin* sebesar 50,76 dB untuk jarak 8 km telah mampu mengirimkan data dari muatan ke sistem penerima dengan baik hingga 11 km. Frekuensi natural muatan yang sebesar 80 Hz sangat aman terhadap munculnya resonansi dengan frekuensi natural roket. Muatan juga telah teruji ketahanannya terhadap getaran, hentakan, dan percepatan yang diperkirakan akan terjadi saat roket terbang. Sistem pelepasan muatan dan pembukaan parasut juga telah teruji mampu mengeluarkan parasut dan muatan dengan waktu yang dibutuhkan oleh parasut dan muatan untuk keluaran dari tabung setelah proses separasi roket adalah sekitar 5 detik atau tinggi jatuh sekitar 30 meter. Kecepatan turun parasut membawa muatan diperkirakan sekitar 5 sampai 6 m/s. Sedangkan lama waktu *lock* kembali GPS setelah keluar dari tabung roket adalah 5 detik. Dari hasil uji terbang bersama RSX-100 dengan lama terbang 60 detik, muatan tidak berhasil keluar dari tabung karena roket gagal separasi sehingga hasil pengukuran adalah data kondisi di dalam roket. Data yang berhasil direkam menunjukkan *apogee* setinggi 5622m

UCAPAN TERIMA KASIH

Penulis mengucapkan terima kasih kepada Drs. Afif Budiyo, MT, Dr. Rika Andiarti, Lilis Mariani, MT dan Herma Yudhi, MT yang telah memberikan banyak masukan terhadap penelitian ini. Terima kasih juga kami sampaikan kepada Rudi Komarudin dan Heri Suherman yang telah banyak membantu dalam penyiapan proses pengujian.

DAFTAR RUJUKAN

- Awaludin, A., Halimurrahman, Sunarya, R. Rahayu, SA., 2013. *Desain Roket Sonda Eksperimen Berbasis Roket Rx-100 Untuk Pengukuran Profil Vertikal Parameter Atmosfer*, Prosiding Seminar Sains Atmosfer 2013.
- Butler, J., 2013. *Wireless Networking in the Developing World third edition*. The WNDW Project.
- LAPAN, 2009. *Annual Report 2009 Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional*, [http:// www.lapan.go.id](http://www.lapan.go.id). Diakses Oktober 2013.
- NASA, 2013. *NASA Sounding Rockets Annual Report 2013*, [http:// sites.wff.nasa.gov/ code810/ files/Annual_Report_2010_web.pdf](http://sites.wff.nasa.gov/code810/files/Annual_Report_2010_web.pdf).
- Satrya, E. dan Simorangkir, H., 2013. *Kajian Tentang Rancangan Motor Roket Rx100 Menggunakan Pendekatan Gaya Dorong Optimal*, Jurnal Matematika dan Statistik, Vol 13, No 1, 63 – 69.

Sutisno dan Adi, AP., 2012. *Vibration Disturbance Damping System Design to Protect Payload of the Rocket*, Mechatronics, Electrical Power, and Vehicular Technology. Vol 3., 111-116.

Vaisala. *RS80 Radiosondes*. <http://www.vaisala.com>

World Meteorological Organization, 1996. *Guide to Meteorological Instruments and Methods of Observation*, Edisi 6. Publikasi No. 8. Geneva.

