

REKAYASA SISTEM PADA PERANCANGAN SPACE SIMULATION CHAMBER UNTUK SATELIT LAPAN (SYSTEM ENGINEERING OF SPACE SIMULATION CHAMBER DESIGN FOR LAPAN SATELLITE)

Widodo Slamet dan Bina Pratomo
Pusat Teknologi Satelit
Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional
Jl. Cagak Satelit KM. 04 Rancabungur Bogor
e-mail: wid_slamet@yahoo.com

RINGKASAN

Space Simulation Chamber (SSCh) mutlak harus dimiliki oleh sebuah institusi penelitian satelit. Dengan adanya SSCh ini maka penelitian satelit akan lebih maksimal dan memperluas variasi penelitian. Perancangan SSCh memerlukan koordinasi dari berbagai bidang ilmu dan instrumen. Koordinasi ini disebut sebagai *system engineering*. Hasil dari *system engineering* ini adalah sebuah rancangan yang siap untuk dijadikan *blue print* yang akan digunakan sebagai dasar pembuatan SSCh. Rancangan hasil dari *system engineering* berupa *chamber* yang mampu digunakan untuk uji lingkungan antariksa dengan berbagai ukuran hingga *small satellite*. Tujuan tulisan ini adalah bagaimana mengorganisasikan pengetahuan yang beragam serta instrumen yang begitu banyak dan rumit menjadi tersistem serta mudah dipelajari dan dihubungkan satu dengan lainnya. Selain itu rekayasa sistem juga mengoordinasikan kerja perancangan antar bagian-bagian sistem ke dalam sub sistem yang beragam.

1 PENDAHULUAN

Pengujian satelit memerlukan biaya yang sangat besar jika dilakukan di luar negeri, begitupun jika dilakukan di instansi luar LAPAN. Oleh sebab itu pengujian satelit sebaiknya dilakukan di LAPAN. Pengembangan SSCh memiliki potensi untuk memaksimalkan penguasaan teknologi satelit dan mendiversifikasi lingkup proyek penelitian satelit. Selain itu, pengujian bisa digunakan untuk mengurangi resiko kegagalan operasional sebuah satelit.

SSCh merupakan alat untuk menguji satelit secara lengkap. Alat ini merupakan simulasi dari kondisi lingkungan antariksa yang sangat ekstrem. Kondisi ekstrem berupa tekanan udara yang sangat rendah mendekati vakum, dan suhu yang sangat tinggi hingga suhu yang sangat rendah

yang diterima oleh satelit. Juga adanya berbagai radiasi yang tidak ada di bumi.

Alat uji harus dirancang sedemikian rupa sehingga mampu menguji satelit dengan berbagai ukuran dan kondisi orbit. Alat ini juga mensimulasikan kondisi lingkungan antariksa. Selain pengetahuan tentang kondisi lingkungan antariksa diperlukan pula rekayasa sistem perancangan agar perancangan menghasilkan rancangan yang bisa diwujudkan melalui manufaktur semua pihak.

Masalah utama dalam merancang SSCh adalah kondisi lingkungan antariksa yang didominasi oleh kevakuman, temperatur ekstrem dan adanya radiasi (Martin dan Craig, 2011). Oleh karena itu alat uji ini harus mampu mensimulasikan kondisi tersebut. Sedangkan secara teknis, perancangan memerlukan pengorganisasian semua

multi disiplin ilmu yang berhubungan dengan instrumentasi SSCh beserta ilmu-ilmu yang mendukungnya (Mercer, 1968 dan Haskins, 2011). Pengorganisasian ini seringkali disebut sebagai *system engineering* (Loureiro, 1999).

2 METODOLOGI

Untuk merancang sebuah alat uji satelit yang berupa SSCh diperlukan metode yang mampu merangkum semua pengetahuan, yaitu kevakuman atau sistem vakum, sistem termal, instrumentasi dan kontrol, serta pasokan udara terintegrasi. Metode perancangan dalam rekayasa sistem didasarkan pada persyaratan-persyaratan yaitu adanya pemangku kepentingan, kebutuhan, lingkungan, dan kontrol atau kendali. Masing-masing persyaratan didefinisikan sebagai berikut:

a. Pemangku Kepentingan

Para pemangku kepentingan alat uji SSCh adalah lembaga penelitian antariksa, *Laboratorium Assembly, Integration, and Test (AIT)*, lembaga pendidikan, perusahaan pengembangan produk luar angkasa, dan organisasi militer (Bürger, 2014).

b. Kebutuhan

Para pemangku kepentingan membutuhkan sistem simulasi lingkungan antariksa yang mampu mensimulasikan tekanan udara yang rendah dan temperatur ekstrem, dan memiliki dimensi yang cukup untuk berbagai ukuran benda uji atau satelit. Dengan kata lain para pemangku kepentingan membutuhkan sistem yang dapat memenuhi persyaratan-persyaratan termal, vakum, dan radiasi untuk benda uji antariksa.

c. Ukuran (Dimensi)

Sistem simulasi lingkungan antariksa harus mampu merangkum *picosatellites, nanosatellites, Cubesats*, satelit kecil (*small satellite*) hingga satelit ukuran besar.

d. Lingkungan

Menurut Wilfried (2009), bahwa sistem harus menghasilkan lingkungan vakum tinggi (10^{-3} mbar hingga 10^{-7} mbar) dan harus menghasilkan suhu dari $-173,15^{\circ}$ C hingga $126,85^{\circ}$ C.

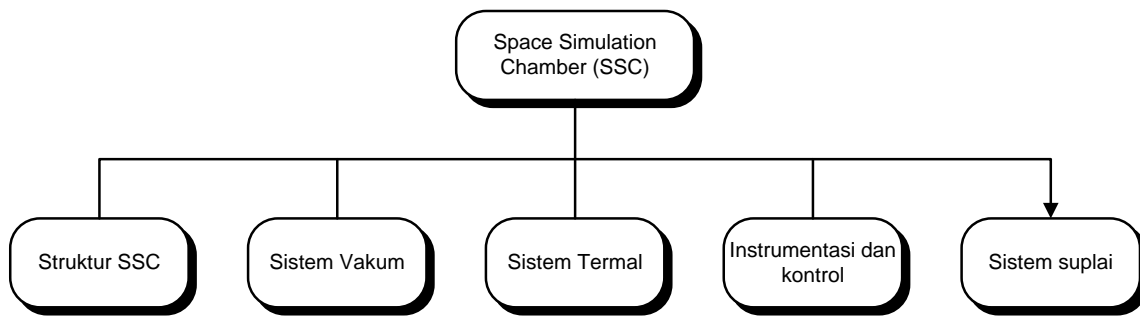
e. Kontrol

- Sistem harus memiliki sistem kontrol operasi;
- Sistem harus menyediakan cara untuk komunikasi antara spesimen dan eksterior ruang selama simulasi;
- Sistem harus menginformasikan tekanan dan suhu waktu nyata di dalam ruang;
- Sistem harus mengizinkan visualisasi ruang internal selama simulasi.

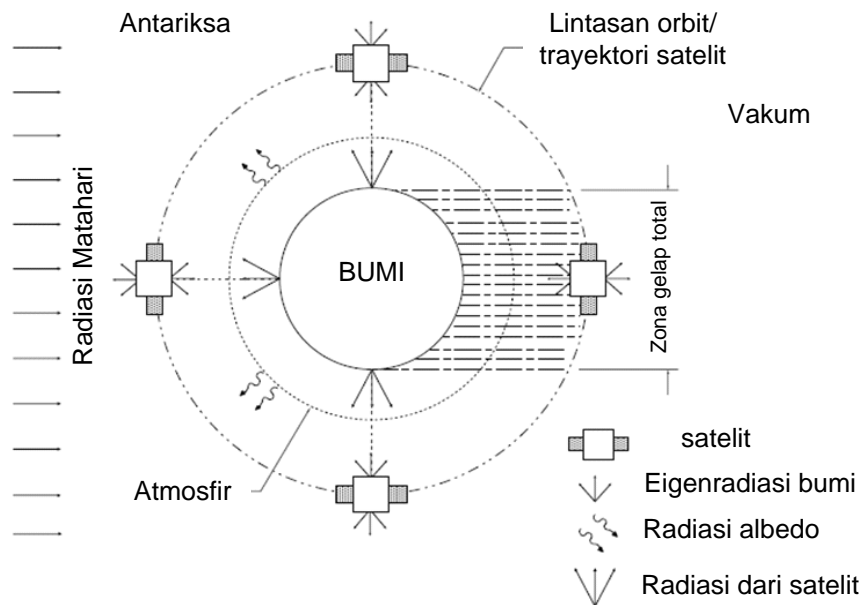
Melalui analisa persyaratan tersebut dibuatlah rancangan fisik yang mampu mengintegrasikan semua persyaratan sehingga dihasilkan rancangan SSCh yang bisa digunakan untuk menguji satelit dalam menghadapi lingkungan antariksa. Gambar 2-1. menjelaskan persyaratan-persyaratan yang dirangkai dalam SSCh.

2.1 Fungsi dan Rancang Bangun Space Simulation Chamber

Karakteristik utama lingkungan antariksa yang dialami oleh satelit yang mengorbit Bumi adalah: ruang hampa udara yang sangat tinggi, suhu dingin yang tak terhingga, radiasi matahari, kegelapan total, juga radiasi yang disebarkan bumi. Fenomena lingkungan antariksa ditunjukkan oleh Gambar 2-2 (Ley, *et al.*, 2009)



Gambar 2-1: Persyaratan-persyaratan yang dirangkai dalam membentuk *space simulation chamber*



Gambar 2-2: Fenomena Lingkungan Antariksa

Satelit di antariksa mengalami radiasi yang kuat ketika terpapar matahari. Ketika satelit berada di *penumbra* (tanpa sinar matahari) ia mengalami efek dingin yang kuat pada lingkungan antariksa. Kondisi yang dialami oleh satelit di antariksa ini harus diperhitungkan secara serius dengan mempertimbangkan keseimbangan antara panas internal satelit, energi radiasi yang diserap oleh satelit dan energi radiasi yang dipancarkan ke ruang angkasa oleh permukaan satelit. Menurut Wilfried (2009), fenomena lingkungan antariksa dijelaskan sebagai berikut:

a. Tekanan (udara)

Tekanan yang dialami oleh satelit bervariasi dari 1×10^{-3} mbar di dekat atmosfer bumi hingga 1×10^{-12} mbar di

antariksa. Dalam tekanan lebih dari 1×10^{-6} mbar, jalur bebas rata-rata molekuler sangat lebar, yang mampu mengurangi perpindahan panas dari radiasi matahari.

b. Radiasi (Matahari)

Radiasi matahari adalah fenomena energik intensitas tinggi, yang nilainya sekitar 1400 W/m^2 fluks panas di permukaan satelit. Penyerapan energi tersebut akan menghasilkan suhu yang sangat tinggi di dalam satelit, namun, hanya sebagian kecil dari panas yang diserap karena karakteristik lingkungan antariksa dan sifat permukaan fisik satelit.

c. Temperatur

Ruang antariksa mirip dengan benda hitam dengan disipasi yang tak

terbatas, di mana benda pasif mengalami suhu keseimbangan antara $-270,15^{\circ}\text{C}$ (3K) dan $-260,15^{\circ}\text{C}$ (4K). Konsep ini menyiratkan bahwa panas yang dipancarkan oleh satelit tidak akan kembali ke tempat yang sama.

d. Albedo dan Eigenradiasi Bumi

Albedo adalah sebagian kecil dari radiasi matahari yang dipantulkan oleh bumi atau bulan. Albedo yang mencapai satelit tergantung pada posisi dan jarak satelit dari bumi. Eigenradiasi adalah radiasi termal bumi, yang memungkinkan keseimbangan antara radiasi matahari yang diserap dan panas yang dihasilkan bumi. Albedo sekitar $0,48 \text{ kW/m}^2$, dan radiasi bumi sekitar $0,23 \text{ kW/m}^2$. Nilai-nilai yang dapat mengambil kedua bentuk radiasi tergantung pada posisi relatif satelit ke Bumi dan Matahari.

2.2 Simulasi Lingkungan Antariksa

Ruang vakum termal mensimulasikan kondisi lingkungan antariksa dengan jarak yang dekat, karena untuk menghasilkan suhu $-269,15^{\circ}\text{C}$ (4 K), tanpa reflektivitas apa pun seperti di antariksa, tidak akan pernah bisa dilakukan. Oleh karena itu, setelah menganalisis data antariksa dan juga analisis hukum Stefan Boltzmann, secara historis dipilih untuk menghasilkan suhu dari $-195,85^{\circ}\text{C}$ hingga $-173,15^{\circ}\text{C}$ (77,3 K hingga 100 K), dengan persentase kesalahan yang kecil untuk menilai satelit dalam suhu rendah, tanpa secara signifikan mempengaruhi studi keseimbangan termal. Karena alasan inilah maka ditetapkan penggunaan perpindahan panas permukaan yang menghasilkan suhu minimum $-173,15^{\circ}\text{C}$ (100 K) (Haeferr, 1972).

Studi keseimbangan termal dan analisis sangat penting untuk memastikan beban termal yang akan diterima satelit dari beberapa sumber radiasi di antariksa. Sumber radiasi ini ditransformasikan dalam suhu tinggi yang dialami oleh satelit sesuai dengan

posisinya di orbit dan karakteristik material-material yang digunakan. Beban termal dapat disimulasikan melalui simulator surya atau menggunakan perpindahan panas permukaan. Simulator matahari dapat menghasilkan beban termal mirip dengan matahari dengan menggunakan lampu inframerah intensitas tinggi, tetapi akan memerlukan biaya yang besar karena konsumsi daya yang tinggi. Oleh karena itu, biasanya diganti dengan perpindahan panas permukaan yang dapat menghasilkan suhu lebih besar dari $126,85^{\circ}\text{C}$ (400 K). Albedo dan Eigenradiasi tidak disimulasikan dalam ruang vakum termal karena nilainya menyebar dan tergantung pada posisi satelit relatif terhadap Bumi dan Matahari (Goethert, 1964 dan Gilmore, 2002).

Dengan adanya batasan-batasan ini, ruang-termal hanya mensimulasikan vakum antariksa dan siklus suhu, yang dialami oleh satelit karena paparan permukaannya dengan radiasi matahari. Perlu dicatat bahwa satelit dimodelkan secara matematis menggunakan perangkat lunak, yang menggunakan nilai tepat dari semua fenomena yang dialami di antariksa.

3 HASIL DAN PEMBAHASAN

Berdasarkan kriteria yang telah dijelaskan, untuk pemilihan struktur fisik ruang uji, dan persyaratan bahwa material SSCh harus memenuhi syarat untuk menciptakan fenomena lingkungan antariksa, maka menurut Harrison (2015), karakteristik vakum termal ditentukan lebih dulu sebelum dilakukan uji satelit seperti di bawah ini:

a. Struktur Chamber

- Kriteria untuk mensimulasikan tekanan dan dimensi maksimum yang dimiliki benda uji (satelit) merupakan persyaratan mendasar untuk menentukan volume ruang uji;
- Tingkat kevakuman yang ruang uji harus mampu berada pada kisaran

antara 10^{-3} mbar (vakum sedang) dan 10^{-8} mbar (vakum sangat tinggi).

- Dimensi maksimum ukuran sebuah satelit yang akan diuji merupakan dasar yang harus diperhatikan oleh tim teknik sistem.

Dengan kriteria ini, volume dan jenis struktur simulasi antariksa yang akan menguji satelit dapat ditentukan. Bagian-bagian struktur ruang uji khusus dan singularitasnya dirancang memenuhi serangkaian persyaratan yang ditetapkan dalam “Kode Boiler & Pressure Vessel ASME 2013 Kode Internasional-VIII yaitu aturan untuk Konstruksi Bertekanan” (*American Society Mechanical Engineers – ASME, 2013*). Berikut ini adalah sebuah contoh daftar fitur SSCh dan penjelasannya.

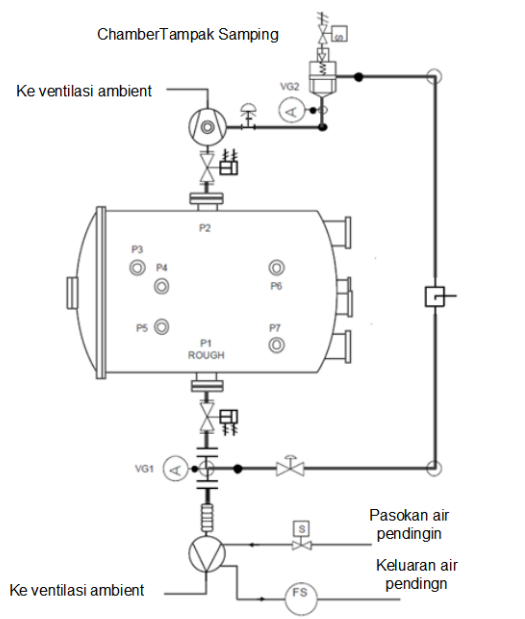
- Bentuk: Silindris dengan ujung berbentuk kubah;
- Volume Internal: 750 L;
- Berat Maksimum Spesimen: 100 Kg (tergantung kebutuhan);
- Bahan Struktur: 304 Stainless Steel;
- Finising Permukaan Internal: Dipoles;
- Pengelasan: *Tig Weld Throughout*;
- Sight Glass/Viewport: Borosilicate Glass (Pyrex®);
- Bahan Flens: 304 Stainless Steel;

- Jenis Flens: Flens ISO-K/Clamp, Flens CF, *Flange NW* dan Flens ANSI-ASA.

Penggunaan *Viewport* mampu memvisualisasi satelit saat diuji. Ruang uji ini memiliki beberapa koneksi yang memungkinkan untuk memasang sensor, penganalisis gas residu, atau mekanisme lain yang berkontribusi pada operasinya. Flens (*Flange*) yang dipasang di dalam ruang simulasi adalah sarana yang memungkinkan untuk mengkomunikasikan objek uji dengan instrumen luar tanpa mengubah kondisi simulasi.

b. Sistem Vakum

Untuk mendapatkan tingkat vakum yang tinggi di dalam ruang, sebagai bagian dari ketentuan persyaratan lingkungan yang harus dihasilkan oleh sistem simulasi ruang uji, bagian berikut ini menjelaskan bagaimana sistem vakum didistribusikan, dihubungkan, dan saling berhubungan untuk memenuhi persyaratan tersebut. Gambar 3-1 menunjukkan identifikasi komponen yang mengintegrasikan sistem vakum dan hubungannya dengan ruang, yang digambarkan melalui diagram perpipaan dan instrumentasi (P&ID).



Gambar 3-1: Sistem vakum pada Chamber (Burger 2014)

Untuk menghasilkan vakum di dalam ruang uji, sistem memiliki dua unit pompa yang saling berhubungan. Satu pompa vakum kering digunakan untuk mengurangi tekanan di dalam ruang dari 10^{13} mbar menjadi 10^{-2} mbar, dan pompa turbomolekul untuk mengurangi tekanan dari 10^{-2} mbar menjadi sekitar 10^{-8} mbar. Pompa kering berfungsi sebagai unit pompa utama dalam sistem, dan beroperasi sebagai pompa pendukung untuk pompa turbomolekul. Tingkat vakum maksimum yang dapat dihasilkan di dalam ruang uji tergantung pada efisiensi unit pompa, tingkat konduktansi dalam jalur dan kontrol pembersihan yang tepat, yang menghindari keadaan gas yang tak diinginkan.

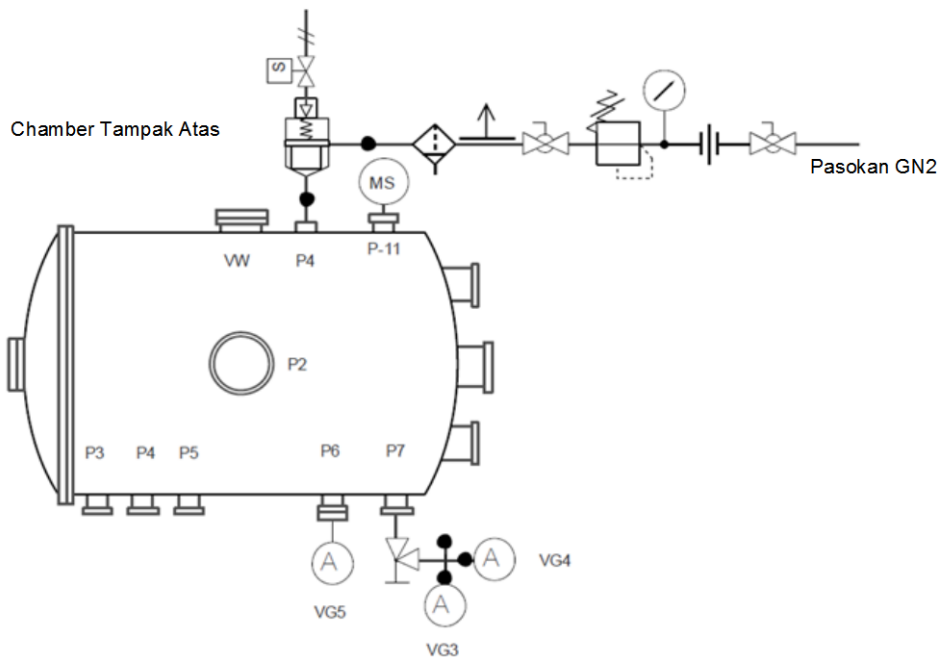
Sistem ini memiliki dua katup elektro yang terhubung ke ruang antara setiap unit pompa, yang berfungsi untuk memungkinkan evakuasi gas dan memastikan pelestarian tingkat vakum tertentu (setelah diperoleh).

Sistem menggunakan tiga (3) pengukur tekanan Konduktivitas Termal untuk menetapkan 3 titik berbeda. Posisi sensor-sensor vakum (VG) diperlihatkan

pada Gambar 3-1 dan 3-2. Sensor pertama (VG1) memberikan tekanan antara pompa dan ruang vakum kering. Sensor kedua (VG2) mengukur tekanan di ujung atas jalur penghubung antara pompa kering dan pompa Turbomolecular. Sensor ketiga (VG3) melakukan pembacaan tekanan mulai dari vakum kasar hingga sedang yang dihasilkan di dalam ruang terhubung ke ruang menggunakan Flens CF. Sistem ini memiliki dua (2) sensor untuk pembacaan tekanan mulai dari vakum sedang hingga ultra-tinggi, sensor tipe penning (VG4) dan sensor untuk ionisasi listrik (VG5) yang dipasang ke ruang. Untuk menentukan komposisi gas di dalam ruangan dan tekanannya selama operasi, digunakan penganalisis gas residual atau spektrometer massa (*Mass Spectrometer/MS*).

c. Ventilasi

Ruang X menggunakan gas nitrogen yang difilter untuk mengembalikan ruang ke tekanan semula. Gambar 3-2 menunjukkan pada P&ID pemasangan komponen yang mengintegrasikan ventilasi.



Gambar 3-2: Ventilasi Vacuum Chamber (Burger 2014)

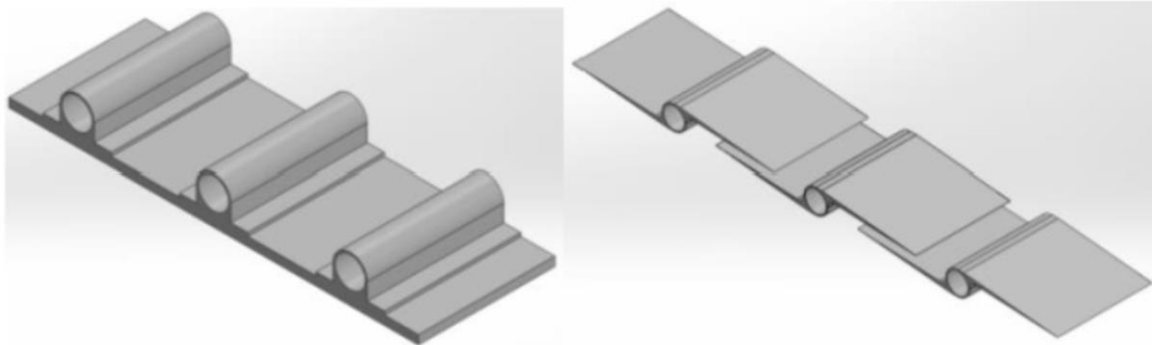
Filter yang dipasang pada saluran masuk, yaitu GN2 (lihat Gambar 3-2), mencegah akses dari kotoran atau partikel mikro, yang dapat secara signifikan merusak atau mencemari spesimen dan ruang uji. Kontrol akses gas nitrogen ke ruang vakum untuk bertekanan dilakukan oleh sudut katup si kecil pneumatik, dioperasikan oleh katup solenoid yang memungkinkan aliran udara tekan untuk aktivasi.

d. Sistem Thermal

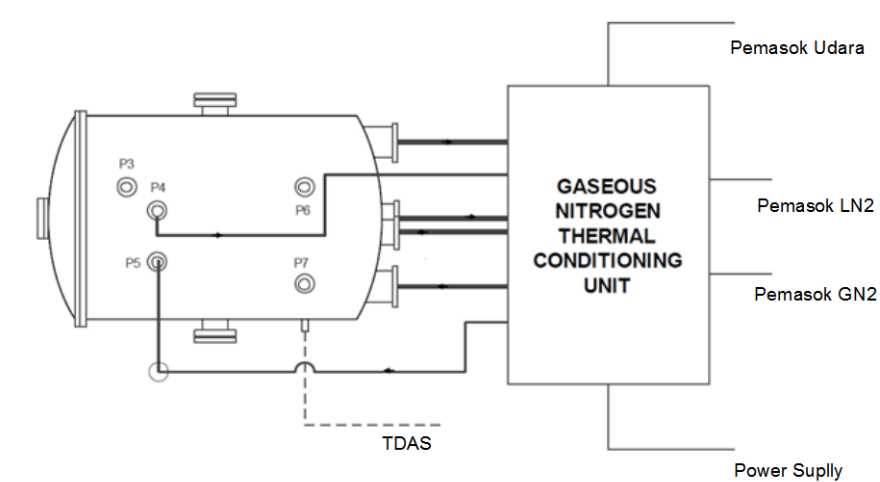
Sistem termal ini menggunakan gas nitrogen untuk pengoperasiannya. Sistem ini memiliki kemampuan untuk menghasilkan suhu dengan kisaran dari -180°C hingga 150°C di dalam ruangan uji. Cryoshrouds memiliki tabung tipe-D dan sayap (Gambar 3-3), yang

mengintegrasikan perpindahan panas permukaan di empat (4) area kontrol termal, yang mensirkulasi GN2 dari unit pendingin termal gas berbentuk gas (Gaseous Nitrogen Thermal Conditioning Unit/GNTCU). Aluminium 1110 dipilih untuk selubung panel permukaan, dan Aluminium 6061 sebagai bahan untuk jalur alirannya. Selubung yang terpapar oleh spesimen uji diberi lapisan pelapisan permukaan dengan cat hitam (*lac-black painting*) (Gilmore, 2002).

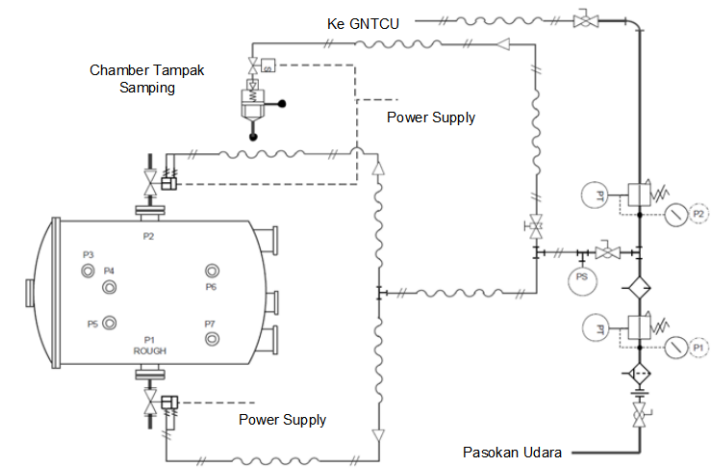
Adanya Flens ruang lateral memungkinkan untuk mensuplai gas nitrogen (GN2) dari area depan kontrol termal ruang uji. Sistem termal dari ruang uji ditunjukkan pada diagram pada Gambar 3-4.



Gambar 3-3: Cryoshroud tipe tabung- D dan tipe sayap



Gambar 3-4: Sistem Termal (Burger 2014)



Gambar 3-5: Sistem pasokan udara terkompresi (Burger 2014)

GNTCU menggunakan nitrogen cair yang disuntikkan pada berbagai tekanan. Listrik dan air digunakan untuk mendinginkan komponen internal. Udara terkompresi untuk pengoperasian katup kontrol aliran proporsional dan katup ventilasi. Pipa yang menghubungkan GNTCU ke ruang uji memiliki pembungkus isolasi vakum. Ruang uji memiliki titik di bagian bawah di mana sensor selubung termal mengkomunikasikan informasi sistem kontrol mengenai suhu pada permukaan. Sinyal sensor yang keluar dari ruang uji ini terhubung dengan Sistem Akuisisi Data Thermal (*Thermal Data Acquisition System/TDAS*) di unit kontrol.

e. Pasokan Udara Terkompresi

Pada sistem termal dan vakum disediakan udara bertekanan pada tekanan yang berbeda untuk pengoperasian katup elektro-pneumatiknya. Gambar 3-5 mengilustrasikan P&ID terdistribusi ke perangkat yang mengintegrasikan rangkaian pasokan udara terkompresi.

4 PENUTUP

Dengan memiliki *Space Simulation Chamber*, penguasaan teknologi satelit akan lebih maksimal dan membuka peluang lebih banyak untuk melakukan penelitian tentang ilmu dan teknologi satelit. Hal ini disebabkan karena setiap saat bisa dilakukan uji satelit, sub sistem

satelit beserta komponen-komponennya. Rekayasa sistem mengorganisasikan pengetahuan yang beragam serta instrumen yang begitu banyak dan rumit menjadi tersistem dan mudah dipelajari dan dihubungkan satu dengan lainnya. Selain itu sistem engineering juga mengkoordinasikan kerja perancangan antar bagian-bagian sistem ke dalam sub sistem yang beragam. SSCh terdiri dari sistem kevakuman, sistem termal sebagai simulasi radiasi matahari beserta sistem kontrol terprogram. Sistem kevakuman menggunakan dua pompa hingga dicapai kevakuman 10^{-2} mbar. Sedangkan sistem termal menggunakan gas nitrogen untuk pengoperasiannya, dan memiliki kemampuan untuk menghasilkan suhu dengan kisaran dari -180°C hingga 150°C di dalam ruangan uji. Pada sistem termal dan vakum disediakan udara bertekanan pada tekanan yang berbeda untuk pengoperasian katup elektro-pneumatiknya.

UCAPAN TERIMA KASIH

Tulisan ini tidak akan terwujud tanpa seijin Kepala Pusat Teknologi Satelit LAPAN. Oleh sebab itu, penulis mengucapkan banyak terima kasih kepada Ir. Mujtahid, MT. sebagai kepala Pusat Teknologi Satelit. Ucapan terima kasih juga saya peruntukkan bagi rekan-rekan tim penelitian "Perancangan *Space*

Simulation Chamber”, yaitu M. Fauzi, ST dan Bustanul Arifin ST.

DAFTAR RUJUKAN

- American Society Mechanical Engineers–ASME, 2013. *Pressure Vessel Code-An international Code, VIII Rules for Construction of Pressure Vessels Division 1*, Ed. ASME.
- B.H., Goethert, 1964. *Space Simulation Chambers*, North Atlantic Treaty Organization.
- BÜRGER, E. E., 2014. *Proposta de Método Para AIT de Pico e Nanosatélites. 306 p.* (sid.inpe.br/mtcm21b/2014/02.13.16.21-TDI). Dissertação (Mestrado em Engenharia e Gerenciamento de Sistemas Espaciais) - Instituto Nacional de Pesquisas Espaciais (INPE), São José dos Campos, 2014. Disponível em: <<http://urlib.net/8JMKD3MGP5W34M/3FNPK2>>. Acesso em: 28 nov. 2014.
- Cecilia Haskins, CSEP, 2011. *Systems Engineering Handbook –A Guide for System life Cycle Processes and Activities 3ed*, INCOSE.
- David G., Gilmore, 2002. *Spacecraft Thermal Control Handbook – Volume I: Fundamental Technologies* Second Edition.
- Geilson Loureiro, 1999. *A System Engineering and Computer Engineering Frame-work for the Integrated Development of Complex Products. Ph.D. Thesis* Loughborough University.
- Ken Harrison, 2015. *Engineering a Better Vacuum Chamber*, www.gnbvalves.com. Di unduh bulan April 2019.
- Martin N. Sweeting and Craig L. Underwood, 2011. *Spacecraft Systems Engineering–Cap 18. Small Satellite and Applications. Fourth Edition*. Published by John Wiley & Sons, Ltd.
- R. A., Haeferr, 1972. *Vacuum and Cryotechniques in space research*, 2nd Annual Ultra High Vacuum Conference – University of Swansea, Vacuum/Volume 22/Number 8.
- S Mercer, 1968. *Cryogenics: A Technological Tool for Space Scientist*, Cry-osystems Ltd.
- Wilfried Ley, Klaus Wittmann, Willi Hallmann, 2009. *Handbook of Space Technology*. Published by John Wiley & Sons, Ltd.