

**RANCANG BANGUN ENJIN ROKET CAIR DENGAN GAYA DORONG
1000 KGF MENGGUNAKAN PROPELAN
ASAM NITRAT – KEROSEN
(DESIGN OF LIQUID ROCKET ENGINE WITH 1000 KGF THRUST
USING NITRIC ACID – KEROSENE PROPELLANT)**

Arif Nur Hakim

Pusat Teknologi Rocket

Lembaga Penerbangan dan Antariksa Nasional (LAPAN)

Jalan Raya LAPAN Rumpin Bogor Indonesia

e-mail: arif.nurhakim@lapan.go.id

Diterima 3 Maret 2015, Direvisi 20 Maret 2015, Disetujui 20 Maret 2015

ABSTRACT

Liquid rocket engine with maximum thrust of 1000 kgf and regenerative cooling by fuel, has been designed as first step to address the needs of rocket propulsion system with higher specific impulse, longer burning time and control capabilities for Indonesian Satellite Launch Vehicle Program. Engine has been designed using combination of Nitric Acid and Kerosene Avtur as oxidizer and fuel respectively, and using pressurized inert gas for expulsion of the propellants to the combustion chamber. The engine has adopted impinging stream type injector with 3 jets of nitric acid impinging each jet of kerosene, to deliver and spray propellants into combustion chamber. Subsystem tests have been conducted to determine the performance of each component of the engine, while firing test has been conducted to measure overall performance of the engine and its system. The results show that ECX1000H2 engine with second configuration of injector can generate a straight and stable jet with average thrust of 610 kgf and maximum thrust of 670 kgf or 67% from the designed maximum thrust. This low performance is due to injector configuration which is not optimum and the flow rate of gas which is not sufficient to make maximum expulsion.

Key words: Liquid rocket engine, Injector, Nitric acid, Kerosene

ABSTRAK

Enjin roket cair bergaya dorong maksimum 1000 kgf dengan pendinginan *regenerative* menggunakan *fuel* telah dirancang sebagai langkah awal untuk menjawab kebutuhan sistem propulsi roket yang memiliki impuls spesifik yang lebih tinggi, waktu pembakaran yang lebih lama dan kemampuan kontrol untuk Program Roket Pengorbit Satelit. Enjin didesain menggunakan pasangan asam nitrat dan kerosen avtur masing-masing sebagai oksidator dan *fuel* dengan sistem pengumpan gas *inert* bertekanan untuk mendorong propelan ke ruang bakar. Untuk mendistribusikan propelan, enjin mengadopsi injektor tipe *impinging stream* dengan 3 jet asam nitrat menabrak 1 jet kerosene yang dikelilinginya. Uji subsistem dilakukan untuk mengetahui kinerja masing-masing komponen enjin, sedangkan uji bakar dilakukan untuk mengetahui kinerja enjin secara keseluruhan. Hasil pengujian menunjukkan bahwa enjin ECX1000H2 dengan injektor konfigurasi kedua dapat menghasilkan semburan gas hasil pembakaran yang lurus dan cukup stabil dengan *thrust* rata-rata sebesar 610 kgf dan maksimum 670 kgf. Rendahnya *thrust* disebabkan oleh konfigurasi injektor yang masih belum optimal dan kecepatan suplai gas pendorong yang tidak cukup untuk membuat dorongan maksimum.

Kata kunci: *Enjin roket cair, Injektor, Asam nitrat, Kerosen*

1 PENDAHULUAN

Program pengembangan roket cair adalah salah satu program yang dicanangkan LAPAN untuk mendukung pengembangan roket pengorbit satelit. Fokus awal program ini adalah pengembangan sistem propulsi berbasis propelan cair. Beberapa enjin yang telah dirancang dan diuji di antaranya adalah enjin berpropelan gas oksigen dan kerosen [Wahyuni *et al.*, 2000], baik tanpa pendingin maupun dengan pendingin [Rukmini *et al.*, 2000]. Enjin RCX2 adalah salah satu contoh enjin berpendingin regeneratif dengan kerosen avtur dan gas oksigen sebagai *fuel* dan oksidatornya, yang didesain mampu menghasilkan gaya dorong 50 kgf. Dari serangkaian *firing test* menggunakan enjin ini, dapat disimpulkan bahwa, kombinasi *fuel* berfasa cair dan oksidator berfasa gas, cenderung menyebabkan ketidakstabilan pembakaran dan gas hasil pembakaran akan mudah masuk ke ruang oksidator melalui injektor bila tekanan dalam ruang bakar sama atau lebih tinggi dari ruang oksidator, yang dapat menyebabkan kerusakan fisik material [Hakim, 2010]. Selain itu, penggunaan oksidator dalam bentuk gas, akan memberikan beban struktur yang lebih besar karena harus

menyediakan tabung yang mampu menampung gas yang kuat sekaligus ringan yang diperlukan dalam kondisi tekanan tinggi untuk menghemat volumenya. Untuk mengatasi permasalahan-permasalahan tersebut, dalam pengembangan enjin roket cair saat ini, digunakan pasangan propelan berfasa cair-cair. Secara fisis, propelan berbentuk cair lebih besar massanya dibanding dengan gas pada volume yang sama.

Tujuan penelitian kali ini adalah untuk mengembangkan enjin roket berpropelan cair dengan *storable propellant* yang non hipergolik dengan gaya dorong maksimum 1000 kgf dan menggunakan sistem pengumpan gas inert bertekanan. Propelan yang dipilih adalah pasangan HNO₃ dan kerosen dengan pertimbangan pada kemudahan memperolehnya dan keterbatasan teknologi yang dimiliki LAPAN terhadap propelan *cryogenic* khususnya untuk debit aliran yang tinggi. Pengembangan roket cair dengan propelan HNO₃ dan Kerosen dimaksudkan sebagai penelitian untuk memperoleh dasar-dasar perancangan untuk persiapan pengembangan roket cair dengan propelan LOX kerosen yang lebih besar dan lebih rumit teknologinya. Sebelumnya, sebagai tahapan awal pengembangan, enjin

dengan gaya dorong yang lebih kecil, yakni gaya dorong desain maksimal 300 kgf, telah didesain dan diuji menggunakan pasangan asam nitrat dan kerosene [Hakim, 2011].

2 LANDASAN TEORI

Desain dasar enjin roket cair pada tahap awal dilakukan dengan menggunakan persamaan-persamaan dasar dinamika gas seperti yang dijelaskan pada referensi [Edwards, 2003].

Gaya yang dihasilkan enjin roket berasal dari perubahan momentum per satuan waktu dari gas panas bertekanan tinggi hasil pembakaran propelan di dalam ruang bakar yang dialirkan dan dipercepat melalui nosel. Kecepatan gas yang keluar dari nosel disebut sebagai kecepatan sembur (*exhaust velocity*). Perubahan momentum dalam enjin roket disebabkan oleh perubahan massa gas hasil pembakaran yang mengalir pada kecepatan semburnya di *exit* nosel, sehingga gaya dorong enjin roket dapat ditulis seperti persamaan berikut ini.

$$F = \dot{m}v_2 \quad (2-1)$$

Di mana F (Newton) menunjukkan gaya dorong, \dot{m} adalah kecepatan aliran massa (kg/detik) dan v_2 adalah kecepatan sembur gas hasil pembakaran yang didefinisikan sebagaimana rumus berikut.

$$v_2 = \sqrt{\frac{2\kappa}{\kappa-1} \frac{R'T_1}{M} \left\{ 1 - \left(\frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}} \quad (2-2)$$

dengan,

κ : rasio panas spesifik

R' : konstanta gas ideal

T_1 : temperatur ruang bakar

M : massa gas hasil pembakaran

p_2 : tekanan *exit* nosel

p_1 : tekanan ruang bakar

Dari dua rumus tersebut di atas, dapat dihitung kecepatan aliran massa total dari gas hasil pembakaran.

Dengan menggunakan hukum kekekalan massa, debit total propelan untuk pembakaran tersebut juga dapat diketahui, sehingga debit oksidator dan *fuel* yang dibutuhkan masing-masing juga dapat diketahui dengan menghitung berdasarkan rasio massa yang telah dipilih sebelumnya seperti persamaan berikut ini.

$$r_m = \frac{\dot{m}_O}{\dot{m}_F} \quad (2-1)$$

Dimensi dasar nosel ditentukan dari dimensi *throat* dan *exit* nosel. Luas *throat* nosel dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut

$$A_t = \frac{\dot{m}c^*}{p_1} \quad (2-3)$$

di mana c^* adalah kecepatan karakteristik yang menunjukkan kinerja pembakaran enjin. Kecepatan karakteristik didefinisikan dengan persamaan berikut

$$c^* = \left(\frac{\kappa+1}{2} \right)^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}} \sqrt{\frac{R'T_1}{M}} \quad (2-4)$$

Volume ruang bakar dapat dihitung dengan menggunakan persamaan berikut ini:

$$V_c = \dot{m}V_1t_s \quad (2-5)$$

di mana

V_c : volume ruang bakar

\dot{m} : kecepatan aliran massa gas

V_1 : volume spesifik rata-rata gas

t_s : waktu tinggal

Sedangkan luas *exit* nosel dapat dihitung dengan persamaan sebagai berikut.

$$A_2 = \frac{\left[\frac{\kappa-1}{2} \right]^{\frac{1}{2}} \left[\frac{2}{\kappa+1} \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{\left[\frac{p_2}{p_1} \right]^{\frac{1}{\kappa}} \left\{ 1 - \left[\frac{p_2}{p_1} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}^{\frac{1}{2}}} A_t \quad (2-6)$$

$$A_2 = \frac{\left[\frac{\kappa-1}{2} \right]^{\frac{1}{2}} \left[\frac{2}{\kappa+1} \right]^{\frac{\kappa+1}{2(\kappa-1)}}}{\left[\frac{p_2}{p_1} \right]^{\frac{1}{\kappa}} \left\{ 1 - \left[\frac{p_2}{p_1} \right]^{\frac{\kappa-1}{\kappa}} \right\}^{\frac{1}{2}}} A_t$$

3 PARAMETER DESAIN DAN KONDISI OPERASIONAL ENJIN

3.1 Propelan

Propelan roket cair terdiri atas *fuel* dan oksidator yang keduanya berfasa cair. Berdasarkan sifat fisisnya, propelan ini terbagi menjadi dua, yaitu *cryogenic propellant* yang memerlukan suhu ekstra dingin agar tetap berbentuk cair, dan *storable propellant* yang tetap berfasa cair dalam suhu kamar. Propelan *cryogenic* memerlukan penanganan yang berbeda karena sifat fisisnya yang memerlukan kehati-hatian, serta banyak instrumen dan peralatan yang harus kompatibel dengan suhu ekstra dingin. Kemudian, berdasarkan reaksi kimianya, ada dua pilihan propelan yaitu propelan hipergolik dan non hipergolik. Propelan hipergolik tidak memerlukan *igniter* karena jika *fuel* dan oksidator dicampurkan, secara otomatis akan langsung terjadi reaksi pembakaran. Secara umum, penggunaan berbagai jenis propelan roket cair dari awal pengembangan sampai saat ini telah dijelaskan oleh Edwards [Edwards, 2003].

Dengan pertimbangan keterbatasan instrumen, peralatan, pengalaman dan teknologi yang ada dan pertimbangan keamanan, maka dalam pengembangan awal, *storable propellant* non hipergolik menjadi pilihan pertama. Propelan hipergolik menjadi pilihan karena resiko reaksi pembakaran akibat pencampuran tak terkontrol dapat dihilangkan. Sebagai gantinya permulaan reaksi pembakaran dikontrol melalui perintah penyalaan melalui penyalaan *igniter*. Pertimbangan lain dalam memilih propelan adalah kemudahan dalam memperolehnya. Pilihan propelan ini kemudian mengerucut pada pasangan kerosen avtur dan asam nitrat 99 persen, masing-masing sebagai *fuel* dan oksidatornya. Pasangan propelan ini relatif mudah didapatkan walaupun untuk asam nitrat harganya cukup mahal. Penggunaan pasangan propelan ini pada roket cair pernah dilakukan

oleh Frauenberger et.al. dan Hagerty et.al. pada pengembangan awal enjin roket berbahan bakar cair [Frauenberger et al., 1952] [Hagerty et al., 1952].

Asam nitrat memiliki tingkat korosifitas yang tinggi, sehingga diperlukan material yang tahan terhadap sifat korosif seperti *stainless steel*, teflon dsb, baik untuk enjinnya maupun material peralatannya yang langsung bersentuhan dengan fluida tersebut, seperti sistem *valve* dan lain lain. Penghitungan properti gas hasil pembakaran yang meliputi massa, rasio panas spesifik dan temperatur pada rasio massa pencampuran dan tekanan ruang bakar tertentu dapat dilakukan dengan merujuk pada perhitungan termodinamika yang dilakukan oleh Williams [Williams, 1950].

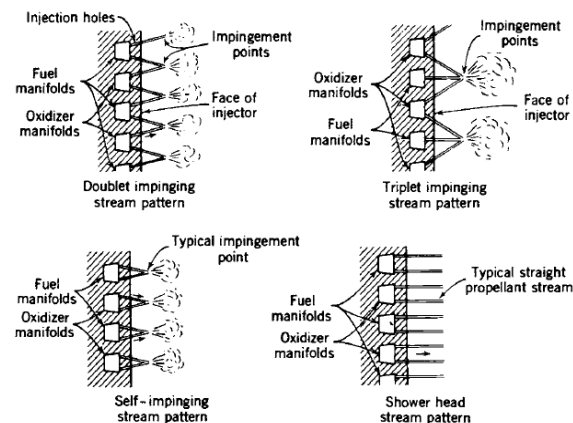
3.2 Sistem Pengumpan

Secara garis besar, sistem pengumpan dalam roket cair dibagi menjadi dua, yaitu sistem pengumpan dengan menggunakan pompa turbin dan sistem pengumpan yang menggunakan gas bertekanan. Dalam sistem pengumpan yang menggunakan pompa turbin, propelan dialirkan dengan pompa yang digerakkan oleh turbin. Gas untuk menggerakkan turbin ada yang diambil dari ruang bakar utama, ada juga yang dihasilkan dari *gas generator* yang dibuat terpisah dari enjin utama. Kelebihan pompa turbin adalah kemampuannya memompa propelan dengan debit yang tinggi pada tekanan tinggi. Namun pompa ini mempunyai sistem yang kompleks dan biasanya memiliki struktur yang cukup berat, sehingga tidak cocok untuk roket-roket yang memiliki *thrust* rendah. Sementara, sistem pengumpan dengan gas bertekanan mempunyai struktur yang lebih sederhana tapi, untuk roket yang memiliki debit yang besar dan waktu pembakaran yang lama, sistem ini membutuhkan tabung gas yang mampu menampung gas penekan yang cukup banyak. Dengan mempertimbangkan

tingkat kebutuhan dan level teknologi yang ada, sistem pengumpan yang digunakan dalam pengembangan enjin kali ini adalah sistem pengumpan dengan gas bertekanan tanpa *heat exchanger*. Gas dalam tabung bertekanan tinggi dialirkan dengan tekanan tertentu ke dalam tangki propelan untuk mendorongnya menuju ke ruang bakar. Gas yang digunakan adalah gas Nitrogen untuk pengujian di darat atau gas Helium untuk pengujian dalam wahana.

3.3 Injektor

Sistem injeksi adalah bagian yang sangat vital yang sangat mempengaruhi secara langsung kinerja roket cair. Sistem injeksi yang bagus akan menghasilkan percampuran *fuel* dan oksidator sampai pada tingkat yang sekecil-kecilnya, sehingga dapat menghasilkan pembakaran yang efisien dan stabil. Beberapa jenis tipe injektor yang umum digunakan adalah tipe *impinging stream*, misalnya *doublet* (tabrakan aliran propelan dari dua lubang, sejenis maupun tak sejenis) atau *triplet* yang sering digunakan di Amerika. Di Rusia, digunakan injektor dengan menambahkan pusran seperti yang ditunjukkan pada Gambar 3-1. Sementara itu, dengan mempertimbangkan perbandingan debit antara *fuel* dan oksidator, pola injektor yang digunakan pada pengembangan kali ini adalah *impinging stream* dengan satu lubang *fuel* yang dikelilingi oleh tiga lubang oksidator.



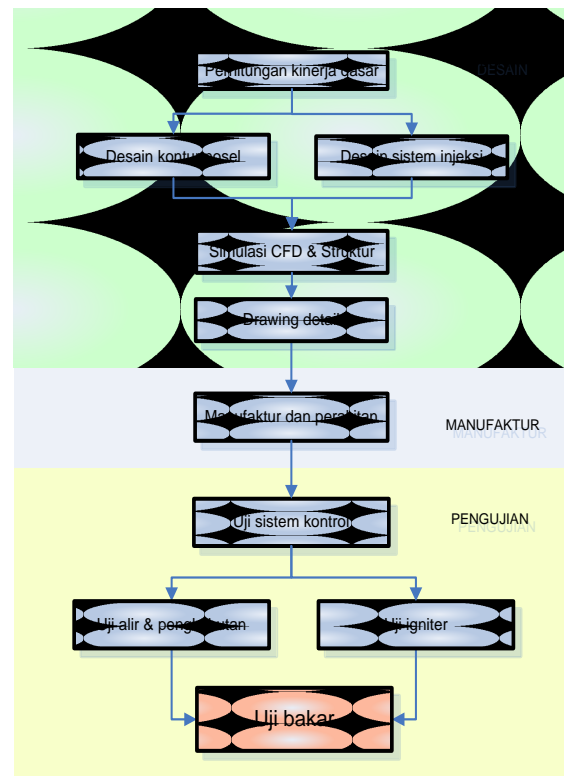
Gambar 3-1: Beberapa jenis injektor [Sutton, 1992]

4 METODOLOGI DAN PERALATAN UJI

Secara garis besar, proses desain didahului dengan penentuan spesifikasi dan batasan desain, kemudian dilanjutkan dengan proses desain, manufaktur dan pengujian. Gambar 4-1 menunjukkan proses rancang bangun enjin roket cair ECX1000H2, kemudian batasan dan spesifikasi enjin ditunjukkan pada Tabel 3-1

Tabel 3-1 BATASAN & SPESIFIKASI ENJIN

Maximum Thrust	1000 kgf
Maximum chamber pressure	30 bar
Propellant Feed System	Gas pressurized
Fuel	Kerosene (Avtur)
Oxydizer	Fuming Nitric Acid



Gambar 4-1: Tahapan proses rancang bangun enjin ECX1000H

4.1 Proses Desain

Proses desain meliputi tahap penghitungan kinerja dasar, perancangan nosel dan simulasi numerik untuk mensimulasikan struktur dan aliran.

Penghitungan kinerja dasar meliputi penghitungan data kimia dan kinerja pemasangan propelannya serta perhitungan analitik dari desain dasar mesin. Perhitungan didasarkan pada kondisi batasan mesin yang ingin dicapai, yakni mesin dengan propelan pasangan asam nitrat dan kerosene untuk menghasilkan gaya dorong sebesar 1000 kgf pada tekanan 30 bar. Dari kondisi batas ini kemudian dihitung karakteristik dan dimensi dasar dari mesin yang meliputi debit propelan yang dibutuhkan, *property* gas hasil pembakaran di ruang bakar, dimensi ruang bakar, diameter *throat* dan *exit* nosel.

Setelah dimensi dasar diketahui, langkah berikutnya adalah desain injektor dan desain nosel. Desain injektor meliputi penentuan tipe injektor dan desain arsitektur dan distribusi lubang injektor. Perhitungan harus mempertimbangkan *coefficient of discharge* (Cd) konstruksi lubang injektor sehingga bisa diperoleh injektor yang efisien yang dapat menyuplai propelan yang dibutuhkan dengan tekanan yang lebih kecil. Kemudian untuk desain nosel, untuk mengurangi berat struktur dan kerugian gaya dorong akibat vektor gaya yang tidak sejajar dengan sumbu aksial, mesin ini didesain menggunakan nosel tipe bel pada bagian *downstream* yang dikombinasikan dengan tipe *cone* untuk daerah *throat*. Penghitungan kontur bel menggunakan metode yang pernah dijelaskan dan digunakan dalam perancangan nosel sebelumnya [Priamadi *et al.*, 2011].

Setelah bentuk dasar mesin sudah diperoleh, langkah berikutnya adalah mensimulasikan aliran fluida menggunakan *software* CFD komersial Fluent untuk mengetahui karakteristik aliran dan beban termal yang diterima oleh material mesin. Ini sekaligus untuk menguji kinerja desain awal konstruksi sistem pendingin. Tahap akhir dari proses desain adalah dengan dibuatnya gambar teknik lengkap yang siap untuk dilanjutkan ke proses manufaktur.

4.2 Uji Subsystem

Pengujian dilakukan setelah proses manufaktur selesai. Ada dua macam pengujian yang dilakukan, yakni uji subsystem dan uji bakar. Uji subsystem dilakukan untuk menguji komponen-komponen atau sistem utama sebelum dilakukan uji bakar, seperti uji sistem pengatur penyalan dan pengumpan propelan, uji *igniter*, uji alir dan pengkabutan.

Uji sistem pengatur penyalan dan pengumpan dilakukan untuk memastikan sistem berjalan sebagaimana mestinya dan untuk mengatur waktu penyalan, pembukaan *valve fuel* dan oksidator. Pengaturan waktu ini dilakukan untuk memastikan *fuel*, oksidator dan api penyalan mula memasuki ruang bakar pada waktu yang tepat. Pengaturan waktu ini sangat penting karena kesalahan waktu injeksi dan penyalan dapat mengakibatkan ledakan di ruang bakar.

Pengujian *igniter* dilakukan secara tersendiri dengan menyalakan pada ruang terbuka visual sebelum digunakan pada uji bakar. Tahap awal dari uji *igniter* adalah pengujian penyalan *squib* untuk memastikan bahwa sistem mampu memberikan energy yang cukup untuk menyalakan *squib* sekaligus untuk mengatur waktu penyalannya. Tahap berikutnya adalah uji penyalan *igniter* untuk mengetahui secara visual karakteristik semburan apinya, termasuk waktu tunda dan lamanya waktu pembakarannya.

Uji alir dan pengkabutan dilakukan untuk mengetahui kinerja sistem pengumpan dan injektor. Sistem pengumpan meliputi pemipaan, katup anti balik (*check valve*) serta *solenoid valve* dan sistem kontrolnya. Uji alir dilakukan untuk memastikan semua sistem berjalan dengan baik tanpa ada kebocoran dan kerusakan komponen. Sedangkan uji pengkabutan dilakukan untuk mengetahui karakteristik aliran dan kinerja pengkabutan propelan, termasuk pengukuran debit propelan

dengan *variable* tekanan gas penekan untuk mengetahui *pressure drop* dari injektor. Dalam pengujian ini, digunakan kerosen sebagai *fuel*, sedangkan untuk oksidatornya digunakan air sebagai pengganti asam nitrat untuk mengurangi biaya dan resiko pengujian.

4.3 Uji Bakar

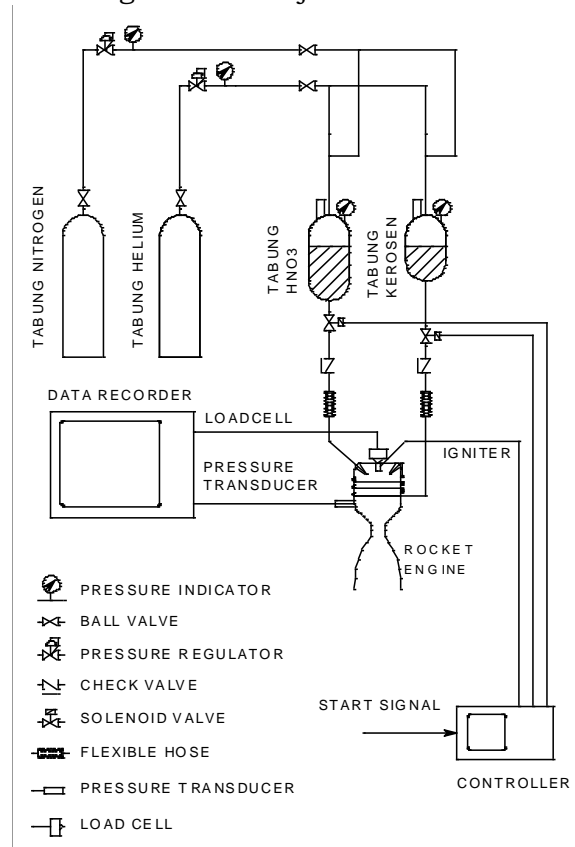
Pengujian terakhir sistem enjin adalah uji pembakaran. Pengujian ini dilakukan untuk mengetahui kinerja enjin secara keseluruhan dari mulai sistem pengumpan, sistem penyala, sistem kontrol sampai kinerja enjinnya itu sendiri.

4.3.1 Skema pengujian

Skema pengujian enjin ditunjukkan pada Gambar 4-2. Enjin dipasang pada test bed yang terletak di bawah permukaan tanah sekitar 50 meter dari ruang kontrol. Seperti ditunjukkan pada gambar tersebut, enjin ini menggunakan sistem pengumpan dengan gas bertekanan. Propelan yang ada di tangki propelan, baik *fuel* maupun oksidator, didorong menggunakan gas inert bertekanan dari tabung gas bertekanan tinggi agar mengalir ke ruang bakar. Gas yang digunakan dalam uji bakar adalah nitrogen, sedangkan untuk uji terbang akan digunakan helium karena massanya yang lebih ringan dari gas nitrogen. Gas tersebut dialirkan dari satu tabung gas bertekanan tinggi yang mempunyai spesifikasi tekanan operasi sampai 150 bar. Gas dalam tabung ini kemudian dialirkan menuju tangki propelan dengan tekanan maksimal 70 bar konstan yang diatur dengan regulator tekanan.

Propelan yang telah diisi sebelumnya ditekan dengan gas kemudian mengalir menuju ruang bakar melalui *normally closed solenoid valve* yang dikontrol dengan sistem kontrol. *Valve* akan terbuka jika mendapat suplai listrik dan akan berhenti jika suplai listrik dihentikan. Propelan yang mengalir dari *solenoid valve* kemudian akan

melewati *check valve* yang berguna untuk mencegah arus balik akibat adanya tekanan balik jika terjadi ledakan dari enjin. Kerosen masuk melalui lubang *inlet* di dekat *inlet* nosel melingkupi dinding ruang bakar menuju injektor. Aliran ini sekaligus berfungsi sebagai pendingin ruang bakar dan pemanas kerosen. Sedangkan Asam Nitrat masuk melalui cap enjin langsung ke ruang manifold injektor.



Gambar 4-2: Skema uji bakar enjin ECX1000H

Proses penyalaan *igniter* dilakukan sesaat sebelum kedua propelan masuk ke ruang bakar. Pengaturan waktunya dilakukan dengan sistem kontrol penyalaan dari ruang kontrol untuk pengaturan penyalaan *igniter* dan pembukaan *valve*.

4.3.2 Instrumentasi

Dalam pengujian ini gaya dorong, tekanan ruang bakar dan temperatur *exit* nosel direkam menggunakan *Scopecorder* dengan waktu sampling 10 ms. Gaya dorong diukur menggunakan *loadcell* yang dipasang di depan enjin.

Sedangkan tekanan ruang bakar diukur dengan *pressure transducer* dengan pendingin air yang dipasang di dekat *inlet* nosel. Sedangkan tekanan tangki propelan direkam secara *visual* dari *pressure indicator* yang terpasang di tangki propelan dengan kamera video. Selain itu juga dilakukan perekaman data visual untuk melihat karakteristik semburan sekaligus untuk keperluan analisa jika terjadi kegagalan pengujian menggunakan kamera video dengan kecepatan rekaman 30 fps dan 300 fps. Kamera ini dipasang di beberapa titik yang diperlukan.

5 HASIL DAN PEMBAHASAN

5.1 Karakteristik Teoritis Enjin

Tabel 5-1 menunjukkan karakteristik dasar enjin ECX1000H dengan propelan asam nitrat dan kerosene yang dihitung secara analitik dari teori yang dijelaskan pada bab sebelumnya. Dari tabel tersebut dapat

diketahui bahwa untuk menghasilkan gaya dorong 1000 kgf dengan tekanan ruang bakar 30 bar, diperlukan suplai oksidator dan *fuel* masing-masing sebesar 2,39 liter/detik dan 1,134 liter/detik. Hasil perhitungan tersebut diperoleh dengan rasio percampuran massa propelan 4,8 dan didasarkan pada asumsi bahwa pembakaran terjadi sempurna dan merata di dalam ruang bakar dan tidak ada panas yang terserap di permukaan dinding ruang bakar.

Massa gas hasil pembakaran adalah 25,8 g/mol yang menghasilkan temperatur gas hasil pembakaran di ruang bakar mencapai 2994 K. Dari ruang bakar, gas hasil pembakaran kemudian keluar dengan *mass flow rate* sebesar melalui *exit* nosel dengan kecepatan 2375,9 m/detik yang kemudian menghasilkan gaya dorong 1000 kgf. Impuls spesifik yang dihasilkan adalah sebesar 237 yang relatif lebih tinggi dari Isp roket padat.

Tabel 5-1: KARAKTERISTIK DASAR ENJIN ECX1000H

Gaya dorong maksimum	F	1000	kgf
Tekanan ruang bakar maksimum	p_0	30	Bar
Temperatur ruang bakar maksimum	T_0	2994	Kelvin
Rasio panas spesifik	κ	1,127	
Massa gas hasil pembakaran	M	25,63	Kg/Kmol
Kecepatan karakteristik	C_{th}^*	1563	m/det
Koefisien gaya dorong	C_F	1,5200	
Impuls spesifik	I_{sp}	237	detik
Kecepatan eaksi	V_e	2375,9	m/det
Debit oksidator	Q_O	2,39	liter/detik
Debit <i>fuel</i>	Q_F	1,13	liter/detik
Diameter ruang bakar	D_{rb}	147	mm
Panjang ruang bakar	L_{rb}	231	mm
Area ratio nosel	A_e/A_{th}	5,72	
Diameter <i>throat</i> nosel	D_{th}	52	mm
Diameter <i>exit</i> nosel	D_e	124	mm

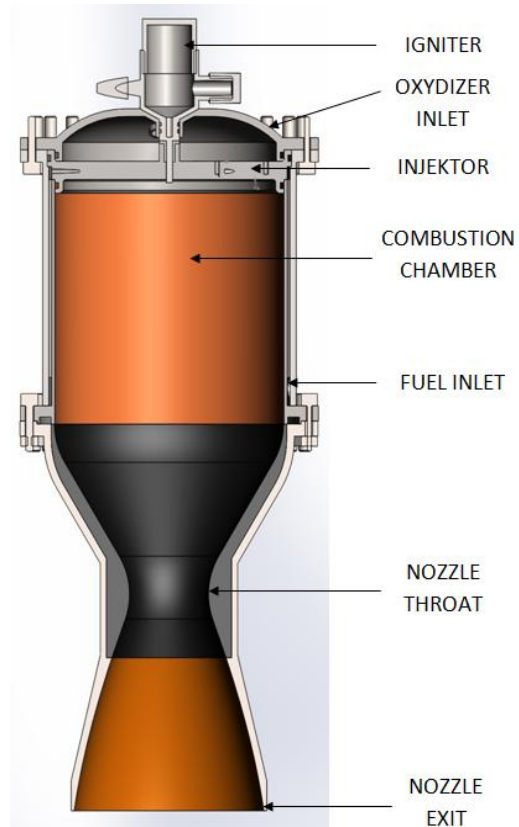
Kemudian dari perhitungan tersebut dihasilkan dimensi dasar enjin ECX1000H. Panjang dan diameter ruang bakar masing masing sebesar 231 mm dan 147 mm, diameter *throat* nosel sebesar 52 mm dengan perbandingan luas *exit* nosel dan *throat* sebesar 5,72. Namun bagaimanapun ini hanya besaran teoritis saja sebagai acuan desain. Kinerja injektor akan mempengaruhi tingkat efisiensi pembakaran. Semakin besar droplet propelan yang diinjeksi akan menurunkan tingkat pencampuran propelan sehingga akan menurunkan efisiensi pembakaran. Selain itu, penyerapan panas oleh dinding ruang bakar juga akan berpengaruh pada pembakaran. Kemudian, kinerja nosel juga akan cukup besar pengaruhnya pada produksi gaya dorong. Perkembangan lapis batas pada daerah *throat* dan dinding divergen nosel akan menurunkan gaya dorong, juga tidak meratanya pembakaran akan berujung pada ketidakmerataan aliran di nosel, yang kemudian menurunkan performa enjin.

5.2 Enjin Hasil Rancangan

Gambar 5-1 menunjukkan struktur enjin ECX1000H hasil rancangan yang didesain berdasarkan dimensi dasar *throat* nosel dan *exit* nosel serta dimensi ruang bakar hasil perhitungan secara analitik seperti yang dijelaskan di atas. Kecuali pada bagian *throat*, material enjin sebagian besar menggunakan baja tahan karat SS304 dan SS316 karena penggunaan oksidator asam nitrat yang mempunyai sifat sangat korosif. Penggunaan stainless steel bukan hanya di bagian enjin saja, tetapi termasuk sistem pengumpan yang meliputi tangki asam nitrat, pipa dan *valve* yang digunakan untuk asam nitrat.

Untuk mengantisipasi beban panas yang dihasilkan dari ruang bakar, enjin ini menggunakan *regenerative cooling* untuk mendinginkan dinding ruang bakar dengan cara mengalirkan kerosene dari lubang *inlet* kerosen yang

terletak di sekitar *inlet* nosel. Kerosen yang dialirkan akan mendinginkan dinding ruang bakar yang bagian tertipisnya mempunyai ketebalan 2 mm pada saat terjadi pembakaran dan sekaligus akan berfungsi untuk pemanasan kerosen sebelum diinjeksikan ke ruang bakar.



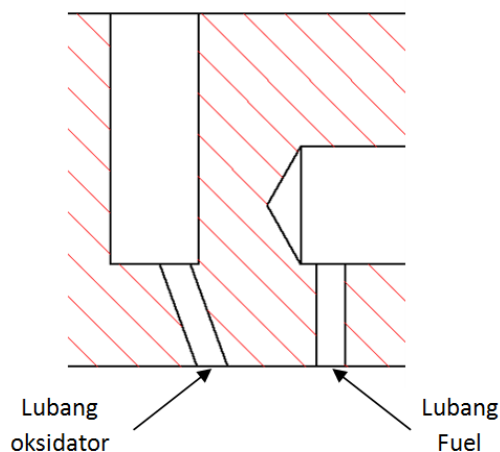
Gambar 5-1: Enjin ECX1000H hasil rancangan

Pemanasan *fuel* akan mempengaruhi kinerja pengkabutan dan mempercepat terjadinya *mixing* dengan oksidator, sehingga akan meningkatkan efisiensi pembakarannya. Namun karena pertimbangan manufaktur, pendingin dengan *regenerative cooling* hanya dilakukan pada dinding ruang bakar saja, sedangkan nosel tidak menggunakan pendingin. Grafit digunakan di bagian *throat* untuk mengatasi erosi akibat aliran gas hasil pembakaran dan beban heat *flux* yang tertinggi. Struktur nosel seperti ini biasa digunakan dalam roket padat.

Nosel pada enjin ini sejatinya didesain menggunakan tipe bel. Namun

karena pertimbangan manufaktur bagian *throat* yang menggunakan grafit, bentuk bel kemudian dirubah menjadi kombinasi antara tipe *cone* dan bel. Tipe *cone* digunakan pada grafit untuk daerah *throat*, sedangkan di bagian *downstream* tetap menggunakan kontur bel. Penentuan sudut *cone* didasarkan pada rata-rata sudut antara ujung grafit di bagian divergen sampai *throat*.

Injektor digunakan untuk mendistribusikan propelan yang dibutuhkan ke ruang bakar sekaligus untuk mengatur rasio *mixing* dan tingkat pengkabutannya. Injektor ECX1000H menggunakan tipe *impinging stream* dengan perbandingan 1:3. Dalam satu cluster, satu lubang *fuel* dikelilingi oleh tiga lubang oksidator. *Fuel* masuk ke injektor dari arah dinding ruang bakar, sedangkan oksidator dari arah cap mesin seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5-2. Diameter lubang injektor satu mm untuk keduanya. Gambar 5-3 menunjukkan injektor IJ-1T-KH-2-2 yang digunakan dalam pengujian mesin kali ini dan distribusi lubang *fuel* serta oksidatornya. Di tengah-tengah injektor terdapat satu lubang untuk tempat masuknya *igniter*.



Gambar 5-2: Konstruksi lubang oksidator dan *fuel*

Untuk menyediakan energy aktifasi pembakaran, mesin ini menggunakan *igniter* berbasis pyrotechnic dengan isian propelan padat HTPB, *pellet* propelan, *black powder* dan *squib* sebagai pemicu penyalaannya. Konfigurasi propelan padat adalah konfigurasi untuk end

burning agar dapat diperoleh waktu pembakaran yang lama.

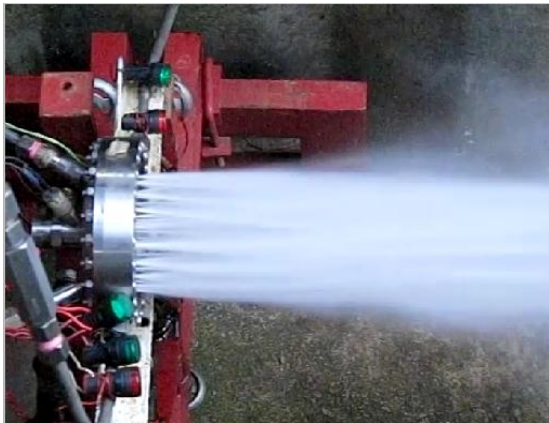


Gambar 5-3: Distribusi cluster oksidator-*fuel* injektor IJ-1T-KH-2-2

5.3 Kinerja Injektor

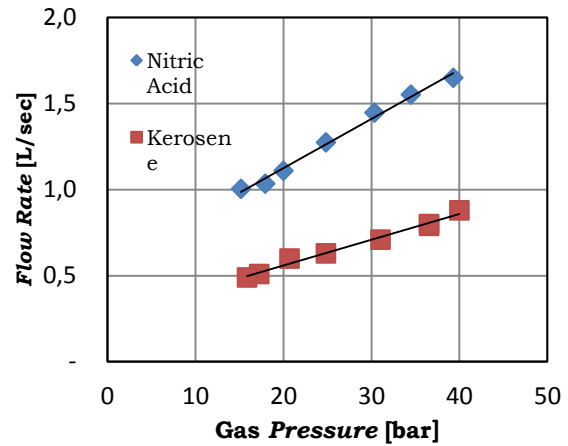
Injektor yang baik adalah injektor yang mampu mendistribusikan propelan secara efisien yang berarti untuk mendistribusikan propelan ke ruang bakar dengan debit yang besar, tekanan yang dibutuhkan relatif kecil. Selain itu injektor tersebut mampu menghasilkan tingkat pengkabutan yang baik. Gambar 5-4 menunjukkan pengujian injektor mesin ECX1000H yang menggunakan kerosene untuk *fuel* dan air untuk oksidator sebagai ganti asam nitrat. Pengujian ini dilakukan dengan variabel tekanan gas nitrogen sebagai gas penekan. Dari gambar tersebut dapat dilihat bahwa tingkat pengkabutan kerosene dan air sudah cukup bagus. Namun, baik aliran *fuel* maupun oksidator, terlihat adanya ketidakseragaman aliran. Untuk *fuel*, semburan propelan yang lurus ke belakang ada yang terlihat besar ada yang kecil. Arahnya pun tidak merata lurus ke belakang. Ketidakseragaman ini dikarenakan oleh dua faktor, yaitu manufaktur injektor yang kurang presisi dan distribusi tekanan dalam *manifold* yang tidak merata. Hal yang sama juga dapat kita lihat dalam injeksi oksidator. Manufaktur untuk lubang oksidator yang mempunyai sudut kemiringan mengalami lebih banyak kesulitan dibanding dengan lubang *fuel* yang tegak lurus terhadap permukaan.

Material injektor yang terbuat dari SS316 yang cukup keras menambah tingkat kesulitan dalam manufakturnya. Ketidakteraturan aliran ini berpotensi menyebabkan terjadinya *thrust misalignment* dan ketidakstabilan pembakaran yang pada kasus terburuk dapat menyebabkan kerusakan enjin yang fatal [Huzel, 1992]. Untuk saat ini, fokus pengembangan lebih ke arah pencapaian gaya dorong yang ditargetkan, belum masuk ke akurasi arah gaya dorong dan sebagainya.



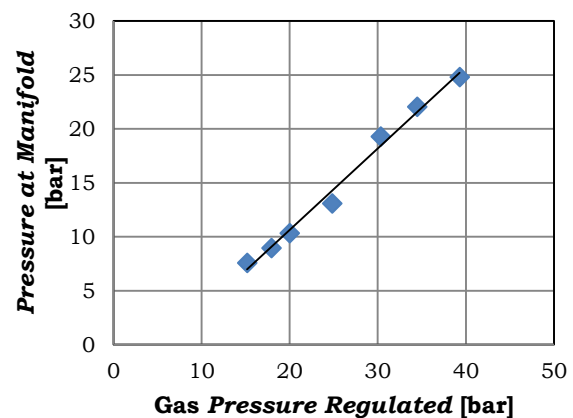
Gambar 5-4: Uji kabut injektor IJ-1T-KH-2-2; Kerosen dengan tekanan gas 40 bar (atas) dan Air dengan tekanan gas 39,3 bar (bawah)

Gambar 5-5 menunjukkan grafik hasil pengukuran debit *fuel* dan oksidator injektor yang digunakan dalam enjin ini. Dari grafik tersebut dapat diketahui bahwa kinerja injektor tersebut masih rendah karena untuk mendistribusikan asam nitrat dengan debit 2,3 liter/detik, diperlukan perbedaan tekanan (*pressure drop*) yang cukup tinggi, yakni di atas 50 bar. Idealnya tekanan tersebut berkisar 10 – 15 bar.



Gambar 5-5: Debit propelan injektor IJ-1T-KH-2-2 berdasarkan tekanan gas penekan yang diukur pada tangki propelan

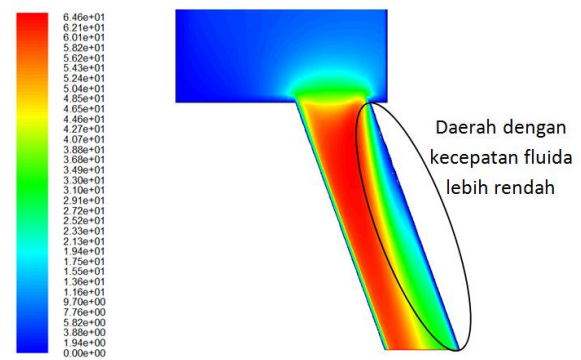
Ada dua faktor yang dianggap sebagai penyebab rendahnya debit tersebut, yaitu kecepatan suplai gas dari tabung gas penekan yang tidak cukup dan konstruksi injektor yang mempunyai kinerja yang rendah. Kecepatan suplai gas dari tabung gas penekan dipengaruhi oleh C_d dari sistem *valve* dan pemipaan. Seperti ditunjukkan pada Gambar 4-2, antara tabung gas dan tabung propelan terdapat beberapa *valve* yang masing-masing mempunyai nilai C_d sendiri-sendiri. Pada pengujian saat ini, *valve* tabung gas masih menggunakan *valve* yang tersedia di pasaran yang mempunyai nilai C_d yang rendah sehingga menghambat kecepatan suplai gas ke tabung gas penekan pada tekanan yang ditentukan. Ilustrasi penurunan tekanan saat pengujian ditunjukkan pada Gambar 5-6.



Gambar 5-6: Penurunan tekanan di manifold injektor

Konstruksi lubang injektor seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5-2 juga menyebabkan terjadinya kehilangan tekanan yang cukup besar. Analisa terhadap hal ini dilakukan dengan mensimulasikan aliran asam nitrat dengan menggunakan *software* CFD, FLuent. Simulasi dilakukan dengan model turbulen k-epsilon dengan memberikan tekanan pada *inlet* sesuai dengan tekanan gas penekan. Pada simulasi ini, tekanan *inlet* adalah 31 atm, tekanan *outlet* 1 atm dan temperatur fluida 300 K. Dari hasil simulasi dengan CFD seperti yang ditunjukkan pada Gambar 5-7, bentuk lubang injektor oksidator menyebabkan aliran mengalami penyempitan sehingga menyebabkan pengecilan diameter efektif lubang oksidator pada bagian lubang miring yang berdiameter satu mm, dan memperkecil *coefficient of discharge* (Cd) yang pada akhirnya membuat debit aliran mengecil. Pada gambar tersebut ditunjukkan kecepatan aliran oksidator di lubang miring tidak merata karena fluida cenderung mengalir ke arah lurus sehingga kecepatan fluida pada sisi yang ditunjukkan pada gambar lebih rendah, bahkan di dekat dinding kecepatan fluida mendekati nol. Yang artinya diameter efektif dari lubang tersebut turun dan berimbas pada turunnya debit oksidator. Hasil investigasi dengan CFD yang lebih rinci terkait efek konstruksi injektor mesin ini terhadap kinerjanya akan dibahas pada publikasi terpisah.

Untuk menguji kinerja mesin yang meliputi pengukuran gaya dorong dan tekanan ruang bakar, uji pembakaran telah dilakukan beberapa kali di *test bed* yang ada di Pusat Teknologi Roket-LAPAN. Gambar 5-8 menunjukkan posisi mesin di *test bed* sebelum dilakukan uji bakar. Di bagian depan dipasang *loadcell* untuk mengukur gaya dorong, sedangkan di dinding samping daerah *inlet* nosel dipasang *pressure transducer* dengan pendingin air.



Gambar 5-7: Distribusi kecepatan aliran oksidator pada injektor hasil simulasi CFD



Gambar 5-8: Posisi mesin pada *test bed*

Gambar 5-9 menunjukkan proses pengujian *igniter* saat terpasang pada injektor. Semburan api dari *igniter* keluar menyembur selama lebih dari 3 detik dari lubang *igniter* yang terpasang di tengah-tengah injektor. Pada saat uji bakar, *igniter* dinyalakan satu detik terlebih dahulu sebelum propelan keluar untuk mencegah terjadinya ledakan akibat terakumulasinya propelan di ruang bakar. Semburan api dari *igniter* cukup kuat dan lama, namun arahnya tidak menyebar sehingga proses pembakaran mengalami sedikit *delay* karena hanya mengenai pancaran propelan yang mengelilingi *igniter* saja. *Delay* ini mengakibatkan terjadi sedikit ledakan karena propelan sedikit terakumulasi di ruang bakar yang terpasang horisontal pada *test bed*.

Gambar 5-9: Uji penyalaaan *igniter*

Gambar 5-10 menunjukkan semburan gas hasil pembakaran yang keluar dari enjin ECX1000H saat uji bakar. Pancaran gas yang keluar dari nosel cukup stabil dan lurus. Gambar 5-11 menunjukkan proses pembakaran dari sejak penyalaaan sampai sebelum berhenti. Pada awal pembakaran terlihat gumpalan api yang menunjukkan pembakaran belum memenuhi ruang bakar dan tekanan masih sangat kecil. Kemudian terlihat beberapa *shock diamond* berbaris dari depan ke belakang. Namun, dari gambar tersebut dapat dilihat, gas yang keluar dari *exit* nosel dalam kondisi *over expanded*, gas tertekan ke arah sumbu karena tekanannya lebih kecil dari tekanan atmosfer. Dari Gambar 5-12 dapat diketahui pembakaran terjadi dalam waktu tiga detik. Pada awal pembakaran, gaya dorong mencapai 640 kgf kemudian turun sampai 610 kgf dan kemudian setengah detik menjelang akhir pembakaran gaya dorong naik hingga

mencapai 670 kgf kemudian pembakaran berakhir. Sehingga diperkirakan tekanan ruang bakar hanya antara 18-20 bar, jauh di bawah tekanan rancangan 30 bar. Kondisi ini menyebabkan tekanan gas di *exit* nosel juga menjadi kurang lebih 0,67 bar. Kondisi ini disebut kondisi aliran *over-expanded*.

Dari data yang ditunjukkan pada Gambar 5-5 di atas, jika tekanan gas 60 bar dan tekanan ruang bakar 20 bar, maka debit asam nitrat dan kerosene masing-masing 1,7 liter/detik dan 0,88 liter/detik. Debit ini seharusnya dapat menghasilkan gaya dorong sekitar 700 kgf, lebih tinggi dari data yang diperoleh antara 30 kgf pada saat nilai maksimum dan 90 kgf untuk rata-ratanya. Selisih 4,3% sampai 12,9% gaya dorong ini disebabkan oleh tingkat pengkabutan dan *mixing* dari injektor tersebut dan menunjukkan tingkat efisiensi dari enjin tersebut.

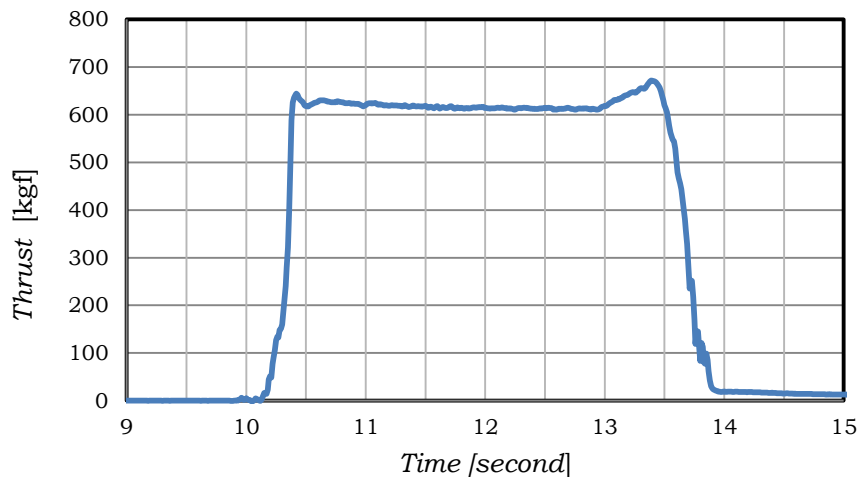


Gambar 5-10: Uji bakar enjin ECX1000H (kamera belakang atas)





Gambar 5-11: Uji bakar mesin ECX1000H (kamera samping atas)



Gambar 5-12: Grafik gaya dorong uji bakar mesin ECX1000H

5 KESIMPULAN

Rancang bangun mesin roket cair ECX1000H dengan propelan asam nitrat dan kerosen yang didesain dapat menghasilkan gaya dorong maksimum 1000 kgf pada tekanan 30 bar telah dilakukan dengan tahapan desain, manufaktur sampai uji bakar.

Dari hasil perhitungan analitik, dengan rasio percampuran 4,8 debit propelan yang diperlukan adalah 2,39 liter/detik asam nitrat dan 1,13 liter/detik kerosen Secara teori mesin ini dapat menghasilkan impuls spesifik sebesar 242.

Kinerja sistem *igniter* pada umumnya sudah cukup bagus karena dapat menghasilkan semburan api yang kuat dan stabil selama tiga detik. Namun pada proses awal penyalaan, masih terjadi sedikit ledakan karena penyebaran pancaran gas dari lubang *igniter* tidak meluas sehingga hanya menabrak sedikit saja campuran propelan yang berasal dari lubang di sekeliling lokasi lubang *igniter*.

Pada uji bakar, mesin menghasilkan semburan gas hasil pembakaran

yang lurus dan stabil, namun gaya dorong yang diperoleh masih jauh dari gaya dorong maksimum yang dirancang. Gaya dorong maksimum rancangan adalah 1000 kgf sedangkan gaya dorong rata-rata yang diperoleh 610 kgf dan gaya dorong maksimumnya 670 kgf. Rendahnya gaya dorong ini disebabkan oleh dua faktor utama, yaitu kinerja injektor yang masih rendah dan kecepatan suplai gas penekan yang kurang.

Kurangnya kecepatan suplai gas penekan disebabkan oleh konstruksi sistem *valve* yang menyebabkan tingginya *pressure drop* aliran gas dan pada akhirnya memperkecil kecepatan aliran gas penekan ke tangki propelan. Sedangkan kurang optimalnya kinerja injektor disebabkan oleh desain lubang injektornya yang kurang bagus sehingga menyebabkan terjadinya area fluida berkecepatan sangat rendah yang menyebabkan pengurangan luas efektif dari lubang oksidator. Kecepatan oksidator yang diperoleh hanya 1,7 liter/detik. Dari kecepatan suplai oksidator tersebut, seharusnya gaya dorong yang diperoleh

adalah sekitar 700 kgf, sedangkan yang diperoleh adalah 30 - 90 kgf di bawah nilai tersebut. Perbedaan ini disebabkan oleh kinerja pengkabutan dari injektor dan menunjukkan tingkat efisiensi pembakaran dari enjin ini.

UCAPAN TERIMA KASIH

Kami mengucapkan terima kasih kepada Kementerian Riset dan Teknologi yang telah membantu membiayai riset ini melalui skema Riset Insentif. Tak lupa kami juga mengucapkan terima kasih kepada Ir. Yus Kadarusman Markis, Dipl.Ing, selaku kepala Pusat Teknologi Wahana Dirgantara – LAPAN atas dukungan penuhnya terhadap program pengembangan roket cair ini, juga kepada seluruh personil yang telah menjadi *partner* diskusi dan yang telah membantu dalam proses manufaktur dan pengujian.

DAFTAR RUJUKAN

- Edwards Tim, 2003. *Liquid Fuels and Propellants for Aerospace Propulsion: 1903-2003*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 19 No. 6.
- Frauenberger, H., Jessen, F. C., Meier, K. and Wheeler, W. E., 1952. *Exploratory Work with Pre-mixing Injectors for Nitric Acid – Kerosene Rocket Motors*, Technical Note No. R.P.D.62, Royal Aircraft Establishment, Farnborough.
- Hagerty, R. P., Meier, K. and Wheeler, W. E., 1952. *Nitric Acid– Kerosene Rocket Motors Initial Development Work with Impinging Jet Type Injectors*”, Technical Note No. R. P. D. 65, Royal Aircraft Establishment, Farnborough.
- Hakim A. N., 2010. *Analisa Uji Bakar Roket RCX2 Berpropelan GOX-Kerosen*, Prosiding Seminar Nasional Thermofluid, Yogyakarta.
- Hakim A. N., 2011. *Analisis Propulsi Enjin Rocket Cair RCX300H dengan Storable Propellant Asam Nitrat dan Kerosen*, Prosiding Seminar Nasional IPTEK Dirgantara (SIPTKEGAN) XV, Jakarta.
- Huzel, D. K., 1992. *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA.
- Priamadi, E., Hakim A. N., Bura R. O., 2011. *Desain Nosel Roket Cair RCX250 Menggunakan Metode Parabolik dengan Modifikasi Sudut Ekspansi*, Jurnal Teknologi Dirgantara, Vol. 9 No. 1.
- Rukmini S. D., Wahyuni, D., Wasi, D. R., Sufri A., 2000. *Penelitian Sistem Propulsi Cair dengan Pendingin pada Ruang Bakar*, Jurnal Nusantara Kimia No. 2.2. Vol VII Tahun ke-7.
- Sutton, G. P., 1992. *Rocket Propulsion Elements 6th edition*, John Wiley & Sons.
- Wahyuni, D., Rukmini S. D., 2000. *Pengaruh Kombinasi Propelan pada Stabilitas Pembakaran Sistem Propulsi Cair*, Jurnal Nusantara Kimia No. 2.2. Vol. VII, Tahun ke-7.
- Williams, W. H., 1950. *Thermodynamic Charts for the Combustion Products of Nitric Acid and Kerosene*, Reports and Memoranda No. 2982, Aeronautical Research Council, Ministry of Supply.

