

RANCANG BANGUN *FUEL SYSTEM* UNTUK *TURBOCHARGER GAS TURBINE ENGINE* DENGAN *INDUCER* DIAMETER 1,75 INCH DI HANGAR 01 TEKNIK PESAWAT UDARA SEKOLAH TINGGI PENERBANGAN INDONESIA

Ridho Ramadhan⁽¹⁾, Wira Gauthama⁽²⁾, Zulham Hidayat⁽³⁾

Politeknik Penerbangan Indonesia Curug, Tangerang.

Abstrak: *Turbocharger* adalah sebuah kompresor sentrifugal yang mendapat daya dari turbin yang sumber tenaganya berasal dari gas buang kendaraan. Pada perancangan ini *turbocharger* digunakan sebagai pengganti dari fungsi *compressor* dan *turbine*[1]. Rancang bangun *turbocharger gas turbine engine* ini dibagi menjadi beberapa sistem antara lain; *combustion chamber*, *oil system*, *fuel system*, dan *ignition system*. Dari teori – teori yang ada pada referensi[2], penulis melakukan proses perancangan yang terdiri dari beberapa bahasan, antara lain menentukan bahan bakar yang akan digunakan, hose, valve dan nozzle. Bahan bakar yang digunakan dalam rancangan ini adalah LPG (Liquid Petroleum Gas)[3]. *Hose* dan *valve* yang digunakan pada rancangan ini menyesuaikan dengan debit fluida yaitu sebesar $6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$, kecepatan fluida sebesar 87,77 m/s, dan tekanan aliran fluida sebesar 238,88 psi. Nozle yang digunakan berdiameter 0,005 m. Dari perancangan *fuel system* yang penulis rancang dapat menyalurkan bahan bakar yang dibutuhkan agar dapat menghasilkan pembakaran yang optimal..

Kata Kunci: *turbocharger, fuel system, gas turbine engine, turbocharger gas turbine engine.*

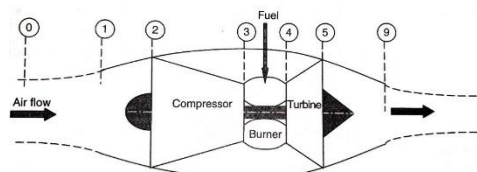
Abstract: *Turbocharger is a centrifugal compressor that gets power from turbines whose power source comes from vehicle exhaust gases. In this design the turbocharger is used instead of the compressor and turbine function. Refer to the References, the authors carry out the design process which consists of several topics, including determining the fuel to be used, hose, valve and nozzle. The fuel used in this design is LPG (Liquid Petroleum Gas). The hose and valve used in this design adjusts to the fluid flow of $6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$, the fluid velocity of 87,77 m/s, and the pressure of the fluid flow of 238,88 psi. The nozzle used was 0,005 m in diameter. From the design of the fuel system that the author designed can deliver the fuel needed to produce optimal combustion.*

Keyword: *turbocharger, fuel system, gas turbine engine, turbocharger gas turbine engine.*

Pendahuluan

A. Latar Belakang

Gas Turbine Engine pada dasarnya adalah sebuah generator gas yang dilengkapi dengan sistem *inlet* dan *exhaust*. *Gas turbine engine* terdiri dari *gas generator section* dan *power conversion section*. *Gas generator section* terdiri dari *compressor*, *combustion chamber*, dan *turbine*[4]. *Gas turbine engine* merupakan mesin yang dirancang untuk mengubah energi dari bahan bakar dengan proses pembakaran menjadi energi mekanis (poros) atau dorongan jet (*thrust*)[5]. Parameter tambahan, yang diperlukan untuk menghitung kinerja *gas turbine engine* adalah efisiensi komponen saluran masuk (*inlet*) dan buang (*exhaust*). Berikut merupakan *Station Numbers* pada *gas turbine engine* tipe *turbojet*. 0 – inlet lip, 1 – *compressor face*, 2 – *compressor exit*, 3 – *burner exit*, 4 – *turbine exit*, 5 – *nozzle exit*, 9 – *exhaust*[4].



Gambar 1 Schematic Turbo Engine

Pada bagian *compressor* terdapat 2 bagian yaitu *low pressure compressor* dan *high pressure compressor*. Pada bagian *low pressure compressor* udara dihisap dari luar untuk masuk ke dalam mesin, kemudian udara tersebut dimampatkan lagi oleh *high pressure compressor* sehingga tekanan dan suhu naik. Udara dari *compressor* dengan kecepatan tinggi masuk ke dalam *combustion chamber* dan kemudian

dicampur dengan bahan bakar yang keluar dari *injector* dan kemudian dibakar. Hasil pembakaran tersebut menghasilkan energi yang besar dengan suhu mencapai lebih dari 2.000°C dan gas dari hasil pembakaran tersebut kemudian digunakan untuk menggerakkan *turbine* dengan suhu masuk ke dalam turbin sekitar 1.500°C dan suhu yang keluar dari *turbine* turun hingga 900°C. Gaya putaran *turbine* diekstraksi kembali untuk menggerakkan *compressor*.

Pada penelitian ini penulis tertarik untuk membuat suatu rancangan *turbojet engine* dengan memanfaatkan cara kerja dari *turbocharger* sebagai pengganti dari kerja *compressor* dan *turbine*, yaitu memanfaatkan putaran *turbine* untuk menggerakkan *compressor*. *Turbine* berputar dari hasil pembakaran yang keluar melalui *exhaust* dan secara otomatis *compressor* berputar karena tergabung dalam 1 *shaft*.

Turbocharger termasuk dalam kategori *gas turbine* berukuran kecil. *Turbocharger* biasanya merupakan komponen tambahan pada mesin piston yang berfungsi untuk menambahkan udara yang masuk ke dalam *engine* sehingga *power* yang dihasilkan meningkat. Peletakan komponen *turbine* dari *turbocharger* diletakan pada *exhaust manifold* dan *compressor* diletakan pada *intake manifold*. *Exhaust gas* dari mesin piston masuk ke dalam *turbine*, kemudian energi totalnya sebagian dikonversi menjadi *shaft power*. *Turbine* menggerakkan *compressor*, yang biasanya merupakan *single stage radial compressor*. *Compressor* kemudian menghisap udara dari luar dan

meningkatkan udara yang masuk ke dalam *engine*.

Dalam merancang *turbocharger gas turbine engine* dibutuhkan sistem-sistem pendukung agar rancangan ini dapat berfungsi dengan baik, sistem yang dibutuhkan antara lain; *fuel system*, *ignition system*, *oil system* serta *combustion system*. Oleh karena itu, berdasarkan uraian tersebut yang telah dijelaskan, penulis akan mengangkat penelitian yang berjudul “**RANCANG BANGUN FUEL SYSTEM UNTUK TURBOCHARGER GAS TURBINE ENGINE DENGAN INDUCER DIAMETER 1,75 INCH DI HANGAR 01 TEKNIK PESAWAT UDARA SEKOLAH TINGGI PENERBANGAN INDONESIA**”.

B. Perumusan Masalah

1. Bagaimana menentukan bahan bakar yang akan dipakai pada sistem bahan bakar?
2. Bagaimana menentukan perbandingan *Air Fuel Ratio* agar dapat terjadi pembakaran?
3. Bagaimana menentukan kecepatan aliran, debit, viskositas dan bilangan Reynolds dari sistem bahan bakar?
4. Bagaimana menentukan kerugian aliran dari sistem bahan bakar?
5. Bagaimana menentukan komponen yang akan digunakan dalam sistem bahan bakar?

C. Maksud

1. Mengimplementasikan teori *gas turbine engine* yang telah diperoleh
2. Dapat membantu para taruna dalam memahami sistem kerja *gas turbine engine*

3. Mengetahui konsep perancangan *gas turbine engine* dengan menggunakan *turbocharger*

D. Tujuan

1. Mengetahui rancangan sistem bahan bakar yang akan digunakan pada rancangan *gas turbine engine* menggunakan *turbocharger*
2. Mengetahui komponen – komponen yang akan digunakan dalam rancangan *gas turbine engine* menggunakan *turbocharger*
3. Mengetahui cara dalam perancangan *gas turbine engine* menggunakan *turbocharger*

Metodologi Perancangan

A. Desain Perancangan

1. Kondisi saat ini



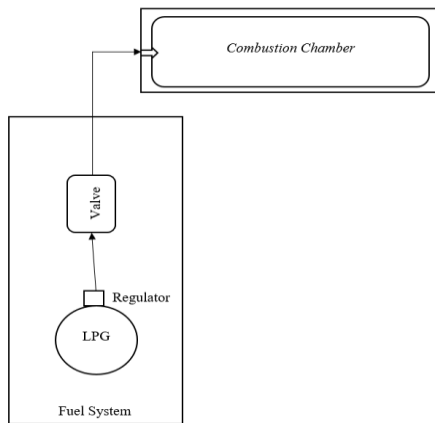
Gambar 2 Turbocharger ZAGE TD06SL2-20G

Turbocharger ZAGE TD06SL2-20G merupakan suatu alat yang digunakan pada *piston engine* untuk meningkatkan performa dari mesin tersebut. Dengan memanfaatkan udara dari gas buang, udara gas buang tersebut masuk ke dalam *turbine* sehingga membuat *turbine* dari *turbocharger* berputar dan menyalurkan putaran tersebut untuk memutar *compressor* dan menghisap udara dari luar untuk masuk ke dalam ruang bakar. Udara dalam *compressor* dimampatkan dan disalurkan

ke dalam ruang pembakaran sehingga dihasilkan tenaga/power yang besar.

2. Kondisi yang diinginkan

Dengan kondisi sebelumnya, akan dirancang beberapa sistem agar dapat terbentuk menjadi sebuah *jet engine* sederhana dengan menggunakan *turbocharger* sebagai pengganti dari *compressor* dan *turbine*. Beberapa sistem tersebut diantaranya adalah *oil system*, *fuel system*, *combustion system* dan *ignition system*. Penulis akan merancang sistem bahan bakar pada rancangan *turbocharger gas turbine engine* untuk menghasilkan pembakaran pada *combustion chamber* dengan menyesuaikan udara yang didapat dari *turbocharger*.



Gambar 3 hubungan antara Fuel system dan combustion chamber

B. Waktu dan Lokasi Perancangan

Perancangan sistem bahan bakar *turbocharger gas turbine engine* akan dilakukan mulai dari Maret 2019 – Juli 2019 sesuai dengan jadwal yang ditetapkan oleh Program Studi Teknik Pesawat Udara. Lokasi perancangan sistem bahan bakar *turbocharger gas turbine engine* akan dilakukan di Hangar

01 Program Studi Teknik Pesawat Udara Sekolah Tinggi Penerbangan Indonesia.

C. Kriteria Perancangan

[6]Rancang bangun sistem bahan bakar *turbocharger gas turbine engine* ini bertujuan untuk mempermudah taruna Program Studi Teknik Pesawat Udara dalam mengimplementasikan teori dari mata kuliah *Gas Turbine Engine*. Rancang bangun ini didesign dengan kriteria yang sesuai dengan fungsi dan kegunaannya. Kriteria yang akan dijelaskan kelak akan dibandingkan dengan hasil uji coba dan hasil perhitungan apakah terdapat kesesuaian, berikut kriteria yang akan dijelaskan.

1. Sistem Bahan Bakar

a. Bahan Bakar

Bahan bakar yang digunakan pada sistem harus dapat memberikan pembakaran yang optimal karena bahan bakar adalah hal yang sangat penting dalam proses pembakaran di dalam *combustion chamber*. Oleh karena itu bahan bakar yang digunakan harus dipilih sesuai dengan kriteria yang diinginkan agar engine dapat melakukan proses pembakaran yang optimal. Bahan bakar yang digunakan juga harus aman untuk digunakan dalam proses pembakaran.

b. Hose dan Pipe

Hose dan Pipe yang digunakan pada sistem harus mampu menahan pressure dan temperature yang tinggi karena untuk mengalirkan bahan bakar dari tabung menuju valve yang kemudian akan dialirkan ke dalam *combustion chamber*.

c. Valve

Valve yang digunakan pada system harus mampu mengatur banyaknya bahan bakar dan tekanan yang masuk ke dalam combustion chamber untuk mendapatkan pembakaran yang optimal.

d. Nozzle

Nozzle yang digunakan pada sistem harus mampu menyemprotkan bahan bakar yang mengalir menuju ke combustion chamber hingga terjadi atomizing agar dapat terjadi pembakaran yang optimal.

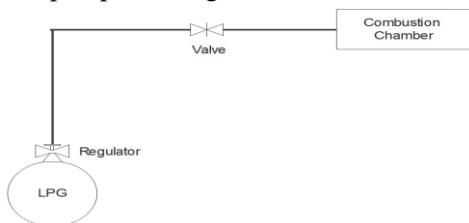
D. Penggunaan Rancangan

Setelah seluruh kriteria dilakukan *assembly*, tujuan dari perancangan system bahan bakar *turbocharger gas turbine engine* ini adalah untuk menyalurkan bahan bakar ke dalam *combustion chamber* sesuai dengan yang dibutuhkan untuk menghasilkan pembakaran yang sempurna.

Pembahasan

A. Gambaran Umum Perancangan

Pada perancangan *turbocharger gas turbine engine* ini terbagi menjadi beberapa sistem rancangan, yaitu *fuel system*, *ignition system*, *lubricating system*, dan *combustion chamber*. Setiap sistem mempunyai fungsi masing – masing dan akan mempermudah dalam tahapan perancangan.



Gambar 4 Schematic Drawing of design

Rancang bangun fuel system dirancang untuk menyalurkan bahan bakar yang dibutuhkan oleh combustion chamber agar terjadi pembakaran yang sempurna. Prinsip kerja dari rancang bangun sistem bahan bakar turbocharger gas turbine engine ini adalah gas elpiji yang akan digunakan sebagai fuel dialirkan melalui *hose* menuju *combustion chamber*. Sebelum menuju *combustion chamber*, aliran fluida terlebih dahulu masuk kedalam *ball valve* agar dapat diatur jumlah aliran fluida yang masuk ke *combustion chamber*. Jumlah *fuel* yang akan masuk ke *combustion chamber* akan disesuaikan dengan jumlah udara yang masuk dari *compressor turbocharger* agar terjadi pembakaran yang sempurna[7].

B. Tahapan Perancangan

1. Pemilihan Bahan Bakar

Penulis menentukan untuk menggunakan gas Elpiji sebagai bahan bakar untuk turbocharger gas turbine engine ini. Alasan penulis untuk menggunakan bahan bakar elpiji adalah sebagai berikut:

- a. Dengan menggunakan gas Elpiji, penulis lebih mudah untuk merancang sistem penyaluran bahan bakar ke dalam combustion chamber.
- b. Dengan menggunakan gas Elpiji, akan lebih mudah terjadi pembakaran di dalam combustion chamber karena harus menjadi vapour seperti bahan bakar jenis liquid.
- c. Berdasarkan tabel dibawah ini, gas Elpiji mempunyai daya panas yang tinggi daripada bahan bakar lainnya.

Tabel 1. Perbandingan panas dari berbagai bahan bakar

Bahan Bakar	Daya Pemanasan (Kcal/Kg)	Efisiensi Apparatus (%)	Daya Panas Bermanfaat (Kcal / kg)
Kayu Bakar	4.000	15	600
Arang	8.000	15	1.200
Minyak Tanah	10.479	40	4.192
Gas Kota	4.500	55	2.475
Etpji	11.255	53	5.965
Listrik	860 (kcal/kwh)	60	516 (kcal/kwh)

2. Aliran Fluida Gas LPG

a. Debit Aliran Bahan Bakar

Dari perhitungan $AFR_{stoikiometri}$ LPG didapat perbandingan massa bahan bakar dengan massa udara adalah 1 : 15. Jika udara yang masuk dari *compressor* sebesar 378 ft³/m (lampiran 1) = 0,178 m³/s = 0,2083 kg/s maka:

$$\frac{\text{massa bahan bakar}}{\text{massa udara}}$$

$$\frac{1}{15} = \frac{\text{massa bahan bakar}}{0,2083 \text{ kg/s}}$$

$$\text{massa bahan bakar} = \frac{0,2083}{15}$$

$$\text{massa bahan bakar} = 0,013 \text{ kg/s}$$

Diketahui:

1 kg LPG = 0,53 m³ LPG maka
 $0,013 \text{ kg/s} = 6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$

Dengan itu debit aliran bahan bakar untuk menghasilkan pembakaran yang sempurna dengan menyesuaikan jumlah udara yang keluar dari *turbocharger* adalah $Q = 6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$ (asumsi kondisi valve terbuka penuh).

b. Kecepatan aliran fluida pada *outlet nozzle*

Diketahui:

- Tekanan Gas LPG = 120 psi = 827371 pa

- Tekanan pada *combustion chamber* = 129,69 Kpa = 129690 pa (Lampiran 7)

- Nilai $c = 253 \text{ m/s}$ (Lampiran 11)

- Nilai $\gamma = 1,4$ (Lampiran 12)

Dengan perbedaan tekanan antara gas LPG dengan *combustion chamber*, maka:

$$v = c \sqrt{\frac{2}{\gamma - 1} \left(1 - \frac{P_0}{P} \right)^{\frac{\gamma - 1}{\gamma}}}$$

$$v = 562,88 \text{ m/s}$$

c. Pemilihan Nozzle

Diketahui:

- Debit aliran $Q = 6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$

- Kecepatan aliran $v = 562,88 \text{ m/s}$

Maka

$$Q = A \times v$$

$$A = 1,2 \times 10^{-5} \text{ m}^2$$

Maka diameter nozzle dapat ditentukan dengan persamaan lingkaran:

$$d = 3,9 \times 10^{-3} \text{ m}$$

d. Kecepatan aliran pada *inlet nozzle*

Diketahui:

- Kecepatan pada *outlet nozzle* = 562,88 m/s

- Area *outlet nozzle* = $1,2 \times 10^{-5} \text{ m}^2$

- Area *inlet nozzle* = $7,85 \times 10^{-5} \text{ m}^2$

Maka

$$Q_1 = Q_2$$

$$Q_{inlet} = Q_{outlet}$$

$$v_1 A_1 = v_2 A_2$$

$$v_1 = 140,54 \text{ m/s}$$

e. Head pressure pada *nozzle*

Diketahui:

- Tekanan fluida pada *nozzle*

$$F = \rho \times Q \times v$$

$$F = 10,04 \text{ N}$$

Maka

$$P = \frac{F}{A}$$

$$P = 512244,89$$

Maka head loss pada *nozzle*

$$h = \frac{P}{\rho \times g}$$

$$h = 20181,42 \text{ m}$$

3. Pemilihan Selang

Menentukan diameter

Diketahui:

- Debit aliran bahan bakar $Q = 6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$
- Kecepatan aliran pada *inlet nozzle*
 $v = 140,54 \text{ m/s}$

Maka

$$D = 1,13 \sqrt{\frac{Q}{v}}$$

$$D = 1 \times 10^{-2} \text{ m}$$

4. Viskositas LPG Campuran

Gas LPG Campuran terdiri dari senyawa propana dan butana, oleh karena itu viskositas dari gas LPG Campuran dapat ditentukan dengan teori Chapman – Enskog (Bird, Stewart & Lightfoot, 2003), yaitu:

$$v_{mix} = \sum_{\alpha} \frac{x_{\alpha} v_{\alpha}}{\sum_{\beta} x_{\beta} \Phi_{\alpha\beta}}$$

Dimana

$$\Phi_{\alpha\beta} = \frac{1}{\sqrt{8}} \left(1 + \frac{M_{\alpha}}{M_{\beta}} \right)^{\frac{1}{2}} \left[1 + \left(\frac{v_{\alpha}}{v_{\beta}} \right)^{\frac{1}{2}} \left(\frac{M_{\beta}}{M_{\alpha}} \right)^{\frac{1}{4}} \right]^2$$

Viskositas dari masing – masing gas penyusun dari gas LPG Campuran (dari substansi murninya [*pure substance*]) ditunjukkan pada tabel berikut:

Tabel 2 Viskositas Propana dan Butana

Senyawa	Fraksi Massa (x_{α})	Viskositas (m^2/s)
C_3H_8	0,532	$5,333 \times 10^{-6}$
C_4H_{10}	0,468	$3,72 \times 10^{-6}$

Dari tabel tersebut dapat dilakukan perhitungan terhadap $x_{\beta} \Phi_{\alpha\beta}$ yang ditabelkan pada tabel berikut:

Tabel 3 Data untuk perhitungan Viskositas Gas LPG Campuran

α	β	$\frac{v_{\alpha}}{v_{\beta}}$	$\frac{M_{\alpha}}{M_{\beta}}$	$\Phi_{\alpha\beta}$	$\sum_{\beta=1}^2 x_{\beta} \Phi_{\alpha\beta}$
1	1	1,000	1,000	1,000	1,105
	2	1,137	0,759	1,225	
2	1	0,880	1,318	0,816	0,902
	2	1,000	1,000	1,000	

Sehingga viskositas gas LPG Campuran adalah sebagai berikut:
 $= 4,498 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$

5. Koefisien Gesek Aluran Fluida

Untuk mengetahui besarnya koefisien gesek aliran yang terjadi, perlu diketahui jenis aliran yang terjadi dalam pipa, yaitu aliran laminar atau aliran turbulen. Untuk mengetahui aliran yang terjadi maka kita harus mengetahui nilai Reynold dengan syarat jika :

- $Re < 2000$, aliran yang terjadi adalah aliran berlapis (laminar)
- $Re > 3000$, aliran yang terjadi adalah aliran berputar (turbulen)

Besarnya bilangan Reynold suatu aliran dalam pipa adalah:

Jika Diketahui:

- Kecepatan aliran fluida melalui *nozzle* = $140,54 \text{ m/s}$
- Diameter *inlet nozzle* = $1 \times 10^{-2} \text{ m}$

c. Viskositas LPG = $4,498 \times 10^{-6} \text{ m}^2/\text{s}$

Maka besarnya bilangan Reynold minimum aliran fluida di dalam pipa:

$$Re_{min} = \frac{v \times D}{\nu_{(nu)}}$$

$$Re_{min} = 312449,97$$

Karena bilangan Reynold lebih besar dari 2000, maka aliran fluida pada pipa adalah aliran turbulen. Maka besar koefisien gesek minimum yang ada pada aliran:

$$f_{min} = \frac{0,316}{Re_{min}^{0,25}}$$

$$f_{min} = 1,3 \times 10^{-2}$$

6. Kerugian Aliran (Head Loss)

Diketahui:

Kecepatan aliran pada *nozzle* = $140,54 \text{ m/s}$

- Debit aliran fluida (Q) = $6,89 \times 10^{-3} \text{ m}^3/\text{s}$
- Diameter *inlet nozzle* (D) = $9 \times 10^{-3} \text{ m}$
- Diameter pipa (D) = $1 \times 10^{-2} \text{ m}$
- Panjang pipa (L) = 2 m
- Koefisien Gesek (f_{min}) = $1,3 \times 10^{-2}$
- Percepatan gravitasi (g) = $9,8 \text{ m/s}^2$

Maka

a. Kerugian aliran pada selang

$$\Delta h_f = f_{min} \frac{L \times v^2}{D_{selang} \times 2g}$$

$$\Delta h_f = 2620,09 \text{ m}$$

b. Kerugian aliran dalam pipa yang mengalami pembelokan 90°

- Nilai K untuk pipa yang mengalami pembelokan 90° dapat dilihat dalam lampiran 4

- Jumlah saluran pipa yang mengalami pembelokan adalah 1

$$\Delta h_f = K_L \frac{v^2}{2g}$$

$$\Delta h_f = 1108,5 \text{ m}$$

c. Kerugian pada aliran dalam valve

- Untuk nilai K valve dapat dilihat dalam lampiran 5

- Jumlah saluran pada valve yang dilalui aliran fluida adalah 1

$$\Delta h_f = K \frac{v^2}{2g}$$

$$\Delta h_f = 5542,5 \text{ m}$$

Jadi pressure head total yang terjadi yaitu:

$$h_{f_{total}} = 20181,42 + 2620,09 + 1108,5 + 5542,5$$

$$h_{f_{total}} = 29452,51 \text{ m}$$

7. Menentukan tekanan yang bekerja pada sistem

Diketahui:

- Pressure head total $h_{f_{total}} = 29452,51 \text{ m}$
- Density LPG $\rho = 2,59 \text{ kg/m}^3$

Maka

$$h_f = \frac{P_t}{\rho g}$$

$$P_t = 108,42 \text{ psi}$$

Jadi tekanan yang bekerja pada sistem adalah $108,42 \text{ psi}$. Dengan hasil tersebut, maka pemilihan selang dengan menggunakan nilai faktor keamanan sebesar 4 (lampiran 2) adalah:

$$\text{Faktor keamanan} = \frac{\text{beban maksimum}}{\text{beban rencana}}$$

$$\text{Beban maksimum} = \text{beban rencana} \times \text{faktor keamanan}$$

$$\text{Beban maksimum} = 108,42 \times 4$$

$$\text{Beban maksimum} = 433,68 \text{ psi}$$

Sesuai dengan hasil perhitungan di atas, maka selang dan valve yang akan digunakan harus dapat menahan tekanan sebesar $433,68 \text{ psi}$.

C. Uji Coba Rancangan

Setelah melakukan proses perhitungan dan perancangan sistem, maka pada bagian ini akan disampaikan uji coba rancangan untuk memastikan bahwa rancangan dapat beroperasi sesuai dengan kriteria perancangan. Seluruh komponen disatukan sehingga terbentuk menjadi sebuah turbocharger gas turbine engine. Pengujian dilakukan dengan melakukan run – up pada engine dan pengujian dilakukan sebanyak 4 kali hingga engine dapat menyala.

D. Interpretasi Hasil Uji Coba Rancangan

Setelah dilakukan uji coba pada rancangan *turbocharger gas turbine engine*, dapat disimpulkan bahwa perancangan *ignition system* yang penulis rancang berhasil. *Ignition system* dapat bekerja dengan baik sesuai dengan fungsinya sehingga, rancangan *turbocharger gas turbine engine* dapat bekerja dengan baik dan stabil.

Dari hasil uji coba yang dilakukan, pada uji coba pertama dan ketiga dengan menggunakan *drill gun, engine* tidak menyala karena putaran *compressor* tidak mencapai *sustain speed* sehingga ketika *drill* dilepas *engine* tidak menyala. Pada uji coba kedua dengan menggunakan blower engine dapat menyala selama 3 detik, sedangkan pada ujicoba keempat dengan menggunakan blower engine dapat menyala secara *continuous*. Dari hasil percobaan tersebut, penulis menyimpulkan bahwa pada uji coba kedua posisi blower terlalu dekat dengan inlet turbocharger dan blower pada posisi *full throttle* sehingga terlalu banyak udara yang masuk ke dalam *combustion chamber*

menyebabkan fuel air mixture tidak sesuai dengan kebutuhan. Sedangkan pada uji coba keempat posisi blower tidak terlalu dekat dengan inlet compressor dan blower dalam kondisi *idle* sehingga udara yang masuk ke dalam *combustion chamber* sesuai dengan yang dibutuhkan.\

Kesimpulan dan Saran

A. Kesimpulan

Dari hasil perhitungan dan perancangan yang telah ditentukan pada fuel system turbocharger gas turbine engine, maka penulis menyimpulkan beberapa hal, yaitu:

1. Dalam menentukan bahan bakar yang aman dan terjadi proses pembakaran dapat menggunakan bahan bakar LPG
2. Dalam menentukan hose berdasarkan tekanan yang bekerja pada sistem yaitu 59,72 psi dan menggunakan nilai faktor keamanan sebesar 4, maka dibutuhkan hose yang mampu menahan tekanan sebesar 238,88 psi
3. Dalam menentukan valve berdasarkan tekanan yang bekerja pada sistem yaitu 59,72 psi, maka dibutuhkan valve yang mampu menahan tekanan sebesar 59,72 psi. Valve yang akan pada rancangan ini berfungsi untuk mengatur jumlah bahan bakar yang masuk ke dalam *combustion chamber*.
4. Nozzle yang digunakan dalam rancangan ini memiliki diameter lubang sebesar 5×10^{-3} m dan berbahan dasar kuningan.

B. Saran

1. Bahan bakar dapat diganti dengan menggunakan bahan bakar liquid untuk mendapatkan pembakaran yang lebih baik dan menghasilkan thrust yang lebih besar
2. Apabila bahan bakar diganti, hose, valve dan nozzle harus menyesuaikan dengan jenis dan karakteristik bahan bakar yang akan digunakan.
3. Tabung gas harus ditempatkan pada posisi yang lebih tinggi agar tekanan gas dapat lebih tinggi. Selain itu, juga dapat ditambahkan suatu alat untuk menghasilkan tekanan yang tinggi untuk bahan bakar yang menuju ke dalam combustion chamber
4. Inlet duct dan exhaust nozzle dapat dirancang lebih baik lagi untuk mendapatkan udara yang cukup dan mendapatkan thrust yang lebih besar.

Daftar Pustaka

- [1] & D. Mattingly, J. D., Heiser, W. H., *Aircraft Engine Design*. New York: American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc, 1987.
- [2] I. E. Treager, *Aircraft Gas Turbine Engine Technology*. United States of America: McGraw Hill Book Company, 1978.
- [3] Yonathan., “PENGARUH VARIASI TEMPERATUR BAHAN BAKAR GAS LPG CAMPURAN TERHADAP KARAKTERISTIK NYALA API DIFUSI PADA BURNER GAS TIPE “EJECTED COMBUSTOR.” Universitas Indonesia., 2008.
- [4] M. P. Boyce, *Gas Turbine Engineering Handbook*. Gulf Professional Publishing., 2012.
- [5] S. Farokhi, *Aircraft Propulsion*. USA: Don Fowley, 2009.
- [6] S. R. Turns, *An Introduction to Combustion Concepts and Applications*. New York: McGraw Hill Company, 2012.
- [7] F. Prasetyo, “ANALISA SISTEM TURBOCHARGER MOTOR GRADER XCMG GR 135.” *Univ. Muhammadiyah Surakarta.*, 2014.