Pembuatan *Ignition* System Pada *Micro Turbojet Engine* AERO–16

Indirwan Alex[1]., Bismil Rabeta[2]., Imron Rosadi[3]
[1][2][3] Prodi Teknik Penerbangan, Fakultas Teknologi Dirgantara, Universitas Dirgantara Marsekal Suryadarma, Jl. Halim Perdanakusuma, Halim Perdanakusuma, Kec. Makassar, Kota Jakarta Timur, Daerah Khusus Ibukota Jakarta 13610, Indonesia
Corresponding Author: indirwanalex@gmail.com

ABSTRAK - Prinsip kerja mesin turbojet bergantung dari komponen utamanya. Komponen utama dari mesin turbojet yaitu kompresor, ruang bakar, turbin. Sebelumnya telah dilakukan pembuatan micro turbojet engine aero – 16 dimana masih ada kekurangan yang harus diperbaiki, salah satunya ignition system. Pada tugas akhir ini dilakukan pembuatan ignition system untuk menunjang proses pembakaran pada micro turbojet engine aero - 16. Ignition system tersebut mempunyai perbedaan dengan system turbojet lainnya secara umum. Ignition system berfungsi menciptakan percikan bunga api pada igniter plug sebagai pemicu terjadinya penyalaan alat yang sebelumnya dibuat, dimana secara fungsi dapat menyebabkan terjadinya ledakan pada combustion chamber. Ignition system merupakan bagian yang penting pada combustion chamber, karena tanpa ada system pengapian, pembakaran campuran udara dan fuel pada combustion chamber tidak akan pernah terjadi. Ignition system telah bekerja dan dapat diaplikasikan sebagai pelengkap sistem pada micro turbojet engine aero – 16 dengan parameter penyalaan di ruang bakar dapat dilakukan dengan minimum putaran potensio meter sebesar 12% dan Rpm minimum sebesar 847. Dimana set pada pressure gauge gas sebesar 1kg/cm^2 dan mempunyai nilai laju aliran massa rata – rata sebesar 24 gram per menit selama tiga kali pengujian dengan set parameter yang sama.

Kata Kunci: Turbojet, Ignition, Ruang bakar (combustion chamber).

1. Pendahuluan

1.1 Latar Belakang

Mesin turbin gas merupakan salah satu jenis mesin yang digunakan sebagai penghasil utama dari gaya dorong yang dibutuhkan pesawat terbang. Komponen utama pada mesin turbin gas yaitu kompresor, ruang bakar dan turbin.

Pada ruang bakar di mana tempat terjadinya proses pembakaran reaksi *eksotermik* antara bahan bakar dan udara, digunakan untuk menghasilkan energi panas. Energi panas digunakan untuk merubah kebentuk lain yaitu energi mekanik pada turbin dalam tahap selanjutnya.

Ignition system berfungsi menciptakan percikan bunga api pada *igniter plug* sebagai pemicu terjadinya pembakaran campuran udara dan bahan bakar pada *combustion chamber*. Untuk mendukung fungsi *ignition system* dibutuhkan tiga komponen lain yaitu *ignition unit, igniter cable* dan *igniter plug*.[1]

Penelitian ini bertujuan untuk membuat dan mengetahui cara kerja *ignition system* pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16.* Pembuatan *igniton system* ini juga sebagai penyempurna komponen penunjang pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16,* karena pada alat tersebut belum ada *Ignition System* yang digunakan.

1.2 Rumusan Masalah

Berdasarkan latar belakang yang telah diuraikan, maka dirumuskan masalah sebagai berikut.

1. Bagaimana proses assembly ignition system pada Micro Turbojet Engine Aero - 16?
2. Bagaimana persentase potensio yang digunakan untuk menghasilkan pembakaran pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16?*
3. Bagaimana parameter – parameter yang dibutuhkan agar terjadinya pembakaran pada *Micro Turbojet Engine Aero – 1*6
4.

1.3 Batasan Masalah

Agar penelitian dapat dilakukan dengan fokus dan tepat maka masalah dan dan objek yang diambil hanya dikhususkan pada *Ignition System* pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16.*

1.4 Tujuan Penelitian

Adapun tujuan penulisan tugas akhir ini adalah:

1. Mengetahui proses assembly ignition system pada Micro Turbojet Engine Aero - 16.
2. Mengetahui berapa persentase potensio meter yang digunakan untuk menghasilkan pembakaran di *combustion chamber.*
3. Mengetahui parameter yang dibutuhkan agar terjadinya pembakaran *Micro Turbojet Engine Aero – 16.*

2. LANDASAN TEORI

2.1 Prinsip Kerja Turbojet

Prinsip kerja mesin turbojet tidak dapat terlepas dengan komponen- komponen kerjanya. Komponen utama dari mesin turbojet yaitu kompresor, ruang bakar, dan turbin. Tiga tahapan awal dari siklus *brayton* di atas terjadi pada komponen-komponen mesin turbojet tersebut. Sedangkan proses siklus *brayton* yang terakhir yakni proses pembuangan panas yang terjadi di udara.[1]

Mesin turbojet menggunakan udara atmosfer sebagai fluida kerja. Udara masuk ke dalam sistem turbojet melalui sisi *inlet* kompresor. Saat melewati kompresor, udara dikompresi oleh beberapa tingkatan sudut kompresor yang tersusun secara aksial. Pada ujung akhir kompresor, penampang *casing* berbentuk *difuser* untuk menambah tekanan keluaran kompresor. Selain itu, ada sebagian udara bertekanan yang tidak diteruskan masuk ke ruang bakar. Sebagian kecil udara bertekanan tersebut diekstraksi untuk berbagai kebutuhan seperti pendinginan stator

turbin, *air conditioning*, dan untuk sistem pencegah terbentuknya es di sisi inlet turbin.

Selanjutnya, udara terkompresi keluar dari kompresor masuk ke ruanbakar. Bahan bakar (avtur contohnya) diinjeksikan ke dalam ruang bakar ini. Sistem ruang bakar memiliki desain khusus sehingga fuel bertekanan yang diinjeksikan pada *fuel nozzle bergunan untuk* mengkabutkan bahan bakar. Campuran bahan bakar dan udara serta oksigen akan menghasilkan pembakaran di dalam ruang bakar. Proses pembakaran yang terjadi menghasilkan efek ledakan yang membuat udara bertekanan. Udara panas hasil pembakaran berekspansi secara bebas ke arah turbin.[2]

2.2 Komponen Turbojet

Mesin *turbojet* terdiri dari tiga komponen penting, yaitu : kompresor, ruang bakar dan turbin.[3]

2.2.1 Kompressor

Kompresor berfungsi untuk menghisap udara atmosfer dan mengkompresikannya sehingga menghasilkan tekanan. Kompresor yang digunakan untuk proses pembakaran dibedakan tergantung pada arah alirannya.

2.2.2 Turbin

Turbin pada *turbojet* berguna untuk mengubah energi panas dari hasil pembakaran energi poros untuk memutar kompresor. Biasanya sebagian dari total energi yang tersedia diserap di sini untuk memutar kompresor.

Satu *stage* turbin terdiri dari barisan bilah tidak bergerak (diam) yang dipasang pada suatu sudut tertentu untuk membentuk rangkaian *Nozzle Guide Valve* (NGV) yang mengarahkan gas ke bilah turbin yang bergerak (*rotor*). Pada roda turbin terdapat sudut. Fluida kerja mengalir melalui ruang diantara sudut tersebut. Roda turbin dapat berputar karena ada gaya yang bekerja pada sudut. Gaya tersebut timbul karena terjadinya perubahan momentum dari fluida yang mengalir melalui sudut.[3]

Dari semua komponen mesin turbin gas, rotor turbin adalah komponen yang paling besar dalam menerima beban tegangan. Tegangan rotor turbin diakibatkan oleh adanya gera
gaya dan momen

2.2.3 Ruang Bakar

Ruang bakar adalah tempat di mana diharapkan terjadi proses pembakaran sempurna, yaitu reaksi eksotermik antara bahan bakar dan udara, untuk menghasilkan gas pembakaran pada temperatur dan tekanan tertentu. Secara kimia pembakaran merupakan reaksi antara karbon, hidrogen, nitrogen dan oksigen dan menghasilkan produk pembakaran berupa karbon dioksida dan air.[4]

Proses pembakaran dalam ruang bakar adalah proses pembakaran kontinyu. Diharapkan proses ini berlangsung dengan sempurna dan temperatur keluarannya disesuaikan dengan kekuatan material ruang bakar dan turbin terhadap tegangan termal.

2.3 *Ignition System*

Ignition system berfungsi menciptakan percikan bunga api pada *igniter plug* sebagai pemicu terjadinya pembakaran campuran udara dan *fuel* pada *combustion chamber*. *Ignition system* terdiri dari *ignition unit*, *igniter plug* dan *igniter cable*. Tiga komponen tersebut harus selalu dalam kondisi yang maksimal, jika salah satu komponen ada yg rusak, maka hal inilah yang menyebabkan kegagalan fungsi *ignition system* dan terganggunya system pembakaran. Pada gambar 2.4 dapat dilihat *ignition system*.[6]

2.3.1 *Ignition Unit*

Ignition unit atau *exciter* adalah *capacitive discharge circuit* Komponen ini berfungsi untuk merubah arus 28V DC ke *output voltage* yang lebih besar yaitu 25.000V DC. Energi yang dikeluarkan komponen ini untuk memberikan percikan pada *ignition plug* yang jumlahnya sebanyak 60 - 100 percikan permenit dengan energi sekitar 25.000volt untuk membakar campuran udara dan fuel di dalam *combustion chamber.*

2.3.2 *Igniter Plug*

Igniter plug memberikan *spark* yang besar

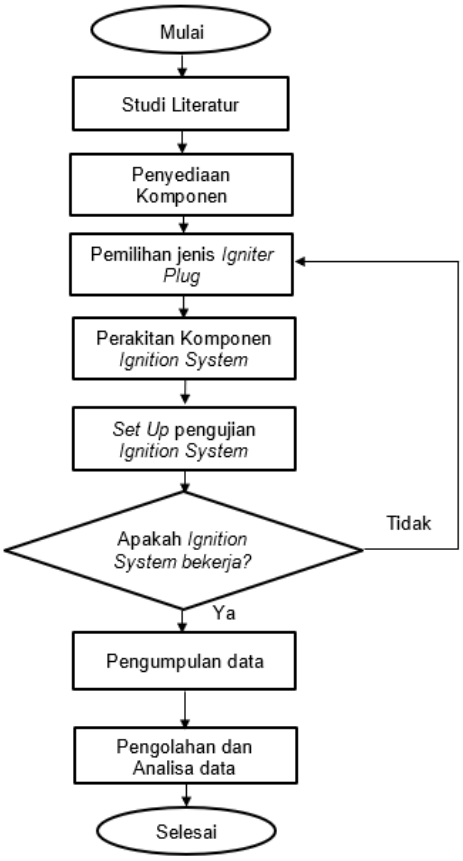
dengan energi sekitar 25.000-volt untuk membakar campuran *fuel* dan udara di *combustion chamber. Igniter plug* dipasang di sisi depan dari *combustion chamber. Igniter plug* terdiri dari *outer casing*, *center electroda* dan *ceramic insulator*. *Spark* dari *igniter plug* berupa *electric* yang dihasilkan oleh *center electroda* yang dihubungkan dengan *igniter cable*.

2.3.3 *Igniter Cable*

Igniter Cable memasok jalur *low resistance* antara *ignition unit* dan *igniter plug*, *igniter cable* berfungsi sebagai penghantar arus listrik yang disediakan *ignition unit* menuju *igniter plug.*

3. Metode Penelitian

3.1 Flowchart Penelitian



3.2 Alat dan Bahan

a. Alat

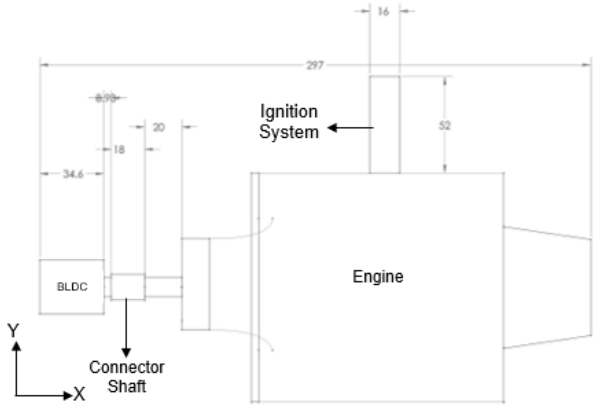
- Drilling Machine, berfungsi untuk melubangi housing engine pada Micro Turbojet Engine Aero – 16.
- *Screwdriver,* berfungsi untuk mengunci kabel pada *swiching power supply transformator.*
- *Scissor*, berfungsi untuk memotong kabel.

b. Bahan

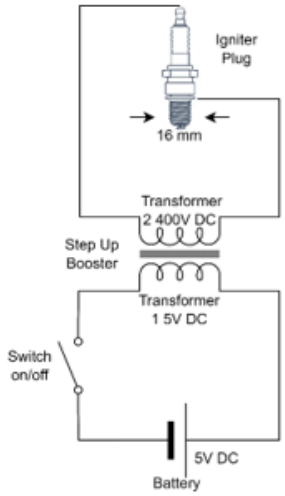
- *Micro Turbojet Engine Aero - 16,* merupakan bentuk sederhana dari *gas turbine engine* yang akan menjadi salah satu objek utama penelitian tugas akhir ini. Spesifikasi dari *engine* ini adalah sebagai berikut:
- *Spark Plug*, berfungsi mengeluarkan arus listrik tegangan tinggi menjadi loncatan bunga api melalui elektrodanya untuk menghasilkan proses pembakaran campuran bahan bakar dan udara di dalam ruang bakar.[8]
  - Merk : NGK
  - Tipe : CPR8EA-9
  - Panjang Ulir : 19.0 mm
  - Diameter Ulir : 10 mm
  - Output Voltage : Up to 30 KV
- *DC* 3-6V *to* 400KV *Step Up Boost Converter High Voltage,* berfungsi untuk menaikan tegangan yang dialirkan dari baterai menuju ke *ignition plug.*
  - Input Voltage : 3 Volt - 6 Volt
  - Output Voltage : Up to 400 KV
- *Baterai*, berfungsi untuk menyediakan atau mengalirkan energi listrik tanpa harus tersambung ke listrik. Spesifikasi baterai yang dipilih adalah sebagai berikut:
  - Merk : AWT
  - Type : 18650
  - Output Voltage : 3.7 Volt
  - Output Current : 40 Ampere
  - Kapasitas Baterai : 3000 MAH

4. PROSES PEMBUATAN DAN PEMBAHASAN

4.1 Pembuatan *Set Up* Modifikasi *Ignition System*



4.2 Pembuatan Skema *Electrical System*



4.3 Modifikasi *Housing Engine*

Modifikasi yang dilakukan pada *housing engine* yakni melubangi *housing.* Modifikasi ini dilakukan dengan penyesuaian ukuran *ignition plug* 16 mm yang terdapat pada gambar 4.2 dimana *housing* dilubangin sebesar 17 mm. Pembeda antara *housing engine* lama dan baru yakni adanya lubang dibagian tengah atas *housing* yang nantinya akan menjadi tempat *ignition plug* diletakan. Ada beberapa tahapan yang dilakukan untuk memodifikasi *housing,* antara lain:

a. Melepaskan bagian *housing engine.*
b. Melubangi *housing engine* menggunakan *drilling machine.*
c. Memperbesar lubang *combustion chamber* agar percikan api dapat langsung masuk ke dalam ruang bakar.
d. Pembuatan ulir drat pada *housing* dibagian lubang yang nantinya akan menjadi tempat meletakan *igniton plug.*

4.4 Pengujian *igniter*

Set	Potensio	Pressure Gauge Gas (kg/cm^2)	Keterangan	RPM
1	10%	1	Tidak Menyala	Tidak Tercatat
2	12%	1	Menyala	847,6
3	15%	1	Menyala	1158
4	25%	1	Menyala	1293

Pada pengujian set 1 didapatkan hasil dimana proses pembakaran tidak terjadi, hal ini dikarenakan kurangnya pasokan udara cukup yang masuk ke ruang bakar, namun pada set 2, dimana potensio meter diatur 12 % dan *RPM* 847 telah terjadi proses pembakaran sampai pengujian dilakukan sampai set ke 4. Hasil pengujian pertama ini dapat dilihat pada table 4.1

4.5 Mencari Laju Aliran Massa

No	RPM	*Pressure Gauge* (kg/cm^2)	Massa Bahan Bakar Gas yang Terpakai Selama 1 menit (g/s)
2	847.6	1	22
3	1158	1	24
4	1293	1	26

Pada hasil percobaan yang dilakukan sebanyak 3 kali dengan 3 variasi RPM didapat data seperti table. *Engine* dapat terjadi pembakaran pada RPM 847.6 - 1293 keatas dan hasil gas yang terpakai rata – rata 24 gram.

5. PENUTUP

5.1 Kesimpulan

Pada tugas akhir Pembuatan *Ignition*

System Pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16* dan berdasarkan hasil pengujian yang telah dilakukan, dapat diperoleh kesimpulan sebagai berikut :

1. *Ignition System* pada *Micro Turbojet Engine Aero – 16* berhasil diwujudkan melalui proses modifikasi dengan melubangi *housing engine* dan memperbesar lubang diffuser pada ruang bakar karena dibutuhkannya tempat untuk meletakan *igniter plug* agar percikapan api dapat langsung sampai ke ruang bakar. Setelah modifikasi dilakukan, untuk mendukung kinerja *ignition system* diperlukan beberapa komponen seperti *battery* sebagai sumber daya untuk penyalaan *igniter plug* dan *step up boost* untuk menaikan tegangan yang dikeluarkan oleh *battery* menjadi 400 kV sehingga *igniter plug* dapat digunakan pada *micro turbojet engine aero – 16.*
2. Setelah empat set pengujian dapat disimpulkan bahwa pada potensio dibawah 12% tidak dapat terjadi pembakaran.
3. Berdasarkan empat set pengujian yang telah dilakukan didapatkan hasil penyalaan yaitu pada set ke 2 dimana potensio 12% *RPM* 847 dan laju aliran massa rata – rata 24 gram per menit.

5.2 Saran

Beberapa saran yang dapat diberikan untuk pengembangan lebih lanjut adalah sebagai berikut :

1. Penggunaan listrik rumah untuk menggantikan baterai sebagai sumber daya dari *ignition system.*
2. Menambahkan jumlah *igniter plug* dibeberapa bagian agar lebih cepat terjadinya pembakaran di ruang bakar.
3. Perhitungan temperature pada saat *combustion chamber* menyala.

6. DAFTAR PUSTAKA

[1] N. Gusnita and K. S. Said, *"Analisa Efisiensi dan Pemanfaatan Gas Buang Turbin Gas Alsthom Pada Pembangkit Listrik Tenaga Gas Kapasitas 20 Mw," Sains, Teknol. dan Ind.*, vol. 14, no. 2, pp. 209–218, 2017.

[2] S. M. I Gusti Ketut Sukadana, *"Teori Turbin Gas dan Jet Propulsi,"* p. 52, 2015.

[3] *"Komponen - Komponen Turbin Gas,"* [Online]. Available: https://artikel-teknologi.com/komponen-komponen-turbin-gas/. Diakses pada tanggal 9 Agustus 2022

[4] A. K. Mainil, *"Analisa Kinerja Engine Cfm56-3," J. Teknk Mesin*, vol. 8, no. 2, pp. 78–82, 2011.

[5] Stricker, J.M., 1998. *The Gas Turbine Engine Conceptual Design Process-An Integrated Approach,* Wright-Petterson AFB, Airforce Research Laboratory.

[6] I. Suroso, G. Subiyono, and G. Cahya, *"Perawatan Ignition System Pada Auxiliary Power Unit (Apu)"* Gtcp 85-129," vol. 1, no. 2, pp. 1–16, 2015.

[7] "Cara Kerja Trafo," [Online]. Available: https://www.merdeka.com/jabar/8-fungsi-trafo-berdasarkan-jenisnya-ketahui-cara-kerjanya-kln.html. Diakses Pada 8 Agustus 2022

[8] B. S. Nugroho, *"Sistem pengapian,"* Bandung Ganesha pp. 1–73, 2005.