



**TUGAS AKHIR - VM 180629**

**ANALISA PENGARUH VARIASI KETINGGIAN  
TERHADAP KINERJA *TURBOPROP ENGINE*  
PT6A-42 PADA PESAWAT TERBANG N219**

**MOH. CHABIBUL CHIKAM YASNAFI  
NRP. 10211600000003**

**Dosen Pembimbing  
Ir. Arino Anzip, MEng Sc  
NIP. 19610714 198803 1 003**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA III  
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI  
FAKULTAS VOKASI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2019**



**TUGAS AKHIR - VM 180629**

**ANALISA PENGARUH VARIASI KETINGGIAN  
TERHADAP KINERJA *TURBOPROP ENGINE*  
PT6A-42 PADA PESAWAT TERBANG N219**

**MOH. CHABIBUL CHIKAM YASNAFI  
NRP. 1021160000003**

**Dosen Pembimbing  
Ir. Arino Anzip, MEng Sc  
NIP. 19610714 198803 1 003**

**PROGRAM STUDI DIPLOMA III  
DEPARTEMEN TEKNIK MESIN INDUSTRI  
FAKULTAS VOKASI  
INSTITUT TEKNOLOGI SEPULUH NOPEMBER  
SURABAYA  
2019**



**FINAL PROJECT - VM 180629**

**ANALYZING THE EFFECT OF ALTITUDE  
VARIATION IN TURBOPROP ENGINE PT6A-  
42'S PERFORMANCE ON N219 AIRPLANE**

**MOH. CHABIBUL CHIKAM YASNAFI  
NRP. 10211600000003**

**Counselor Lecturer  
Ir. Arino Anzip, MEng Sc  
NIP. 19610714 198803 1 003**

**DIPLOMA III STUDY PROGRAM  
INDUSTRIAL MECHANICAL ENGINEERING DEPARTMENT  
VOCATIONAL FACULTY  
SEPULUH NOPEMBER INSTITUTE OF TECHNOLOGY  
SURABAYA  
2019**


## PERNYATAAN TIDAK MELAKUKAN PLAGIASI

Saya yang bertanda tangan di bawah ini :

Nama : Moh. Chabibul Chikam Yasnafi  
NRP : 10211600000003  
Program Studi : Diploma III Teknik Mesin Industri  
Fakultas : Vokasi

Menyatakan dengan sesungguhnya bahwa Tugas Akhir ( TA ) yang saya tulis ini benar-benar tulisan saya, dan bukan merupakan hasil plagiasi. Apabila di kemudian hari terbukti atau dapat dibuktikan TA ini hasil plagiasi, maka saya bersedia menerima saksi atas perbuatan tersebut sesuai dengan ketentuan yang berlaku di Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi – ITS

Surabaya, 14 Juli 2019  
Yang membuat pernyataan,



Moh. Chabibul Chikam  
Yasnafi  
NRP. 10211600000003

**ANALISA PENGARUH VARIASI KETINGGIAN  
TERHADAP KINERJA TURBOPROP ENGINE  
PT6A-42 PADA PESAWAT TERBANG N219**

**TUGAS AKHIR**

Diajukan Untuk Memenuhi Salah Satu Syarat  
Memperoleh Gelar Ahli Madya  
Departemen Teknik Mesin Industri  
Fakultas Vokasi  
Institut Teknologi Sepuluh Nopember  
SURABAYA

Oleh :

**MOH. CHABIBUL CHIKAM YASNAFI**  
NRP. 1021160000003

Disetujui oleh pembimbing Tugas Akhir :

Pembimbing



**SURABAYA  
JANUARI 2020**

## ABSTRAK

*Turbin gas merupakan suatu instalasi yang dapat menghasilkan kerja, turboprop merupakan aplikasi dari turbin gas yang digunakan sebagai penggerak pesawat terbang. Kesiapan instalasi tersebut terlihat dari hasil pemantauan kerja mesin itu sendiri, oleh Karena itu diperlukan suatu analisa untuk mengetahui kerja turbin gas sebagai mesin penggerak pesawat terbang.*

*Pada tugas akhir ini analisa unjuk kerja dilakukan secara termodinamika dengan metode yang digunakan untuk menganalisa kinerja berdasarkan variasi ketinggian pesawat terbang adalah analisis dengan mengabaikan kerugian, seperti kerugian gesekan antara fluida kerja dan peralatan.*

*Dari hasil perhitungan didapatkan bahwa efisiensi propulsi tertinggi terdapat pada ketinggian pesawat terbang 0 meter sebesar 26,90620751 % dengan thrust 2396,314387 N dan effective power 741367,5001 Watt. efisiensi propulsi terendah terdapat pada ketinggian pesawat terbang 7620 meter sebesar 18,6121461 % dengan thrust 2384,140979 N dan effective power 472225,3136 Watt.*

*Kata Kunci : Kinerja, Pesawat Terbang, Turbin*

## ABSTRACT

A gas turbine is an installation that can produce work, turboprop is an application of a gas turbine that is used as an aircraft driver. The readiness of the installation can be seen from the results of monitoring the work of the engine itself, therefore analysis is needed to find out the work of the gas turbine as an aircraft engine.

In this final project, the performance analysis performed by thermodynamics with the method used to analyze performance based on aircraft height variations is analysis by ignoring losses, such as friction losses between working fluid and equipment.

From the calculation results, it was found that the highest propulsion efficiency was found at the height of aircraft 0 meter by 26.90620751% with thrust 2396,314387 N and effective power 741367,5001 Watt. The lowest propulsion efficiency was found in the altitude of the 7620 meter aircraft at 18.6121461% with thrust 2384,140979 N and effective power 472225,3136 Watt.

Keywords: Performance, Airplanes, Turbines

## KATA PENGANTAR

Dengan mengucapkan segala puji dan syukur penulis panjatkan atas kehadiran Allah SWT yang telah melimpahkan karunia, rahmat dan hidayah-Nya sehingga penulis dapat menyelesaikan Tugas Akhir yang berjudul : *Analisa Pengaruh Variasi Ketinggian Terhadap Kinerja Turboprop Engine PT6A-42 Pada Pesawat Terbang N219.*

Penyelesaian Tugas Akhir ini merupakan syarat kelulusan akademis dan memperoleh gelar Ahli Madya dalam menempuh pendidikan di Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi, Institut Teknologi Sepuluh Nopember Surabaya. Terlaksananya dan tersusunnya tugas akhir ini tidak terlepas dari dukungan, bantuan dan kerjasama yang baik dari semua pihak yang secara langsung maupun tidak langsung terlibat di dalam Tugas Akhir ini. Oleh Karena itu pada kesempatan ini, penulis menyampaikan terima kasih kepada :

1. Bapak Ir. Arino Anzip, Meng Sc selaku Dosen Pembimbing yang telah memberikan ilmu, bimbingan, dan bantuan sehingga penulis mampu mengerjakan dan menyelesaikan Tugas Akhir ini.
2. Bapak Dr. Ir. Heru Mirmanto, MT selaku Kepala Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
3. Bapak Ir. Suhariyanto, Msc selaku koordinator tugas akhir Program Studi Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
4. Bapak Ir. Mahirul Mursid, MSc selaku Dosen Wali yang telah memberikan gambaran, motivasi dan bantuan dalam menempuh perkuliahan di Program Studi Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
5. Tim dosen penguji yang telah bersedia meluangkan



waktu, tenaga dan pikiran dalam rangka perbaikan tugas akhir ini.

6. Bapak Eddy Santosa selaku Manager *Propulsion & Related System* Divisi Pusat Teknologi PT. Dirgantara Indonesia.
7. Semua Dosen dan Karyawan Program Studi Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS.
8. Ayah, Ibu, dan Kakak serta Keluarga yang telah memberikan dorongan moril, materil, serta spiritual kepada penulis.
9. Teman – teman sebimbingan yang saling memberi semangat dan motivasi untuk menyelesaikan tugas akhir ini selama pembimbingan.
10. Saudara - saudara Departemen Teknik Mesin Industri FV-ITS angkatan 2016 dan semua pihak yang telah membantu terselesaikannya Tugas Akhir ini, kami mengucapkan banyak terima kasih.
11. Seluruh pihak yang belum disebutkan di atas yang telah memberikan doa, bantuan, dan dukungannya bagi penulis hingga tugas akhir ini dapat terselesaikan dengan baik dan tepat waktu.

Akhirnya semoga laporan Tugas Akhir ini dapat bermanfaat untuk sekarang dan masa depan yang akan datang. Penulis menyadari bahwa dalam penulisan laporan ini masih banyak terdapat kekurangan, sehingga saran dan kritik yang membangun mampu menyempurnakan penulisan laporan dimasa yang datang.

Surabaya, Juli 2019

Penulis

## DAFTAR ISI

HALAMAN JUDUL .....	I
LEMBAR PERNYATAAN .....	III
LEMBAR PENGESAHAN.....	IV
ABSTRAK .....	V
ABSTRACT.....	VI
KATA PENGANTAR.....	VII
DAFTAR ISI.....	IX
DAFTAR TABEL.....	XIII
DAFTAR GAMBAR.....	XV
DAFTAR SIMBOL .....	XVII

### BAB I PENDAHULUAN

1.1 Latar Belakang.....	1
1.2 Rumusan Masalah.....	2
1.3 Batasan Masalah .....	2
1.4 Tujuan Penelitian .....	3
1.5 Manfaat Penelitian .....	3
1.6 Metode Penulisan .....	3
1.7 Sistematika Penulisan .....	4

### BAB II DASAR TEORI

2.1 Tinjauan Umum PT. Dirgantara Indonesia .....	7
2.2 Pengertian Turbin Gas .....	8
2.2.1 Turbin Gas Industri .....	8
2.2.2 Turbin Gas Pesawat Terbang.....	9
2.3 Komponen Turbin Gas.....	9
2.3.1 <i>Intake</i> .....	9
2.3.2 Kompresor .....	10
2.3.3 Ruang Bakar ( <i>Combustion Chamber</i> ).....	12
2.3.4 Turbin.....	13

2.3.5	<i>Exhaust</i> .....	15
2.4	Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang .....	16
2.4.1	<i>Turbofan</i> .....	16
2.4.2	<i>Turbojet</i> .....	17
2.4.3	<i>Turboprop</i> .....	18
2.4.4	<i>Ramjet</i> .....	19
2.5	Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang Berdasarkan Siklusnya .....	21
2.5.1	Siklus Terbuka ( <i>Open Cycle</i> ).....	21
2.5.2	Siklus Tertutup ( <i>Closed Cycle</i> ).....	21
2.6	Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang Berdasarkan Konstruksinya.....	22
2.6.1	Turbin Gas Poros Tunggal ( <i>Single Shaft</i> ) .....	22
2.6.2	Turbin Gas Poros Ganda ( <i>Twin Shaft</i> ).....	22
2.7	Sistem <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 .....	23
2.7.1	Sistem <i>Propeller</i> .....	23
2.7.2	Sistem Bahan Bakar .....	25
2.7.2.1	Cara Kerja Sistem Bahan Bakar.....	25
2.7.2.2	Komponen Sistem Bahan Bakar .....	26
2.7.3	Sistem Pengapian .....	31
2.8	Siklus Brayton .....	33
2.9	Aliran Kompresibel.....	35
2.10	Perhitungan Kinerja <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42....	39
2.10.1	<i>Intake</i> .....	40
2.10.2	<i>Compressor</i> .....	40
2.10.3	<i>Combustion Chamber</i> .....	40
2.10.4	<i>High Pressure Turbine</i> .....	41
2.10.5	<i>Free Power Turbine (Low Pressure Turbine)</i> 42	
2.10.6	<i>Nozzle</i> .....	43
2.10.7	<i>Thrust</i> .....	43
2.10.8	<i>Effective Power (EP)</i> .....	44
2.10.9	Efisiensi Propulsi .....	44

## **BAB III METODOLOGI**

3.1 Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir.....	47
3.2 Penjelasan Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir.....	49
3.2.1 Studi Literatur .....	49
3.2.2 Studi Lapangan.....	49
3.2.3 Pengambilan Data.....	49
3.2.4 Pengolahan Data.....	51
3.2.5 Perhitungan Performa Turbin Gas .....	52
3.2.6 Penyajian Grafik dan Analisa Performa.....	52
3.2.7 Pembahasan dan Kesimpulan .....	52

## **BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN**

4.1 Analisa Kinerja <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 Pada Pesawat N219 .....	53
4.1.1 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 0 Meter .....	56
4.1.2 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 1524 Meter .....	71
4.1.3 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 3048 Meter .....	73
4.1.4 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 4572 Meter .....	75
4.1.5 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 6096 Meter .....	77
4.1.6 Analisa Kinerja <i>Turboprop engine</i> PT6A-42 dengan Ketinggian 7620 Meter .....	79
4.2 Pembahasan Kinerja <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 dengan Variasi Ketinggian dalam Bentuk Tabel dan Grafik ....	81

## **BAB V PENUTUP**

5.1 Kesimpulan.....	85
5.2 Saran.....	85

**DAFTAR PUSTAKA  
LAMPIRAN  
BIODATA PENULIS**

## DAFTAR TABEL

Tabel 4.1 Data Operasi.....	56
Tabel 4.2 Data Operasi (Konversi).....	57
Tabel 4.3 Data Properties Udara dan <i>Combustion Gas</i> .....	57
Tabel 4.4 Properties instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 1524 meter .....	71
Tabel 4.5 Hasil perhitungan instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 1524 meter .....	72
Tabel 4.6 Properties instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 3048 meter .....	73
Tabel 4.7 Hasil perhitungan instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 3048 meter .....	74
Tabel 4.8 Properties instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 4572 meter .....	75
Tabel 4.9 Hasil perhitungan instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 4572 meter .....	76
Tabel 4.10 Properties instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 6096 meter .....	77
Tabel 4.11 Hasil perhitungan instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 6096 meter.....	78
Tabel 4.12 Properties Instalasi <i>turboprop engine</i> dengan ketinggian 7620 meter .....	79

Tabel 4.13 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 7620 meter..... 80

Tabel 4.14 Parameter kinerja *turboprop engine* ..... 81

## DAFTAR GAMBAR

<b>Gambar 1.1</b> Pesawat N219.....	1
<b>Gambar 2.1</b> Logo PT. Dirgantara Indonesia .....	7
<b>Gambar 2.2</b> Turbin gas Industri <sup>[1]</sup> .....	8
<b>Gambar 2.3</b> Turbin Gas Pesawat Terbang <sup>[7]</sup> .....	9
<b>Gambar 2.4</b> Jenis Intake <sup>[1]</sup> .....	10
<b>Gambar 2.5</b> Rotor pada <i>Axial Compressor</i> <sup>[1]</sup> .....	11
<b>Gambar 2.6</b> <i>Centrifugal Compressor</i> <sup>[6]</sup> .....	12
<b>Gambar 2.7</b> <i>Combuster</i> Tipe Annular <sup>[4]</sup> .....	13
<b>Gambar 2.8</b> Turbin impuls <sup>[4]</sup> .....	14
<b>Gambar 2.9</b> Turbin Reaksi <sup>[4]</sup> .....	15
<b>Gambar 2.10</b> <i>Nozzle</i> .....	15
<b>Gambar 2.11</b> Skema Mesin <i>Turbofan</i> .....	17
<b>Gambar 2.12</b> Skema Mesin <i>Turbojet</i> .....	18
<b>Gambar 2.13</b> Skema Mesin <i>Turboprop</i> .....	19
<b>Gambar 2.14</b> Skema Mesin <i>Ramjet</i> .....	20
<b>Gambar 2.15</b> <i>Open Cycle Gas Turbine</i> <sup>[1]</sup> .....	21
<b>Gambar 2.16</b> <i>Closed Cycle Gas Turbine</i> <sup>[1]</sup> .....	22
<b>Gambar 2.17</b> <i>Single Shaft Turbine</i> <sup>[2]</sup> .....	22
<b>Gambar 2.18</b> <i>Twin Shaft Turbine</i> <sup>[2]</sup> .....	23
<b>Gambar 2.19</b> Sistem Propeller .....	24
<b>Gambar 2.20</b> Sistem Bahan Bakar .....	25
<b>Gambar 2.21</b> <i>Fuel Pump</i> .....	26
<b>Gambar 2.22</b> <i>Flow Divider Dan Dump Valve</i> .....	28
<b>Gambar 2.23</b> <i>Fuel Nozzle</i> .....	29
<b>Gambar 2.24</b> <i>Fuel Heater</i> .....	30
<b>Gambar 2.25</b> Sistem Pengapian .....	31
<b>Gambar 2.26</b> <i>Ignition Exciter</i> .....	32
<b>Gambar 2.27</b> Siklus terbuka turbin gas <sup>[3]</sup> .....	33
<b>Gambar 2.28</b> Siklus Brayton <sup>[3]</sup> .....	33
<b>Gambar 2.29</b> <i>Ireversibilitas</i> turbin gas <sup>[3]</sup> .....	35



<b>Gambar 2.30</b>	Skema <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42.....	39
<b>Gambar 2.31</b>	Diagram T-s <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 ..	39
<b>Gambar 3.1</b>	Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir .....	48
<b>Gambar 3.2</b>	Data Tiap Ketinggian .....	50
<b>Gambar 3.3</b>	<i>Engine</i> PT6A-42 .....	51
<b>Gambar 4.1</b>	<i>Gas generator</i> dan <i>Power turbine</i> .....	53
<b>Gambar 4.2</b>	<i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 .....	54
<b>Gambar 4.3</b>	<i>Station Turboprop Engine</i> PT6A-42 .....	55
<b>Gambar 4.4</b>	Diagram T-s <i>Turboprop Engine</i> PT6A-42 ....	55
<b>Gambar 4.5</b>	Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap <i>Thrust turboprop engine</i> . .....	81
<b>Gambar 4.6</b>	Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap <i>Effective Power turboprop engine</i> .....	82
<b>Gambar 4.7</b>	Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap Efisiensi Propulsi <i>turboprop engine</i> .....	82
<b>Gambar 4.8</b>	Grafik Pengaruh Tekanan dan Temperature Terhadap <i>Thrust</i> <sup>[5]</sup> .....	84

## DAFTAR SIMBOL

Ca	(Kecepatan Terbang)
M	(Mach Number)
A	(Luas)
SP	(Daya Poros)
Cp	( <i>Specific Heat</i> )
To	(Temperatur Stagnasi)
Po	(Tekanan Stagnasi)
T	(Temperatur Statis)
P	(Tekanan Statis)
$\eta_i$	(Efisiensi Intake)
$\gamma$	(Rasio <i>Spesific Heat</i> )
$\eta_j$	(Efisiensi Jet)
W	(Kerja)
h	(Enthalpy)
$\rho$	(Massa Jenis)
$\dot{m}$	( <i>Mass Flow Rate</i> )
F	(Thrust)
EP	( <i>Effective Power</i> )
SP	( <i>Shaft Power</i> )
$\eta_{pr}$	(Efisiensi Propeller)

# BAB I

## PENDAHULUAN

### 1.1 Latar Belakang

Turbin gas merupakan salah satu mesin konversi energi yang dapat menghasilkan kerja. Mesin tersebut digunakan pada dunia industri untuk menghasilkan listrik. Selain itu, turbin gas dapat diaplikasikan pada alat transportasi, khususnya pada pesawat terbang. Turbin gas pada pesawat terbang digunakan sebagai mesin propulsi yaitu sebagai penghasil gaya dorong. Ada beberapa jenis mesin propulsi antara lain *turbojet*, *turbofan*, *turboprop*, dan *profane*.

Saat ini mesin mesin tersebut memiliki peran penting karena ukuran dan berat turbin gas yang tidak dapat disaingi oleh motor bakar torak kecuali untuk pesawat olahraga yang hanya memerlukan daya yang kecil.



**Gambar 1.1** Pesawat N219

Perusahaan penerbangan PT. Dirgantara Indonesia memiliki pesawat dengan daya angkut yang sedang yaitu pesawat N219 yang memiliki kapasitas hingga 20 penumpang dan juga bisa digunakan untuk kargo. Pesawat N219 menggunakan turbin gas jenis *turboprop* dari *Pratt & Whitney* PT6A-42. *Turboprop* menghasilkan

gaya dorong dari putaran propeller ditambah udara yang keluar melalui *nozzle*.

Untuk mengetahui kesiapan dari *turboprop* maka diperlukan suatu analisa untuk mengetahui unjuk kerja mesin tersebut terhadap posisi perbedaan ketinggian penerbangan.

## 1.2 Rumusan Masalah

Dalam penyusunan tugas akhir ini, masalah yang akan dibahas adalah :

1. Bagaimana pengaruh variasi ketinggian terhadap kinerja *turboprop engine* PT6A-42 pada pesawat terbang N219 ?
2. Berapa *thrust*, *effective power*, dan efisiensi propulsi, dari *engine turboprop* yang paling optimal dari pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang ?

## 1.3 Batasan Masalah

Batasan masalah yang digunakan dalam penulisan tugas akhir ini antara lain sebagai berikut :

1. Data yang digunakan adalah data hasil *flight test* pesawat Terbang N219 PT. Dirgantara Indonesia.
2. Variasi ketinggian yang digunakan adalah ketinggian pesawat terbang , 0 meter, 1524 meter, 3048 meter, 4572 meter, 6096 meter, 7620 meter.
3. Data yang digunakan adalah data pada pesawat dalam keadaan *max cruise* (pesawat dalam keadaan dimana kecepatan bernilai konstan).
4. Analisa yang digunakan adalah analisa termodinamika.
5. Tidak membahas perpindahan panas yang terjadi pada mesin.

## **1.4 Tujuan Penelitian**

Dengan mengacu latar belakang dan permasalahan diatas maka tujuan dari penulisan tugas akhir ini adalah :

1. Mengetahui pengaruh variasi ketinggian terhadap kinerja *turboprop engine* PT6-42 pada pesawat terbang N219.
2. Mengetahui berapa *thrust, effective power*, dan efisiensi propulsi yang paling optimal dari pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang.

## **1.5 Manfaat Penelitian**

Dengan selesainya tugas akhir ini diharapkan dapat menjadikan bahan referensi bagi kita semua sehingga dapat melakukan inovasi pada bidang turbin gas pesawat terbang, sehingga suatu pesawat terbang dapat dioperasikan pada kondisi yang optimal.

## **1.6 Metode Penulisan**

Metode penulisan pada tugas akhir analisa pengaruh variasi ketinggian terhadap kinerja *turboprop engine* PT6A-42 pada pesawat terbang N219 adalah sebagai berikut :

1. Studi Literatur

Studi literatur sebagai bahan persiapan untuk menganalisis sistem. studi literatur berkaitan dengan analisa siklus brayton termodinamika atau karya ilmiah yang berhubungan dengan masalah yang dihadapi.

2. Konsultasi Dengan Dosen Pembimbing dan Mentor

Dalam penulisan tugas akhir ini perlu mengadakan konsultasi/responsi dengan dosen pembimbing.

### 3. Observasi Data

Melakukan observasi data – data melalui media internet, aplikasi yang berhubungan dengan turbin, dan dari PT. Dirgantara Indonesia secara langsung.

### 4. Analisa Data

Menghitung performa dengan menggunakan buku – buku pedoman serta menganalisa faktor – faktor yang mempengaruhi.

### 5. Membuat Kesimpulan

Setelah menyelesaikan laporan tugas akhir dapat mengambil kesimpulan tentang hasil dari analisa tersebut.

## **1.7 Sistematika Penulisan**

Adapun sistematika penulisan tugas akhir ini terdiri dari 5 BAB yaitu sebagai berikut :

### **BAB I PENDAHULUAN**

Pada bab ini berisikan tentang Latar belakang penulisan, Rumusan Masalah, Tujuan penelitian, Batasan Masalah, Manfaat Penelitian, Metode Penulisan dan Sistematika Penulisan.

### **BAB II DASAR TEORI**

Pada Bab ini berisikan tentang teori-teori dan persamaan-persamaan yang berhubungan dengan siklus termodinamika turbin gas, spesifikasi komponen utama turbin gas.

### **BAB III METODOLOGI**

Pada bab ini berisikan diagram alir proses penulisan dan perhitungan tugas akhir ini.

#### BAB IV PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN

Pada bab ini berisikan perhitungan *thrust*, *efective power*, dan efisiensi propulsi.

#### BAB V PENUTUP

Pada bab ini berisikan kesimpulan dari penyusunan tugas akhir dan saran untuk penelitian selanjutnya.

#### LAMPIRAN

*Halaman ini sengaja dikosongkan*



## BAB II DASAR TEORI

### 2.1 Tinjauan Umum PT. Dirgantara Indonesia



**Gambar 2.1** Logo PT. Dirgantara Indonesia

Pada saat sekarang ini PT. Dirgantara Indonesia (*Indonesian Aerospace, IAe*) merupakan perusahaan milik Negara atau menjadi salah satu bagian dari BUMN yang bergerak dalam bidang industri pesawat terbang. Sampai pada tahun 2019, PT. Dirgantara Indonesia memiliki 10 divisi program yang menjadi proyek kerja perusahaan. Berikut merupakan program yang dimiliki PT. Dirgantara Indonesia :

1. *Planning*
2. *Budgetting*
3. C 295 A
4. CN 235
5. C212
6. N219
7. *Spirit aerosystem* ( A320, A380, A350)
8. Airbus
9. ADS Airbus DS (CN 235, CN 295, C212)
10. BHTI Bell Helicopter.

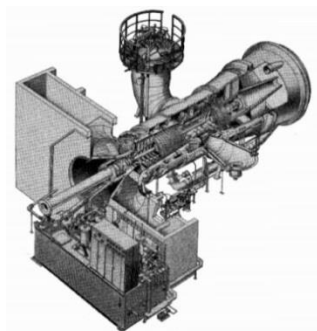
Terdapat juga *spare part* yang sedang diproduksi oleh PT. Dirgantara Indonesia, baik bekerja sama dengan pihak luar, sebagai sub kontraktor ataupun produksi sendiri.

## 2.2 Pengertian Turbin Gas

Turbin gas adalah mesin penggerak mula dimana fluida kerjanya adalah campuran udara dan bahan bakar berupa *flue gas* yang dihasilkan dari ruang bakar. Prinsip dasar pengoperasian turbin ini adalah merubah energi kinetis yang berupa kecepatan aliran udara panas menjadi energi mekanis yang akan menggerakkan sudu turbin. Poros sudu turbin tersebut tersambung dengan generator menghasilkan energi mekanik yang akan dikonversikan menjadi energi listrik, sehingga menghasilkan daya.

### 2.2.1 Turbin Gas Industri

Turbin gas industri digunakan untuk menggerakkan peralatan industri berupa generator listrik, kompresor, pompa industri, dan lain lain. Jenis ini menggunakan *shaft power cycle* dimana turbin gas untuk menggerakkan kompresornya sendiri. Sebagai pembangkit gas, turbin hanyalah menghasilkan daya poros yang diperlukan untuk menggerakkan kompresornya sendiri dan aksesoris.



**Gambar 2.2** Turbin gas Industri<sup>[1]</sup>

### 2.2.2 Turbin Gas Pesawat Terbang

Turbin gas pesawat terbang berfungsi untuk menghasilkan gaya dorong atau *thrust* pada pesawat terbang. Pemilihan turbin gas pada pesawat terbang saat ini dinilai sangat tepat untuk propulsi pesawat terbang karena memiliki berat yang ringan dan dimensi yang kecil tetapi menghasilkan daya yang besar, sehingga tidak memerlukan banyak ruangan dan membuat berat total pesawat terbang menjadi lebih ringan. Hal ini menjadi penting karena adanya kecenderungan terbang pada kecepatan tinggi serta jarak jelajah yang panjang dan muatan yang bertambah berat.



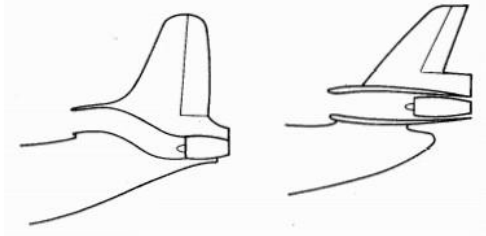
**Gambar 2.3** Turbin Gas Pesawat Terbang<sup>[7]</sup>

## 2.3 Komponen Turbin Gas

### 2.3.1 Intake

Merupakan Bagian *Engine* yang berfungsi mengarahkan aliran udara masuk ke kompresor. *Intake* juga bisa disebut dengan saluran masuk. *Intake* terbuat dari *aluminium casting* dan dicat menggunakan *aluminized epoxy* untuk melindungi dari korosi. Pada

*intake* terdapat *inlet screen* untuk mencegah objek luar masuk ke kompresor. Bentuk saluran masuk udara tersebut juga berkontribusi terhadap suara operasi *engine* yang tidak berisik. Pada *intake* terdapat *anti-icing* untuk mencegah terciptanya lapisan es, *anti icing* ini bekerja dengan memanfaatkan konduksi panas dari minyak pelumas yang terkandung dalam tangki.



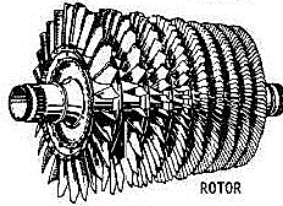
**Gambar 2.4** Jenis Intake<sup>[1]</sup>

### 2.3.2 Kompresor

Kompresor berfungsi untuk menghisap udara dari atmosfer dan kemudian memampatkannya. Udara bertekanan juga berfungsi untuk pendinginan temperatur pada turbin gas. Kompresor yang biasanya dipakai pada turbin gas adalah *axial compressor* dan *centrifugal compressor*.

#### 1. Axial compressor

Pada *axial compressor*, bentuk dari sudu – sudu rotor mendekati bentuk dari *airfoils*. Kompresor ini menyedot udara kemudian mendorong udara ini ke sudu tetap. Pada sudu tetap ini, bentuknya menyerupai bentuk dari difusor yang berfungsi memperbesar tekanan dan menurunkan kecepatan dari udara.<sup>[1]</sup>



**Gambar 2.5** Rotor pada *Axial Compressor*<sup>[1]</sup>

Sebuah kompresor aksial terdiri dari beberapa tingkat (*stage*). Kombinasi antara sebuah rotor dan sebuah stator merupakan satu tingkat kompresor aksial. Sebelum memasuki rotor pada tingkat pertama, aliran fluida melalui *Inlet Guide Vane* (IGV) yang berfungsi untuk mengarahkan aliran fluida pada sudut tertentu. Begitu juga, ketika fluida meninggalkan stator pada tingkat terakhir terdapat *Exit Guide Vane* (EGV) yang berfungsi untuk mengontrol kecepatan fluida ketika masuk ruang bakar. Pada saat udara melalui beberapa stage kompresor maka udara akan mengalami perubahan tekanan, perubahan temperatur, entalpi dan perubahan kecepatan.

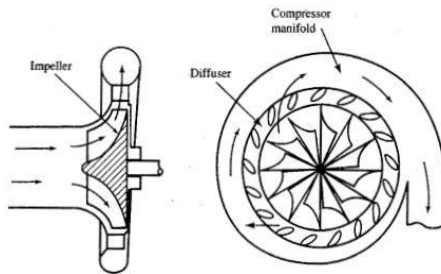
## **2. Centriugal compressor**

Pada *centrifugal compressor*, udara masuk melalui pusat atau tengah dari sudu putar impeller. Putaran dari sudu gerak impeller ini menimbulkan gaya sentrifugal. Akibat gaya sentrifugal ini, udara dibawa stationary diffuser dengan kecepatan yang sangat tinggi. Fungsi dari stationary diffuser ini

sama dengan *axial compressor*, yaitu memperbesar tekanan.

Kompresi terjadi dengan meningkatkan kecepatan dan kemudian pada diffuser kecepatan udara diperlambat dan tekanannya meningkat. Manifold berfungsi sebagai saluran memasukannya udara ke dalam ruang bakar.

Kompresor sentrifugal *single-stage* memiliki efisiensi yang rendah dan rasio kompresi maksimum 4:1 sampai 5:1.<sup>[6]</sup>

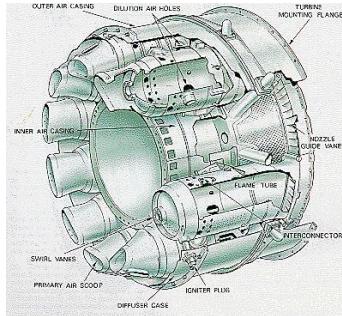


**Gambar 2.6** *Centrifugal Compressor*<sup>[6]</sup>

### 2.3.3 Ruang Bakar (*Combustion Chamber*)

Udara yang telah dimampatkan dari kompresor kemudian dialirkan menuju ruang bakar. Ruang bakar dirancang untuk membakar campuran bahan bakar dan udara, dan untuk menyalurkan gas hasil pembakaran ke turbin.

Didalam ruang bakar terdapat beberapa komponen yang berfungsi untuk menyalakan api pembakaran (*nozzle* dan *ignition*). 3 jenis ruang bakar yang biasa dipakai adalah tipe tubular, tubo annular, dan annular. Dari ketiga tipe ini meskipun desainnya berbeda, namun secara umum terbagi menjadi 3 zona, yaitu : *recirculation zone*, *burning zone* dan *dillution zone*.



**Gambar 2.7** *Combuster Tipe Annular*<sup>[4]</sup>

Pada *primary zone*, tidak semua bahan bakar terbakar. Bahan bakar sebagian menguap dan sebagian terbakar. Sisa bahan bakar yang tidak terbakar, dibakar seluruhnya pada *secondary zone*. *Dilution zone* berfungsi sebagai tempat transfer panas antara udara dan gas hasil pembakaran. Jika ada bahan bakar yang belum sepenuhnya terbakar, maka pada zona ini akan ditambahkan udara dingin untuk membantu proses pembakaran.

### 2.3.4 Turbin

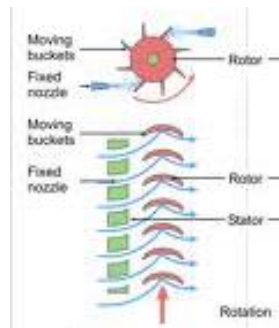
Proses ekspansi gas pembakaran pada turbin gas terjadi pada turbin. Karena terjadi perubahan energi kinetik, gas pembakaran menjadi energi mekanik pada poros turbin. Energi ini akan menggerakkan kompresor dan peralatan lainnya. Bagian dari turbin yang penting adalah *stator* dan *rotor*. *Stator* adalah sudu tetap pada rumah turbin dan berfungsi sebagai *nozzle* pengarah gas pembakaran berkecepatan tinggi ke sudu penggerak. Sedangkan *rotor* terdiri dari sudu bergerak yang terpasang pada poros turbin.

Menurut Cohen (1996) dalam buku *Gas Turbine*

*Theory*, Temperatur masuk turbin (TIT) bagaimanapun dibatasi oleh pertimbangan metalurgi dan banyak mesin modern menggunakan sudu berpendingin udara untuk memungkinkan operasi suhu tinggi. Pada suhu 1350 sampai 1400 K dan laju aliran massa tetap dimungkinkan suhu turbin tidak didinginkan. Namun, pada suhu yang lebih tinggi perlu mengekstrasi udara untuk mendinginkan *stator* dan *rotor*. Berikut jenis jenis turbin :

### 1. Turbin Impuls

Turbin ini merubah arah dari aliran fluida berkecepatan tinggi menghasilkan putaran impuls dari turbin dan penurunan energi kinetik dari aliran fluida. Tidak ada perubahan tekanan yang terjadi pada fluida.



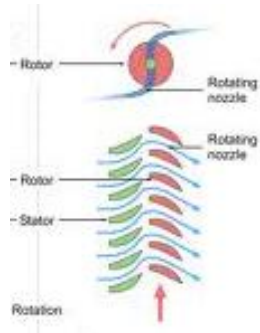
**Gambar 2.8** Turbin impuls<sup>[4]</sup>

### 2. Turbin Reaksi

Turbin ini menghasilkan torsi dengan menggunakan tekanan atau massa gas atau fluida. Tekanan dari fluida berubah pada saat melewati sudu rotor. Pada turbin jenis ini diperlukan semacam sudu pada *casing* untuk mengontrol



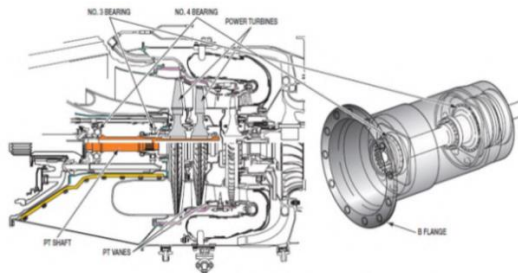
fluida kerja seperti yang bekerja pada turbin tipe *multistage* atau turbin ini harus terendam penuh pada fluida kerja (seperti pada kincir angin).



**Gambar 2.9** Turbin Reaksi<sup>[4]</sup>

### 2.3.5 Exhaust

Bagian terakhir dari turbin gas pesawat terbang adalah *exhaust*. *Exhaust duct* berfungsi mengarahkan gas buang (gas hasil pembakaran yang telah melewati turbin) menuju ke atmosfer. *Exhaust duct* dibuat dari lembaran baja paduan tahan panas yang *diassembly*. Untuk pesawat *turboprop engine* menggunakan single nozzle.



**Gambar 2.10** Nozzle

## 2.4 Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang

### 2.4.1 *Turbofan*

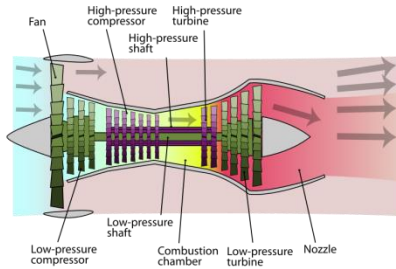
Mesin *turbofan* adalah sebuah tipe mesin jet pesawat terbang yang mirip dengan mesin *turbojet*. Mesin ini umumnya terdiri dari sebuah kipas internal dengan sebuah *turbojet* kecil yang terpasang dibelakangnya untuk menggerakkan kipas tersebut. Aliran udara yang masuk melalui kipas ini melewati *turbojet*, di mana sebagian kecil udara itu dibakar untuk menghidupi kipas, dan sisa udara digunakan untuk menghasilkan dorongan.

Semua mesin jet yang digunakan untuk pesawat jet komersial masa kini adalah mesin *turbofan*. Mesin ini lebih banyak digunakan karena sangat efisien dan relatif menghasilkan suara yang lebih kecil.

*Turbofan* merupakan salah satu jenis dari *jet engine*. Kita tahu jet engine terbagi atas 3 jenis : *turbojet*, *turboprop* dan *turbofan*. Keistimewaan dari *turbofan* adalah jenis ini merupakan penyempurnaan dari *turbojet* dan *turboprop*. Kelemahan dari *turbojet* adalah boros bahan bakar, walau dalam soal tenaga lebih besar dibandingkan dengan jenis lain. Karena itu jenis ini cocok untuk dipakai pada pesawat tempur.

Prinsip kerja *turbofan* adalah *airflow* (udara) masuk kedalam *blade* (*low pressure compressor*) atau kita sebut LPC dan dikompres kembali oleh blade yang lebih kecil ukurannya (*high pressure compressor*) atau kita sebut HPC, masuk ke ruang pembakaran (*combustion chamber*) dan diberi *ignition* sampai suhu atau temperatur tinggi baru lah disemprot oleh *fuel*. Karena terjadi pembakaran maka berubahlah energi kimia menjadi energi dorong. Energi dorong yang dihasilkan ini mendorong *high pressure turbin* (HPT) yang terhubung

langsung dengan HPC sehingga HPC dapat berputar kembali. Energi dorong tersebut juga mendorong *low pressure turbin* (LPT) yang terhubung langsung dengan LPC. Dan sisa nya merupakan tenaga dorong pesawat.

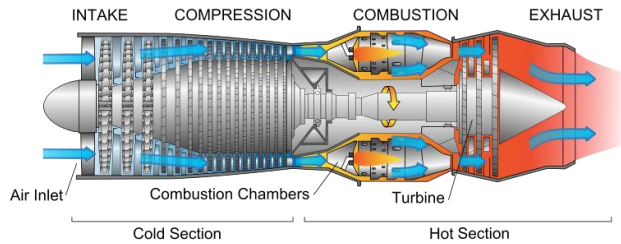


**Gambar 2.11** Skema Mesin *Turbofan*

### 2.4.2 *Turbojet*

Mesin *turbojet* adalah mesin jet yang paling sederhana, biasanya dipakai untuk pesawat-pesawat jet awal atau pesawat-pesawat jet berkecepatan tinggi. Contoh dari mesin ini adalah mesin Rolls-Royce Olypus 593 yang digunakan untuk pesawat Concorde. Selain menggerakkan pesawat, mesin ini juga bisa dipakai untuk menggerakkan kereta api dan kapal laut, contohnya mesin Marine Olypus yang memiliki kekuatan 28.000 hp (daya kuda atau setara dengan 21 MW) yang digunakan untuk menggerakkan kapal perang modern dengan bobot mati 20.000 ton dengan operasi berkecepatan tinggi. *Turbojet* terdiri dari saluran masuk udara, kompresor udara, ruang pembakaran, turbin gas (yang menggerakkan kompresor udara) dan *nozzle*. Udara dikompresi ke dalam ruang bakar, dipanaskan dan dimuaikan dengan sangat cepat akibat proses pembakaran bahan bakar dan kemudian udara panas tersebut dibiarkan

mengalir menuju turbin dengan kecepatan tinggi untuk memberikan propulsi yang kemudian digunakan untuk memutar kompresor.



**Gambar 2.12** Skema Mesin *Turbojet*

### 2.4.3 *Turboprop*

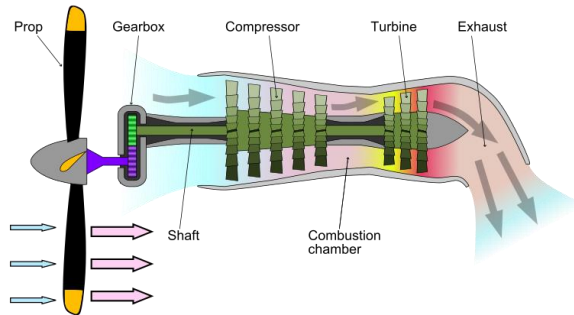
Mesin *turboprop* adalah jenis pesawat pembangkit yang menggunakan turbin gas untuk menggerakkan propeller. Turbin gas yang dirancang khusus untuk aplikasi ini, dengan hampir semua output yang digunakan untuk menggerakkan propeller. Mesin gas buang mengandung energi sedikit dibandingkan dengan mesin jet dan memainkan peran kecil dalam penggerak pesawat.

Propeller ini digabungkan ke turbin melalui gigi reduksi yang mengubah RPM tinggi, torsi output yang rendah untuk RPM rendah, torsi tinggi. Propeller itu sendiri biasanya dengan kecepatan konstan (*pitch variabel*) tipe serupa dengan yang digunakan dengan mesin pesawat yang lebih besar *reciprocating*.

Dalam bentuk yang paling sederhana *turboprop* terdiri dari *intake*, *kompresor*, ruang bakar, turbin, dan mendorong *nozzle*. Udara ditarik ke dalam *intake* dan dikompresi oleh kompresor. Bahan bakar ini kemudian

ditambahkan ke udara dikompresi dalam ruang bakar, di mana campuran bahan bakar-udara kemudian *combusts*.

Pembakaran gas panas memperluas melalui turbin. Beberapa kekuatan yang dihasilkan oleh turbin digunakan untuk menggerakkan kompresor. Sisanya ditularkan melalui pengurangan gearing untuk propeller. Perluasan lebih lanjut dari gas terjadi di *nozzle* mendorong, di mana gas buang dengan tekanan atmosfer. *Nozzle* mendorong menyediakan proporsi yang relatif kecil dari dorongan yang dihasilkan oleh sebuah *turboprop*.



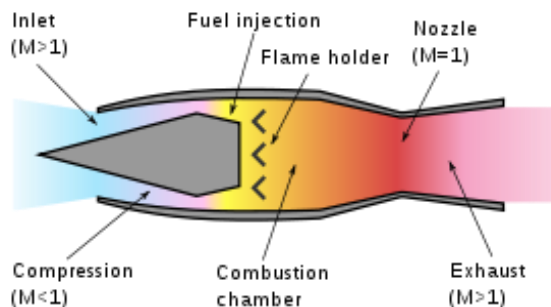
**Gambar 2.13** Skema Mesin *Turboprop*

#### 2.4.4 *Ramjet*

*Ramjet* merupakan sejenis mesin jet yang harus diluncurkan dengan kecepatan tinggi, kadang-kadang disebut sebagai mesin *ramjet*, *atherodyde*, *athodyd*. Menggunakan gerak maju mesin untuk memampatkan udara masuk, tanpa kompresor *rotary*. *Ramjet* tidak bisa menghasilkan daya dorong dengan nol kecepatan udara, sehingga tidak bisa menggerakkan pesawat ketika berhenti. *Ramjet* memerlukan beberapa sistem propulsi

lainnya untuk mempercepat kendaraan untuk kecepatan tertentu sehingga ramjet mulai menghasilkan daya dorong. *Ramjet* bekerja paling efisien dengan kecepatan sekitar Mach 3. Mesin jenis ini dapat beroperasi sampai dengan kecepatan Mach 6.

Di antara mesin jet dan mesin roket terletak jet penghentak. Jet ini mendorong dengan mengeluarkan arus gas yang kuat dari pipa jet di belakang seperti *turbojet*, tetapi tidak punya kompressor atau bagian-bagian yang bergerak. Hanya ruang pembakaran saja. Untuk menekan udara guna pembakaran, jet ini bertumpu pada gerakan pesawat ke depan yang sangat cepat. Jet ini tak bisa mulai dari kecepatan nol tetapi memerlukan mesin tambahan maupun pesawat pengangkut untuk meningkatkan kecepatan pesawat pada titik tertentu (600 mil perjam) sehingga tekanan udara yang masuk ke dalam ruang pembakaran mencukupi. Pada penerbangan 60.000 kaki jet ini menghasilkan dorongan 3-5 kali lipat untuk tiap pound berat mesin, bila dibanding dengan *turbojet* akan menghemat 20% harga bahan bakar.

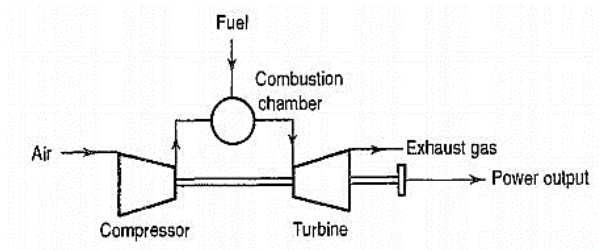


**Gambar 2.14** Skema Mesin *Ramjet*

## 2.5 Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang Berdasarkan Siklusnya

### 2.5.1 Siklus Terbuka (*Open Cycle*)

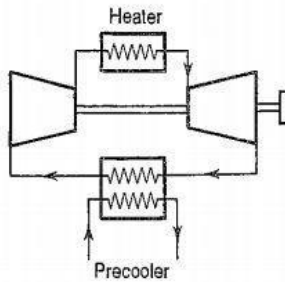
Pada sistem turbin gas siklus terbuka dimana fluida kerja (udara) dikompresikan dari udara bebas, kemudian mengalami proses pembakaran di ruang bakar, berekspansi di turbin dan akhirnya keluar lagi ke udara bebas walaupun terbentuk gas sisa pembakaran atau dengan kata lain sistem ini terbuka terhadap udara bebas. gambar berikut adalah skema siklus terbuka.



**Gambar 2.15** *Open Cycle Gas Turbine*<sup>[1]</sup>

### 2.5.2 Siklus Tertutup (*Closed Cycle*)

Sistem kerja turbin gas dengan siklus tertutup prosesnya hampir sama dengan siklus terbuka. Namun gas bekas yang keluar dari turbin dimasukkan kembali ke kompresor untuk di kompresikan kembali, tetapi sebelum mendekati kompresor gas bekas tersebut mengalami pendinginan hingga temperatur awal memasuki kompresor pada sebuah alat penukar kalor (APK).

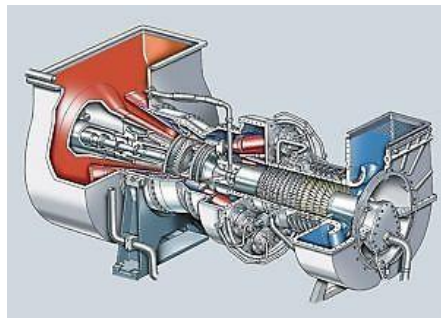


**Gambar 2.16** *Closed Cycle Gas Turbine*<sup>[1]</sup>

## 2.6 Klasifikasi Turbin Gas Pesawat Terbang Berdasarkan Konstruksinya

### 2.6.1 Turbin Gas Poros Tunggal (*Single Shaft*)

Turbin gas ini hanya memiliki satu poros saja, tetapi pada poros tersebut terdiri dari beberapa komponen utama turbin gas, seperti sudu turbin dan sudu kompresor.



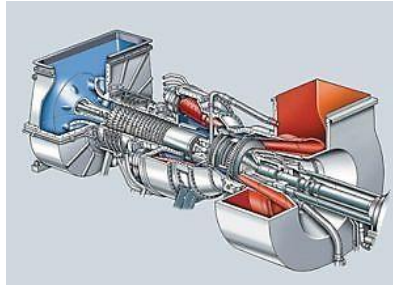
**Gambar 2.17** *Single Shaft Turbine*<sup>[2]</sup>

### 2.6.2 Turbin Gas Poros Ganda (*Twin Shaft*)

Turbin jenis ini merupakan turbin gas yang terdiri dari turbin bertekanan tinggi dan turbin bertekanan



rendah, dimana turbin gas ini digunakan untuk menggerakkan beban yang berubah. Turbin gas ini menggunakan poros ganda dan biasanya digunakan untuk beban torsi yang tinggi atau bervariasi.



**Gambar 2.18** *Twin Shaft Turbine*<sup>[2]</sup>

## **2.7 Sistem Turboprop Engine PT6A-42**

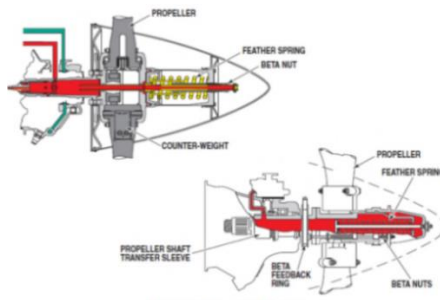
### **2.7.1 Sistem Propeller**

Sistem *propeller* berfungsi untuk mengubah daya yang dihasilkan oleh *engine* menjadi daya dorong (*thrust*) untuk menggerakkan pesawat. *Propeller* yang digunakan pada *engine* PT6A adalah *propeller* empat *blade* yang terbuat dari logam. Sistem *propeller* yang digunakan pada *engine* PT6A adalah *pitch variable, single acting*. Pada sistem *propeller* terdapat *propeller governor* mengontrol besarnya *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller* dengan memvariasikan sudut *blade* sebagai respon terhadap *propeller speed control lever*, tenaga mesin, dan kondisi penerbangan.

Ketika lebih banyak daya yang dibutuhkan maka, sudut *blade* bertambah secara otomatis untuk memungkinkan *propeller* menyerap energi tanpa meningkatkan kecepatan rotasi *propeller*. *Propeller* ini

terdiri dari hub berongga sebagai tempat memasang *blades* dan tabung pilot oli internal dan *feather return spring*. Oli dari *propeller governor* dimasukkan ke poros *blades* dan ke piston servo melalui saluran transfer oli yang dipasang pada poros *propeller* saat tekanan oli meningkat piston servo didorong ke depan dan *feather return spring* dikompresi.

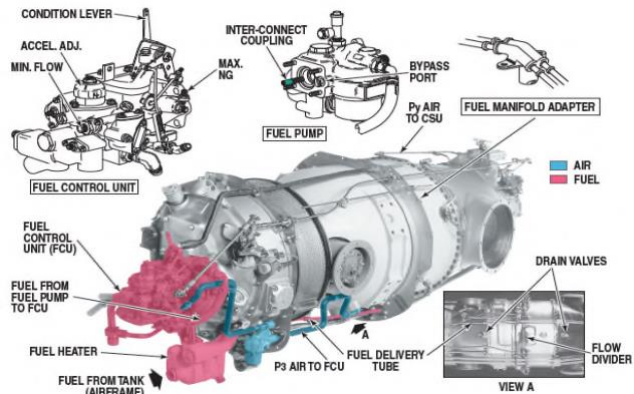
Gerakan piston servo ditransmisikan ke propeller blade melalui sistem tuas. Ketika tekanan oli berkurang spring kembali memaksa oli keluar dan mengubah *pitch blade*. Peningkatan tekanan oli tersebut, dikendalikan oleh *propeller governor*. Pada sistem *propeller* terdapat 2 mode yaitu *governing mode* dan *forward beta mode*. Pada *governing mode*, sudut *blade* dapat diatur besarnya, sedangkan pada *forward beta mode* sudut *blade* akan otomatis berubah ke sudut *blade* yang paling kecil, hal ini dikarenakan karena daya yang dihasilkan dari power turbine dan disalurkan ke poros *propeller* terlalu kecil sehingga sudut *blade* harus diatur ke sudut *blade* yang paling kecil agar putaran *propeller* besar sehingga gaya *thrust* yang dihasilkan oleh *propeller* cukup untuk pengoperasian pesawat di udara.<sup>[8]</sup>



**Gambar 2.19** Sistem Propeller<sup>[8]</sup>

## 2.7.2 Sistem Bahan Bakar

Tujuan utama sistem bahan bakar adalah untuk menyalurkan bahan bakar yang bersih pada tekanan dan aliran yang sesuai dengan keperluan *engine*. Selain itu sistem bahan bakar juga berfungsi untuk : Mengurutkan distribusi bahan bakar ke *nozzles* dengan tepat, Mengontrol kecepatan idle, Memberikan tambahan kecepatan (akselerasi) secara cepat pada *engine*, Membatasi kecepatan maksimum kompresor , Memberikan deselerasi yang cepat tanpa menghentikan proses pembakaran bahan bakar di *combustion chamber*, Menghentikan aliran bahan bakar ke *combustion chamber* setelah *engine* dimatikan. [8]



Gambar 2.20 Sistem Bahan Bakar [8]

### 2.7.2.1 Cara Kerja Sistem Bahan Bakar

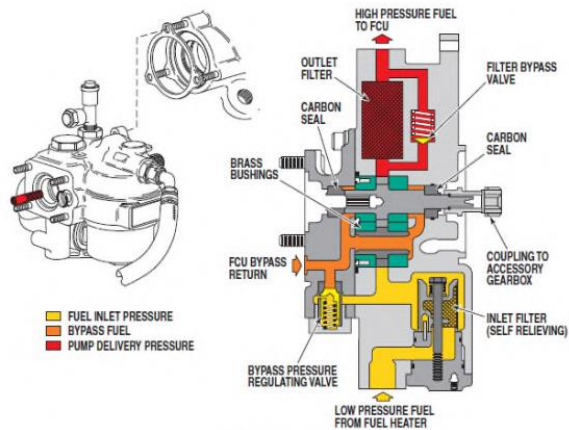
Bahan bakar dari tangki dipompa ke *fuel heater* oleh *airframe boost pump*. Bahan bakar yang telah dipanaskan kemudian dialirkan ke *engine* oleh *fuel pump*. Bahan bakar bertekanan

tinggi kemudian menuju ke FCU (*Fuel Control Unit*) melalui selang eksternal. FCU akan menentukan jumlah aliran bahan bakar yang sesuai untuk pembakaran. Bahan bakar kemudian keluar dari FCU mengalir ke *flow divider*. *Flow divider* kemudian akan mengurutkan distribusi bahan bakar ke manifold primer dan sekunder. Bahan bakar kemudian diatomisasi oleh 14 *nozzle* untuk pembakaran bahan bakar yang baik. [8]

### 2.7.2.2 Komponen Sistem Bahan Bakar

#### 1. Fuel Pump

Berfungsi mengalirkan bahan bakar pada tekanan tinggi ke *Fuel Control Unit* (FCU).



Gambar 2.21 Fuel Pump [8]

#### 2. Fuel Control Unit

Berfungsi untuk mengukur jumlah bahan bakar yang tepat untuk berbagai rentang daya, akselerasi

dan deselerasi yang dibutuhkan. Unit kontrol bahan bakar tersebut berjenis hidro-pneumatik, yang dipasang di pompa bahan bakar untuk mengatur kecepatan putar kompresor dengan cara mengukur aliran bahan bakar ke *nozzle*, sebagai respon terhadap sudut *power lever* pada kokpit dan kondisi penerbangan.

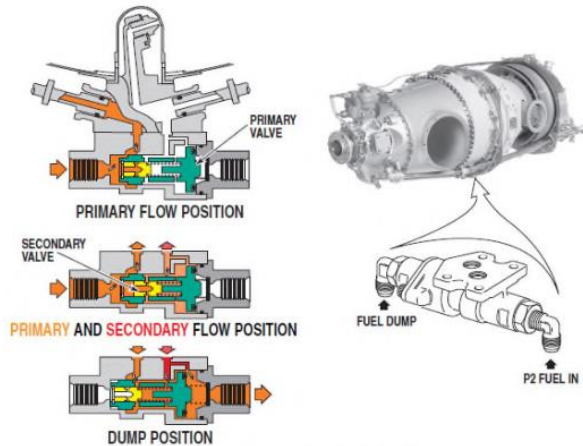
### **3. *Flow Divider***

Berfungsi untuk membagi bahan bakar ke *nozzle* yang jumlahnya ada 14 buah melalui manifold primer dan sekunder. Pada manifold terdapat katup yang fungsinya untuk membuka jalur aliran bahan bakar ke *nozzle*. Katup pada manifold primer akan terbuka pada tekanan bahan bakar 9 - 13 PSI dan menyebabkan bahan bakar mengalir melalui manifold primer saja. Katup pada manifold sekunder membuka saat tekanan bahan bakar mencapai 17 - 22 PSID sehingga bahan bakar mengalir melalui manifold sekunder dan manifold primer.

### **4. *Fuel drain valve***

Berfungsi untuk menguras sisa bahan bakar dari *generator gas case*. Ketika lever dipindahkan ke posisi fuel on, bahan bakar masuk ke flow divider dan mendorong katup primer dan sekunder. Pada tekanan bahan bakar 9-13 PSI, katup primer bergeser ke kanan dan memungkinkan bahan bakar mengalir ke manifold utama. Saat kecepatan Ng meningkat, tekanan bahan bakar meningkat sampai 17 - 22 PSID di *flow divider* dan katup sekunder bergerak ke kanan. pada keadaan tersebut Ng

sekitar 35% dan bahan bakar mengalir melalui semua *nozzle*. Ketika tuas bahan bakar dipindahkan ke posisi *cut-off*, tekanan bahan bakar menurun dan kedua pegas mendorong katup primer dan sekunder sehingga katup menuju posisi tertutup. Ini memungkinkan bahan bakar mengalir karena gaya gravitasi dan menuju ke *collector can*. Ini mencegah kontaminasi bahan bakar pada *nozzle* karena sisa bahan bakar.<sup>[8]</sup>

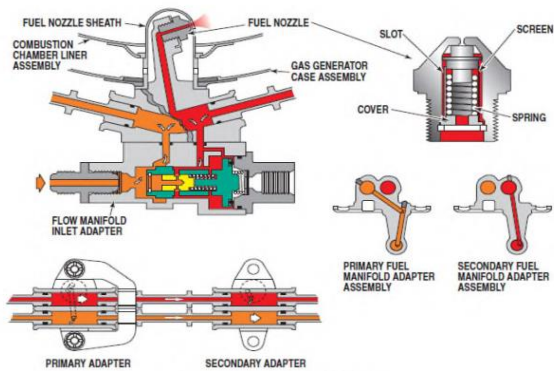


**Gambar 2.22** *Flow Divider Dan Dump Valve*<sup>[8]</sup>

## 5. Fuel Nozzle

Berfungsi menyemprotkan bahan bakar terukur ke dalam *combustion chamber*. Jenis *nozzle* bahan bakar yang saat ini digunakan pada PT6A adalah *single orifice*. Selama pengoperasian 14 *nozzle* bahan bakar menerima bahan bakar dari *flow divider* dan menyemprotkannya ke *combustion chamber*. Pada saat start, bahan bakar

disemprotkan hanya melalui sepuluh *nozzle* utama. Posisi *nozzle* utama adalah sedemikian rupa sehingga bahan bakar disemprotkan secara melingkar menuju *spark igniters* sebagai pematik campuran bahan bakar dan udara agar dapat terbakar. Ketika dibutuhkan daya yang lebih besar *nozzle* sekunder menerima bahan bakar dan akan menyemprotkannya ke *combustion chamber*. Pada keadaan ini, semua *nozzle* bahan bakar (14 *nozzle*) akan berfungsi dan menyemprotkan bahan bakar.<sup>[8]</sup>

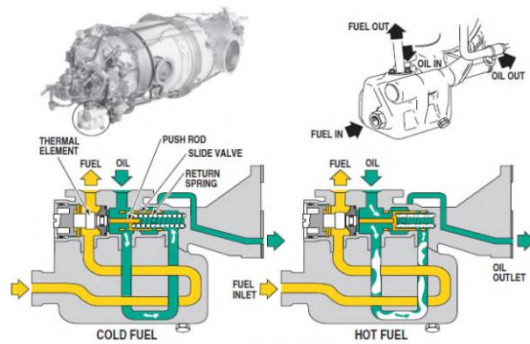


**Gambar 2.23** *Fuel Nozzle*<sup>[8]</sup>

## 6. Fuel Heater

Berfungsi untuk memanaskan bahan bakar dan mencegah bahan bakar menjadi membeku karena temperatur yang rendah. *Fuel heater* adalah alat penukar panas (*heat exchanger*) yang cara kerjanya dengan memanfaatkan energi panas yang terkandung dalam minyak pelumas untuk memanaskan bahan bakar. Elemen termal bereaksi terhadap suhu bahan bakar dan menggeser katup

untuk mengontrol jumlah minyak pelumas yang mengalir masuk ke alat penukar panas (*heat exchanger*). Bahan bakar dingin dari *aircraft boost pump* masuk ke pemanas bahan bakar (*fuel heater*) dan bahan bakar akan mengalir di sekitar elemen pemanas pada alat penukar panas. Kalor pada minyak pelumas akan berpindah ke bahan bakar sehingga temperatur bahan bakar akan naik. Pada temperatur  $21^{\circ}\text{C}$  elemen termal mulai mengembang dan mendorong katup, disaat tersebut minyak pelumas secara progresif melewati pemanas bahan bakar dan temperatur bahan bakar mulai stabil. Pegas yang berada di katup belakang akan kembali menggeser katup ketika temperatur bahan bakar turun. Selama operasi elemen termal terus-menerus bereaksi untuk menyesuaikan temperatur bahan bakar. Suhu kerja *fuel heater* yaitu rentang kontrol suhu bahan bakar adalah  $21$  sampai  $32^{\circ}\text{C}$  dan Suhu minimum untuk operasi pemanas bahan bakar yang tepat adalah  $55^{\circ}\text{C}$ .<sup>[8]</sup>

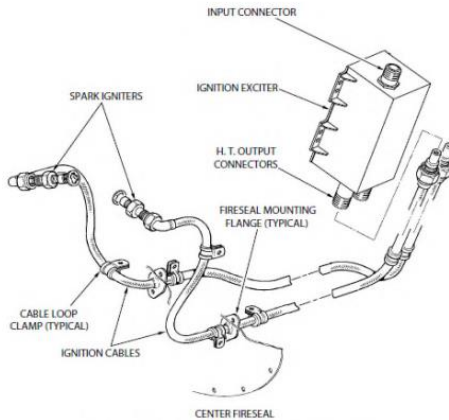


**Gambar 2.24** *Fuel Heater*<sup>[8]</sup>



### 2.7.3 Sistem Pengapian

Sistem pengapian adalah sistem yang berfungsi melakukan proses pengapian untuk membakar campuran bahan bakar dan udara dalam rentang temperatur yang luas sesuai dengan kebutuhan *engine*.



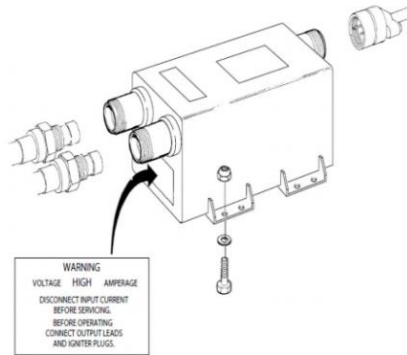
**Gambar 2.25** Sistem Pengapian<sup>[8]</sup>

Spesifikasi dari pengapian di dalam *engine* sebagai berikut: Tegangan Input 9 – 30 VDC, Arus Input 3,5 A, Energi tersimpan 4,7 Joule, Tegangan output 8000 Voltage. Komponen dari sistem pengapian diantaranya :

#### 1. *Ignition exciter*

*Ignition exciter* merupakan unit pelindung yang melindungi komponen elektronik di dalamnya. Unit ini dibuat dari resin *epoxy*. Unit ini akan ter *energized* selama proses pembakaran di *combustion chamber* untuk mengawali rangkaian proses pembakaran campuran bahan bakar dan udara. Di dalam *ignition exciter* terdapat sirkuit

transformer dan diode yang berfungsi mengubah tegangan input DC menjadi tegangan output yang tinggi.



**Gambar 2.26** *Ignition Exciter*<sup>[8]</sup>

## **2. Kabel Igniters**

Terdapat 2 kabel yang menghantarkan energi elektrik dari *ignition exciter* ke *spark igniters*(busi) tiap kabel terdapat pembungkus kabel untuk melindungi kabel dari obyek asing.

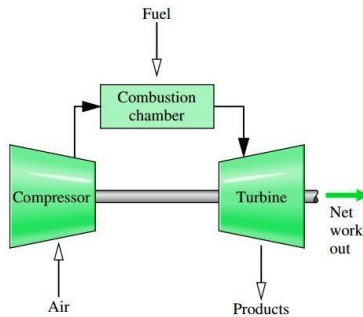
## **3. Spark Igniters (Busi)**

Terdapat 2 *spark igniters* (Busi) di dalam sistem pengapian, dimana *spark igniters* (Busi) tersebut terletak di posisi jam 4 dan jam 9 pada *gas generator case*. *spark igniters* (Busi) terbentuk dari kabel plug yang mengelilingi elektroda pusat dan dibungkus dengan material semi konduktor berbentuk annular. Ketika tegangan mencapai nilai tertentu, udara yang berada di antara pusat elektroda dan pelindung luar busi akan terionisasi

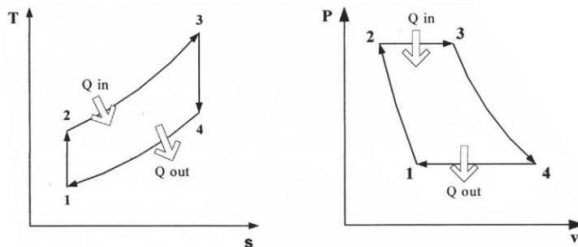
dan energy yang tinggi akan dipantikkan keluar dari pusat elektroda.

## 2.8 Siklus Brayton

Siklus ini merupakan siklus termodinamika ideal untuk turbin gas, sehingga saat ini siklus ini yang sangat populer digunakan oleh pembuat mesin turbin. Siklus Brayton ini terdiri dari proses kompresi isentropik yang diakhiri dengan proses pelepasan panas pada tekanan konstan. Pada siklus Brayton tiap-tiap keadaan proses dapat dianalisa secara berikut.



**Gambar 2.27** Siklus terbuka turbin gas<sup>[3]</sup>



**Gambar 2.28** Siklus Brayton<sup>[3]</sup>

- Proses 1 ke 2, Kompresi Isentropik

Udara atmosfer masuk ke dalam sistem turbin gas melalui sisi inlet kompresor. Oleh kompresor, udara dikompresikan sampai tekanan tertentu diikuti dengan volume ruang yang menyempit. Proses ini tidak diikuti dengan perubahan entropi, sehingga disebut proses isentropik. Proses ini ditunjukkan dengan angka 1-2 pada kurva di atas.

$$W_c = h_2 - h_1 \text{ (kJ/kg)}$$

- Proses 2 ke 3, Penambahan Kalor secara Isobarik

Udara terkompresi masuk ke ruang bakar. Bahan bakar diinjeksikan ke dalam ruang bakar, dan diikuti dengan proses pembakaran bahan bakar tersebut. Energi panas hasil pembakaran diserap oleh udara ( $Q_{in}$ ), meningkatkan temperatur udara, dan menambah volume udara. Proses ini tidak mengalami kenaikan tekanan udara, karena udara hasil proses pembakaran bebas berekspansi ke sisi turbin. Karena tekanan yang konstan inilah maka proses ini disebut isobarik.

$$q_{in} = h_3 - h_2 \text{ (kJ/kg)}$$

- Proses 3 → 4, Ekspansi Isentropik

Udara bertekanan yang telah menyerap panas hasil pembakaran, berekspansi melewati turbin. Sudu-sudu turbin yang merupakan nozzle - nozzle kecil berfungsi untuk mengkonversikan energi panas udara menjadi energi kinetik. Sebagian energi tersebut dikonversikan turbin untuk memutar kompresor. Pada sistem pembangkit listrik turbin gas, sebagian energi lagi dikonversikan turbin untuk memutar generator listrik. Sedangkan pada mesin turbojet, sebagian energi panas dikonversikan menjadi daya dorong pesawat oleh nozzle

besar pada ujung keluaran turbin gas.

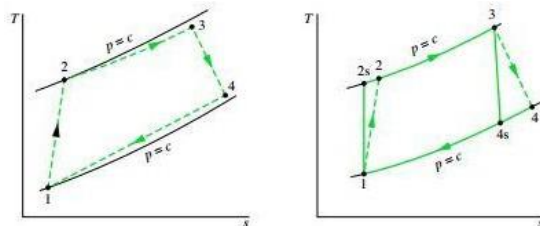
$$W_T = h_3 - h_4 \text{ (kJ/kg)}$$

- Proses 4 ke 1, Pelepasan Kalor secara Isobarik

Tahap selanjutnya adalah pelepasan kalor secara isobarik. Pada siklus Brayton ideal, udara yang keluar dari turbin ini masih menyisakan sejumlah energi panas.

$$q_{in} = h_4 - h_1 \text{ (kJ/kg)}$$

Gesekan di dalam kompresor dan turbin gas menyebabkan fluida kerja akan mengalami kenaikan entropi spesifik ketika melewati komponen – komponen tersebut. Karena gesekan, akan terjadi pula penurunan tekanan ketika fluida kerja melewati alat penukar kalor. Walaupun demikian penurunan tekanan karena gesekan merupakan sumber irreversibilitas yang tidak terlalu signifikan, maka untuk penyederhanaan digambarkan dalam T-s diagram.



**Gambar 2.29** *Irreversibilitas turbin gas*<sup>[3]</sup>

## 2.9 Aliran Kompresibel

Aliran kompresibel adalah aliran dimana variasi atau perubahan massa jenis ( $\rho$ ) fluida tidak diabaikan. Contoh yang paling umum aliran kompresibel adalah aliran gas, sementara itu aliran fluida diperlakukan sebagai aliran inkompresibel.

Aliran gas yang mengabaikan perpindahan panas bisa juga dianggap sebagai aliran inkompresibel dengan persyaratan kecepatan aliran relatif lebih kecil bila dibandingkan dengan kecepatan suara. Perbandingan kecepatan aliran ( $C$ ) terhadap kecepatan lokal suara ( $\alpha$ ) pada gas didefinisikan sebagai *Mach Number* ( $M$ ).

$$M = \frac{Ca}{a}$$

Keterangan :

$M$  = *Mach Number*

$Ca$  = Kecepatan Terbang (m/s)

$a$  = Kecepatan Suara (m/s)

- **Stagnasi isentropik lokal**

Tegangan normal pada setiap bidang yang melalui unsur fluida yang diam mempunyai nilai unik yang disebut tekanan fluida. Tekanan fluida dipancarkan dengan kekuatan yang sama ke semua arah dan bekerja tegak lurus pada suatu bidang. Tekanan fluida dalam saluran tersebut dapat diklasifikasikan menjadi tekanan statis ( $P_s$ ) dan tekanan stagnasi ( $P_o$ ). Tekanan statis adalah tekanan yang diukur oleh alat ukur yang bergerak bersama aliran dengan kecepatan yang sama. Sementara tekanan stagnasi adalah tekanan fluida yang diukur pada aliran udara fluida yang diperlambat sampai 0,  $v = 0$  dengan kondisi aliran tanpa gesekan.

Pada aliran kompresibel semua sifat dapat berubah saat aliran mengalir. Sehingga diperlukan referensi kondisi yang bisa digunakan untuk menghubungkan kondisi dalam aliran dari titik ke titik. Untuk apapun aliran, suatu kondisi referensi diperoleh ketika aliran fluida tersebut diperlambat sampai diam,  $V = 0$ . Ini yang disebut kondisi stagnasi dan nilai

properti seperti ( $P_0, T_0, \rho_0, h_0, s_0$ ) menyatakan sifat stagnasi. Keadaan stagnasi isentropik adalah keadaan cairan yang mengalir akan mencapai jika mengalami deselerasi adiabatik reversibel menjadi kecepatan nol. Ada keadaan stagnasi *isentropik* dan *aktual* untuk gas atau uap. Keadaan stagnasi aktual adalah keadaan yang dicapai setelah deselerasi aktual menjadi kecepatan nol dan mungkin ada ireversibilitas yang terkait dengan proses deselerasi. Dengan menurunkan persamaan kesetimbangan energi, didapatkan persamaan sebagai berikut :

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} = \text{konstan}$$

$$h + \frac{V^2}{2} = \text{Stagnation Enthalpy} = h_0$$

bila fluida kerja merupakan gas ideal maka  $h = C_p T$

$$C_p T + \frac{V_1^2}{2} = C_p T_0$$

$$T_0 = T + \frac{V^2}{2C_p}$$

karena  $C_p = \frac{\gamma}{\gamma-1} R$  maka

$$\frac{T_0}{T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} \frac{V^2}{\gamma R T} = 1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2$$

Keterangan :

$T_0$  = temperatur stagnasi

$T$  = temperatur statik

$h$  = entalpi

$R$  = konstanta gas ideal

- M = *mach number*  
 V = kecepatan aliran  
 $c_p$  = kalor jenis pada tekanan konstan  
 $\gamma$  = rasio panas spesifik

Dari persamaan diatas dapat dihitung tekanan stagnasi isentropik lokal di titik mana saja di bidang aliran gas ideal.

$$\frac{P}{\rho^k} = \text{Konstan}$$

$$\frac{P_0}{P} = \left(\frac{\rho_0}{\rho}\right)^k$$

$$\frac{\rho_0}{\rho} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{1/k}$$

$$\frac{T_0}{T} = \frac{P_0}{P} \frac{\rho}{\rho_0} = \frac{P_0}{P} \left(\frac{P_0}{P}\right)^{-1/k}$$

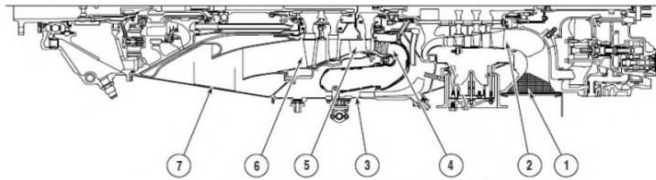
$$\frac{T_0}{T} = \left(\frac{P_0}{P}\right)^{k-1/k}$$

Keterangan :

- M = Mach Number  
 $\gamma$  = Rasio Panas Spesifik  
 $P_0$  = Tekanan Stagnasi  
 P = Tekanan Statis

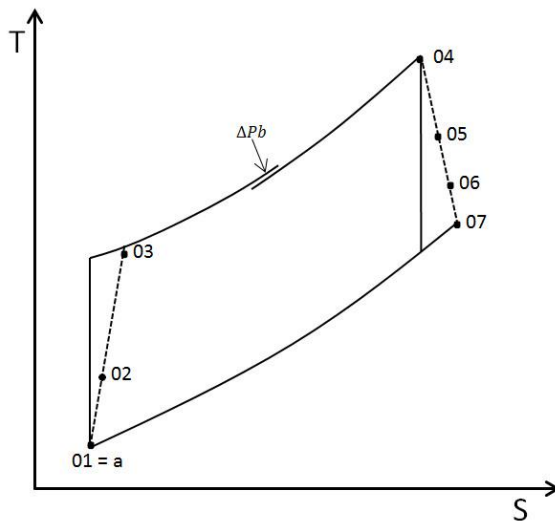


## 2.10 Perhitungan Kinerja *Turboprop Engine* PT6A-42



STATION	LOCATION
1	Ambient
2	Compressor Inlet
3	Compressor Discharge
4	Turbine
5	Inter Turbine
6	Turbine Exit
7	Exhaust

**Gambar 2.30** Skema *Turboprop Engine* PT6A-42



**Gambar 2.31** Diagram T-s *Turboprop Engine* PT6A-42

### 2.10.1 Intake

Pada keadaan ini udara luar (atmosfer) masuk ke dalam system.  $T_1$  ( $T_a$ ) dan  $P_1$  (Pa) tersebut merupakan *temperature ambient air* dan tekanan udara yang didapat dari ISA (*International Standart Atmosfer*) tabel.

Untuk mencari temperatur udara masuk kompressor maka terlebih dahulu diketahui kecepatan terbang ( $Ca$ ) Setelah diketahui nilai kecepatan terbang, kemudian mencari temperatur udara masuk kompressor dengan persamaan berikut :

$$T_{O_2} = T_a + \frac{Ca^2}{2C_{pa}}$$

Dan untuk mencari tekanan masuk kompressor menggunakan persamaan berikut :

$$\frac{P_{O_2}}{P_a} = \left[ 1 + \eta_i \frac{Ca^2}{2C_p T_{O_a}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}}$$

### 2.10.2 Compressor

Udara terkompresi keluar dari kompressor dengan temperatur yang tinggi. Suhu dan tekanan keluar kompresor adalah  $T_{O_3}$  dan  $P_{O_3}$ . Suhu dan tekanan keluar kompresor didapat dari data operasi *turboprop engine* PT6A-42.

### 2.10.3 Combustion Chamber

Pada tingkat keadaan ini telah terjadi proses pembakaran udara pada *combustion chamber* sehingga menghasilkan udara dengan temperatur tinggi yang akan di ekspansikan pada turbin.

Pada state ini untuk menghitung temperatur udara yang keluar dari *combustion chamber* / temperature masuk *high pressure turbine*  $T_{04}$  dihitung dengan menggunakan persamaan energy balance antara kompresor dan *high pressure turbine*.

$$W_{\text{kompresor}} = W_{\text{HP Turbine}}$$

$$C_{pg}(T_{04} - T_{05}) = C_{pa}(T_{03} - T_{02})$$

$$T_{04} - T_{05} = \frac{C_{pa}}{C_{pg}}(T_{03} - T_{02})$$

Tekanan udara yang keluar dari *combustion chamber* mengalami kerugian sebesar 8% mengacu pada buku *gas turbine theory*. Sehingga besarnya kerugian tekanan dihitung dengan persamaan :

$$\Delta P_b = \frac{8}{100} P_{03}$$

Setelah diketahui besarnya kerugian tekanan maka dapat diketahui tekanan setelah terjadi proses pembakaran udara dengan persamaan berikut :

$$P_{04} = P_{03} - \Delta P_b$$

#### **2.10.4 High Pressure Turbine**

Pada tingkat keadaan ini udara keluar dari *high pressure turbine*. Untuk mencari temperatur pada keadaan ini digunakan persamaan *enthalpy*. *Enthalpy* tersebut dihitung dengan persamaan energi dan untuk mencari persamaan energi maka digunakan data berupa daya poros dan *mass flow rate* pada *free power turbine (low pressure turbine)*.

$$\dot{W}_{LP} = \frac{SP}{\dot{m}}$$

$$\dot{W}_{LP} = \eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \Delta h$$

$$\Delta h = \frac{W_{LP}}{\eta_{pr} \cdot \eta_g}$$

$$\Delta h = C_{pg} (T_{O_5} - T_{O_6})$$

$$(T_{O_5} - T_{O_6}) = \frac{\Delta h}{C_{pg}}$$

udara keluar dari *high pressure turbine* dan masuk ke *low pressure turbine*. Tekanan pada keadaan ini dihitung dengan persamaan :

$$P_{O_5} = P_{O_4} \left( \frac{T_{O_5}}{T_{O_4}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

### **2.10.5 Free Power Turbine (Low Pressure Turbine)**

Temperatur keluar *free power turbine* (*low pressure turbine*) didapatkan berdasarkan data operasi *turboprop engine* PT6A-42.

Pada keadaan ini udara keluar dari *low pressure turbine* dan menuju *nozzle*. Tekanan pada keadaan ini dihitung dengan persamaan :

$$P_{O_6} = P_{O_5} \left( \frac{T_{O_6}}{T_{O_5}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

### 2.10.6 Nozzle

Untuk menentukan nozzle dalam keadaan *choking* atau *unchoking* maka dihitung dengan *nozzle pressure ratio* dan *critical pressure ratio*. Jika *nozzle pressure ratio* lebih besar dari *critical pressure ratio* maka nozzle mengalami *choking*. Jika *nozzle pressure ratio* lebih kecil dari *critical pressure ratio* maka nozzle mengalami *unchoking*.

- **Nozzle Pressure Ratio**

$$\frac{P_{0_6}}{P_a}$$

- **Critical Pressure Ratio**

$$\frac{P_{0_6}}{P_c}$$

Pada keadaan nozzle tidak ada afterburner maka  $P_{0_6} = P_{0_7}$  dan  $T_{0_6} = T_{0_7}$ .

### 2.10.7 Thrust

Merupakan gaya dorong pesawat terbang yang terdiri dari *momentum thrust* dan *pressure thrust*. Apabila nozzle dalam keadaan *unchoking* yaitu maka *pressure thrust* tidak dihitung.

$$F = \dot{m} (C_j - C_a) + A_j (P_j - P_a)$$

Keterangan :

$F = Thrust$

$\dot{m}$  = Mass flow rate

$C_j$  = Kecepatan jet keluar *nozzle*

$C_a$  = Kecepatan terbang

$A_j$  = Luas Nozze

$P_j$  = Tekanan keluar nozzle

$P_a$  = Tekanan udara masuk

### 2.10.8 *Effective Power (EP)*

Merupakan *power* yang digunakan untuk mesin *turboprop* pada pesawat terbang. Dengan persamaan :

$$EP = \frac{TP}{\eta_p} = SP + \frac{FCa}{\eta_{Pr}}$$

Keterangan :

F = *Thrust*

SP = Shaft Power

$C_a$  = Kecepatan terbang

$\eta_{pr}$  = Efisiensi propeller

### 2.10.9 Efisiensi Propulsi

Merupakan ukuran *effectiveness* dimana *propulsive duct* dapat mengerakkan atau mendorong pesawat terbang.

$$\eta_p = \frac{\text{Thrust Power}}{\text{Jet Power}}$$

$$\eta_p = \frac{\dot{m} \cdot C_a (C_j - C_a)}{\dot{m} \left[ C_a (C_j - C_a) + \frac{(C_j - C_a)^2}{2} \right]}$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \left( \frac{C_j}{C_a} \right)} \cdot 100\%$$

Keterangan :

$\eta_p$  = Efisiensi Propulsi

$\dot{m}$  = Mass flow rate

$C_j$  = Kecepatan jet keluar nozzle

$C_a$  = Kecepatan terbang

*Halaman ini sengaja dikosongkan*

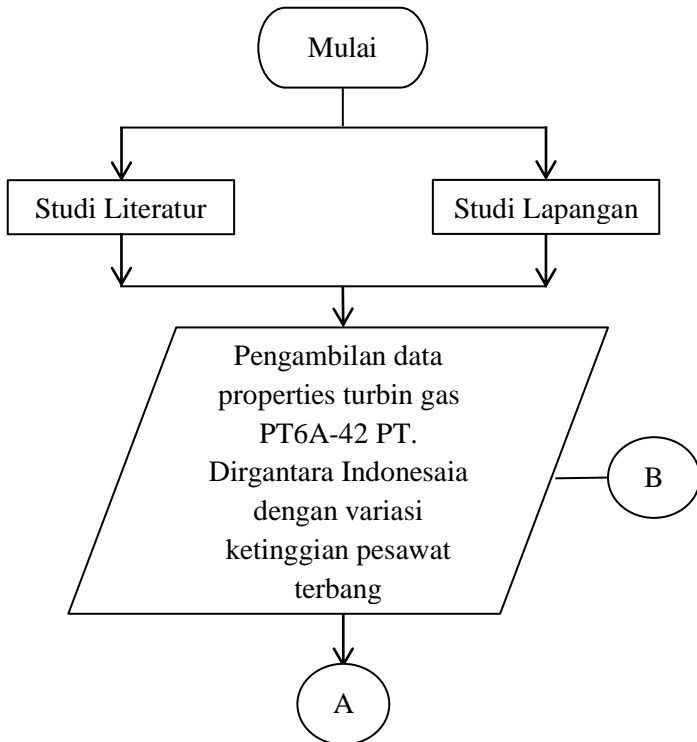


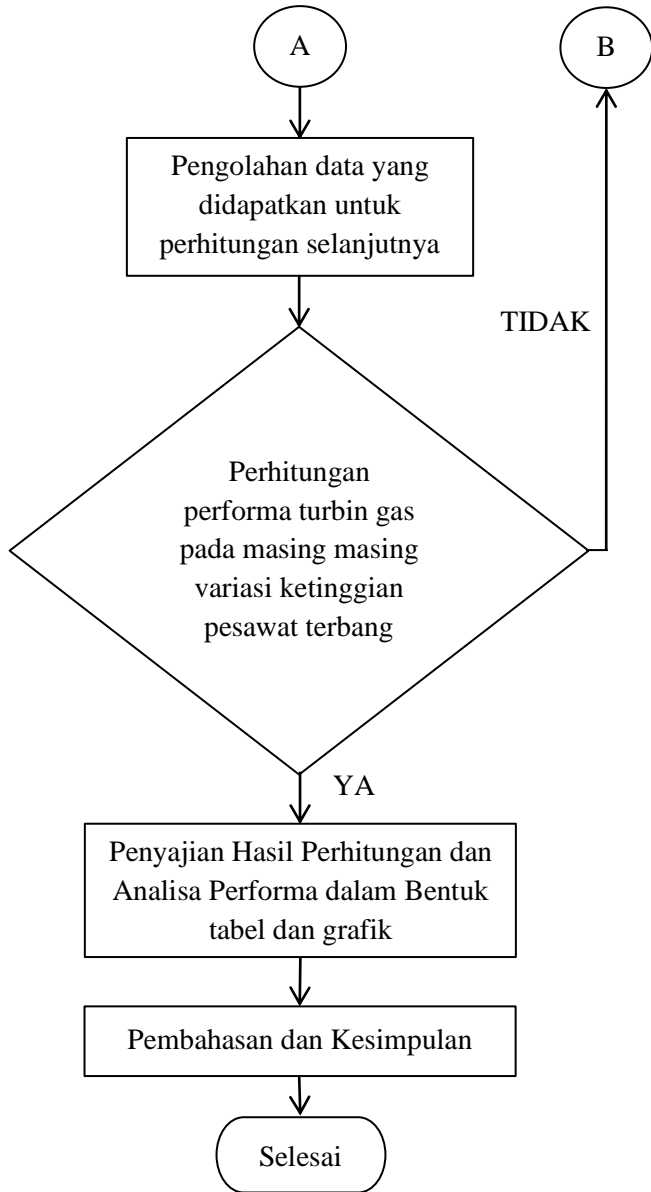
## BAB III METODOLOGI

Untuk dapat menganalisa pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap kinerja *Turboprop Engine*, maka pada bab ini akan dibahas mengenai metodologi dalam penyusunan laporan tugas akhir.

### 3.1 Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir

Adapun metodologi yang digunakan dalam pengerjaan tugas akhir ini dituliskan dalam bentuk diagram alir sebagai berikut :





**Gambar 3.1** Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir

## **3.2 Penjelasan Diagram Alir Pengerjaan Tugas Akhir**

### **3.2.1 Studi Literatur**

Pada tahap ini dilakukan pengkajian untuk mendapatkan topik tugas akhir sebelum studi lapangan. Pengkajian dilakukan dengan studi pustaka yang berkaitan dengan turbin gas yang diperoleh dari beberapa sumber seperti gas turbine theory oleh HIH Saravanamutto dan H. Cohen, fundamental of engineering thermodynamics oleh Michael J. Moran dan Howard N. Shapiro, Fundamental of Thermodynamics oleh Claus Borgnakke dan Richard E. Sonntag, dan beberapa sumber lain. Selain itu juga dikaji berdasarkan penelitian terdahulu.

### **3.2.2 Studi Lapangan**

Studi lapangan dilakukan untuk mengetahui kondisi data aktual di lapangan dan permasalahan yang nantinya akan dianalisa pada tugas akhir ini. Data aktual tersebut dibutuhkan untuk menghasilkan perhitungan yang sesuai. Studi lapangan dilakukan di PT. Dirgantara Indonesia. Sedangkan data pendukung yang digunakan untuk menentukan langkah – langkah perhitungan diambil dari *textbook*.

### **3.2.3 Pengambilan Data**

Pada tahap pengambilan ini, data didapatkan dari PT. Dirgantara Indonesia berupa buku PT6A *Medium Engine Familiarization* PT DI, *Computer performance deck handbook program P1508*.

Pengujian *engine* pada pesawat terbang menggunakan *Test Cell* ada juga yang dilaksanakan di pesawat secara langsung ketika terbang (*On Wing*). *Test Cell* adalah peralatan untuk melaksanakan pengujian

*engine* atau *Auxiliary Power Unit (APU)* guna mengetahui kinerja, dengan mengukur bagian-bagian terkecil (*Cell*) dari *engine* atau *APU* secara menyeluruh, baik tekanan, suhu, putaran, getaran maupun gaya dorong (*Thrust*). Di PT. Dirgantara Indonesia untuk pengujian dalam mengetahui kinerja menggunakan uji terbang (*flight test*) dan aplikasi Deck.

### A. Aplikasi Deck

Aplikasi Deck merupakan aplikasi simulasi dan perhitungan kinerja *engine* dari data yang didapat dari hasil *flight test* dengan memastikan beberapa parameter dan melakukan prosedur perhitungan dengan memodelkan *engine* sebagai gas generator untuk menghitung laju aliran masa, tekanan dan temperatur.

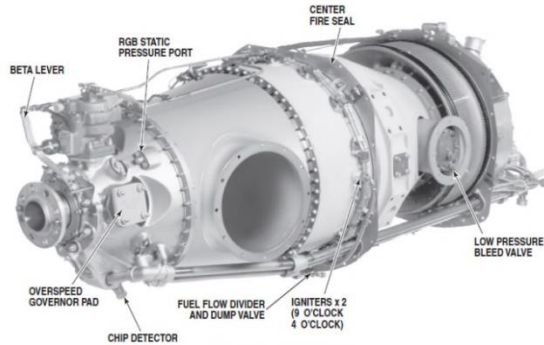
### B. Data

Pada tahap pengambilan data dari hasil *flight test engine PT6A-42* PT. Dirgantara Indonesia. Data yang didapatkan sebagai berikut :

SIMBOL	Altitude	M	T0 <sub>3</sub>	Po3	m	SP	P0 <sub>7</sub>	T0 <sub>7</sub>	A
SATUAN	feet	-	Fahrenheit	Psia	Lb/s	SHP	Psia	Fahrenheit	in <sup>2</sup>
NILAI	0	0,1512	578,38	114,46	7,9048	798,43	15,489	1051,14	90
	5000	0,15387	561,88	100,36	6,9028	744,87	12,946	1036,69	90
	10000	0,15668	538,24	85,811	5,9288	654,088	10,728	1030,76	90
	15000	0,15965	516,05	73,309	5,095	568,104	8,838	1039	90
	20000	0,1628	490,95	61,745	4,2976	510,847	7,22	1040,08	90
	25000	0,16614	463,37	51,291	3,5896	433,565	5,847	1035,59	90

**Gambar 3.2** Data Tiap Ketinggian

### C. Spesifikasi *Engine* PT6A-42



**Gambar 3.3** *Engine* PT6A-42

Pabrikan	: <i>Pratt &amp; Whitney Canada</i>
Model	: PT6A-42
Tipe Mesin	: Turboprop
Panjang Mesin	: 62 inchi (1575 mm)
Diameter	: 19 inchi (483 mm)
<i>Max. Dry</i>	: 270 lbs (122,47 kg)
<i>Compressor</i>	: 3 <i>Axial Stages</i>
Ruang Bakar	: <i>Annual type, reverse flow</i>
<i>Compressor Turbine</i>	: <i>Single Stage</i>
<i>Power Turbine</i>	: 2 <i>Stages Turbine</i>

#### 3.2.4 Pengolahan Data

Pada tahap ini dilakukan pengolahan data yang telah di dapatkan dengan melakukan konversi satuan kedalam satuan yang umum digunakan guna memudahkan dalam perhitungan. Pada tahap ini juga dilakukan perhitungan secara termodinamika untuk mengetahui properties properties yang selanjutnya akan

digunakan dalam proses perhitungan performa turbin gas.

### **3.2.5 Perhitungan Performa Turbin Gas**

Pada tahap ini dilakukan perhitungan performa turbin gas menggunakan data properties yang didapatkan dari hasil perhitungan tahap sebelumnya. Perhitungan performa tersebut antara lain Thrust, Efisiensi Propulsi, Effective Power (EP).

### **3.2.6 Penyajian Grafik dan Analisa Performa**

Selanjutnya data-data tersebut disajikan dalam bentuk tabel dan grafik. Penyajian ini berguna untuk mempermudah pembacaan dan analisa kinerja *turboprop engine* pada berbagai variasi ketinggian pesawat terbang. Dari hasil perhitungan dan grafik tersebut dapat dianalisa pengaruh ketinggian pesawat terbang terhadap kinerja *turboprop engine*.

### **3.2.7 Pembahasan Dan Kesimpulan**

Berdasarkan hasil perhitungan dan analisa dari kinerja *turboprop engine* maka dapat ditarik kesimpulan yang kemudian dibukukan menjadi buku tugas akhir.

## BAB IV ANALISA DAN PEMBAHASAN

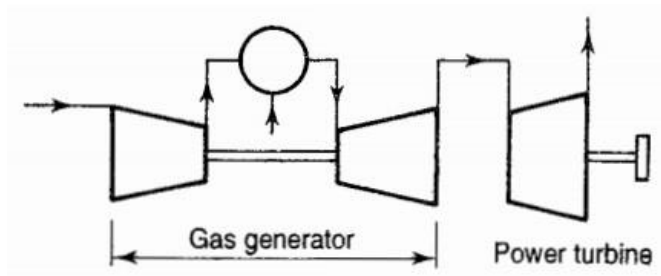
Pada bab ini akan dijelaskan langkah - langkah perhitungan dan perbandingan kinerja *turboprop engine* dengan variasi ketinggian yang berbeda, dengan menggunakan :

1. Data hasil observasi dari *turboprop engine* PT6A-42
2. Perhitungan yang dilakukan dengan menggunakan data dari *turboprop engine* pada ketinggian 0 ft (0 m), 5000 ft (1524 m), 10000 ft (3048 m), 15000 ft (4572 m), 20000 ft (6096 m), 25000 (7620 m).

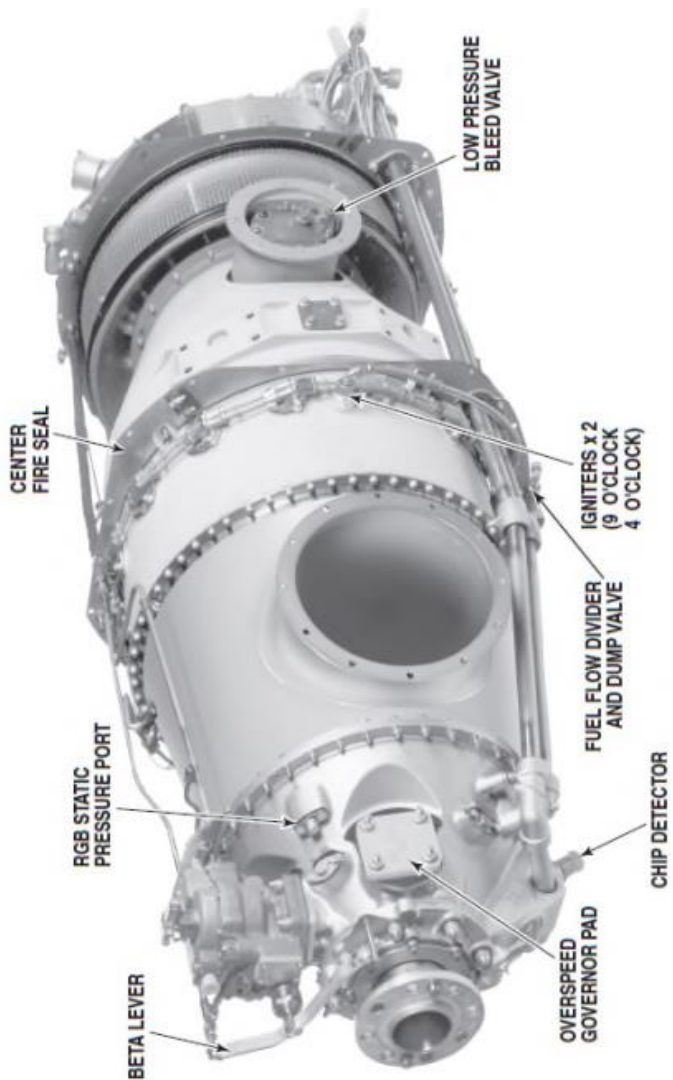
### 4.1 Analisa Kinerja *Turboprop Engine* PT6A-42 Pada Pesawat N219

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia maka didapatkan data dan skema *engine* PT6A-42.

Adapun skema turbin gas yang ada *turboprop engine* adalah sebagai berikut :

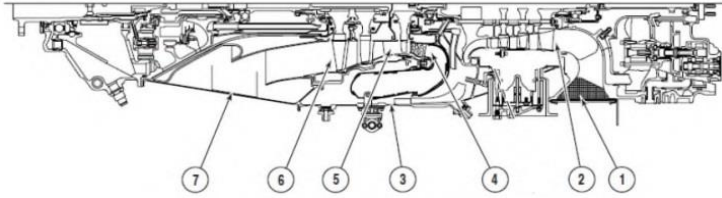


**Gambar 4.1** *Gas generator dan Power turbine*



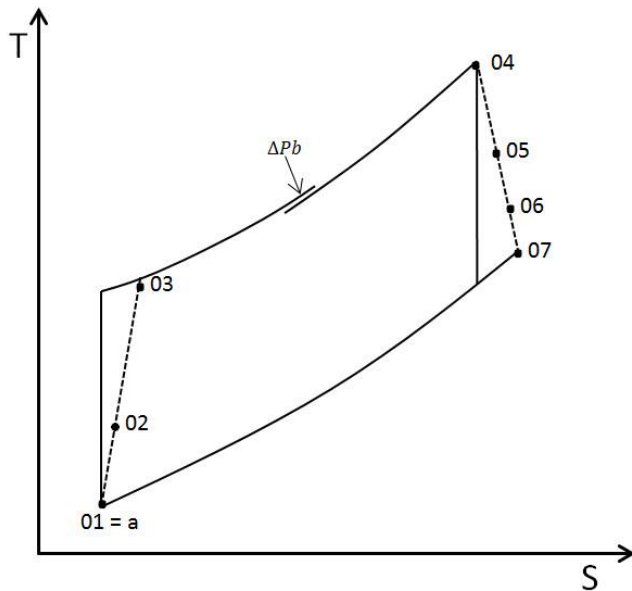
**Gambar 4.2** *Turboprop Engine PT6A-42*





STATION	LOCATION
1	Ambient
2	Compressor Inlet
3	Compressor Discharge
4	Turbine
5	Inter Turbine
6	Turbine Exit
7	Exhaust

**Gambar 4.3** Station Turboprop Engine PT6A-42



**Gambar 4.4** Diagram T-s Turboprop Engine PT6A-42

#### 4.1.1 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 0 Meter

##### 1. Data yang diperoleh dari PT. Dirgantara Indonesia

Pada sub bab ini akan dijabarkan cara perhitungan kinerja *turboprop engine* PT6A-42 pada pesawat terbang N219.

Untuk properties yang diketahui pada ketinggian 0 meter pada *turboprop engine* bisa dilihat pada Tabel 4.1 dibawah ini. Dari tabel tersebut kita bisa mencari properties untuk setiap state yang dibutuhkan dalam perhitungan kinerja *turboprop engine*.

Tabel 4.1 Data Operasi

Properties	Nilai	Satuan
Mach Number (M)	0,1512	-
Tekanan keluar kpressor ( $P_{O_3}$ )	114,46	Psia
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	578,38	Fahrenheit
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	7,9048	Lb/s
Daya Poros (SP)	798,43	SHP
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	15,489	Psia
Temperatur Keluar Nozzle ( $T_{O_7}$ )	1051,14	Fahrenheit
Luas Nozzle (A)	90	in <sup>2</sup>

Untuk mempermudah dalam perhitungan, maka dilakukan konversi satuan terlebih dahulu ke dalam suatu baku *metric units*, sebagai berikut :

Tabel 4.2 Data Operasi (Konversi)

Properties	Nilai	Satuan
Mach Number (M)	0,1512	-
Tekanan keluar kompressor ( $P_{O_3}$ )	789174,2296	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	576,6944444	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	3,585554042	Kg/s
Daya Poros (SP)	587244,4666	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	106792,9376	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	839,3388889	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

## 2. Perhitungan *Properties Turboprop Engine*

Untuk mempermudah dalam melakukan perhitungan, sebaiknya kita mengetahui properties di tiap – tiap titik pada skema *turboprop*.

Harga properties udara dan *natural gas* yang digunakan pada perhitungan ini mengacu pada buku H. Cohen *Gas Turbine Theory* maka dapat dilihat pada tabel 4.3.

Tabel 4.3 Data Properties Udara dan *Combustion Gas*

Input	Cp		$\gamma$
Udara	Cpa	1,005 Kj/Kg K	1,4
<i>Combustion gas</i>	Cpg	1,148 Kj/Kg K	1,333
Udara & Cobustion Gas	R = 0,287 Kj/Kg K		

Dari tabel 4.2 dapat dicari properties untuk setiap

stage yang dibutuhkan dalam perhitungan kinerja *turboprop engine*.

#### A. Temperatur

- **State 1**

Pada keadaan ini udara luar (atmosfer) masuk ke dalam sistem. Berdasarkan tabel operasi di dapat data sebagai berikut :

$$T_a = 288,15 \text{ K}$$

$T_1$  ( $T_a$ ) tersebut merupakan *temperature ambient air* yang didapat dari ISA (*International Standart Atmosfer*) tabel.

- **State 2**

Pada keadaan ini udara masuk kompresor kemudian dikompresi. Untuk mencari temperatur udara masuk kompresor maka terlebih dahulu diketahui kecepatan terbang ( $Ca$ ) dengan persamaan berikut :

$$Ca = M \cdot a$$

$$Ca = 0,1512 \cdot 340,3 \text{ m/s}$$

$$Ca = 51,45336 \text{ m/s}$$

Setelah diketahui nilai kecepatan terbang, kemudian mencari temperatur udara masuk kompresor dengan persamaan berikut :

$$\frac{Ca^2}{2Cp} = \frac{(51,45336)^2}{2 \cdot 1,005 \frac{Kj}{Kg K} \cdot 1000}$$

$$\frac{Ca^2}{2Cp} = \frac{2647,448}{2010}$$

$$\frac{Ca^2}{2Cp} = 1,317138435 \text{ K}$$

$$T_{O_2} = T_a + \frac{Ca^2}{2Cp_a}$$

$$T_{O_2} = 288,15 \text{ K} + 1,317138435 \text{ K}$$

$$T_{O_2} = 289,4671384 \text{ K}$$

- **Stage 3**

Pada tingkat keadaan ini udara terkompresi keluar dari kompresor dengan temperatur yang tinggi. berdasarkan data operasi didapatkan data sebagai berikut :

$$T_{O_3} = 576,6944444 \text{ K}$$

- **State 4**

Pada tingkat keadaan ini telah terjadi proses pembakaran udara pada *combustion chamber* sehingga menghasilkan udara dengan temperatur tinggi yang akan di ekspansikan pada turbin.

Pada state ini untuk menghitung temperatur udara yang keluar dari *combustion chamber* / temperature masuk *high pressure turbine*  $T_{O_4}$  dihitung dengan menggunakan persamaan energy balance antara kompresor dan *high pressure turbine*.

$$W_{\text{kompresor}} = W_{\text{HP Turbine}}$$

$$C_{pg}(T_{O_4} - T_{O_5}) = C_{pa}(T_{O_3} - T_{O_2})$$

$$T_{O_4} - T_{O_5} = \frac{C_{p_a}}{C_{p_g}} (T_{O_3} - T_{O_2})$$

$$T_{O_4} - T_{O_5} = \frac{1,005}{1,148} (576,6944444 \text{ K} - 289,4671384 \text{ K})$$

$$T_{O_4} - T_{O_5} = \frac{1,005}{1,148} (287,2273)$$

$$T_{O_4} - T_{O_5} = 251,4489918 \text{ K}$$

Temperatur udara yang keluar dari *combustion chamber* / temperatur masuk *high pressure turbine*  $T_{O_4}$  dapat diketahui setelah  $T_{O_5}$  diketahui.  $T_{O_5}$  dihitung dengan persamaan dibawah.

- **State 5**

Pada tingkat keadaan ini udara keluar dari *high pressure turbine* dan telah terjadi proses ekspansi kemudian di ekspansikan lagi masuk *free power turbine (low pressure turbine)*.

Untuk mencari temperatur pada keadaan ini digunakan persamaan *enthalpy*. *Enthalpy* tersebut dihitung dengan persamaan energi dan untuk mencari persamaan energi maka digunakan data berupa daya poros dan *mass flow rate* pada *free power turbine (low pressure turbine)*.

$$\dot{W}_{LP} = \frac{SP}{\dot{m}}$$

$$\dot{W}_{LP} = \frac{587244,4666}{3,585554042}$$

$$\dot{W}_{LP} = 163780,7 \text{ J/Kg}$$

$$\dot{W}_{LP} = \eta_{pr} \cdot \eta_g \cdot \Delta h$$

$$\Delta h = \frac{W_{LP}}{\eta_{pr} \cdot \eta_g}$$

$$\Delta h = \frac{163780,7}{0,8 \cdot 0,95}$$

$$\Delta h = \frac{163780,7}{0,76}$$

$$\Delta h = 215500,9 \text{ J/kg}$$

Nilai properties efisiensi propeller dan efisiensi gearbox yang digunakan pada perhitungan ini mengacu pada buku El-Sayed, Ahmed F *Aircraft propulsion and gas turbine engines*.

$$\Delta h = C_{pg} (T_{05} - T_{06})$$

$$(T_{05} - T_{06}) = \frac{\Delta h}{C_{pg}}$$

$$(T_{05} - T_{06}) = \frac{215500,9}{1,148 \cdot 1000}$$

$$(T_{05} - T_{06}) = 187,718545 \text{ K}$$

Temperatur udara yang keluar dari *high pressure turbine* / temperatur masuk *low pressure turbine*  $T_{05}$  dapat diketahui setelah  $T_{06}$  diketahui.  $T_{06}$  dihitung dengan persamaan dibawah.

- **State 6**

Berdasarkan data operasi didapatkan data temperatur keluar *free power turbine (low pressure turbine)* sebagai berikut :

$$T_{o_6} = 839,3388889 \text{ K}$$

Dari data temperatur tersebut maka dapat dihitung temperatur masuk *free power turbine (low pressure turbine)*  $T_{o_5}$  dan temperatur masuk *high pressure turbine*  $T_{o_4}$ .

Menghitung  $T_{o_5}$

$$T_{o_5} - T_{o_6} = 187,718545 \text{ K}$$

$$T_{o_5} = T_{o_6} + 187,718545 \text{ K}$$

$$T_{o_5} = 839,3388889 \text{ K} + 187,718545 \text{ K}$$

$$T_{o_5} = 1027,05743 \text{ K}$$

Menghitung  $T_{o_4}$

$$T_{o_4} - T_{o_5} = 251,4489918 \text{ K}$$

$$T_{o_4} = T_{o_5} + 251,4489918 \text{ K}$$

$$T_{o_4} = 1027,05743 \text{ K} + 251,4489918 \text{ K}$$

$$T_{o_4} = 1278,506 \text{ K}$$

- **State 7**

Berdasarkan data operasi didapatkan data temperature keluar nozzle sebagai berikut :

$$T_{o_7} = 839,3388889 \text{ K}$$



## B. Tekanan

### • State 1

Pada keadaan ini udara luar (atmosfer) masuk ke dalam sistem, berdasarkan tabel operasi di dapat data sebagai berikut :

$$P_a = 101325 \text{ Pa}$$

$P_1$  (Pa) tersebut merupakan tekanan atmosfer yang didapat dari ISA (*International Standart Atmosfer*) tabel.

### • State 2

Pada keadaan ini udara masuk kompresor kemudian dikompresi. Tekanan pada keadaan ini dihitung dengan persamaan :

$$\begin{aligned}\frac{P_{O_2}}{P_a} &= \left[ 1 + \eta_i \frac{Ca^2}{2C_p T_{O_a}} \right]^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \\ \frac{P_{O_2}}{P_a} &= \left[ 1 + \frac{0,8 \cdot 1,317138435}{288,15} \right]^{\frac{1,4}{1,4-1}} \\ \frac{P_{O_2}}{P_a} &= \left[ 1 + \frac{0,8 \cdot 1,317138435}{288,15} \right]^{3,5} \\ \frac{P_{O_2}}{P_a} &= \left[ 1 + \frac{0,8 \cdot 1,317138435}{288,15} \right]^{3,5} \\ \frac{P_{O_2}}{P_a} &= [1,003656813]^{3,5} \\ \frac{P_{O_2}}{P_a} &= 1.012857457\end{aligned}$$

$$P_{O_2} = 1.012857457 \cdot P_a$$

$$P_{O_2} = 1.012857457 \cdot 101325 \text{ Pa}$$

$$P_{O_2} = 102627,7819 \text{ Pa}$$

- **State 3**

Pada tingkat keadaan ini udara terkompresi keluar dari kompresor dengan tekanan yang tinggi. Berdasarkan data operasi didapatkan data sebagai berikut :

$$P_{O_3} = 789174,2296 \text{ Pa}$$

- **State 4**

Pada tingkat keadaan ini telah terjadi proses pembakaran udara pada *combustion chamber*.

Tekanan dalam keadaan ini mengalami kerugian sebesar 8% mengacu pada buku *gas turbine theory*. Sehingga besarnya kerugian tekanan dihitung dengan persamaan :

$$\Delta P_b = \frac{8}{100} P_{O_3}$$

$$\Delta P_b = \frac{8}{100} \cdot 789174,2296 \text{ Pa}$$

$$\Delta P_b = 63113,93837 \text{ Pa}$$

Setelah diketahui besarnya kerugian tekanan maka dapat diketahui tekanan setelah terjadi proses pembakaran udara dengan persamaan berikut :

$$P_{O_4} = P_{O_3} - \Delta P_b$$

$$P_{O_4} = 789174,2296 - 63113,93837$$

$$P_{O_4} = 726040,2912 \text{ Pa}$$

- **State 5**

Pada keadaan ini udara keluar dari *high pressure turbine* dan masuk ke *low pressure turbine*. Tekanan pada keadaan ini dihitung dengan persamaan :

$$P_{O_5} = P_{O_4} \left( \frac{T_{O_5}}{T_{O_4}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

$$P_{O_5} = 726040,2912 \text{ Pa} \left( \frac{1027,05743 \text{ K}}{1278,506 \text{ K}} \right)^{1,333/1,333-1}$$

$$P_{O_5} = 726040,2912 \text{ Pa} \cdot (0,803326249)^{4,003}$$

$$P_{O_5} = 726040,2912 \text{ Pa} \cdot 0,416181248$$

$$P_{O_5} = 302163,7582 \text{ Pa}$$

- **State 6**

Pada keadaan ini udara keluar dari *low pressure turbine* dan menuju *nozzle*. Tekanan pada keadaan ini dihitung dengan persamaan :

$$P_{O_6} = P_{O_5} \left( \frac{T_{O_6}}{T_{O_5}} \right)^{\gamma/\gamma-1}$$

$$P_{O_6} = 302163,7582 \text{ Pa} \left( \frac{839,3388889 \text{ K}}{1027,05743 \text{ K}} \right)^{1,333/1,333-1}$$

$$P_{O_6} = 302163,7582 \text{ Pa} \cdot (0,817226831)^{4,003}$$

$$P_{O_6} = 302163,7582 \text{ Pa} \cdot 0,445766569$$

$$P_{O_6} = 125754,6418 \text{ Pa}$$

- **State 7**

Berdasarkan data operasi didapatkan data tekanan keluar *nozzle* sebagai berikut :

$$P_{O_7} = 106792,9376 \text{ Pa}$$

- **Menghitung *Nozzle Pressure Ratio* Dan *Critical Pressure Ratio***

Untuk menentukan nozzle dalam keadaan choking atau unchoking maka dihitung dengan *nozzle pressure ratio* dan *critical pressure ratio*. Jika *nozzle pressure ratio* lebih besar dari *critical pressure ratio* maka *nozzle* mengalami *choking*. Jika *nozzle pressure ratio* lebih kecil dari *critical pressure ratio* maka *nozzle* mengalami *unchoking*.

- ***Nozzle Pressure Ratio***

$$\frac{P_{O_6}}{P_a} = \frac{125754,6418 \text{ Pa}}{101325 \text{ Pa}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_a} = 1,241101819$$

- ***Critical Pressure Ratio***

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{\eta_j} \left(\frac{\gamma - 1}{\gamma + 1}\right)\right]^{\gamma/\gamma-1}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0,95} \left(\frac{1,333 - 1}{1,333 + 1}\right)\right]^{1,333/1,333-1}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0,95} \left(\frac{0,333}{2,333}\right)\right]^{4,003}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0,95} \left(\frac{0,333}{2,333}\right)\right]^{4,003}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{\left[1 - \frac{1}{0,95} (0,142734676)\right]^{4,003}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{[0,849752972]^{4,003}}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = \frac{1}{0,5221145087}$$

$$\frac{P_{O_6}}{P_c} = 1,918852$$

Dari perhitungan *nozzle pressure ratio* dan *critical pressure ratio* tersebut diketahui nilai *nozzle pressure ratio* lebih kecil dari *critical pressure ratio* sehingga *nozzle* dalam keadaan *unchoking*. Dalam keadaan *unchoking* maka *pressure thrust* tidak dihitung.

### 3. Perhitungan Kinerja *Turboprop Engine*

Pada sub bab ini akan dijabarkan cara perhitungan Kinerja *turboprop engine* PT6A-42. Data yang digunakan dalam contoh perhitungan adalah data operasi *turboprop engine* pada ketinggian 0 meter.

- **Perhitungan Thrust**

Dikarenakan *nozzle* dalam kondisi *unchoking* maka nilai  $P_7 = P_a$ . Dan untuk menghitung *thrust* diperlukan temperatur stagnasi keluar *nozzle* ( $T_7$ ) sebagai berikut :

$$T_{O_6} - T_7 = \eta_j T_{O_6} \left[ 1 - \left( \frac{1}{P_{O_6}/P_a} \right)^{\gamma-1/\gamma} \right]$$

$$T_{o_6} - T_7 = 0,95 \cdot 839,3388889 \text{ K} \left[ 1 - \left( \frac{1}{1,241101819} \right)^{1,333^{-1}/1,333} \right]$$

$$T_{o_6} - T_7 = 0,95 \cdot 839,3388889 \text{ K} [1 - (0,805735665)^{0,285714}]$$

$$T_{o_6} - T_7 = 0,95 \cdot 839,3388889 \text{ K} [1 - 0,940151642]$$

$$T_{o_6} - T_7 = 0,95 \cdot 839,3388889 \text{ K} [0,059848357]$$

$$T_{o_6} - T_7 = 47,72144759 \text{ K}$$

$$T_7 = T_{o_6} - (T_{o_6} - T_7)$$

$$T_7 = 839,3388889 \text{ K} - 47,72144759 \text{ K K}$$

$$T_7 = 791,6174 \text{ K}$$

Menghitung kecepatan jet dengan persamaan berikut

$$C_7 = (2 \cdot C_p (T_{o_6} - T_7))^{1/2}$$

$$C_7 = (2 \cdot 1,148 (47,72144759) \cdot 1000)^{1/2}$$

$$C_7 = 331,011244 \text{ m/s}$$

Menghitung kepadatan udara dengan persamaan berikut :

$$\rho_7 = \frac{P_7}{R \cdot T_7}$$

$$\rho_7 = \frac{65536,38 \text{ Pa}}{0,287 \text{ Kj/Kg K} \cdot 791,6174 \text{ K}}$$

$$\rho_7 = 0,445984 \text{ Kg/m}^3$$

Diketahui luas *nozzle turboprop engine* PT6A-42 adalah  $A_7 = 0,058 \text{ m}^3$ . Berikut adalah persamaan *mass flow rate* pada *nozzle* :

$$\begin{aligned}\dot{m} &= A_7 \cdot \rho_7 \cdot C_7 \\ \dot{m} &= 0,058 \text{ m}^3 \cdot 0,445984 \text{ Kg/m}^3 \cdot 331,011244 \text{ m/s} \\ \dot{m} &= 8,5718 \text{ Kg/s}\end{aligned}$$

Sehingga *thrust* pada *turboprop engine* PT6A-42 dapat dihitung dengan persamaan :

$$\begin{aligned}F &= \dot{m} (C_7 - C_a) \\ F &= 8,5718 \frac{\text{Kg}}{\text{s}} (331,011244 \text{ m/s} - 51,45336 \text{ m/s}) \\ F &= 8,5718 \text{ Kg/s} (279,557884 \text{ m/s}) \\ F &= 2396,314387 \text{ N}\end{aligned}$$

- **Perhitungan *Effective Power***

$$EP = SP + \frac{F \cdot C_a}{\eta_{pr}}$$

$$EP = 587244,4666 + \frac{2396,314387 \text{ N} \cdot 51,45336 \text{ m/s}}{0,8}$$

$$EP = 587244,4666 + 154123,0335$$

$$EP = 741367,5001 \text{ Watt}$$

- **Perhitungan Efisiensi Propulsi**

Merupakan ukuran *effectiveness* dimana *propulsive duct* dapat mengerakkan atau mendorong pesawat terbang. Efisiensi propulsi adalah efisiensi antara *thrust power* dengan *jet power*. Persamaan efisiensi propulsi dihitung dengan persamaan sebagai berikut :

$$\eta_p = \frac{\text{Thrust Power}}{\text{Jet Power}}$$

$$\eta_p = \frac{\dot{m} \cdot C_a(C_7 - C_a)}{\dot{m} \left[ C_a(C_7 - C_a) + \frac{(C_7 - C_a)^2}{2} \right]}$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \left( C_7 / C_a \right)} \cdot 100\%$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + \left( 331,011244 \text{ m/s} / 51,45336 \text{ m/s} \right)} \cdot 100\%$$

$$\eta_p = \frac{2}{1 + (6,433228928)} \cdot 100\%$$

$$\eta_p = 0,269062075 \cdot 100\%$$

$$\eta_p = 26,9062075 \%$$



#### 4.1.2 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 1524 Meter

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia, didapatkan data properties *turboprop engine* dengan ketinggian 1524 meter. Data tersebut kemudian dilakukan perhitungan seperti pada contoh perhitungan *turboprop engine* dengan ketinggian 0 meter. Setelah didapatkan hasil perhitungan maka ditampilkan dalam bentuk tabel.

Tabel 4.4 Properties instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 1524 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Mach Number (M)	0,15387	-
Tekanan keluar kopressor ( $P_{O_3}$ )	691958,1136	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	567,5277778	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	3,131054858	Kg/s
Daya Poros (SP)	547851,1401	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	89259,56296	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	831,3111111	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

Tabel 4.5 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 1524 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Ambient Temperatur ( $T_a$ )	278,2464	Kelvin
Tekanan Atmosfer (Pa)	84317,12	Pascal
Kecepatan Suara ( $a$ )	334,404	m/s
Temperatur Masuk Kompresor ( $T_{o2}$ )	279,5636	Kelvin
Tekanan Masuk Kompresor ( $P_{o2}$ )	85440,05	Pascal
Temperatur Masuk <i>HP Turbine</i> ( $T_{o4}$ )	1283,952	Kelvin
Tekanan Masuk <i>HP Turbine</i> ( $P_{o4}$ )	636601,5	Pascal
Temperatur Keluar <i>HP Turbine</i> ( $T_{o5}$ )	1031,858	Kelvin
Tekanan Keluar <i>HP Turbine</i> ( $P_{o5}$ )	265379,4	Pascal
Temperatur Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $T_{o6}$ )	831,3111	Kelvin
Tekanan Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $P_{o6}$ )	110628,4	Pascal
Kecepatan Jet ( $C7$ )	367,9454	m/s
<i>Thrust</i> (F)	2572,03	N
<i>Effectie Power</i> (EP)	713280,1	Watt
Efisiensi Propulsi ( $\eta_p$ )	24,53731	%

#### 4.1.3 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 3048 Meter

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia, didapatkan data properties *turboprop engine* dengan ketinggian 3048 meter. Data tersebut kemudian dilakukan perhitungan seperti pada contoh perhitungan *turboprop engine* dengan ketinggian 0 meter. Setelah didapatkan hasil perhitungan maka ditampilkan dalam bentuk tabel.

Tabel 4.6 Properties instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 3048 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Mach Number (M)	0,15668	-
Tekanan keluar kopressor ( $P_{O_3}$ )	591646,2504	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	554,3944444	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	2,68925625	Kg/s
Daya Poros (SP)	481081,0699	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	73966,98528	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	828,0166667	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

Tabel 4.7 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 3048 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Ambient Temperatur ( $T_a$ )	268,3832	Kelvin
Tekanan Atmosfer (Pa)	69703,36	Pascal
Kecepatan Suara ( $a$ )	328,408	m/s
Temperatur Masuk Kompresor ( $T_{o2}$ )	269,7004	Kelvin
Tekanan Masuk Kompresor ( $P_{o2}$ )	70665,96	Pascal
Temperatur Masuk <i>HP Turbine</i> ( $T_{o4}$ )	1282,284	Kelvin
Tekanan Masuk <i>HP Turbine</i> ( $P_{o4}$ )	544314,6	Pascal
Temperatur Keluar <i>HP Turbine</i> ( $T_{o5}$ )	1033,053	Kelvin
Tekanan Keluar <i>HP Turbine</i> ( $P_{o5}$ )	229150,7	Pascal
Temperatur Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $T_{o6}$ )	828,0167	Kelvin
Tekanan Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $P_{o6}$ )	96470,04	Pascal
Kecepatan Jet ( $C7$ )	400,1851	m/s
<i>Thrust</i> (F)	2595,438	N
<i>Effectie Power</i> (EP)	648016,3	Watt
Efisiensi Propulsi ( $\eta_p$ )	22,78583	%

#### 4.1.4 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 4572 Meter

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia, didapatkan data properties *turboprop engine* dengan ketinggian 4572 meter. Data tersebut kemudian dilakukan perhitungan seperti pada contoh perhitungan *turboprop engine* dengan ketinggian 0 meter. Setelah didapatkan hasil perhitungan maka ditampilkan dalam bentuk tabel.

Tabel 4.8 Properties instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 4572 meter

Properties	Nilai	Satuan
Mach Number (M)	0,15965	-
Tekanan keluar kopressor ( $P_{O_3}$ )	505447,9608	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	542,0666667	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	2,31105124	Kg/s
Daya Poros (SP)	417839,9239	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	60935,88888	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	832,5944444	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

Tabel 4.9 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 4572 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Ambient Temperatur ( $T_a$ )	258,4392	Kelvin
Tekanan Atmosfer (Pa)	57217,2	Pascal
Kecepatan Suara ( $a$ )	322,2976	m/s
Temperatur Masuk Kompresor ( $T_{o2}$ )	259,7564	Kelvin
Tekanan Masuk Kompresor ( $P_{o2}$ )	58037,92	Pascal
Temperatur Masuk <i>HP Turbine</i> ( $T_{o4}$ )	1286,965	Kelvin
Tekanan Masuk <i>HP Turbine</i> ( $P_{o4}$ )	465012,1	Pascal
Temperatur Keluar <i>HP Turbine</i> ( $T_{o5}$ )	1039,821	Kelvin
Tekanan Keluar HP Turbine ( $P_{o5}$ )	198040	Pascal
Temperatur Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $T_{o6}$ )	832,5944	Kelvin
Tekanan Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $P_{o6}$ )	84341,54	Pascal
Kecepatan Jet ( $C7$ )	436,5479	m/s
<i>Thrust</i> (F)	2596,136	N
<i>Effectie Power</i> (EP)	584819,6	Watt
Efisiensi Propulsi ( $\eta_p$ )	21,08792	%

#### 4.1.5 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 6096 Meter

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia, didapatkan data properties *turboprop engine* dengan ketinggian 6096 meter. Data tersebut kemudian dilakukan perhitungan seperti pada contoh perhitungan *turboprop engine* dengan ketinggian 0 meter. Setelah didapatkan hasil perhitungan maka ditampilkan dalam bentuk tabel.

Tabel 4.10 Properties instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 6096 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Mach Number (M)	0,1628	-
Tekanan keluar kopressor ( $P_{O_3}$ )	425716,9562	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	528,1222222	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	1,949356979	Kg/s
Daya Poros (SP)	375727,4577	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	49780,1672	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	833,1944444	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

Tabel 4.11 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 6096 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Ambient Temperatur ( $T_a$ )	248,5664	Kelvin
Tekanan Atmosfer ( $P_a$ )	46617,12	Pascal
Kecepatan Suara ( $a$ )	316,0968	m/s
Temperatur Masuk Kompresor ( $T_{O_2}$ )	249,8839	Kelvin
Tekanan Masuk Kompresor ( $P_{O_2}$ )	47312,65	Pascal
Temperatur Masuk <i>HP Turbine</i> ( $T_{O_4}$ )	1297,69	Kelvin
Tekanan Masuk <i>HP Turbine</i> ( $P_{O_4}$ )	391659,6	Pascal
Temperatur Keluar <i>HP Turbine</i> ( $T_{O_5}$ )	1054,11	Kelvin
Tekanan Keluar <i>HP Turbine</i> ( $P_{O_5}$ )	170411,1	Pascal
Temperatur Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $T_{O_6}$ )	833,1944	Kelvin
Tekanan Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $P_{O_6}$ )	74145,88	Pascal
Kecepatan Jet ( $C_7$ )	475,0511	m/s
<i>Thrust</i> (F)	2582,433	N
<i>Effectie Power</i> (EP)	541844,3	Watt
Efisiensi Propulsi ( $\eta_p$ )	19,54774	%



#### 4.1.6 Analisa Kinerja *Turboprop engine* PT6A-42 dengan Ketinggian 7620 Meter

Setelah dilakukan pengamatan di PT. Dirgantara Indonesia, didapatkan data properties *turboprop engine* dengan ketinggian 7620 meter. Data tersebut kemudian dilakukan perhitungan seperti pada contoh perhitungan *turboprop engine* dengan ketinggian 0 meter. Setelah didapatkan hasil perhitungan maka ditampilkan dalam bentuk tabel.

Tabel 4.12 Properties Instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 7620 meter

<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Mach Number (M)	0,16614	-
Tekanan keluar kopressor ( $P_{O_3}$ )	353639,1352	Pascal
Temperatur Keluar Kompresor ( $T_{O_3}$ )	512,8	Kelvin
Mass Flow Rate Turbin ( $\dot{m}$ )	1,628213843	Kg/s
Daya Poros (SP)	318886,6239	Watt
Tekanan keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	40313,66172	Pascal
Temperatur Keluar Nozzle ( $P_{O_7}$ )	830,7	Kelvin
Luas Nozzle (A)	0,0580644	m <sup>2</sup>

Tabel 4.13 Hasil perhitungan instalasi *turboprop engine* dengan ketinggian 7620 meter

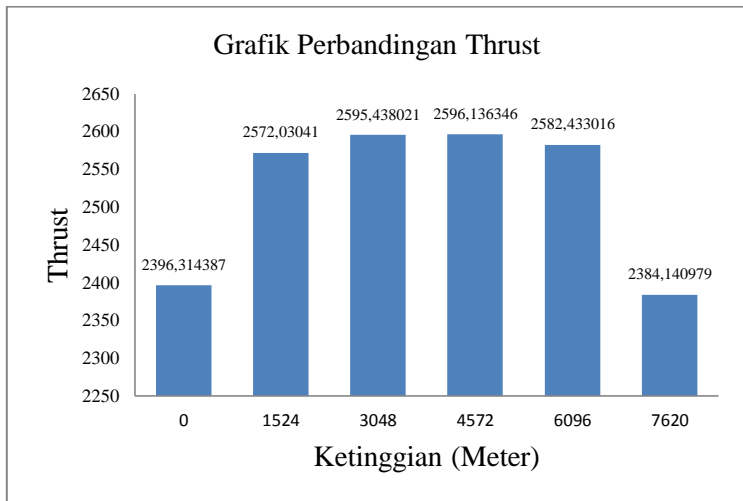
<b>Properties</b>	<b>Nilai</b>	<b>Satuan</b>
Ambient Temperatur ( $T_a$ )	238,708	Kelvin
Tekanan Atmosfer (Pa)	37664	Pascal
Kecepatan Suara ( $a$ )	309,696	m/s
Temperatur Masuk Kompresor ( $T_{O_2}$ )	240,0251	Kelvin
Tekanan Masuk Kompresor ( $P_{O_2}$ )	38249,11	Pascal
Temperatur Masuk <i>HP Turbine</i> ( $T_{O_4}$ )	1293,973	Kelvin
Tekanan Masuk <i>HP Turbine</i> ( $P_{O_4}$ )	325348	Pascal
Temperatur Keluar <i>HP Turbine</i> ( $T_{O_5}$ )	1055,176	Kelvin
Tekanan Keluar <i>HP Turbine</i> ( $P_{O_5}$ )	143774,2	Pascal
Temperatur Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $T_{O_6}$ )	830,7	Kelvin
Tekanan Keluar <i>Free Power Turbine (LP Turbine)</i> ( $P_{O_6}$ )	63535,12	Pascal
Kecepatan Jet ( $C_7$ )	501,443	m/s
<i>Thrust</i> (F)	2384,141	N
<i>Effectie Power</i> (EP)	472225,3	Watt
Efisiensi Propulsi ( $\eta_p$ )	18,61215	%

## 4.2 Pembahasan Kinerja *Turboprop Engine* PT6A-42 dengan Variasi Ketinggian dalam Bentuk Tabel dan Grafik

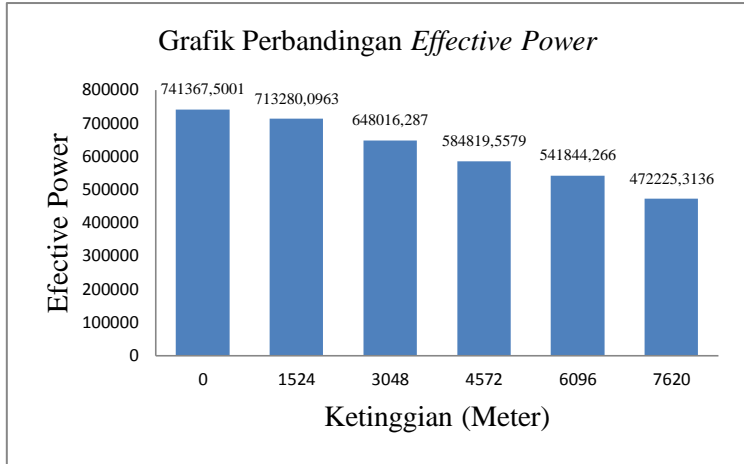
Untuk mempermudah pembacaan dan perbandingan maka pada tabel dan grafik dibawah ini diperlihatkan parameter kinerja *turboprop engine*

Tabel 4.14 Parameter kinerja *turboprop engine*

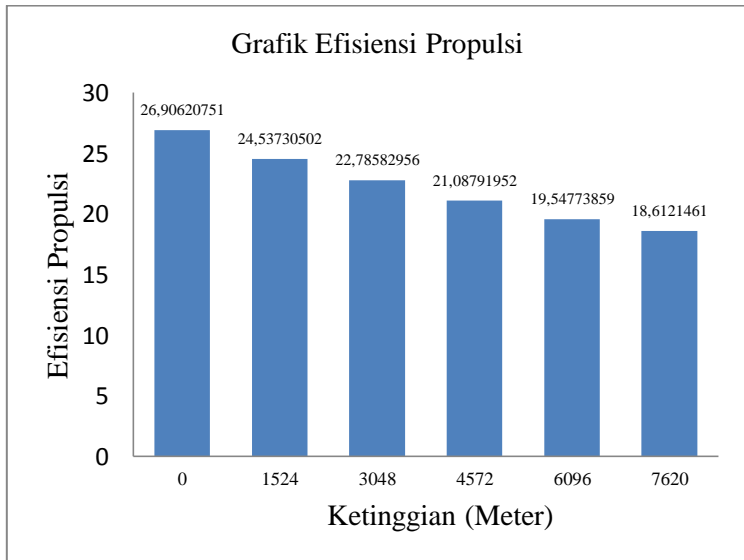
Altitude	Thrust	Effective Power	Efisiensi Propulsi
0	2396,314387	741367,5001	26,90620751
1524	2572,03041	713280,0963	24,53730502
3048	2595,438021	648016,287	22,78582956
4572	2596,136346	584819,5579	21,08791952
6096	2582,433016	541844,266	19,54773859
7620	2384,140979	472225,3136	18,6121461



**Gambar 4.5** Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap *Thrust turboprop engine*.



**Gambar 4.6** Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap *Effective Power turboprop engine*.



**Gambar 4.7** Grafik pengaruh variasi ketinggian pesawat terbang terhadap Efisiensi Propulsi *turboprop engine*.

*Thrust* merupakan total gaya dorong yang dihasilkan oleh *turboprop engine* pesawat terbang. Hasil analisa menyimpulkan bahwa *thrust* tertinggi terjadi ketika pesawat terbang berada pada ketinggian 4572 meter, yaitu sebesar 2596,16346 N. Sedangkan *thrust* terendah terjadi ketika pesawat terbang berada pada ketinggian 7620 meter, yaitu sebesar 2384,140979 N. Variasi ketinggian mempunyai pengaruh dalam *thrust*.

Laju aliran massa udara merupakan variabel yang paling penting dalam persamaan untuk menghitung *thrust*. Laju aliran massa udara berbanding lurus dengan *thrust* sehingga semakin tinggi laju aliran massa udara maka *thrust* juga akan semakin tinggi.

$$F = \dot{m} (C_7 - C_a)$$

Laju aliran massa dalam persamaan dibawah berbanding lurus dengan kepadatan udara. Sehingga semakin tinggi kepadatan udara maka laju aliran massa juga akan mengalami kenaikan.

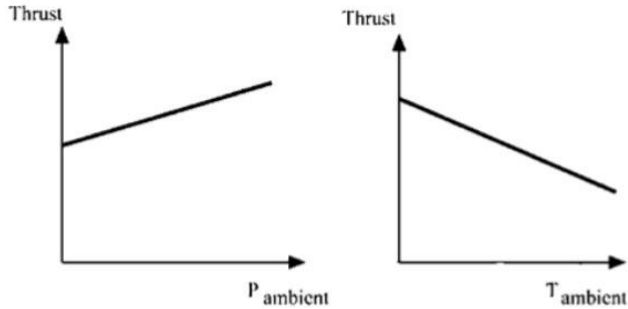
$$\dot{m} = A_7 \cdot \rho_7 \cdot C_7$$

Kepadatan udara tergantung pada temperatur dan tekanan. Hal ini dibuktikan dalam persamaan :

$$\rho_7 = \frac{P_7}{R \cdot T_7}$$

Dari persamaan berikut dapat disimpulkan semakin tinggi tekanan udara maka kepadatan udara juga semakin tinggi dan *thrust* juga akan mengalami kenaikan. Selain itu

semakin tinggi temperatur udara maka kepadatan udara semakin kecil dan *thrust* mengalami penurunan.



**Gambar 4.8** Grafik Pengaruh Tekanan dan Temperature Terhadap *Thrust*<sup>[5]</sup>

*Effective Power* pada pesawat terbang turun dengan bertambahnya ketinggian pesawat terbang. *Effective power* tertinggi terjadi pada ketinggian 0 meter yaitu 741367,5001 Watt dan *Effective Power* terendah terjadi pada ketinggian 7620 meter yaitu 472225,3136 Watt.

Efisiensi propulsi pada pesawat terbang tertinggi terjadi pada ketinggian 0 meter yaitu 26,90620751 % dan efisiensi propulsi terendah terjadi pada ketinggian 7620 meter yaitu 18,6121461 %.

## **BAB V**

### **PENUTUP**

#### **5.1 Kesimpulan**

Dari hasil perhitungan dan analisa pengaruh variasi ketinggian terhadap kinerja turboprop engine PT6A-42 pada pesawat terbang N219 maka dapat diambil kesimpulan sebagai berikut :

1. *Thrust* pada pesawat terbang dipengaruhi oleh tekanan dan temperatur udara. *Thrust* tertinggi terjadi pada ketinggian 4572 meter yaitu 2596,16346 N dan *thrust* terendah terjadi pada ketinggian 7620 meter yaitu 2384,140979 N.
2. *Effective Power* pada pesawat terbang turun dengan bertambahnya ketinggian pesawat terbang. *Effective power* tertinggi terjadi pada ketinggian 0 meter yaitu 741367,5001 Watt dan *Effective Power* terendah terjadi pada ketinggian 7620 meter yaitu 472225,3136 Watt.
3. Efisiensi Propulsi pada pesawat terbang tertinggi terjadi pada ketinggian 0 meter yaitu 26,90620751 % dan efisiensi propulsi terendah terjadi pada ketinggian 7620 meter yaitu 18,6121461 %.

#### **5.2 Saran**

Berdasarkan perhitungan, analisa, dan kesimpulan dapat diambil beberapa saran ditujukan kepada PT. Dirgantara Indonesia dan untuk penelitian selanjutnya.

1. Perlu dilakukan perhitungan secara rutin dan ditambah variasi ketinggian agar dapat diketahui performa *turboprop engine* pada pesawat terbang N219 lebih optimal.

2. Perlu perawatan komponen – komponen *Turboprop engine* yang baik secara berkala guna menjaga performa dalam keadaan optimal.



## DAFTAR PUSTAKA

- [1] Cohen, H & Rogers, GFC. 1996. **Gas Turbine Theory Fifth Edition**. England: Longman Group Limited.
- [2] International Turbomachinery, 2016. **Choosing Gas Turbines Single vs Two Shaft**. Diakses <https://www.turbomachinery.com/choosing-gas-turbines-single-vs-two-shaft/> Pada Juli 2019
- [3] Moran, M & Shapiro, H. 2000. **Termodinamika Teknik Jilid 1**. Jakarta: Penerbit Erlangga.
- [4] PLN. 2013. **Turbin Gas**. Jakarta: Pusat Pendidikan dan Pelatihan.
- [5] El-Sayed, Ahmad F. 2016. **Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion**. London. Springer
- [6] Mattingly, Jack D. 2005. **Elements of Gas Turbine Propulsion**. New York. Tata McGraw-Hill
- [7] KLM Skyteam, 2019. **Jet Engine Comparison**. Diakses <https://blog.klm.com/jet-engine-propulsion-the-comparison-of-power-between-a-car-and-an-aircraft/> Pada Juli 2019.
- [8] Pratt & Whitney Canada, 2017. **PT6A Medium Engine Familiarization**. Canada. pratt & whitney Canada

## Lampiran 1 : ISA Tabel

International Standard Atmosphere

$z$ [m]	$p$ [bar]	$T$ [K]	$\rho/\rho_0$	$a$ [m/s]
0	1.01325	288.15	1.0000	340.3
500	0.9546	284.9	0.9529	338.4
1000	0.8948	281.7	0.9075	336.4
1500	0.8456	278.4	0.8638	334.5
2000	0.7950	275.2	0.8217	332.5
2500	0.7469	271.9	0.7812	330.6
3000	0.7012	268.7	0.7423	328.6
3500	0.6578	265.4	0.7048	326.6
4000	0.6166	262.2	0.6689	324.6
4500	0.5775	258.9	0.6343	322.6
5000	0.5405	255.7	0.6012	320.5
5500	0.5054	252.4	0.5694	318.5
6000	0.4722	249.2	0.5389	316.5
6500	0.4408	245.9	0.5096	314.4
7000	0.4111	242.7	0.4817	312.3
7500	0.3830	239.5	0.4549	310.2
8000	0.3565	236.2	0.4292	308.1
8500	0.3315	233.0	0.4047	306.0
9000	0.3080	229.7	0.3813	303.8
9500	0.2858	226.5	0.3589	301.7
10000	0.2650	223.3	0.3376	299.5
10500	0.2454	220.0	0.3172	297.4
11000	0.2270	216.8	0.2978	295.2
11500	0.2098	216.7	0.2755	295.1
12000	0.1940	216.7	0.2546	295.1
12500	0.1793	216.7	0.2354	295.1
13000	0.1658	216.7	0.2176	295.1
13500	0.1533	216.7	0.2012	295.1
14000	0.1417	216.7	0.1860	295.1
14500	0.1310	216.7	0.1720	295.1
15000	0.1211	216.7	0.1590	295.1
15500	0.1120	216.7	0.1470	295.1
16000	0.1035	216.7	0.1359	295.1
16500	0.09572	216.7	0.1256	295.1
17000	0.08850	216.7	0.1162	295.1
17500	0.08182	216.7	0.1074	295.1
18000	0.07565	216.7	0.09930	295.1
18500	0.06995	216.7	0.09182	295.1
19000	0.06467	216.7	0.08489	295.1
19500	0.05980	216.7	0.07850	295.1
20000	0.05529	216.7	0.07258	295.1

Density at sea level  $\rho_0 = 1.2250 \text{ kg/m}^3$ .

Extracted from: ROGERS G F C and MAYHEW Y R  
*Thermodynamic and Transport Properties of Fluids*  
 (Blackwell 1995)

## Lampiran 2 : Tabel Konversi Satuan

TABLE A.1

**Conversion Factors**

<b>Area (<i>A</i>)</b>	
1 mm <sup>2</sup> = 1.0 × 10 <sup>-6</sup> m <sup>2</sup>	1 ft <sup>2</sup> = 144 in. <sup>2</sup>
1 cm <sup>2</sup> = 1.0 × 10 <sup>-4</sup> m <sup>2</sup> = 0.1550 in. <sup>2</sup>	1 in. <sup>2</sup> = 6.4516 cm <sup>2</sup> = 6.4516 × 10 <sup>-4</sup> m <sup>2</sup>
1 m <sup>2</sup> = 10.7639 ft <sup>2</sup>	1 ft <sup>2</sup> = 0.092 903 m <sup>2</sup>
<b>Conductivity (<i>k</i>)</b>	
1 W/m-K = 1 J/s-m-K = 0.577 789 Btu/h-ft-°R	1 Btu/h-ft-R = 1.730 735 W/m-K
<b>Density (<i>ρ</i>)</b>	
1 kg/m <sup>3</sup> = 0.06242797 lbm/ft <sup>3</sup>	1 lbm/ft <sup>3</sup> = 16.018 46 kg/m <sup>3</sup>
1 g/cm <sup>3</sup> = 1000 kg/m <sup>3</sup>	
1 g/cm <sup>3</sup> = 1 kg/L	
<b>Energy (<i>E, U</i>)</b>	
1 J = 1 N-m = 1 kg-m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	
1 J = 0.737 562 lbf-ft	1 lbf-ft = 1.355 818 J
1 cal (Int.) = 4.186 81 J	= 1.285 07 × 10 <sup>-3</sup> Btu
	1 Btu (Int.) = 1.055 056 kJ
1 erg = 1.0 × 10 <sup>-7</sup> J	= 778.1693 lbf-ft
1 eV = 1.602 177 33 × 10 <sup>-19</sup> J	
<b>Force (<i>F</i>)</b>	
1 N = 0.224 809 lbf	1 lbf = 4.448 222 N
1 kp = 9.806 65 N (1 kgf)	
<b>Gravitation</b>	
g = 9.806 65 m/s <sup>2</sup>	g = 32.174 05 ft/s <sup>2</sup>
<b>Heat capacity (<i>C<sub>p</sub></i>, <i>C<sub>v</sub></i>, <i>C</i>), specific entropy (<i>s</i>)</b>	
1 kJ/kg-K = 0.238 846 Btu/lbm-°R	1 Btu/lbm-°R = 4.1868 kJ/kg-K
<b>Heat flux (per unit area)</b>	
1 W/m <sup>2</sup> = 0.316 998 Btu/h-ft <sup>2</sup>	1 Btu/h-ft <sup>2</sup> = 3.154 59 W/m <sup>2</sup>

## Lampiran 2 (Lanjutan)

TABLE A.1 (continued)

**Conversion Factors**

<b>Heat-transfer coefficient (<math>h</math>)</b>		
$1 \text{ W/m}^2\text{-K} = 0.176 11 \text{ Btu/h-ft}^2\text{-}^\circ\text{R}$		$1 \text{ Btu/h-ft}^2\text{-}^\circ\text{R} = 5.678 26 \text{ W/m}^2\text{-K}$
<b>Length (<math>L</math>)</b>		
$1 \text{ mm} = 0.001 \text{ m} = 0.1 \text{ cm}$		$1 \text{ ft} = 12 \text{ in.}$
$1 \text{ cm} = 0.01 \text{ m} = 10 \text{ mm} = 0.3970 \text{ in.}$		$1 \text{ in.} = 2.54 \text{ cm} = 0.0254 \text{ m}$
$1 \text{ m} = 3.280 84 \text{ ft} = 39.370 \text{ in.}$		$1 \text{ ft} = 0.3048 \text{ m}$
$1 \text{ km} = 0.621 371 \text{ mi}$		$1 \text{ mi} = 1.609 344 \text{ km}$
$1 \text{ mi} = 1609.3 \text{ m (US statute)}$		$1 \text{ yd} = 0.9144 \text{ m}$
<b>Mass (<math>m</math>)</b>		
$1 \text{ kg} = 2.204 623 \text{ lbm}$		$1 \text{ lbm} = 0.453 592 \text{ kg}$
$1 \text{ tonne} = 1000 \text{ kg}$		$1 \text{ slug} = 14.5939 \text{ kg}$
$1 \text{ grain} = 6.479 89 \times 10^{-5} \text{ kg}$		$1 \text{ ton} = 2000 \text{ lbm}$
<b>Moment (torque, <math>T</math>)</b>		
$1 \text{ N}\cdot\text{m} = 0.737 562 \text{ lbf}\cdot\text{ft}$		$1 \text{ lbf}\cdot\text{ft} = 1.355 818 \text{ N}\cdot\text{m}$
<b>Momentum (<math>mV</math>)</b>		
$1 \text{ kg}\cdot\text{m/s} = 7.232 94 \text{ lbm}\cdot\text{ft/s}$ $= 0.224 809 \text{ lbf}\cdot\text{s}$		$1 \text{ lbm}\cdot\text{ft/s} = 0.138 256 \text{ kg}\cdot\text{m/s}$
<b>Power (<math>\dot{Q}</math>, <math>\dot{W}</math>)</b>		
$1 \text{ W} = 1 \text{ J/s} = 1 \text{ N}\cdot\text{m/s}$		$1 \text{ lbf}\cdot\text{ft/s} = 1.355 818 \text{ W}$
	$= 0.737 562 \text{ lbf}\cdot\text{ft/s}$	$= 4.626 24 \text{ Btu/h}$
$1 \text{ kW} = 3412.14 \text{ Btu/h}$		$1 \text{ Btu/s} = 1.055 056 \text{ kW}$
$1 \text{ hp (metric)} = 0.735 499 \text{ kW}$		$1 \text{ hp (UK)} = 0.7457 \text{ kW}$
		$= 550 \text{ lbf}\cdot\text{ft/s}$
		$= 2544.43 \text{ Btu/h}$
$1 \text{ ton of refrigeration} = 3.516 85 \text{ kW}$		$1 \text{ ton of refrigeration} = 12 000 \text{ Btu/h}$
<b>Pressure (<math>P</math>)</b>		
$1 \text{ Pa} = 1 \text{ N/m}^2 = 1 \text{ kg/m}\cdot\text{s}^2$		$1 \text{ lbf/in.}^2 = 6.894 757 \text{ kPa}$
$1 \text{ bar} = 1.0 \times 10^5 \text{ Pa} = 100 \text{ kPa}$		
$1 \text{ atm} = 101.325 \text{ kPa}$		$1 \text{ atm} = 14.695 94 \text{ lbf/in.}^2$
	$= 1.013 25 \text{ bar}$	$= 29.921 \text{ in. Hg [32}^\circ\text{F]}$
	$= 760 \text{ mm Hg [0}^\circ\text{C]}$	$= 33.8995 \text{ ft H}_2\text{O [4}^\circ\text{C]}$
	$= 10.332 56 \text{ m H}_2\text{O [4}^\circ\text{C]}$	
$1 \text{ torr} = 1 \text{ mm Hg [0}^\circ\text{C]}$		$1 \text{ in. Hg [0}^\circ\text{C]} = 0.491 15 \text{ lbf/in.}^2$
$1 \text{ mm Hg [0}^\circ\text{C]} = 0.133 322 \text{ kPa}$		$1 \text{ in. H}_2\text{O [4}^\circ\text{C]} = 0.0361 26 \text{ lbf/in.}^2$
$1 \text{ m H}_2\text{O [4}^\circ\text{C]} = 9.806 38 \text{ kPa}$		
<b>Specific energy (<math>e</math>, <math>u</math>)</b>		
$1 \text{ kJ/kg} = 0.429 92 \text{ Btu/lbm}$		$1 \text{ Btu/lbm} = 2.326 \text{ kJ/kg}$
$= 334.55 \text{ lbf}\cdot\text{ft/lbm}$		$1 \text{ lbf}\cdot\text{ft/lbm} = 2.989 07 \times 10^{-3} \text{ kJ/kg}$
		$= 1.285 07 \times 10^{-3} \text{ Btu/lbm}$

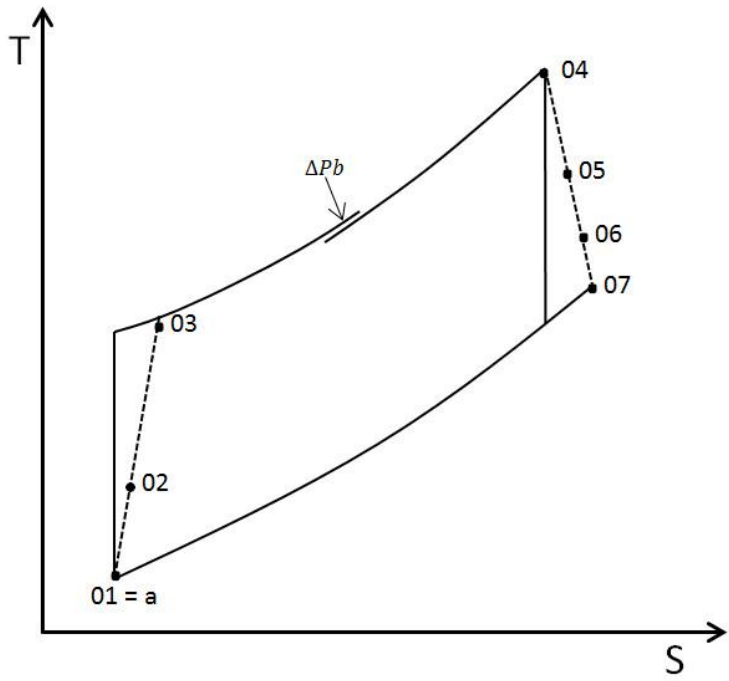
## Lampiran 2 (Lanjutan)

TABLE A.1 (continued)

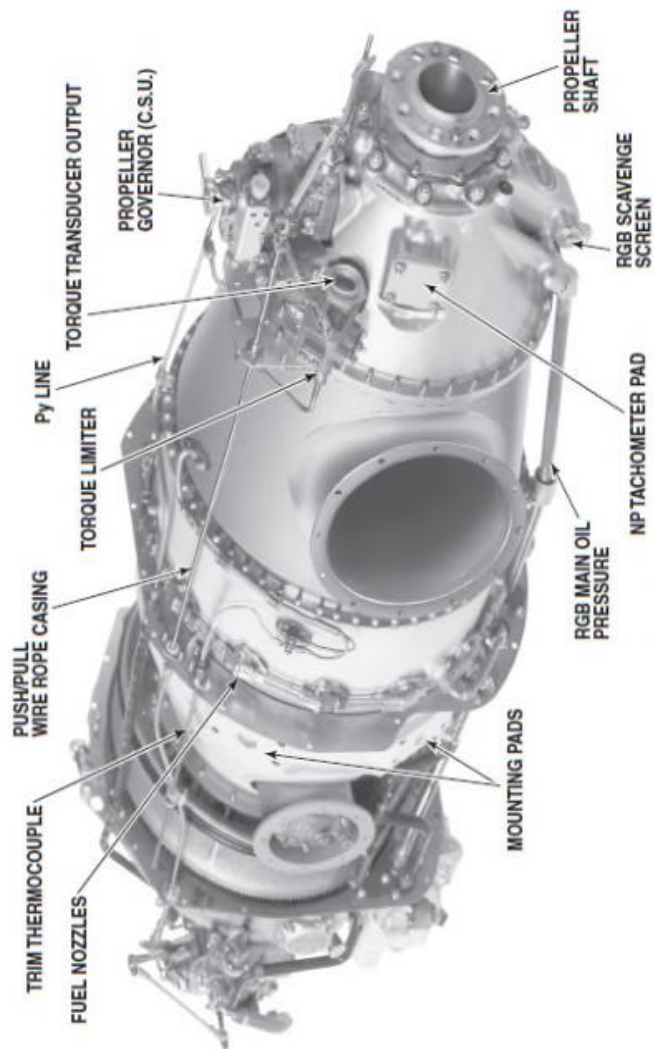
Conversion Factors

<b>Specific kinetic energy (<math>\frac{1}{2} V^2</math>)</b>	
1 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> = 0.001 kJ/kg	1 ft <sup>2</sup> /s <sup>2</sup> = 3.9941 × 10 <sup>-5</sup> Btu/lbm
1 kJ/kg = 1000 m <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>	1 Btu/lbm = 250.37 ft <sup>2</sup> /s <sup>2</sup>
<b>Specific potential energy (Zg)</b>	
1 m-g <sub>int</sub> = 9.806 65 × 10 <sup>-3</sup> kJ/kg	1 ft-g <sub>int</sub> = 1.0 lbf-ft/lbm
= 4.216 07 × 10 <sup>-3</sup> Btu/lbm	= 0.001 285 Btu/lbm
	= 0.002 989 kJ/kg
<b>Specific volume (v)</b>	
1 cm <sup>3</sup> /g = 0.001 m <sup>3</sup> /kg	
1 cm <sup>3</sup> /g = 1 L/kg	
1 m <sup>3</sup> /kg = 16.018 46 ft <sup>3</sup> /lbm	1 ft <sup>3</sup> /lbm = 0.062 428 m <sup>3</sup> /kg
<b>Temperature (T)</b>	
1 K = 1°C = 1.8 R = 1.8 F	1 R = (5/9) K
TC = TK - 273.15	TF = TR - 459.67
= (TF - 32)/1.8	= 1.8 TC + 32
TK = TR/1.8	TR = 1.8 TK
<b>Universal Gas Constant</b>	
$\bar{R} = N_0 k = 8.314 51$ kJ/kmol-K	$\bar{R} = 1.985 89$ Btu/lbmol-R
= 1.985 89 kcal/kmol-K	= 1545.36 lbf-ft/lbmol-R
= 82.0578 atm-L/kmol-K	= 0.730 24 atm-ft <sup>3</sup> /lbmol-R
	= 10.7317 (lbf/in. <sup>2</sup> )-ft <sup>3</sup> /lbmol-R
<b>Velocity (V)</b>	
1 m/s = 3.6 km/h	1 ft/s = 0.681 818 mi/h
= 3.280 84 ft/s	= 0.3048 m/s
= 2.236 94 mi/h	= 1.097 28 km/h
1 km/h = 0.277 78 m/s	1 mi/h = 1.466 67 ft/s
= 0.911 34 ft/s	= 0.447 04 m/s
= 0.621 37 mi/h	= 1.609 344 km/h
<b>Volume (V)</b>	
1 m <sup>3</sup> = 35.3147 ft <sup>3</sup>	1 ft <sup>3</sup> = 2.831 685 × 10 <sup>-2</sup> m <sup>3</sup>
1 L = 1 dm <sup>3</sup> = 0.001 m <sup>3</sup>	1 in. <sup>3</sup> = 1.6387 × 10 <sup>-5</sup> m <sup>3</sup>
1 Gal (US) = 3.785 412 L	1 Gal (UK) = 4.546 090 L
= 3.785 412 × 10 <sup>-3</sup> m <sup>3</sup>	1 Gal (US) = 231.00 in. <sup>3</sup>

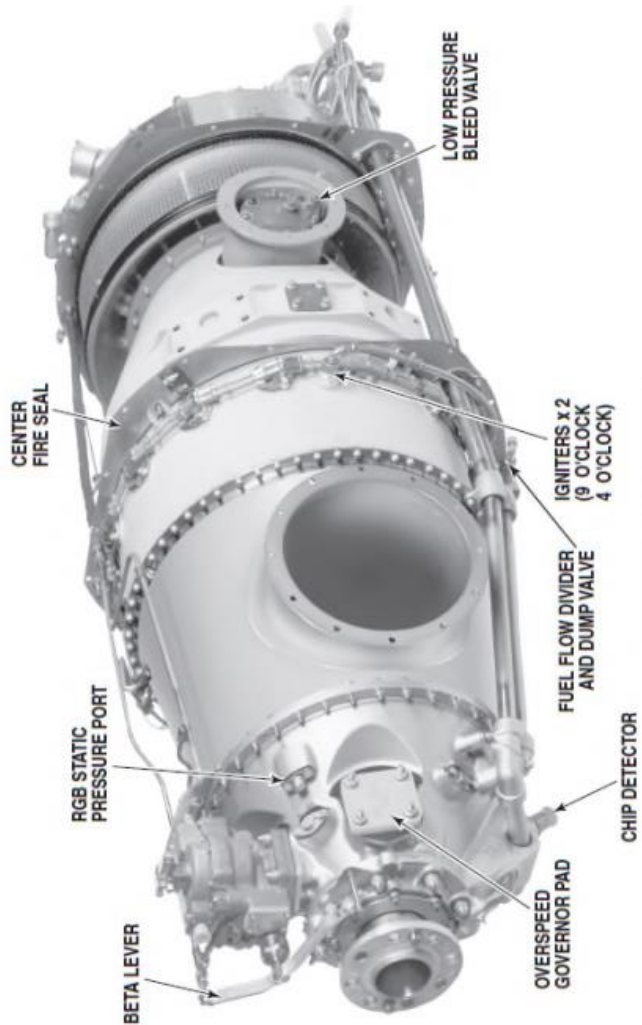
### Lampiran 3 : TS Diagram



## Lampiran 4 : Engine PT6A-42 (tampak kanan depan)

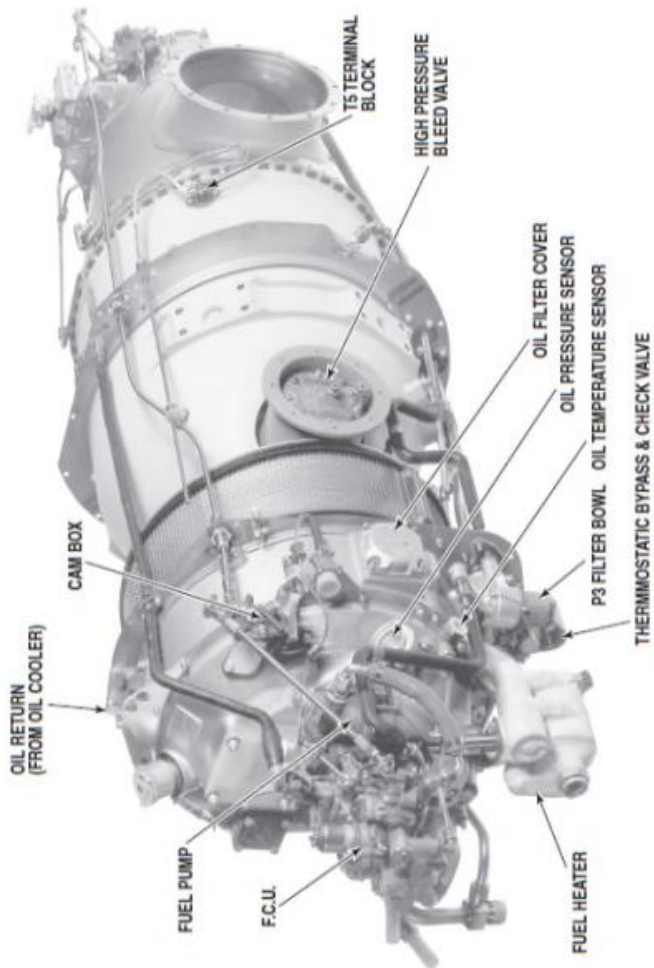


**Lampiran 4 (Lanjutan) : Engine PT6A-42 (tampak kiri depan)**

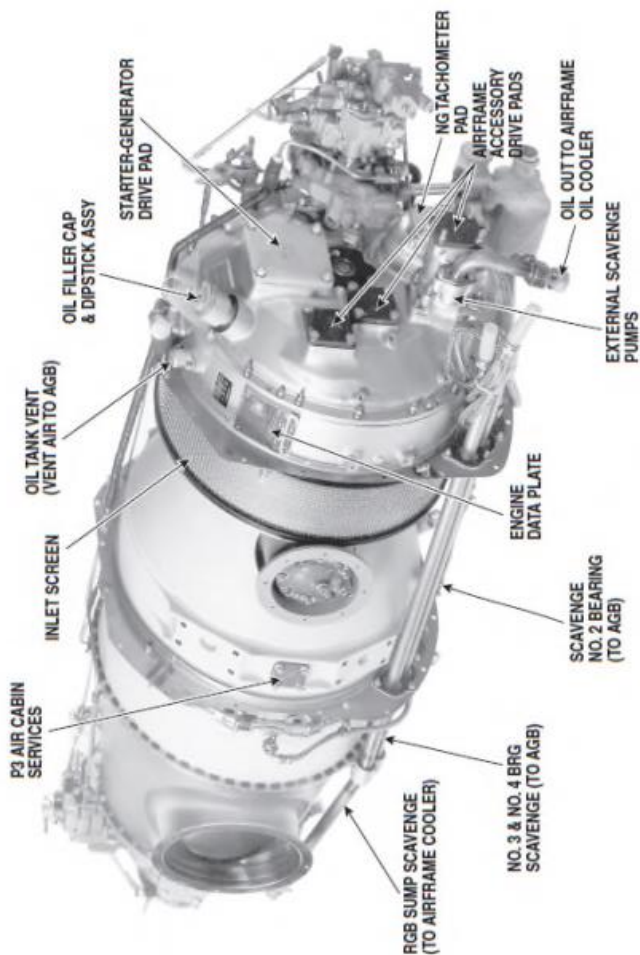




## Lampiran 4 (Lanjutan) : Engine PT6A-42 (tampak kanan belakang)



## Lampiran 4 (Lanjutan) : Engine PT6A-42 (tampak kiri belakang)



**Lampiran 5 : Data Hasil *Flight Test Turboprop Engine* PT6A-42**

SIMBOL	Altitude	M	T <sub>03</sub>	P <sub>03</sub>	<i>m</i>	SP	P <sub>07</sub>	T <sub>07</sub>	A
SATUAN	feet	-	Fahrenheit	Psia	Lb/s	SHP	Psia	Fahrenheit	in <sup>2</sup>
NILAI	0	0,1512	578,38	114,46	7,9048	798,43	15,489	1051,14	90
	5000	0,15387	561,88	100,36	6,9028	744,87	12,946	1036,69	90
	10000	0,15668	538,24	85,811	5,9288	654,088	10,728	1030,76	90
	15000	0,15965	516,05	73,309	5,095	568,104	8,838	1039	90
	20000	0,1628	490,95	61,745	4,2976	510,847	7,22	1040,08	90
	25000	0,16614	463,37	51,291	3,5896	433,565	5,847	1035,59	90

## BIODATA PENULIS



Penulis lahir di Kediri pada Tanggal 27 Desember 1997, dari pasangan Bapak Muhammad Yasin dan Ibu Umi Nafiatul Muarifah. Penulis merupakan anak kedua dari dua bersaudara dengan nama kakak Auliyaurochman. Jenjang pendidikan formal yang pernah ditempuh adalah RA Perwanida, SD Negeri 1 Waung, MTs Negeri Termas, dan MA Negeri Nglawak (MAN 1 Nganjuk) yang semuanya ditempuh di Kabupaten Nganjuk.

Pada tahun 2016, penulis mengikuti ujian masuk Program Diploma III ITS dan diterima sebagai mahasiswa di Program Studi Diploma III Departemen Teknik Mesin Industri, Fakultas Vokasi, Institut Teknologi Sepuluh Nopember (ITS) Surabaya. Penulis pernah mengikuti berbagai kegiatan, pelatihan, serta bergabung dalam Unit Kegiatan Mahasiswa Robotika. Pelatihan yang pernah diikuti penulis diantaranya, Diklatsar UKM Robotika ITS, PKTI FTI ITS, LKMM Pra TD, Penulis pernah mengikuti Kontes Robot Terbang Indonesia (KRTI) pada tahun 2017 dan 2018 tingkat Nasional. Penulis pernah kerja praktek serta observasi lapangan tugas akhir di PT. Dirgantara Indonesia. Di Departemen Teknik Mesin Industri ini Penulis mengambil Tugas Akhir di bidang Turbin. Bila ingin mengetahui penulis lebih lanjut bisa menghubungi email penulis.

Alamat email : [moh.habibyasnafi@gmail.com](mailto:moh.habibyasnafi@gmail.com)