

TEORI TURBIN GAS DAN JET PROPULSI



I Gusti Ketut Sukadana, ST. MT
PS. TEKNIK MESIN UNUD.

BUKU AJAR, ISBN. 00-000

TEORI TURBIN GAS DAN JET PROPULSI

I Gusti Ketut Sukadana, ST. MT.

**2015
PS. Teknik Mesin Universitas Udayana**

KATA PENGANTAR

Turbin gas adalah sebuah mesin panas pembakaran dalam, proses kerjanya seperti motor bakar, yaitu udara atmosfer dihisap masuk kompresor dan dikompresi, kemudian udara dimampatkan masuk ruang bakar dan dipakai untuk proses pembakaran, sehingga diperoleh suatu energi panas yang besar, energi panas tersebut diekspansikan pada turbin dan menghasilkan energi mekanik pada poros, sisa gas pembakaran yang keluar turbin menjadi energi dorong (turbin gas pesawat terbang). Jadi, jelas bahwa Turbin gas adalah mesin yang bisa mengubah energi panas menjadi energi mekanik yang menghasilkan dorongan.

Penulis

I Gusti Ketut Sukadana, ST. MT.

DAFTAR ISI

LEMBAR JUDUL	1
KATA PENGANTAR	2
DAFTAR ISI	3
BAB I DASAR THERMODINAMIKA TURBIN GAS	4
1.1. Siklus Sederhana	4
1.2. Jeis Siklus	5
1.3. Siklus Turbin Gas	5
1.4. Back Work Ratio	12
BAB II. THERMODINAMIKA TURBIN GAS AKTUAL	15
2.1. Siklus Brayton Aktual	15
2.2. Siklus Brayton Menggunakan Regenerator	18
2.3. Modifikasi Siklus Brayton	22
BAB III. SISTEM PROPULSI	24
3.1. Konsep Dasar	24
3.2. Mesin Propulsi	24
3.3. Efisiensi Sistem Propulsi	28
BAB IV. TURBOJET	30
4.1. Termodinamika Jet Propulsi	30
BAB V. TURBOPROP	33
5.1. Definisi	33
5.2. Aplikasi Turbo Prop	35
5.3. Siklus Termodinamika Turbo Prop	38
BAB VI. TURBO FAN	39
6.1. Definisi	39
6.2. Klasifikasi	39
6.3. Turbo Fan After Burning	42
6.4. Unjuk Kerja Turbo Fan	43
BAB VII. ROKET	44
7.1. Definisi	44
7.2. Sejarah Roket	44
7.3. Prinsip Kerja Roket	45
7.4. Bagian-bagian Roket	47
7.5. Perbandingan	49

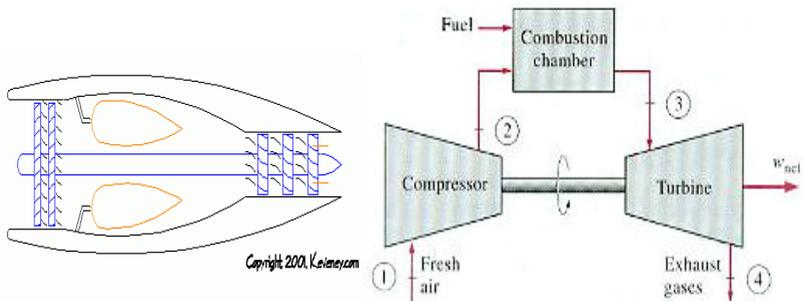
DAFTAR PUSTAKA
BIOGRAFI PENULIS

BAB I

DASAR THERMODINAMIKA TURBIN GAS

1.1. Siklus Sederhana.

Siklus pembangkit daya turbin gas yang paling sederhana dapat dilihat seperti gambar di bawah.



Gambar 1.1. Siklus Sederhana

Udara dihisap oleh kompresor pada kondisi tekanan dan temperature satu (1) dan dikompresikan secara isentropik sampai kondisi tekanan dan temperatur dua (2). Dari kompresor udara kompresi di suplai kedalam ruang bakar saat itu juga bahan bakar di injeksikan dengan alat injeksi dan terjadilah proses pembakaran, sehingga temperatur fluida kerja mencapai temperatur (3). Gas hasil pembakaran kemudian di suplai ke turbin dan terjadi ekspansi pada turbin, dan temperatur dan tekanan fluida kerja mencapai kondisi (4).

Daya keluaran dari turbin dipergunakan untuk menggerakkan kompresor dengan menghubungkannya secara langsung. Keluaran daya bersih dari pembangkit daya turbin adalah daya keluaran turbin dikurangi daya yang dipergunakan untuk menggerakkan kompresor.

1.2. Jenis Siklus

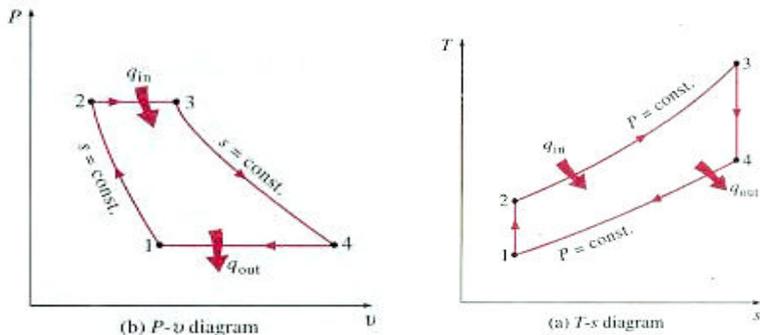
Siklus turbin gas diklasifikasikan berdasarkan tipe pembakaran, yang terjadi didalam ruang bakar.

1. **Siklus Tekanan Konstan.** Jika pembakaran didalam ruang bakar terjadi pada tekanan konstan, peningkatan volume tidak terjadi, ini disebut siklus tekanan konstan (*isobaric*).
2. **Siklus Volume Konstan.** Jika pembakaran didalam ruang bakar berlangsung secara volume konstan (*isochoric*).

1.3. Siklus Turbin Gas

Ditemukan oleh *George Brayton* pada sekitar tahun 1870. konsep kerjanya mirip seperti mesin pembakaran reciprocating. Dimana bila untuk turbin gas proses kompresi dan ekspansi terjadi pada mesin rotary (kompresor dan turbin), Mesin turbin gas selalu beroperasi pada siklus terbuka.

Siklus Termodinamika turbin Gas : Turbin gas merupakan suatu mesin yang bekerja mengikuti siklus termodinamik Brayton. Siklus termodinamika pada diagram P - V dan T - S adalah sebagai berikut :



Gambar 1.2. Siklus Turbin Gas Tekanan Konstan

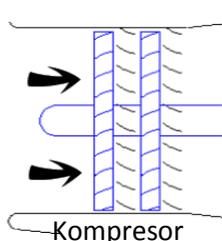
Siklus Terbuka Turbin Gas, udara bersih pada kondisi lingkungan dihisap oleh kompresor dan dikompresikan sampai tekanan tinggi di ruang bakar, saat itu bahan bakar diinjeksikan ke dalam ruang bakar sehingga pembakaran berlangsung pada tekanan konstan, gas temperatur tinggi berekspansi pada turbin sampai tekanan atmosfer, gas sisa keluar ke lingkungan. Demikian proses ini berlangsung secara kontinu.

Dari diagram T-S diagram dapat dilihat setelah proses kompresi pada kompresor temperature naik yaitu T_2 dari tempertur atmosfer T_1 dan tekanan naik dari P_1 menjadi P_2 , tempertur dan tekanan ini diperlukan untuk proses pembakaran. Setelah bahan bakar disemprotkan dan bercampur dengan udara kompresi didalam ruang bakar dan dinyalakan, terjadi proses pembakaran, temperatur naik lagi sampai mencapai T_3 . Temperatur T_3 adalah temperature gas pembakaran yang akan masuk turbin, temperatur ini dibatasi oleh ketahanan material turbin pada suhu tinggi. Setelah proses ekspansi pada turbin, temperatur gas sisa menjadi turun sampai T_4 dan temperatur gas sisa ini masih tinggi diatas temperatur T_1 .

Terdiri dari 4 proses untuk satu siklus yang lengkap dalam menghasilkan sejumlah kerja berguna yaitu:

- Proses 1 – 2 : Kompresi adiabatik reversibel (*Isentropic*)
- Proses 2 – 3 : Pemasukan panas tekanan konstan (*Isobaric*)
- Proses 3 – 4 : Ekspansi adiabatik reversibel (*Isentropic*)
- Proses 4 – 1 : Pembuangan panas tekanan konstan (*Isobaric*)

1.3.1. Proses 1 – 2 : Proses Kompresi Adiabatik Reversibel (*Isentropic*)

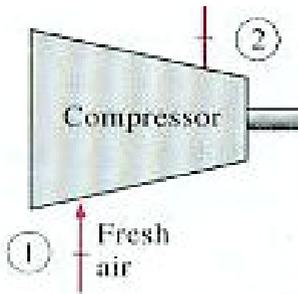


Semua proses terjadi pada kondisi : *Steady Flow* dan *Steady State*.

Steady Flow : bahwa laju aliran massa masuk sama dengan laju aliran masa keluar sistem.

Steady State : Bahwa tidak terjadi perubahan energy sistem selama proses berlangsung, perubahan energi potensial dan energi kinetik sistem diabaikan

Udara lingkungan dihisap dan dikompresikan oleh kompresor secara *adiabatic reversible* dari tekanan lingkungan mencapai tekanan kompresi. Persamaan energi berdasarkan hukum thermo I, berpedoman pada konsep *Steady State Steady Flow (SSSF)* sebagai berikut :



$$\Delta q = \Delta u + \Delta w$$

$$\Delta q = \Delta(u + w)$$

$$\Delta q = \Delta(h)$$

$$\Delta q = (h_{exit} - h_{inlet})$$

$$SSSF \text{ Proses berlaku: } \Delta q = \Delta w$$

Kondisi udara luar yang dihisap oleh kompresor memiliki kondisi, sesuai berdasarkan posisi tempat atau ketinggian sebagai berikut :
 $T_a = T_1 =$ Temperatur udara lingkungan. $P_a = P_1 =$ Tekanan udara lingkungan.

Rumus umum CAR :

$$P \cdot V^k = C$$

$$T \cdot V^{k-1} = C$$

$$T \cdot P^{k/(k-1)} = C$$

Untuk Proses 1 ke 2 berlaku :

$$T_1 \cdot P_1^{\left(\frac{k}{k-1}\right)} = T_2 \cdot P_2^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}$$

$$T_2 = T_1 \cdot \left(\frac{P_1}{P_2}\right)^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}$$

Dimana : $\frac{P_2}{P_1} = r_p$ (*rasio kompresi / pressure*)

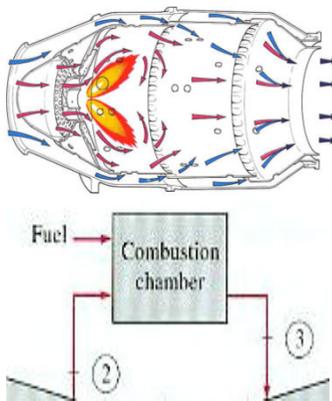
$$\text{Maka : } T_2 = \frac{T_1}{r_p^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}} = T_1 \cdot r_p^{\left(\frac{k-1}{k}\right)}$$

Dimana r_p merupakan fungsi dari jumlah deret sudu gerak dan kemampuan kompresi dari masing-masing deretan sudu gerak kompresor.

Kerja kompresi/kompresor :

$$\begin{aligned} W_k &= (h_2 - h_1) = C_p (T_2 - T_1) \\ &= C_p \cdot T_1 \left(\frac{T_2}{T_1} - 1 \right) = C_p \cdot T_1 \left(\frac{1}{r_p^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}} - 1 \right) \end{aligned}$$

1.3.2. Proses 2 – 3 : Proses Pemasukan Kalor pada tekanan konstan (*Isobaric*)



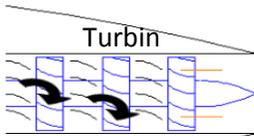
Proses pemasukan kalor secara tekanan konstan pada ruang bakar. Besar kecilnya temperatur hasil proses pembakaran dibatasi oleh kualitas material ruang bakar dan material sudu turbin, serta ada beberapa tingkat pembakaran yang terjadi pada ruang bakar : Pembakaran Primer, Sekunder dan Tersier. Sehingga temperatur gas yang akan memasuki turbin dapat diseting sesuai kemampuan material sudu. Sehingga $T_3 =$ diseting (harus

Jumlah kalor yang dimasukkan pada proses pembakaran tergantung pada jumlah masa bahan bakar yang diinjeksikan, Nilai Kalor Bawah jenis bahan bakar dan efisiensi dari ruang bakar tersebut. Jumlah kalor yang dimasukkan adalah :

$$q_{in} = q_{2-3} = m_{bb} \cdot LHV_{bb} \cdot \eta_{rb}$$

$$= C_p (T_3 - T_2)$$

1.3.3. Proses 3 – 4 : Proses Ekspansi Adiabatik Reversibel (Isentropic)



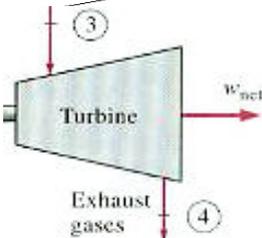
Rumus umum CAR :

$$P \cdot V^k = C$$

$$T \cdot V^{k-1} = C$$

$$T \cdot P^{k/(k-1)} = C$$

Untuk proses dari 3 ke 4 berlaku :



$$T_3 \cdot P_3^{\left(\frac{k}{k-1}\right)} = T_4 \cdot P_4^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}$$

$$T_4 = T_3 \cdot \left(\frac{P_3}{P_4}\right)^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}$$

Dimana : $\frac{P_3}{P_4} = r_e = r_p$ (rasio ekspansi / presure)

Maka : $T_4 = \frac{T_3}{r_p^{\frac{k}{k-1}}}$

Dimana r_e merupakan fungsi dari jumlah deret sudu gerak dan kemampuan kompresi dari masing-masing deretan sudu gerak Turbin. Gas hasil pembakaran pada T_3 diekspansikan secara *adiabatic reversible* oleh turbin, dan menghasilkan kerja turbin sebesar :

$$W_E = (h_3 - h_4) = C_p (T_3 - T_4)$$

$$= C_p \cdot T_3 \left(1 - \frac{T_4}{T_3}\right) = C_p \cdot T_3 \left(1 - r_p^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}\right)$$

1.3.4. Proses 4 – 1 : Proses Pembuangan kalor secara tekanan konstan (*Isobaric*)

Proses pembuangan kalor secara tekanan konstan ke udara lingkungan. Besar kecilnya energi terbuang pada proses 4 - 1 tergantung pada besar kecilnya beda temperatur antara gas buang dengan temperatur udara lingkungan.

Jumlah kalor yang buang pada proses 4 - 1 adalah :

$$\begin{aligned} q_{out} &= q_{1-4} = -q_{4-1} = (h_4 - h_1) \\ &= C_p (T_4 - T_1) \end{aligned}$$

1.3.5. Efisiensi Thermis siklus idial turbin gas

Efisiensi adalah perbandingan antara energy bersih berguna dari system dengan energy yang diberikan ke system tersebut. Dalam hal ini efisiensi turbin gas secara idial diberikan oleh persamaan :

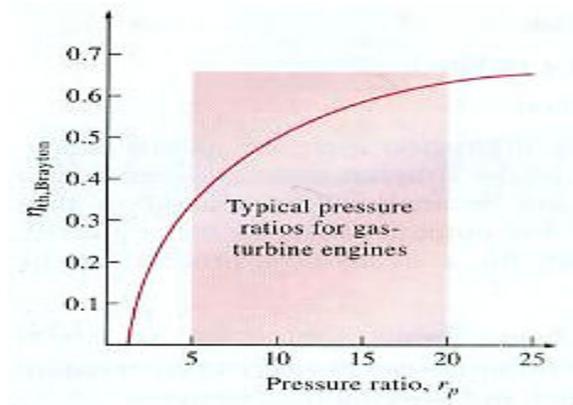
$$\begin{aligned} \eta_{th,brayton} &= \frac{W_{netto}}{q_{in}} = \frac{q_{in} - q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} \\ \eta_{th,brayton} &= 1 - \frac{C_p (T_4 - T_1)}{C_p (T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_1 \cdot \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \cdot \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)} \end{aligned}$$

$$\text{dim ana : } \frac{T_2}{T_1} = r_p^{(k-1/k)} \text{ dan } \frac{T_4}{T_3} = r_p^{(k/k-1)}$$

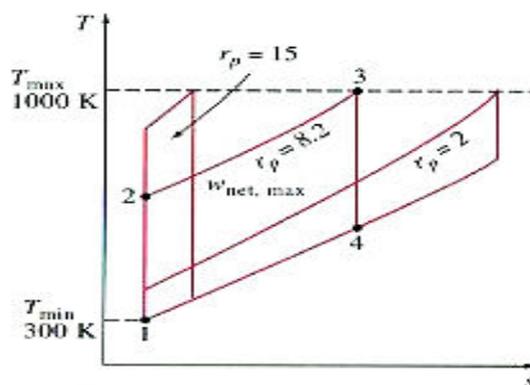
$$\frac{T_1}{T_2} = \frac{T_4}{T_3} \Rightarrow \frac{T_3}{T_2} = \frac{T_4}{T_1} = r_p^{(k/k-1)}$$

$$\text{Sehingga : } \eta_{th,brayton} = 1 - \frac{1}{r_p^{(k-1/k)}}$$

Efisiensi termis siklus brayton sangat tergantung pada : Rasio Kompresi (r_p) dan Panas Spesifik (k). Efisiensi termis siklus brayton tergantung pada rasio tekanan dan panas spesifik dari fluida kerja. Efisiensi termis akan meningkat dengan meningkatnya rasio tekanan dan panas spesifik dari fluida kerja. Hal ini terlihat pada grafik hubungan rasio tekanan terhadap efisiensi termis pada $k = 1,4$.



Gambar 1.3. Rasio kompresi vs efisiensi turbin

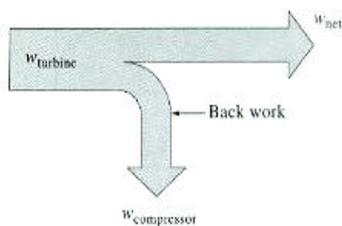


Gambar 1.4. Perbandingan rasio kompresi terhadap kerja

Efisiensi thermis dari turbin gas tergantung pada temperatur gas maksimum pada sisi masuk turbin. Peningkatan temperatur masuk turbin dari $900\text{ }^{\circ}\text{C}$ ke $1200\text{ }^{\circ}\text{C}$, meningkatkan daya keluaran sebesar 71 persen dan efisiensi thermis sebesar 26 persen. Jika turbin mempunyai temperatur masuk turbin $1425\text{ }^{\circ}\text{C}$ ($2600\text{ }^{\circ}\text{F}$) maka turbin akan memiliki efisiensi diatas 30 %. Turbin gas yang diproduksi oleh *General Electric* dengan rasio kompresi 13,5 dan membangkitkan 135,7 MW, dengan efisiensi thermis 33 %. Udara didalam turbin dikompresikan dengan 18 tingkat kompresor aliran aksial. Temperatur gas pembakaran $1260\text{ }^{\circ}\text{C}$, dengan 3 tingkat turbin dan temperatur keluaran $593\text{ }^{\circ}\text{C}$

1.4. Back Work Ratio.

Perbandingan antara kerja kompresor terhadap kerja turbin. $\frac{1}{2}$ dari kerja turbin dipergunakan untuk menggerakkan Kompresor.



Gambar1.5. Back Work Ratio.

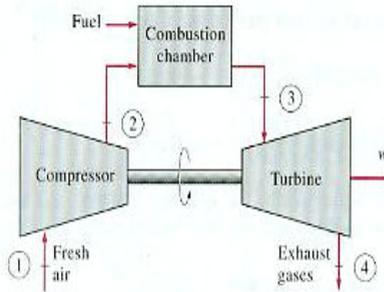
Contoh Soal 1 :

Sebuah pembangkit daya stasionar beroperasi secara siklus brayton memiliki rasio kompresi 8. Temperatur gas adalah 300 K pada sisi masuk kompresor dan 1300 K pada sisi masuk turbin. Penggunaan asumsi udara standar.

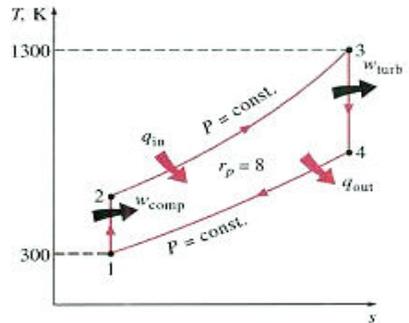
Hitung :

- Temperatur pada sisi keluar kompresor dan turbin.
- Back Work Ratio.
- Efisiensi Thermis.

Asumsi : $C_p = 1,005\text{ (Kj/kg.K)}$, $C_v = 0,718\text{ (Kj/kg.K)}$, dan $k = 1,4$.



Blok Diagram Turbin Gas



T - S Diagram siklus brayton

Penyelesaian :

- Diketahui : $T_1 = 300 \text{ K}$
- $T_3 = 1300 \text{ K}$
- $r_p = r_e = 8$
- $C_v = 0,718 \text{ (Kj/kg.K)}$,
- $C_p = 1,005 \text{ (Kj/kg.K)}$
- $k = 1,4$

Proses 1 – 2, proses kompresi adiabatik reversibel pada kompresor

Untuk Proses 1 ke 2 berlaku :

$$T_2 = \frac{T_1}{r_p^{\left(\frac{k}{k-1}\right)}} = T_1 \cdot r_p^{\left(\frac{k-1}{k}\right)}$$

$$T_2 = T_1 \cdot r_p^{\left(\frac{k-1}{k}\right)} = 300 \text{ K} \cdot (8)^{\left(\frac{1,4-1}{1,4}\right)}$$

$$T_2 = 543,4 \text{ K}$$

Kerja kompresi/kompresor :

$$W_k = C_p (T_2 - T_1)$$

$$W_k = 1,005 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}} \cdot \text{K} (543,4 - 300) \text{ K}$$

$$W_k = 244,65 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}$$

Proses 2 – 3. Proses pemasukan kalor isobaric (tekanan konstan)

T_3 adalah temperatur diseting = 1300 K,

Energy panas yang ditransfer ke fluida kerja

$$\begin{aligned}q_{in} = q_{2-3} &= C_p (T_3 - T_2) = 1.005 \frac{kJ}{kg \cdot K} \cdot (1300 - 543,4) K \\ &= 760,383 \frac{kJ}{kg}\end{aligned}$$

Proses 3 – 4. Proses ekspansi Adiabatik Reversibel pada Turbin

Untuk proses 3 – 4 berlaku :
$$T_4 = \frac{T_3}{r_p^{\frac{k-1}{k}}}$$

Dimana $r_p = r_e = 8$

Maka ;

$$T_4 = \frac{1300 K}{8^{1,4}}; \quad T_4 = 717,66 K$$

Kerja Ekspansi Turbin :

$$\begin{aligned}W_E &= C_p (T_3 - T_4) = 1,005 \frac{kJ}{kg \cdot K} \cdot (1300 - 717,66) K \\ W_E &= 585,25 \frac{kJ}{kg}\end{aligned}$$

Proses 4 – 1 : Proses pembuangan panas ke udara lingkungan.

Jumlah energy ppanas yang di buang ke lingkungan :

$$\begin{aligned}q_{out} &= q_{1-4} = -q_{4-1} = C_p (T_4 - T_1) \\ q_{out} &= 1,005 \frac{kJ}{kg \cdot K} \cdot (717,66 - 300) K \\ q_{out} &= 419,75 \frac{kJ}{kg}\end{aligned}$$

Jawaban :

- a. Temperatur keluar kompresor ($T_2 = 543,4 \text{ K}$)
dan Temperatur keluar turbin ($T_4 = 717,66 \text{ K}$)
b. Back Work Ratio.

$$BWR = \frac{W_K}{W_T} = \frac{244,65 \text{ kJ/kg}}{585,25 \text{ kJ/kg}} = 0,42$$

Artinya 42 persen kerja yang dihasilkan oleh turbin dipergunakan untuk menggerakkan kompresor.

- c. Efisiensi Thermis.

$$\eta_{th} = 1 - \frac{q_{out}}{q_{in}} = 1 - \frac{419,75 \text{ kJ/kg}}{760,38 \text{ kJ/kg}}$$
$$\eta_{th} = 0,45 \cong 45\%$$

Soal Tugas.

Sebuah system pembangkit daya turbin gas stasionar memiliki kompresor yang terdiri dari 10 deret sudu gerak dimana masing masing deret sudu gerak memiliki rasio kompresi 1,6. Temperatur udara yang dihisap kompresor adalah $30 \text{ }^\circ\text{C}$ dan temperatur gas masuk turbin diseting pada $1200 \text{ }^\circ\text{C}$. turbin yang dipergunakan terdiri dari 6 deret sudu gerak dimana masing masing deret sudu gerak memiliki rasio kompresi 1,6. Pergunakan asumsi udara standar.

Hitung :

- a. Temperatur pada sisi keluar kompresor dan turbin.
b. Back Work Ratio.
c. Efisiensi Thermis.

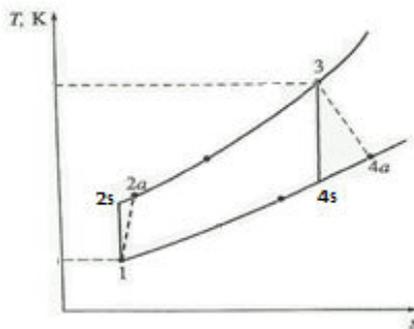
Asumsi : $C_p = 1,005 \text{ (Kj/kg.K)}$, $C_v = 0,718 \text{ (Kj/kg.K)}$, dan $k = 1,4$.

BAB II

THERMODINAMIKA TURBIN GAS AKTUAL

2.1 Siklus *Brayton Aktual*

Bahwa pada kenyataannya bahwa proses yang berlangsung pada setiap tahapan proses tidak secara idial. Pada proses kompresi dan ekspansi sebenarnya tidak berlangsung pada proses secara *isentropic*. Karena baik pada proses kompresi maupun proses ekspansi terjadi gesekan baik gesekan fluida akibat viskositas maupun gesekan permukaan. Gesekan yang terjadi menyebabkan terjadinya bangkitan panas tambahan sehingga proses tidak berlangsung secara *adiabatic reversible*. Begitu juga proses yang berlangsung pada pembakaran, terjadi kerugian pembakaran baik dikarenakan oleh hal-hal seperti pembakaran tak sempurna, kemampuan ruang bakar, mengakibatkan pembakaran tidak berlangsung secara *isobaric*.



Gambar 2.1. T-S diagram siklus Brayton aktual

Terdiri dari 4 proses untuk satu siklus yang lengkap dalam menghasilkan sejumlah kerja berguna yaitu:
Proses berlangsung dari 1 – 2s – 3 – 4s – 1 adalah proses idial.
Proses berlangsung dari 1 – 2a – 3 – 4a – 1 adalah proses actual.

Proses 1 – 2s : kompresi adiabatik reversibel (*Isentropic*)
 Proses 1 – 2a : kompresi (*polytropic*)
 Proses 2s – 3 : pemasukan panas tekanan konstan (*Isobaric*)
 Proses 2a – 3 : pemasukan panas
 Proses 3 – 4s : ekspansi adiabatik reversibel (*Isentropic*)
 Proses 3 – 4a : ekspansi (*polytropic*)
 Proses 4s – 1 : pembuangan panas tekanan konstan (*Isobaric*)
 Proses 4a – 1 : pembuangan panas

Proses kompresi yang terjadi pada kompresor dipengaruhi oleh efisiensi dari kompresor yang dipergunakan, dimana efisiensi kompresor adalah perbandingan antara kerja kompresor ideal dengan kerja kompresor actual. Sehingga :

$$\eta_{\text{kompreor}} = \frac{W_{K,\text{ideal}}}{W_{K,\text{aktual}}} = \frac{h_{2,s} - h_1}{h_{2,a} - h_1} = \frac{T_{2,i} - T_1}{T_{2,a} - T_1}$$

Proses ekspansi yang terjadi pada turbin juga dipengaruhi oleh efisiensi dari turbin yang dipergunakan, dimana efisiensi turbin adalah perbandingan antara kerja turbin actual dengan kerja turbin ideal. Sehingga :

$$\eta_{\text{Turbin}} = \frac{W_{T,\text{aktual}}}{W_{T,\text{ideal}}} = \frac{h_3 - h_{4,a}}{h_3 - h_{4,s}} = \frac{T_3 - T_{4,a}}{T_3 - T_{4,s}}$$

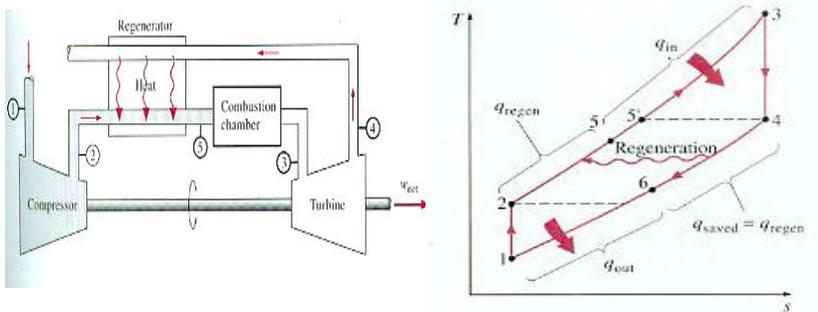
Dan efisiensi thermis dari system turbin gas menjadi :

$$\eta_{th} = \frac{Q_{in} - Q_{out}}{Q_{in}} = \frac{(h_3 - h_{2,a}) - (h_{4a} - h_1)}{h_3 - h_{2,a}}$$

$$\eta_{th} = 1 - \frac{(T_{4a} - T_1)}{(T_3 - T_{2a})}$$

2.2. Siklus *Brayton* Menggunakan *Regenerator*

Temperatur gas keluar Turbin Gas, kondisinya selalu jauh lebih tinggi dibandingkan temperatur udara memasuki kompresor. Udara dengan tekanan tinggi keluar dari kompresor dipanaskan dengan menggunakan energy panas gas buang secara *counter flow* pada sebuah alat penukar panas yang disebut *Regenerator*, *Recuperator*. Skema dari mesin turbin gas menggunakan *regenerator* dan T – S diagram siklus terlihat seperti gambar di bawah :



Gambar 2.2. Skema dan T-S diagram siklus turbin gas menggunakan *regenerator*

Efisiensi thermis siklus Brayton mengalami peningkatan akibat penggunaan *regenerator*, ketika energi panas dari gas buang yang biasanya dibuang kelingkuangan, digunakan untuk pemanasan awal udara yang akan memasuki ruang bakar. Penggunaan *regenerator* secara langsung menurunkan energi input (bahan bakar) untuk menghasilkan daya output bersih yang sama. Penggunaan *regenerator* direkomendasikan apabila temperatur gas keluar turbin lebih tinggi dibandingkan temperatur udara keluar kompresor. Jika temperature udara turbin lebih rendah dibandingkan temperature keluaran kompresor menyebabkan panas akan mengalir berlawanan arah dari udara ke gas buang, sehingga menyebabkan penurunan efisiensi. Situasi seperti ini tidak terjadi pada turbin gas yang beroperasi pada rasio kompresi yang sangat tinggi.

Temperatur tertinggi yang memasuki regenerator adalah T_4 , adalah temperatur dari gas buang keluaran turbin dan masuk ke regenerator. Dibawah kondisi ini udara akan dapat dipanaskan awal mencapai temperatur lebih tinggi. Secara normal udara meninggalkan regenerator pada temperatur lebih rendah dari T_5 . Secara idial temperatur udara keluar regenerator dibatasi oleh temperatur gas keluar turbin T_4 . Diasumsikan regenerator terisolasi dengan baik dan tidak ada perubahan energy kinetic dan potensial, Perpindahan panas maksimum dan perpindahan panas actual dari gas keluar turbin ke udara kompresi dinyatakan :

$$q_{regen,act} = q_{2-5} = (h_5 - h_2)$$

$$\text{Dan, } q_{regen,max} = (h_5 - h_2) = (h_4 - h_2)$$

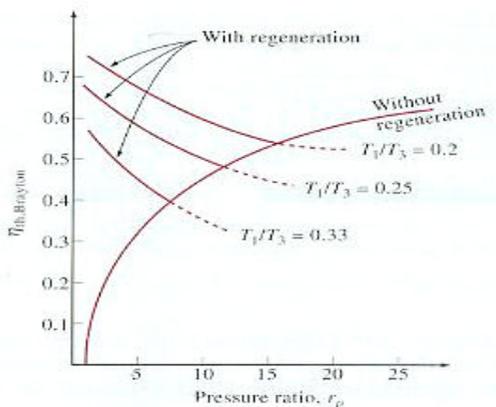
Perbandingan antara panas regenerator aktual dengan panas regenerator maksimum disebut **Effectiveness** dan didefinisi dengan

$$\varepsilon = \frac{q_{regen,act}}{q_{regen,max}} = \frac{h_5 - h_2}{h_4 - h_2} = \frac{T_5 - T_2}{T_4 - T_2}$$

Regenerator dengan *effectiveness* yang besar akan dapat mengamankan sejumlah besar energy bahan bakar, ketika udara dipanaskan awal sampai temperatur tinggi masuk ke ruang bakar. Untuk *effectiveness* yang besar menggunakan *regenerator* yang besar, harganya mahal dan terjadi *pressure drop* yang besar. Penggunaan *regenerator* untuk efectivitas bukan untuk sasaran nilai ekonomi. *Regenerator* umumnya digunakan bila efektifness dibawah 85 %. Assumsi udara standar dingin, efisiensi thermis siklus brayton menggunakan regenerator adalah :

$$\eta_{th,regen} = 1 - \left(\frac{T_1}{T_3} \right) r_p^{(k-1)/k}$$

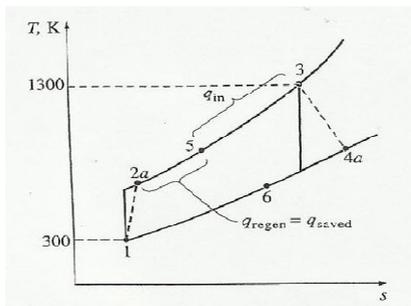
Sehingga efisiensi termis siklus Brayton ideal menggunakan regenerator tergantung pada temperatur minimum dan maksimum dan rasio tekanan. Efisiensi termis di plot pada gambar dibawah untuk variasi rasio tekanan dan rasio temperatur minimum ke maksimum. Gambar ini memperlihatkan regenerator sangat efektif pada rasio tekanan rendah dan rasio temperatur minimum – maksimum.



Gambar 2.3. Efisiensi termis siklus Brayton ideal dengan dan tanpa regenerator

Contoh soal 2.

Hitung efisiensi termis dari pembangkit daya turbin gas dari contoh soal 1 diatas bila menggunakan regenerator dengan efectivness 80%.



Gambar 2.4. T – S diagram siklus brayton dengan regenerator.

Penyelesaian.

T- S diagram dari siklus gambar diatas, pertama di cari enthalpy udara pada keluaran regeerator, menggunakan definisi effectivness

$$\varepsilon = \frac{h_5 - h_2}{h_4 - h_2} = \frac{Cp(T_5 - T_2)}{Cp(T_4 - T_2)} = \frac{T_5 - T_2}{T_4 - T_2}$$

$$0,8 = \frac{(T_5 - 543,4)K}{(717,7 - 543,4)K} \longrightarrow T_5 = 682,8 K$$

Kemudian.

$$\begin{aligned} q_{in} &= (h_3 - h_5) \\ &= Cp(T_3 - T_5) = 1,005 \frac{kJ}{kg.K} (1300 - 682,8) K \\ &= 620,3 \frac{kJ}{kg} \end{aligned}$$

Dapat dijelaskan dapat diamankan 140,1 kJ/kg dari energy panas masuk yang diberikan. Penambahan regenerator tidak berdampak terhadap kerja bersih keluaran dari pembangkit

$$\text{Dan, } \eta_{th,regen} = \frac{W_{net}}{Q_{in}} = \frac{340,6 \frac{kJ}{kg}}{620,3 \frac{kJ}{kg}} = 0,549 \text{ (54,9\%)}$$

Efisiensi thermis dari pembangkit daya meningkat dari 44,8 % menjadi 54,9 % yang dihasilkan dari penggunaan regenerator, dimana membantu untuk menangkap energy lebih yang terdapat pada gas buang.

2.3. Modifikasi Siklus Brayton (*Regenerator, Intercooler, Reheater*)

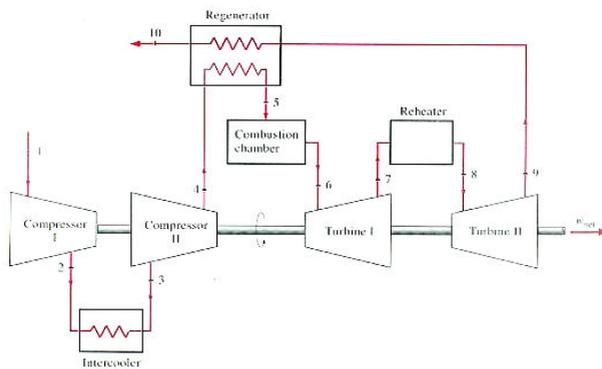
Kerja bersih dari siklus turbin gas berbeda antara kerja keluaran turbin dengan input kerja kompresor, dan dapat ditingkatkan dengan yang lainnya diturunkan, seperti menurunkan kerja kompresor atau meningkatkan kerja turbin, atau kedua-duanya. Kerja diperlukan untuk mengkompresikan gas antara dua tekanan spesifik dapat diturunkan dengan melakukan kompresi bertingkat dan mendinginkan gas diantaranya (*intercooler*). Memperbesar jumlah tingkat (*stages*), proses kompresi menjadi *isothermal* pada temperatur sisi masuk kompresor, dan kerja kompresor menurun.

Kerja luaran dari beroperasinya turbin antara dua tingkat tekanan dapat diturunkan dengan meningkatkan ekspansi gas dalam tingkat dan memanaskan kembali diantaranya, adalah pemasangan ekspansi multi stages dengan pemanasan kembali (*reheating*). Hal ini terjadi tanpa peningkatan temperatur maksimum dari siklus. Jika jumlah *stage* bertambah, proses ekspansi menjadi *isothermal*. Pernyataan ini didasarkan pada prinsip sederhana : kerja ekspansi dan kompresi ***steady flow*** adalah dipengaruhi oleh volume spesifik dari fluida. Volume spesifik fluida kerja akan menjadi rendah selama proses kompresi dan akan tinggi selama proses ekspansi. Diharapkan menggunakan ***intercooling*** dan ***reheating***.

Fluida kerja meninggalkan kompresor pada temperatur lebih rendah, dan turbin pada temperatur lebih tinggi, apabila menggunakan *intercooling* dan *reheating*. Menjadikan regenerator lebih atraktif, biasanya gas meninggalkan kompresor menjadi panas temperatur menjadi lebih tinggi sebelum memasuki ruang bakar menyebabkan temperatur keluaran turbin lebih tinggi. Sekema dari siklus gas turbin dua tingkat menggunakan *intercooling*, *reheating* dan *regeneration* seperti gambar dibawah.

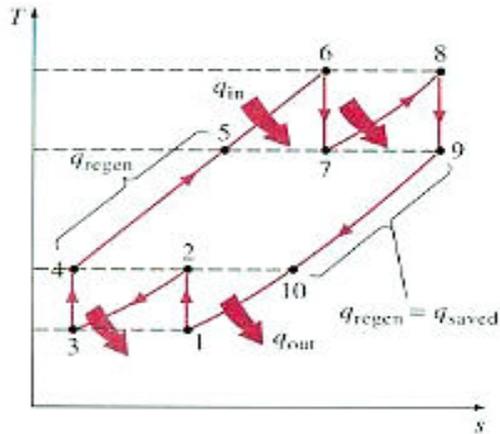
Gas memasuki kompresor tingkat I dan dikompresikan secara isentropik sampai tekanan P_2 , selanjutnya didinginkan pada proses tekanan konstan dalam *intercooler* untuk selanjutnya dikompresikan

pada kompresor tingkat II secara *isentropic* sampai pada tekanan P_4 . Pada kondisi 4 gas masuk ke *regenerator* dan dipanaskan pada tekanan konstan sampai temperatur T_5 . Secara ideal $T_5 = T_9$. Proses pemasukan panas primer terjadi pada proses 5 ke 6. Selanjutnya gas masuk ke ekspansi turbin I dan diekspansikan dari kondisi 6 ke kondisi 7. selanjutnya dipanaskan kembali pada *reheater* secara tekanan konstan sampai kondisi 8. dan masuk ke turbin ekspansi II berekspansi sampai kondisi 9. Gas keluar dari turbin lalu mengalir masuk ke regenerator dan didinginkan pada tekanan konstan sampai kondisi 10.



Gambar 2.5. Mesin turbin gas dengan dua tingkat kompresi menggunakan *intercooling* dan dua tingkat ekspansi dengan *reheating* dan *regeneration*

Pembangkit daya turbin gas, *intercooling* dan *reheating* selalu dipergunakan menghubungkan dengan *regenerator*. Bila jumlah tingkat dari kompresi dan ekspansi bertambah, siklus ideal turbin gas dengan *intercooling*, *reheating* dan *regeneration* akan menyerupai siklus *Ericsson* gambar 2.5 diatas, dan efisiensi thermis mendekati batas teoritis (efisiensi *Carnot*). Kontribusi dari setiap tingkat terhadap efisiensi thermis sangat tidak ada, menggunakan lebih dari dua atau tiga tingkat tidak berdampak secara ekonomi.



Gambar 2.6. T – S Diagram turbin gas dengan dua tingkat kompresi menggunakan *intercooling* dan dua tingkat ekspansi dengan *reheating* dan *regeneration*

Pembangkit daya turbin gas, *intercooling* dan *reheating* selalu dipergunakan menghubungkan dengan *regenerator*. Bila jumlah tingkat dari kompresi dan ekspansi bertambah, siklus idial turbin gas dengan *intercooling*, *reheating* dan *regeneration* akan menyerupai siklus *Ericsson* gambar 2.5 diatas, dan efisiensi thermis mendekati batas teoritis (efisiensi *Carnot*). Kontribusi dari setiap tingkat terhadap efisiensi thermis sangat tidak ada, menggunakan lebih dari dua atau tiga tingkat tidak berdampak secara ekonomi.

BAB III

SISTEM PROPULSI

3.1. Konsep Dasar

Pesawat bisa terbang karena ada gaya dorong dari mesin penggerak (*Engine*) yang menyebabkan pesawat memiliki kecepatan, dan kecepatan ini yang di terima sayap pesawat yang berbentuk *aerofoil* sehingga pesawat dapat terangkat atau terbang. Prinsip dari *turbojet* adalah mempercepat massa udara dan hasil pembakaran ke satu arah, dan dari hukum gerak Newton ketiga mesin akan mengalami dorongan ke arah yang berlawanan.

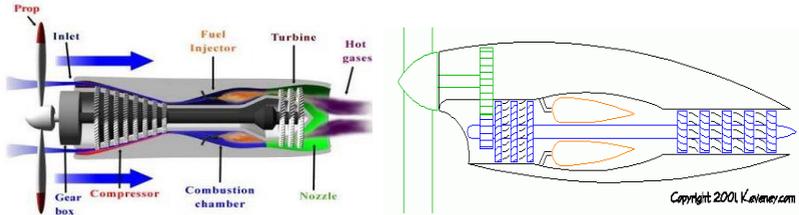
Konsep kerjanya, udara luar dikompresi oleh kompresor hingga mencapai tekanan tinggi. Selanjutnya udara bertekanan tinggi tersebut masuk ke dalam ruang bakar untuk dicampurkan dengan bahan bakar. Pembakaran udara dan bahan bakar tersebut akan meningkatkan temperatur dan tekanan fluida kerja. Fluida bertekanan tinggi ini selanjutnya dilewatkan melalui turbin dan keluar pada nosel dengan kecepatan sangat tinggi. Perbedaan kecepatan fluida masuk dan fluida keluar dari mesin menciptakan gaya dorong dari Hukum III Newton tentang Aksi dan Reaksi. Gaya dorong ini dimanfaatkan untuk bergerak dalam arah horizontal atau vertikal dan sebagian diubah oleh sayap pesawat menjadi gaya angkat.

3.2. Mesin Propulsi

Mesin propulsi adalah mesin jenis pembakaran dalam yang menghasilkan dorongan. Mesin propulsi digolongkan menjadi beberapa jenis antara lain.

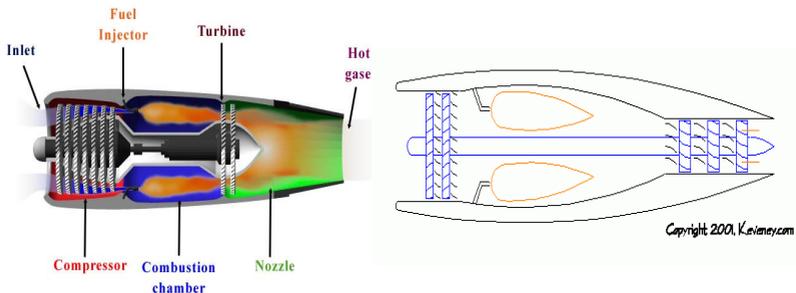
➤ **Turbo Prop**, Propeller yang berfungsi untuk menghisap udara dan menghasilkan gaya dorong. Energy dihasilkan oleh putaran propeller sebesar 85 %, dimana putaran propeller ini digerakkan oleh

turbin yang menerima ekspansi energy dari hasil pembakaran, sisanya 15 % menjadi *exhaust jet (hot gas)*



Gambar 3.1. Turbo Prop

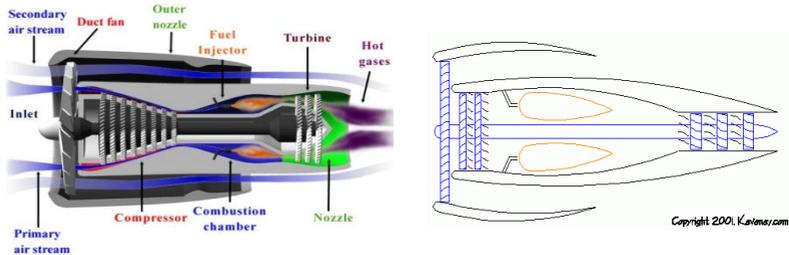
➤ **Turbo Jet**, Menghisap udara dan dimampatkan pada kompresor bertekanan tinggi yang tertutup casing, mesin menyatu dengan ruang bakar dan turbin. Tenaga gaya dorong 100 % di hasilkan oleh *exhaust jet*.



Gambar 3.2. Turbo Jet

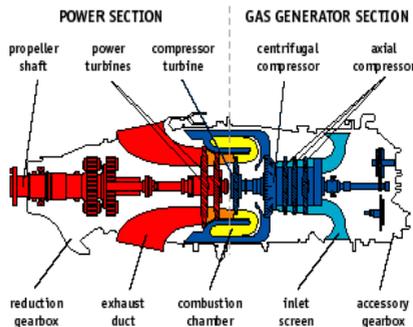
➤ **Turbo Fan**, Menggabungkan teknologi gabungan Turbo Prop dan Turbo Jet. Mesin ini sebenarnya adalah sebuah mesin by-pass dimana sebagian dari udara dipadatkan dan disalurkan ke ruang pembakaran, sementara sisanya dengan kepadatan rendah disalurkan sekeliling bagian luar ruang pembakaran (*by-pass*). Sekaligus udara tersebut berfungsi untuk mendinginkan engine. Tenaga gaya dorong (*Thrust*) terbesar dihasilkan oleh baling-

balung/blade paling depan yang berukuran panjang yang di sebut *fan*, menghasilkan thrust sebesar 80 % (*secondary airflow*), dan sisanya 20 % menjadi *exhaust jet thrust hot gas*.



Gambar 3.3. Turbin *Baypas Fan*

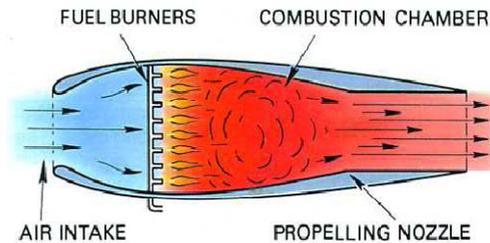
➤ **Turbo Shaft**, Mesin *Turbo shaft* sebenarnya adalah mesin *turboprop* tanpa balung-balung. Power turbin dihubungkan langsung dengan roda gigi reduksi atau ke sebuah poros (*shaft*) sehingga tenaganya diukur dalam *shaft hot gas*. Jenis mesin ini umumnya digunakan untuk menggerakkan helikopter, yakni menggerakkan rotor utama maupun rotor ekor (*tail rotor*)



Gambar 3.4. Turbo Shaft

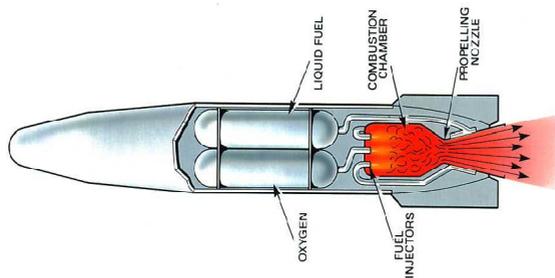
➤ **Ramjet**, merupakan suatu jenis mesin dimana campuran bahan bakar dan udara yang dipercikkan api akan terjadi suatu ledakan,

dan apabila ledakan tersebut terjadi secara kontinu maka akan menghasilkan suatu dorongan



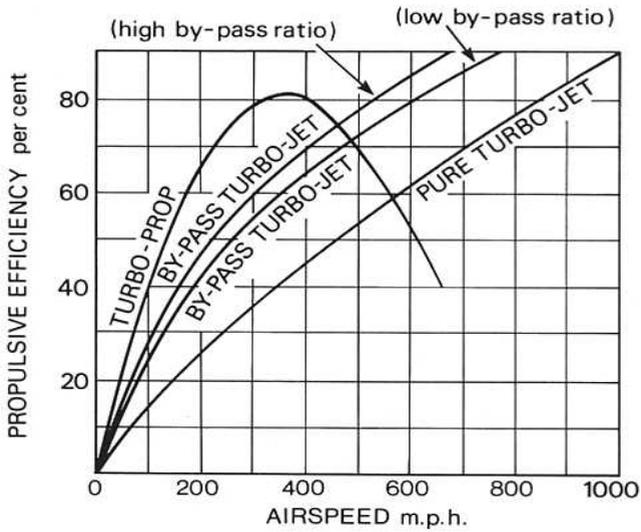
Gambar 3.5. Ramjet

➤ **Roket**, Suatu busur api gaya yang dihasilkan merupakan gaya reaksi yang disebabkan adanya gaya aksi berupa semburan gas hasil pembakaran liquid oksigen, campuran nitrogen dengan gasolin. Roket selain membawa bahan bakar juga membawa zat pembakarnya, jadi tidak tergantung pada persediaan udara.

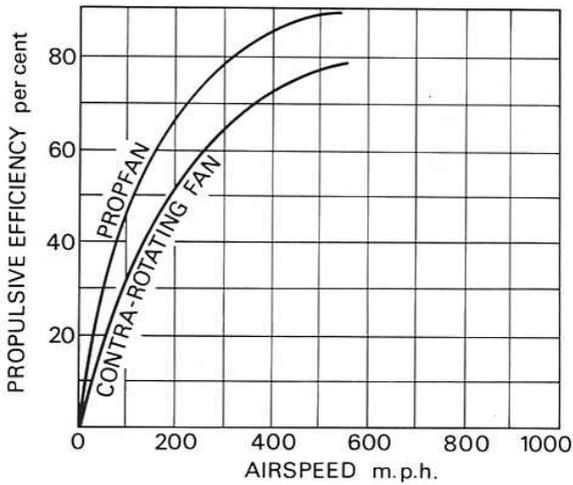


Gambar 3.6. Roket

3.3. Efisiensi Sistem Propulsi



Gambar 3.9. Grafik efisiensi sistem propulsi



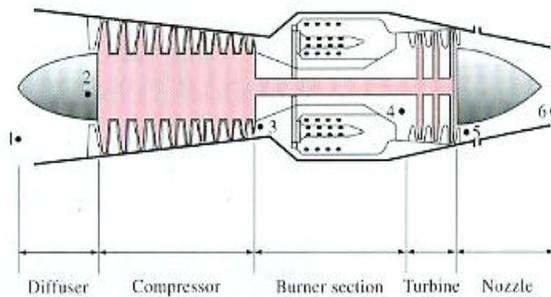
Gambar3.10. Grafik efisiensi sistem propulsi

Dari Grafik diatas dapat dijelaskan, untuk sistem *turbo jet baypas* baik rasio baypas tinggi maupun rasio baypas rendah, bahwa semakin besar kecepatan terbang pesawat atau semakin besar kecepatan udara berpengaruh terhadap semakin besarnya efisiensi sistem. Begitu juga untuk turbo jet murni yaitu semakin besar kecepatan udara berpengaruh terhadap semakin besarnya efisiensi sistem.

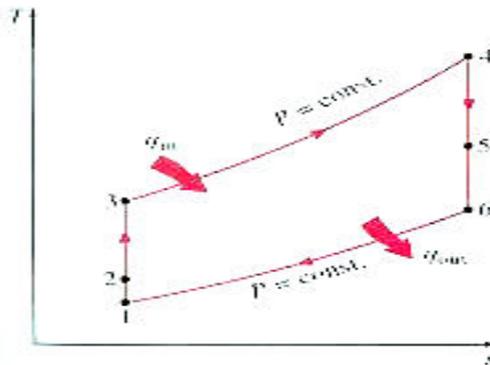
Turbprop mempunyai efisiensi yang sangat berbeda dibandingkan sistem turbojet, pada kecepatan terbang mendekati 400 mph efisiensi sistem cenderung mengalami penurunan yang sangat tajam. Jadi turbo prop mempunyai batas kerja maksimum yaitu dibawah 400 mph. Untuk prop fan dan contra rotasi fan memiliki batas operasi yaitu dibawah 600 mph. seperti gambar diatas.

BAB IV TURBO JET

4.1. Termodinamika Jet Propulsi



Gambar 3. 7. Sekema jet propulsi



Gambar 3.8. T S Diagram siklus termodinamika ideal jet propulsi

Keterangan :

1 – 2 : Proses penurunan kecepatan udara secara adiabatik dalam difuser.

2 – 3 : Proses kompresi adiabatik reversibel pada kompresor

3 – 4 : Proses pemasukan kalor secara isobaric dalam ruang bakar.

- 4 – 5 : Proses ekspansi secara adiabatik dalam turbin
- 5 – 6 : Proses ekspansi pada nosel secara adiabatik reversible
- 6 – 1 : Proses pembuangan gas hasil pembakaran secara isobarik.

Thrush (gaya dorong) berkembang dalam mesin turbojet adalah ketidaksetimbangan gaya yang disebabkan oleh perbedaan momentum dari udara kecepatan rendah memasuki mesin dengan kecepatan tinggi gas meninggalkan mesin. Yang dihitung dengan Hukum Newton Kedua. Tekanan sisi masuk dan keluar mesin adalah sama.

$$F = \left(\dot{m} \cdot V \right)_{exit} - \left(\dot{m} \cdot V \right)_{inlet} = \dot{m} (V_{exit} - V_{inlet}) \text{ (N)}$$

Dimana :

V_{exit} = Kecepatan gas keluar mesin

V_{inlet} = Kecepatan masuk udara = kecepatan pesawat

m = Laju aliran masa gas

laju aliran masa gas masuk berbeda dengan keluar

Daya Propulsi :

$$\dot{W}_p = (F) \cdot V_{aircraft} = \dot{m} (V_{exit} - V_{inlet}) \cdot V_{aircraft} \text{ (kW)}$$

Efisiensi Propulsi :

$$\eta_p = \frac{\text{Propulsive power}}{\text{Energy input}} = \frac{\dot{W}_p}{\dot{Q}_{in}}$$

Contoh Soal 4.1.

Sebuah mesin pesawat Turbojet dengan kecepatan 850 ft/s pada suatu ketinggian dengan tekanan udara 5 psia dan temperatur -40°F . Rasio tekanan kompresor sebesar 10, dan temperatur gas pada sisi masuk turbin adalah 2000°F . Laju udara masuk kompresor 100 lbm/s. Gunakan asumsi udara standar dingin.

Pergunakan asumsi udara standar.

$$C_p = 0,240 \text{ (Btu/lbm.R)},$$

$$k = 1,4.$$

Hitung :

- a. Temperatur dan tekanan gas pada sisi keluar turbin
- b. Kecepatan gas keluar nozel
- c. Efisiensi propulsi siklus.

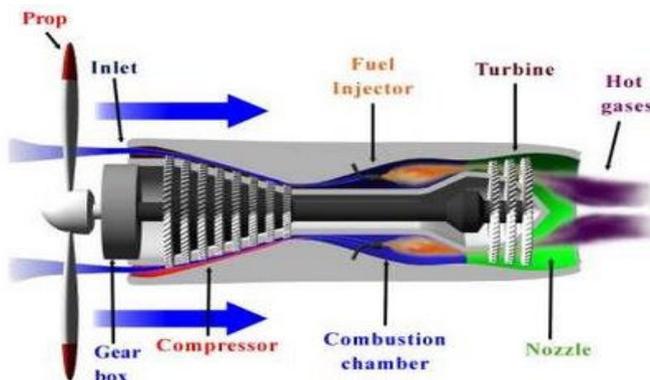
BAB V

TURBO PROP

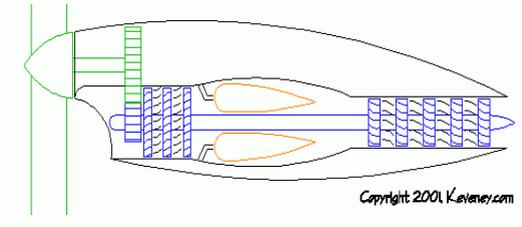
5.1. Dfinisi

Mesin *Turboprop* adalah mesin *turbojet* dengan turbin tambahan yang dirancang sedemikian rupa untuk menyerap semburan sisa bahan bakar yang sebelumnya menggerakkan kompresor. Pada prakteknya selalu ada sisa semburan gas dan sisa inilah yang dipakai untuk menggerakkan turbin yang dihubungkan ke *reduction gear*, biasanya terletak di bagian depan mesin memutar baling-baling.

Jenis *turbo prop* memiliki system tidak jauh berbeda dengan *turbo jet*, akan tetapi energy (*thrust*) dihasilkan oleh putaran propeller sebesar 85 %, dimana putaran propeller ini digerakkan oleh turbin yang menerima ekspansi energy dari hasil pembakaran, sisanya 15 % menjadi *exhaust jet thrust*.



Gambar 5.1. Skema *turbo prop*



Gambar 5.2. Skema *turboprop*

Keunggulan *Turboprop* :

- Lebih irit dalam penggunaan bahan bakar
- Kebisingan rendah
- Bisa menempuh jarak yang jauh

Kelemahan *Turboprop* :

- Tidak mampu terbang dengan kecepatan tinggi.
- Memerlukan ruangan yang lebih luas.

5.2. Aplikasi *Turboprop*

CN-235 adalah pesawat angkut jarak sedang dengan dua mesin *turbo-prop*.



Gambar 5.3. Pesawat CN-235

Pesawat ini dikembangkan bersama-sama antara CASA di Spanyol and IPTN sekarang PT Dirgantara Indonesia sebagai pesawat terbang regional dan angkut militer. Versi militer CN-235 termasuk patroli maritim, surveillance dan angkut pasukan.

Pesawat N-250 adalah pesawat regional turboprop rancangan asli IPTN sekarang PT. Dirgantara Indonesia (PT. DI), *Indonesian Aerospace*. Menggunakan kode N yang berarti Nusantara menunjukkan bahwa desain, produksi dan perhitungannya dikerjakan di Indonesia atau Nurtanio, yang merupakan pendiri dan perintis industri penerbangan di Indonesia. berbeda dengan pesawat sebelumnya seperti CN-235 dimana kode CN menunjukkan CASA-Nusantara atau CASA-Nurtanio, yang berarti pesawat itu dikerjakan secara patungan antara perusahaan CASA Spanyol dengan IPTN.



Gambar 5.4. Pesawat N-250

Hercules atau dikenal dengan istilah *Lockheed C-130 Hercules* memiliki 4 mesin turboprop. Pesawat ini masuk kategori pesawat angkut militer. Diproduksi oleh *Lockheed Martin Amerika*. Pesawat ini mulai diperkenalkan pada bulan Desember 1956. Pengguna utama pesawat ini adalah Angkatan Udara Amerika, Angkatan Laut Amerika dan *Royal Air Force*. Hingga tahun 2006, pesawat ini sudah diproduksi 2262 buah.

Pesawat Hercules pada awalnya hanya digunakan sebagai alat angkut militer dan evakuasi medis. Namun kemudian dikembangkan sebagai pesawat patroli maritim, mendukung penelitian, pencarian dan penyelamatan, pemadam kebakaran, serangan udara, pengisian bahan bakar di udara dan pengintaian.



Gambar 5.5. Hercules C-130A

Model C-130 Hercules yang pertama adalah C-130A dengan empat mesin turboprop Allison T56-A-11 atau 9, dengan empat bilah baling-baling propeler



Gambar 5.6. Hercules C-130B

Dikembangkan untuk melengkapinya model A sebelumnya dan beberapa feature baru, khususnya pada peningkatan kapasitas

bahan bakar dan sistem kelistrikan. C-130B bermesin Allison T-56A turboprop 4 buah. Panjang 29,8 meter, tinggi 11,66 meter, sayap 40,41 meter. Berat pesawat ini mencapai 34686 kg. Maksimum kecepatan maksimum 616 kilometer per jam.



Gambar 5.7. Hercules C-130B

C-130J merupakan pesawat terbaru yang dibuat oleh Lockheed Martin pada bulan Februari 1999. Menggunakan mesin Rolls-Royce AE 2100D3 turboprops (4x). Memiliki panjang 29,3 meter dan tinggi 11,84 meter. Lebar sayap 40,41 meter. Berat pesawat 69,750 kg. Kecepatan maksimal 417 mil per jam.

5.3. Siklus Thermodinamika Turboprop

Total Dorongan (*Thrus*) dari system turbo prop :

$$\text{Total Thrust} = \text{Nozzle Thrust} + \text{Propeller Thrust}$$

$$= \dot{m}_a (C_j - C_i) + \dot{m}_a C_i$$

$$= \dot{m}_a (\sqrt{2g\Delta h_{noz}\eta_{noz}} - C_i) + \dot{m}_a \eta_T \Delta h_T \eta_{tr}$$

$$= \dot{m}_a (\sqrt{2g\Delta h_{noz}\eta_{noz}} - C_i + \eta_T \Delta h_T \eta_{tr})$$

Dimana :

Δh_{noz} = Enthalpy Drop in the Nozzle

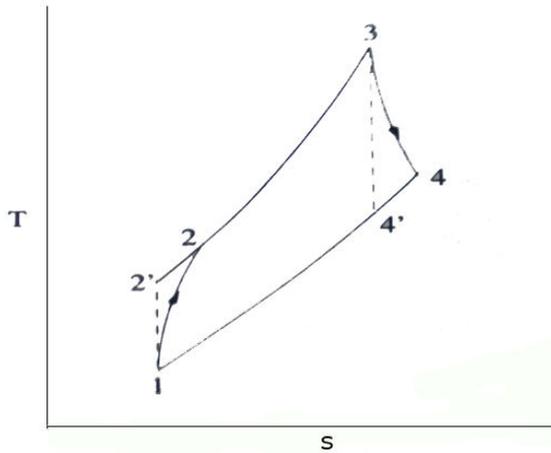
Δh_T = Enthalpy Drop in the Turbine

η_{tr} = Transmission efficiency of the propeller and gears

η_T = Turbine efficiency

η_{noz} = Nozzle efficiency

m_a = Mass flow rate in turbine



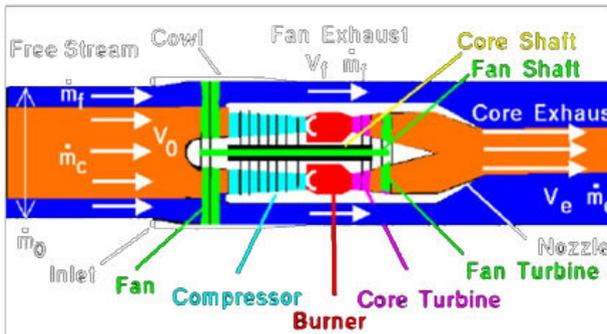
Gambar 5.8. Diagram T – S Turbo Prop

BAB VI

TURBO FAN

6.1. Definisi

Turbofan adalah salah satu jenis dari turbin gas yang merupakan penggabungan antara sebuah kipas internal dengan sebuah *turbojet* kecil di belakang. Jumlah buangan sisa pembakaran dari *turbofan* lebih rendah dibandingkan dengan *turbojet*. Hampir semua pesawat jet komersil saat ini menggunakan mesin *turbofan*.



Gambar 6.1. Skema sistem *Turbo Fan*

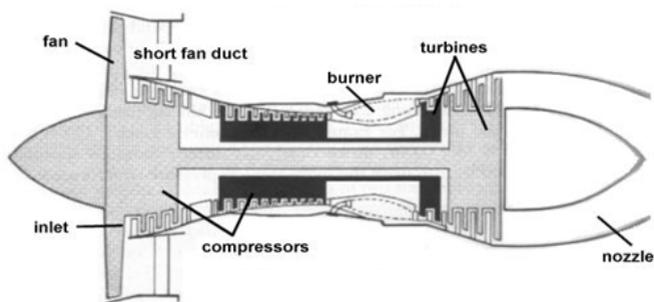
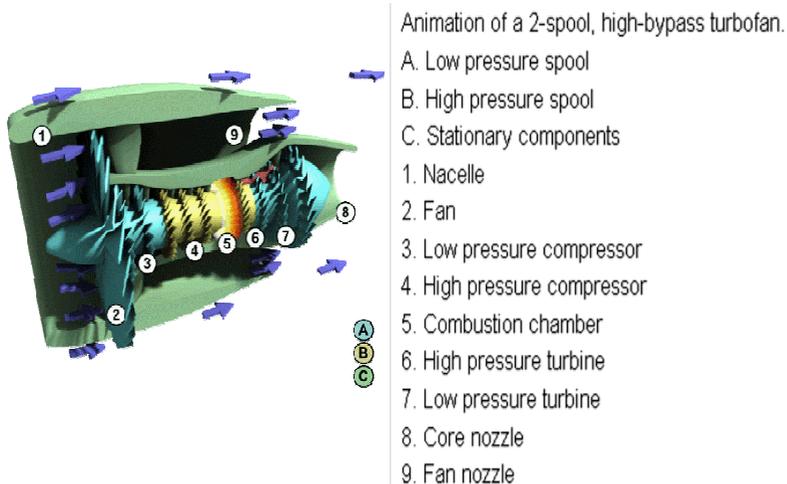
Pada tahun 1960-an *Low Bypass Turbofan* mulai diperkenalkan. Pada tahun 1967, NASA mengembangkan *Turbofan* dengan tingkat kebisingan yang lebih rendah (*Boeing 707 & DC 8, 15 PNdB*).

6.2. Klasifikasi *Turbo Fan*

6.2.1. *Ultra High Bypass Turbo Fan*

Ultra High Bypass Turbofan adalah *Turbofan* dengan *bypass ratio* 10 : 1 atau lebih. UHB *Turbofan* mulai digunakan untuk keperluan komersil mulai pada tahun 1960-an, berevolusi dari *Low*

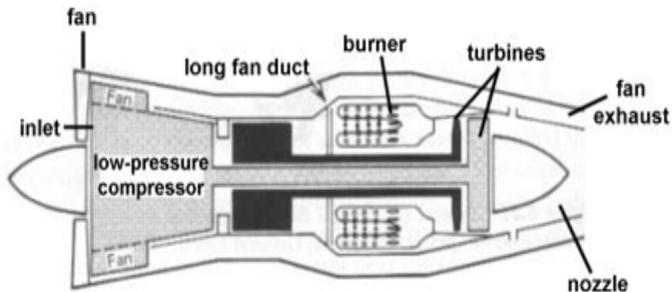
Bypass Turbofan. Tidak seperti mesin militer, pesawat komersil tidak dilengkapi dengan baling-baling *inlet stasioner* di depan rotor. Generator inti dari UHB harus menghasilkan power yang cukup untuk menggerakkan sudu pada aliran dan rasio tekanan yang tinggi. Pesawat yang menggunakan engine UHB. umumnya dapat terbang pada kecepatan tinggi (*Mach 0,83*).



Gambar 6.2. *Ultra High Bypass Turbofan*

6.2.2. Low Bypass Turbo Fan

Low Bypass Turbofan adalah *Turbofan* dengan *bypass ratio* di bawah 10 : 1. Perbedaan dengan *UHB Turbofan* adalah pada rasio *bypass* nya yang lebih kecil, dengan demikian dimensi dari *low bypass Turbofan* lebih kecil dibandingkan dengan *UHB Turbofan*. *Low bypass Turbofan* menggunakan *multi-blade* dan bekerja pada rasio tekanan yang relatif tinggi untuk menghasilkan daya dorong yang cukup. Aliran fluida yang masuk ke *combustion chamber* relatif kecil, sehingga temperatur fluida yang masuk rotor turbin harus dinaikkan untuk mencapai daya dorong yang cukup.



Gambar 6.3. *Low Bypass Turbo Fan*

6.3. Turbo Fan After Burning

Sejak tahun 1970-an mesin-mesin jet telah menggunakan *afterburner* di belakang rotor turbin. *Afterburning Turbofan* merupakan *Turbofan* yang dilengkapi dengan *afterburner* pada *downstream* dari sudu-sudu dan berhubungan langsung dengan nosel. Tujuan menambahkan *afterburner* adalah untuk meningkatkan temperatur fluida yang keluar dari *combustion chamber*. Dengan meningkatnya temperatur fluida tersebut, maka kecepatan dari gas buang tersebut akan bertambah.

Keunggulan *turbofan* dibandingkan *turboprop* adalah, Menurunkan pemakaian bahan bakar (*for given thrust*), Meningkatkan *thrust* untuk perlakuan aliran massa, Meningkatkan efisiensi propulsi, Tingkat kebisingan yang lebih rendah

6.4. Unjuk Kerja Turbo Fan

Unjuk kerja dari turbo fan dinyatakan kedalam parameter daya dorong (T) dan daya konsumsi bahan bakar spesifik daya dorong (TSFC).

Persamaan daya dorong dari *turbofan* adalah :

$$\frac{T}{m_a} = (1 + f)u_e + \beta u_{ef} - (1 + \beta)u_e$$

Persamaan konsumsi bahan bakar spesifik *turbofan* adalah :

$$TSFC = \frac{m_f}{T} = \frac{f}{(1 + f)u_e + \beta u_{ef} - (1 + \beta)u_e}$$

BAB VII

ROKET

7.1. Definisi

Roket merupakan peluru kendali atau pesawat terbang yang menghasilkan dorongan melalui reaksi pembakaran dari mesin roket. Dorongan ini terjadi karena reaksi cepat pembakaran atau ledakan dari satu atau lebih bahan bakar yang dibawa dalam roket

Roket merujuk kepada bahan peledak berpendorong tanpa alat pengendali. Roket ini bisa diluncurkan oleh pesawat penyerang darat (roket udara ke permukaan), ditembakkan dari permukaan (darat/laut) ke sasaran udara (darat ke udara), atau bisa ditembakkan dari permukaan (darat/laut) ke sasaran permukaan yang lain.



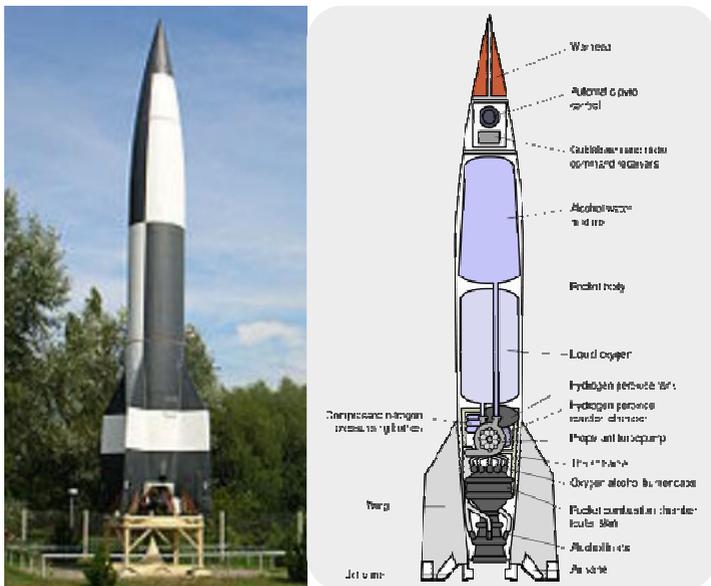
Gambar 8.1. Roket

7.2. Sejarah Roket

Dalam sejarah, Roket pertama dibuat oleh China sekitar 300 S.M., menggunakan *mesiu*. Pada mulanya digunakan untuk kepentingan hiburan atau keagamaan (untuk menghalau hantu setan), dengan bentuk petasan, tetapi kemudian digunakan dalam peperangan pada abad ke 11. Oleh karena dalam peluncuran roket tekanan yang diberikan pada dinding peluncur roket lemah,

penggunaan roket dalam peperangan mendahului penggunaan meriam, yang memerlukan teknologi logam yang lebih tinggi. Peranan roket dalam peperangan intens digunakan pada pihak Eropa ketika Kerajaan Usman. Selama beberapa abad roket tetap menjadi misteri di dunia Barat.

Roket modern bermula ketika **Robert Goddard** meletakkan corong de Laval pada kamar pembakaran mesin roket, menggandakan daya dorong dan meningkatkan keeffisen, membuka kemungkinan kepada perjalanan vertikal ke angkasa. Teknik ini kemudiannya digunakan pada roket V-2, dirancang oleh **Wernher Von Braun** yang menjadi pemain utama dalam memajukan roket modern. V2 digunakan secara luas oleh Adolf Hitler dalam fase akhir Perang Dunia II sebagai senjata teror kepada penduduk Inggris, setiap peluncuran yang berhasil menjulang tinggi ke angkasa menandai awal Zaman Angkasa.



Gambar 8.2. Roket V-2

Manfaat roket adalah Karena biaya yang dikeluarkan untuk pengembangan roket sangat besar, tentunya manfaat dari roket harus lebih besar dari biaya pembuatannya. Beberapa manfaat dari pembuatan roket adalah :

- Riset ruang angkasa
- Membawa satelit ke orbit
- Membawa pesawat ulang alik
- Persenjataan militer untuk mempertahankan diri ataupun menyerang musuh (missile atau peluru kendali)

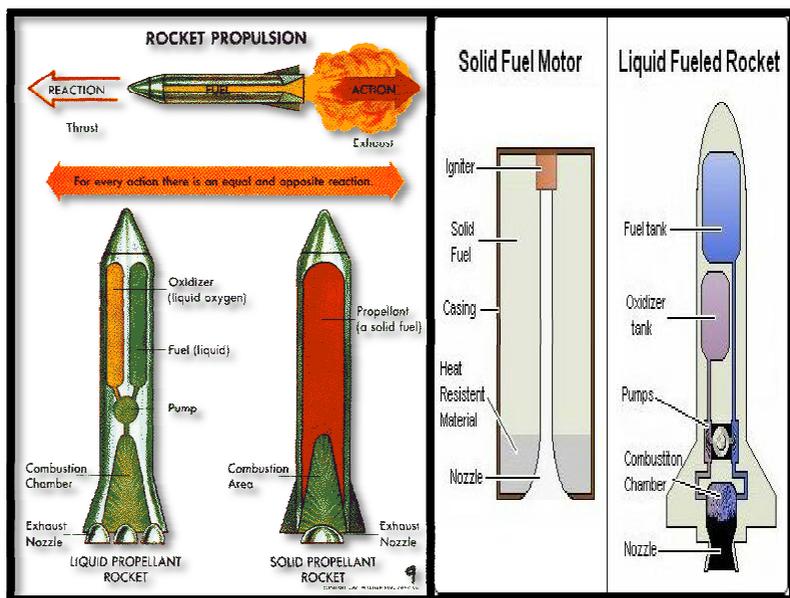
7.3. Prinsip Kerja Roket

Roket didorong oleh semburan gas yang dihasilkan oleh pembakaran, dan tidak tergantung pada energi eksternal. Mesin berisi propelan sendiri dan mendapatkan gerak maju oleh propulsi reaktif. Propulsi diperoleh oleh pembakaran, di mana energi ledakan akan mendorong ke arah berlawanan yang menyebabkan percepatan. Oksigen yang tersedia di atmosfer berfungsi sebagai oxidizer untuk bahan bakar. Gas pada temperatur yang sangat tinggi dihasilkan oleh pembakaran bahan bakar dalam ruang bakar. Gas-gas ini melewati sebuah nosel, dan energi panas diubah menjadi energi kinetik, yang menyebabkan percepatan.

Pada awal perkembangan roket, roket digerakan dari hasil pembakaran bahan bakar minyak gas dan oksigen cair, untuk menghasilkan gas panas yang meledak ke bawah dan mendorong roket ke atas. Untuk roket V-2 yang dikembangkan Hitler, menggunakan turbin uap untuk memompa alkohol dan oksigen cair ke dalam ruang bakar yang menghasilkan ledakan beruntun yang mendorong roket ke atas. Prinsip kerja roket merupakan penerapan dari Hukum Newton III dimana **setiap aksi akan menimbulkan**

reaksi. tentang gerak, dimana energi panas diubah menjadi energi gerak.

Prinsip kerja dari roket berbahan bakar cair dan padat sama, di mana hasil pembakaran menghasilkan gaya dorong ke atas. Kelebihan dari roket berbahan bakar padat mampu menyimpan bahan bakar dengan dengan jumlah besar untuk ruang penyimpanan yang sama, karena telah dipadatkan, sedangkan bahan bakar cair tidak bisa dimampatkan.

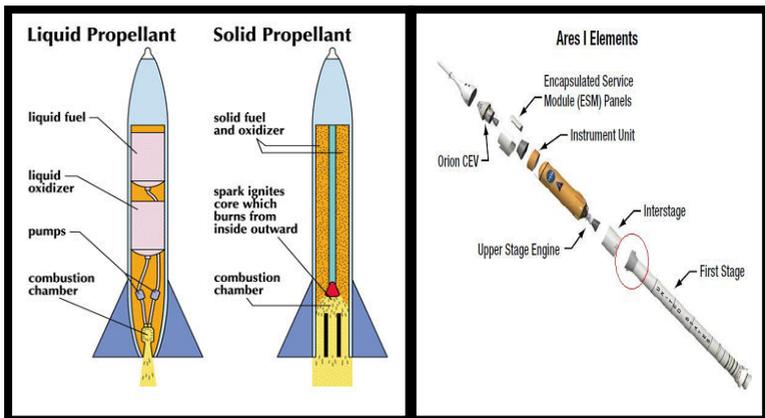


Gambar 8.3. Roket Propulsi

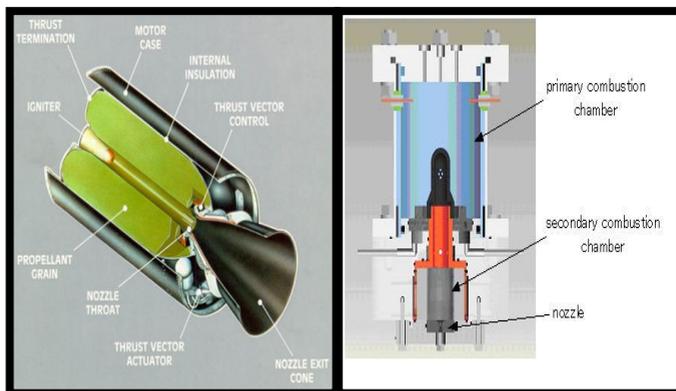
7.4. Bagian-Bagian Roket

Roket dirancang dengan bagian-bagian penting yang terdiri dari : tangki bahan bakar berisi hidrogen cair dan oksigen cair (fuel tank dan oxider tank), Pompa (pump), ruang pembakaran (combustion chamber), dan saluran pembuangan (nozdel).

Mula-mula oksigen cair dan hidrogen cair yang masing-masing tersimpan dalam tangki bahan bakar dipompa ke ruang pembakaran. Reaksi antar keduanya dalam ruang pembakaran akan menimbulkan gas panas yang disebarkan keluar melalui saluran yang terdapat pada ekor roket. Akibat semburan gas panas, roket bergerak ke arah yang berlawanan dengan arah semburan gas. Cara kerja roket berdasarkan hukum kekekalan momentum, yaitu jumlah momentum sebelum dan sesudah gas disebarkan adalah sama.



Gambar 8.4. Bagian – bagian roket



Gambar 8.5. Ruang Bakar Roket

7.5. Perbandingan

Perbandingan Roket dengan peluru kendali.

Dalam hal ini, roket dan peluru kendali dibedakan atas cara kendali. Peluru kendali pada umumnya dipandu sampai ke sasaran. Pemandu jalan bisa koordinat Bumi, radar, panas (infra-merah), atau laser. Dengan panduan ini, peluru berhulu ledak bisa sampai di sasaran setepat mungkin.

Sebaliknya, roket melulu mengandalkan gerak fisika horisontal. Arah dan sudut tembakan, sangat berpengaruh pada akurasi roket, sebagaimana arah angin. Serangan roket susah ditebak sasarannya karena sifat roket yang buta.

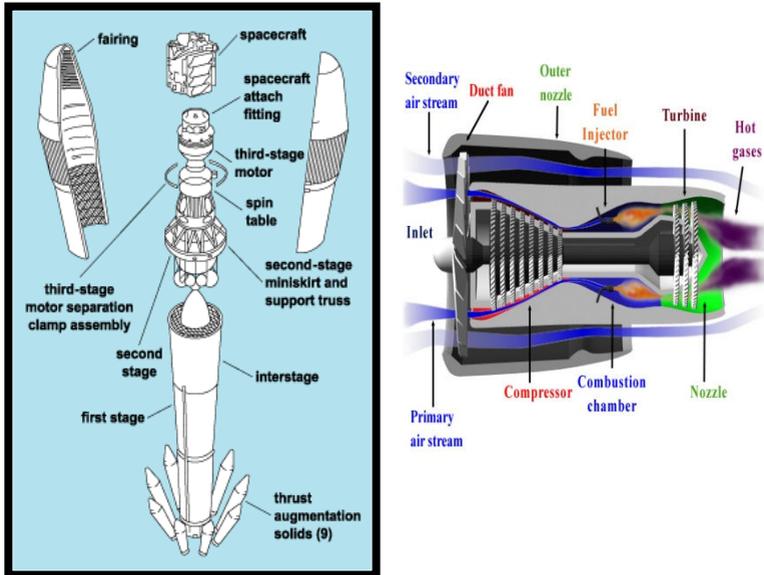


Gambar 8 6 Peluru kendali dan Roket

Perbandingan Roket dengan Mesin Jet.

Prinsip kerja mesin jet juga menggunakan hukum kekekalan momentum. Jadi mirip dengan prinsip kerja roket. Perbedaannya, pada roket bahan bakar oksigen cair berada dalam tangki roket,

sedangkan pada mesin jet, oksigen diambil dari udara di sekitarnya. Perbedaan itulah yang menjadi dasar utama mengapa roket dapat bekerja di antariksa sedangkan mesin jet hanya dapat bekerja di atmosfer (antariksa merupakan ruang hampa udara).



Gambar 8.7. Roket dengan Mesin Jet.