

ANALISIS PENINGKATAN EFISIENSI TURBOFAN DENGAN PEMBAKARAN TAMBAHAN PADA RUANG ANTAR TINGKAT TURBIN

Oleh : Suyitmadi

Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
sytmadi@yahoo.com

Abstract

Engine with high power to weight ratio is the crucial factors for aircraft propulsion today. As that result scientist and engineers have tried to improve engine efficiency, so that to make engine going to be smaller, lighter, less fuel consumption, but more powerfull. That engine is suitable for military combat aircrafts, also for long-range commercial transport aircraft. Lighter engine mean its capability to carry more payload for combat operation of military aircrafts, or can carry more fuel for long distance flight for transport commercial aircrafts. In this study has proposed solution of how to gain these goals, one of them is providing the additional combustion on the space between interstage turbines of the engine. The objective of this study is to measure the increasing engine efficiency by comparing turbofan engine with additional combustion chamber on interstage turbine and cleaned turbofan. Measuring engine efficiency is conducted by using design parameters such as flight Mach Number, compressor pressure ratio, fan pressure ratio, bypass ratio, and turbine inlet temperature, to gain engine performance parameter, such as specific thrust and thrust specific fuel consumption.

Keywords : turbofan with additional combustion chamber, specific thrust, thrust specific fuel consumption

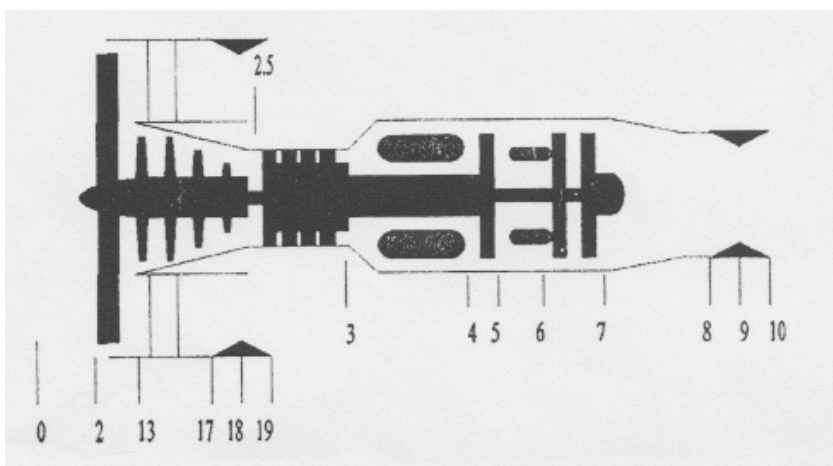
1. LATAR BELAKANG MASALAH

Permasalahan perancangan mesin konversi energi salah satunya adalah bagaimana memproduksi *engine* dengan efisiensi yang tinggi. Efisiensi *engine* diartikan sebagai rasio antara daya output *engine* terhadap energi masuk. Efisiensi tinggi pada *engine* propulsi pesawat terbang merupakan faktor esensial, karena akan menghasilkan rasio daya dorong terhadap berat (*power to weight ratio*) yang tinggi. Artinya untuk menghasilkan daya dorong yang besar, namun berat *engine* tetap dibuat relatif ringan. Dengan demikian pesawat terbang yang menggunakan *power to weight ratio* tinggi, akan mempunyai keleluasaan dalam penambahan beban pesawat terbang termasuk *fuel*, sesuai dengan kebutuhan dan konfigurasi pesawat terbang. Pada tulisan ilmiah ini akan dibahas tentang salah satu cara peningkatan efisiensi *engine* pesawat terbang jenis turbofan dengan cara menambahkan pembakaran pada ruang antara dua tingkat turbin. Ruang yang dimaksud adalah ruang antara turbin putaran tinggi atau *high pressure turbine (HPT)* dan turbin tekanan rendah atau *low pressure turbine (LPT)*. Peningkatan efisiensi *turbofan engine* yang menggunakan pembakaran tambahan, dengan cara dibandingkan dengan efisiensi *turbofan engine* konvensional (tanpa pembakaran tambahan). Perhitungan efisiensi yang dihasilkan oleh *turbofan engine* konvensional dan *turbofan engine* dengan pembakaran tambahan pada ruang antar tingkat turbin, dilakukan dengan perhitungan analisis termodinamika. Parameter yang digunakan sebagai bahan perhitungan didasarkan pada

parameter desain, sedangkan parameter kinerja *engine* yang dihitung adalah *thrust* spesifik dan pemakaian bahan bakar persatuan *thrust*.

2. LANDASAN TEORI

Engine turbofan adalah salah satu bentuk modifikasi turbojet, sebagai upaya untuk meningkatkan *thrust* dengan cara memperbesar massa udara yang masuk ke engine. Peningkatan massa udara dilakukan dengan penambahan *fan* dan *bypass duct*, disamping massa udara yang dibakar melalui *gas generator*. Peningkatan *thrust* dengan pembesaran massa udara yang masuk ke engine, lebih menguntungkan dibanding peningkatan *thrust* dengan meningkatkan akselerasi gas hasil pembakaran melalui *jet nozzle* seperti halnya yang dilakukan pada mesin jet. Keuntungan tersebut berupa pemakaian bahan bakar yang lebih ekonomis, serta tingkat kebisingan yang lebih rendah. Pada *engine turbofan* dikenal ada dua jenis gaya dorong, yaitu gaya dorong yang dihasilkan oleh gas generator disebut gaya dorong panas (*hot thrust*) dan gaya dorong yang dihasilkan oleh *momentum thrust* dari udara dingin yang disedot oleh *fan* dan diakselerasikan oleh *bypass nozzle* disebut *thrust* dingin (*cold thrust*). Gaya dorong total merupakan hasil penjumlahan antara *thrust* dingin dan *thrust* panas.



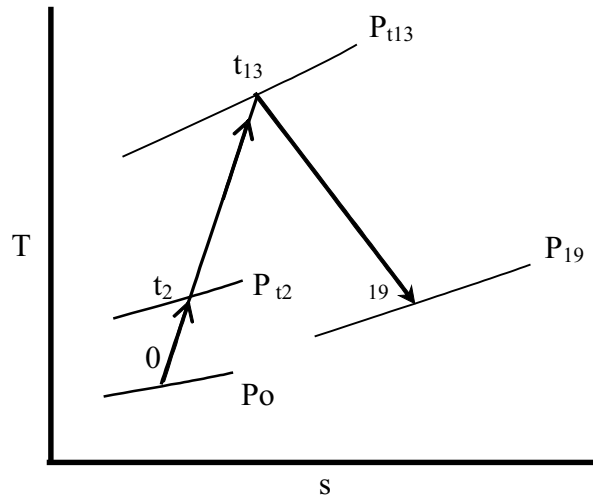
Gambar 1 : Turbofan dengan pembakaran tambahan

Engine turbofan dengan pembakaran tambahan (gambar 1), adalah sama dengan turbofan konvensional kecuali pemasangan ruang bakar antara *HPT* dan *LPT*. Putaran *fan* menyedot massa udara dan meningkatkan akselerasi melalui nosel, sehingga menghasilkan *thrust* dingin atau *fan thrust*. Massa udara yang melalui *gas generator* akan menghasilkan *hot thrust*. Namun ada perbedaan dengan turbofan konvensional, karena setelah sebagian energi panas gas dari hasil pembakaran dikonversi menjadi daya poros oleh *HPT*, maka dilakukan pembakaran kembali. Pembakaran kembali tersebut akan menghasilkan energi panas tambahan, sehingga *thrust* yang dihasilkan konversi energi tersebut menjadi lebih besar.

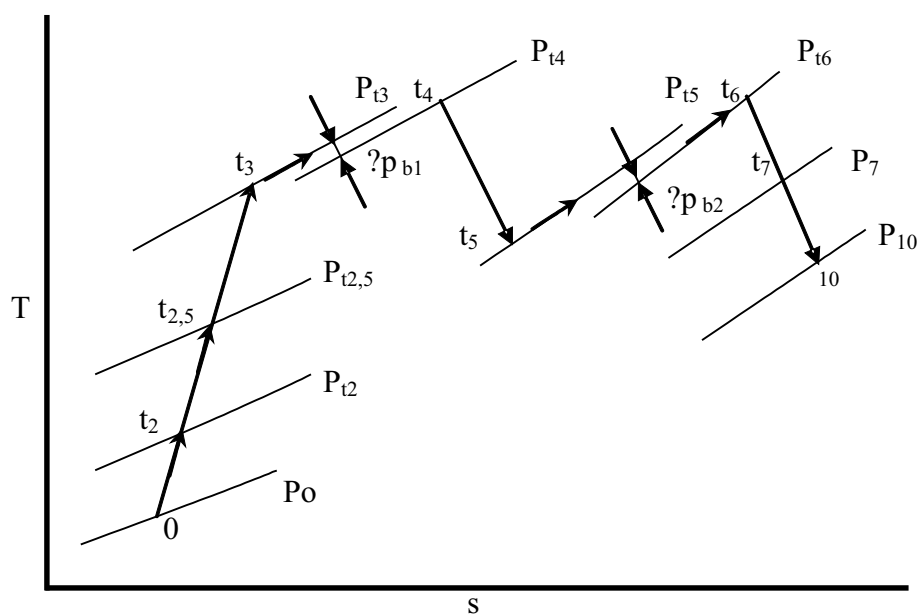
3. SIKLUS TERMODINAMIKA

Siklus termodinamika untuk turbofan dengan penambahan pembakaran pada ruang antar turbin dijelaskan sebagai berikut :

- a. *Thrust* Dingin :
- 1) Proses 0 – 2 kompresi di *inlet duct*
 - 2) Proses 2 -13 kompresi di *fan*
 - 3) Proses 13 – 19 ekspansi di nosel fan

Gambar 2 : Diagram T-s untuk aliran *thrust* dingin

- b. *Thrust* Panas :
- 1) Proses 0 – 2 kompresi di inlet duct
 - 2) Proses 2 – 2.5 kompresi di *LPC*
 - 3) Proses 2.5 – 3 kompresi *HPC*
 - 4) Proses 3 – 4 pembakaran di ruang bakar utama
 - 5) Proses 4 – 5 ekspansi di *HPT*
 - 6) Proses 5 - 6 pembakaran tambahan
 - 7) Proses 6 – 7 ekspansi di *LPT*
 - 8) Proses 7 – 10 ekspansi nosel

Gambar 3 : Diagram T-s untuk *hot thrust*

Thrust pada turbofan merupakan jumlah total antara *Fan Thrust* dan *Hot Thrust*.

a. Fan Thrust (F_f)

Thrust untuk engine tak terpasang :

$$F_f = \dot{m}(V_{19} - V_0) + (P_{19} - P_0)A_{19} \dots\dots\dots(1)$$

Persamaan (1) bisa diturunkan dengan menggunakan Angka Mach menjadi :

$$\frac{F_f}{m_f} = \frac{a_0}{1 + \alpha} \left[\frac{V_9}{a_0} - M_0 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 \right) \right] \dots\dots\dots(2).$$

Dan

$$F_f = a_0 \left(\frac{V_{19}}{a_0} - M_0 + \frac{T_{19}/T_0}{V_{19}/a_0} \frac{1 - P_0/P_{19}}{\gamma_c} \right) \dots\dots\dots(3)$$

$$\left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 = \frac{a_{19}^2 M_{19}^2}{a_0^2} = \frac{T_{19}}{T_0} M_{19}^2 \dots\dots\dots(4)$$

Dimana T_{19}/T_0 adalah rasio suhu ke luar fan (T_{19}) dengan suhu ambient (T_0)

$$M_{19} = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c - 1} \left[\left(\frac{P_{t19}}{P_{19}} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right]} \dots\dots\dots(5)$$

Dimana :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t19}/T_0}{T_{t19}/T_{19}} = \frac{T_{t19}/T_0}{\left(P_{t19}/P_{19} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}} \dots\dots\dots(6)$$

Rasio suhu (T_{t19}/T_0) dan rasio tekanan (P_{t19}/P_{19}) dapat dihitung dengan :

$$\frac{T_{19}}{T_0} = \frac{T_{t0}}{T_0} \frac{T_{t2}}{T_{t0}} \frac{T_{t13}}{T_{t2}} \frac{T_{t19}}{T_{t13}} = \tau_r \tau_d \tau_{fan} \tau_{fn} \dots\dots\dots(7)$$

$$\frac{P_{t19}}{P_{19}} = \frac{P_0}{P_{19}} \frac{P_{t0}}{P_0} \frac{P_{t2}}{P_{t0}} \frac{P_{t13}}{P_{t2}} \frac{P_{t19}}{P_{t13}} = \frac{P_0}{P_{19}} \pi_f \pi_d \pi_{fan} \pi_{fn} \dots\dots\dots(8)$$

Dimana pada keadaan *free stream* perbandingan total/static temperatur dan pressure dapat dib(τ_r and π_r) an :

$$\tau_r = \frac{T_{t0}}{T_0} = 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_0^2 \dots\dots\dots(9)$$

$$\pi_r = (\tau_r)^{\gamma/(\gamma - 1)} \dots\dots\dots(10)$$

b. Hot Thrust

Untuk *engine* tak terpasang :

$$F_c = \left(\dot{m}_{10} V_{10} - \dot{m}_0 V_0 \right) + (P_{10} - P_0) A_{10} \dots\dots\dots(11)$$

Persamaan (11) dengan menggunakan angka Mach dan kecepatan suara :

$$\frac{F_c}{\dot{m}_0} = a_0 \left(\frac{\dot{m}_{10}}{\dot{m}_c} \frac{V_{10}}{a_0} - M_0 \right) + \frac{A_{10} P_{10}}{\dot{m}_0} \left(1 - \frac{P_0}{P_{10}} \right) \dots\dots\dots(12)$$

Selanjutnya persamaan (12) bisa dinyatakan :

$$\frac{F_c}{\dot{m}_0} = a_0 \left[(1 + f) \frac{V_{10}}{a_0} - M_0 + (1 + f) \frac{R_t}{R_c} \left(\frac{T_{10}/T_0}{V_{10}/a_0} \right) \left(\frac{1 - P_0/P_{10}}{\gamma_c} \right) \right] \dots\dots\dots(13)$$

Dimana

$$f = f_b + f_{rbt} \dots\dots\dots(14)$$

$$f_b = \frac{\dot{m}_b}{\dot{m}_c} \dots\dots\dots(15)$$

$$f_{rbt} = \frac{\dot{m}_{rbt}}{\dot{m}_c} \dots\dots\dots(16)$$

Dari persamaan (13) perbandingan ke cepatan V_{10}/a_0 dapat dinyatakan dalam angka Mach lokal, sehingga :

$$\left(\frac{V_{10}}{a_0} \right)^2 = M_{10}^2 \left(\frac{\gamma_t}{\gamma_c} \right) \left(\frac{R_t}{R_c} \right) \left(\frac{T_{10}}{T_0} \right) \dots\dots\dots(17)$$

Dimana :

$$M_{10}^2 = \frac{2}{\gamma_t - 1} \left[\left(\frac{P_{t10}}{P_{10}} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t} - 1 \right] \dots\dots\dots(18)$$

$$\frac{T_{10}}{T_0} = \frac{T_{t10}/T_0}{T_{t10}/T_{10}} = \frac{T_{t10}/T_0}{\left(\frac{P_{t10}}{P_{10}} \right)^{(\gamma_t - 1)/\gamma_t}} \dots\dots\dots(19)$$

Rasio suhu dan tekanan total terhadap suhu dan tekanan statik dapat dihitung sebagai berikut :

$$\frac{T_{t10}}{T_0} = \tau_r \tau_d \tau_{lpc} \tau_{hpc} \tau_b \tau_{hpt} \tau_{itb} \tau_{lpt} \tau_n \dots\dots\dots(20)$$

$$\frac{P_{t10}}{P_0} = \frac{P_0}{P_{10}} \pi_r \pi_d \pi_{lpc} \pi_{hpc} \pi_b \pi_{hpt} \pi_{itb} \pi_{lpt} \pi_n \dots\dots\dots(21)$$

Dengan asumsi bahwa proses dalam inlet dan exhaust nozzle berlangsung isentropis, maka :

$$\tau_n = \tau_d = 1 \dots\dots\dots(22)$$

Selanjutnya harga π_d , π_b , π_{rbi} , π_n , dan π_{fn} adalah parameter masukan. Perbandingan tekanan kompresor (π_c) adalah hasil kali *HPC* dan *LPC*, yaitu :

$$\pi_c = \pi_{lpc} \pi_{hpc} \dots\dots\dots(23)$$

Dengan menggunakan persamaan energi aliran steady pada ruang bakar utama :

$$\dot{m}_c C_{pc} T_{t3} + \dot{m}_b \eta_b h_{PR-b} = \dot{m}_4 C_{pb} T_{t4} \dots\dots\dots(24)$$

Rasio entalpi total ke luar ruang bakar dengan entalpi ambient ($\tau_{\lambda-b}$), adalah :

$$\tau_{\lambda-b} = \frac{(C_p T_t)_{be}}{(C_p T_t)_{ambient}} \dots\dots\dots(25)$$

Selanjutnya rasio bahan bakar terhadap udara pada ruang bakar utama adalah :

$$f_b = \frac{\tau_r \tau_c - \tau_{\lambda-b}}{\tau_{\lambda-b} - \frac{\eta_b h_{PR-b}}{C_{pc} T_0}} \dots\dots\dots(26)$$

Selanjutnya analisis termodinamika pada ruang bakar tambahan, dengan menggunakan persamaan energi aliran yang steady, maka :

$$\dot{m}_4 C_{pb} T_{t5} + \dot{m}_{rbi} \eta_{rbi} h_{PR-rbi} = \dot{m}_6 C_{pt} T_{t6} \dots\dots\dots(27)$$

Jika perbandingan antara entalpi total dari keluaran ruang bakar tambahan dengan entalpi ambient adalah $\tau_{\lambda-rbt}$, maka :

$$\tau_{\lambda-rbt} = \frac{(C_p T_t)_{rbt, keluaran}}{(C_p T_t)_0_{ambient}} \dots\dots\dots(28)$$

Penyelesaian dari persamaan 28, menjadi :

$$f_{rbi} = \frac{\tau_r \tau_c \tau_b \tau_{hpt} - \frac{C_{pc}}{C_{pb}} \tau_{\lambda-rbt}}{\frac{C_{pc}}{C_{pb}} \tau_{\lambda-rbt} - \frac{\eta_{rbi} h_{PR-rbt}}{C_{pb} T_0}} (1 + f_b) \dots\dots\dots(29)$$

Persamaan energi untuk kompresor, turbin dan fan :

Low Pressure Compressor (LPC) :

$$W_{lpc} = \dot{m}_c C_{pc} (T_{t2.5} - T_{t2}) \dots\dots\dots(30)$$

High Pressure Compressor (HPC) :

$$\dot{W}_{hpc} = \dot{m}_c C_{pc} (T_{t3} - T_{t2.5}) \dots\dots\dots(31)$$

Low Pressure Turbine (LPT) :

$$\dot{W}_{lpt} = \dot{m}_6 C_{lpt} \eta_{m-lpt} (T_{t6} - T_{t7}) \dots\dots\dots(32)$$

High Pressure Turbine (HPT) :

$$\dot{W}_{hpt} = \dot{m}_4 C_{pb} \eta_{m-hpt} (T_{t4} - T_{t5}) \dots\dots\dots(33)$$

Fan :

$$\dot{W}_{fan} = \dot{m}_{fan} C_{pc} (T_{t13} - T_{t12}) \dots\dots\dots(34)$$

Untuk *engine* gas turbin dengan poros ganda, daya *HPT* diserap untuk memutar *HPC* dengan efisiensi mekanis η_{m-hpt} , sehingga :

$$\tau_{hpt} = 1 + \frac{1 - \tau_{hpc}}{(1 + f_b) \left(\frac{C_{pb}}{C_{pc}} \right) \tau_{hpc} \tau_b \eta_{m-hpt}} \dots\dots\dots(35)$$

Selanjutnya *LPC*, *LPT*, dan *fan* terhubung melalui poros lain, dengan daya *HPT* diserap untuk memutar *LPC* dan *fan* dengan efisiensi mekanis η_{m-lpt} , sehingga :

$$\tau_{lpt} = 1 + \frac{1 - \tau_{lpc} + \alpha (1 + \tau_{fan})}{(1 + f_b) \left(\frac{C_{pt}}{C_{pc}} \right) \left(\frac{T_{t6}}{T_{t2}} \right) \eta_{m-lpt}} \dots\dots\dots(36)$$

Parameter yang digunakan mengukur kinerja *engine turbofan* dalam hal ini adalah *specific thrust (ST)* dan *Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC)*.

$$ST = \left(\frac{F_c}{\dot{m}_c} \right) + \alpha \left(\frac{F_{fan}}{\dot{m}_{fan}} \right) \dots\dots\dots(37)$$

$$TSFC = \frac{f_b + f_{rft}}{ST} \dots\dots\dots(38)$$

Table 1 Masukan harga parameter yang bernilai tetap

Catatan	Masukan	Catatan	Masukan
Efisiensi Polotropik		Rasio Tekanan Total	
a. Fan e_{fan}	0.8961	a. Inlet $\pi_{d_{max}}$	0.99
b. LPC e_{lpc}	0.9036	b. Ruang Bakar Utama π_b	0.96
c. HPC e_{hpc}	0.9066	c. Ruang Bakar Tambahan π_{pb}	0.99
d. HPT e_{hpt}	0.9029	d. Nosel Panas π_n	3.2
e. LPT e_{lpt}	0.9174	e. Nosel Dingin π_{in}	1.3
Panas jenis		f. LPC π_{lpc}	3.2
a. C_{pc}	1.004	g. HPC π_{hpc}	12.5
b. C_{pb}	1.096	h. Fan π_{fan}	1.65
c. C_{pt}	1.089	i. CPR	40
Rasio Panas Jenis		Efisiensi Komponen	
a. γ_{pc}	1.399	a. Ruang Bakar Utama η_b	0.99
b. γ_{pb}	1.273	b. R. Bakar Tambahan η_{bb}	0.99
c. γ_{pt}	1.279		
Nilai kalor rendah	42798.4		
Suhu			
T_{t4}	1500K		
T_{t9}	1900K		

4. PERHITUNGAN DAN PEMBAHASAN

Perhitungan kinerja turbofan dengan ruang bakar tambahan dilakukan dengan menetapkan parameter yang berharga tetap, dan yang bersifat variabel. Parameter tetap disusun pada table 1, sedangkan yang bersifat variabel adalah Angka Mach dengan kisaran 0 s/d 3. Selanjutnya perhitungan efisiensi *engine* dengan membandingkan hasil perhitungan antara *engine* dengan *by-pass ratio (BPR)* 1 dan 6 untuk turbofan dan turbofan dengan ruang bakar tambahan.

Dari perhitungan efisiensi *engine* yang dinyatakan dalam *specific thrust (ST)* dan pemakaian bahan bakar spesifik persatuan *thrust (TSFC)*, diperoleh hasil yang tersusun pada tabel 2 dan 3, serta dinyatakan dalam kurva pada gambar 4 dan 5.

Tabel 2 : Hasil perhitungan ST versus M dengan RBT dan clean dengan $\alpha = 1$ dan 6

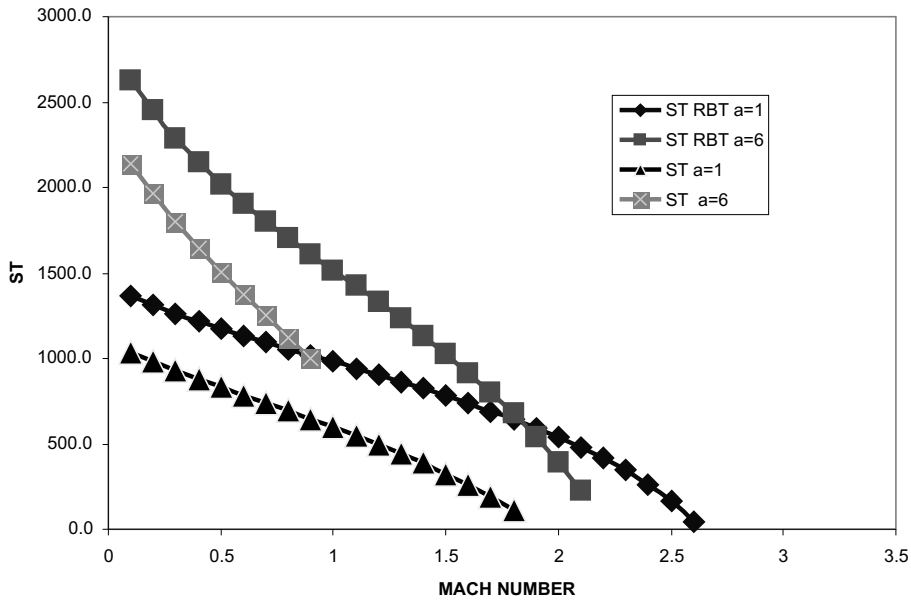
M	ST RBT $\alpha = 1$	ST RBT $\alpha = 6$	ST $\alpha = 1$	ST $\alpha = 6$	fb	f rbt	Fb+frbt	f tanpa RBT
0.1	1364.7	2625.0	1036.59	2143.29	0.0233	0.0211	0.0444	0.0233
0.2	1311.7	2448.1	982.01	1962.51	0.0232	0.0212	0.0443	0.0232
0.3	1262.4	2289.6	930.05	1797.39	0.0230	0.0213	0.0442	0.0230
0.4	1216.4	2147.8	880.37	1646.06	0.0228	0.0214	0.0441	0.0228
0.5	1173.2	2020.5	832.49	1506.09	0.0224	0.0216	0.0440	0.0224
0.6	1132.4	1905.4	785.86	1374.60	0.0221	0.0218	0.0439	0.0221
0.7	1093.3	1799.9	739.92	1248.39	0.0216	0.0221	0.0437	0.0216
0.8	1055.3	1701.4	694.08	1123.99	0.0211	0.0224	0.0435	0.0211
0.9	1018.1	1607.7	647.78	997.68	0.0205	0.0227	0.0432	0.0205
1	981.0	1516.5	600.49	0.00	0.0199	0.0231	0.0430	0.0199
1.1	942.9	1423.3	550.93	0.00	0.0192	0.0235	0.0427	0.0192

1.2	903.9	1328.3	499.05	0.00	0.0184	0.0240	0.0424	0.0184
1.3	863.9	1230.9	444.60	0.00	0.0175	0.0245	0.0420	0.0175
1.4	822.8	1130.2	387.10	0.00	0.0166	0.0250	0.0416	0.0166
1.5	780.3	1025.3	325.98	0.00	0.0156	0.0256	0.0412	0.0156
1.6	736.1	915.2	260.45	0.00	0.0146	0.0262	0.0408	0.0146
1.7	690.1	798.7	189.46	0.00	0.0135	0.0269	0.0404	0.0135
1.8	641.9	674.3	111.43	0.00	0.0123	0.0276	0.0399	0.0123
1.9	591.1	539.9	0.00	0.00	0.0110	0.0283	0.0393	0.0110
2	537.1	392.6	0.00	0.00	0.0097	0.0291	0.0388	0.0097
2.1	478.9	228.0	0.00	0.00	0.0083	0.0300	0.0382	0.0083
2.2	415.4	0.0	0.00	0.00	0.0068	0.0308	0.0376	0.0068
2.3	344.5	0.0	0.00	0.00	0.0053	0.0317	0.0370	0.0053
2.4	263.3	0.0	0.00	0.00	0.0037	0.0327	0.0364	0.0037
2.5	166.7	0.0	0.00	0.00	0.0020	0.0337	0.0357	0.0020
2.6	46.7	0.0	0.00	0.00	0.0003	0.0347	0.0350	0.0003
2.7	0.0	0.0	0.00	0.00	0.0000	0.0000	0.0000	0.0000

a. Thrust spesifik

Beberapa catatan dari hasil perhitungan ST pada $BPR = 1$ dan $BPR = 6$ untuk turbofan dengan penambahan ruang bakar dibanding dengan ST pada turbofan konvensional, sebagai berikut :

- 1) Pada $BPR = 1$, ST lebih rendah dari pada $BPR = 6$ karena penambahan BPR akan meningkatkan *thrust*.
- 2) Pada turbofan dengan ruang bakar tambahan, ST lebih besar dibanding dengan turbofan konvensional, karena terjadi peningkatan entalpi pada nosel.
- 3) Terjadi penurunan ST pada setiap peningkatan kecepatan (Angka Mach bertambah), karena dengan peningkatan kecepatan akan menurunkan momentum *thrust*.
- 4) Pada turbofan dengan ruang bakar tambahan, akan meningkatkan daerah operasi kecepatan karena akselerasi gas pada nosel lebih tinggi sehingga pengaruh peningkatan kecepatan pesawat lebih kecil dibanding turbofan konvensional.



Gambar 4 : Kurva TSFC versus Mach Number untuk turbofan konvensional dan turbofan dengan pembakaran tambahan dengan $\alpha = 1$ dan $\alpha = 6$

a. Thrust Specific Fuel Consumption (TSFC)

Peningkatan TSFC pada turbofan dengan ruang bakar tambahan di banding dengan turbofan konvensional relati f kecil, karena peningkatan *fuel air ratio* yang relati f kecil dibandingkan dengan besarnya ST.

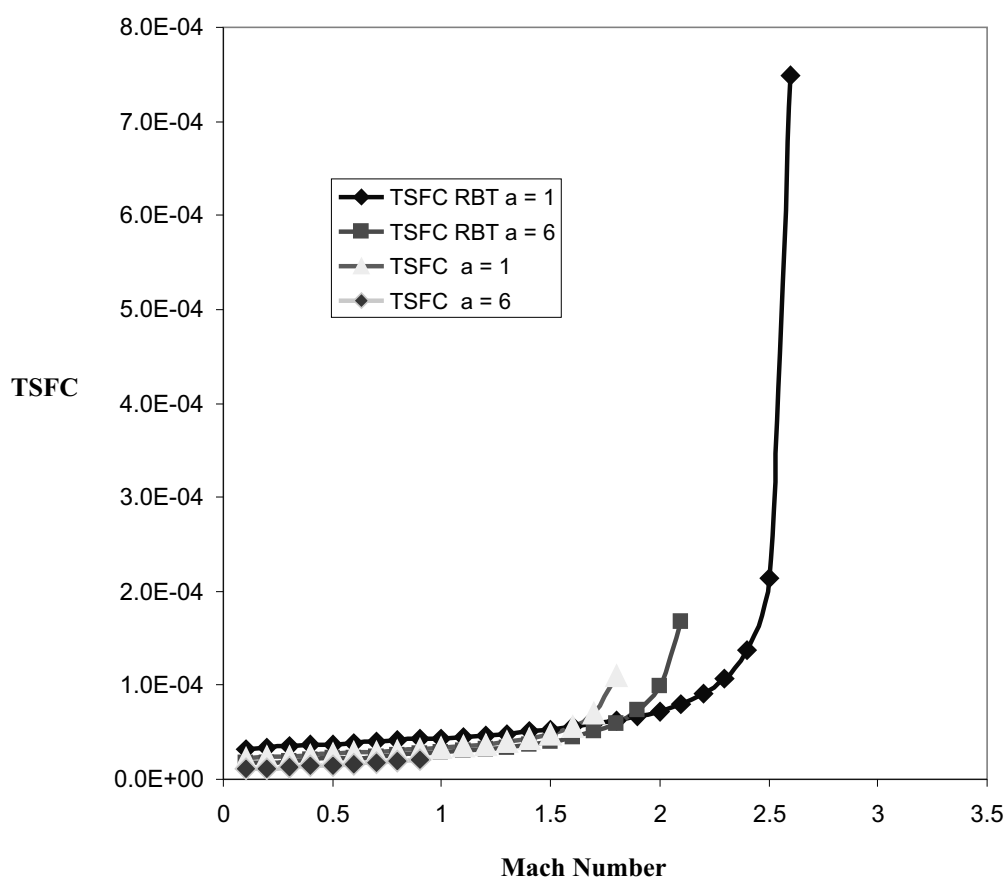
Tabel 3 : Hasil perhitungan TSFC versus M dengan RBT dan clean dengan $\alpha = 1$ dan 6

M	TSFC RBT $\alpha = 1$	TSFC RBT $\alpha = 6$	TSFC $\alpha = 1$	TSFC $\alpha = 6$
0.1	3.250E-05	1.690E-05	2.244E-05	1.085E-05
0.2	3.378E-05	1.810E-05	2.359E-05	1.180E-05
0.3	3.505E-05	1.932E-05	2.472E-05	1.279E-05
0.4	3.629E-05	2.055E-05	2.584E-05	1.382E-05
0.5	3.752E-05	2.179E-05	2.696E-05	1.490E-05
0.6	3.874E-05	2.302E-05	2.809E-05	1.606E-05
0.7	3.996E-05	2.427E-05	2.923E-05	1.733E-05
0.8	4.120E-05	2.556E-05	3.043E-05	1.879E-05
0.9	4.248E-05	2.690E-05	3.171E-05	2.059E-05
1	4.381E-05	2.834E-05	3.313E-05	0
1.1	4.527E-05	2.999E-05	3.481E-05	0
1.2	4.687E-05	3.190E-05	3.686E-05	0
1.3	4.864E-05	3.414E-05	3.946E-05	0
1.4	5.061E-05	3.685E-05	4.294E-05	0
1.5	5.286E-05	4.022E-05	4.796E-05	0
1.6	5.544E-05	4.459E-05	5.598E-05	0
1.7	5.847E-05	5.052E-05	7.102E-05	0

1.8	6.210E-05	5.912E-05	1.101E-04	0
1.9	6.657E-05	7.288E-05	0	0
2	7.226E-05	9.883E-05	0	0
2.1	7.984E-05	1.677E-04	0	0
2.2	9.061E-05	0	0	0
2.3	1.074E-04	0	0	0
2.4	1.381E-04	0	0	0
2.5	2.140E-04	0	0	0
2.6	7.494E-04	0	0	0
2.7	0	0	0	0

5. KESIMPULAN

Berdasarkan analisis termodinamika bahwa turbopan dengan ruang bakar tambahan menunjukkan peningkatan efisiensi. Peningkatan yang dimaksud adalah *thrust* spesifik (ST) dan pemakaian bahan bakar spesifik (TSFC). Untuk ST terjadi peningkatan secara signifikan, sedangkan peningkatan TSFC relatif kecil. Penelitian ini hanya didasarkan pada analisis termodinamik, dengan menggunakan parameter perancangan yang berifat tetap antara lain parameter *engine* dan lingkungan. Selain itu tidak dipertimbangkan dampak dari pemasangan ruang bakar tambahan yang berakibat pada penambahan berat atau faktor teknis yang lain. Penelitian akan lebih akurat jika dilakukan dengan kondisi yang mendekati aktual melalui uji coba pada fasilitas *engine tester*.



Gambar 5 : Kurva TSFC versus Angka Mach untuk turbopan konvensional dengan turbopan dengan ruang bakar tambahan pada $\alpha = 1$ dan $\alpha = 6$

Daftar Notasi :

C_p	= panas jenis tekanan konstan
e	= efisiensi politropis
F	= <i>thrust</i>
F	= <i>fuel air ratio</i>
h_{PR}	= nilai kalor rendah
M	= angka Mach
\dot{m}	= laju aliran massa
P	= tekanan
P_t	= tekanan stagnasi
R	= konstanta gas
T	= suhu absolut
T_t	= suhu stagnasi
V	= kecepatan absolut
\dot{W}	= daya
α	= by-pass ratio
γ	= rasio panas jenis
η_m	= efisiensi mekanis
π	= rasio tekanan stagnasi
π_r	= rasio tekanan stagnasi dengan tekanan statik akibat pengaruh ram
τ	= rasio suhu stagnasi
τ_r	= rasio suhu stagnasi dengan suhu statik akibat pengaruh ram
τ_λ	= rasio entalpi stagnasi dengan entalpi ambient

Daftar Index :

b	= ruang bakar utama atau properti gas hasil pembakaran
c	= properti udara atau <i>engine core</i>
d	= diffuser
f	= bahan bakar atau fan
fn	= nosel pada fan
hpc	= kompresor tekanan tinggi
lpc	= kompresor tekanan rendah
hpt	= turbin tekanan tinggi
lpt	= turbin tekanan rendah
0	= inlet
r_{bt}	= ruang bakar tambahan
n	= nosel
r	= ram

Referensi

Mattingly, J.D., Elements of Gas Turbine Propulsion, McGraw Hill New York 1996
 Cohen H., Gas Turbine *Engine* Theory, Prentice Hall, 2001