

THE EFFECT OF BLEED WATER ON JT8D-15 ENGINE PERFORMANCE IN CRUISING CONDITION

Primadika Kampil
Progam Studi Teknik Dirgantara
Sekolah Tinggi Teknologi Adisutjipto
Jl. Janti Blok R Lanund Adisutjipto Yogyakarta
primadikakampil@gmail.com

ABSTRACT

Bleed air is an affected component of the performances engine. Bleed air is pressurized air taken from the compressor. On cruising condition, the bleed air is used for pressurization and AC (Air Conditioner). Because the decrease percentage of the pressure on the compressor, it will influence the value of other parameters. In this journal, the author discusses the effect of bleed air on JT8D-15 engine performance in cruising condition. The method used in this journal is Parametric Cycle Analysis of Real Engine through manual and numerical calculation methods. This research analyzed the performance of engine JT8D-15 within bleed air on and bleed air off condition which had been affected by variations of cruising altitude. The results of calculations from JT8D-15 engine performance and the effect of bleed air for thrust are higher when the aircraft's altitude rises, both in the bleed off and on condition. The values are at the altitude of 27000 ft, 31000 ft and 35000 ft when bleed on are 10638,668 lb, 10954,356 lb, 11266,251 lb, otherwise when bleed off are 10964,851 lb, 11278,715 lb, 11588,257 lb. SFC (specific fuel consumption) on bleed off has a lower value than the SFC value of bleed on.

Keyword: JT8D-15, Bleed air, Parametric Cycle Analysis, Cruising, Thrust, SFC, TSFC.

1. Latar Belakang

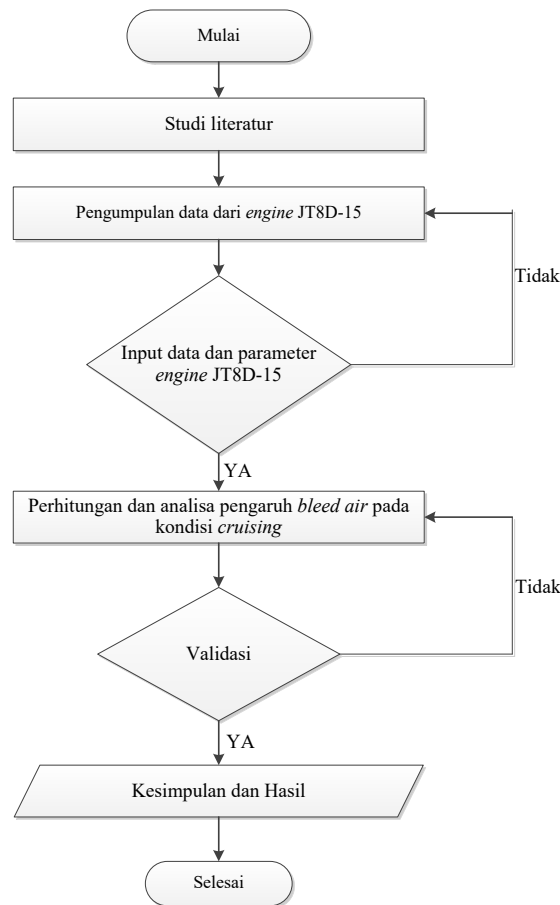
Pesawat terbang merupakan salah satu alat transportasi udara baik sebagai pengangkut penumpang ataupun barang. Biaya yang dikeluarkan untuk mengoperasikan pesawat terbang masih relatif mahal bila dibandingkan transportasi darat dan laut. Namun dengan menggunakan transportasi udara sangat menghemat waktu, sehingga bagi masyarakat yang membutuhkan waktu yang cepat pesawat terbang adalah pilihan yang cocok. Salah satu komponen yang sangat penting didalam sebuah pesawat adalah *engine*. Kondisi sebuah *engine* pada awal pengoperasian tentunya dalam kondisi yang paling baik [1]. Dengan bertambahnya umur pengoperasian, kondisi *engine* tersebut akan menurun.

Engine pesawat terbang memegang peran penting dalam pelaksanaan operasi penerbangan suatu maskapai. Atas hal tersebut *airline* mempunyai pertimbangan dalam menggunakan salah satu produk *engine* untuk pesawat udaranya. Salah satu faktor yang menjadi pertimbangan adalah performa yang dimiliki oleh *engine*. Maka dalam hal ini operator harus memilih *engine* yang tepat agar nantinya *engine* yang dipilih sesuai dan mempunyai performa yang handal untuk kebutuhan operasional yang diinginkan. Untuk mengetahui performa *engine* dapat dilakukan dengan beberapa cara yakni diantaranya adalah melalui studi perhitungan secara teoritis termodinamika atau siklus parametrik, dapat juga dilakukan uji coba operasional di laboratorium dengan melakukan *test cell* dan juga uji coba langsung di pesawat terbang atau disebut *run up*[2].

Dari beberapa komponen pada *engine* JT8D-15 salah satu komponen yang sangat berpengaruh pada performa adalah *bleed air*. *Bleed air* adalah udara yang bertekanan yang diambil sebagian dari compressor yang digunakan untuk pressurization. AC dan lain-lain. Pada kondisi *cruising* *bleed air* digunakan untuk keperluan pressurization dan AC (Air Conditioner). Berkurangnya nilai tekanan pada compressor, maka akan dapat mempengaruhi nilai parameter yang lain.

Penelitian ini mencoba untuk mengetahui pengaruh *bleed air* pada performa *engine* JT8D-15 kemudian melihat nilai hasil perhitungan pada kondisi *cruising* dengan inputan variasi ketinggian yang berbeda [4].

2. Metodologi Penelitian



Gambar 1. Alur proses penelitian

Proses pelaksanaan penelitian ini sebagaimana diilustrasikan pada Gambar 1. Penjelasan mengenai flowchart penelitian adalah sebagai berikut: a) studi literatur dari daftar pustaka untuk memperoleh metode dalam perhitungan performa *engine*; b) pengumpulan data yakni proses melakukan pengumpulan data-data yang dibutuhkan untuk dilakukannya analisa; c) setelah data terkumpul maka dilakukan *input* data untuk keperluan perhitungan; d) kemudian memeriksa kelengkapan data sesuai parameter yang dibutuhkan untuk perhitungan, jika lengkap akan dilanjutkan ke perhitungan namun jika tidak kembali ke pengumpulan data; e) melakukan perhitungan dan analisa pengaruh *bleed air* pada kondisi *cruising*; f) kemudian memeriksa atau memvalidasi hasil perhitungan dengan *software* PARA, jika sesuai akan dilanjutkan jika tidak akan kembali ke perhitungan; g) kesimpulan dan saran yakni mengambil suatu garis besar yang penting hasil dari tujuan penelitian yang didapat.

3. Hasil dan Pembahasan

Perhitungan pada kondisi *cruising* dilakukan menggunakan *parametric cycle analysis real engine* [2][3], dimana parameter yang akan berubah sesuai dengan ketinggian terbangnya yaitu *temperature ambient* (suhu udara lingkungan) dan *pressure ambient* (tekanan udara lingkungan), dengan acuan yang ditetapkan ISA (*International Standart Atmosfer*). Pada tugas akhir ini kondisi *cruising* diberikan variasi nilai ketinggian sebagai berikut 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

3.1 Perhitungan perbandingan *Thrust* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

Berdasarkan referensi buku Jack D. Mattingly, perhitungan dari nilai *thrust* adalah sebagai berikut:

- a. Nilai *thrust* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*:

$$\begin{aligned} F &= \dot{m}_0 \times \frac{F}{\dot{m}_0} \\ &= 315 \times 33,7736 \\ &= 10.638,668 \text{ lbf} \end{aligned}$$

- b. Nilai *thrust* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed off*:

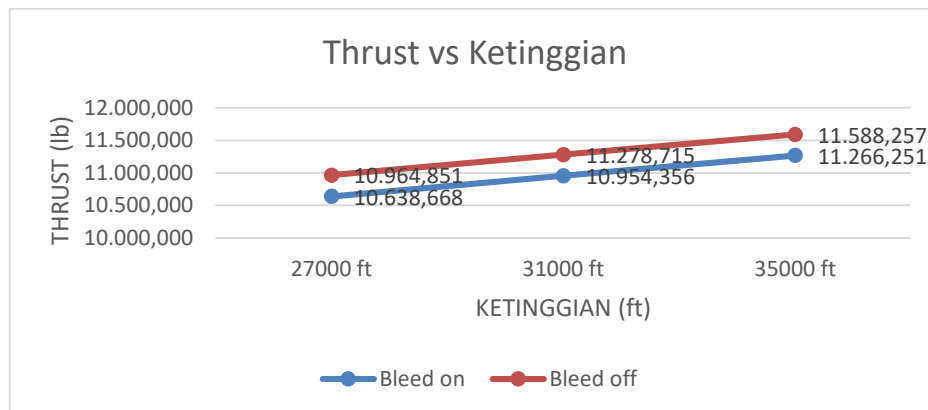
$$\begin{aligned} F &= \dot{m}_0 \times \frac{F}{\dot{m}_0} \\ &= 315 \times 34,8091 \\ &= 10.964,851 \text{ lbf} \end{aligned}$$

Keterangan: $F = \text{thrust}$

$\dot{m}_0 = \text{mass flow rate engine}$

$\frac{F}{\dot{m}_0} = \text{spesifik thrust}$

Perbandingan *thrust* saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft dapat dilihat pada gambar



Gambar 2. Grafik Perbandingan *Thrust* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 2 perbandingan *thrust* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *thrust* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih besar dari pada nilai *thrust* dari *bleed on*, karena di performa *engine* nilai *thrust* akan semakin kecil jika ketinggian bertambah. Namun dalam hal ini nilai *thrust* semakin naik karena saat *bleed off* semua udara digunakan untuk kinerja *engine*, namun jika *bleed on* maka udara digunakan sebagian untuk *pressurization* dalam cabin pesawat. *Thrust* dari

engine yang digunakan pada saat terbang dimana *thrust* sama dengan *drag*, dan akselerasi terbang dimana *thrust* lebih besar dari pada *drag*. Dan semakin tinggi ketinggian terbang pesawat, semakin kecil *thrust* yang dihasilkan. Dari kondisi *bleed on* dan *bleed off* yang lebih bagus yaitu saat *bleed off*, dikarenakan nilai *thrust* lebih besar dari nilai *thrust bleed on*.

3.2 Perhitungan perbandingan SFC saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

- a. Nilai SFC pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*:

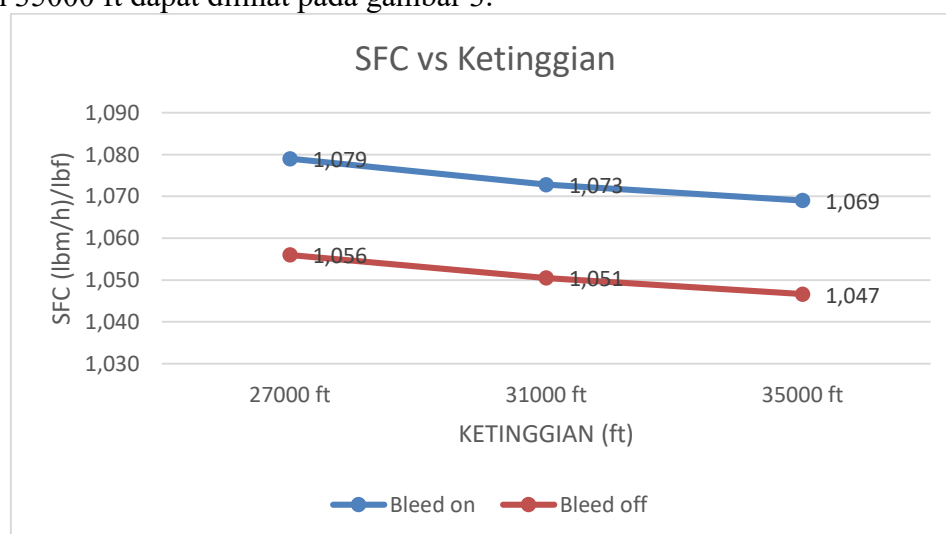
$$\begin{aligned} SFC &= \frac{f \cdot 3600}{(1 + \alpha) \left(\frac{F}{\dot{m}_0} \right)} \\ &= \frac{0,0202 \times 3.600}{(1 + 1) \times (33,7736)} \\ &= 1,079 \text{ (lbm/h)/lbf} \end{aligned}$$

- b. Nilai SFC pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*:

$$\begin{aligned} SFC &= \frac{f \cdot 3600}{(1 + \alpha) \left(\frac{F}{\dot{m}_0} \right)} \\ &= \frac{0,0204 \times 3.600}{(1 + 1) \times (34,8091)} \\ &= 1,056 \text{ (lbm/h)/lbf} \end{aligned}$$

Keterangan: SFC = specific fuel consumption
 f = rasio bahan bakar dengan udara
 α = by pass ratio
 $\frac{F}{\dot{m}_0}$ = specific thrust

Perbandingan SFC saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft dapat dilihat pada gambar 3.



Gambar 3 Grafik perbandingan SFC saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 3 perbandingan *SFC* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *SFC* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih kecil dari pada nilai *SFC* dari *Bleed On*, karena pada saat *bleed air off* pemakaian *fuel* lebih sedikit dan lebih hemat, juga di performa *engine* nilai jika *SFC* semakin kecil akan semakin baik. Dari kondisi *bleed on* dan *bleed off* yang lebih bagus yaitu saat *bleed off*, dikarenakan nilai *SFC bleed off* memiliki nilai lebih rendah dibandingkan *bleed on*.

3.3 Perhitungan perbandingan Efisiensi Thermal saat Bleed On dan Bleed Off pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

a. Nilai *efisiensi thermal* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*:

$$\begin{aligned}\eta_T &= \frac{\alpha_0^2 \left[(1+f) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1+\alpha) M_0^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} \\ &= \frac{(1.008,8145)^2 \times [(1+0,0202) \times (2,6707)^2 + 1 \times (0,868)^2 - (1+1) \times (0,8)^2]}{2 \times 32,174 \times 0,0202 \times 18.400 \times 778,16} \\ &= 0,3683 \text{ atau } 36,83\%\end{aligned}$$

b. Nilai *efisiensi thermal* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed off*

$$\begin{aligned}\eta_T &= \frac{\alpha_0^2 \left[(1+f) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1+\alpha) M_0^2 \right]}{2g_c f h_{PR}} \\ &= \frac{(1.008,8145)^2 \times [(1+0,0204) \times (2,6231)^2 + 5,4 \times (0,9904)^2 - (1+1) \times (0,8)^2]}{2 \times 32,174 \times 0,0204 \times 18.400 \times 778,16} \\ &= 0,3636 \text{ atau } 36,36\%\end{aligned}$$

Keterangan: η_T = efisiensi thermal

α_0 = kecepatan suara

f = rasio bahan bakar dengan udara

$\frac{V_9}{a_0}$ = rasio kecepatan udara di *output nozzle* dengan *inlet fan*

α = *by pass ratio*

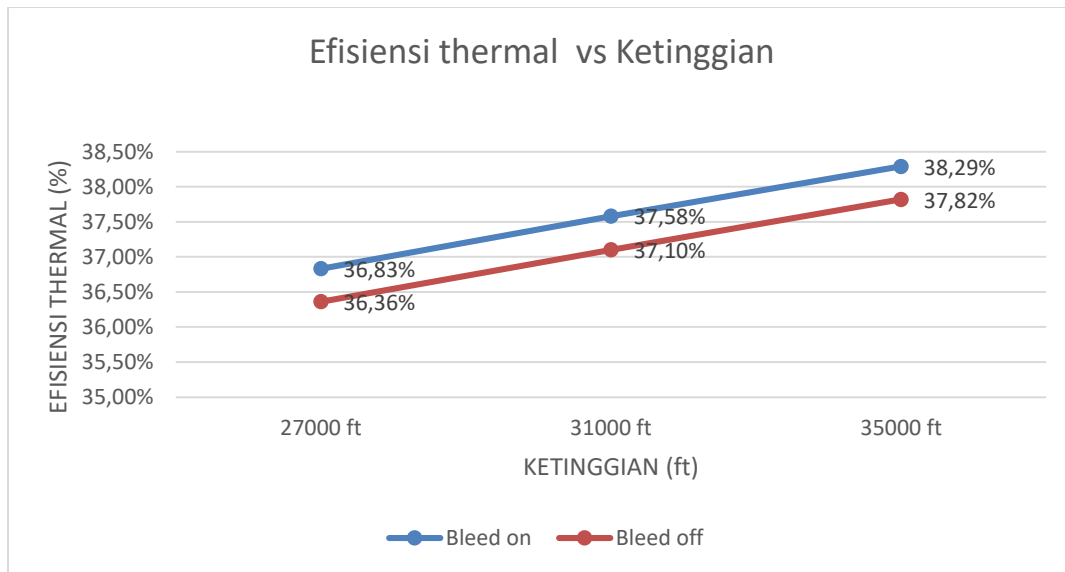
$\frac{V_{19}}{a_0}$ = rasio kecepatan udara di *output ram* dengan kecepatan udara luar

M_0 = *mach number*

g_c = konstanta newton

h_{PR} = *lower heating value*

Perbandingan *efisiensi thermal* saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft dapat dilihat pada gambar 4.



Gambar 4. Grafik perbandingan *Efisiensi Thermal* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 4 perbandingan *Efisiensi Thermal* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *Efisiensi Thermal* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih kecil dari pada nilai *Efisiensi Thermal* dari *Bleed On*, karena saat *bleed off* pemakaian *fuel* lebih sedikit dan nilai *Efisiensi Thermal* jika semakin kecil akan semakin baik, jadi saat kondisi *bleed air off* akan semakin bagus. Dari kondisi *bleed on* dan *bleed off* yang lebih bagus yaitu saat *Bleed on*, karena nilai *efisiensi thermal bleed on* lebih besar dari *bleed off*.

3.4 Perhitungan perbandingan *Efisiensi Propulsi* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

- a. Nilai *efisiensi propulsif* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*

$$\eta_P = \frac{2M_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right) - (1+\alpha)M_0 \right]}{(1+f) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1+\alpha)M_0^2}$$

$$= \frac{2 \times 0,8[(1+0,0202) \times 2,6707 + 1 \times (0,868) - (1+1) \times 0,8]}{(1+0,0202) \times (2,6707)^2 + 1 \times (0,868)^2 - (1+1) \times (0,8)^2}$$

$$= 0,4723 \text{ atau } 47,23\%$$

- b. Nilai *efisiensi propulsif* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed off*:

$$\eta_P = \frac{2M_0 \left[(1+f) \frac{V_9}{a_0} + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right) - (1+\alpha)M_0 \right]}{(1+f) \left(\frac{V_9}{a_0} \right)^2 + \alpha \left(\frac{V_{19}}{a_0} \right)^2 - (1+\alpha)M_0^2}$$

$$= \frac{2 \times 0,8[(1+0,0204) \times 2,6231 + 1 \times (0,9904) - (1+1) \times 0,8]}{(1+0,0204) \times (2,6231)^2 + 1 \times (0,9904)^2 - (1+1) \times (0,8)^2}$$

$$= 0,492 \text{ atau } 49,2\%$$

Keterangan: η_P = *efisiensi propulsif*

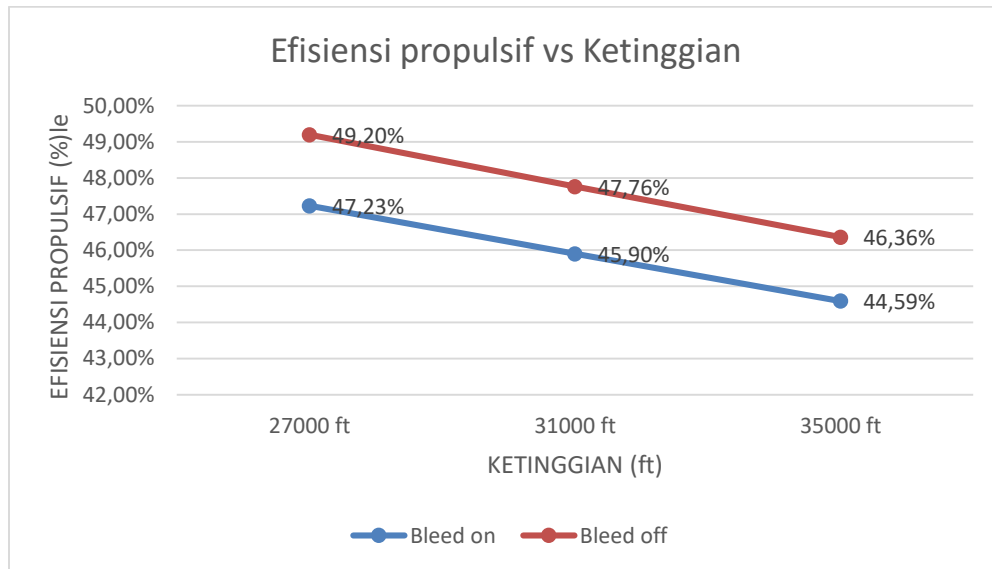
f = rasio bahan bakar dengan udara

$\frac{V_9}{a_0}$ = rasio kecepatan udara di *output nozzle* dengan *inlet fan*

α = *by pass ratio*

$\frac{V_{19}}{a_0}$ = rasio kecepatan udara di *output* ram dengan kecepatan udara luar
 M_0 = mach number

Perbandingan efisiensi propulsi saat bleed on dan bleed off pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft dapat dilihat pada gambar 5.



Gambar 5. Grafik perbandingan *Efisiensi Propulsi* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 5 perbandingan *Efisiensi Propulsi* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *Efisiensi Propulsi* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih besar dari pada nilai *Efisiensi Propulsi* dari *Bleed On*, karena semakin tinggi nilainya, maka semakin bagus, yang artinya saat kondisi *bleed off* *efisiensi propulsifnya* lebih bagus dan pemakaian *fuel* lebih sedikit karena *bleed* tidak digunakan. Dari kondisi *bleed on* dan *bleed off* yang lebih bagus yaitu saat *bleed off*, karena nilai *efisiensi propulsif bleed off* lebih besar dari *bleed on*.

3.5 Perhitungan perbandingan *Efisiensi Total* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

a. Nilai *efisiensi total* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed on*:

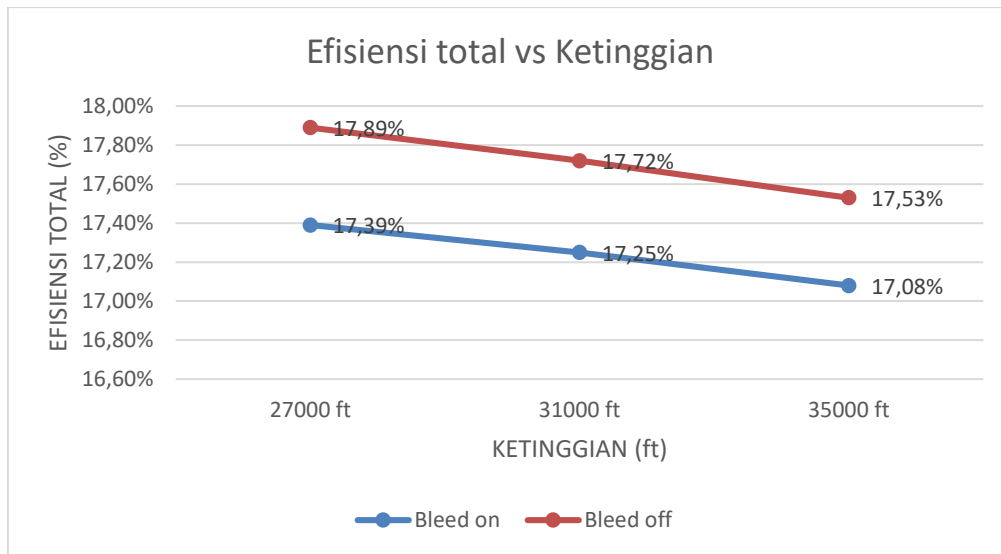
$$\begin{aligned}
 \eta_o &= \eta_p \eta_T \\
 &= 0,4723 \times 0,3683 \\
 &= 0,1739 \text{ atau } 17,39\%
 \end{aligned}$$

b. Nilai *efisiensi total* pada ketinggian 27000 ft saat kondisi *bleed off*:

$$\begin{aligned}
 \eta_o &= \eta_p \eta_T \\
 &= 0,492 \times 0,3636 \\
 &= 0,1789 \text{ atau } 17,89\%
 \end{aligned}$$

Keterangan: η_o = *efisiensi total*
 η_p = *efisiensi propulsif*
 η_T = *efisiensi thermal*

Perbandingan *efisiensi total* saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft dapat dilihat pada gambar 6.



Gambar 6. Grafik perbandingan *Efisiensi Total* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 6. perbandingan *Efisiensi Total* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *Efisiensi Total* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih besar dari pada nilai *Efisiensi Total* dari *Bleed On*, karena semakin tinggi nilainya, maka semakin bagus, yang artinya saat kondisi *bleed off* efisiensi propulsifnya lebih bagus dan pemakaian *fuel* lebih sedikit dan udara bertekanan digunakan hanya untuk *thrust* pesawat karena *bleed* tidak digunakan. Dari kondisi *bleed on* dan *bleed off* yang lebih bagus yaitu saat *bleed off*, karena nilai *efisiensi propulsif bleed off* lebih besar dari *bleed on*.

3.6 Perhitungan perbandingan TSFC saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft.

- a. Nilai TSFC pada kondisi *lower power setting*:

$$TSFC = (1,0 + 0,35 \times M_0) \times \sqrt{\theta}$$

$$TSFC = (1,0 + 0,35 \times 0,8) \times \sqrt{0,8141}$$

$$TSFC = 1,1549$$

- b. Nilai TSFC pada kondisi *maximum power setting*:

$$TSFC = (1,8 + 0,30 \times M_0) \times \sqrt{\theta}$$

$$TSFC = (1,8 + 0,30 \times 0,8) \times \sqrt{0,8141}$$

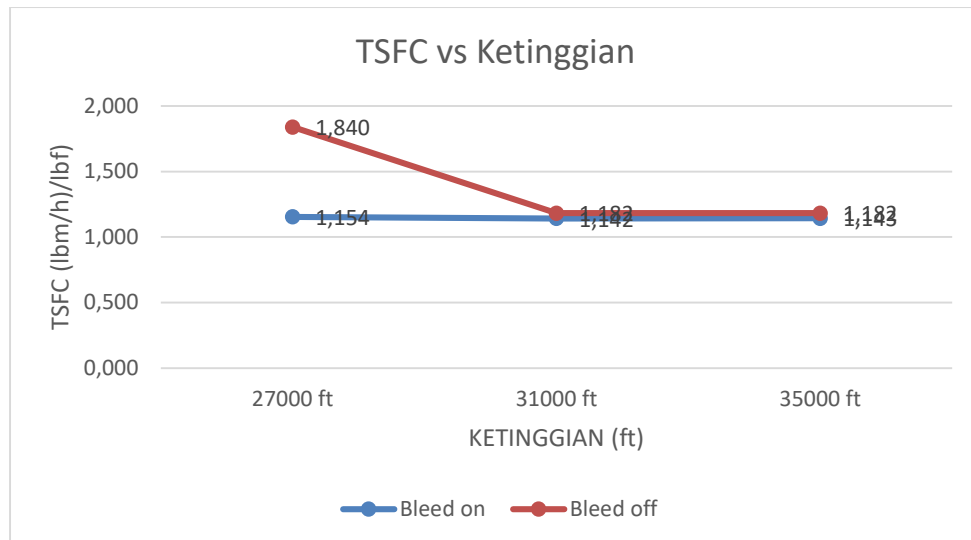
$$TSFC = 1,8406$$

Keterangan: TSFC = *thrust specific fuel consumption*

M_0 = *mach number*

$\sqrt{\theta}$ = *ratio temperatur, T/T_{ref}*

Perbandingan TSFC saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft adalah sebagai berikut:



Gambar 6 Grafik perbandingan *TSFC* saat *lower power setting* dan *maximum power setting* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft

Dari grafik 6 perbandingan *TSFC* saat *bleed on* dan *bleed off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *TSFC* pada saat *bleed off* lebih tinggi dari nilai *TSFC bleed on* karena pada saat *bleed air off thrust* yang dihasilkan semakin tinggi dan mempengaruhi nilai *TSFC*, sehingga nilai *TSFC* saat *bleed air off* lebih tinggi. Dari kondisi *lower power setting* dan *maximum power setting* yang lebih bagus yaitu saat *lower power setting*, karena nilai *lower power setting* lebih rendah dari *maximum power setting*.

4. Kesimpulan

Perbandingan *thrust* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *thrust* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih besar dari pada nilai *thrust* dari *bleed on*, karena di performa *engine* nilai *thrust* akan semakin kecil jika ketinggian bertambah. Namun dalam hal ini nilai *thrust* semakin naik karena saat *bleed off* semua udara digunakan untuk kinerja *engine*, namun jika *bleed on* maka udara digunakan sebagian untuk *pressurization* didalam cabin pesawat. *Thrust* dari *engine* yang digunakan pada saat terbang dimana *thrust* sama dengan *drag*, dan akselerasi terbang dimana *thrust* lebih besar dari pada *drag*. Dan semakin tinggi ketinggian terbang pesawat, semakin kecil *thrust* yang dihasilkan. Perbandingan *SFC* saat *Bleed On* dan *Bleed Off* pada ketinggian 27000 ft, 31000 ft dan 35000 ft terlihat bahwa *SFC* pada *Bleed Off* memiliki nilai yang lebih kecil dari pada nilai *SFC* dari *Bleed On*, karena pada saat *bleed air off* pemakaian *fuel* lebih sedikit dan lebih hemat, juga pada performa *engine* nilai jika *SFC* semakin kecil akan semakin baik.

Datar Pustaka

- [1] Kampil, Primadika, 2020 “Pengaruh *Bleed Air* Terhadap Performa *Engine* JT8D-15 Pada Kondisi *Cruising*”, Perpustakaan STTA, Yogyakarta.
- [2] Mattingly, J. D. 2006. *Elements Of Propulsion : Gas Turbine and Rockets*. AIAA Education Series.
- [3] Mattingly, J. D. 1996. *Elements Of Gas Turbine Propulsion*, International Edition.
- [4] Prasetyo, A. D. 2018. *Analisis Perbandingan Performa Engine CFM56-5A1 dengan V2500-A1 Pesawat Airbus A320-200 pada Kondisi Cruising*. STTA.