

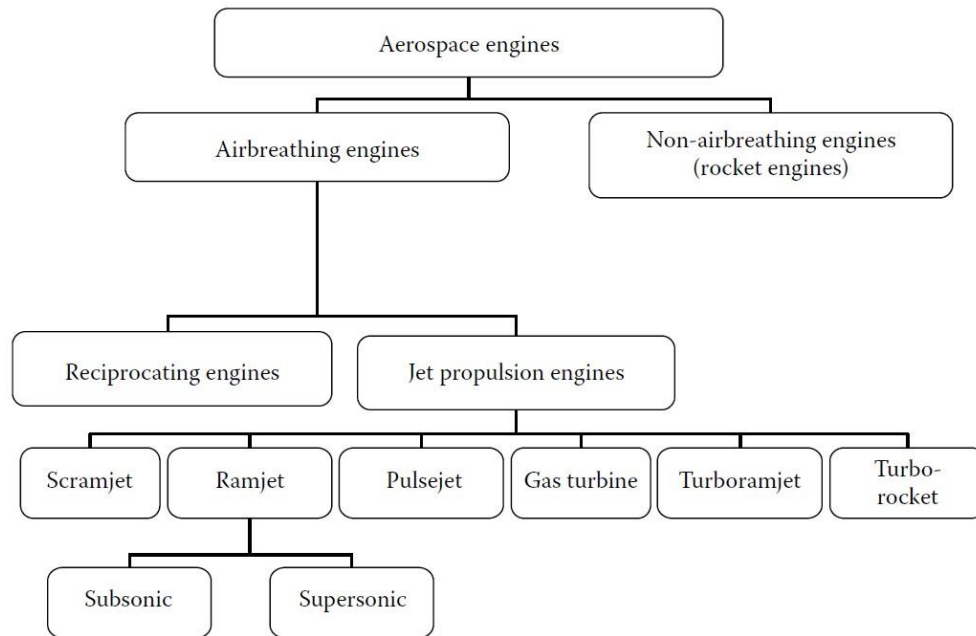
BAB II

TINJAUAN PUSTAKA

2.1 Klasifikasi Mesin Pesawat Terbang

Mesin pesawat terbang diklasifikasikan ke dalam dua kategori besar, yaitu mesin *airbreathing* atau *non-airbreathing*. Mesin *airbreathing* adalah mesin yang menggunakan udara, di mana kendaraan itu terbang, baik sebagai sumber oksidator untuk bahan bakar di ruang bakar dan sebagai fluida kerja untuk menghasilkan dorongan. Mesin *non-airbreathing* adalah mesin roket di mana gas propulsi berasal di atas kendaraan. Mesin roket didefinisikan sebagai perangkat propulsi jet yang menghasilkan dorongan dengan mengeluarkan materi yang tersimpan, yang disebut propelan.

Mesin *airbreathing* dibagi kembali menjadi dua kategori, yaitu mesin *reciprocating* dan mesin jet. Mesin *piston* (mesin *reciprocating*) merupakan mesin yang digunakan untuk mendukung penerbangan pertama yang sukses oleh Wright bersaudara pada tahun 1903. Penggunaan mesin *piston* tetap menjadi sumber daya dominan untuk propulsi pesawat selama 40 tahun ke depan sampai mesin jet menggantikannya. Dari tahun 1903 hingga 1908, mesin *piston* yang menggunakan mesin berpendingin cairan mulai digunakan. Masalah kelebihan *drag* dan berat yang disebabkan oleh mesin berpendingin cairan mempengaruhi kinerja pesawat pada waktu itu. Kemudian pada tahun 1908, mesin berpendingin udara mulai menggantikan mesin berpendingin cairan, yang menyebabkan penghematan berat yang substansial (sekitar 30%-40%). Namun, mesin berpendingin udara ini tidak berkinerja sebaik yang diharapkan. Dengan demikian, dari sekitar tahun 1915 dan seterusnya, mesin berpendingin cairan yang didesain lebih baik mampu menghasilkan lebih banyak daya daripada yang berpendingin udara. Banyak pesawat tempur terbaik saat Perang Dunia II ditenagai oleh mesin berpendingin cairan. Pada pertengahan 1940-an, perdebatan antara mesin berpendingin air dan berpendingin udara berakhir dengan mesin berpendingin udara sebagai pemenangnya. Pada saat itu National Advisory Committee for Aeronautics (NACA) mengembangkan penutup mesin (*cowling*) yang menutup mesin untuk meningkatkan efisiensi pesawat berpendingin udara. Penutup untuk mesin ini membatasi aliran udara di atas silinder mesin dengan udara yang benar-benar bersentuhan dengan sirip pendingin silinder



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

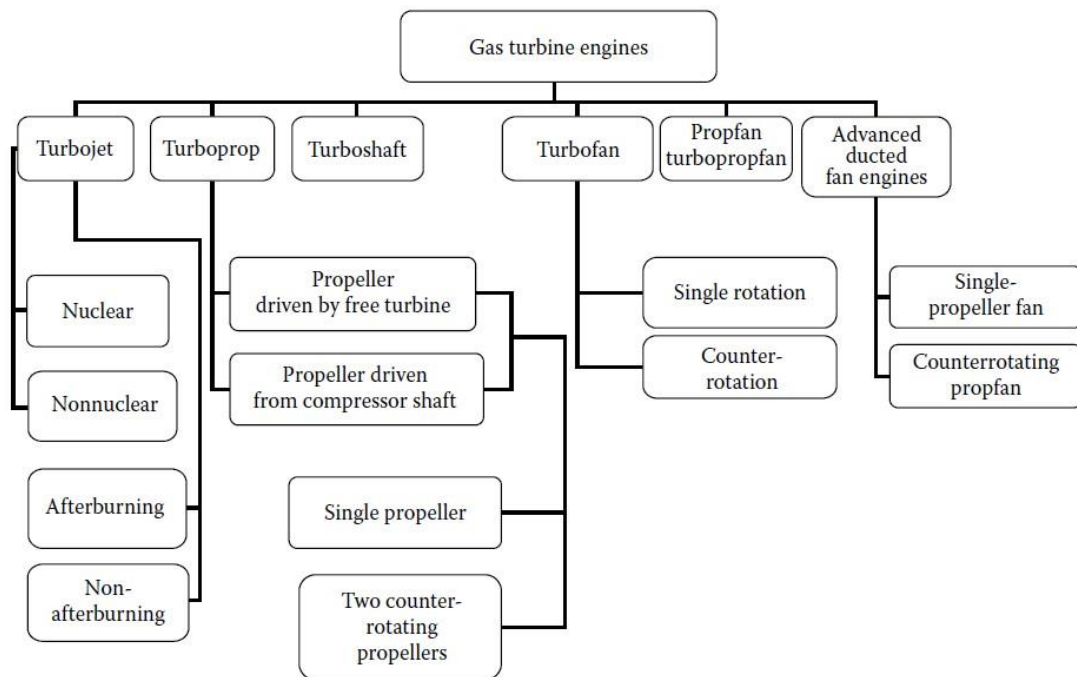
Gambar 2.1 Klasifikasi Mesin Pesawat Terbang

Namun, mesin *piston* masih memiliki berat yang terlalu besar untuk bersaing dengan mesin jet untuk daya yang sama yang dihasilkan. Mesin jet memiliki banyak keunggulan dibandingkan mesin *reciprocating* (piston), yang paling jelas adalah kemampuan ketinggian yang lebih tinggi dan kinerja kecepatan yang lebih tinggi. Kontrol lebih sederhana karena satu tuas mengontrol kecepatan dan daya. Dengan aliran udara yang besar, pendinginan tidak terlalu rumit. Busi hanya digunakan untuk memulai, dan sistem pengapian terus menerus dari mesin *reciprocating* tidak diperlukan. Karburator dan kontrol campuran tidak diperlukan. Awal mesin jet adalah pada 1940-an, dan perkembangan yang luar biasa dicapai selama 60 tahun ke depan dan berlanjut sampai sekarang.

2.2 Mesin Turbin Gas (*Gas Turbine Engine*)

Mesin turbin gas adalah mesin pembangkit listrik untuk semua pesawat terbang/helikopter (dalam hal ini dapat disebut sebagai mesin pesawat terbang atau turbin gas pesawat terbang) dan sumber daya dalam aplikasi industri lain-lain di otomotif, *tank*, kapal laut, dan pembangkit listrik. Selain keunggulan mesin jet dibandingkan mesin *reciprocating* yang telah disebutkan pada bagian sebelumnya, mesin turbin gas memiliki tekanan getaran yang lebih kecil karena disebabkan oleh bagian mesin yang berputar dibandingkan mesin *reciprocating* yang bagian mesinnya bergerak linier bolak-balik. Bagian utama mesin turbin gas pesawat terbang adalah *gas generator*. Dimana bagian ini terdiri dari tiga komponen

utama, yaitu kompresor, pembakar (dapat disebut sebagai ruang bakar) dan diikuti oleh turbin. Mesin turbin gas pesawat terbang dapat diklasifikasikan seperti yang ditunjukkan dibawah ini.

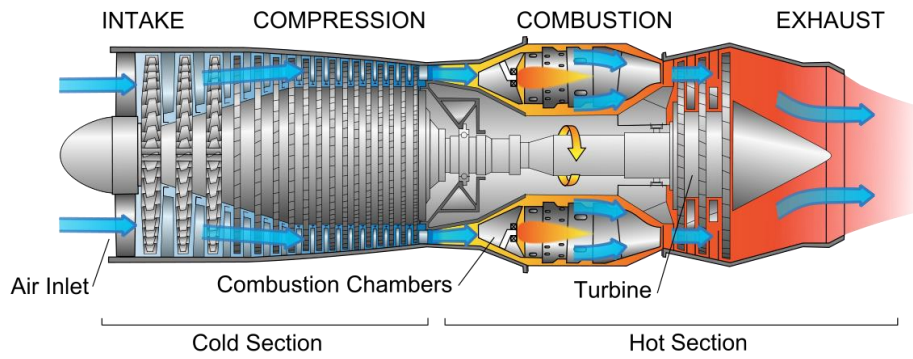


Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.2 Klasifikasi Mesin Turbin Gas Pesawat Terbang

2.2.1 Mesin *Turbojet*

Mesin *turbojet* adalah jenis mesin *jet* pertama yang digunakan untuk memberi gaya dorong pada pesawat pada awal 1940-an. Mesin ini benar-benar mengubah sejarah transportasi udara. Mesin ini sangat mengurangi biaya perjalanan udara dan meningkatkan keselamatan pada pesawat terbang. Mesin *turbojet* juga memungkinkan pesawat terbang dengan kecepatan yang lebih cepat, bahkan mencapai kecepatan supersonik. Mesin ini memiliki rasio dorong ke berat per unit (*thrust per unit weight ratio*) yang jauh lebih tinggi daripada mesin yang digerakkan *piston*, yang mana berdampak langsung ke jarak terbang yang lebih panjang, muatan yang lebih banyak, dan biaya perawatan yang lebih rendah. Pesawat tempur militer dan jet bisnis menggunakan mesin *turbojet*. Salah satu jenis mesin *turbojet* ditunjukkan pada gambar dibawah ini.

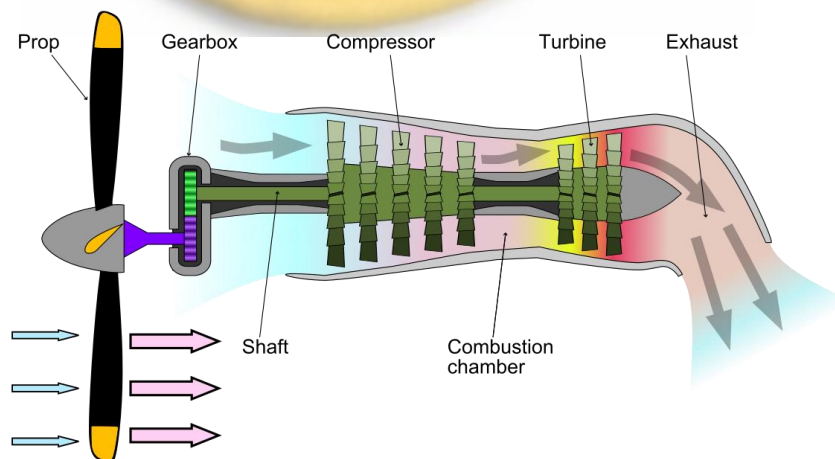


Sumber: <https://id.wikipedia.org/wiki/Turbojet>

Gambar 2.3 Skema Mesin *Turbojet*

2.2.2 Mesin Turboprop

Mesin *turboprop* berbeda dari mesin *turbojet* karena desainnya dioptimalkan untuk menghasilkan tenaga pada poros berputar untuk menggerakkan baling-baling (*propeller*), bukan gaya dorong dari gas buang. Mesin *turboprop* menggunakan turbin gas yang terhubung pada poros untuk memutar baling-baling besar. Poros yang menghubungkan baling-baling ke turbin juga terhubung ke *gearbox* yang mengontrol kecepatan baling-baling. Mesin *turboprop* adalah mesin yang menggabungkan fitur terbaik dari mesin *turbojet* dan *piston*. Pada mesin *turbojet* lebih efisien pada kecepatan tinggi dan ketinggian tinggi, sedangkan mesin *piston* lebih efisien pada kecepatan di bawah 645-700 km/jam dan di bawah 30.000 kaki. Akibatnya, pesawat komuter (jarak terbang pendek-sedang) dan transportasi militer cenderung lebih banyak menggunakan mesin *turboprop*. Salah satu jenis mesin *turboprop* ditunjukkan pada gambar dibawah ini.

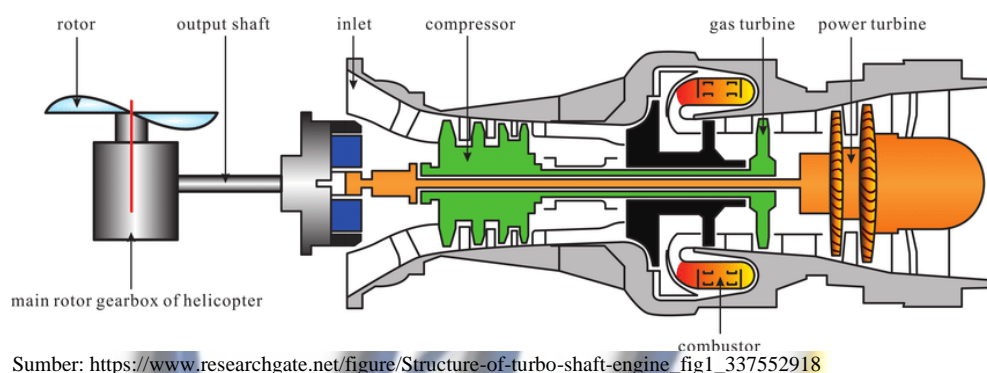


Sumber: <https://id.wikipedia.org/wiki/Turboprop>

Gambar 2.4 Skema Mesin *Turboprop*

2.2.3 Mesin *Turboshaft*

Mesin *turboshaft* dapat didefinisikan sebagai mesin yang digunakan dalam helikopter. rancangan umum *turboshaft* mirip dengan *turboprop*, perbedaan utamanya adalah yang terakhir menghasilkan beberapa dorongan propulsi residual untuk melengkapi yang diproduksi oleh baling-baling yang digerakkan oleh poros. Sisa dorong pada mesin *turboshaft* dihindari dengan ekspansi lebih lanjut dalam sistem turbin dan/atau memotong dan memutar knalpot melalui 90°. Perbedaan lain adalah bahwa dengan *turboshaft gearbox* utama adalah bagian dari kendaraan (helikopter di sini dan diidentifikasi sebagai *gearbox* reduksi *rotor*), bukan mesin.

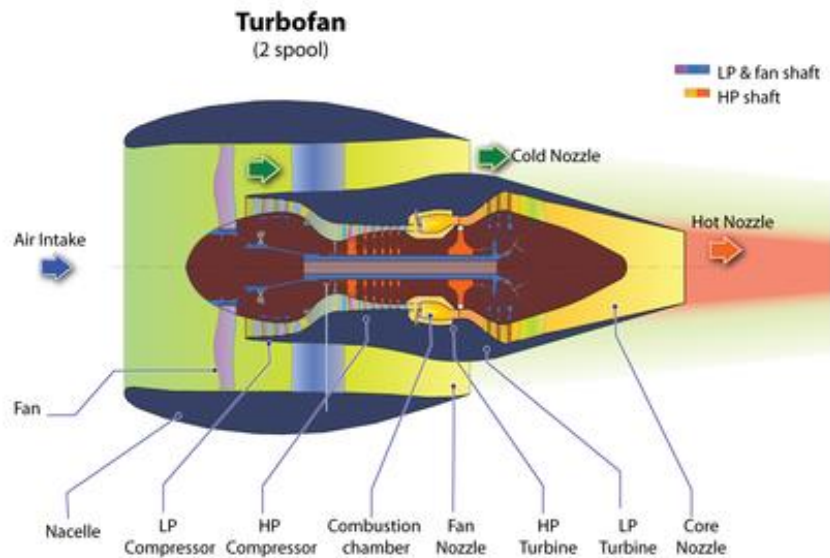


Sumber: https://www.researchgate.net/figure/Structure-of-turbo-shaft-engine_fig1_337552918

Gambar 2.5 Skema Mesin *Turboshaft*

2.2.4 Mesin *Turbofan*

Mesin *turbofan* dirancang sebagai penggabungan antara mesin *turboprop* dan *turbojet*. Mesin ini memiliki kipas (*fan*) di bagian dalam yang besar (biasanya diartikan sebagai kipas penyalur) dan dua aliran udara yang mengalir melalui mesin. Aliran utama bergerak melalui semua komponen seperti mesin *turbojet*, sedangkan aliran udara sekunder melewati kipas dan disalurkan ke luar melalui nosel kedua yang disebut sebagai nosel dingin (*cold nozzle*) atau campuran dengan gas panas meninggalkan turbin dan keduanya dikeluarkan dari nosel tunggal. Mesin *turbofan* memiliki kinerja dan penghematan bahan bakar yang lebih baik daripada *turbojet* pada pengaturan daya rendah, kecepatan rendah, dan ketinggian rendah. Pada mesin *turbofan* tambahan dua parameter tambahan. Yang pertama adalah rasio *bypass* dan yang kedua adalah rasio tekanan kipas. Rasio laju aliran di saluran *bypass* kipas (*fan*) dengan generator gas (inti mesin) disebut rasio *bypass*. Rasio tekanan kipas adalah rasio tekanan total pada keluarannya kipas dengan *inlet* kipas.



Sumber: <https://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>

Gambar 2.6 Skema Mesin *Turbofan*

2.3 Mesin *Turboprop*

2.3.1 Pengertian Mesin *Turboprop*

Mesin *turboprop* adalah mesin yang menggabungkan fitur unggul yang dimiliki mesin *turbojet* dan *piston*. Mesin *turbojet* lebih efisien pada kecepatan tinggi dan ketinggian tinggi, sedangkan mesin *piston* lebih efisien pada kecepatan di bawah 400-450 mph dan di bawah 30.000 kaki. Akibatnya, pesawat komuter (jarak terbang pendek-sedang) dan transportasi militer cenderung lebih banyak menggunakan mesin *turboprop*. Mesin *turboprop* merupakan mesin yang cukup berbeda dari mesin *turbojet* karena desainnya dioptimalkan untuk menghasilkan tenaga pada poros berputar untuk menggerakkan baling-baling (*propeller*), bukan gaya dorong dari gas buang. Mesin *turboprop* menggunakan turbin gas yang terhubung pada poros untuk memutar baling-baling besar. Poros yang menghubungkan baling-baling ke turbin juga terhubung ke *gearbox* yang mengontrol kecepatan baling-baling. Baling-baling *turboprop* paling efisien dan tidak berisik ketika ujung baling-balingnya berputar tepat di bawah kecepatan supersonik. Selain itu, tidak ada baling-baling yang mampu menahan gaya yang dihasilkan ketika berputar pada kecepatan yang sama dengan turbin. Mesin *turboprop* dapat diklasifikasikan lebih lanjut menjadi dua kelompok, tergantung pada turbin yang menggerakkan baling-baling. Pada kelompok pertama, baling-baling digerakkan oleh turbin gas yang sama yang menggerakkan kompresor. Pada kelompok kedua, turbin tambahan (biasanya disebut sebagai *free-power turbine*) yang memutar baling-baling tersebut.

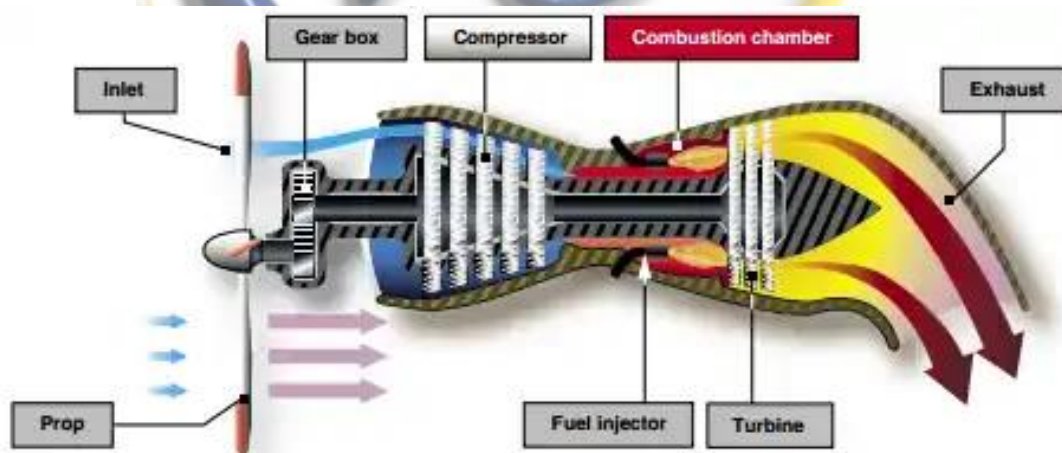


Sumber: <https://aerospace.honeywell.com>

Gambar 2.7 Mesin *Turboprop* Honeywell TPE331-Series

2.3.2 Komponen Utama Mesin *Turboprop*

Mesin *turboprop* masih dikategorikan dalam jenis mesin turbin gas, sehingga mayoritas komponen utamanya hampir sama dengan jenis mesin turbin gas lainnya. Berikut beberapa komponen mesin *turboprop*.



Sumber: <https://www.cfinotebook.net/graphics/operation-of-aircraft-systems/powerplant/turboprop.webp>

Gambar 2.8 Komponen Utama Mesin *Turboprop*

1. **Baling-baling (*Propeller*)**, adalah bagian paling utama dari mesin *turboprop*. Baling-baling terhubung dengan *gearbox*, yang selanjutnya terkait dengan kompresor. Ketika turbin mengirimkan daya rotasi ke kompresor, kompresor berputar dan selanjutnya mengirimkan energi rotasinya ke *gearbox* reduksi. *Gearbox* menyesuaikan kecepatan yang diterima oleh kompresor dan menggerakkan baling-baling. Ketika baling-baling

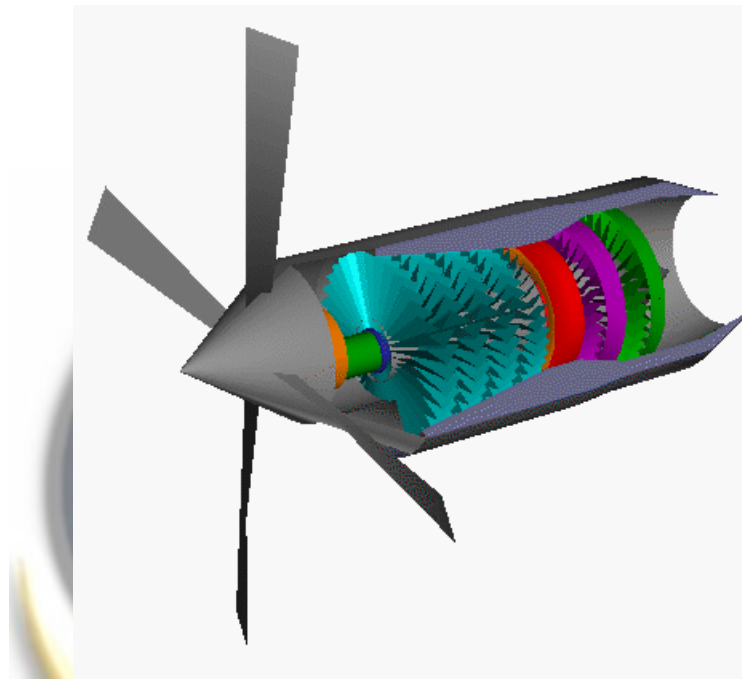
mendapat daya, ia menghasilkan dorongan dengan mendorong udara di sekitarnya ke belakang. Karena dorongan yang dihasilkan ini, pesawat bergerak maju.

2. **Girboks Reduksi (*Reduction Gearbox*)**, adalah jenis sistem transmisi yang digunakan dalam mesin *turboprop*. Bagian ini digunakan untuk menurunkan putaran mesin per menit (RPM). Mesin *turboprop* memutar baling-baling kemudian menghasilkan RPM. Semakin tinggi output RPM, maka semakin cepat baling-baling akan berputar. Namun, jika RPM terlalu tinggi, pesawat terbang dapat mengkonsumsi bahan bakar yang sangat banyak. *Gearbox* reduksi dapat meningkatkan efisiensi bahan bakar dengan menjaga output RPM agar tetap terkendali.
3. **Saluran Masuk Udara (*Intake*)**, semua mesin *turboprop* memiliki saluran masuk udara. Bagian ini dirancang untuk mentransfer udara dari atmosfer ke dalam mesin. Mesin *turboprop* masih mengandalkan pembakaran seperti mesin jet sehingga memerlukan penggunaan asupan udara.
4. **Kompresor (*Compressor*)**, berfungsi sebagai tempat untuk memampatkan (mengkompresi) udara yang masuk melewati *intake*. Setelah melewati kompresor udara mempunyai tekanan dan temperatur yang tinggi, lalu udara tersebut dialirkan ke bagian ruang bakar.
5. **Ruang Bakar (*Combustion Chamber*)**, ketika udara bertekanan mencapai ruang bakar, pompa bahan bakar menyuntikkan bahan bakar ke ruang bakar. Karena bahan bakar dicampur dengan udara terkompresi, proses pengapian terjadi karena tekanan tinggi dan suhu udara terkompresi. Ruang bakar berfungsi sebagai salah satu penghasil tenaga utama pada mesin *turboprop* yang selanjutnya dialirkan ke turbin.
6. **Turbin (*Turbine*)**, turbin menggunakan daya yang dihasilkan oleh proses pembakaran untuk memutar poros. Poros tersebut adalah poros yang sama yang terhubung dengan kompresor dan semua bagian mesin lainnya sehingga akan memutar baling-baling.
7. **Saluran Gas Buang (*Exhaust Nozzle*)**, adalah perangkat yang dirancang untuk meningkatkan propulsi pada mesin *turboprop*. Ini menekan gas pembakaran yang dihasilkan di dalam pembakaran sebelum melelehkannya. Dengan gas terkompresi yang melelehkan, pesawat terbang menerima peningkatan propulsi yang kecil namun nyata.

2.3.3 Prinsip Kerja Mesin *Turboprop*

Ada dua bagian utama untuk sistem propulsi *turboprop*, mesin inti (*core*) dan baling-baling. Pada intinya mesin ini sangat mirip dengan mesin *turbojet* dasar, namun sebagian besar energi gas buang digunakan untuk memutar turbin daripada mengalirkan seluruh gas buang panas melalui nosel untuk menghasilkan gaya dorong. Mungkin saja ada tahap (*stage*)

turbin tambahan yang ada pada beberapa tipe mesin *turboprop*, seperti yang ditunjukkan dalam warna hijau pada gambar dibawah, yang terhubung ke poros penggerak. Poros penggerak, juga ditampilkan dalam warna hijau, lalu terhubung ke *gearbox*. *Gearbox* kemudian dihubungkan ke baling-baling yang menghasilkan sebagian besar dorongan. Kecepatan gas buang *turboprop* menjadi rendah dan tidak terlalu berkontribusi dalam menghasilkan dorongan karena sebagian besar energi gas buang utama telah dialihkan menjadi pemutar poros penggerak.



Sumber: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/aturbp.html>

Gambar 2.9 Skema Prinsip Kerja Mesin *Turboprop*

Mesin *turboprop* memiliki beberapa keunggulan, seperti:

1. Mesin *turboprop* memiliki efisiensi bahan bakar yang tinggi, bahkan lebih besar dari mesin *turbofan*. Hal ini disebabkan oleh kecilnya aliran udara yang terbakar di dalam mesin. Mesin *turboprop* kemudian dapat menghasilkan gaya dorong yang cukup besar pada konsumsi bahan bakar rendah.
2. Mesin *turboprop* memiliki gaya dorong lepas landas tinggi yang memungkinkan pesawat memiliki jarak lepas landas yang pendek.
3. Mesin *turboprop* memiliki efisiensi propulsi tertinggi pada kecepatan penerbangan 650 km/jam dibandingkan dengan mesin *turbofan* dan *turbojet*.

Selain adanya beberapa keunggulan tersebut, mesin *turboprop* juga memiliki beberapa kelemahan, seperti:

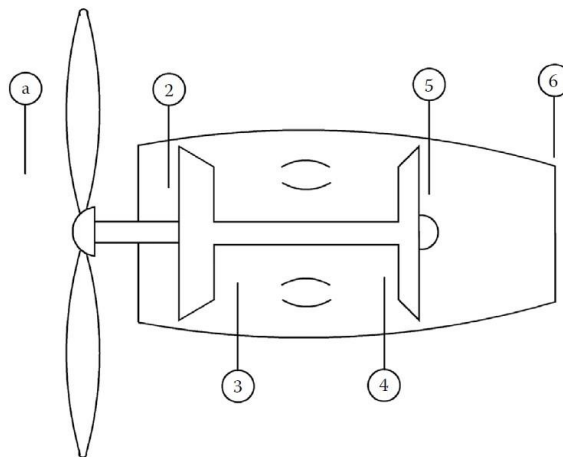
1. Kebisingan dan getaran yang dihasilkan oleh baling-baling adalah kelemahan yang cukup signifikan.
2. Mesin *turboprop* hanya terbatas pada penerbangan subsonik (kurang dari 650 km/jam) dan ketinggian rendah (di bawah 30.000 kaki).
3. Berat tambahan yang didapat dari baling-baling dan *reduction gear*, mekanisme kontrol *pitch* dan *power turbine* menjadikan mesin *turboprop* bermassa 1,5 kali lebih berat dibanding dengan mesin *turbojet* konvensional dengan ukuran *gas generator* yang sama.

2.3.4 Mesin *Turboprop Single Spool* dan Mesin *Turboprop Double Spool*

Mesin *Turboprop* mempunyai berbagai variasi pada konfigurasi mesinnya. Salah satu variasi tersebut adalah dari konfigurasi poros (*spool*) yang digunakan pada mesin *turboprop*. Ada dua konfigurasi poros (*spool*) yang digunakan pada mesin *turboprop*, yaitu *single spool* dan *double spool*. Kedua konfigurasi tersebut dapat dilihat pada penjelasan berikut.

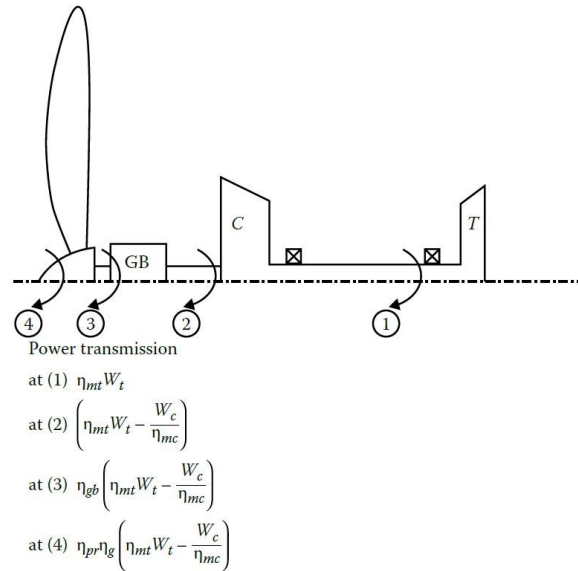
1. Mesin *Turboprop Single Spool*

Pada konfigurasi *single spool*, bagian-bagian utama mesin *turboprop* seperti kompresor dan turbin berada pada satu poros (*spool*) yang sama. Sehingga baling-baling (*propeller*) terhubung oleh poros yang memutar kompresor dan turbin. Karena baling-baling tidak mampu berputar secepat putaran turbin, maka putaran dari turbin direduksi di bagian *reduction gearbox* agar kecepatan baling-baling tetap pada batasan optimalnya. Berikut tata letak serta diagram temperatur-entropi (*T-S diagram*) dari mesin *turboprop single spool*.



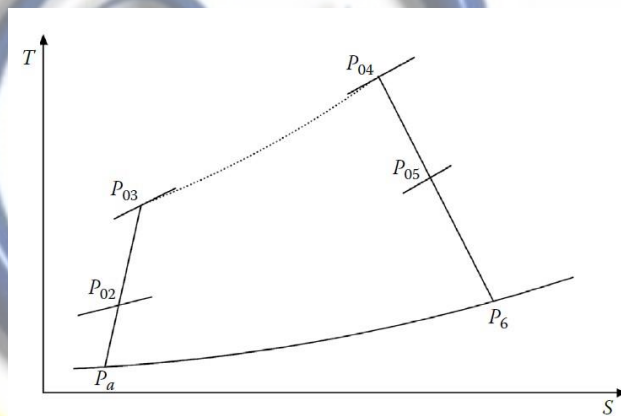
Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.10 Konfigurasi Mesin *Turboprop Single Spool*



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.11 Skema Penyaluran Daya Pada Mesin *Turboprop Single Spool*

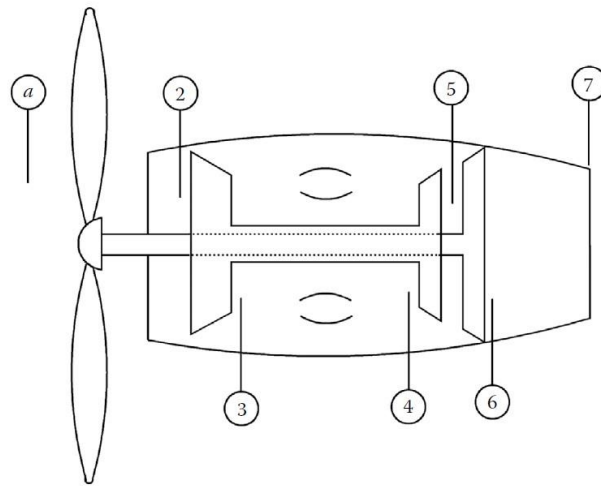


Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.12 Diagram Temperatur-Entropi Dari Mesin *Turboprop Single Spool*

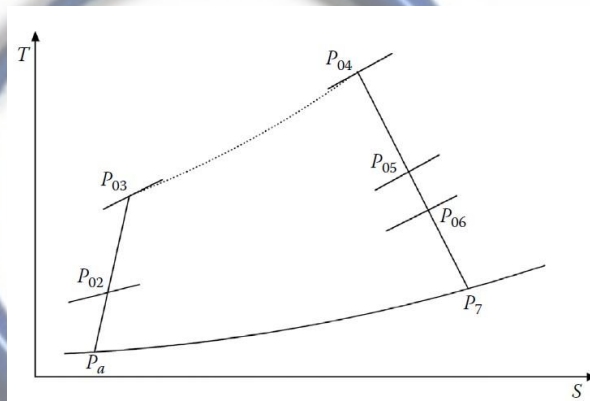
2. Mesin *Tuboprop Double Spool*

Pada konfigurasi *double spool*, ada dua buah poros (*spool*) yaitu poros tekanan rendah yang terdiri dari baling-baling (*propeller*) dan *free power turbine*, sedangkan poros tekanan tinggi yang terdiri dari kompresor dan turbin tekanan tinggi, bagian kompresor dan bagian turbin tekanan tinggi pada masih berada pada poros (*spool*) yang sama. Namun, ada *stage* turbin tambahan yang disebut "*free power turbine*" dimana turbin tersebut dapat berputar bebas karena tersambung pada poros yang berbeda dengan kompresor. Poros tersebut terhubung langsung dengan baling-baling (*propeller*) yang juga mentransmisikan tenaganya melewati *reduction gearbox* agar putaran baling-baling tetap optimal. Berikut tata letak serta diagram temperatur-entropi (*T-S diagram*) dari mesin *turboprop single spool*.



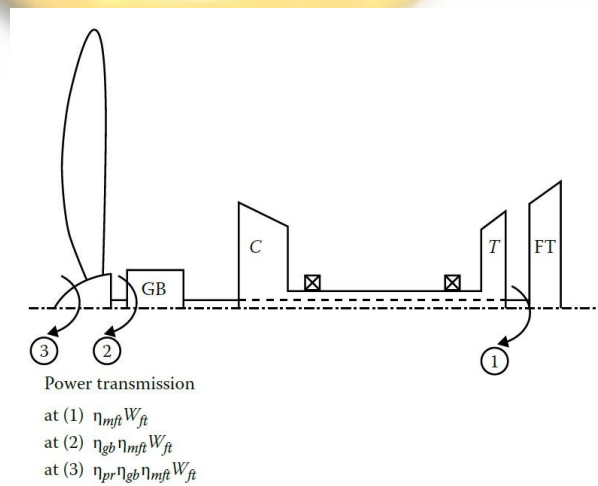
Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.13 Konfigurasi Mesin *Turboprop Double Spool*



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.14 Diagram Temperatur-Entropi Dari Mesin *Turboprop Double Spool*

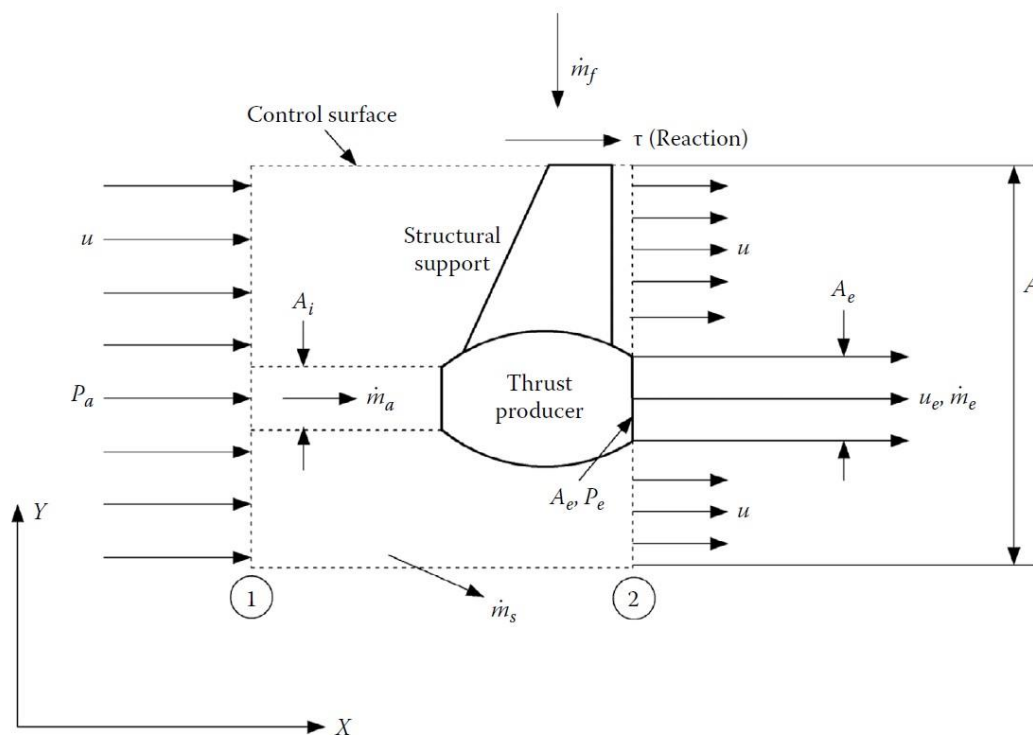


Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.15 Skema Penyaluran Daya Pada Mesin *Turboprop Double Spool*

2.4 Gaya Dorong (*Thrust*)

Thrust force adalah kekuatan yang bertanggung jawab untuk mendorong pesawat dalam berbagai mekanisme penerbangan. Gaya dorong (*thrust*), gaya angkat (*lift*), gaya hambat (*drag*), dan berat (*weight*) mewakili empat kekuatan yang mengatur gerakan pesawat. Selama fase jelajah saat penerbangan, ketika pesawat terbang dengan stabil pada kecepatan dan ketinggian yang konstan, masing-masing kekuatan dari empat kekuatan tersebut berada dalam kondisi kesetimbangan (gaya angkat dan berat serta gaya dorong dan gaya hambat). Saat proses pendaratan, gaya dorong digunakan baik sepenuhnya atau sebagian dalam pengereman pesawat dengan cara mekanisme gaya dorong balik (*thrust-reverse*).



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.16 Skema Terbentuknya Gaya Dorong Pada Mesin Pesawat Terbang

Berikut beberapa faktor yang dapat mempengaruhi gaya dorong (*thrust*). Faktor-faktor tersebut dapat diklasifikasikan menjadi dua grup:

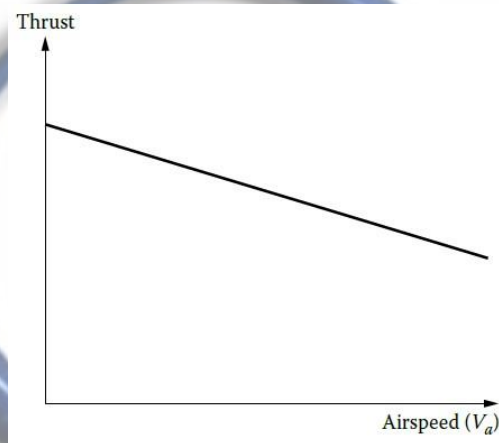
a. Faktor-faktor yang terkait pada mesin

1. Kecepatan rotasi (RPM), yang mempengaruhi *compressor pressure ratio* dan juga *turbine work*.
2. Ukuran dari *exhaust nozzle* yang dapat mempengaruhi kecepatan semburan gas buang.

3. *Fuel flow rate* dan *turbine inlet temperature* yang mempengaruhi penghasilan panas pada ruang bakar.
4. *Compressor bleed flow*, *water injection*, dan komponen-komponen, performa yang mengakibatkan peningkatan pada *specific work*.

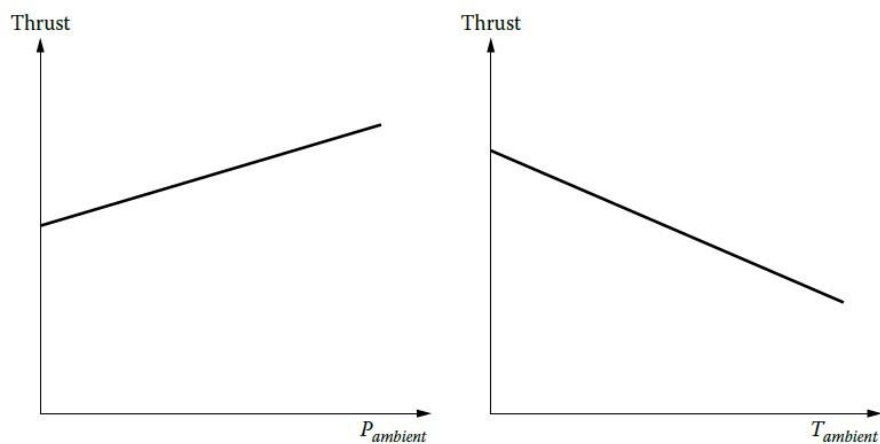
b. Faktor-faktor yang terkait pada lingkungan sekitar

1. Kecepatan aliran udara dari depan, yang mengakibatkan berkurangnya gaya dorong (*thrust*) dan bertambahnya konsumsi bahan bakar.
2. Kepadatan udara (dipengaruhi oleh ketinggian terbang, kelembaban, cuaca harian yang dingin/panas), mempengaruhi aliran udara yang mengakibatkan penurunan gaya dorong (*thrust*) jika terjadi kenaikan pada aliran udara dan begitupun sebaliknya.



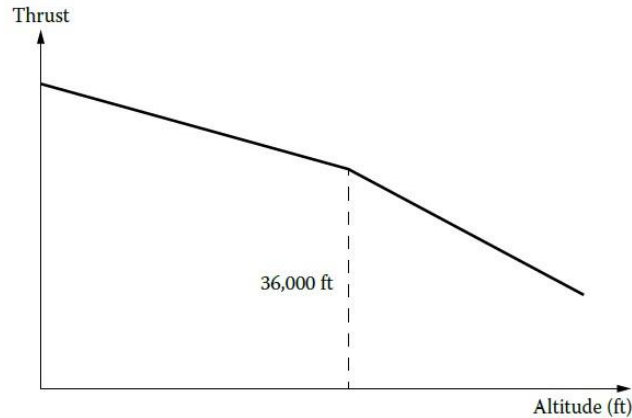
Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.17 Grafik Perbandingan Gaya Dorong Terhadap Kecepatan



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.18 Grafik Perbandingan Gaya Dorong Terhadap Temperatur Dan Tekanan Udara



Sumber: Ahmed F. El-Sayed, 2017

Gambar 2.19 Grafik Perbandingan Gaya Dorong Terhadap Ketinggian

2.5 Mesin *Turboprop* Honeywell TPE331-10R

Mesin Honeywell TPE331-Series awalnya dirancang pada tahun 1959 dan disertifikasi pada tahun 1965, TPE331 adalah mesin *turboprop* pertama buatan Garret AiResearch (sebelum berubah menjadi Honeywell pada 1999). Dikembangkan untuk beberapa aplikasi dalam pesawat militer, maskapai penerbangan regional, pertanian dan penerbangan umum, saat ini, seri mesin TPE331 mencakup 18 model mesin dan 106 konfigurasi. Mesin Honeywell TPE331 yang digunakan untuk keperluan militer dikenal dengan tipe T76. Mesin Honeywell TPE331-10R mendapatkan sertifikasi dari FAA (Federal Aviation Administration) pada tahun 1982. Spesifikasi mesin Honeywell TPE331-10R, sebagai berikut:



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 2.20 Mesin *Turboprop* Honeywell TPE331-10R

Tabel 2.1 Spesifikasi Mesin Honeywell TPE331-10R

<i>Power Output</i>	<i>Shp</i>	940
	<i>Shp (thermo)</i>	1000
	<i>Eshp</i>	944
	<i>Eshp (thermo)</i>	1045
<i>Equivalent Specific Fuel Consumption (ESFC)</i>		0,534
<i>RPM</i>	<i>Gas gen</i>	41730
	<i>Shaft output</i>	2000 (CW from rear)
		1591 (CCW from Rear)
<i>Weight</i>		385 lb
<i>Pressure Ratio</i>		10,55
<i>Airflow</i>		7,7 lb/sec
<i>Fuel</i>		Jet A, Jet B, Jet A-1, JP-8, JP-1, JP-4, JP-5, JP-8+100
<i>Oil</i>		Mil-L-23699B, Mil-L-7808, Type I/Type II
<i>Electrical</i>		24 V DC, 16,2 A (max)
<i>(Demonstrated) Start Capability</i>		SL-30000 ft. No minimum O.A.T. to + 55°C
<i>(Demonstrated) Operational Limits</i>		SL-45000 ft. No minimum O.A.T. to + 55°C
<i>Compressor Bleed</i>		High pressure 10% (max)

Sumber: Honeywell Aerospace, 2016

2.6 Mesin Turboprop Honeywell TPE331-12JR

Mesin Honeywell TPE331-12JR merupakan tipe yang lebih baru dari mesin Honeywell TPE331-10R. Mesin ini memiliki beberapa pembaharuan baru dari tipe sebelumnya, salah satunya adalah dari sistem kontrol bahan bakar (*fuel control unit*) yang dapat mempengaruhi performa mesin sehingga mempunyai kinerja yang lebih baik. Mesin Honeywell TPE331-12JR mendapat sertifikasi dari FAA (Federal Aviation Administration) pada tahun 1997. Spesifikasi mesin Honeywell TPE331-12JR, sebagai berikut:



Sumber: Dokumentasi Pribadi

Gambar 2.21 Mesin *Turboprop* Honeywell TPE331-12JR

Tabel 2.2 Spesifikasi Mesin Honeywell TPE331-12JR

<i>Power Output</i>	<i>Shp</i> <i>Eshp</i>	1000 1050 Emergency APR available to 44°C @ 850 shp
<i>Specific Fuel Consumption (SFC)</i>		0,553
<i>Equivalent Specific Fuel Consumption (ESFC)</i>		0,523
RPM	<i>Gas gen</i> <i>Shaft output</i>	41730 1591 (CCW from Rear)
<i>Weight</i>		415 lb
<i>Power/Weight Ratio</i>		2,41
<i>Pressure Ratio</i>		10,2
<i>Airflow</i>		8,11 lb/sec
<i>Fuel</i>		Jet A, Jet B, Jet A-1, JP-4, JP-5, JP-8, JP-8+100
<i>Oil</i>		Mil-L-23699B, Type II Mil-L- 7808, Type I
<i>Electrical</i>		24 V DC, 16,2 A (max)

<i>(Demonstrated) Start Capability</i>		SL-30000 ft. <i>up to</i> +130°F
<i>(Demonstrated) Operational Limits</i>		SL-45000 ft.
<i>Compressor Bleed</i>		10% (<i>max</i>)
<i>Specification no.</i>		21-11721

Sumber: Honeywell Aerospace, 2006

