

LIIKENNELENTOKONEIDEN TURBIINIMOOTTOREISTA kerättyä ja muokattua yleistietoa

Suihkuturbiinimoottorikoosteen syntyhistoria

En ole konetekniikan ammattilainen, enkä ole ollut suihkumoottorien kanssa käytännössä tekemisissä. Suihkumoottoritehot kuitenkin on aina kiinnostaneet, ja lentonopeuden ja -korkeuden vaikutus työntövoimaan. Vuoden 2009 lopulla entisen työpaikan eläkeläisukkoporukalla pääsimme vierailulle Finnairin moottorikorjaamolle, (moottorikorjaamo on nykyisin ulkomaisessa omistuksessa.) Esivalmisteluna porukallemme kyhäsin hyvin vajavaisen tiivistelmän liikennelehtokoneiden moottoreista. Se sysäsi liikkeelle moottorimysteerin syvällisemmän tutkiskelun. Arvokasta käytännön tietoa sain em korjaamon ammattilaiselta. Kaikkea kirjaamaani tietoa en ole löytänyt dokumenteista. ”Harmaita hiuksia” ja ajanhukkaa on aiheuttanut joskus virheellinen nettitieto – mm Wiki:n harhaanjohtava suihkusuutin-selostus, ja oma tulkintavirhe lähteen tiedosta puhallinsuihkun nopeudesta, joka ratkesi viimein nettikeskustelussa 8.8.2017. Aikaa tuhraantui myös maallikkoa kiinnostavien moottoritehojen kanssa painiskellessa, (tietolähteissä ei niistä juuri puhahdeta). Olen siis joutunut itse päättämään monia asioita, ja olen niistä osan merkinnyt xx, mutta en kaikkea. Vuosien aikana uteliaisuuden, mielikuvituksen ja lukuisten yritysten ja erehdysten tuloksena on sitten syntynyt tämä turbiinimoottorin perusfysiikan ”rautaisannos”. Nippelitietoa välttämällä olen pyrkinyt tiiviiseen maalaisjärjelle istuvaan ytimekkääseen ilmaisuun. Laskelmieni tuloksiin aiheuttaa epätarkkuutta esimerkiksi, kun nousutehojen ja suihkun tehojen laskuihin olen joutunut lähtöarvoja interpoloimaan ja arvioimaan, samoin hyötysuhteita. Moottoreiden spesifikaatiota verrattaessakin on joitakin kummastusta herättäviä eroja. (Sivuviitauksissakin voi olla heittoa.) Uskon monet kysymykset ratkaisseeni tyydyttävästi, mutta tarkentamisen varaa aina löytyy. Korjausehdotukset ovat tervetulleita.

Sisällysluettelo

Dimensiomuunnokset ja kaavat	3
Lämpövoimakoneen idea	3
Mystinen voimanpesä – tekniikan ihme	4
Suihkuturbiinimoottorin periaate (kuvat 1 ja 2)	4
Puhallinturbiini (Turbofan) (kuvat 1 ja 6)	5
Potkuriturbiini (Turboprop)	6
Suihkuturbiinimoottorin toiminta (kuva 2)	6
- Suihkusuutin	7
Turbiinimoottorien työntövoiman laskeminen	8
Kuva 4 Eri turbiinityyppien työntövoimat lentonopeuden funktiona	
Työntövoimaan vaikuttavat ulkoiset tekijät ja fyysiset rajoitukset	9
Yliäänikoneen moottoreista	10
Puhallinturbiinin työntövoima	11
Kuva 5 Turbofan Thrust Map	
Puhallinturbiinin teho	12
Potkuriturbiinin työntövoima ja teho	14
Hyötysuhteista ja polttoaineen kulutuksesta	15
- Työntövoimahyötysuhde	15
- Terminen hyötysuhde	16
- Ominaispolttoaineenkulutus	17
- Hyötysuhteen optimointi	17
Moottorijarrutus (kuva 6)	18
Moottorin käynnistys ja apuenergian tuottaminen (kuva 6)	18
Moottorin ohjaus- ja apujärjestelmät	18
- Vianetsintä- ja varmistuslogiikka	19
Rakenteista ja materiaaleista	19
Huolto	21
Suihkuturbiinimoottorien spesifikaatioita	22
- Puhallinturbiinit	22
- Potkuriturbiini	24
Laskutoimitukset	24
- Työntövoimahyötysuhteen yhtälön sievennys	24
- Suihkun liiketehon yhtälöiden yhtenevyyden toteaminen	24
- Laskelmia puhallinmoottorien tehosta, polttoainekulutuksesta ja hyötysuhteesta	25
- Suihkun nopeuslaskut	26
- Teholaskut: moottoriteho nopeuden funktiona	26
Lähteitä	27
Lentokonetekniikkaa (lähteitä)	28
Kuva 1. Puhallinturbiinin periaate	29
Kuva 2. Suihkumoottorin toiminnan periaate	29
Kuva 3. Braytonin kiertoprosessit	30
Kuva 4. Eri turbiinityyppien työntövoimakäyriä	30
Kuva 5. Turbofan Thrust Map. Puhallinturbiinin työntövoimakäyriä	31
Kuva 6. Puhallinturbiinimoottori CFM56. Engine airflow	31

Dimensiomuunnokset ja kaavat

F	voima	newton N ; 1 kilopondi kp = 9,807 N, 1 naula lb = 4,448 N = 0,4536 kp
p	paine	pascal Pa [N/m ²] ; 1 bar = 0,1 MPa = 1,02 kp/cm ²
P	teho	watti W ; 1 kW = 1,360 hv (hevosvoima) = 1,341 hp (horse power), shp (akseli hp)
E / W	energia / työ	joule J [Nm] = wattisekunti Ws ; 1 kWh = 3,6 MJ
h	korkeus	jalka ft = 0,3048 m ; lentopinta FL 350 = 35000 ft = 10668 m
s	matka	nautical mile NM (merimaili) = 1,852 km , mile 1609 m ; pituus tuuma in = 2,54 cm
v	nopeus	solmu kn ja kt = 1,852 km/h ; mph = 1,609 km/h

Äänen nopeus ilmassa* $c(T) = 20,05 \sqrt{T} \text{ m/s ; } T [\text{°K}]$; Lämpötila 0°C = 273,15°K
 Äänennopeus $c(h) = 20,05 \sqrt{(273 + 15 - h/\text{km} \times 6,5)} \text{ m/s}$, standardi ilmakehämalli merenp.+15°C
 Mach 1 merenp. (+15°C) 1225 km/h, 340 m/s, kork. 35000 ft /10668 m (-54°C) 1067 km/h, 296 m/s
 [äänennopeus likiarvo $c(h) = 331,6 \text{ m/s} + 0,6 \times (15 - h/\text{km} \times 6,5) \text{ m/s}$]
 Äänen nopeus turbiinin kuumassa ilmassa /palokaasussa $c(T) = 19,5 \sqrt{T} \text{ m/s, } T [\text{°K}]$.

Polttoaineen lämpöarvo H [J/g = Ws/g]. Käytetyin kerosiinityyppi Jet A-1 43,15 MJ/kg (- 47°C), USA:ssa käytetty tyyppi Jet A 43,02 MJ/kg (- 40°C); °C on jäätymispiste

* (Äänen nopeuden perusyhtälössä ilman paine osoittajassa ja tiheys nimittäjässä kumoavat toistensa muutoksen, kun lämpötila ei muutu, joten äänen nopeus on vain lämpötilan funktio.
 $c = \sqrt{\kappa \cdot p / \rho} = \sqrt{\kappa \cdot R \cdot T}$; κ adiabaattinen vakio, p paine, ρ tiheys, R kaasuvakio, T lämpötila.
 Ks Wiki : Äänen nopeus)

Ilman tiheys 1,293 kg/m³ (lämpötila 0 °C, paine 1013 hPa)

Lämpövoimakoneen idea

Kun tietty ilmamäärä kuumennetaan tietyllä polttoenergialla ja vapautetaan, saadaan ilmalle tuotettua sitä suurempi liike-energia, mitä pienemmässä tilassa tuo ilma kuumennetaan. On kaksi eri kokoista polttokammiota, joissa on suljettava pakoilman aukko. Aukkojen suhde on sellainen, että pienen kammion pienestä aukosta virtaus kestää yhtä kauan, kuin suuren kammion suuresta aukosta.

Kun poltto on tapahtunut ja pakoaukko avataan, kaasun massavirta kummastakin aukosta on yhtä suuri, mutta pienemmästä virtausnopeus on suurempi, jolloin liike-energiakin on suurempi kun nopeus on energiayhtälössä neliöön $E = \frac{1}{2} mv^2$.

Pumppausenergia polttokammion täyttämiseen ilmalla uudelleen otetaan tuosta pakoilman virtausenergiasta, ja pienen kammion vastapaineen ollessa suurempi, sen täyttö vaatii pumppausenergiaa enemmän kuin suuren kammion täyttö. Kuitenkin kun suihkun nopeus on neliöön, pienen kammion hyötysuhde on parempi, ja ylimääräistä energiaa suihkuun jää enemmän. Polttokammion täyttämiseen ilmalla voi kulua jopa valtaosa kammion tuottamasta liike-energiasta.

Tuo esimerkki on analoginen suihkumoottorissa. Yliäänimatkustajakone Concorden moottori Rolls-Royce & Snecma Olympus 4 kpl oli aikanaan tehokkain kaasuturbiinikone hyötysuhde 43 %.

.....

Mäntämoottorissa perusidea on vastaava kuin suihkumoottorissa. Mitä suuremmaksi sylinterin puristustahtipaine saadaan nostetuksi, sitä suuremmaksi työtahtipaine kasvaa, ja sitä vähemmän suhteessa puristustahdin vaatima energia verottaa tuotettua energiaa.

Kaksitahti-turboahdettu laivadieselmoottorijätti Wärtsilä-Shulzer RT96-C hyötysuhde 52 % (Wiki).

LIIKENNELENTOKONEIDEN TURBIINIMOOTTOREISTA kerättyä ja muokattua yleistietoa

06.01.2024

(Google: Kuvat aiheesta suihkumoottorit)

Mystinen voimanpesä – tekniikan ihme

Lentokoneiden turbiinimoottorit ovat monipuolista korkeaa teknillistä osaamista vaativia tuotteita suunnittelultaan, materiaaleiltaan ja tuotantotekniikaltaan, sekä huolloiltaan. Niiltä vaaditaan erittäin suurta luotettavuutta ja hyvää teho-painosuhdetta. Moottorin rakenne muodostuu hyvin kompleksiseksi monien erilaisten ominaisuuksien vaatimuksesta. Näitä ovat ilma- ja kaasuvirtausten fysiikan optimointi, hyötysuhteen maksimointi, jäähdytys, suurten voimien ja lämpötilojen aiheuttamien muodonmuutosten ja väsyttävien ja rappeuttavien rasitusten sekä resonanssivärinöiden hallinta, sakkauksen eston ja polttoaineen virtauksen säätöjärjestelmät, sekä toimintavarmuus poikkeavissa olosuhteissa ja tilanteissa sekä vikatiloissa. Osien on oltava lujia, mutta suhteellisen keveitä. Huolto perustuu käyttötuntien ja rasitusten seurantaan sekä tarkastuksiin elinkaaren loppuun saakka.

Suihkuturbiinimoottorin periaate

Ilmapallovertaus: Suihkuturbiinimoottorin toimintaa voidaan verrata ilmapalloon, jonka suuaukosta ilma karkaa. Ilman purkautuessa syntyy voima ulospäin, jonka suuruinen, vastasuuntainen reaktiovoima aukon vastakkaisella pallon sisäpinnalla, (pallon sisäisen paineen välittämänä), saa pallon lentoon – perustuen ”voiman ja vastavoiman lakiin” (Newtonin III laki).

Jos ajatellaan paineina. Ilma virratessaan aukolle laajenee, staattinen paine laskee. Painevoima muihin suuntiin on nyt suurempi kuin taaksepäin, eli resultanttivoima on eteenpäin.

Ks ilmapallokuva: *Lähde 3.* http://www.daviddarling.info/encyclopedia/J/jet_engine.html

Suihkumoottorin dynaaminen työntövoima syntyy kiihdyttämällä moottorin läpi virtaavan ilman nopeutta – perustuen ”dynamiikan peruslakiin” voima = massa x kiihtyvyys, $F = m \cdot a$, (Newtonin II laki). Tämä voima vaikuttaa taaksepäin, ja sen reaktiovoima moottorin sisällä työntää moottoria eteenpäin. (Newtonin III laki).

Moottorin imemää ilmaa kuumennetaan, jolloin sen laajeneminen kasvattaa sen nopeutta. Nykymoottoreissa myös turbiinin pyörittämä puhallin lisää ohivirtauskanavan läpi virtaavan ilman nopeutta. Matalampikierroksista potkuria käytetään puhaltimen sijaan avoimessa turbiinimallissa.

Suihkumoottori on lämpövoimakone. Toiminta perustuu moottorin läpi virtaavan ilman paineen, lämpötilan ja tilavuuden muutoksiin. Vaiheet ovat imu – puristus – palaminen – työ. Imuilmaa puristetaan (10 – 20 bar, 2-akseliset > 30 bar), jotta ilmaa saadaan polttokammioon mahdollisimman paljon laajenemaan kuumentuessaan, ja nostetaan ilman tiheyttä tehostamaan polttoaineen nopeaa ja täydellistä palamista. Mitä suurempi puristuspaine – sitä enemmän palokaasuja kuumentamaan ilmaa laajenemaan ja enemmän tehoa, ja sitä parempi moottorin tehopainosuhde. Puristuspaine myös pakottaa polttoaineella kuumennetun laajentuneen ilman purkautumaan taaksepäin.

Ks kuva: Turbojet *Lähde 2a.* <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet> ja

Lähde 8. <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/turbine-engines.html>

Kuvat 1 ja 2. Ahtimella (compression) nostetaan ilman painetta, polttokammiossa (combustion), jossa jatkuva tuli, tuotetaan lämpöenergiaa ilman laajentamiseksi, ja kuuman ilman ja palokaasujen paine- ja lämpöenergia muutetaan liike-energiana turbiinissa (turbine) akselivoimaksi ahtimen pyörittämiseksi ja suoralla suihkuturbiinilla liike- ja paine-energiana työntövoimaksi (exhaust) sekä puhallin- ja potkuriturbiineilla (ks jälj) liike-energiana pääosin akselivoimaksi. Ilman kuumentamiseen käytetään polttoaineena kerosiinia (eli lentopetrolia). Polttoaine-ilmaseoksen palaminen tapahtuu vakiopaineessa. Kun paine nousee ja laskee tasaisesti, moottori käy tasaisesti ja värinättömästi. Tehoa saadaan kokoon nähden mäntämoottoria enemmän. Lisäämällä toinen ahdin-turbiinipari, ahtimen puristus- eli painesuhde (OPR) saadaan nousemaan nykyisillä moottoreilla jopa 45:een, ja moottorin teho ja hyötysuhde nousevat radikaalisti.

Liikennekoneiden moottoreiksi soveltuvat suuren ohivirtauksen suihkuturbiini eli puhallinturbiini (Lähde 2b) ja potkuriturbiini. Ks kuva (Lähde2c.) Työntövoiman riippuvuussuhde nopeudesta, maksimi lentonopeus ja polttoaineen ominaiskulutus jaottelevat nämä moottorityypit eri käyttötarkoituksiin ja -olosuhteisiin.

Puhallinturbiini (Turbofan) Kuvat 1 ja 6 ja ks kuvat puhallinturbiineista lähteistä

Lähde 4. http://www.aeronautics.nasa.gov/pdf/20_sabnis_green_aviation_summit.pdf ei toimi

Lähde 2b. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>

Lähde 14. http://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_CF6

Puhallinturbiinia voidaan pitää turbiinin pyörittämänä puhaltimena tai ohivirtauksella varustettuna suihkuturbiinina, riippuen puhallinsuihkun ilmamäärän suhteesta turbiinin suihkun ilmamäärään. Kuvassa 1 on esitetty kaksiakselisen puhallinmoottorin periaate. Akselit ovat sisäkkäin. Pidemmällä sisemmällä roottoriakselilla N1 (harmaa) on puhallin, matalapaineahdin (-kompressori) ja -turbiini ja lyhyemmällä ulommalla akselilla N2 (tumma) korkeapaineahdin ja -turbiini. Aksiaalinen ahdin ja turbiini koostuvat roottorin ja staattorin peräkkäisistä siipikiekoista. Kiekon muodostaa kiekko-runko ja siihen 'kuusipuuliitoksin' tms kiinnitetyt erilliset siivet. Roottorikiekot pyörivät staattori-kiekkojen väleissä lomittain - optimoidun ilmavirtauksen tuottamiseksi muotoillut siivet poikittain toistensa suhteen. Kiekkoja on kp-ahtimessa huomattavasti kp-turbiinia enemmän, mutta mp-turbiinin kiekkoja tarvitaan puhaltimen väännön vuoksi mp-ahdinta enemmän. Siipikiekkojen pinta-ala ahtimessa pienenee (siivet lyhenevät) virtauksen suuntaan paineen nostamiseksi, ja turbiinissa pinta-ala kasvaa (siivet pitenevät) kaasun paineen laskua vastaavasti. Puhallin on yksiekkoinen (ensimmäinen ahdin-vyöhyke) liikennekoneiden ja moniekkoinen hävittäjien moottoreissa. Roottorit pyörivät vapaasti toistensa suhteen. Puhallin-mp-roottori pyörii 2000 - 4250 r/min ja kp-roottori 10000 - >15000 r/min (20000 r PW). Puhallinta voi pyörittää myös kolmas turbiini voima-akselilla (R&R) tai mp-akseli ahtimen rummun sisällä sijaitsevan alennusvaihteen kautta (P&W). Näin voidaan tehokkaammin sovittaa yhteen termodynamiikan ja aerodynamiikan vaatimukset. (Pienten moottoreiden puhallin voi olla myös takana.) Puhallinilma voi virrata lyhyttä ohivirtaus-kanavaa rengasmaisena suihkuna vapaaseen tilaan, kuvissa 1 ja 6, tai pidempää ohivirtaus-kanavaa turbiinin kanssa yhteiseen suihkuputkeen. Liikennekoneissa 20 - 10 % (8,3 % PW) virtauksesta johdetaan ahtimeen, pääosan virratessa ohivirtauksena: ohivirtaussuhde 5 - 10 (12,5 PW). Puhallin tuottaakin työntövoimasta 75 - 90 % täydellä teholla, sillä suurin osa polttokammioista purkautuvan kuuman ilma-palokaasun liike-energiasta käytetään puhallin/mp-turbiinin ja kp-turbiinin pyörittämiseen. Lentonopeuden kasvaessa puhaltimen työntövoima laskee hitaamman suihkun vuoksi suhteessa turbiinin työntövoimaa enemmän, (ks työntövoiman yhtälö ja sivu 11). Puhallinilmaa käytetään myös jäähdyttämään ulkopuolelta polttokammiota, turbiinia ja ahdintakin. Puhallinsiivet 20 - 40 kpl ovat kiinteäkulmaiset. Kp-ahtimen ensimmäisten staattorikiekkojen siipikulmia säädetään ahtimen sakkauksen estämiseksi ja hyötysuhteen nostamiseksi. (Kun poikkeavien lentotilan tai olosuhteiden vuoksi ahdinsiivistä virtaus irtoaa, siipi sakkaa, vrt lentokonesiipi, jolloin

ilmavirtaus moottorin läpi häiriintyy. Pahin seuraus siitä on moottorivaurio. Paineen nousu ahtimessa herkistää sakkaukselle.) Kun lentotilan ja olosuhteiden vuoksi ahtimen painesuhdetta OPR pitää laskea ahtimen paineen ja lämpötilan liiallisen nousun ja sakkauksen estämiseksi, ahtimen paineilmaa vuodatetaan hukkaan vuodatusventtiileistä. Esim. take-off:issa ja matalalla suurella teholla lennettäessä OPR pitää laskea, ja vasta nousun loppuvaiheessa ohuessa ja kylmässä ilmassa painesuhde nousee korkeaksi. Turbiinin ja puhaltimen pyörimisestä johtuva häviöitä aiheuttava suihkujen kierto oikaistaan kiinteillä ohjaussiivillä. Polttokammiossa jatkuvaa tulta pitää yllä rengasmainen, yhtenäinen kaksoislieskaputki (vanhemmissa useita erillisiä lieskaputkia), johon useat suuttimet sumuttavat polttoainetta. Haitallisia päästöjä vähennetään sisemmän renkaan polttoainesuuttimia avaamalla tehon mukaan. Työntövoimaa lisätään polttoainesyöttöä lisäämällä puhallin-mp-roottorin tai puhallin-voimaroottorin kierroksien nostamiseksi.

Puhallinturbiini on suurissa aliiääninopeuksissa paras ja taloudellisin suurien liikennekoneiden voimanlähde - tehokas nopeuksilla 400 - 1000 km/h, max lentokorkeus 13,5 km. Matkakorkeudessa +/-10 km äänen nopeus rajoittaa taloudelliseksi nopeudeksi noin 900 km/h. Pienellä ohivirtauksella tyypill. 0,31 – 0,87 on tehokas hävittäjienkin voimanlähde yliääninopeuksiin 2000 km/h saakka, lakikorkeus 15 - 24 km, (suoravirtaussuihkuturbiini *turbojet* 30 km). (Matkustajakoneista vain yliäänikoneissa, kuten Concorde, käytettiin turbojetia.) Pienempien ilman virtausnopeuksien vuoksi puhallinturbiini on suoravirtausturbiinia hiljaisempi. Ääneen voi vaikuttaa myös puhallinsiipien ja suihkuputken muotoilulla. Polttoainekulutus kotimaan reitillä täysi kone *arviovertaus potkuri-turbiiniin (xx)* 4,5 -5 l/100 km /henk.. Airbus 380 superjumboa mainostetaan < 3 l/100 km/henk..

Potkuriturbiini (Turboprop) Ks kuva Lähde 2c. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop>

Potkuriturbiini on 1- tai 2-roottoriakselinen suihkuturbiini, jonka potkuria roottoriakseli pyörittää alennusvaihteen kautta, tai erillinen turbiini 'voima-akselilla'. Kaksiakselinen roottorirakenne on kuten puhallinturbiinissa kuva 1; puhaltimen tilalla vain vaihteisto ja potkuri. Ahdin voi olla keskipakoahdin aksiaalisen sijasta. (Potkurikin voi jo ahtaa ilmaa.) Potkurin lisäksi turbiinisuihku nostaa työntövoimaa 5 – 25 %. Lennolla potkuri pyörii vakionopeudella tyyp. 1200 rpm ja työntövoimaa muutetaan lapakulmia säätämällä - toimii kun potkurin halkaisijan suhde moottoritehoon on suuri - puhaltimella suhde on pieni. Rullatessa kierroksetkin voivat säätää. Teho-painosuhte on edullinen – saman tehoista puhallinturbiinia kolmannes kevyempi ja pienempi ja polttoainekulutus kolmannes pienempi. Hyötysuhde parempi jo pienillä nopeuksilla. Tehokas kaikilla koneen kuormilla.

Potkuriturbiini on tehokas yli 700 km/h nopeuteen ja 6 km korkeuteen saakka. Max lentokorkeus yleisesti 9 km (mäntämoottori siviilikoneet 6 - 8 km ja 40 - 50-luvun sotilaskoneet 9 - 13 km). Potkuriturbiinikone ATR 72-500, 68-paikkainen, max matkanopeus 512 km/h ja -korkeus 7,5 km, polttoainekulutus täysi kone 3 - 4 l/100 km/henkilö kotimaareitillä. Sotilaskulj.kone Airbus A400M matkakork. 9000 m, -nop. 0,68 - 0,72 Mach, max 780 km/h. Potkuriturb.liikennekoneen ennätyslento v.1960 meluava tuplapotkurinen Tupolev TU-114 1000 km matkalla keskinopeus 871 km/h.

Suihkuturbiinimoottorin toiminta

Kuvassa 2 on esitetty suihkumoottorin ilman ja kaasun paineen, lämpötilan ja nopeuden vaihtelut. Toimintavaiheita kuvataan Braytonin kiertoprosesseilla: paine/tilavuus ja paine/lämpötila kuva 3. Moottorin edessä, ennen varsinaista moottoria, on imurengas tai imukanava, jonka poikkipinta-ala laajenee moottorin ensimmäisen vyöhykkeen laajuiseksi – toimii diffuusorina. Imurenkaassa tai -kanavassa virtausnopeus pienenee ($Mach \leq 0,5$) ja staattinen paine kasvaa. (Diffuusorissa ilma-virtauksen joutuessa laajenevaan tilaan liike-energia muuttuu staattiseksi paineeksi). Ahdin imee ilmaa ja puristaa sitä paineen nostamiseksi. Ilman aksiaalinopeus kasvaa ensimmäisten kahden kolmen ahdinvyöhykkeen matkalla vakionopeuteen. Puristaminen nostaa ilman lämpötilaa.

Ahtimen jälkeen laajenevassa diffuusorikanavassa virtausnopeus alenee noin puoleen, jolloin staattinen paine nousee. (Esimerkkimoottorissa painemaksimi on $1,2 \text{ MPa} = 12 \text{ b} = 12,24 \text{ kp/cm}^2$.) Nopeuden hidastamisella varmistetaan polttoaineen täydellinen palaminen polttokammiossa. Polttokammiossa virtaus vielä hidastuu $30 - 18 \text{ m/s}$:iin. Yhtenäisen rengaslieskaputken (tai erillisten lieskaputkien) tulokanaviin, joissa on polttoainesuuttimet, ohjataan tuloilmasta $25 - 12 \%$ osallistumaan polttoaineen palamiseen. Muu osa ilmasta ohjataan lieskaputken sivuseinämiä reijistä eristämään palokaasut lieskaputken seinämistä niiden ylikuumentumisen estämiseksi, (*lähde 12d ja lähde 17 sivu 10*). Samalla ilma kuumenee esimerkkimoottorissa $n 850 \text{ }^\circ\text{C}$:seen (nykyiset moottorit $>1300 - >1700 \text{ }^\circ\text{C}$) palokaasujen vastaavasti jäähtyessä. Paine ei nouse (paineen nousu estäisi ilman tulon ahtimelta *). Kuuma ilma-palokaasuseos laajenee voimakkaasti ja ohjautuu purkautumaan turbiinille. Turbiinissa sen nopeus nousee äänen nopeuteen (1700 -asteisena $> 860 \text{ m/s}$:iin.) Turbiinisiivet suojataan ilmavaipalla ja jäädytetään sulaminen estämiseksi ahtimen vuodatusilmalla, ks sivu 19. Paineesta lähes $3/4$ käytetään tuottamaan turbiinin muotoilluissa staattori- ja roottori-siivistöissä kaasun liike-energiaa, edelleen turbiinin välityksellä ahtimen pyöritysenergiaa, ja pienempi osa suihkuputken ja suihkusuuttimen kautta poistuvan kaasun liike-energiana työntövoiman tuottamiseksi. Paineen lasku turbiinissa laskee kaasun lämpötilaa. Turbiinilta purkausilman nopeus on $225 - 365 \text{ m/s}$ ja suihkuputkessa (ja -suuttimessa) paineen edelleen laskiessa, nopeus voi nousta esim $500 \text{ }^\circ\text{C}$ -asteisena rajoittumaan äänen nopeuteen 542 m/s :iin, kuten kuvassa 2. Äänen nopeus turbiinin kuumassa ilmassa /palokaasussa on $c(T) = 19,5 \sqrt{T} \text{ m/s}$, $T [^\circ\text{K}]$.

*) Turbiini tuottaa akselimomentin, jolla ahdin pystyy nostamaan paineen pienelle pinta-alalle (diffuusorissa) polttokammion paineen suuruiseksi, ja kaasuvirtaus ohjautuu näin suuremman pinta-alan aukoista turbiinille, pienemmän paineen suuntaan. Samalla painetasolla ahtimen viimeiset siivet ovat turbiinisiipiä paljon lyhyemmät. (Ahtimen ensimmäisten siipien pituudella ei merkitystä, kun paine siellä on pieni verrattuna paineeseen turbiinissa). *Vertaus xx: Akselilla on kaksi samanlaista, mutta eri kokoista puhallinta samansuuntaisesti ilmakammion aukoissa. Kammioon syötetty ilma pyörittää akselia ison puhaltimen suuntaan, pienen työntäessä ilmaa kammioon.*

Moottorin sisällä suuret staattiset painevoimat ahtimen, diffuusorin ja polttokammion poistoaukoilla ja pienemmät dynaamiset kiihtyvyysoimat vaikuttavat reaktivoimina staattisiin ja pyöriiviin osiin. Kun staattiset painevoimat vaikuttavat yhtä suurina eteen- ja taaksepäin, työntövoimaa synnyttävät vain dynaamiset voimat moottorin sisällä ja suihkusuuttimessa, ja staattinen painevoima suuttimen suulla. Ilmavirtauksen nopeuskäyrästä nähdään, että nopeus moottorin sisällä vuoroin kiihtyy ja hidastuu, synnyttäen kiihtyvyy- ja jarruvoimia. Voimia voidaan ajatella erillisinä tai kaikki voima suihkun synnyttämänä resultanttivoimana. Ahtimen imu jo hiukan kiihdyttää tulevaa ilmavirtaa, diffuusorissa ja polttokammiossa nopeus hidastuu ja turbiinissa vuoroin kiihtyy ja hidastuu, suihkuputkessa nopeus on noin $1/3$ lopullisesta nopeudesta suuttimen suulla. $1/3$ -nopeus edustaa myös $1/3$ dynaamista työntövoimaa, verrannollisena ilmavirran nopeuteen (ks jälj. $F_g = \dot{m}_a \cdot v_j$). (Ahtimessa virtaus ja työntövoima käy jo suuremmassa arvossa.) Purkautuessaan suppenevasta suihkusuuttimesta ilman nopeus kiihtyy voimakkaasti, ja sen seurauksena siis dynaaminen työntövoima pääosaltaan syntyy eli $2/3$ kokonaisvoimasta. Työntövoimaa lisää mahdollinen staattinen painevoima suihkusuuttimen suulla ja marginaalinen polttoainevirtauksen kiihtyvyys. Staattiset painevoimat ahtimen siivillä ja diffuusorin ja polttokammion etuosissa edustavat suihkuaukon taaksepäin vaikuttavien dynaamisen ja staattisen voiman reaktivoimia. Suihkuaukon jälkeen suihku ei enää vaikuta. Jos työntövoima halutaan käsittää moottorin sisällä eteenpäin vaikuttavana painevoimana, paineen karatessa takana suihkuaukosta, vrt ilmapallo, ylääninopeuteen kiihdytetty suihku vielä nostaa sitä.

Suihkusuutin on aliääninopeudella lentävillä koneilla kiinteä suppeneva ja ylääänikoneilla säätävä. Suppenevassa suuttimessa ilma-kaasu laajetessaan kasvattaa liike-energiaansa paineen ja tiheyden laskiessa, lämpötila ja lämpöenergia laskee, ja mahdollisimman paljon energiaa saadaan siirtymään suihkun nopeuteen työntövoiman tuottamiseksi. Suuttimen virtausvastus jarruttaa virtausta, mutta

kun energian karkaaminen suihkun mukana lämpönä minimoituu, työntövoimaa saadaan radikaalisti enemmän kuin ilman suutinta. (Raketin lämpöenergiahäviöt n.30 % on pääosin suihkun mukana karkaavia ja sitä luokkaa ne turbiinisuihkussakin lienevät, mutta kokonaishäviöt suihkurturbiinilla kasvavat huomattavasti johtumis-/säteilyhäviöinä.) Suutinaukolla optimipaine on sama kuin ympäröivän ilman paine (alempi aiheuttaa voiman taaksepäin). Suurella teholla suutin on kuristunut (choked, tukkeutunut) suihkun nopeuden rajoituessa äänennopeuteen suihkun lämpötilassa, johtuen energian siirron epäsovituksista, vrt sivu 12 Laval-suutin. Suihkuputkeen, suuttimeen ja suutinaukolle nousee silloin paine, joka kyllä tuottaa työntövoimaa, mutta virtausta vastustaessaan rasittaa moottoria ja nostaa sen lämpötilaa ja lisää polttoaineen kulutusta; (aiheuttaa aliäänilennolla koneen edelle ulottuvan paineaallon - lisääkö ilmanvastusta?) *Lähde Aa/sivut 26,46, lähteet 26, 23b.* Suppenevalla suuttimella voidaan saavuttaa lentonopeus Mach 1,5 kuuman suihkun suuren äänen nopeuden ansiosta (611 m/s, 2200 km/h, kun 700 °C), *lähde 26*, mutta lämpöhäviöt ovat Laval-suutinta suuremmat. Suuren ohivirtauksen puhallinturbiinin ja potkuriturbiinin energia kuluu pääosin turbiinien pyörytykseen, joten turbiinisuihkun lämpötila on alhainen, eikä suutin lämpöhäviön vuoksi tarvitse olla suppeneva. Suihkuputki onkin mitoitettu niin, ettei suutinpainetta synny ja on äänettömämpi. Puhallinmoottorin CFM56 kuva 9 puhallinkanavan suutin suppenee nostaen suihkun nopeuden noin kaksinkertaiseksi; turbiinisuihku ei kurista. *Lähde 23b, 26, 25, 13, 22/Energy.* Suuttimen suihkun suuren nopeuden vuoksi pienellä lentonopeudella tehoa hukkuu, eli tehonsiirto-
sovitus on huono, ja vasta matka- ja manööverinopeudella sovitus on hyvä (vrt jälj. Työntövoima-
hyötysuhde). Potkuriturbiinilla tehonsiirto-
sovitus on kelvallinen alemmillakin nopeuksilla.

Turbiinimoottorien työntövoiman laskeminen

Newtonin II laki, dynamiikan laki määrittää: voima $F = dp/dt$: p liikemäärä, t aika

$$F = dp/dt = d(mv)/dt = m \cdot dv/dt + dm/dt \cdot v \quad ; dv/dt = \text{kiihtyvyys } a(t) \\ ; dm/dt = \text{massavirta } \dot{m}(t)$$

$$F = dm/dt \cdot v = \dot{m} \cdot v, \text{ kun } a = 0$$

(Aikaisempi Newton II: $F = m \cdot a = m \cdot (v_2 - v_1)/t = m/t \cdot (v_2 - v_1)$; $m/t = \dot{m}$ massavirta)

$$\text{Työntövoima } F_n = F_a + F_f + F_p = \dot{m}_a (v_j - v_L) + \dot{m}_f v_j + (p_j - p_o) A_j$$

$$F_a = \dot{m}_a (v_j - v_L) = \text{ilmavirran kiihtyvyysvoima} \quad ; \dot{m}_a \text{ ilmapainevirta moottorin läpi} \\ ; v_L \text{ ilman tulonopeus moottoriin} = \text{lentonopeus} \\ ; v_j \text{ ilman poistonopeus} = \text{suihkun nopeus (} j \text{ jet)}$$

$$F_f = \dot{m}_f \cdot v_j = \text{polttoainevirran kiihtyvyysvoima} \quad ; \dot{m}_f \text{ polttoainevirta (} v = 0)$$

$$F_p = (p_j - p_o) A_j = \text{painevoima suihkuaukolla} \quad ; p_j \text{ suihkuaukon staattinen paine ; } p_o \text{ ilmanpaine} \\ ; A_j \text{ suihkuaukon pinta-ala}$$

$v_L = v$ seuraavassa tarkastelussa.

F_f on marginaalinen, F_p turbiinityypistä ja lentotilasta riippuva (sivu 26 F_p on 18% F_n :stä, *lähde 26*), puhallin- ja potkuriturbiinin $F_p \approx 0$. (Puhallin- ja turbiinisuihkujen työntövoimat lasketaan erikseen, mutta yhteisessä suihkuaukossa sekoittuessaan ne käsitellään yhtenä suihkuna.)

Jos F_p on marginaalinen, työntövoima $F_n \approx F_a$, eli $F_n = \dot{m}_a (v_j - v)$, joten yhtälöstä on pääteltävissä: *Päätelmä 1.* Lentonopeuden kasvaessa työntövoimaan vaikuttaa:

- suihkun suhteellisen nopeuden lasku lineaarisesti laskevasti, sitä loivemmin, mitä suurempi on suihkun nopeus
- ilmapainevirran kasvu imuaukon patopaineen funktiona nostavasti

Päätelmä 2. Mitä pienempää ilmamäärää kiihdytetään tietyn työntövoiman tuottamiseksi, sitä suurempi suihkun nopeus tarvitaan, mutta tehontarve samalla lisääntyy suihkun nopeuden neliöön (suihkun ilmamassayksikön liike-energia $\frac{1}{2}mv^2$). Massan lisäys on nopeuden lisäystä edullisempaa.

Päätelmä 3. Lentokoneen ilmanvastuksen vuoksi $v_j > v$. Raketilla tyhjiössä v ei vaikuta, $F_n = \dot{m}_a v_j$.

Työntövoima voidaan kirjoittaa myös muotoon $F_n = \dot{m}_a v_j - \dot{m}_a v$, jos F_p on marginaalinen, jossa $\dot{m}_a v_j = F_g$ (gross thrust) bruttotyöntövoima, $\dot{m}_a v = F_d$ (ram drag) tuloilman vastusvoima.

Työntövoima netto $F_n = F_g - F_d$. Patopaineen lisäämä ilmamassavirta vähentää ahtimien pyöritystehon tarvetta, lisäten bruttotyöntövoimaa. Tuloilman vastusvoima kasvaa suhteessa vähemmän.

Kaikilla turbiini- ja mäntämoottoreilla työntövoimaan pätee edellä esitetty ilmapinnan kiihdytysvoiman yhtälö $F_n = \dot{m}_a (v_j - v)$ muuten, paitsi ei *päätelmä 1b*). Lentonopeuden kasvusta aiheutuva puhaltimen tai potkurin ilmapinnan nopeuden ja massan kasvu ei lisää työntövoimaa, koska v_j ei voi kasvaa yhtä paljon kun v , ellei akselitehoa nosteta. Imukanavassa ilmapinnan vastusvoima kasvaa samassa suhteessa. Suppeneva puhallinkanava jarruttaa läpivirtausta ilman puhallintakin. (Laskeeko työntövoima?) Kuinka paljon lentonopeuden kasvattama ilmapinta itse turbiinin läpi kiihtyy, ja lisää akselitehoa ja työntövoimaa, riippuu siitä, paljonko patopaineen lisäämää mp-ahtimen ilmaa joudutaan ohivuodattamaan kp-ahtimen sakkauksen välttämiseksi. ks sivu 5.

Työntövoima suihkuaukon ja imuaukon kokonaispainevoimien erotuksena.

Kaasun tai nesteen virratessa syntyy dynaaminen paine $q = \frac{1}{2} \rho v^2$, jossa ρ virtaavan aineen tiheys. Oletetaan virtaus aukossa A samaksi koko pinta-alalla. Aukolle syntyy dynaaminen painevoima $F = q \cdot A$. Dynaaminen voima on myös massavirta \times nopeus eli $F = (m/t) \cdot v$, (vrt.ed. työntövoiman yhtälö), joka synnyttää aukossa dynaamisen paineen $q = (m/t)v/A$.

Työntövoima = suihkuaukon ja imuaukon kokonaispainevoimien erotus

$F_n = (q_j + p_j - p_o) \cdot A_j - (q_{in} + p_{in} - p_o) \cdot A_{in}$; jossa q_j ja q_{in} dynaamiset ja p_j ja p_{in} staattiset paineet suihkuaukolla A_j ja imuaukolla A_{in} .

Kokonaispaineiden suhde $(q_j + p_j) / (q_{in} + p_{in}) = EPR$ (engine pressure ratio): pilotille moottorin kunnon check. Virtauserot aukon alalla vaatii kalibroinnin/korjaustermit. xx.

Eri turbiinityyppien työntövoimat lentonopeuden funktiona vakiolla tehoasetuksella kiihdytettäessä kuvassa 4. (Saman teholuokan moottorit, vrt jälj. $P = F \cdot v$). *Lähde 8 / Figure 2, lähde 2f.*

Käyrät kuvaavat periaate-eroja – eivät käytännön moottoreita. Huom! Suoran suihkumoottorin työntövoima suurilla nopeuksilla kasvaa nopeuden kasvaessa, vaikka polttoaineenkulutusta ei lisätä. Patopaineen lisäämän ilmamassavirran kiihtyessä työntövoima kasvaa. Patoputki-ilmiö alkaa toimia kasvavasti (ks yläääni-moottorit jälj). *Patopaine vähentää ahtimien pyöritystehon tarvetta ja tehoreserviä vapautuu xx.* Työntövoima voi nousta vielä lisää polttoainetta lisäämällä ja kasvaa kunnes moottorin rakenne alkaa sitä rajoittaa. (Käyrät eivät ala nollanopeudesta, sillä nopeutta tarvitaan ilmassa pysymiseen.)

Työntövoimaan vaikuttavat ulkoiset tekijät ja fyysiset rajoitukset

Ilman paineen lasku, ja lämpötilan ja kosteuden nousu laskee ilman tiheyttä, laskien työntövoimaa. Ilman tiheys laskee korkeuden funktiona eksponentiaalisesti, keskimäärin 6,5 km:ssä 50 %:iin ja 11 km:ssä 30 %:iin. Lentokorkeuden kasvaessa työntövoima laskee ja lasku vielä jyrkkenee troposfäärin ylärajan, ns tropopaussin jälkeen, kun lämpötila ei enää laske. Lämpötila on tekijänä ilman tiheysfunktiossa ja sen lasku kompensoi tiheyden laskun vaikutusta työntövoimaan. Tropopaussi vaihtelee navoilta päiväntasaajalle korkeudella 8 - 17 km, samoin lämpötila, myös vuodenaikojen ja säiden mukaan. Standardi ilmakehämallissa lämpötila laskee merenpinnan +15°C asteesta 6,5 °C/km -56,5 °C:een 11 km:n tropopaussiin saakka, eli $t = +15 \text{ °C} - h/\text{km} \times 6,5 \text{ °C}$. (Suoran suihkumoottorin työntövoima laskee puoleen noin 7,5 km:ssä, ks *Hallen hävittäisivu*. Boeing 747 puhallinmoottorin työntövoima laskee noin 55 %:iin 6 km korkeudessa ks sivu 13. xx)

Äänen nopeus ilmassa on lentofysiikan kannalta rajoittava tekijä. Lentonopeus ilmoitetaan Mach-lukuna $= v_{\text{leko}}/c$, eli lentokoneen ilmanopeuden suhde äänennopeuteen ko lentokorkeudella. Äänen nopeus riippuu vain ilman lämpötilasta, ei tiheydestä eikä paineesta, ja lämpötila riippuu korkeudesta, ks sivu 3 Äänennopeus c (h) ja Mach. Äänennopeus rajoittaa liikennekoneiden taloudelliseksi matkanopeudeksi \sim Mach 0,85 (907 km/h korkeudella 35000 ft).

Jo äänen nopeuden läheisyyskin (transsooninen alue) jyrkentää ilmanvastuksen kasvua. Liikennekoneissa ilmapurkauksen nopeudet pyritään rajoittamaan äänen nopeutta pienemmiksi. Ne voivat matkalennolla lievästi ylittyäkin, mutta lentonopeus rajataan niin, ettei ongelmia vielä ilmene. Äänennopeuden vaikutuksen merkitys yliaänikoneiden rakenteessa on aivan ratkaiseva.

Äänen nopeus asettaa rajoituksia ja vaatimuksia moottorin toiminnalle ja rakenteelle.

Suihkusuuttimen ”kuristuminen” rajoittaa suihkun nopeuden äänen nopeuteen ks sivu 7.

(Potkurisuihkun nopeus tuskin ylittää äänen nopeuteen lentokoneen suhteen, eikä siten rajoittune?)

Äänen nopeus ympäröivässä ilmassa ei rajoita suihkun nopeutta, mutta ilmanpaine hidastaa sitä. xx Puhallinmoottorin puhallinsiipien kärkinopeus voi suurilla tehoilla nousta 500 m/s:iin (Mach 1,5), (synnyttää sahaavan äänen). Siipien kärjet on siksi muotoiltu ylisooniseksi – ohut ja terävä johto- ja jättöreunaltaan ja yleensä kohtisuoraan katkaistu. *Lähde 18 /sivu 508, lähde 10/sivu24.*

Potkuriturbiinilla lapojen kärkinopeuden lähestyessä äänen nopeutta, potkurin hyötysuhde alkaa laskea niin, että lentonopeus rajoittuu n. 450 mph (724 km/h). Sapelin muotoisilla lavoilla (scimitar) voidaan ilmiön vaikutusta vähentää, samoin ääntä. Lapoja lisäämällä voidaan kierrosnopeutta laskea. Monilapaisella (4 - 8 lapaa) sapelipotkurilla päästään huomattavasti yli 450 mph nopeuteen. Moottorin sisällä ilmapurkaukset käyvät lähellä äänen nopeutta siipivälien muodostamissa suuttimissa ja ensimmäisellä turbiinivyöhykkeellä ylittääkin siihen – virtaus 'kuristuu'. (Jos ilma 1700 °C, nopeus $>$ 860 m/s.) Yliaänikoneidenkaan moottoreiden sisällä virtausnopeudet eivät ylitä äänen nopeutta, vaan tulo- ja poistokanavien muotoilulla ilman nopeus muutetaan ali- ja ylisooniseksi.

Yliaänikoneiden moottoreista *Lähde 20, 21, 13a ja b, 14, 23a ja b, 24.*

Yliaänikoneen moottorin imukanavassa on suppeneva yliaänidiffusori (säätävä). Kun nopeus laskee suhteessa enemmän kuin tiheys kasvaa, poikkipinnan täytyy pienentyä. Tätä seuraa laajeneva aliaäni-diffusori. Yliaänen sisääntuloilma pakotetaan pitkittäiseen aaltoliikkeeseen, jossa on yli- ja aliaänikeskittymiä. Aliaänikeskittymä sovitetaan ahtimen ensimmäiselle siipikielkeelle. (Ahtimen ensimmäiset siivistötkin voivat toimia yliaänisinä.)

Yliaänen suihku syntyy Laval-suuttimella (suppeneva ja laajeneva), kun kaasuvirtaus laajenee isentrooppisesti (entropia ei kasva), jolloin energiansiirto on sovittunut. Kun virtaavan ilman paine, tiheys ja lämpötila (sisäenergia ks Wiki) pienenevät jatkuvasti, suihkun liike-energia kasvaa ja nopeus ylittää äänennopeuden suihkun lämpötilassa. Suihkuputken ja ulkoilman paine-ero on oltava riittävä nostamaan kapeimman kohdan virtaus rajoittumaan äänennopeuteen - kuristumaan tukkeutumaan asti, ja estämään laajenevassa osassa tiivistysiskun syntyminen – diffusori-ilmiön. Laval-suuttimen suihkun nopeus riippuu sen lämpötilasta, mutta ei massavirrasta (kuten suppenevalla). Suppenevalla suuttimellakin on mahdollista ylittää yliaäni-lentoon Mach 1,5 kuumen suihkun suuren äänen nopeuden vuoksi, mutta suihkun lämpöhäviöt ovat suuremmat kuin Laval-suuttimella.

Yliaänikoneen ohivirtausmoottorin puhaltimen imu- ja suihkukanavat (hidastin ja kiihdytin) voivat olla yhteiset turbiinin kanssa, ja itse puhallin toimia aliaänisenä. Yliaänelle muotoilluilla puhallinsiivillä saadaan erillinenkin muotoiltu yliaänen puhallinkanava (taloudellinen), *lähde 21*, vrt s.13 puhallinsuihkun nopeus. Ohivirtausmoottori on suoravirtausmoottoria tehokkaampi Mach 1,6 saakka. Boeing F18 Hornet: ohivirtaus 0,34 (nopeus korkealla 1900 km/h ja matalalla 1300 km/h).

Hävittäjien moottorien suihkusuuttimet koostuvat yleensä kahdesta peräkkäisestä kukan terälehtien tavoin säätyvästä laipasuuttimesta. Aliäänilennolla suutin säädetään takasuuttimella suppenevaksi. Yliääninen suihku syntyy suuttimilla yhdessä muodostetulla Laval-suuttimella, joka säätyy ilman läpivirtauksen mukaan, *lähde 26 Fig 4*. Jälkipoltolla, ruiskuttamalla lisäpolttoainetta suihkuputkeen, työntövoima kasvaa 50 - 100%. Kun kulutus kasvaa 100 - >400 % käyttö on lyhytaikaista. Jälkipoltolla Laval-suutin pitää laajentaa ja lentotilasta riippuva suutinsäätö pitää painesuhteen oikeana. xx. (Työntövoima jälkipoltolla 'wet thrust' ja sitä ilman 'dry thrust'). Suutin voi olla myös kääntyvä 'vectoring nozzle' manööverien helpottamiseksi. Kun suutinaukon ja ympäröivän ilman paine poikkeavat, syntyy seisova sokkiaalto ja suihku pätkeytyy paine+lämpö-keskittymien jonoksi, joka jälkipoltolla tulee näkyväksi, google: 'shock diamonds', *lähde 29a. Lähteet 25, 13, 22, 26*.

Nopeuksilla Mach 2 - 8, ohjukset ja tiedustelukoneet, käytetyt yliäänimoottorit: patoputkimoottorit Ramjet (v.1913), Scramjet (supersonic combustion ramjet) ja PDE-sysäysmoottori (pulse detonation wave engine). Patoputkimoottori on muotoiltu putki, jossa vain polttoainesuuttimet ja liekinpitimet, ei pyöriviä osia. Ramjetin muotoiltu ilmanotto hidastaa ilman virtauksen alle äänennopeuden ja kasvattaa sen painetta ennen polttokammiota, ja Laval-suutin kiihdyttää suihkun. Se tarvitsee alkukiihdytyksen (> 1/2 mach) raketti- tai suihkumoottorilla. Scramjetissa ilma virtaa yliäänisesti läpi moottorin. PDE-moottoreita on monenlaisia, ensimm. V1-ohjuksessa. Tiedustelukoneet SR-71 Blackbird ramjet Mach 3,3 60-luvulta, SR-72 scramjet Mach 6 suunnitteilla, (SR-91 Aurora pde? Mach 4 - 6 noin v.1985), ks sivu 27 *Lentokonetekniikkaa*. Scramjetin teoreettinen maks.nopeus Mach 12 - 24. Miehitämätön pieni scramjet-kone < 4 m: NASA X-43A maks.nopeus Mach 9,6 (10461 km/h) korkeudella 33,5 km.

Puhallinturbiinin työntövoima (Ks voiman yksiköt sivu 2)

Puhallinkanavan rengasmaisten imu- ja suihkuaukkojen pinta-alojen suhde ja lämpötilan nousu* määräävät puhallinilman nopeuden kasvun. Imuvirtausnopeus kone maassa ≈ 150 m/s kasvaa lentonopeuden kasvaessa, ja puhallinsuihkussa nousee noin kaksinkertaiseksi; moottori Trent 900. Puhaltimen suihkuputki on suppeneva, ja paine nousee siinä noin 1,5-kertaiseksi. (* Lämpötilan nousu häviöittä 1,5-kertaiseksi (*Boyle'n laki* $p \cdot V / T = \text{vakio}$), ja matkakorkeudella ilman lämpötilan ollessa -54 °C se moottorissa nousi $+56$ °C:seen. Puhallinilman jäähdyttäessä turbiinin vaippaa, sen lämpeneminen ja ahtimien huohottama lämmin ilma lisäävät puhallinilman lämpöenergiaa nacelle-tilaan. Lentonopeudella 907 km/h (252 m/s) suihkun nopeus oltava ~ 1418 km/h (394 m/s) (sivu 25 laskelma), jota vastaava suihkujen keskilämpötila on 113 °C. Suihkun nopeus ilman suhteen $(v_j - v) = 142$ m/s. Turbiinisuihkun nopeus ~ 1000 mph (446 m/s) *lähde 10 s 24*, vaatii lämpötilan ≥ 250 °C äänennopeudelle. Mikä on puhallinsuihkun nopeus - nouseeko lämpötila 0 °C:seen, jolloin nopeus ≤ 340 m/s? xx. Turbiinin suihkuputki ei suppene - mitoitus niin, että suutinpaine ~ 0 . Lentonopeuden noustessa puhaltimen ja turbiinin työntövoimien suhde laskee, koska työntövoima-yhtälössä $F_a = \dot{m}_a (v_j - v)$ erotus $v_j - v$ puhaltimella lähestyy nollaa turbiinia nopeammin.

Työntövoima ilmoitetaan maksimivoimana merenpinnan tasolla, moottori paikallaan.

Työntövoima mitataan koepenissä erilaisilla lentotila-asetuksilla, staattisina.

Staattisia työntövoimia eri lentokoneilla (arvot *lähde 11*, wikistä, tehdasspekseistä ym)

Airbus A320 120 kN · 2 moottoria = 240 kN ≈ 24 tn (kp = 9,81 N)

Boeing B747 258 kN · 4 moott ≈ 105 tn, MD11 270 kN · 3 moott ≈ 83 tn,

Airbus A380 320 kN · 4 moott ≈ 131 tn (koneen paino 560 tn täysi kuorma); rahtiversio 342 kN

Boeing 777 512 kN · 2 moott ≈ 102 tn (suurin moottorin työntövoima)

Puhallinturbiinin työntövoima nopeuden ja korkeuden funktiona vakiolla tehoasetuksella kiihdytettäessä, Turbofan Thrust Map kuva 5. *Lähde 7.* Ks Mach nopeudet sivu 3.
(Kuvaajien kaarevuus johtunee moottorin tehon kasvusta patopaineen vuoksi tuloilmavirran kasvaessa nopeuden funktiona. Työntövoiman $F_a = \dot{m}_a (v_j - v)$ kuvaaja on laskeva suora, ei kaareva.)

Cruise thrust 3 km käyrällä kiitotie oletetaan 3 km korkeudelle (alkaa 0-nopeudesta) Työntövoimakäyrät lyhenevät korkeuden lisääntyessä, koska matkalentonopeus joudutaan pitämään korkealla melko ahtaissa rajoissa, johtuen koneen sakkausherkkyydestä. Käyristä nähdään, että lentonopeus voi nousta korkealla liki äänen nopeutta. Käyrästä tarkkuus on matkakorkeudella noin $\pm 10\%$, koska "cruise thrust" vaihtelee moottorikohtaisesti. SFC on ominaispolttoainekulutus, ks sivu 14.

Matkатыöntövoima ja -nopeus ilmoitetaan yleensä lentopinnalla FL350 (35000 ft = 10668 m, ks sivu 17), ja ovat muutama prosentti maksimiarvoja pienemmät (työntövoima - 4 %). Työntövoima laskee matkakorkeudella noin 18 - 25 %:iin take-off työntövoiman maksimiarvosta. Nousutyöntövoima matkakorkeudella voi olla vielä esim 12 % matkатыöntövoimaa suurempi. Jos matkатыöntövoimaa ei ole spesifioitu, kuvan 5 Thrust Map käyrästä sen suhde take-off työntövoimaan saadaan noin $\pm 10\%$ tarkkuudella. Työntövoimissa on tietolähde-eroja ja puutteita ym kummallista; johtunee standardien puutteesta? Esim B747 ja A380 matkатыöntövoimat ovat lähes samat, vaikka kokoero on suuri? Matkanopeudet ovat Mach 0,78 - 0,85 (832 - 907 km/h), maksimi \geq Mach 0,89.

Matkатыöntövoimia eri lentokoneilla matkakorkeudella n 35000 ft: (* arvio xx)
Airbus A320 22,3 kN · 2 moottoria = 44,6 kN \approx 4,5 tn (thrust cruise/t-o 22,3/120 = 18,6%)
Boeing MD11 ~ 0,21* · 270 kN · 3 moott ≈ 170 kN ; B747 57 kN · 4 moott = 228 kN (- " - 22 %)
Airbus A380 57,6 kN · 4 moott = 229 kN \approx 23 tn ; rahtikone 60,9 kN · 4 = 244 kN (- " - 18 %)
Boeing B777 ~ 0,20* · 512 kN · 2 moott ≈ 102,4 kN · 2 ≈ 205 kN \approx 21 tn

Suuri teho rasittaa moottoria kohtuuttomasti ja lennon eri vaiheisiin onkin määritelty sallitut työntövoimat. Olosuhteista riippuen, maksimityöntövoimaa voidaan tarvita startissa, nousussa ja jarrutuksessa. Sen käyttö on sallittu vain 5 minuuttia. Ilman lämpötilan lisäksi Take-off-työntövoimaan vaikuttaa koneen paino ja kiitotien pituus ja märkyys (jarrutusvara). Jos ilma on kylmä, kone kevyt ja kiitotie pitkä ja kuiva, olosuhteisiin mukautettu työntövoima Flex Thrust voi olla 70% maximista.

Puhallinturbiinille ilmoitetaan myös Low Specific Thrust = F/\dot{m}_a , eli työntövoima/ilmamassavirta. Suurten puhallinturbiinien ilmamassavirta on 1000 - >1300 kg/s; 770 - >1000 m³/s (ilman tiheys 1,3 kg/m³ 0 °C), eli 3 - 4 omakotitalon tilavuus sekunnissa, (vrt spesifikaatiot sivu 21). *Lähde 26.*

Puhallinturbiinin teho (Ks tehon yksiköt sivu 3)

Moottorin kokonaisteho $P_f = \dot{m}_f \cdot H$; \dot{m}_f polttoaineen kulutus [g/s] ja H sen lämpöarvo [J/g], \dot{m}_f on laskettavissa ja käytetyimmän kerosiinien lämpöarvo $H = 43,15$ MJ/kg.

Kokonaisteho = moottorin bruttoteho (= suihkun teho, kun $F_p \approx 0$) + suora lämpöhäviöteho.

Moottoritehoa tehdas ei ilmoita. Staattinen moottoriteho voidaan laskea suihkun tehona P_j moottori paikallaan. (Puhallinmoottorin turbiinin suihkuaukon staattinen painevoima F_p ei ole merkittävä.)

Liike-energia $dE = mv dv$, josta $E =$ liike-energia $\frac{1}{2} mv^2$ (kineettinen energia)

suihkun aikajakson Δt "ilmamassapaketin" ($\dot{m}_a \cdot \Delta t$) liike-energia on $\frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a \cdot \Delta t) \cdot v_j^2 = E_j$

teho on työ ja energia aikayksikössä $P = E / t$

suihkun teho $P_j = E_j / \Delta t = \frac{1}{2} \cdot (\dot{m}_a \cdot \Delta t) \cdot v_j^2 / \Delta t = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j^2$, (vrt. liike-energian yhtälö)

sijoitetaan $\dot{m}_a \cdot v_j = F_g$; F_g on bruttotyöntövoima (ks. sivu 10), saadaan,

suihkun teho $P_j = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j =$ moottorin bruttoteho P_g , jota lennolla patopaine nostaa ks sivu 10.

Kun puhaltimen ja turbiinin suihkujen nopeuksia ja massavirtoja ei ole erikseen spesifioitu, on käytettävä suihkujen keskimääräistä likiarvonopeutta $v_j = F_g / \dot{m}_a$ (yhtälöstä $\dot{m}_a v_j = F_g$, sivu 8). Turbiinin kuumen suihkun suuren nopeuden ja puhallinilman lämmön nousun (ks ed sivu) vuoksi yhteissuihkun keskimääräinen nopeus voi nousta huomattavasti yli äänennopeuden ympäröivässä ilmassa. Jos puhallinsuihkun nopeus yltää äänen nopeuteen, tehon lisäys ei sitä enää nosta, mutta ilmamassavirta voi kasvaa, jolloin staattinen paine kanavassa kasvaa ja lämpöhäviöt kasvavat, ks sivu 7 Suihkusuutin. (Staattinen maksimiteho $\approx 1/2 \times$ maksimityöntövoima \times äänen nopeus. xx)

xx: Jos työntövoimayhtälössä $F = \dot{m}_a v_j$ massavirta ja suihkun nopeus kasvavat samassa suhteessa tehoa lisättäessä, työntövoima F kasvaa suihkun nopeuden neliöön ja suihkun teho $P_j = 1/2 \dot{m}_a v_j^2$ sen kuutioon. Silloin työntövoiman *Cruise Thrust* 75 % asetuksella suihkun nopeus on $\sqrt{0,75} = 87$ % suihkun take-off-nopeudesta ja suihkun teho $0,87^3 = 65$ % take-off-tehosta. Paineen nousu puhallinkanavassa lämmittää ilmaa laajentaen sitä ja lisää osaltaan suihkun nopeutta, joten ilmamassavirta ei ehkä kasva samassa suhteessa kuin suihkun nopeus, ja lasketut arvot lienevät liian pieniä. HUOM! Suomalaisessa ilmailukielessä *Flex Thrust*:ia nimitetään harhauttavasti *Flex Teho*:ksi.

Lentonopeuden kasvaessa patopaineen lisäämä ilmamassavirta nostaa suihkun tehoa P_g , mutta samalla kasvaa imukanavan tuloilman vastusteho P_d , eli moottorin liiketeho $= P_g - P_d$, (ks sivu 29 Teholaskut). HUOM! Liiketehoa ei nimitetä nettotehoksi erotukseksi nettotyöntötehosta P_n ks jälj.

Työntötehon laskeminen: työntöteho (= nettoteho moottorin liiketehosta $P_g - P_d$)

työ on voima \times matka $W = F \cdot s$

teho on työ aikayksikössä $P = W / t = F \cdot s/t = F \cdot v$

työntöteho (nettotyöntöteho) $P_n = F_n \cdot v =$ työntövoima \times lentonopeus

Työntöteho riippuu työntövoiman suhteesta lentokoneen painoon ja ilmanvastukseen, (vaikuttavat nopeuteen, vähemmän työntövoimaan) ja lennon vaiheista. Moottori paikallaan työntöteho $= 0$, kun $v = 0$ (testipenkissä ja startin alussa) ja nousussa se on suurin, mutta huonolla hyötysuhteella ks.jälj.

Esimerkkilasku staattisesta maksimitehosta (bruttotehosta):

Puhallinturbiini CF6-80C2B1F General Electric (lentokone Boeing B747- 400 4 moottoria)

Työntövoima max $F_g = 258$ kN, ilmamassavirtaus $\dot{m}_a = 800$ kg/s, (F_g :ssa tietolähde-eroja ?)

Suihkujen keskinopeus $v_j = F_g / \dot{m}_a = 258$ kN / 800 kg/s = 322 m/s

Staattinen bruttoteho max $P_g = P_j = 1/2 \cdot F_g \cdot v_j = 1/2 \cdot 258$ kN \cdot 322 m/s = 41,6 MW (56600 hv), ja

kun *cruise thrust* 75 % merenpinnassa, se olisi $0,65 \cdot 41,6$ MW = 27,1 MW (36900 hv), ks ed.sivu.

Esimerkkilaskut työntötehosta P_n lennon eri vaiheissa:

Matkatyöntötehoja: P_{Matka} lasketaan yhtälöllä $P_n = F_n \cdot v$; työntövoimat sivulta 14. (Matkanopeudet on laskettu Mach-luvuista korkeuden 35000 ft äänennopeudella 1067 km/h. xx) (* on arvio xx)

Airbus A320 $22,3$ kN \cdot 832 km/h \cdot h/3600 s \cdot 2 moottoria = 5,15 MW \cdot 2 \approx 10,3 MW (14000 hv)

Boeing B747 $57,0$ kN \cdot 907 km/h \cdot h/3600s \cdot 4 moott = 14,3 MW \cdot 4 \approx 57,4 MW (77800 hv)

Boeing MD11 $\sim 0,21^* \cdot 270$ kN \cdot 875 km/3600s \cdot 3 moott \approx 13,8 MW \cdot 3 \approx 41,3 MW (56200 hv)

Airbus A380 $57,6$ kN \cdot 907 km/3600s \cdot 4 moott = 14,5 MW \cdot 4 \approx 58,0 MW (78900 hv)

Boeing B777 $\sim 0,20^* \cdot 512$ kN \cdot 896 km/3600s \cdot 2 moott \approx 25,5 MW \cdot 2 \approx 51,0 MW (69300 hv)

Miten A380 pystyy samaan matkanopeuteen liki samalla teholla kuin B747, vaikka suuri kokoero?

Sea level 75 % työntöteho Mach 0,6 ylittää matkakorkeuden tehot $> 100\%$, ks kuva 5 Thrust Map.

Take-off-nopeudella 250 – 290 km/h irtoaa kiitotiestä (Wiki: *Airliner Takeoff Speeds*). Sea level käyrältä $250/1225 = \text{mach } 0,20$, työntövoima on $63/75 \cdot 100 = 84 \%$, ja $\text{mach } 0,24$ on $61/75 = 0,81$. B747 moottorin take-off työntöteho $P_{TO} = 0,81 \cdot 258 \text{ kN} \cdot 290 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600\text{s} = 16,8 \text{ MW}$. Yhteis take off-teho $4 \cdot 16,8 = 67,3 \text{ MW}$, on matkatehoa 17 % suurempi. Hukkateho on suuri ks s.16. A380 yhteis take-off teho $P_{TO} = 0,81 \cdot 320 \text{ kN} \cdot 290 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600 \cdot 4 = 83,5 \text{ MW}$. (= $P_{Matka} + 44\%$)

Nousussa käytettäessä 100% työntövoimaa, laskuissa 75% matkasyöntövoimakäyriin lisätään 25%. Nousussa Boeing B747 6000 m:ssä max nopeus on 630 km/h (*Lähde 19*). Cruise thrust 6 km käyrältä nopeudella $630/1138 = \text{mach } 0,553$, nousutyöntövoima on $34/75 \cdot 100 = 45,3 \%$. Moottorin hetkellinen nousuteho $P_{Noussu} = 0,453 \cdot 258 \text{ kN} \cdot 630 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600\text{s} = 20,5 \text{ MW}$ (27900hv) B747 4 moottoria yhteisnousutyöntöteho $\text{max} \approx 4 \cdot 20,5 \text{ MW} = 81,8 \text{ MW}$ (111200 hv). Nousuteho $\sim 43 \%$ matkatehoa suurempi. (Tiedeletti keskust.: matka-/nousuteho 60000/120000 hv.) Staattinen bruttoteho on 41,6 MW, mutta työntövoiman laskiessa alle puoleen tehokin puolittuu. MD11 $P_{Noussu} = 0,453 \cdot 270 \text{ kN} \cdot 630 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600\text{s} = 21,4 \text{ MW}$, 3 moott $\approx 64,1 \text{ MW}$ (87200 hv) A380 $P_{Noussu} = 0,453 \cdot 320 \text{ kN} \cdot 630 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600\text{s} = 25,4 \text{ MW}$, 4 moott $\approx 101,5 \text{ MW}$ (138000 hv) B777 $P_{Noussu} = 0,453 \cdot 512 \text{ kN} \cdot 630 \text{ km/h} \cdot \text{h}/3600\text{s} = 40,6 \text{ MW}$, 2 moott $\approx 81,2 \text{ MW}$ (110000 hv) Airbus A380, Boeing MD11 ja B777 moottoreilla nousuteho on 50 - 75 % matkatehoa suurempi.

Mikä on moottorin nimellisteho, kun nousuteho on aikarajoitettu; 65 %:n matkatehoko? Ks sivu 12.

Superjumbon Airbus 380 (maailman suurin) matkateho 58 MW (matkanopeudella 907 km/h) vastaa ~ 2400 100 hv (73,5 kW) henkilöauton tehoa, nousuteho $\sim 102 \text{ MW}$ vastaa ~ 4100 ja take-off-teho $\sim 83,5 \text{ MW}$ vastaa ~ 3400 h-auton tehoa. H-auto käyttää moottoritienopeudella vain $\sim 1/3$ maksimitehosta eli 24,5 kW, *Lähde 30*. Tehot ovat nettotehoja - kokonaistehot sivu 16 ja laskelmat sivu 23.

Potkuriturbiinin työntövoima ja teho

Potkurisuihkun ilmamassavirta on suuri, mutta nopeus pieni, joten tehontarve on pieni verrattuna samalla lentonopeudella puhallinturbiiniin, jolla saman työntövoiman tuottaminen pienempää ilmamassavirtaa kiihdyttämällä vaatii moottoritehoa huomattavasti enemmän, eli nopeuden neliöön verrannollisesti (ed. *Päätelmä 2*). Lentonopeuden kasvaessa potkuriturbiinin työntövoiman nopean laskun (ks kuva 4) vuoksi tehoero kuitenkin alkaa tasoittua. Koska potkurin ilmapirran nopeus on suhteellisen pieni muihin turbiineihin verraten, sen nopeutta täytyy lisätä lentonopeuden kasvaessa.

Potkurin työntövoima on aluksi suuri, mutta kun se matkanopeudella laskee voimakkaasti, turbiinin suihkun lähes vakion työntövoiman suhteellinen osuus kasvaa. Koneen kiihdyttäessä säätäjä pitää potkurin kierrosnopeuden (tyypill. 1200 rpm) ja akselimomentin (moottoritehon) vakiona lisäämällä lapakulmia. Lapakulmien kasvaessa työntövoima laskee (vrt auton vetopyörien vääntö laskee ylöspäin vaihdettaessa, vaikka moottorin vääntö ei muutu.) Lapakulmien säädön ansiosta moottorin akselitehosta P saadaan mahdollisimman paljon hyödynnetyksi työntötehona P_n , sillä kullakin korkeudella ja tehoasetuksella akseliteho on käytännössä lentonopeudesta riippumaton.

Potkuriturbiinin tehon yksiköt (työntövoimaa ei ilmoiteta):

- akselihevosvoima, SHP (shaft horse-power); mitataan akselilta vesikuormaan
- ekvivalentti akselihevosvoima, ESHP (equivalent SHP); akseliteho plus turbiinin suihkuteho

Hyötysuhteista ja polttoaineen kulutuksesta

Työntövoimahyötysuhde Lähde 9.

Työntövoimahyötysuhde eli propulsiivinen eli ulkoinen hyötysuhde η_p määrittää paljonko työntövoiman synnyttämiseksi tuotetusta tehosta eli liiketehosta (*rate of production of kinetic energy*) $P_g - P_d$ saadaan hyödynnetyksi työntötehona P_n . (Suihkuaukon staattinen paine marginaalinen.)

[Tässä määritetään *työntötehon hyötysuhde*, ei *työntövoiman*, koska lentokoneella muuttuvat olosuhteet vaikuttavat työntövoimaan radikaalisti. Vedessä työntövoimahyötysuhde toimii.]

$\eta_p = P_n / (P_g - P_d)$ työntötehon suhde suihkun tehon ja tuloilman virtaustehon erotukseen, myös $\eta_p = P_n / (P_n + P_{\text{hukka}})$ työntötehon suhde työntötehon ja jäännössuihkun tehon summaan, eli $P_g - P_d = P_n + P_{\text{hukka}}$ = moottorin liiketehto [yhtälöiden yhtenevyytodennus sivu 23]

suihkun bruttoteho $P_g = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j^2 = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j$ (ks ed. Puhallinturbiinin teho /
 tuloilman virtausteho $P_d = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v^2 = \frac{1}{2} \cdot F_d \cdot v$ suihkun teho laskeminen)
 työntöteho $P_n = F_n \cdot v = \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v$ (ks ed. työntövoiman ja tehon laskeminen)
 Lentokoneen kiihdyttäessä suihkun tehoa voi siirtyä koneen työntötehoksi vain suhteessa nopeuden kasvuun. Suihkuun jää sen vuoksi hukatehoa, joka nopeuden ja korkeuden vakiinnuttua vähenee arvoon, jolloin työntöteho $P_n =$ koneen ilmanvastushäviöt, ks. jälj. Puhallinturbiinin työntövoimahyötysuhde ja Tehonsiirron sovitus sivu 7.
 hukateho $P_{\text{hukka}} = \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j - v)^2$ (ks ed suihkun tehon laskeminen)

Sijoitetaan tehojen yhtälöt η_p :n yhtälöön (kumpaan tahansa) ja sievennetään, saadaan:

$\eta_p = 2 / (1 + v_j/v)$; v_j suihkun nopeus [Verestätkö sievennyksessä algebran
 v lentokoneen nopeus taitojasi vai luntaatko sivulta 24]
 η_p kasvaa nopeuden kasvaessa, sillä v_j/v lähestyy 1:stä (hukateho laskee v_j :n kasvaessa)

Puhallinturbiinin (suuri ohivirtaus) ja potkuriturbiinin työntövoimahyötysuhteet ovat luokkaa $\eta_p = 0,75 - 0,85$ (potkuriturbiinilla parempi).

Puhallinmoottori startissa ja nousussa: Työntövoima on oltava suuri lentokoneen nopeuden kiihdyttämiseksi ja synnyttämään siivelle suuri nostovoima. Hitaasta nopeudesta johtuen työntöteho on kuitenkin aluksi suhteellisen pieni ($P_n = F_n \cdot v$) moottorin liiketehtoon ($P_n + P_{\text{hukka}}$) verrattuna. Suihkun suhteellinen nopeus ($v_j - v$) on suuri, ja siihen jää paljon hukatehoa, joka aiheuttaa voimakasta turbulenssia takana olevaan ilmaan (kuten koepenissä) – työntövoimahyötysuhde on huono – tehonsiirrossa epäsovitus. Työntöteholla nostetaan lentokoneen liike-energiaa ($\frac{1}{2} m v^2$) ja potentiaalienergiaa (mgh) sekä kumotaan ilman vastushäviöitä (muuttuvat lämmöksi). (Suurin vastushäviö syntyy siiven nostovoiman tuottamisessa syntyvistä ilmavirtauksista, pienemmät vastushäviöt koneen rakenteesta johtuvista ilmavirtauksista ja kitkasta. Nostovoima tekee työtä.) Moottorin synnyttämää turbulenssia vaarallisempaa takana lentäville koneille on kuitenkin suurten koneiden siiven synnyttämät voimakkaat putkimaiset kärkipyörteet, niiden lentäessä hitaasti. Ne säilyvät vaarallisina minuutteja. (Kärkipyörteitä pystytään merkittävästi eliminoimaan ylös tai vutetuilla siivenkärjillä, Winglet:eillä.)

Nousussa (6 km:ssä 630 km/h) työntöteho on 43 % – 75 % matkatehoa suurempi, ks sivu 15, xx. Voi olla suurempikin riippuen korkeudesta ja nopeudesta, (jopa 100 % Tiedelehti keskustelu).
 Nousussa (6 km:ssä 630 km/h) suihkun nopeus maan suhteen on ~ 206 m/s, laskelma sivu 24.

Puhallinmoottori matkalennolla: Suurella tasaisella nopeudella vakiokorkeudella työntövoimaa tarvitaan tuottamaan siiven nostovoima, joka ilmenee vastusvoimana, ja muiden ilman vastusvoimien voittamiseen. Työntövoima = ilmanvastusvoima. Ilmanvastusvoimakeskiö säätynee työntövoimakeskiön kanssa samaan pisteeseen korkeus- ja sivuvakaajilla. (Nostovoiman synnyttämät virtaus-vastushäviöt ovat laskeneet, muut virtausten ja kitkan vastushäviöt kasvaneet. Nostovoima ei tee työtä.) Suihkun suhteellinen nopeus ($v_j - v$) on nyt pieni, eikä suihkuun jää paljon hukatehoa – hyötysuhde on hyvä, (moottoritehoa siirtyy suurin mahdollinen määrä työntötehoksi) – tehonsiirtosovitus hyvä. Ohuessa ilmassa työntövoima on pieni, 18 - 25 % *xx* (vrt kuva 5), kun sekä moottorin kiihdyttämä ilmamassavirta että suihkun suhteellinen nopeus ovat pieniä. Näistä syistä myös jättöilman turbulenssi jää pieneksi. Työntötehota kuitenkin nostaa suuri lentonopeus. Työntöteho laskee transsoonisen nopeuden rajalla reilu/liki puoleen max nousutehosta (vrt sivu 12). Nopeudella Mach 0,85 (907 km/h) suihkun nopeus ilman suhteen on ~ 142 m/s, *laskelma sivu 24*.

Puhallinmoottori lento merenpinnan tasolla: Teholaskelma sivu 29 (η_p -sovellus). Moottorin hyötöteho näyttäisi kasvavan nopeuden funktiona vakio lentokorkeudella - patopaineiko tehoa nostaa? *xx*

Potkuriturbiinin työntövoima on lähes kääntäen verrannollinen lentonopeuteen, joten potkurin ilmasuihkuun jää suhteellisen vähän hyödyntämätöntä liike-energiaa pienelläkin nopeudella. Sillä saavutetaankin muita turbiineja parempi hyötysuhde, kunnes potkurin kärkinopeus ylittää äänen nopeuden. Turbiinin suihkun työntövoimahyötysuhde kasvaa potkurin hyötysuhdetta hitaammin, joten lentonopeuden kasvaessa sen osuus kokonais-työntövoimahyötysuhteesta kasvaa.

Potkuriturbiinin moottoriteho P tunnetaan ja jos $\eta_p = f(v)$ tunnetaan, työntöteho $P_n = \eta_p \cdot P$.

Kun $P_n = F_n \cdot v = \eta_p \cdot P$; saadaan $F_n = \eta_p \cdot P / v = 2 / (1 + v_j/v) \cdot P / v = 2P / (v + v_j)$, ks ed.

Kun $v = 0$, $F_n = 2P / v_j$ (josta $P = \frac{1}{2} \cdot F_n \cdot v_j$ vrt. sivu 14 suihkun staattinen teho).

Terminen hyötysuhde *Lähde 9*.

Terminen eli sisäinen hyötysuhde η_t määrittää paljonko moottoriin syötetyn polttoaineen energiasisällöstä saadaan hyödynnettyksi liiketehoksi $P_g - P_d$. *Suihkuaukon staattinen painevoima ei saa olla merkittävä*. Tehoa hukkuu paljon ahtimien pyörytyksessä lisäkuormineen, puhaltimen häviöinä ja suorina lämpöhäviöinä. (Moottorin liiketeho on myös $P_n + P_{hukka}$ ks ed.)

$\eta_t = (P_g - P_d) / P_f$ eli liiketehon suhde moottoriin syötetyn polttoaineen täydellistä palamista vastaavaan lämpötehoon $P_f = \dot{m}_f \cdot H$ eli polttoainevirran ja polttoaineen lämpöarvon tuloon; H [Ws/g = J/g], yleisin kerosiini $H = 43,15$ MJ/kg

η_t pienenee nopeuden kasvaessa, sillä liiketeho silloin pienenee (vakiolla tehoasetuksella polttoainetta kuluu koko ajan liki saman verran, mutta tuloilman vastusteho kasvaa jatkuvasti) ks SFC. Suurilla nykymoottoreilla matkalennolla terminen hyötysuhde $\eta_t = 0,45 - 0,55$.

Kokonaishyötysuhde $\eta_{kok} = \eta_p \cdot \eta_t$, kasvaa nopeuden kasvaessa, koska η_p :n vaikutus on määräävä. $\eta_{kok} \approx 0,4$ luokkaa matkalennolla puhallinturbiinilla ja potkuriturbiinilla vähän parempi; dieseltasoa.

Airbus 380 kokonaistehonkulutus matkalennolla ~ 145 MW ja nousussa ~ 293 MW. *xx*

(Kokonaistehonkulutus = työntöteho P_n + työntötehohukka P_{hukka} + terminen häviöteho.)

Vrt. Imatran vesivoimala 192 MW, Loviisan yksi reaktori 496 MW, vuonna 2013 Suomen koko tuulivoima-kapasiteetin täysi teho 447 MW. (Ks laskelmat sivut 23-24)

Ominaispolttoaineenkulutus

Ominaispolttoaineenkulutus TSFC = SFC (thrust specific fuel consumption) polttoaineenkulutuksen suhde työntövoimaan = \dot{m}_f / F_n [mg/s /N], dimensio mg/(Ns), tai g/(kN·s) tai lb/(lbf·h).

$$1 \text{ lb}/(\text{lbf}\cdot\text{h}) = 453,6 \text{ g} / (4,448 \text{ N} \times 3600 \text{ s}) = 0,02833 \text{ g}/(\text{N}\cdot\text{s}) = 28,3 \text{ g}/(\text{kN}\cdot\text{s}).$$

SFC on suuren ohivirtauksen moottoreilla max take off työntövoimalla tyypillisesti 8 – 10 mg/Ns ja max matkalentotyöntövoimalla (cruise) uudet moottorit ~13 mg/Ns ja vanhat 14 – >16 mg/Ns . Absoluuttinen pa-kulutus on startissa (SL = sea level) matkakulutukseen verrattuna yli kaksinkertainen, sillä työntövoima laskee ~ 20 %:iin matkakorkeudella 35000 ft. xx

Polttoaineenkulutus [kg/h; g/s] $\dot{m}_f = \text{SFC} \cdot F_n$; kokonaisteho $P_f = \dot{m}_f \cdot H$; H= 43,15 tai 43,02 MJ/kg

Polttoaineenkulutus / työntöteho $\text{SFC}_{\text{THP}} = \dot{m}_f / P_n$ [g/h / kW], on puhallinturbiineilla matkateholla alle 250 g/kWh, uudemmilla vielä pienempi. Mäntämoottoreilla 220 – 310 g/kWh.

Polttoaineenkulutus /matka FBRF (Fuel Burn Rate Factor) [lbs/NM] (naulaa /merimaili) käytetään laskentaperusteena koneen tankkauksessa. Vallitsevat tuulet ja nousut vaikuttavat siihen. Lisäksi on varattava polttoainereserviä lentoliikenteen vuoksi, kun voidaan joutua lentämään alemmalla, kulu- tusta lisäävällä lentopinnalla, ja mahdollisten lentoliikenteen viivytysten ja poikkeavien sääolosuh- teiden varalta. Polttoaineenkulutus \dot{m}_f [kg /h] = FBRF [kg /km] x lentonopeus [km /h].

Jumbon MD11 3 moottoria, polttoaineenkulutus matkalennolla on 3 x 2800 kg/h = 8,4 tn/h.

Lento USA:han, HEL – JFK (NY) kestää n 8 h 40 min; koko kulutus 8,67 h x 8400 kg/h = 72,8 tn; tankkaus reserveineen 100 tn.. (Ks laskelmat sivu 23)

Superjumbo Airbus A380 4 moottoria, polttoaineenkulutus matkalennolla 12,1 tn/h (4.2 l/s).

A380 täysi buukkaus kulutus ~ 3 l/100 km/henk. ja henkilöauto 4 henkilöllä ~1,9 l/100 km/henk. (h-auto 100 hv kuluttaa ~ 7,5 l/100km). H-auto saastuttaa vähemmän. Ks laskelmat sivut 23-24.

Hyötysuhteen optimointi

Polttoaineenkulutuksen kannalta oleellinen tekijä on turbiinin ja ahtimen siipien kärkien pieni välyys ilmavuodon minimoimiseksi. Aktiivinen välyksensäätö tehdään johtamalla puhaltimen ilmavirtaa ECU:n (electronic control unit) ohjaamana kammioiden ulkopintaan, moottorin päällä olevien muotosuojien muodostamaan kanavaan ns. nacelle-tilaan - kuvassa 6 kirkas keltainen alue.

Hyötysuhde muuttuu ahtimen painesuhteen OPR muuttuessa lentotilan ja olosuhteiden mukaan, kun ahtimen paineen ja lämpötilan liiallisen nousun ja sakkauksen estämiseksi kp-ahntimen ensimmäisten staattorivyöhykkeiden siipikulmia säädetään ja paineilmaa vuodatetaan hukkaan. Ks sivu 5.

Moottorin kunto vaikuttaa hyötysuhteeseen ja siten polttoaineenkulutukseen (sivu 20). Tuotettaessa lämpöenergiaa mahdollisimman paljon hyötysuhteen nostamiseksi, kuumat kaasut rappeuttavat kp-turbiinin siipiä, vaikka ne suojataan ilmavaipalla ja jäähdytetään sisäkautta ahtimen vuodatus- ilmalla. Sillä jäähdytetään myös siipikiekkorunkoja, laakeripesiä ja turbiinien akseleita (sivu 19).

Jopa 15% ahtimen ilmasta voi mennä moottorin jäähdytykseen, huohotukseen, moottorin imuilma- kanavan lämmitykseen jäätyksen estämiseksi, (joissakin lentokoneissa polttoaineen jäänestoon), sekä lentokoneen tarpeisiin (paineistukseen ym). Tämä ilma on pois työntötehon tuotosta. Uusissa moottoreissa (Boeing 787) hyötysuhdetta on parannettu vähentämällä vuodatusilman määrää.

Suihkukone lentää 11 km korkeudella (\approx FL 360 ks jälj) tietyllä polttoainemäärällä 80% pidemmän matkan ja 80% nopeammin kuin meren pinnan tasolla. (Lähde Ab. Lentotekniikan perusteet s. 62). Kulutussuhde $1/1,8 = 0,556$. Polttoainetta siis kuluu noin 44 % vähemmän. (Ylempänä ero kasvaa, alempana on pienempi.) Polttoainekulutuksen kannalta lentokorkeuden etu käytetään hyödyksi, ja optimi lentokorkeus vaihtelee mm lentokonetyypin, kuormauksen, lentomatkan, vallitsevien tuulten* ja toivotun lentonopeuden mukaan. Kevyellä kuormalla polttoainekulutus on luonnollisesti pienempi. Polttoainekuorman vähetessä lennolla yleensä pyritään nousemaan edullisempaan korkeuteen. Liikennekoneiden matkakorkeus on puhallinturbiinikoneilla 10 km (\approx FL 330) molemmin puolin ja (potkuriturbiinikoneilla 5 - 7,5 km *arvio xx*).

* (Lentokone voi joskus säästää polttoainetta ja aikaa hyödyntäen korkealla tasaisesti jopa 400 km/h puhaltavia suihkuvirtauksia, jettejä. Virtaus useimmin lännestä itään pohjoisella pallonpuoliskolla.)

Lentoliikenne IFR (instrument flight rules) on porrastettu lentopinnoille FL 1000 ft välein (305 m), ja ne ilmoitetaan satoina jalkoina, esim FL 350 = 35000 ft (10668 m). Lentoliikenne voi rajoittaa edullisimman lentopinnan käyttöä. (FL 430 = 13106 m on useimmilla laajarunkokoneilla ylin FL.)

Moottorijarrutus

Puhallinturbiinilla jarrutetaan kääntämällä puhallinsuihku etuviistoon täydellä teholla. Ks kuva 6. Moottorin CFM-56 sivuilta, keskeltä puhallinsuihkuputkea avautuvilla ”fan reverse”-levyillä käännetään puhallinvirtaus etuviistoon. Jarruvoima on 40-50 % työntövoimasta. Reverse-levyt kääntävät suihkun vain pyörät maassa. Jos vikatilassa kääntyvät ilmassa, moottori siirtyy tyhjäkäynnille. Pienen ohivirtauksen suihkuturbiini voi jarruttaa suihkun käännöllä reverse-levyillä etuviistoon.

[Suihkun liike-energia aiheuttaa sen eteen laitettuun poikittaiseen levyyn (kiinni moottorissa), taaksepäin työntävän voiman, kumoten yhtä suurena moottorin työntövoiman, suihkun levitessä vaakatasossa ympäriinsä. Suihkun eteen laitetussa V-muotoisessa reverssilevyssä suihkun liike-energia kumoaa työntövoiman, mutta suihkun leviämisen vaakasuuntaan estyessä ja kääntyessä vinosti eteenpäin, sen heijastuminen aiheuttaa reaktivoiman taaksepäin työntäen moottoria taaksepäin. Kun suihku on jättänyt revessilevyn, se ei osallistu enää jarrutukseen.]

Potkuriturbiinilla jarrutetaan kääntämällä potkurin lapakulmat negatiivisiksi.

Moottorin käynnistys ja apuenergian tuottaminen

Puhallinturbiini käynnistetään paineilmastartterilla (paineilmaturbiini \leq 200hp), joka mekaanisella välityksellä alkaa pyörittää korkeapaineakselia (N2), kuvassa 6 vihreällä. Kun kierroksia on riittävästi, sytytetään polttoaine (2 tulppaa). Startti on päällä tiettyyn kierrosnopeuteen ja putoaa pois automaattisesti. Jos startti onnistuu, kierrokset nousevat GI (Ground Idle) tasolle (maatyhjäkäynti). Kierroksia (= tehoa) nostetaan lisäämällä automaattisäädön rajoittamaa polttoainesyöttöä. Tyhjäkäynnillä auki olleet ahtimen vuodatusventtiilit sulkeutuvat. Kierrosten nosto lento-ohjelmalle kestää 6 – 8 sekuntia. Ilmailumääräysten vaatimuksesta tietyissä olosuhteissa moottori on pystyttävä nostamaan nopeammin täyteen tehoon, jonka vuoksi kierroksia ei ilmassa saa laskea tyhjäkäynnille.

Paineilma moottorien käynnistystä ja lentokoneen muita tarpeita varten tuotetaan kaasuturbiini-moottorilla APU:lla (Auxiliary Power Unit), joka on sijoitettu lentokoneen perään. APU-turbiini käynnistetään sähköstartilla. APU-turbiineja on 1- ja 2-akselisia, kierrosnopeudet 1-akselisella ja kp-akselilla \sim 50000 rpm. Sekä ahdin, että turbiini voivat olla radiaalityyppisiä eli keskipakoahdin ja keskiahkuturbiini. Paineilma saadaan joko vuodattamalla turbiinin kp-ahtimelta (TSCP 700) tai erilliseltä ”load compressor”-ilta (APS 3200) - helpposäätöisempi. Alennusvaihteen kautta turbiinin pyörittämä generaattori tuottaa sähkön lentokoneen tarpeisiin 115V/400Hz. (Ohjauselektronikka

tarvitsee DC 28V₋). MD11 laivaston APU on TSCP 700 2-aks 700 hp, ja A320 laivaston APS 3200 1-aks 550 hp. Päämoottoritkin tuottavat paineilmaa vuodattamalla ja sähköä ja hydraulivoimaa startterin akselin välityksellä. Voidaan käyttää APU:n sijasta, mutta polttoainekulutus suurempi.

Potkuriturbiini pienempänä voidaan käynnistää sähköstartillakin.

Moottorin ohjaus- ja apujärjestelmät *Lähde 6. Puhallinturbiinin ohjaus- ja apujärjestelmät. Puhallin- ja Potkuriturbiinin tehonsäätö / Opetushall.*

Moottorin toimintaa ohjataan ja valvotaan FADEC-järjestelmällä (Full-Authority Digital Engine Control). Sen keskeinen osa on ECU (Electronic Control Unit) oheislaitteineen, sisältäen kaksi toisistaan riippumatonta kanavaa - kummallakin oma prosessori, muisti, virransyöttö, liitäntäkaapelointi ja osittain omat oheislaitteet. Kahdentamalla järjestelmäkomponentteja toimintavarmuus paranee eikä yksittäinen elektroninen laitevika aiheuta häiriötä moottorin toiminnassa. ECU:n oheislaitteita ovat mittapää, tunnistimet, anturit, lähettimet, servot ja toimilaitteet. ECU:lla on oma moottorin apulaitevaihteistoon kytketty virtalähde (DC 28V₋). ECU sijaitsee tavallisesti moottoritilassa. Ks lähteiden kuvat: Ohjaus- ja apujärjestelmiä on sijoitettu moottorien CFM56 ja CF6 ympärille.

Lähde 2b. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>

Lähde 15. http://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_CF6

Vianetsintä- ja varmistuslogiikka (*tarkempi kuvaus lähde 6.*)

Digitaalisen säätöjärjestelmän käyttöönotto on muuttanut myös huoltotoimintaa. Mekaanisten elementtien sijasta vikoja analysoivat mittalähettimet, logiikkapiirit, elektroniset ohjaimet ja laskimet. Vaikka elektroniset ohjausjärjestelmät ovatkin hyvin luotettavia, vikoja voi aina sattua. Siksi ECU:n molemmilla kanavilla on oma vikojen etsintä-, rajaus- ja korjauslogiikkansa. Hierarkkinen vikasietoisuuslogiikka käsittelee kaikki yhdestä tai useasta häiriötekijästä johtuvat vikatilanteet. Jos toiminnasta vastaavan kanavan toimintakyky heikkenee, päävastuu siirtyy toiselle kanavalle. Jos primäärikanavan anturi ei toimi, molemmat käyttävät sekundäärikanavan tietoa. Jos sekundäärikanavankin tieto menetetään, puuttuva tieto korvataan laskennallisella arvolla, joka saadaan käyttämällä olemassa olevia mittaustuloksia ja ohjelmoituja laskentaparametreja. Jos ei ole käytävissä riittävästi tietoja laskennallisen arvon määrittelemiseksi, siirrytään hierarkiassa alemman tason säätölogiikkaan. Esimerkiksi jos EPR-tieto (Engine Pressure Ratio) menetetään, moottorin säädön laskennallisena perusteena käytetään N1-tietoa (mp-akselin rpm). Siinä erittäin epätodennäköisessä tilanteessa, että ECU:n molemmat kanavat menevät toimintakyvyttömiksi, järjestelmä siirtyy käsisäätöön. Jos mitkään tehostimet eivät enää toimi, vääntömomenttimoottorit siirtyvät jousipaineella ennalta määrättyyn asentoon siten, että moottorin käsisäätö on mahdollista.

Rakenteista ja materiaaleista *Lähde 12.*

Kaikki moottorin osat vaativat lujia, erilaisia rasituksia kestäviä, mutta kevyitä rakenteita.

Roottori- ja staattorisiipien muotoilulle asetetaan erikoiset vaatimukset. (*lähde 12c kuvat ja 12e*) Turbiinin staattorin johdesiipien poikkileikkaus on lentokoneen siipiprofiili ja siipiväli muodostaa suppenevan suuttimen – nopeus kasvaa, paine laskee. Kaasuvirtauksen liike-energian siirtämiseksi optimoidusti akselimomentiksi käytetään roottorisiivillä impulssi- ja reaktiotekniikkaa.

Roottorisiipien tyvipään impulssiosan poikkileikkaus on kovera symmetrinen – siipivälissä virtausnopeus ei siiven suhteen muutu. Kärkipään reaktio-osan poikkileikkaus on lentokoneen siipiprofiili ja kierto muodostaa siipiväliin suppenevan suuttimen – virtaus kiihtyy synnyttäen reaktivoiman.

Ahtimen staattorisiipien poikkileikkaus on lentokoneen siipiprofiili ja siipiväli muodostaa laajenevan suuttimen – nopeus laskee paine nousee. Staattorikiekot ohjaavat ilman virtaamaan

jokaiseen roottorikiekkoon oikeassa suunnassa ja optiminopeudella. Roottorisiipien poikkileikkaus on lentokoneen siipiprofiili ja kierrolla saadaan kohtauskulma samaksi tyvessä ja kärjessä. Turbiinin ja ahtimen siivet on kiinnitetty kiekkorunkoon kuusipuuliitoksin tms.

Roottoreissa suuret keskipakovoimat ja turbiinissa kuumuus sekä muut rasitukset, vaativat siipimateriaaleilta erittäin suurta kestävyyttä ja erikoisia rakenteita ja valmistusmenetelmiä. (lähde 12b.) Turbiinisiivillä on kaikkein kovimmat materiaalivaatimukset. Nikkelipohjaiset superseokset ovat yleisin turbiinin siipimateriaali nykyisin. Superseosten tärkeimmät ominaisuudet ovat hyvä virumislujuus yli 650°C:n lämpötiloissa sekä kuumakorroosion ja kulumisen kestävyys. Virumislujuus- ja korroosio-ongelmat on ratkaistu erilaisilla seosaineilla. Siivet on pinnoitettu zirkonium- ja magneesiumoksidilla eristämään ilma-kaasun kuumuudelta ja nikkeli-, koboltti- tai platina-aluminideilla suojaamaan hapettumiselta, korroosiolta, eroosiolta sekä turbiiniin ajautuvilta partikkeleilta. Turbiinille tulevan ilman lämpötila (TIT) on moottorin tehosta riippuen >1300 – >1700 °C (vanhat >850 °C). Kun siipimateriaalin sulamislämpötila on 1350 °C, ahtimelta vuodatetulla paineilmalla, siiven sisäisten ilmanavien ja pintareijityksen (pieniä reikiä tiheässä) kautta, jäähdytetään siipiä sisäpuolelta ja luodaan siipien pinnoille kuumalta ilma/kaasulta eristävä ilmakerros, (lähde 12c). Turbiinisiipien valmistuskin vaatii erikoisia menetelmiä kestävyuden optimoimiseksi. Sen erittäin luja yksikiderakenne on saatu aikaan muuttamalla kuumennetun siippiaihion kiderakennetta pienestä kiteestä alkaen, toisesta päästä hitaasti edeten. Jäähdytysilmanavat tehdään laserilla. General Electricin kehittämän uuden, piikarbidilla vahvistetun keraamisen matriisisiiven lujuus on metallia vastaava, lämmönkesto parempi ja paino vain kolmasosa. Valmistus 3D-tulostuksella. Hyötysuhde paranee lämmönsiedon nousun ansiosta, ja polttoaineenkulutus ja päästöt vähenevät. Siipikiekkorunkoja, laakeripesiä ja turbiinien akseleita jäähdytetään myös ahtimen vuodatusilmalla. Ahtimen alkuosan siipikiekkojen siivissä käytetään lujuutensa ja keveytensä vuoksi titaania, seostettuna hiukan alumiinilla ja vanadiinilla, muissa siivissä käytetään seostettua nikkeliä. Puhallinsiivissä käytetään myös em. titaania (+Al,V) ja nykyisin myös hiilikuitua. Puhallin toimii myös separaattorina, singoten useimmat moottoriin tulevat vieraat esineet (FOD) ulkokehälleen ja puhallinkanavaan, eikä niistä silloin yleensä aiheudu yhtä pahoja vaurioita kuin ahtimeen joutuessa.

Kp-roottorin ≤ 15000 r/min suuret keskipakovoimat vaativat kiekkorungolta erittäin suurta lujuutta.

Laakerit ovat yleensä vierintälaakereita, muuten samantyyppisiä kuula- ja rullalaakereita kuin autoissa ja teollisuudessa käytetään, mutta niiden tulee kestää suurempia pyörintänopeuksia, suurempaa kuormitusta ja korkeampia lämpötiloja. Voitelu kiertoöljyvoitelulla ja jäähdytys ahtimen vuodatusilmalla. Painelaakerin lisäksi akselin suuntaisen voiman kumoamiseksi voidaan käyttää roottorin sisään syötetyllä paineilmalla tuotettua vastavoimaa. Magneettilaakerit - tulevaisuuden tekniikka: esim. kaksi rinkelinmuotoista induktiokelaa ja välissä pyörivä ferromagneettimetallinen kiekko.

Roottorien akselien tiivistyksellä on merkittävä vaikutus hyötysuhteeseen, ja tiivisteiden rakenteissa joudutaan käyttämään poikkeavia ja monimutkaisia ratkaisuja.

Polttokammion lieskaputket ovat seostettua titaania, joka on pinnoitettu huonosti lämpöä johtavalla keraamisella pinnoitteella (kuten turbiinisiivet), lähde 12 d.

Moottorin työntövoiman siipeen aiheuttaman vääntömomentin eliminoimiseksi moottori on sijoitettu siiven etupuolelle puomilla (pylon), jolloin moottorin painon tuottama vääntömomentti kompensoi työntövoiman siipeen aiheuttaman poikittaisvoimavektorin vääntömomenttia. Siiven vaurioitumisen ehkäisemiseksi rysähtävässä laskussa, puomin kiinnitys on suunniteltu murtuvaksi.

Huolto

Materiaalin väsymisen vuoksi moottorin valmistaja määrittelee kriittisille osille LLP (life limited part) maksimikäyttöiän, jota pidempään osaa ei saa käyttää. Se on käyntikertojen (rasituskerrojen) lukumäärä tai harvoissa tapauksissa kumulatiivinen käyntiaika. Käyttöikä valitaan sellaiseksi, että osa kestää sen ajan vioittumatta. Varmuuskertoimella käyttöiän määrittelyssä otetaan huomioon piilevät materiaali- ja koneistusvirheet, jotka lisäävät osaan kohdistuvaa laskettua jännitystä. Osat, joiden käyttöikä on huollossa vielä jäljellä, puhdistetaan, tarkastetaan ja kunnostetaan. Hiusmurtumat tarkastetaan fluorisoivan nesteen ja ultraviolettivalon avulla, sekä ultraäänellä ja mikroskoopilla ja mittatoleranssit erilaisilla mittausvälineillä. Kunnostustöitä ovat hitsaus, plasma-ruiskutus (kulumat toleransseihin), koneistus, kemiallinen pinnoitus ym.. Roottori- ja staattorisiivet ym ilma-kaasuvirtauskanavan osat kunnostaa moottorin valmistaja.

Kaikilla moottorien korjaus- ja huoltotyöhön osallistuvilla on oltava moottorikohtainen lupakirja. Korjaus- ja huoltotyöt tulee olla tehty ohjeiden ja määräysten mukaan ja tarkastajan tarkastamia.

Moottorin kuntoa seurataan mittamaalla erilaisia parametreja; staattisia ja dynaamisia paineita*, lämpötiloja, roottorien kierrosnopeuksia N1 ja N2, värinöitä ym koko moottorin pituudelta ns ”alueilta”. Turbiinin siipien kärkien vuodon ja myös ahtimen hyötysuhteen huononemisen aiheuttama tehon heikkeneminen joudutaan kompensoimaan polttoainevirtausta FF (fuel flow) lisäämällä (kp-roottorin kunto merkittävämpi). Se nostaa pakokaasun lämpötilaa EGT (exhaust gas temperature), ja ns ”EGT-marginaalia” käytetäänkin koko moottorin kunnan arviointiin. (Siitä saa arvion myös kp-turbiinin kiekon lämpötilasta: kp-turbiinille tulevan ilman lämpötilan TIT >1300 °C – >1700 °C (vanhat > 850 °C).

Koko moottorin kunnan mittana käytetään työntövoimamarginaalia ”Fn-marginal” (force net = nettovoima). Moottorin valmistajan antamalla mp-roottorin N1 kierrosluvulla mitatusta työntövoimasta ja EGT marginaalista sekä joukosta muita parametreja tietokone laskee Fn marginaalin. Poistoilman ja tuloilman kokonaispainneiden* suhde EPR (engine pressure rate) antaa myös kuvan moottorin kunnosta. Se voi täydellä teholla nousta yli 2 vanhoilla moottoreilla ja 1,6 - 1,8 nyky-moottoreilla, eikä EPR-mittaria niissä enää juurikaan ole.

*) Kokonaispaine = dynaaminen paine + staattinen paine = $q + p$. Dynaaminen paine $q = \frac{1}{2} \rho v^2$, puolet kaasun tiheyden ja sen nopeuden neliön tulosta kuvaa virtauksen liike-energiaa. (Työntövoima voidaan siis laskea myös suihku- ja imuaukkojen painevoimien erotuksena kokonaispainneiden ja pinta-alojen avulla. Ks sivu 9.)

Ohjaajalla on moottorin kunnan arvioimiseksi käytettävissä EGT, N1, N2 ja värinäindikaattori, sekä joistakin moottoreista myös FF ja EPR.

Milloin moottori pitää ottaa huoltoon, riippuu monista tekijöistä: lentojen ja lentotuntien suhteesta (cycle/hour ratio), moottorin tyypistä ja iästä ja korjauskertojen määrästä. Kun EGT-marginaali alkaa olla miinuksella, moottori kuluttaa liikaa polttoainetta, ja kp-turbiini alkaa palaa, vaikkakin sillä saa vielä lentää. Jonkin LLP osan cycle:ien loppuessa moottorilla ei saa lentää. Moottoreita otetaan korjaukseen myös ns. stagger vaihtoina (porrastamalla), jotta korjausta vaativat moottorit eivät tulisi korjaamolle yhtä aikaa. Porrastaminen pitää aloittaa kohtalaisen aikaisin ja ottaa pajalle parametreiltaan vielä ihan hyviä moottoreita. Kun EGT osoittaa moottorin korjauksen ajankohtaiseksi, olisi tarkoituksenmukaista, että osien käyttöikäkin alkaisi olla loppuillaan.

Moottorit kuljetetaan huoltoon jousitetussa ”kehdossa” – tärinä tekisi kuoppia kuulalaakerien kehiin.

PUHALLINTURBIINIMOOTTORIEN SPESIFIKAATIOITA

(arvot maksimiarvoja; moottoreista useita versioita; moottoreista on tietolähde-eroja)

CFM56-5B4 General Electric & Snecma. Kuva 6. *Lähde 6.* Käyttäjä: Airbus A320 2 kpl.

työntövoima max	120 kN	(keskitehoinen)
työntövoima matkalennossa	22,3 kN ja nousussa 25,0 kN	korkeudella 35000 ft , nopeus Mach 0,8
puhallin	halkaisija 1,73m	
ilmavirtaus	406 kg/s (~314 m ³ /s)	
ohivirtaussuhde	5,7 (17,5 %)	
ominaispa-kulutus SFC cruise	15,4 g/kNs	
pituus, paino	2,60 m, 2380 kg	

PW 1000G Pratt & Whitney Käyttäjä: A320neo, A220, Embraer E, Irkut MC-21, Mitsubishi Reg.

työntövoima	<100 -160 kN	keskitehoinen
ohivirtaussuhde	≤12,5 (8 %)	, erittäin suuri
kp-roottori	20000 r/min , erittäin suuri	
polttoainekulutus 20%	pienempi kuin CFM56-7 (SFC ≤ 14 g/kNs)	

CF 6-xxxxxxx General Electric Aviation. Kuva *Lähde15.* Suuri teho, vuodesta 1971 useina versioina laajarunkokoneissa eniten käytetty (11 konetta). Mc Donnell Douglas DC10 (3), MD11 (3); Boeing B747 (4), B767 (2), MD11 (3); Airbus A300 (2), A330 (2); Lockheed C-5M Super Galaxy (4)

<u>CF6-80C2xxx</u>	CF6-80C2A1	CF6-80C2B1F	CF6-80C2D1F
(käyttäjä)	(A300B4-601)	(B747-400)	(MD-11)
työntövoima (max 282 kN)	262 kN	258 kN (254 spec)	270 kN (274 wiki)
työntövoima matkalento	52,5 kN (20,0 %)	57,0 kN (22,1%)	35000 ft mach 0,8
puhallin halkaisija	2,36 m	2,36	
ilmavirtaus (max? 802 kg/s)	796 kg/s	800 kg/s (~ 619 m ³ /s)	
ohivirtaussuhde	5,15	5,15	5,03 (20 %)
puristussuhde	30,4	30,4	31,8
omin.pa-kulutus SFC cruise	16,3 g/kNs	16,0 g/kNs	(~ 14 g/kNs xx)
polttoainekulutus			2800 kg/h (0,778 kg/s)
roottorit, 2-akselia	mp-roott 1 fan, 4 compr, 5 turb; kp-roott 14 compr, 2 turb		
pituus, leveys, paino	4,27 m, 2,69 m, 4300kg - 4472 kg dry weight		

Moottori CF6-80C2B1F (Boeing B747- 400) laskettuja arvoja sivulla 13 (xx)

staattinen bruttoteho max $P_g \approx 41,6$ MW (56600 hv)	on suihkun teho, vrt generaattoritehot alla
nousuteho max hetkellisesti $\sim 20,5$ MW (27900hv),	korkeudella 6000 m
matkalentoteho max $\sim 14,3$ MW (19450 hv),	korkeudella 35000 ft (10668 m)

Moottorille CF6-80C2D1F (Boeing MD11) laskettuja arvoja (xx):

ominaispolttoa.kulutus cruise SFC = $\dot{m}_f / F = 2800 \text{ kg/h} \times 1\text{h}/3600\text{s} / (0,21 \times 270 \text{ kN}) \approx 14 \text{ g/kNs}$
 polttoaineenkulutus / työntöteho $\approx 2800 \text{ kg/h} / 13800 \text{ kW} = 203 \text{ g} / \text{kWh}$ matkalennolla (on pieni)

CF6-80E1	Käyttäjä: Airbus A330 (2) (on CF6-80 sovellus Airbus A330:lle)
työntövoima	300 – 320 kN
puhallin	halkaisija 2,90
ilmavirtaus	875 kg/s (~ 677 m ³ /s)
ohivirtaussuhde	5,3
puristussuhde	32,6

CF6 moottoreista on kehitetty versioita erilaisiin generaattoreihin maalle ja laivoihin ja laiva-potkureille: LM 2500 33600 hp, LM 2500+ 40500 hp, LM 2500+G4 47370 hp, ja tyypistä **CF6-80C2**: LM6000 43 MW (57600hp), LMS100 PA ~100 MW (134000 hp) hetkellinen <10 min. U.S.Navy:n hävittäjissä on 4 kpl LM 2500-30; otettu teho 4 x 25000 hp kahdelle potkurille. (Vrt. Boeing B747 moottorin CF6-80C2B1F staattinen max suihkuteho $P_g \approx 56600$ hv ks. sivu 13).

Trent 900 Rolls Royce *Lähde18, Lähde10 /Trent 900 & GP7200 vertailu.* Käytt. Airbus 380, 4 kpl
 työntövoima 310 - 370 kN
 puhallin halkaisija 2,95 m
 ilmavirtaus 1181 - 1225 kg/s (913 – 947 m³/s)
 ohivirtaussuhde 8,15 - 8,6 (12%)
 puristussuhde noin 38 - 40
 roottorit, 3-akselinen Fan, 8 IPCompr, 6 HPC, 1 HPTurb, 1 IPT, 5 LPT
 polttokammio Annular 20 burners
 pituus, paino 4,55 m, 6271 kg (6421 kg)
 polttoainekulutus SFC cruise 14,6 g/kNs (mainostetaan 13% B747:n moottoreita taloudellisempana)

GP 7200 Engine Alliance (General Electric ja Pratt &Whitney) *Lähde 10.* Käytt. Airbus 380 4 kpl (core GE90-110B/115B, fan and low-pressure system design Pratt & Whitney)
 työntövoima 311-342 kN , matkatyöntövoima 56,2 – 60,9 (18 % take-off thrust)
 puhallin halkaisija 2,95 m
 ilmavirtaus 1361 kg/s (~1053 m³/s)
 ohivirtaussuhde 8,7
 puristussuhde 43,9
 roottorit 2-akselia
 polttoainekulutus SFC cruise 14,6 g/kNs

GE90-115B General Electric Käyttäjä: Boeing 777-300ER , 2 kpl
 työntövoima max 514 kN (52 tonnia), *World record* 568,9 kN 173 m merenpinnasta
 puhallin halkaisija 3,25 m
 ohivirtaussuhde 9 (11 %)
 puristussuhde 42
 roottorit, 2-akselia mp-asteet: puhallin 1, ahdin 4, turbiini 6 ; kp-asteet: ahdin 9, turbiini 2
 pituus, paino 7,29 m, 8282 kg

PW 4098 Pratt & Whitney Käyttäjä: Boeing 777-300 , 2kpl
 työntövoima 436 kN takeoff,, 342,5 kN max jatkuva
 ohivirtaussuhde 5,8
 roottorit, 2-akselia

Trent XWB Rolls Royce
 Käyttäjä. Airbus A350 XWB, 2 kpl
 työntövoima 395 – 431 kN
 puhallin halkaisija 3,0 m
 ilmavirtaus 1436 kg/s
 ohivirtaussuhde 9,6 (10,4 %)
 puristussuhde 50

Trent 1000 Rolls Royce
 Käyttäjä Boeing 787 Dreamliner , 2 kpl
 265 –360 kN
 > 10 (< 10 %)
 50

POTKURITURBIINIMOOTTORIN SPESIFIKAATIO

PW127F Pratt & Whitney	Käyttäjä: ATR 72-500, 2 kpl, ym.
teho max	2750 SHP, 3200 ESHP (E = turbiinin suihkun teho mukana)
akselit	3-roottorinen, keskipakoahdin
potkuri	pyörimisnopeus 1200 rpm vakio; 6-lapainen (Hamilton Standard)
pituus, korkeus, leveys	213 cm, 84 cm, 71 cm
sähköstartti	

LASKUTOIMITUKSET

Työntövoimahyötysuhteen yhtälön sievennys (sivulta 14)

1. $\eta_p = P_n / (P_g - P_d)$; työntötehon suhde suihkun bruttotehon ja tuloilman virtaustehon erotukseen
; sijoitetaan

$$\begin{aligned} P_n &= F_n \cdot v = \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v && \text{työntöteho} \\ P_g &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j^2 && \text{suihkun bruttoteho} \\ P_d &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v^2 && \text{tuloilman virtausteho} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \eta_p &= \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v / (\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v^2) && ; \text{supistetaan } \dot{m}_a : \text{lla ja yhteinen tekijä } \frac{1}{2} \\ &= (v_j - v) \cdot v / [\frac{1}{2} \cdot (v_j^2 - v^2)] && ; \text{tekijöihin jako} \\ &= (v_j - v) \cdot v / [\frac{1}{2} \cdot (v_j + v) \cdot (v_j - v)] && ; \text{supistetaan } (v_j - v) : \text{lla ja lavennetaan 2:lla} \\ &= 2 \cdot v / (v_j + v) && ; \text{jaetaan osoittaja ja nimittäjä v:llä} \\ &= \underline{2 / (1 + v_j / v)} \end{aligned}$$

2. $\eta_p = P_n / (P_n + P_{\text{hukka}})$; työntötehon suhde työntötehon ja jäännössuihkun tehon summaan.
; sijoitetaan

$$\begin{aligned} P_n &= F_n \cdot v = \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v && \text{työntöteho} \\ P_{\text{hukka}} &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j - v)^2 && \text{jäännössuihkun teho} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \eta_p &= \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v / [\dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v + (\dot{m}_a / 2) \cdot (v_j - v)^2] && ; \text{supistetaan } \dot{m}_a : \text{lla ja } (v_j - v) : \text{lla} \\ &= v / [(v + \frac{1}{2} \cdot (v_j - v))] \\ &= v / (v + \frac{1}{2} v_j - \frac{1}{2} v) \\ &= v / (\frac{1}{2} v_j + \frac{1}{2} v) && ; \text{lavennetaan 2:lla} \\ &= 2 \cdot v / (v_j + v) && ; \text{jaetaan osoittaja ja nimittäjä v:llä} \\ &= \underline{2 / (1 + v_j / v)} \end{aligned}$$

Suihkun liiketehon yhtälöiden yhtenevyyden toteaminen (sivulta 14)

$$\text{Suihkun liiketehe} = P_g - P_d = P_n + P_{\text{hukka}}$$

$$\begin{aligned} P_g - P_d &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j^2 - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v^2 && ; \text{yhteinen tekijä } (\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a) \\ &= \underline{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j^2 - v^2)} \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} P_n + P_{\text{hukka}} &= \dot{m}_a \cdot (v_j - v) \cdot v + \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j - v)^2 && ; \text{yhteinen tekijä } (v_j - v) \\ &= (v_j - v) [\dot{m}_a \cdot v + \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j - v)] \\ &= (v_j - v) [\dot{m}_a \cdot v + \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j - \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v] \\ &= (v_j - v) [\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v + \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot v_j] \\ &= (v_j - v) \cdot \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j + v) \\ &= \frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j^2 + v_j v - v_j v - v^2) \\ &= \underline{\frac{1}{2} \cdot \dot{m}_a \cdot (v_j^2 - v^2)} \end{aligned}$$

Laskelmia puhallinmoottorien tehosta, polttoainekulutuksesta ja hyötysuhteesta.

Jumbon MD11, 3 moottoria CF6-80C2D1F, polttoaineenkulutus on $3 \times 2800 \text{ kg/h} = 8400 \text{ kg/h}$ (spesif. s.20). Lento USA:han, HEL – JFK (New York), kestää n 8 h 40 min, joten sen pa-kulutus on $8,67 \text{ h} \times 8400 \text{ kg/h} = 72,8 \text{ tn}$. Polttoainetta kuluu nousussa huomattavasti matkakulutusta enemmän. Tuulet kasvattavat matkakulutusta FBRF (Fuel Burn Rate Factor) [lbs/NM] eli kulutusta per Nautical Mile, ja poikkeavat sääolot tuntikulutusta. Kun lentoliikenteen turvallisuuden tai suuren polttoainekuorman vuoksi joudutaan lentämään epäedullisella, alemmalla lentopinnalla ilmanvastuksen vuoksi, kulutus kasvaa. Näistä syistä kulutus voi nousta luokkaan 75 tn em. välillä. Polttoainereserviä on varattava 2 tunnin lisälentoon, eli n.17 tn.. Tankataan 100 tn (mahtuu 130 tn).

Moottorien kokonaistehot (tulokset ehkä alakanttiin, kun lähtötiedoissa on eroja ja puutteita)

Superjumbon Airbus 380 (maailman suurin) matkanopeudella lentopinnalla FL 350 (10 668 m) työntövoima laskee ~ 18 %:iin Take-off-työntövoimasta xx (ks sivu 13 työntöteholaskut). Moottorin GP7272 työntöteho = $F_n \cdot v = 57,6 \text{ kN} \cdot 907 \text{ km/h} \times \text{h}/3600 \text{ s} = 14,5 \text{ MW}$ ja neljän moottorin työntöteho $P_n = 4 \times 14,5 \text{ MW} = 58,0 \text{ MW}$ (78900 hv).

Ominaispolttoaineenkulutus $SFC = \text{polttoaineen kulutus} / \text{työntövoima} = \dot{m}_f / F_n$. GP7272 maksimi SFC on $14,6 \text{ g/s} / \text{kN}$ (ks spesifikaatiot sivu 21), jolloin absoluuttinen polttoainekulutus neljä moottoria $\dot{m}_f \approx 14,6 \text{ g/s} / \text{kN} \cdot 57,6 \text{ kN} \cdot 4 = 841 \text{ g/s} \cdot 4 = 3,36 \text{ kg/s} \approx 12,1 \text{ tn/h}$ maksimi.

Matkalennon kokonaistehonkulutus = työntöteho P_n + työntötehohukka P_{hukka} + terminen häviöteho = kokonaismatkateho $P_f = \text{polttoaineen kulutus } \dot{m}_f \times \text{sen lämpöarvo } H$. Sivulta 3: $H = 43,15 \text{ MJ/kg}$.

Kokonaismatkateho $P_f = \dot{m}_f \cdot H \approx 3,36 \text{ kg/s} \times 43,15 \text{ MWs/kg} \approx 145 \text{ MW}$.

Matkalennolla kokonaishyötysuhde $\eta = P_n / P_f = 58,0 \text{ MW} / 145 \text{ MW} = 0,40$ (ks.sivu 14).

Kokonaishyötysuhde $\eta = \eta_p \times \eta_t$; η_p työntövoimahyötysuhde, η_t terminen hyötysuhde.

R.Koivisto: "Suihkumoottorit" sivu 76 diagrammista työntövoimahyötysuhde $\eta_p = f(v)$ matkanopeudella 907 km/h $\eta_p \approx 0,78$; terminen hyötysuhde $\eta_t = \eta / \eta_p = 0,40 / 0,78 = 0,51$

A380 moottorien polttoainekulutusta on pystytty vähentämään nostamalla termistä hyötysuhdetta ja kokonaishyötysuhde matkalennolla onkin dieselmoottorien luokkaa ~ 0,40.

Airbus 380 työntöteho nousussa $P_n = 101,5 \text{ MW}$ ks laskelma sivu 13.

Ominaispolttoainekulutus SFC nousussa 6000 metrissä ei ole tiedossa, joten lasketaan seuraavasti.

R.Koivisto: Suihkumoottorit, sivu 76 diagrammista työntövoimahyötysuhde $\eta_p = f(v)$

nousunopeudella 630 km/h $\eta_p \approx 0,63$; moottorin liiketehe $P = P_n / \eta_p = 101,5 \text{ MW} / 0,63 = 161 \text{ MW}$

Terminen hyötysuhde tällä nopeudella xx arvio $\eta_t \approx 0,55$; kääntäen verrannoll. nopeuteen ks s.16.

Kokonaisnousuteho $P_f = P / \eta_t = 161 / 0,55 \approx 293 \text{ MW}$.

Airbus 380 tehon ja polttoainekulutuksen vertailuja

A 380 nettomatkateho ~ 58 MW vastaa 2400 ja nettounousuteho ~ 102 MW noin 4100 keskikokoisen henkilöauton 100 hv (73,5 kW) yhteisnettotehoa moottoritienopeudella. *Lähde 10 siv 24* on verrattu take-off-tehoa yli 3500 perheauton tehoon. Auton moottoritie-teho ~ 1/3 maksimitehosta, *lähde 30*.

A 380 kokonaismatkateho ~ 145 MW ja kokonaisnousuteho ~ 293 MW.

Imatran vesivoimala 192 MW, Loviisan yksi reaktori 496 MW, Suomen 209 tuulivoimalan maksimi teho 447 MW vuonna 2013, (tuulienergiatuotto 777 GWh Suomen sähkönkulutuksesta ~ 0,9 %).

Kerosiinin ominaispaino lämpötilasta riippuen ~ 0,8, eli litrakulutus $3,36 \text{ kg} / 0,8 = 4,2 \text{ l/s}$.
Airbus 380 sekunnin kulutuksella $4,2 \text{ l/s}$ ($3,36 \text{ kg/s}$) pieni h-auto ajaa 100 km nopeudella ~80 km/h.

A380 lennon EU – USA polttoainekulutus SFC max arvolla on $8 \text{ h} \cdot 12,1 \text{ tn/h} \approx 96,8 \text{ tn}$ (121 000 l).
Moottoritienopeuksilla 100 hv:n henkilöautojen polttoainekulutus olisi ehkä keskimäärin $7,5 \text{ l}/100 \text{ km}$ (Lähde 30), ja yhteiskulutus 8 tunnin aikana $8 \times 2400 \times 1,2 \times 7,5 \text{ l} = 173 \text{ 000 l}$.
A380 täysi buukkaus kulutus ~ $3 \text{ l}/100 \text{ km/henk.}$ ja henkilöauto 4 henkilöllä ~ $1,9 \text{ l}/100 \text{ km/henk.}$
A380 syytää taivaalle kasvihuonekaasuja ja palosaasteita aikasuhteessa $3 \times 9,07 / 1,9 \times 1,20 = 12 / 1$ ja matkassa $3 / 1,9$ eli 58 % h-autoa enemmän. (Tosin autoissa harvemmin on neljää henkilöä.)

Vertailuksi Concorde lähde 20, moottorit Rolls-Royce Snecma Olympus 593 Mrk610 turbojet 4 kpl.
Matkalento-pa-kulutus 22600 kg/h . Kokonaismatkateho ($22600 \text{ kg}/3600 \text{ s}$) $\times 43 \text{ MWs/kg} = 270 \text{ MW}$.
Moottorien hyötysuhde 43 % - aikanaan tehokkain lämpövoimakone. Liiketeho = 116 MW.
Noin 3750 keskikokoista henkilöautoa moottoritienopeuksilla kuluttaa polttoainetta saman verran.
Auton kulutus keskimäärin $7,5 \text{ l}/100 \text{ km}$ eli $6 \text{ kg}/100 \text{ km}$, ja bensiinin lämpöarvo sama 43 MJ/kg .

Suihkun nopeuslaskut

Työntövoimahyötysuhteen yhtälöstä $\eta_p = 2 / (1 + v_j / v)$ sivu 14 saadaan suihkun nopeudet lasketuksi eri lentonopeuksilla diagrammasta $\eta_p = f(v)$ (R.Koivisto: Suihkumoottorit, sivu 76)

Matkanopeudella suihkun nopeus koneen suhteen $v_j = (2 / \eta_p - 1) \cdot v = (2 / 0,78 - 1) \cdot 907 \text{ km/h}$
 $\approx 1418 \text{ km/h}$ (394 m/s) ja ilman suhteen $v_j - v = 1418 \text{ km/h} - 907 \text{ km/h} = 511 \text{ km/h}$ (142 m/s).

Nousunopeudella suihkun nopeus koneen suhteen $v_j = (2 / \eta_p - 1) \cdot v = (2 / 0,63 - 1) \cdot 630 \text{ km/h}$
 $\approx 1370 \text{ km/h}$ (381 m/s) ja ilman suhteen $v_j - v = 740 \text{ km/h}$ (206 m/s).

Teholaskut: moottoriteho nopeuden funktiona (xx) Turbofan Thrust Map, kuva 5:

Maksimityöntövoimalla Take-off thrust = F_{TO} , arviona suihkun nopeus $v_j \approx 322 \text{ m/s}$ (ks sivu 13, moottori CF6-80C2B1F)

Cruise thrust 75% staattinen bruttoteho on $0,65 \times P_j$ (ks sivu 12)

$$0,65 \times P_j = 0,65 \cdot \frac{1}{2} \cdot F_{TO} \cdot v_j = 0,65 \cdot \frac{1}{2} \cdot F_{TO} \cdot 322 \text{ m/s} = \underline{105 \text{ m/s} \cdot F_{TO}}$$

Cruise thrust 75% Sea level nopeus Mach 0,6. (Standardi ik-malli: +15°C äänennopeus 340,3 m/s)

$$\text{Työntöteho } P_n = F_n \cdot v = 0,475 \cdot F_{TO} \cdot 0,6 \cdot 340,3 \text{ m/s} = 97,0 \text{ m/s} \cdot F_{TO}$$

Liite1: työntövoimahyötysuhteen $\eta_p = f(v)$ diagrammasta nopeudella $0,6 \cdot 340,3 \text{ m/s}$ (= 735 km/h = 457 mph) työntövoimahyötysuhde $\eta_p \approx 0,71$.

$$\text{Moottorin liiketeho} = P_g - P_d = P_n + P_{\text{hukka}} = P_n / \eta_p = 97,0 \text{ m/s} \cdot F_{TO} / 0,71 = \underline{137 \text{ m/s} \cdot F_{TO}} ;$$

Teho on noussut arvoon $137 / 105 \times 0,65 P_j = 0,848 P_j$, nousu 30 %

(Ks sivu 14) $\eta_p = 2 / (1 + v_j / v)$ suihkun nopeus $v_j = (2 / \eta_p - 1) \cdot v = (2 / 0,71 - 1) \cdot 0,6 \cdot 340,3 \text{ m/s}$
 $= 371 \text{ m/s} = \underline{1335 \text{ km/h koneen suhteen}}$ (äänen nopeus 1225 km/h) ja 167 m/s ilman suhteen.

SFC, polttoaineenkulutuksen suhde työntövoimaan: samalta Cruise thrust 75%:n käyrältä
polttoaineenkulutus nopeudella Mach 0,60 : SFC 100% : $0,475 F_{TO} \times 1,00 = 0,475 F_{TO}$
” ” Mach 0,24 : SFC 70% : $0,610 F_{TO} \times 0,70 = 0,427 F_{TO}$
suhde $0,475 F_{TO} / 0,427 F_{TO} = 1,117$, eli polttoaineenkulutus on noussut 12%

SFC kasvaa nopeuden kasvaessa enemmän kuin työntövoiman lasku edellyttää, eli myös absoluuttinen polttoainenkulutus kasvaa? ks kuva 5 Turbofan Thrust Map.

Johtuuko 30 % tehon nousu ja polttoainekulutuksen nousu patopaineen nostamasta turbiinitehosta vrt kuva 4. Vai onko käyrä virheellinen? Vaikuttaako koneen kuorma merkittävästi työntövoimamahyötysuhteeseen η_p – diagrammissa ei mainintaa kuormasta?

Lähteitä: (pääasialliset):

Aa. Reino Koivisto: Suihkumoottorit 2.p. Opetushall., (*virheitä*), ja Finnairin oppimater. v1990

Ab. Jaakko Hoffren, O Saarela TKK: Lentotekniikan perusteet

Ac. FES (Finnair Engine Service): Käytännön tietoja

1. <http://fi.wikipedia.org/wiki/Suihkumoottori> ja Wiki / Suihkumoottori / artikkeleita

2 a. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbojet>

2 b. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turbofan>

2 c. <http://en.wikipedia.org/wiki/Turboprop>

2 d. <http://www.qureshiuniversity.com/aircraftenginevocabulary.html> GE-Aviat.: Engine Education

2 e. <https://aviation.stackexchange.com/questions/29279/what-is-the-absolute-velocity-change-through-compressorburner> Kaasuvirtaus värikuvana.

2 f. Google: Kuvat aiheesta suihkumoottorit

2 g. <https://www.youtube.com/watch?v=0XRhCwk7XzU> Opetusvideo avattu moottori

2 h. <https://www.southampton.ac.uk/~jps7/Aircraft%20Design%20Resources/aerodynamics/Bristol%20University%20Breguet%20range%20eqn.pdf>

3. http://www.daviddarling.info/encyclopedia/J/jet_engine.html

4. <https://www.youtube.com/watch?v=KjiUUJdPGX0> **UUSI**

5. www.netti.fi/~halle/planes/ Wiki / Hallen hävittäjäisivu/Yleistietoa/Moottoritekniikkaa

6. <http://www.edu.fi/oppimateriaalit/suihkumoottorit/> (Opetushallituksen julkaisu (värikuvin))

7. https://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Mechanics Wiki / Jet Propulsion/Mechanics

8. <http://www.free-online-private-pilot-ground-school.com/turbine-engines.html>

9. <http://web.mit.edu/16.unified/www/FALL/thermodynamics/notes/node81.html>

10. <https://www.scribd.com/document/332518972/Turbofan-design-for-the-commercial-aircraft-pdf>

Google: Turbofan design for the commercial aircraft (GP 7200 GE/PW ja Trent 900 RR)

11. <http://www.jet-engine.net/civtfspec.html> Wiki / Civil Turbojet/Turbofan Specifications

12 a. <http://fi.wikipedia.org/wiki/Kaasuturbiini>

12 b. <http://www.azom.com/article.aspx?ArticleID=11454>

12 c. ks. kuvat Google: gas turbine blades ; gas turbine blades cooling ; compressor blades

12 d. ks. kuvat Google: combustion chamber jet engine

12 e. <http://www.madehow.com/Volume-1/Jet-Engine.html>

12 f. <https://www.doria.fi/bitstream/handle/10024/30976/TMP.objres.543.pdf>

13 a. http://en.wikipedia.org/wiki/Propelling_nozzle

13 b <https://en.wikipedia.org/wiki/Nozzle>

14. <https://www.grc.nasa.gov/WWW/K-12//rocket/isentrop.html> Isentrooppinen virtaus

15. http://en.wikipedia.org/wiki/General_Electric_CF6 General Electric moottorit

16. <http://www.geaviation.com/commercial/> General Electric moottorit

17. **ei toimi**

18. <http://users.encs.concordia.ca/~kadem/Rolls%20Royce.pdf> Rolls Royce

19. <http://altairva-fs.com/fleet/poh/Boeing%20747%20POH.htm>

Wiki / Boeing 747 Pilot Operation Handbook

20. <http://www.concordesst.com/powerplant.html> Concorde

21. http://ntrs.nasa.gov/archive/nasa/casi.ntrs.nasa.gov/19830026676_1983026676.pdf milit yliääni

22. <http://en.wikipedia.org/wiki/Rocket#Propellant> / Energy
- 23 a. <http://oh8uv.korpitienkoulu.fi/avaruusfysiikka/kaasudynami.html>
- 23 b. **ei toimi**
24. http://en.wikipedia.org/wiki/De_Laval_nozzle
25. <http://www.grc.nasa.gov/WWW/k-12/airplane/nozzle.html>
26. <http://aircraft-license.com/Demo/15.pdf> tai google: Turbine Engine Exhaust
27. <http://www-diva.eng.cam.ac.uk/lecture-notes/part-ib-lecture-notes/aerothermal-elective-paper-8/dr-pullan/1b-ate-gp5.pdf>
28. <http://en.wikipedia.org/wiki/Afterburner>
- 29 a. <http://www.aerospaceweb.org/question/propulsion/q0224.shtml> (shock diamonds) / nozzles and pressure
- 29 b. Google: shock diamonds *kuvia*
30. <http://www.lut.fi/green-campus/asiantuntijat-aanessa/autojen-hybridisointi> Auton polttoainekul.

Lentokonetekniikkaa:

Hallen hävittäjä sivu/ Yleistietoa/ Moottoritekniikkaa www.netti.fi/~halle/planes/ :

Google: Lentäjän käsikirja (Suomen ilmailuliitto)

SR-71 Blackbird Ramjet, 60-luvulta lähtien tiedustelukäytössä 35 vuotta (huhutaan - taas käytössä?). Nopeus 3529 km/h Mach 3,31 vaakalennossa, korkeudella 25930 m.

Wiki / Lockheed SR-71b Blackbird (suomenkielisiä 2) www.saunalahti.fi/tvakkama/Blackbird.htm

SR-72 Scramjet, pituus 30 m, miehittämätön tiedustelukone suunnitteilla, valmistuu v. 2030, operointinopeus Mach 6, -korkeus 24,3 km, tavoittamaton nykyisillä ohjuksilla. Google: SR-72

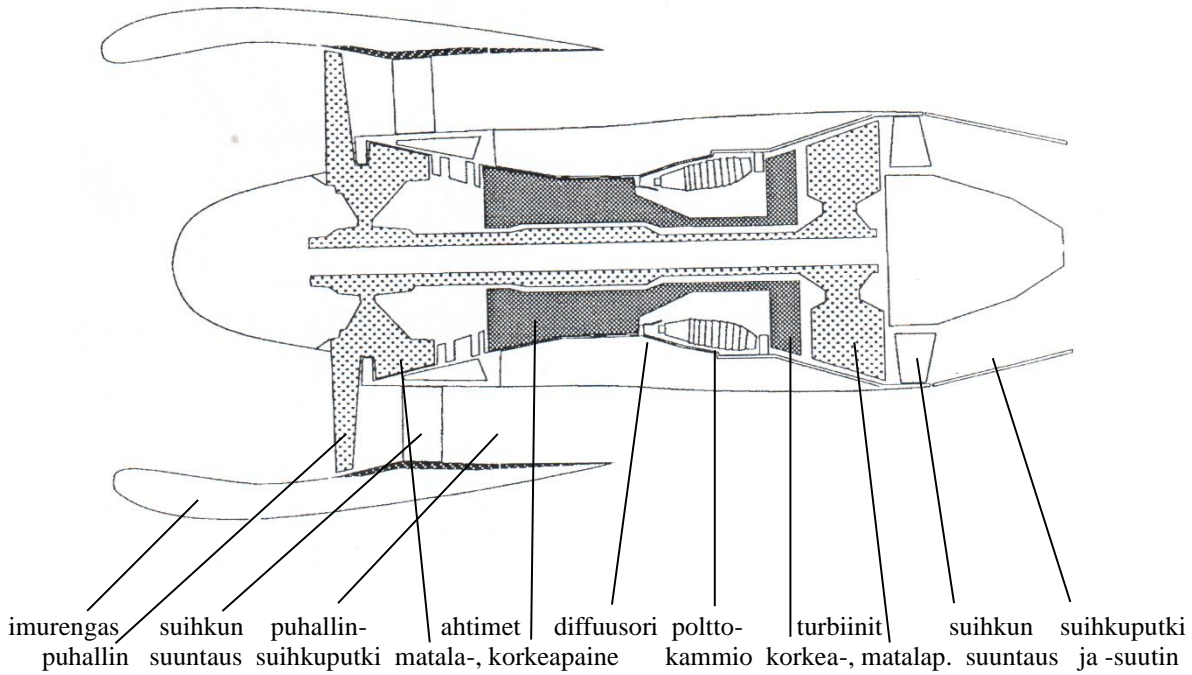
SR-91 Aurora Pde tai Scramjet, miehittämätön tiedustelukone, Mach 4 – 6 80-luvun puoliväliltä, oper kork 29,5 km lakik. 44 km. Ei virallisesti olemassa. Wiki: Aurora (lentokone), Aurora (aircraft)

http://www.loistosivut.fi/asiakkaat/phil.fi/?page_id=81 Lento A340 H:ki – Soul – H:ki **ei toimi**

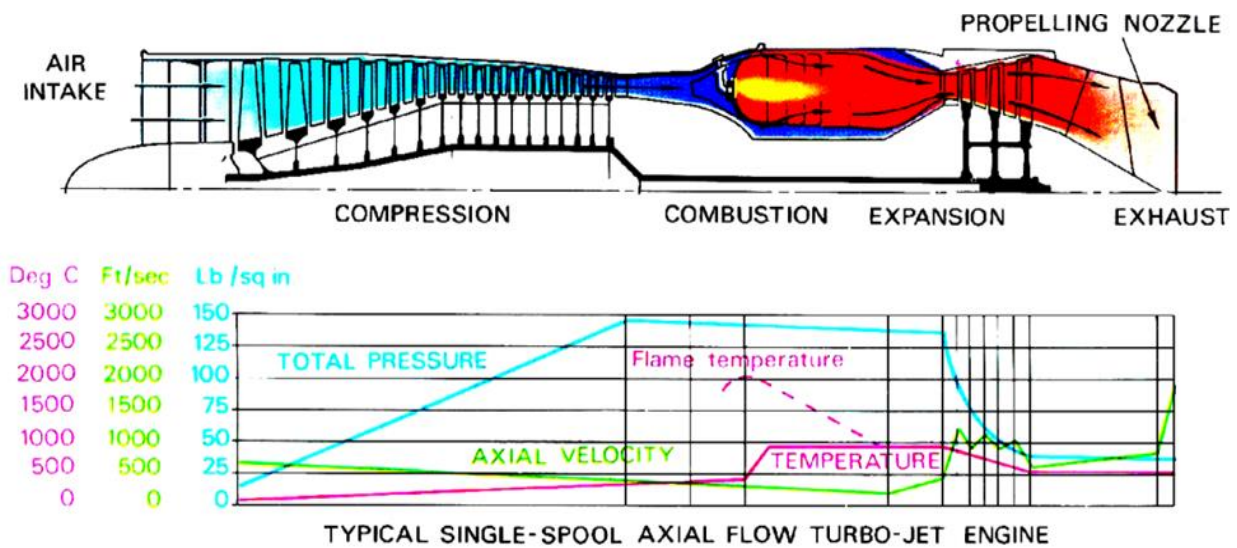
Google/Pilot's Reference Guide Michael Grossrubatsher (*ctrl/klick*)

<http://www.tekniikkatalous.fi/innovaatiot/avaruus/nasan+mullistava+keksinto+lentokoneen+polttoaineenkulutus+puolittuu/a875065?s=u&wmtt=tt-01022013> Wiki / Boeing X-48B

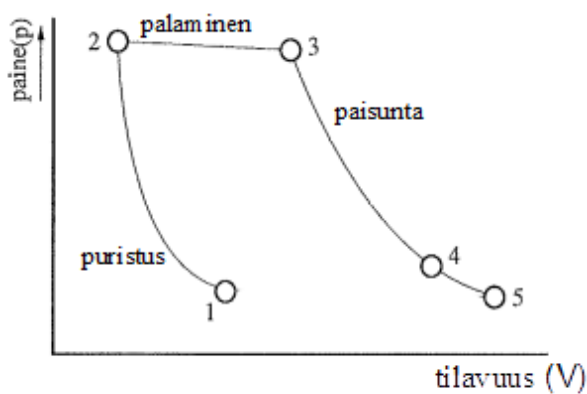
.....



KUVA 1. Puhallinturbiinin periaate. Puhallinsuihkuputki yleensä pidempi, moottorin pituinenkin.

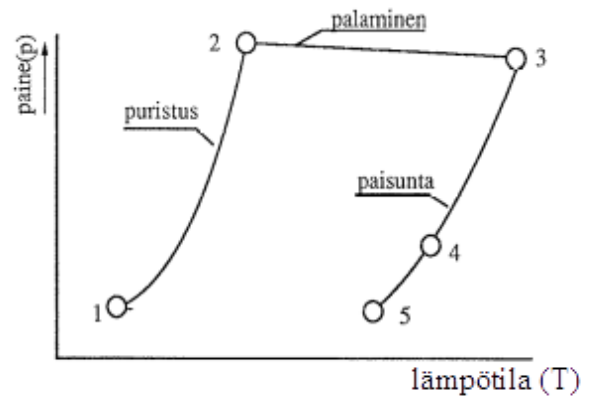


KUVA 2. Suihkumoottorin ilman ja kaasun paineen, lämpötilan ja nopeuden vaihtelut (1/2- moottori)



Toimintavaihe

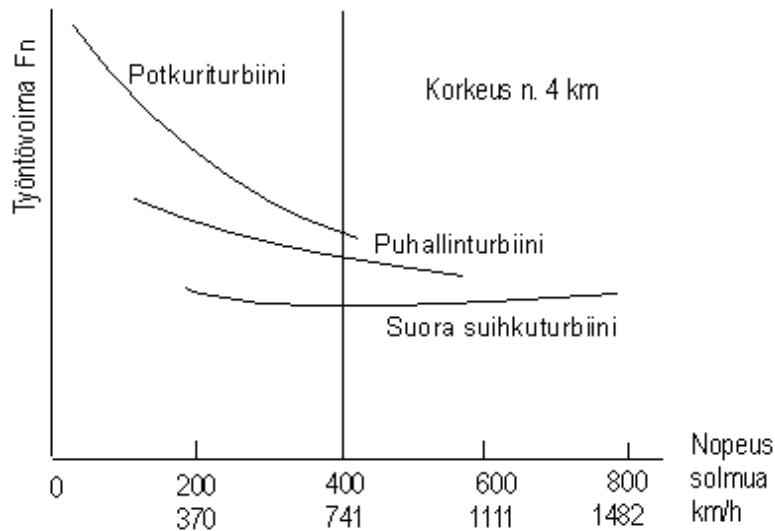
- 1-2 puristus – tuloilman tilavuus pienenee ja paine nousee
- 2-3 palaminen – kaasun tilavuus kasvaa polttokammiossa
- 3-4 paisunta – kuuma kaasu virtaa turbiinin läpi, missä energiaa vapautuu, ja paine laskee
- 4-5 kaasu virtaa suihkuputkessa ja -suuttimessa ja ulos



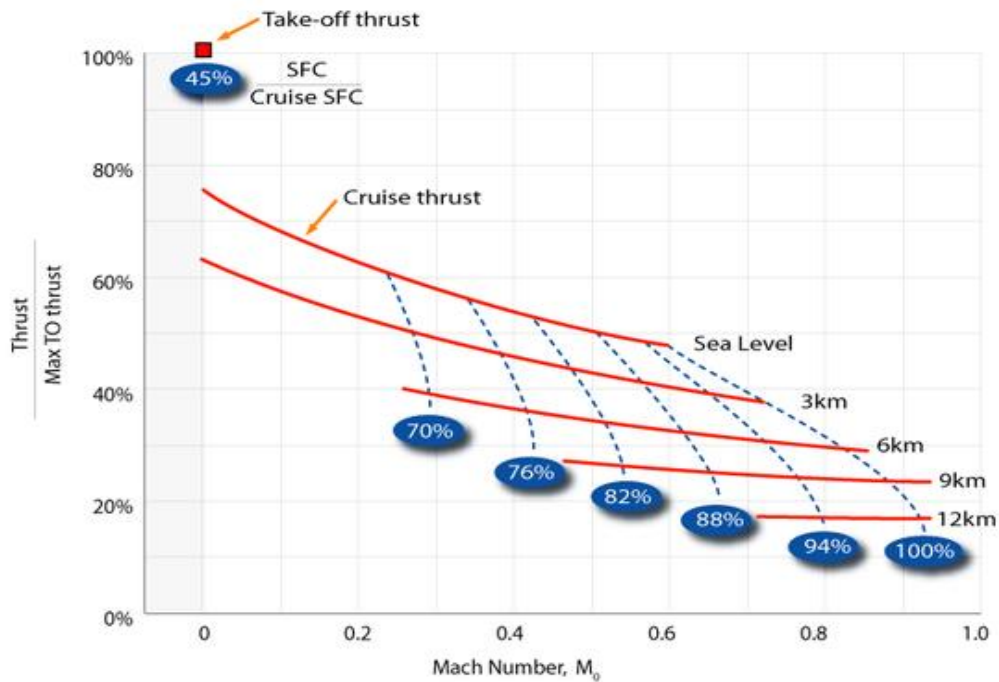
Toimintavaihe

- 1-2 lämpötila nousee tuloilman puristuessa ahtimessa
- 2-3 paine hieman laskee ja lämpötila nousee nopeasti
- 3-4 kaasu virtaa turbiinin läpi, ja paine ja lämpötila laskevat
- 4-5 kaasu virtaa suihkuputkessa ja -suuttimessa ja ulos

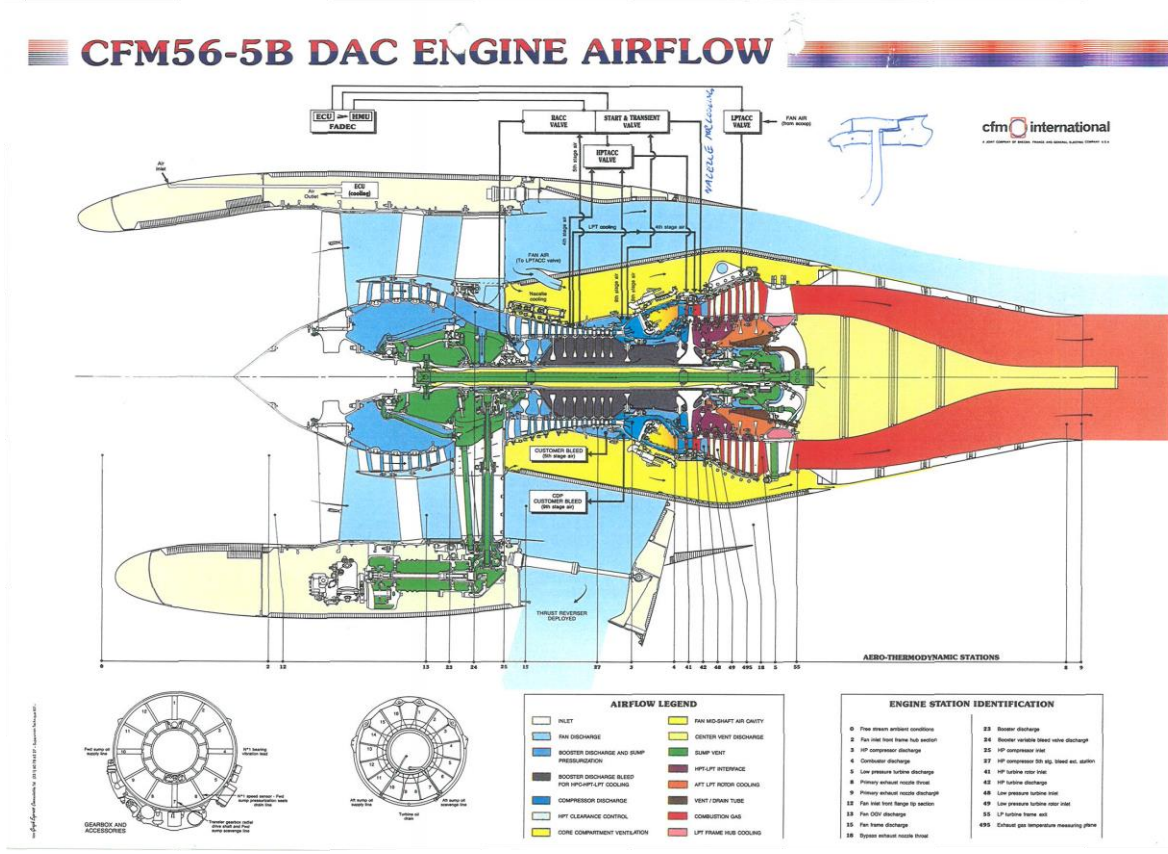
KUVA 3. Brayton kiertoprosessit: vaiheet paine/tilavuus ja paine/lämpötila. (Poistin viivat 5-1 xx)



KUVA 4. Turbiinimoottorien työntövoimakäyriä likimain samantehoisilla moottoreilla. (Solmu 1,852 km/h). (Käyrät vain suunta-antavia - eivät edusta todellisia moottoreita.)



KUVA 5. **Turbofan Thrust Map.** Puhallinmoottorin työntövoima nopeuden ja korkeuden funktiona
 Lähde 7. https://en.wikibooks.org/wiki/Jet_Propulsion/Mechanics
 Kuvaajien kaarevuus johtunee moottorin tehon kasvusta patopaineen seurauksena tuloilmavirran kasvaessa nopeuden funktiona. Työntövoiman $F_a = \dot{m}_a (v_j - v)$ kuvaaja on laskeva suora, ei kaareva.



KUVA 6.