

## Superjumbot ja Hornet

Suurimpia laajarunkoisia 4-moottorisia lentokoneita, superjumboja ei enää valmisteta. Valmistus loppui **Airbus A380** v. 2021 ja **Boeing B747-8** v. 2022.

**Viimeinen Airbus A380 valmistui: Mitä seuraavaksi ilmojen jättiläiselle?**

<https://moottori.fi/ajoneuvot/jutut/viimeinen-airbus-a380-valmistui-mita-seuraavaksi-ilmojen-jattilaiselle/>

**Boeing B747-400** valmistus loppui v. 2009 (moottorit General Electric **CF6-80C2B1F** 4 kpl)

<https://yle.fi/a/74-20015492>

### Tekniset tiedot

	<b><u>B747-8I</u></b> (uusin versio)	<b><u>A380-800</u></b>
Pituus	74,2 m	73 m
Siipien kärkiväli	68,5 m	79,8 m
Korkeus	19,4 m	24,1 m
Siipien pinta-ala	554 m <sup>2</sup>	845 m <sup>2</sup>
Paino tyhjänä	214,5 t	279,8 t
Suurin lentoonlähtöpaino	435,4 t	560 t
Suurin nopeus	0,92 <u>Mach*</u> (≈1009 km/h 280 m/s)	0,96 <u>Mach*</u> (≈1024 km/h 284 m/s)
Toimintamatka maksimikuormalla	15 372 km	14 800 km
Rahtikapasiteetti	275,6 m <sup>3</sup> (8 pallettia + 16 LD1:tä)	845 m <sup>2</sup>
Moottorit (esim.)	4 × <u>General Electric GEnx-2B67</u> (296 kN)	4 × <u>Rolls-Royce Trent 970/B</u> (348 kN)
Ohjaamohenkilökunta	kaksi	kaksi

\* Mach korkeudella 35000 ft /10668 m (−54°C) 1067 km/h, 296 m/s

### Moottorit

#### **GEnx-2B67** General Electric **Trent xxx** Rolls Royce

työntövoima	296 kN	310 - 370 kN , Trent 970B 348 kN
puhallin halkaisija	2,66 m	2,95 m
ilmavirtaus	1042 kg/s	1181 - 1225 kg/s (913 – 947 m <sup>3</sup> /s)
ohivirtaussuhde	8,0	8,15 - 8,6 (12%)
puristussuhde	44,7 (matka 52,4)	38 - 40
kompressori	1 Fan, 3 LP, 10 HP	1 Fan, 8 LP, 6HP
turbiini	2 HP, 6 LP	1 HP, 1 LP, voima-aks 5 LP
polttokammio		Annular 20 burners
paino	5360 kg (dry weight 5623 kg)	6271 kg (6421 kg)
pituus		4,55 m
polttoainekulutus SFC cruise		14,6 g/kNs

**Staattinen moottoriteho** voidaan laskea suihkun tehona  $P_j$  moottori paikallaan. (Tehdas ei ilmoita)

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

ilmamassavirta moottorin läpi =  $\dot{m}$

(*alaindeksit g = gross eli brutto. j = jet eli suihku*)

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

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

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

(yleisesti voima  $F = m \cdot a = m \cdot (v_2 - v_1) / t = m / t \cdot v = \dot{m} \cdot v$ ;  $\dot{m}$  on massavirta)

bruttotyöntövoima  $F_g = \dot{m} \cdot v_j$ ; sijoitetaan suihkun tehon  $P_j$  yhtälöön

suihkun teho  $P_j = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j = \mathbf{moottorin bruttoteho P_g}$

suihkun nopeus  $v_j = F_g / \dot{m}$

### GENx-2B67

Staattinen bruttoteho (= suihkun teho)  $\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j = \frac{1}{2} \cdot \text{työntövoima} \times \text{suihkun nopeus}$

$v_j = F_g / \dot{m} = 296 \text{ kN} / 1042 \text{ kg/s} = 284 \text{ kgm/s}^2 \cdot \text{kg/s} = 284 \text{ m/s}$

$\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j = \frac{1}{2} \times 296 \text{ kN} \times 284 \text{ m/s} = 42,0 \text{ MNm/s} = 42,0 \text{ MW} = \mathbf{57'100 \text{ hv}}$ .

4 moottoria = **168 Mw = 228'000 hv**

### Trent 970

(arvio  $\dot{m} = 1181 \text{ kg/s}$  - ei löytynyt spekseistä )

$v_j = F_g / \dot{m} \approx 348 \text{ kN} / 1181 \text{ kg/s} = 348 \cdot 1000 \text{ kgm/s}^2 / 1181 \text{ kg/s} \approx 295 \text{ m/s}$

$\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j \approx \frac{1}{2} \times 348 \text{ kN} \times 295 \text{ m/s} \approx 51,3 \text{ MW} \approx \mathbf{69'700 \text{ hv}}$ .

4 moottoria  $\approx \mathbf{205 \text{ MW} \approx 279'000 \text{ hv}}$  (*2,5 kertaisena  $\approx$  Loviisan yhden ydinreaktorin teho*)

Moottorin kokonaisteho  $P_f$  on polttoteho (*alaindeksi f = fuel*).

$P_f = P_g / \eta_t = \text{bruttoteho} / \text{terminen hyötysuhde}$

$P_f \approx 205 \text{ MW} / 0,43 = \mathbf{477 \text{ MW}}$ ; arvio  $\eta_t = 0,43$  (liikennekonemoottorit ilmassa  $\eta_t = 0,45 - 0,55$ )

Samaan arvoon pitäisi päätyä kun tiedetään polttoainekulutus *SFC take off 8–10 g/kNs*

(= moottori paikallaan), työntövoima  $F_g$  ja kerosiinin lämpöarvo  $H$  (yleisin  $H = 43,15 \text{ MJ/kg}$ ).

$P_f = \text{SFC} \cdot F_g \cdot H = 8 \text{ g/kNs} \cdot 348 \text{ kN} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 2784 \text{ g/s} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg}$

$= 2,78 \text{ kg/s} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 120 \text{ MW}$ ; 4 moottoria **480 MW** (massavirralla  $\dot{m}$  laskien 477 MW)

Trimmasin  $P_f$ -arvot liki samoiksi – toivotaan  $\eta_t$  ja SFC lähellä oikeita arvoja?

Suihkumoottorikoosteessa sivu 28 lasku Airbus A380:  $F_n = 320 \text{ kN}$  kokonaisnousuteho  $P_f = 293 \text{ MW}$ .

Lentokone ei pysty käyttämään tuosta *bruttotehosta* kuin pienen osan kiihdyttäessään kiitoradalla, kun valtaosa tehosta menee harakoille, sillä kone saa käyttöönsä vain *nettotehon*

$P_n = F_n \cdot v = \text{moottorien työntövoima} \times \text{koneen nopeus}$ . Nopeuden kasvaessa hyötysuhde kasvaa ja on maksimissa vasta matkanopeudella korkealla. Työntövoima kuitenkin laskee nopeuden funktiona, kun moottori "karkaa" suihkun edellä.

Nousuteho  $P_n = F_n \cdot v$  korkeudella 6000 m on noin puolet staattisesta tehosta.

Matkalentoteho  $P_n = F_n \cdot v$  on noin kolmasosa staattisesta tehosta.

Suihkun nopeus maassa on vain vähän suurempi koneen nopeutta ilmassa. Ilmassa suihkun nopeus kasvaa, kun ilma jo tulee moottoriin lentonopeudella ja lämpiää puhallinkanavassakin.

## McDonnell Douglas F/A-18 Hornet

Yhdysvaltalaisen [McDonnell Douglasin](https://fi.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglasin) (nykyään [Boeing](https://fi.wikipedia.org/wiki/Boeing)) valmistama kaksimoottorinen hävittäjä ja rynnäkkökone. F/A-18A ja C yksipaikkaisia, F/A-18B ja D kaksipaikkaisia. Suomella on mallit C ja D.

[https://fi.wikipedia.org/wiki/McDonnell\\_Douglas\\_F/A-18\\_Hornet](https://fi.wikipedia.org/wiki/McDonnell_Douglas_F/A-18_Hornet)

**Moottorit** 2 kpl: General Electric **F404-GE-402** ohivirtausmoottori 48,2 kN ja 79,2 jälkipoltolla

Maximum thrust	11,000 lbf (48.9 kN) military thrust (pieni ero spekseissä) 17,700 lbf (78.7 kN) with afterburner “
Overall pressure ratio	26:1
Bypass ratio	0.34:1
Air mass flow	146 lb/s (66 kg/s)
Specific fuel consumption	Military thrust: 0.81 lb/(lbf·h) (23 g/(kN·s)) Full afterburner: 1.74 lb/(lbf·h) (49 g/(kN·s))
Thrust-to-weight ratio	4.8 (dry), 7.8 (afterburning)

Laval-suuttimen ansiosta moottorin suihkun nopeus ylittää äänen nopeuden. Ilman Laval-suutinta kuumun 700°C suihkun nopeus ylittää nopeuteen 611 m/s (2200 km/h).

**Staattisen moottoritehon laskenta ilmassavirran  $\dot{m}$  avulla:** (ks yhtälöt ed.)

Staattinen bruttoteho = suihkun teho  $\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j$

Staattinen kokonaisteho = bruttoteho/terminen hyötysuhde  $P_f = P_g / \eta_t$

$v_j = F_g / \dot{m} = 48,2 \text{ kN} / 66 \text{ kg/s} = 0,7 \cdot 1000 \text{ kgm/s}^2 / \text{kg/s} = 700 \text{ m/s}$

$\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j = \frac{1}{2} \cdot 48,2 \text{ kN} \cdot 700 \text{ m} = 16,87 \text{ MW}$  ; 2 moottoria **33,7 MW = 45,900 hv**

$P_f = P_g / \eta_t = 33,7 \text{ MW} / 0,45 = \mathbf{74,9 \text{ MW}}$  ; terminen hyötysuhde arvioni  $\eta_t = 0,45$  (oikea arvo?) jälkipoltolla

$v_j = F_g / \dot{m} = 78,7 \text{ kN} / 66 \text{ kg/s} = 1192 \text{ m/s}$

$\max P_g = \frac{1}{2} \cdot F_g \cdot v_j = \frac{1}{2} \cdot 78,7 \text{ kN} \cdot 1192 \text{ m/s} = 46,9 \text{ MW}$  ; 2 moottoria **93,8 MW = 128'000 hv**

$P_f = P_g / \eta_t = 93,8 \text{ MW} / 0,36 = \mathbf{258 \text{ MW}}$  ; terminen hyötysuhde arvioni  $\eta_t = 0,36$  (vrt lopusta)

Työntövoima jälkipoltolla kuitenkin kasvaa vain 63 % ja polttoainekulutus 113 %.

(Yleisesti työntövoima jälkipoltolla kasvaa max 100% ja polttoainekulutus max 400 %.)

**Staattiset moottoritehon laskenta polttoainekulutuksen *SFC take off* avulla:**

Arvioni: Staattinen SFC 0,78 x *Specific fuel consumption military thrust* 23 g/kNs = 18 g/kNs,  
0,78 x *Full afterburner* 49 g/kNs = 38 g/kNs (trimmasin arvot – uskoakseni liki oikeat).

Laskuissa työntövoima on  $F_g$  ja kerosiinin lämpöarvo H (yleisin H = 43,15 MJ/kg).

$P_f = SFC \cdot F_g \cdot H = 18 \text{ g/kNs} \cdot 48,2 \text{ kN} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 867,6 \text{ g/s} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg}$   
 $= 0,868 \text{ kg/s} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 37,4 \text{ MW}$  ; 2 moottoria **74,9 MW** (= massavirralla  $\dot{m}$  laskien)  
 jälkipoltolla

$P_f = SFC \cdot F_g \cdot H = 38 \text{ g/kNs} \cdot 78,7 \text{ kN} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 2,99 \text{ kg/s} \cdot 43,15 \text{ MNm/kg} = 129 \text{ MW}$   
 2 moottoria: **258 MW** (= massavirralla  $\dot{m}$  laskien)

Näistä saadaan bruttotehot kertomalla termisellä hyötysuhteella  $\eta_t$ .

Lasketut bruttotehot  $P_g$  ovat suihkun tehot maassa - kone saa käyttöönsä vain *nettotehon*

$P_n = F_n \cdot v = \text{työntövoima} \times \text{lennonopeus}$ .

Työntövoima ei pysy samana lennon eri vaiheissa, ja kun en tiedä miten se muuttuu, en voi moottoritehoa sen vuoksi lennolla laskea. Kun käytettävissä on vain liikennekoneiden työntövoimakäyrästä nopeuden ja korkeuden funktiona, se ei sovellu hävittäjille erilaisen moottorirakenteen vuoksi.

II Maailmasodan hävittäjien tehot olivat alle ja yli 1600 hv, jotka kyllä laskivat korkeuden kasvaessa, mutta saivat nuo tehot koko lennon ajan käyttöönsä, kun olivat potkurikoneita.

### Vertailu mäntämoottoriin

Tuntuu aika uskomattomalta, kun Hornetin kahden moottorin jälkipoltoteho **93,8 MW** on lähes puolet Airbus A380 neljän moottorin tehosta **205 MW**?

Maailman suurin mäntämoottori kaksitahti-turboahdettu laivadieselmoottorijätti **Värtsilä-Shulzer RT96-C**, suurin 14-sylinterinen versio on 13,5 metriä korkea, 26,59 metriä pitkä, painaa yli 2 300 tonnia, tuottaa **80,08 MW**. Sen hyötysuhde **52 %** voittaa Hornetin moottorin hyötysuhteen, joka jälkipoltolla lienee < 40 %.

**Värtsilä-Shulzer RT96-C** polttoainekulutus g/ kWh = 163 g/kWh = 0,0453 g/kWs = 45,28 g/ MWs

Polttoainekulutus 80,08 MW x 45,28 g/MWs = 3626 g/s = **3,63 kg/s**

**Hornet** pa-kulutus jälkipoltolla = 2 · SFC · F<sub>g</sub> = 2 · 38 g/kNs · 78,7 kN ≈ **6,00 kg/s** ; (SFC:n arvio ks ed)

kokonaisteho  $P_f \approx 6 \text{ kg/s} \times H = 6 \text{ kg/s} \cdot 43,15 \text{ MJ/kg} = 259 \text{ MW}$

bruttoteho jälkipoltolla 2 moottoria max  $P_g = 93,8 \text{ MW}$  (ks ed)

terminen hyötysuhde  $\eta_t = 93,8 \text{ MW} / 259 \text{ MW} = 0,36$  eli **36 %** (SFC:n arvion tulos)

Miksei tuota jättimäistä Värtsilä-Shulzer laivamoottorihirviötä voisi korvata vain muutaman tonnin painoisilla turbiinimoottoreilla? Syy lienee huoltotarpeessa. Tuo laivamoottori voi kolkutella ilmeisesti vuosikausia lähes yhtä soittoa, kun turbiini vaatii avaamista vähän väliä. Vallankin turbiinisiipien palamista ei voi estää nykyisin mitenkään. Siivet ovat nikkelpohjaisia superseoksia, pinnoitettu zirkonium- ja magnesiumoksidilla eristämään ilma-palokaasun kuumuudelta, sisäisellä ilmankierrolla jäähdytetty ja pinta-ilmavaipalla eristetty kuumasta ilma-palokaasusta. On kehitetty nikkelin korvaavia keraamisia materiaaleja, mutta ne eivät ilmeisesti ole vastanneet odotuksia. Turbiinit ovat myös mäntämoottoria monimutkaisempia.

General Electricin **CF6-xxxx** lentokonemoottoreista 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. Tämä ratkaisu 74'630 MW, painoa noin 20 tonnia, melkein riittäisi korvaamaan Wärtsilä-Shulzerin 2300 tonnin jättiläisen.