

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

Relazione per la prova finale
**«*Motori turboventola ad alto
rapporto di bypass*»**

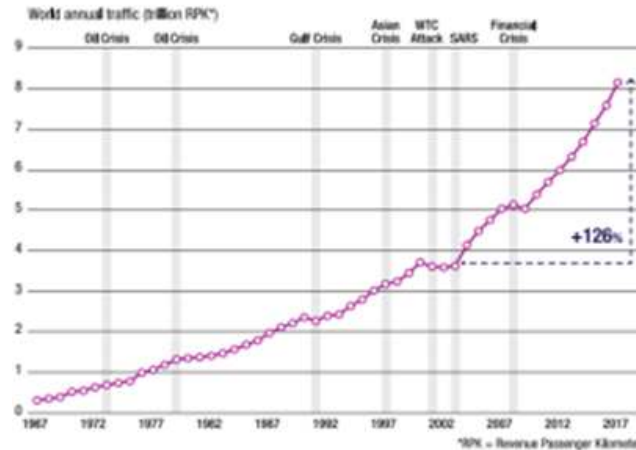
Tutor universitario: *Prof. Marco Azzolin*

Laureando: *Riccardo Speciale*

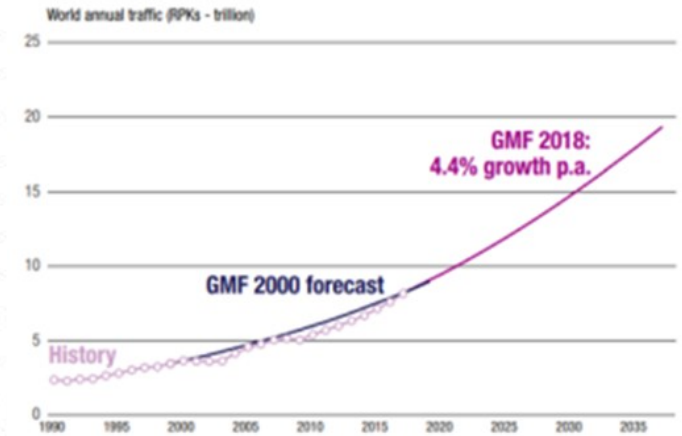
Padova, 10/07/2024

TRAFFICO AEREO:

- Incrementato 7 volte ultimi 50 anni
- Prossimi 20 anni: +4,4% annuo



(a) Analisi degli scorsi 50 anni: 1967-2018



(b) Previsioni nei prossimi 20 anni: 2018-2037

Figura a),b): Scenari di traffico dell'aviazione civile [Airbus]

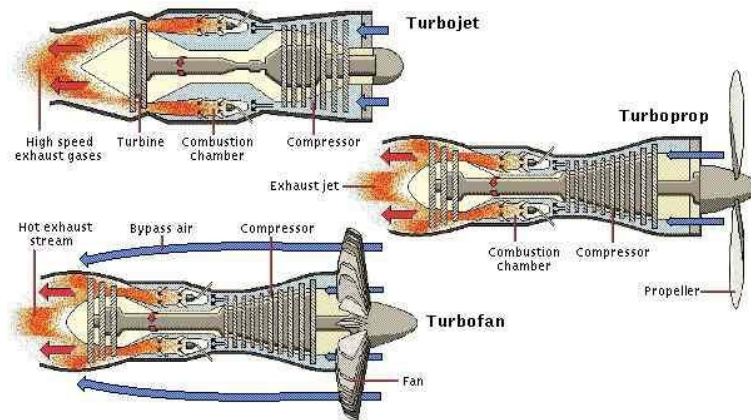
EMISSIONI CO₂ AVIAZIONE:

- Raddoppiate dal 1990 al 2005 (88 a 156 Mt/anno)
- Genera 4% del globale, ma dal 2% popolazione
- 282 gCO₂/PKP (un'auto 42g)
- Obiettivi riduzione 55% al 2030 e di neutralità nel 2050

PROPULSORI A TURBINA:

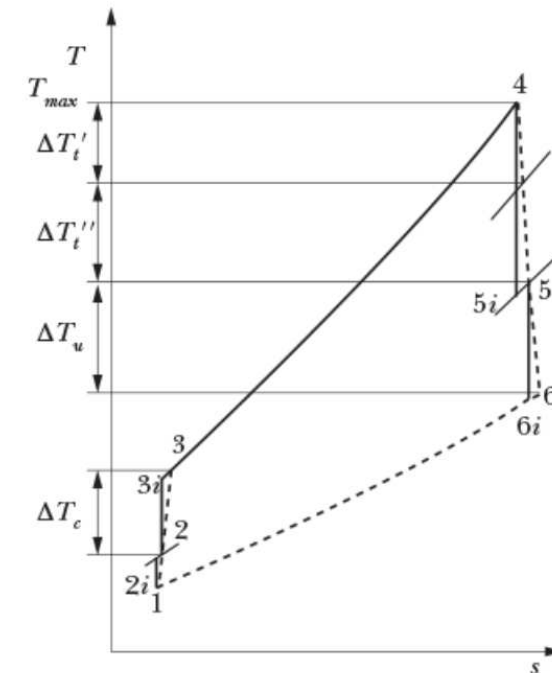
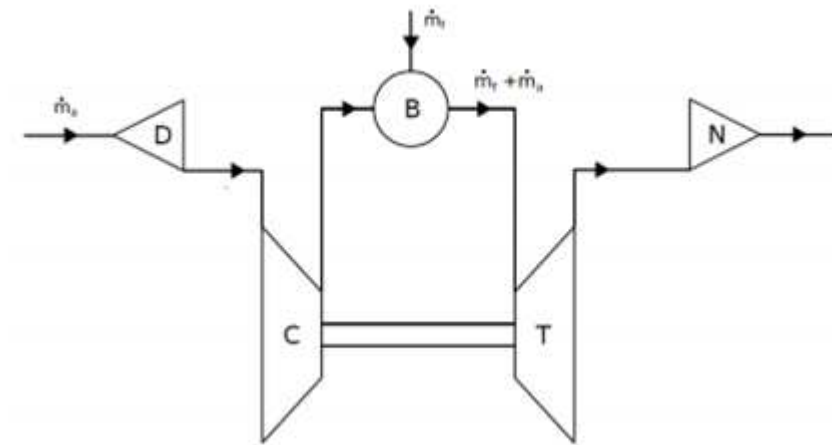
Motori a ciclo diretto a gas Brayton-Joule di tipo:

TURBOELICA, TURBOGETTO, TURBOVENTOLA



OBBIETTIVI DEI PROGETTISTI:

- Riduzione emissioni: CO₂, NO_x, acustiche
- Riduzione consumi carburante e costi operativi
- Rispetto normative su sicurezza ed affidabilità



- Efficienza propulsiva

$$\eta_p = \frac{\text{Thrust power}}{\text{Power imparted to engine airflow}} = \frac{2}{1 + (u_e/u)}$$

- Efficienza termica

$$\eta_{th} = \frac{\text{Power imparted to engine airflow}}{\text{Rate of energy supplied in the fuel}} = \frac{Tu + \frac{1}{2} \dot{m}_a (1 + f)(u_e - u)^2}{\dot{m}_f Q_R}$$

- Efficienza compressiva

$$\eta_o = \frac{Tu}{\dot{m}_f Q_R}$$

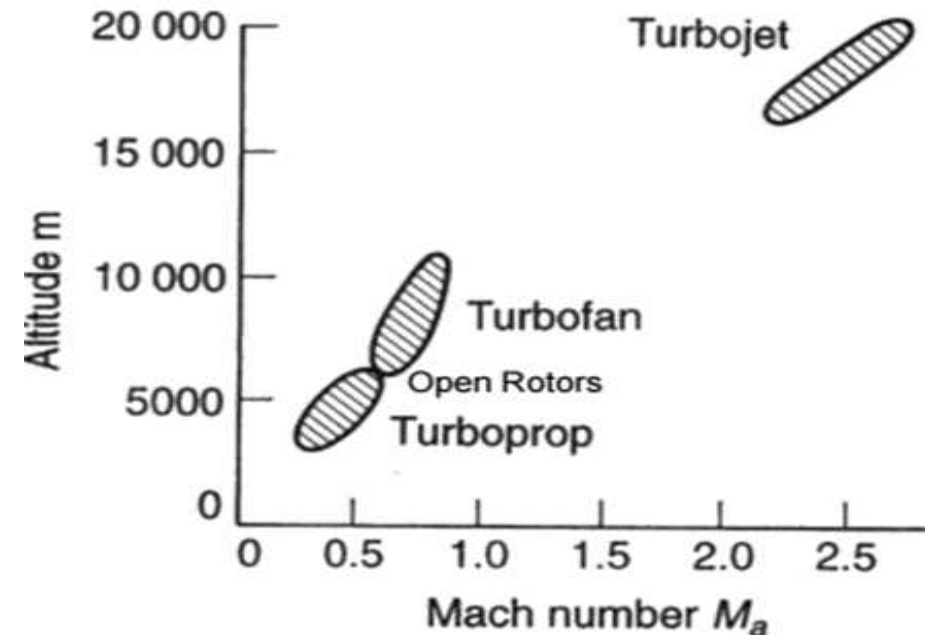


Figura: Regimi di volo tipici delle diverse tipologie di propulsore [1]

- **Thrust** – $T = \dot{m}_e u_e - \dot{m}_i u_\infty + (p_e - p_\infty) A_e \simeq \dot{m}_i (u_e - u_\infty)$
- **Thrust Specific Fuel Consumption** – $TSFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{F_{T,total}}$
- **OPR (Overall Pressure Ratio)** – rapporto di compressione complessivo del gruppo turbogas
- **TIT (Turbine Inlet Temperature)** – palette soggette a stress sia meccanico che termico

Riduzione consumi = minori emissioni (CO₂, NO_x) e costi operativi:

- ❖ > Turbine Inlet Temperature, > OPR → > efficienza termica η_T
- ❖ < accelerazione del getto, > portata → > efficienza propulsiva η_p

Principali limitazioni: TIT e temperatura camera di combustione

- Materiali palette turbina: elevata resistenza allo scorrimento viscoso, alla fatica ed alla corrosione alle alte temperature (superleghe al Nichel con trattamento termico - **Thermal Barrier Coatings**), sistema **bleed air** e Cromo per anticorrosione, fino a TIT= 1400K.
- Temperatura CC: miscela 'ricca' di combustibile rispetto al rapporto stechiometrico, maggior presenza monossido CO, diminuiscono gli NOx.
Se miscela **povera**, alte temperature CC, N2 atmosferico partecipa alla reazione, ottenendo alti NOx.

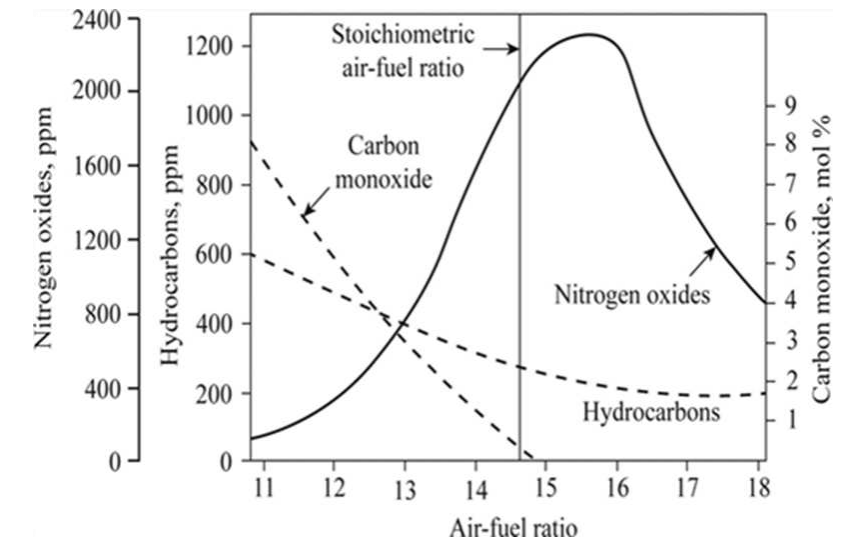


Figura: relazione tra AFR ed emissioni CO, HC e Nox nei fumi [Chegg.com]

FLUSSO 'FREDDO' - Riducendo la spinta del getto, si utilizza la potenza meccanica fornita dalla turbina per accelerare una portata d'aria esterna al gruppo turbogas tramite un'elica o ventola:

$$BPR = \frac{\dot{m}_{\text{cold}}}{\dot{m}_{\text{hot}}}$$

Maggiore il BPR, minore il TSFC:

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{\text{total}} / T}{f (1 + BPR)}$$

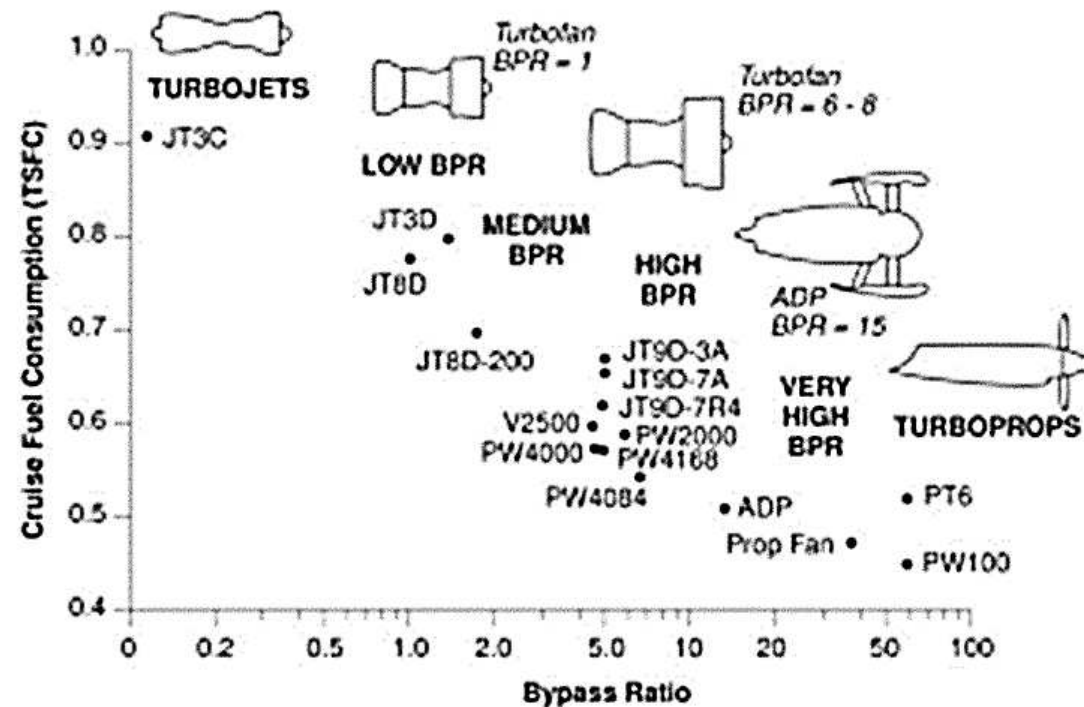


Figura: TSFC rispetto al bypass ratio BPR [Epstein, Trends in engine bypass ratio, 1998]

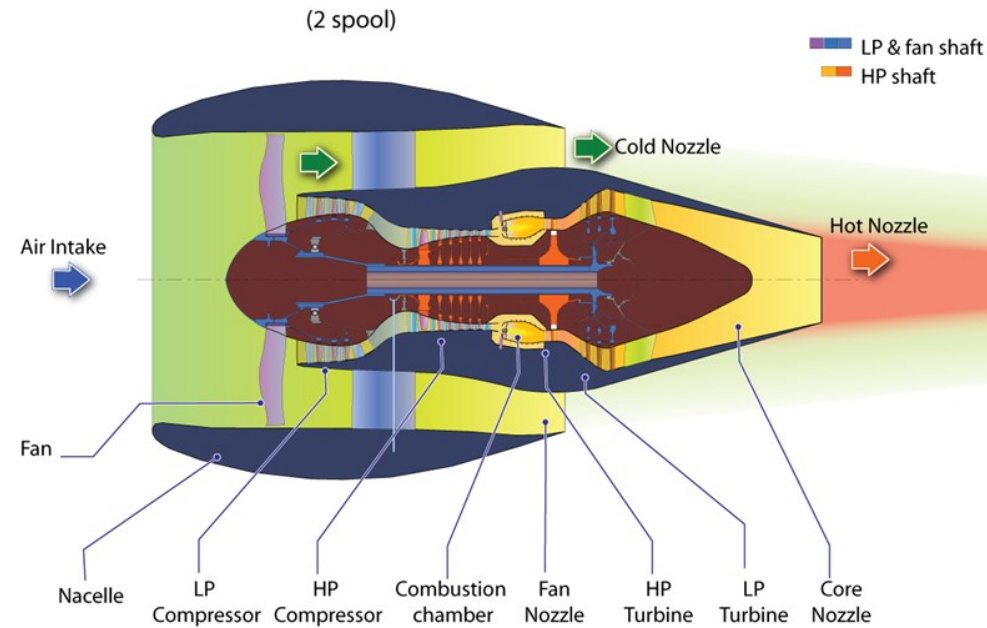


Figura: rappresentazione di un motore Turbofan e suoi componenti principali [1]

- $\geq 80\%$ Thrust dalla sola ventola (flusso freddo)
- BPR $\in [8 \div 12]$ (militari ≤ 3)
- Spinta nell'ordine dei 450 kN
- OPR $\cong 40$
- FPR < 2

$$T = \dot{m}_h[(1 + f)u_{eh} - u] + \dot{m}_c(u_{ec} - u) + A_{eh}(P_{eh} - P_a) + A_{ec}(P_{ec} - P_a)$$

- Alto rendimento propulsivo
- Velocità elevate (0,8 Mach)
- Resistenza ai F.O.D. (Foreign Object Debris)
- Ventola più piccola delle eliche ($> \text{rpm}$)
- Minore rumorosità ($I \propto U^8$)
- Sicurezza ed affidabilità
- Diffusione a livello globale



Figura: Vista in sezione motore turbofan GE90 [Wikipedia]

Aspetti tipici dell'architettura ad alto BPR:

CONTROLLO PRESTAZIONI VENTOLA

- Cambio riduttore (GTF) o Direct Drive (DDTF)
- Struttura a più moduli (C+T) ed alberi di trasmissione coassiali (3 se DDTF)
- Ugello freddo a geometria variabile (VAN) o pale a pitch variabile (VPF)

CONTROLLO EMISSIONE ACUSTICA

- Ugello flusso caldo miscelato o unmixed
- Ugello flusso freddo a lobi di tipo Chevron
- Trattamento pareti del condotto freddo



Fig.: Ugello freddo a lobi Chevron GENx [geaerospace.com]

< accelerazione getto, > portata = > BPR → < FPR, > efficienza propulsiva η_p

- Se aumenta il BPR, aumenta il diametro della ventola e conseguentemente della gondola, con l'incremento di peso e Drag associati
- Diminuendo gli ingombri del core (gruppo turbogas) si può aumentare il BPR mantenendo lo stesso diametro della ventola e navicella

$$\eta_p = \frac{2u[u_{eh} + \beta u_{ec} - (1 + \beta)u]}{u_{eh}^2 + \beta u_{ec}^2 - (1 + \beta)u^2}$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_f \dot{m}_c}{\dot{m}_c T} = \frac{1}{f} \frac{\dot{m}_c}{T} = \frac{\dot{m}_{total} / T}{1 + BPR}$$

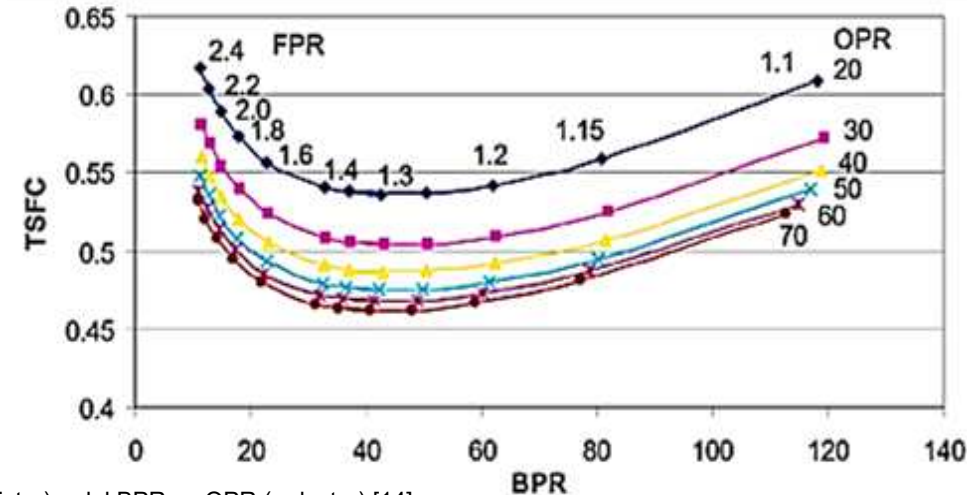
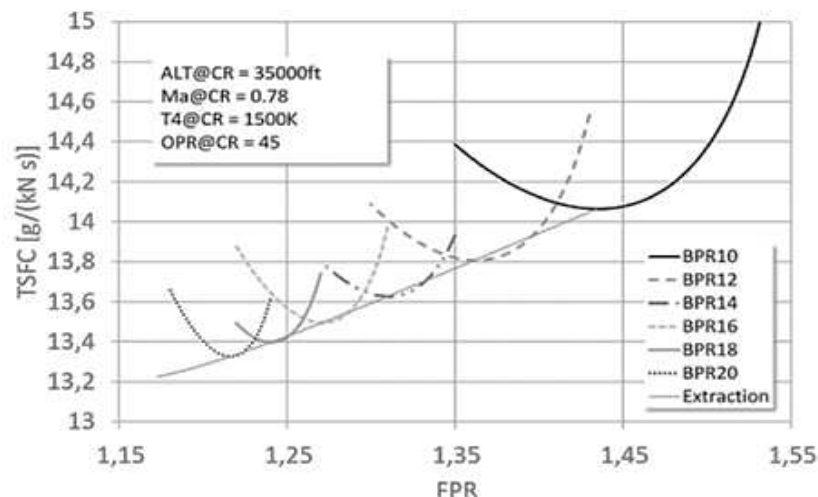


Figure: TSFC in funzione del FPR su BPR(a sinistra) e del BPR su OPR (a destra) [14]

- VAN e VPF se adottati riduzione 2-3 dB, ma incremento peso e complessità (VAN aumento peso proporzionale aumento BPR- MAX 25).
- **DDTF è il più silenzioso, GTF i minor consumi**
- Diametro ventola ≥ 3 m
- Numero pale ridotto (16-22), minor peso, maggior resistenza FOD
- Rumore prevalente dalla ventola (atterraggio/decollo) su basse frequenze
- Gondola: tra i più pesanti componenti del motore (Ti, Al, compositi, etc.)



Figura: Moderne ventole industriali in composito [catana.ec-lyon.fr]

- Snellezza aumentata nonostante un peso contenuto (CFRP e titanio)
- Ritorte e sottili: massimo spessore ridotto per garantire bassi valori di drag
- Ampio angolo di spazzata (**wide-chord**): angolazione arretrata (backward sweep) o angolazione in avanti (forward sweep)
- Angoli di curvatura nei profili (**staggered angle**)
- Controllo perdite di estremità delle pale (tip blade leakage)

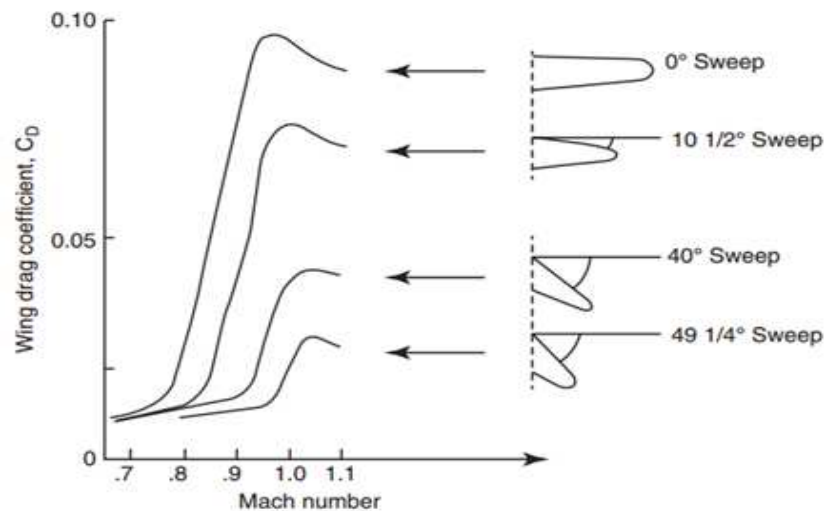


Figura: Grafico tra C_d e angolo di freccia del profilo [1]

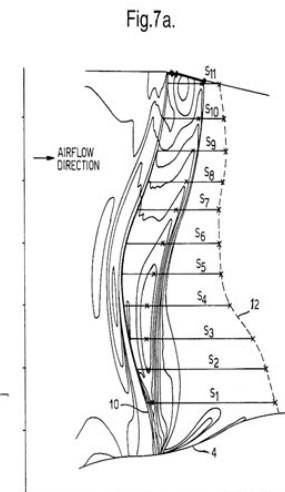
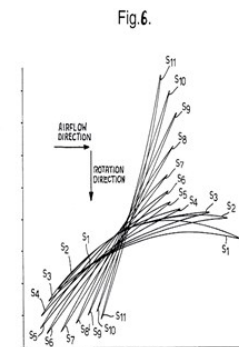
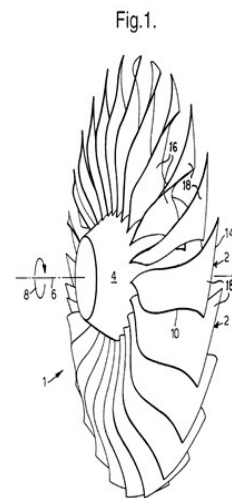
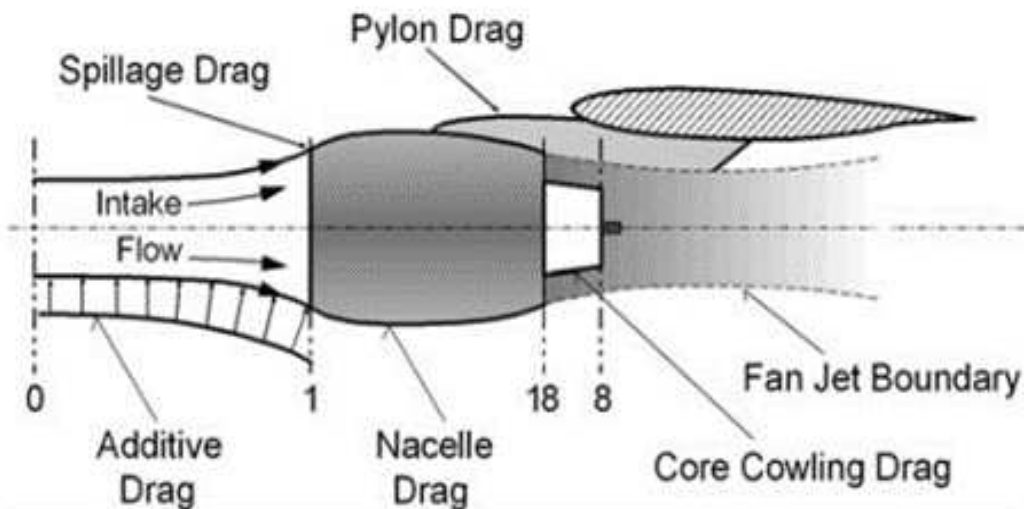


Figura: pale della ventola del motore General Electric LEAP X ad intreccio 3D [4]

Drag totale d'installazione (~8,6%). Costituito da tre componenti :

- Effetto ram (D_{add})
- Distribuzione delle forze di pressione sulla navicella (D_{Nac})
- Forze di frizione associate alla superficie bagnata della navicella (D_{Fx})



$$D_{add} = \int_0^1 (p - p_0) dA_Y$$

$$D_{Nac} = \int_1^{18} (p - p_0) dA_Y$$

$$D_{Fx} = \int_{A_x} \tau \times dA_X$$

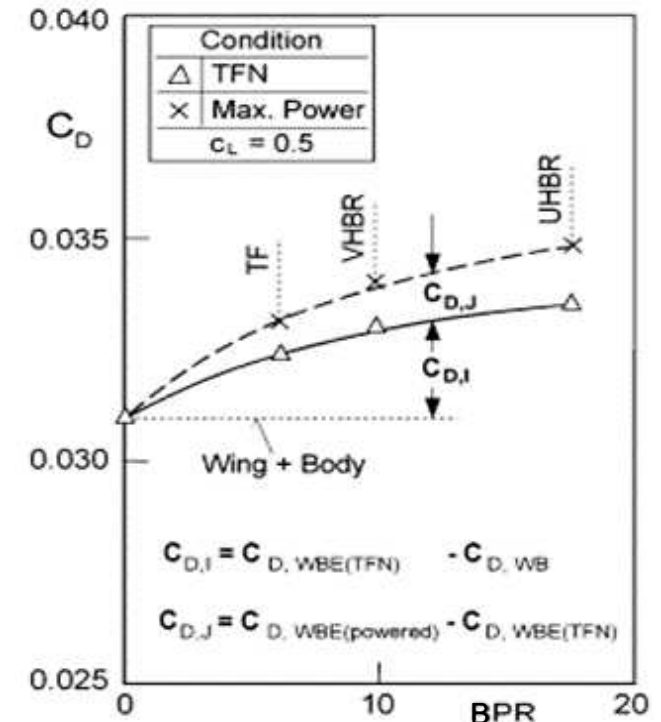


Figure: a sx: Componenti della forza di drag nell'installazione di motore turbofan sotto ala [14]; a dx: andamento del C_D contro BPR [10]

> BPR → > dimensioni navicella e pale

- **AERODINAMICA:** > Drag parassita e interazioni flussi di fusoliera, pilone e ala con quelli di navicella e getto; velocità estremità pale
- **PESO:** un aumento risulta in una diminuzione in termini di benefici TSFC
- **INTEGRITÀ** (strutturale e meccanica): > carichi sia sulla struttura del velivolo (complessità dei fenomeni aeroelastici) che sui singoli componenti del motore
- **INSTALLAZIONE:** necessità di modificare ali, carrello di atterraggio e fusoliera
- **RUMOROSITA':** pale più grandi comportano > velocità differenziali, vorticità e gradienti di pressione (ruolo importante nella generazione di emissione sonora e fenomeni vibratorii)

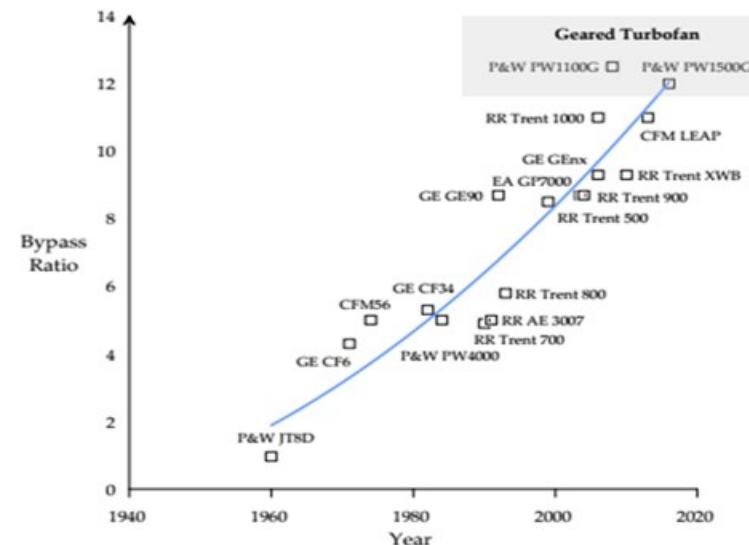


Fig.: Evoluzione del rapporto di bypass BPR nei motori turbofan [18]

BPR ultra-alti (> 35), FPR $< 1,1$ ed ottimizzati MACH 0,7:

- Pale non convenzionali: corte, larghe ed **altamente curvate**
- **CROR**: stessa spinta con diametro ventola inferiore (recupero delle turbolenze del flusso 1^a ventola)
- Diminuzione velocità crociera del 5 - 10% in cambio di consumi ed emissioni inferiori del 20 - 30%

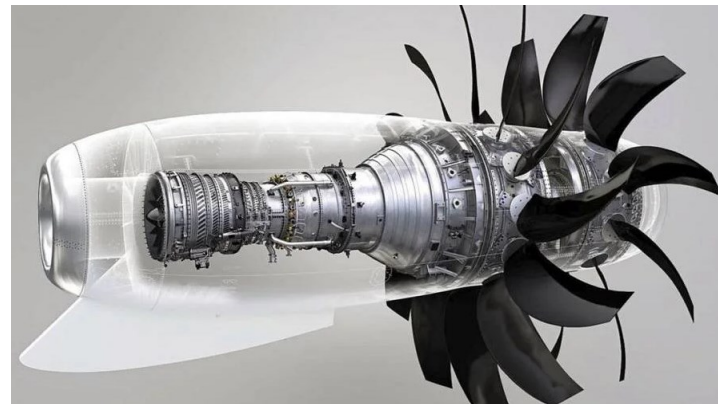


Fig.: motore propfan [Wikipedia]

- Problemi: legati alle vibrazioni, la rumorosità, all'installazione, affidabilità e resistenza F.O.D.

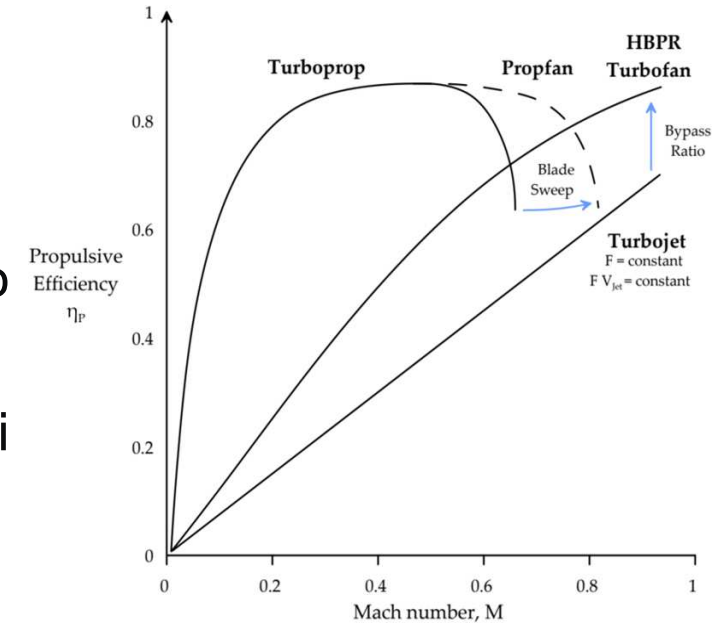


Fig.: Efficienza propulsiva tipica contro: numero Mach (sopra)[1]

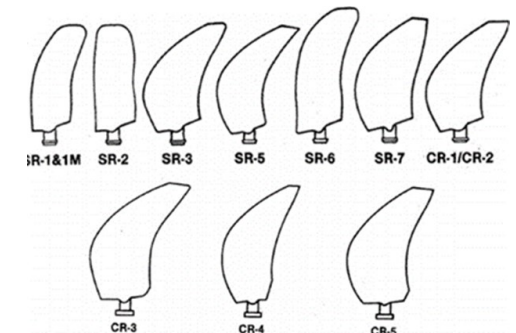


Fig.: Profili avanzati per alte velocità sviluppati dalla NASA [17]

- [1] Fundamentals of Aircraft and Rocket Propulsion, Ahmed F. El-Sayed, Springer-Verlag London 2016
- [2] Combustion Strategies for Syngas and High-Hydrogen Fuel, George Richards, National Energy Technology Laboratory
- [3] Jet Fuels, in Encyclopedia of Toxicology (Third Edition), 2014, U. Apte, University of Kansas Medical Center, Kansas City, KS, USA
- [4] Viscoelastic damping in 3D woven composite blades, Simon ESSONGUE SDTOOLS, June 2013
- [5] Unsteady Operation of New Type Turbofan Engine with Aerodynamic Torque Converter Reducing Front Fan Speed, Toshiaki KANEMOTO, Seita SEKI Kazunori IDENO, Ahmed Mohamed GALAL, Kyushu Institute of Technology, Sensui 1-1, Tobata, Kitakyushu 804-8550, Japan
- [6] Ultra High Bypass Ratio Low Noise Engine Study, November 2003, W.N. Dalton III, Allison Gas Turbine Division, General Motors Corporation, Indianapolis, Indiana
- [7] Ultra High Bypass Ratio Engine Research for Reducing Noise, Emissions and Fuel Consumption, Chris Hughes, NASA SFW, Jeff Schweitzer, Pratt & Whitney, Fundamental Aeronautics 2007 Annual Meeting
- [8] Ultra high bypass ratio engine sizing and cycle selection study for a subsonic commercial aircraft in the N+2 timeframe, Brian K. Kestner, School of Aerospace Engineering, Georgia Institute of Technology
- [9] Performance Modelling of an Ultra-High Bypass Ratio Geared Turbofan, Sept.2017, National Technical University of Athens (NTUA), Alexios Alexiou
- [10] The influence of engine thrust behaviour on the aerodynamics of engine airframe integration, CEAS Aeronaut J (2012), H. Hoheisel, H. Frhr. von Geyr
- [11] Aircraft Emissions, Their Plume-Scale Effects, and the Spatio-Temporal Sensitivity of the Atmospheric Response: A Review, MDPI, Kieran N. Tait, Mohammad Anwar H. Khan, Steve Bullock, Mark H. Lowenberg, Dudley E. Shallcross
- [12] UHBR Open-Test-Case Fan, ECL5/CATANA, MDPI, Valdo Pagès, Pierre Duquesne, Stéphane Aubert, Laurent Blanc, Pascal Ferrand, Xavier Ottavy, Christoph Brandstetter
- [13] Advances in Gas Turbine Technology, Edited by Ernesto Benini, InTechopen, 2011
- [14] A review of installation effects of ultra-high bypass ratio engines, Progress in Aerospace Sciences, 119, 2020, Andrea Magrini, Ernesto Benini, Hua-Dong Yao, Jos Postma, Chris Sheaf
- [15] Open Rotor Engine Aeroacoustic Technology Final Report, Continuous Lower Energy, Emissions and Noise (CLEEN) Program, General Electric, DOT/FAA/AEE/2014-04, FAA's Office of Environment and Energy
- [16] Gas turbine propulsion systems, Bernie MacIsaac, Roy Langton, A John Wiley & Sons, Ltd., Publication, 2011
- [17] Materials in Jet Engines: Past, Present, and Future, Robert Schafrik, GE Aircraft Engines
- [18] Aircraft Propellers—Is There a Future, from the ICEUBI2019, Pedro Alves, Miguel Silvestre, Pedro Gamboa
- [19] Materials for Aircraft Engines, Takehiro Okura, ASEN 5063 Aircraft propulsion Final Report
- [20] Power-by-the-hour: The role of technology in reshaping business strategy at Rolls-Royce, Technology Analysis and Strategic Management · September 2013, David J Smith, Nottingham Trent University
- [21] Commercial Aviation in the Jet Era and the Systems that Make it Possible, Thomas Filburn, University of Hartford, 2020, Springer Nature Switzerland
- [22] Fundamentals of High Lift for Future Civil Aircraft, Rolf Radespiel, Richard Semaan, Volume 145, Springer
- [23] Understanding fan blade tip aerodynamics, A. John, N. Qin, S. Shahpar, University of Sheffield, ETC2017-250, 2017
- [24] Introduction to Flight, Eighth Edition, John D. Anderson Jr., Curator for Aerodynamics, National Air and Space Museum Smithsonian Institution
- [25] The global scale, distribution and growth of aviation: Implications for climate change, Stefan Gossling, Andreas Humpe, Global Environmental Change 65 (2020), 102194

GRAZIE PER L'ATTENZIONE