

UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

Dipartimento di  
Ingegneria Industriale



UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA  
**DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE DII**  
Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

*Propulsione aeronautica ad idrogeno: stato dell'arte e prospettive  
future*

Tutor Universitario: Prof. Ernesto Benini

Anno Accademico 2022/2023

Marco Donà 1217386

## Emissioni prodotte dai trasporti

come quota delle emissioni totali di gas serra nell'UE\* (2019)\*\*

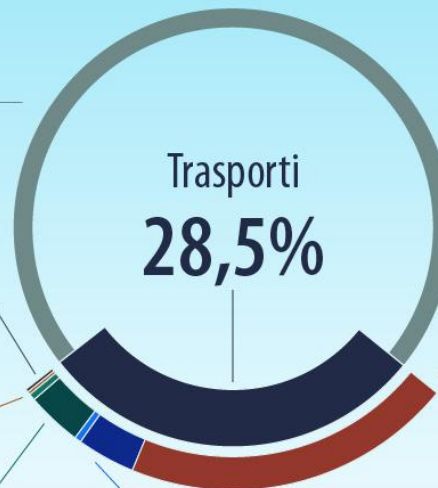
Altri settori\*\*\*  
**71,5 %**

Altri trasporti  
**0,1 %**

Ferrovie 🚆  
**0,1 %**

Trasporto aereo ✈️

Nazionale	Internazionale
<b>0,4 %</b>	<b>3,4 %</b>

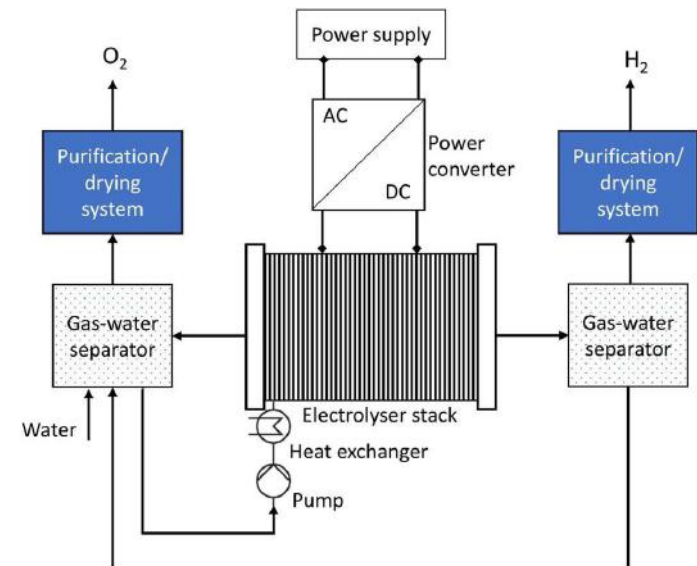
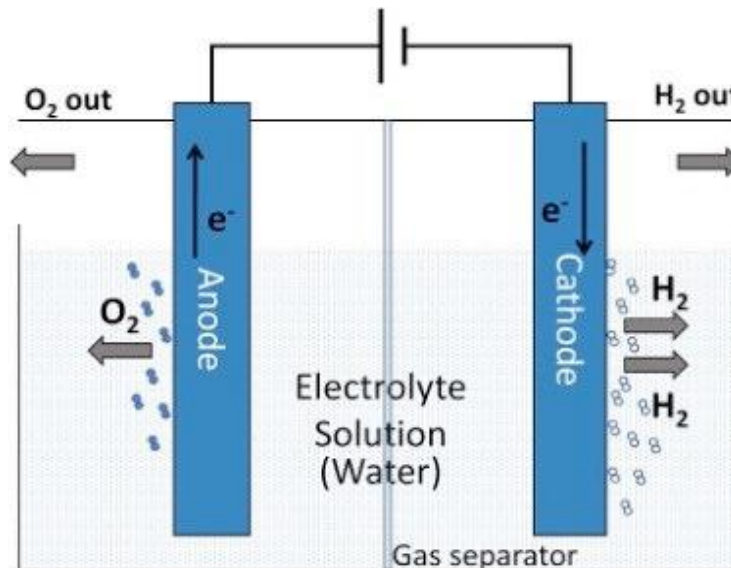
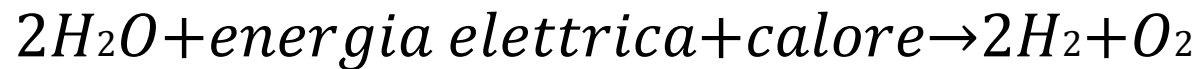


Trasporto su strada 🚗  
**20,5 %**

⚓ Trasporto marittimo

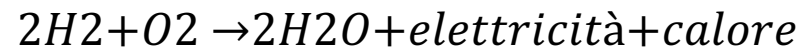
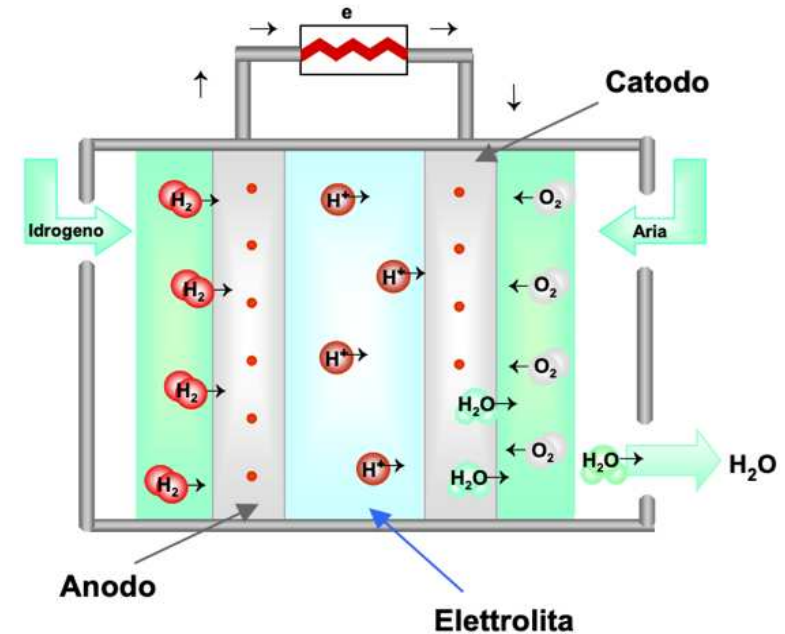
Nazionale	Internazionale
<b>0,4 %</b>	<b>3,6 %</b>

L'elettrolisi è un processo elettrochimico che permette di scindere le molecole di acqua in idrogeno e ossigeno tramite energia elettrica. L'efficienza del processo si aggira tra 60% e 80%

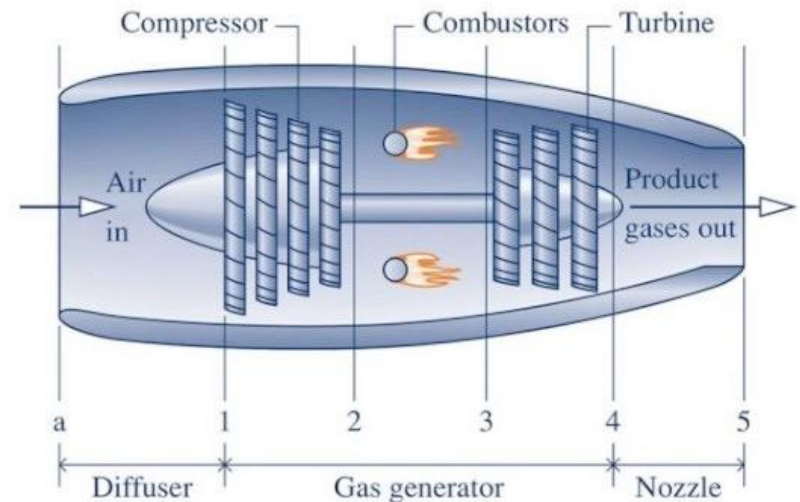


Le celle a combustibile sono dei dispositivi elettrochimici capaci di convertire l'energia chimica in energia elettrica. Fornendo idrogeno all'anodo e aria al catodo vengono rilasciati rispettivamente, elettroni e ioni  $H^+$  sull'anodo e ioni negativi sul catodo.

Una singola cella produce all'incirca 0.7 V con correnti che variano tra i 300  $mA/cm^2$  e gli 800  $mA/cm^2$ , per ottenere potenze superiori più celle vengono collegate in serie formando i cosiddetti "stack"



La portata di aria dall'esterno viene compressa tramite un compressore assiale spesso multistadio, a questo punto il fluido compresso entra in una camera di combustione nella quale viene miscelato con il combustibile e poi viene innescata la combustione. A valle della turbina è presente un ugello il quale scopo è quello di convertire l'energia dei gas di scarico in energia cinetica. La trasformazione termodinamica in prima approssimazione è considerabile adiabatica e reversibile.

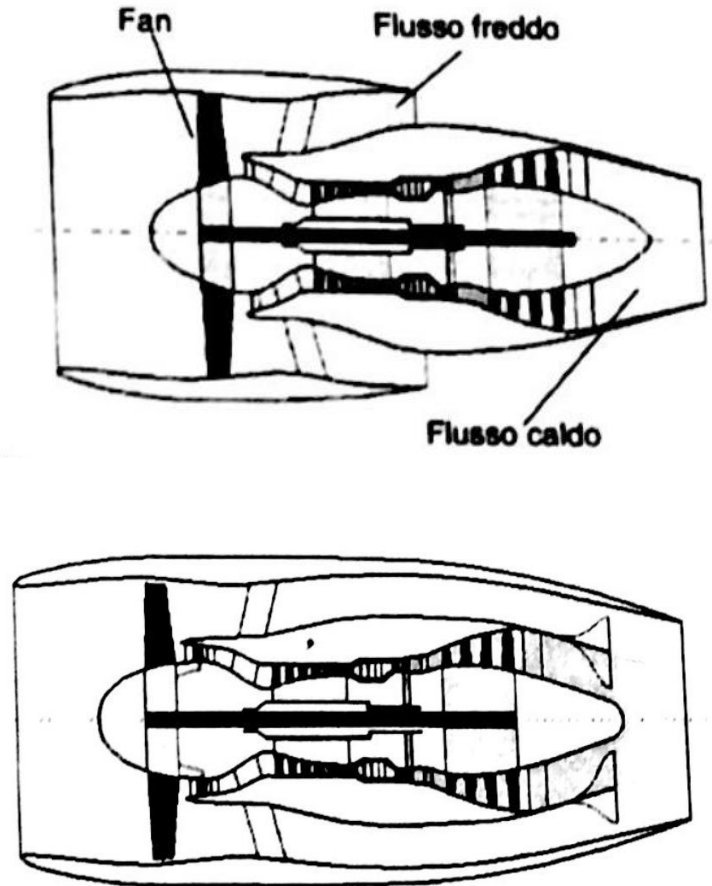


$$Rs = \frac{R}{\dot{m}_a} = (1 + f)c_e - c_a$$

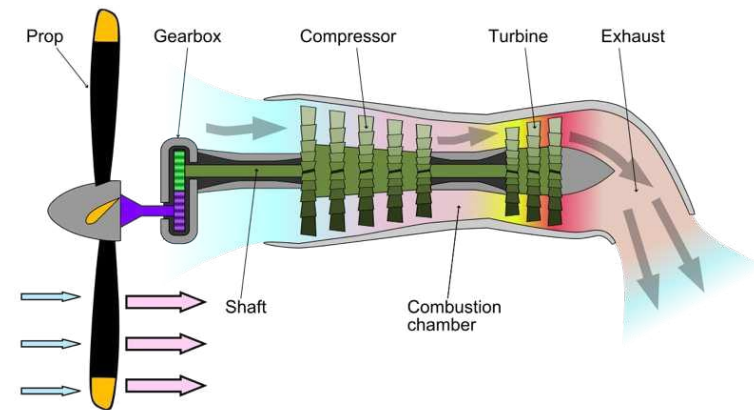
- Presenza della ventola «fan» montata a monte del compressore
- La portata si divide in flusso caldo, che entra nel compressore e flusso freddo, il quale non subisce trasformazioni termodinamiche. I due flussi possono poi restare separati o essere miscelati
- Rispetto al turbogetto si ha un aumento generale del rendimento che si traduce in un risparmio di carburante

$$Rs = \frac{R}{\dot{m}_{af} + \dot{m}_a} = \frac{1+f}{1+B} c_e + \frac{B}{1+B} + c_{ef} + c_a$$

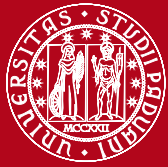
$$B = \frac{\dot{m}_{af}}{\dot{m}_a}$$



- Il salto entalpico a valle della turbina viene usato per azionare un'elica
- Per velocità inferiori a 400mph l'elica ha un'efficienza maggiore rispetto al getto
- Presenza, come nel turbofan, di due flussi separati
- Rapporto di by-pass molto elevato (fino a 100) → la spinta generata dall'elica è significativamente più elevata di quella generata dal flusso caldo

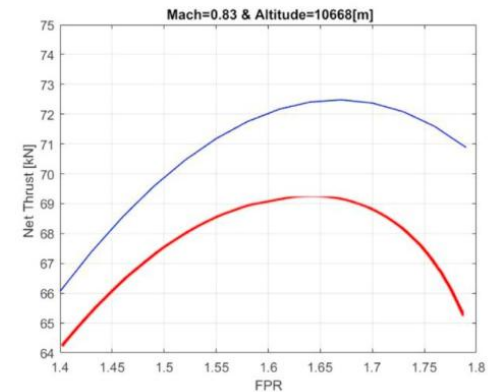
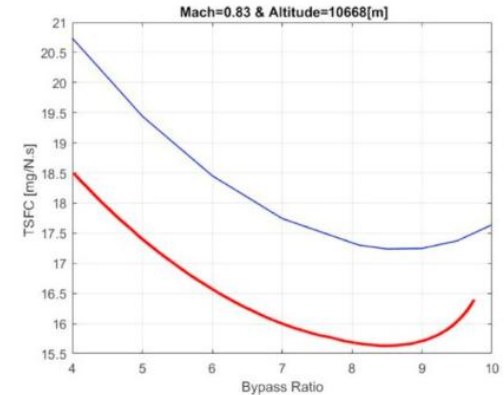


$$R_s = R_e + R_t = \dot{m}_{a,el}(c_{e,el} - c_a) + \dot{m}_a[(1 + f)c_e - c_a]$$



TSFC(consumo specifico di carburante) in funzione del rapporto di bypass → si trova il rapporto di bypass ottimale

Spinta in funzione del rapporto di compressione della ventola → si trova il rapporto di compressione ottimale



EMISSIONI DI NO<sub>x</sub>:

$$EINO_x = 33.2 * \left( \frac{P_{t3}}{432.7} \right)^{0.4} * e^{\frac{T_{t3} - 459.67 - 1027.6}{349.9} + \frac{0.01}{53.2}} \left[ \frac{g \text{ of } NO_x}{kg \text{ of fuel}} \right]$$

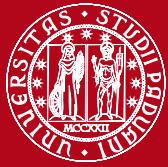


**Table 3 – Hydrocarbon GE90 turbofan simulation results.**

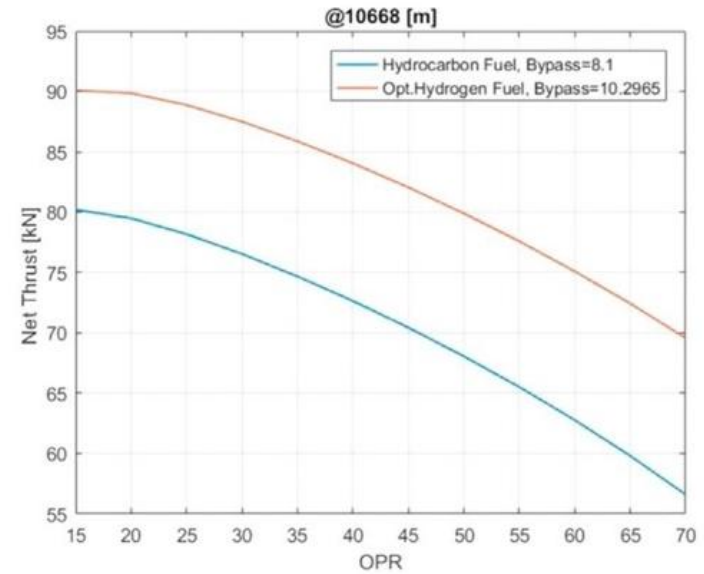
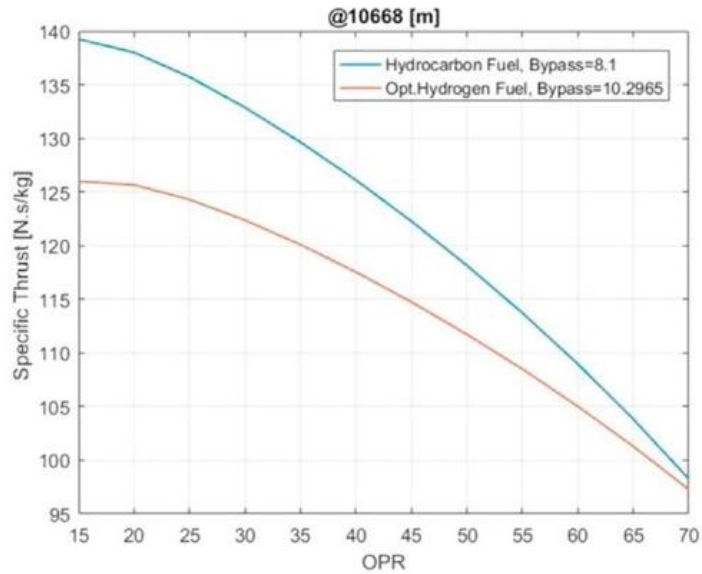
Parameter	@ Design Point (10,668 m)
Altitude [m]	10,668 [25]
Mach number	0.83 [27]
Fan pressure ratio	1.65 [25]
Low-pressure compressor pressure ratio	1.14 [25]
High-pressure compressor pressure ratio	21.50 [25]
overall pressure ratio	40.44 [25]
Ambient pressure [kPa]	23.9 [25]
Ambient temperature [K]	218.82 [25]
Fuel heating value [kJ/kg]	42,000 [26]
Bypass ratio	8.1 [25]
Turbine inlet temperature [K]	1380.7
Cycle limit enthalpy ratio	7.24
Turbofan inlet total air mass flow rate [kg/s]	576 [25]
Thrust [kN]	72.45 ←
Fuel mass flow rate [kg/s]	1.2535
Fuel-to-air ratio	0.0198
Thrust-specific fuel consumption [mg/N.s]	17.301
Specific thrust [N.s/kg]	125.78 ←←
Total nitrogen oxide emission [g/kN.s]	0.126 ←←
Core nozzle outlet total pressure [kPa]	43.47
Core nozzle outlet jet speed [m/s]	449.58
Core nozzle outlet jet effective speed [m/s]	443.70
Propulsive efficiency [%]	87.94
Thermal efficiency [%]	38.50
Overall efficiency [%]	33.86

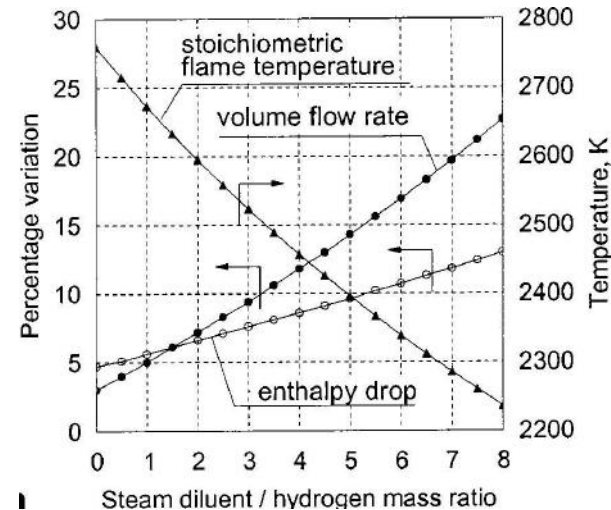
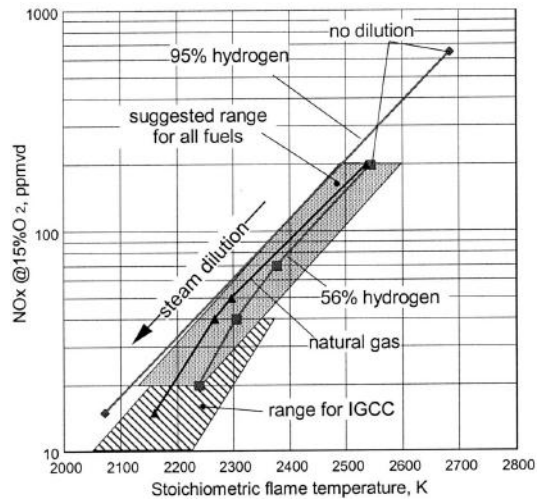
**Table 7 – Final results of the optimized hydrogen GE90 turbofan.**

Parameter	@ Design Point (10,668 m)
Altitude [m]	10,668 [25]
Mach number	0.83 [27]
Fan pressure ratio	1.6111
Low-pressure compressor pressure ratio	1.14 [25]
High-pressure compressor pressure ratio	21.50 [25]
overall pressure ratio	39.49
Ambient pressure [kPa]	23.9 [25]
Ambient temperature [K]	218.82 [25]
Fuel heating value [kJ/kg]	120,000 [1]
Bypass ratio	10.2965
Turbine inlet temperature [K]	1487.52
Cycle limit enthalpy ratio	7.8
Turbofan inlet total air mass flow rate [kg/s]	715.03
Thrust [kN]	84.24 ←
Fuel mass flow rate [kg/s]	0.4978
Fuel-to-air ratio	0.007865
Thrust-specific fuel consumption [mg/N.s]	5.900
Specific thrust [N.s/kg]	117.81 ←←
Nitrogen oxide emission index [g/kg of fuel]	20.71 ←←
Total nitrogen oxide emission [g/kN.s]	0.040
Core nozzle outlet total pressure [kPa]	41
Core nozzle outlet jet speed [m/s]	464.78
Core nozzle outlet jet effective speed [m/s]	437.26
Propulsive efficiency [%]	87.79
Thermal efficiency [%]	39.52
Overall efficiency [%]	34.70



# SPINTA SPECIFICA E SPINTA





$$\frac{\dot{m}_{fuel}}{\dot{m}_{air}} = \frac{C_{p-turbine} * T_{t4} - C_{p-compressor} * T_{t3}}{Q_R * \eta_{burner} * C_{p-turbine} * T_{t4}}$$

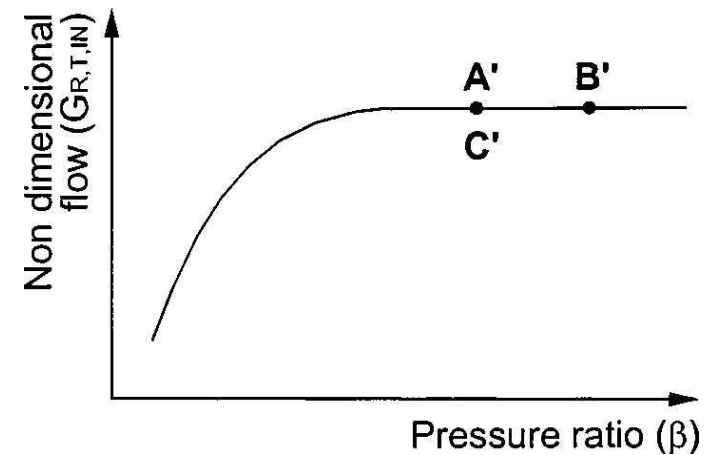
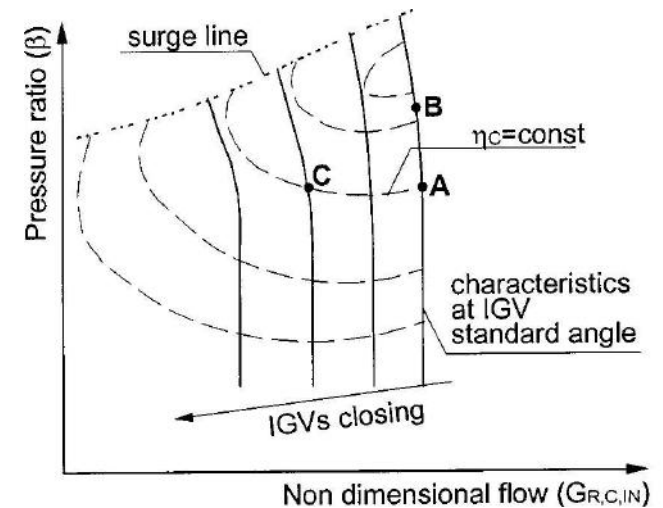
$$G_R = \frac{G\sqrt{RT}}{p}$$

Qr dell'idrogeno è maggiore di quello del gas naturale → diminuisce la portata di massa a parità di portata di aria

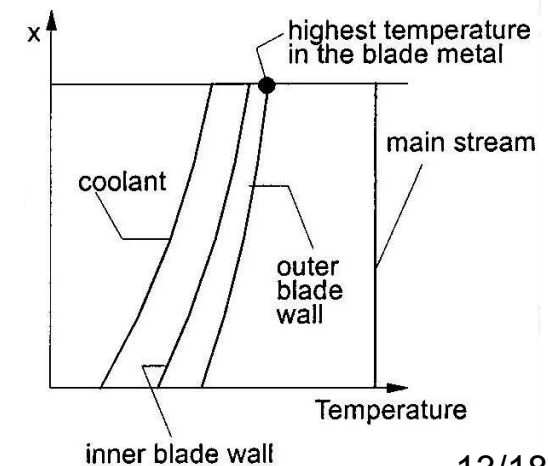
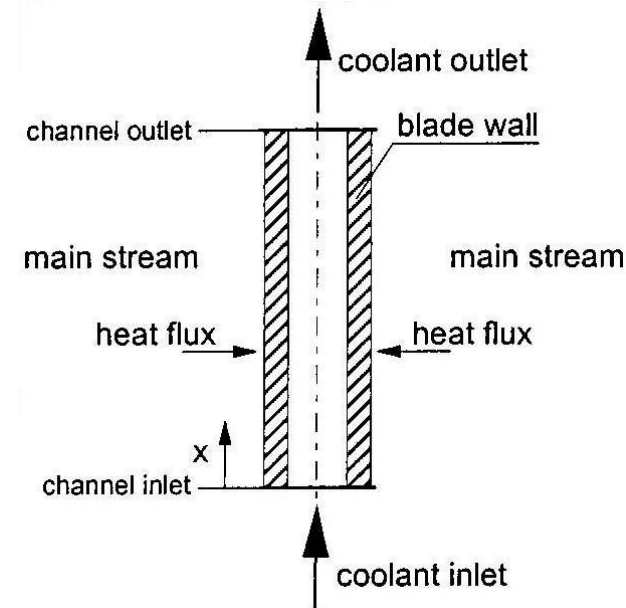
La portata di massa diminuisce, ma la portata di massa adimensionale aumenta a causa della diminuzione della massa molecolare. G diminuisce, ma R aumenta

Ipotizzando che A e A' siano i rispettivi punti di progetto per turbina e compressore nel caso di alimentazione a gas naturale è possibile operare in due modi:

- i. Mantenere il compressore nelle condizioni in A e ridurre la temperatura in ingresso alla turbina, mantenendo anche lo stesso angolo delle IGVS  $\rightarrow$  punto di lavoro resta A'
- ii. Mantenere le IGVS e la temperatura in ingresso alla turbina al valore di progetto, andando ad agire sulla portata in ingresso alla turbina variando il rapporto di compressione  $\rightarrow$  punto di lavoro diventa B'



- i. Aumento del coefficiente di scambio convettivo  $\rightarrow$  aumento del flusso termico. Ad una portata di refrigerante costante corrisponde un aumento delle temperature in gioco, per rispettare i limiti termici dei materiali è necessario agire sulla portata di refrigerante del sistema di raffreddamento oppure riducendo la temperatura del flusso in ingresso;
- ii. All'aumentare del rapporto di compressione, aumenta il coefficiente di scambio termico convettivo su entrambe le pareti delle pale, mettendo nuovamente in crisi il sistema di raffreddamento.



L'ultimo volo del dimostratore di Airbus ZEROe ha volato per 4 ore e 14 minuti a quote superiori a 35000ft. Obiettivo di mettere in commercio i primi velivoli entro il 2035



**ZEROe Hydrogen combustion demonstrator**

**A380 multimodal test platform**  
with its capacity to store large hydrogen tanks

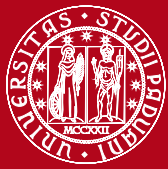
**Hydrogen combustion engine**  
located along the rear fuselage

**4 liquid hydrogen tanks**  
stored in a caudal position

**Liquid hydrogen distribution system**

**AIRBUS**

The infographic features a central illustration of the Airbus ZEROe aircraft, a white A380-800 with a blue and green hydrogen storage pod on the rear fuselage. A circular inset provides a closer view of the pod. The background is a dark blue gradient with a pattern of small green dots at the bottom. The text is presented in a clean, sans-serif font, with key terms in bold. The Airbus logo is positioned in the bottom right corner.



## **BLENDED WING:**

- 2 turbofan ad idrogeno
- Fino a 200 passeggeri
- Fusoliera molto ampia dato il particolare design

## **TURBOFAN:**

- 2 turbofan ad idrogeno
- Fino a 200 passeggeri
- Autonomia > 2000 miglia
- Possibilità di effettuare voli intercontinentali

## **TURBOPROP:**

- 2 turboelica ad idrogeno con eliche a 8 pale
- Fino a 100 passeggeri
- Autonomia di 1000 miglia

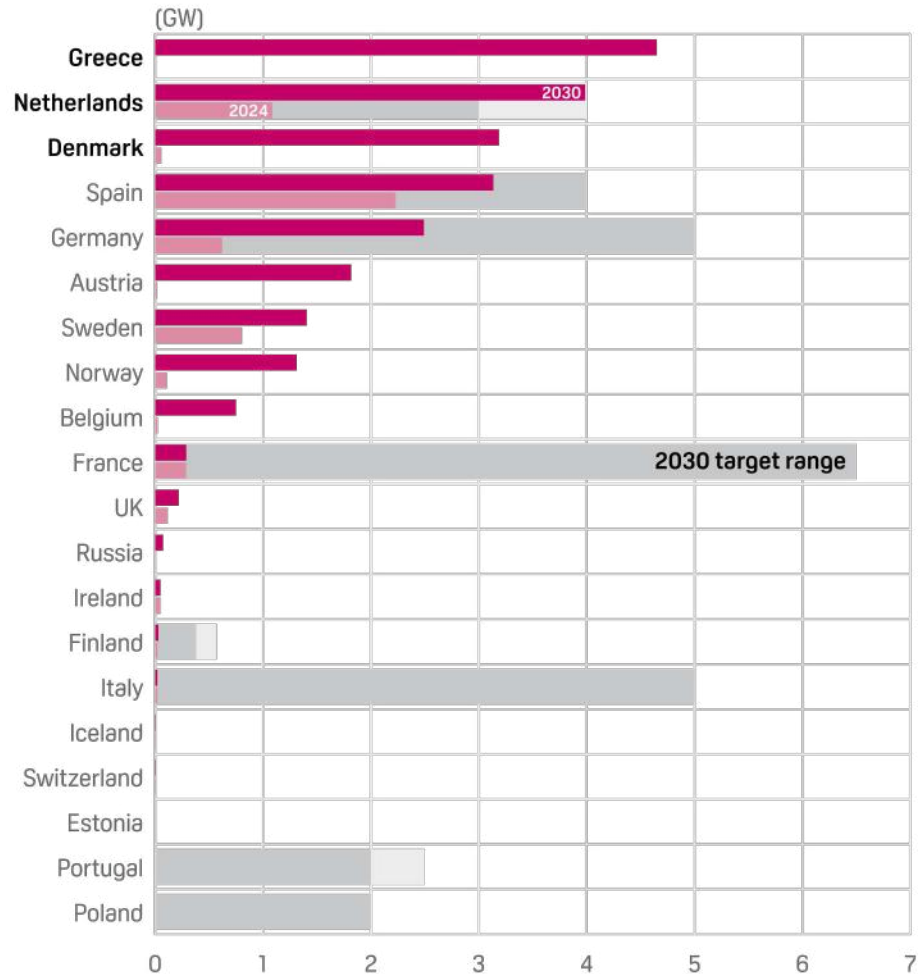


Ad oggi l'idrogeno sembra la strada più promettente verso la decarbonizzazione. Le difficoltà principali restano dal punto di vista delle infrastrutture che si dovrebbero costruire.

L'UE prevede di avere una capacità di elettrolizzatori pari a 40GW entro il 2030.

Da non trascurare le tensioni politiche che si andrebbero a creare con i paesi i quali hanno il monopolio del petrolio.

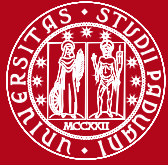
EUROPE ANNOUNCED ELECTROLYZER CAPACITY







- [1] V. Himabindu e S. Shiva Kumar, Hydrogen production by PEM water electrolysis – A review, *Mater Sci Energy Technology*, 2019;2(3):442–54.
- [2] T. Riis, G. Sandrock, . Ø. Ulleberg e P. Vie, Hydrogen storage–gaps and priorities. In: HIA HCG storage paper, Vol. 11. 2005, p. 1–11.
- [3] J. Zhang, T. Fisher , P. Ramachandran, J. Gore e I. Mudawar, A review of heat transfer issues in hydrogen storage technologies. *J Heat Transfer-Trans Asme - J Heat Transfer* 2005;127.
- [4] H. Dagdougui , R. Sacile , C. Bersani e A. Ouammi , Chapter 4 - Hydrogen storage and distribution: Implementation scenarios. In: Dagdougui H, Sacile R, Bersani C, Ouammi A, editors. *Hydrogen infrastructure for energy applications*. Academic Press; 2018, p. 37–52.
- [5] N. Rusman e M. Dahari , A review on the current progress of metal hydrides material for solid-state hydrogen storage applications. *Int J Hydrogen Energy* 2016;41(28):12108–26.
- [6] A. Colozza , Hydrogen storage for aircraft applications overview. Technical Report, Brook Park, OH United States: Analex Corp.; 2002.
- [7] M. Ronchetti e A. Iacobazzi, *Celle a combustibile - Stato di sviluppo e prospettive della tecnologia*, ENEA, 2002.
- [8] Johanna Ivy Levene, K. M. Margaret, M. M. Robert e M. Anelia, An analysis of hydrogen production from renewable electricity sources, National Renewable Energy Laboratory, 2007.
- [9] E. Benini, *Propulsione aerea*, Cleup, 2005.
- [10] P. Derakhshandeh, A. Ahmadi e R. Dashti, Simulation and technical-economic-environmental optimization of the General Electric GE90 hydrogen turbofan engine, Iran University of Science and Technology, School of New Technologies, Department of Energy Systems Engineering,, 2021.
- [11] P. Chiesa , G. Lozza e L. Mazzocchi, «Using Hydrogen as Gas Turbine,» *Journal of Engineering for Gas Turbines and Power*, 2005.
- [12] «Airbus ZEROe,» [Online]. Available: <https://www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hydrogen/zeroe>.
- [13] M. Yue, H. Lambert, E. Pahon, R. Roche, S. Jemei e Hissel Daniel, *Hydrogen energy systems: A critical review of technologies, applications, trends and challenges*, 2021.
- [14] K.W. Harrison, R. Remick e G.D. Martin, *Hydrogen Production: Fundamentals and Case Study Summaries*, National Renewable Energy Laboratory, 2010.



GRAZIE PER L'ATTENZIONE