

Università degli Studi di Padova – Dipartimento di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale

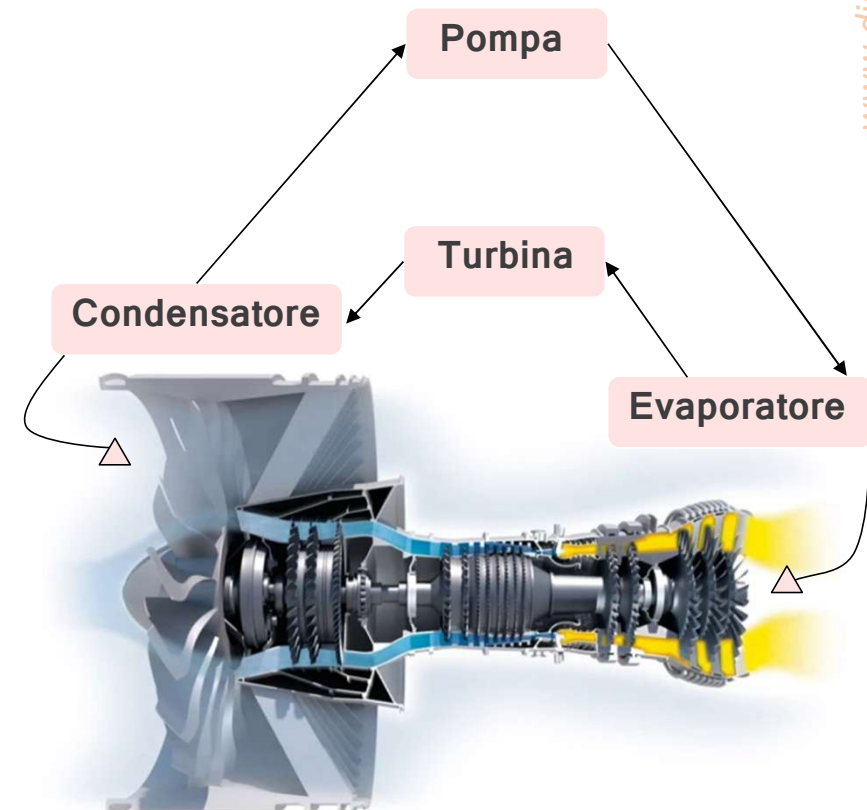
***Relazione per la prova finale***  
***«Integrazione di cicli Rankine organici per il recupero del calore di  
scarto nei motori turbofan ad alto Bypass»***

Tutor universitario: Prof. Tancon Marco

Laureando: *Bassan Marco*

Padova, 17/07/2026

- **Sostenibilità Aerospaziale:** La transizione globale verso la decarbonizzazione richiede l'ottimizzazione dell'efficienza termica.
- **Calore di Scarto:** I motori ad alto bypass generano spinta principalmente attraverso la ventola (fan). I gas di scarico caldi possono poi essere recuperati per altre applicazioni.
- **Tecnologia ORC:** Sistemi di recupero termico ampiamente usati nell'industria a terra, ma ancora rari in ambito aeronautico.
- **Sfide Tecniche:** Integrare pesi e volumi aggiuntivi senza compromettere la spinta necessaria.



- **Simulazione del Ciclo Principale:** Tramite la scrittura di uno script in Python si vuole fornire un modello affidabile su cui basarsi per costruire il ciclo combinato.
- **Scelta del Fluido Operativo:** Il fluido nel ciclo secondario viene selezionato in base alle temperature operative.
- **Integrazione del Ciclo ORC:** Partendo dal ciclo primario si sviluppa il sistema secondario applicato alle fusoliere di un A320-214 e un Boeing 777.
- ❖ **Analisi Termodinamica:** Si eseguono le simulazioni del ciclo combinato in due diversi possibili scenari applicativi, per la produzione di potenza elettrica per i sistemi di bordo e come motore di supporto per la ventola.



- **Ciclo Iterativo:** Partendo dai dati di carico della fusoliera e dai dati di targa disponibili del motore, il sistema regola la portata di combustibile in modo da ottenere una spinta tale da mantenere le condizioni di volo rettilineo a 11km.
- **Regolazione:** Aumentare la portata di combustibile porta a variare il numero di giri della turbina. I rapporti di compressione del fan e compressore vengono corretti di conseguenza.

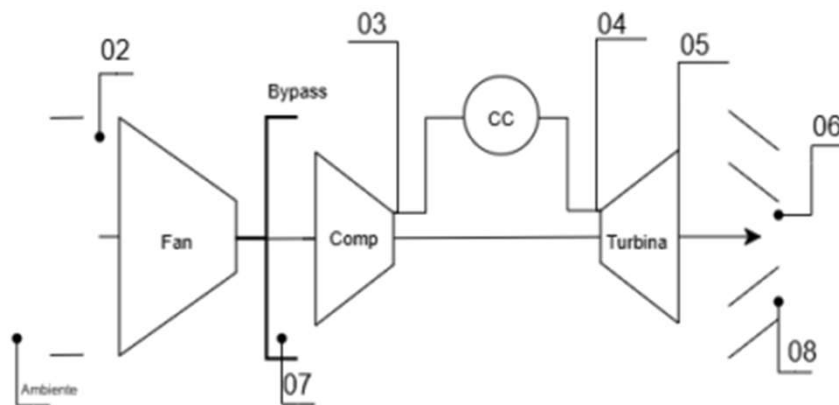
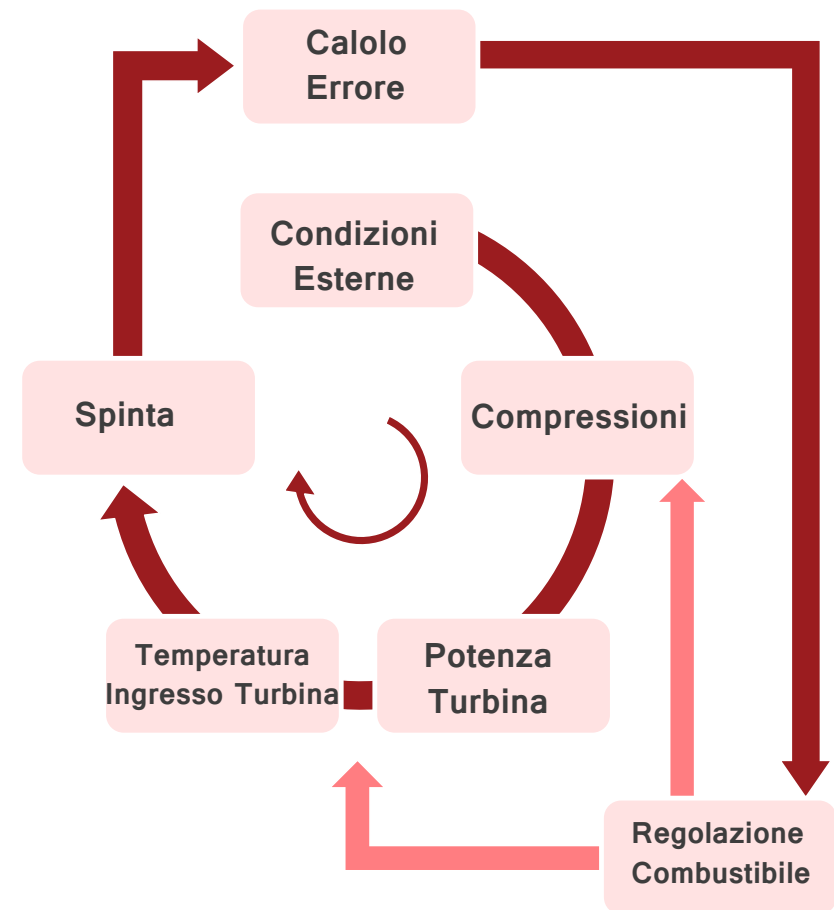
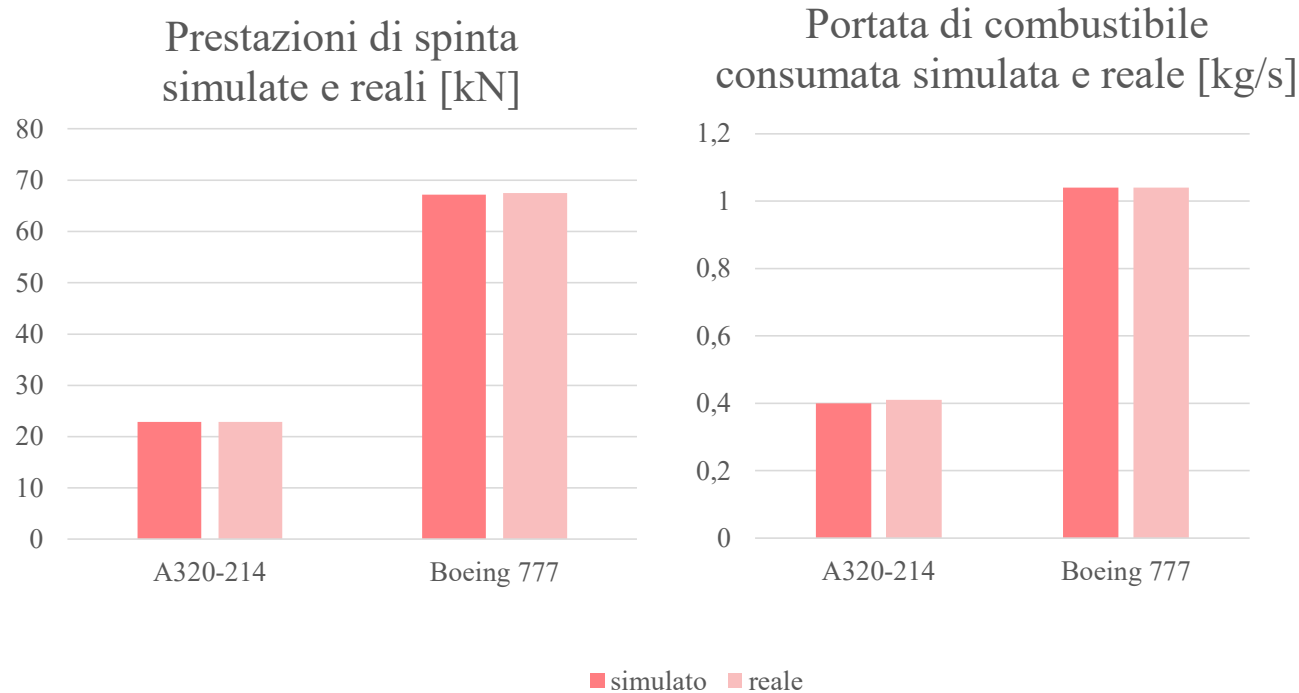


Figura 1.1: Schematica delle stazioni Turbo Fan



● **Risultati:** Validati tramite le prestazioni reali.



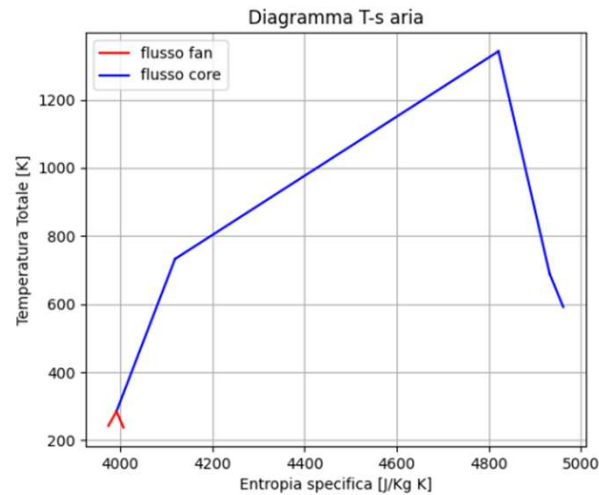
**A320-214**

|                                |      |
|--------------------------------|------|
| $\dot{m}_{\text{fuel}}$ [kg/s] | 0,40 |
| Thrust [kN]                    | 22,3 |

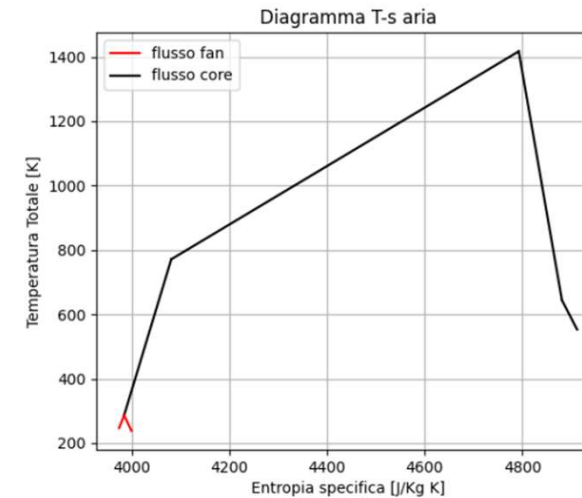
**Boeing 777**

|                                |      |
|--------------------------------|------|
| $\dot{m}_{\text{fuel}}$ [kg/s] | 1,04 |
| Thrust [kN]                    | 67,5 |

*Tabelle delle prestazioni reali*



|                  |              |
|------------------|--------------|
| $N_{iter}$       | 5            |
| $Thrust$         | 22912,75 [N] |
| $Drag$           | 45780,00 [N] |
| $Error$          | 0,0010       |
| $\dot{m}_{fuel}$ | 0,41 [kg/s]  |
| $T_{04}$         | 1340,00 [K]  |
| $p_{04}$         | 10,55 [bar]  |
| $T_5$            | 702,21 [K]   |
| $\dot{W}_{fan}$  | 6,52 [MW]    |
| $\dot{W}_{comp}$ | 10,44 [MW]   |
| $Thrust_{fan}$   | 46,40 [kN]   |
| $Thrust_{core}$  | 12,56 [kN]   |



|                  |               |
|------------------|---------------|
| $N_{iter}$       | 3             |
| $Thrust$         | 67179,26 [N]  |
| $Drag$           | 134242,11 [N] |
| $Error$          | 0,0009        |
| $\dot{m}_{fuel}$ | 1,04 [kg/s]   |
| $T_{04}$         | 1417,15 [K]   |
| $p_{04}$         | 14,80 [bar]   |
| $T_5$            | 644,25 [K]    |
| $\dot{W}_{fan}$  | 21,97 [MW]    |
| $\dot{W}_{comp}$ | 27,00 [MW]    |
| $Thrust_{fan}$   | 176,32 [kN]   |
| $Thrust_{core}$  | 26,10 [kN]    |

$$F = \lambda \left( \frac{\rho}{\mu} \right)^{0.8} \left( \frac{c_p \mu}{\lambda} \right)^{0.4}$$

- **Geometrie:** Il condensatore è stato progettato come un fascio tubiero anulare posto a monte del fan. Le dimensioni del condensatore dipendono da come si comporta il fluido al suo interno.
- **Procedura:** Si individuano le proprietà fisiche del fluido a metà titolo di condensazione a una temperatura campione minore della temperatura critica. Vengono selezionati fluidi con comportamento regolare con ampio margine di sicurezza. Tramite un fattore di merito dipendente unicamente dalle proprietà del fluido si stila una lista dei possibili candidati.
- **Selezione:** Scelta l'Ammoniaca per le sue proprietà termodinamiche, oltre che non contribuisce al riscaldamento globale (GWP nullo) e non infiammabile.

| Fluido             | F        | Tcrit [K] |
|--------------------|----------|-----------|
| CarbonDioxide      | 18400.17 | 304.13    |
| Ethane             | 13481.31 | 305.32    |
| SulfurHexafluoride | 4860.05  | 318.72    |
| R143a              | 2326.84  | 345.86    |
| n-Propane          | 1469.77  | 369.89    |
| Ammonia            | 864.91   | 405.56    |
| R11                | 155.87   | 471.11    |
| n-Pentane          | 139.57   | 469.70    |
| Methanol           | 30.90    | 513.38    |
| Benzene            | 17.35    | 562.02    |
| Ethanol            | 7.37     | 514.71    |
| Toluene            | 6.75     | 591.75    |
| n-Octane           | 5.02     | 568.74    |
| o-Xylene           | 2.30     | 630.26    |
| p-Xylene           | 2.11     | 616.17    |
| m-Xylene           | 2.10     | 616.89    |
| Water              | 2.08     | 647.10    |
| HeavyWater         | 1.68     | 643.85    |
| n-Decane           | 0.54     | 617.70    |
| n-Dodecane         | 0.06     | 658.10    |

• **Ipotesi di Lavoro:** il ciclo secondario è considerato ideale con condensazione completa, questo permette di ottenere delle relazioni per il calcolo della massa del condensatore dipendenti dalle temperature di lavoro.

• **Scambi Termici:** I salti di temperatura in ingresso al condensatore e all'evaporatore, rispetto al ciclo principale, sono scelte di progetto, insieme all'efficienza del condensatore. Il ciclo lavora in controcorrente per migliorarne le prestazioni.

• **Stima della Massa Totale:** Il ciclo secondario lavora sotto la pressione critica. La massa totale dell'impianto secondario viene stimata partendo dal condensatore.

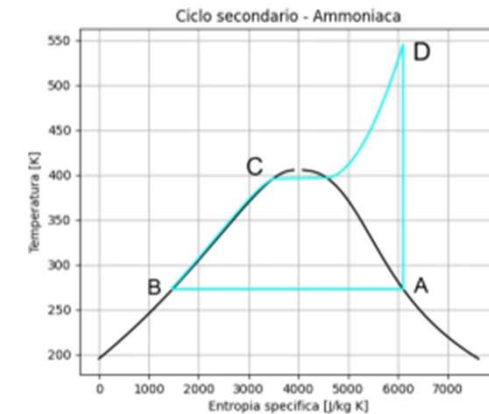


Figura 3.2: Ciclo Termodinamico Secondario

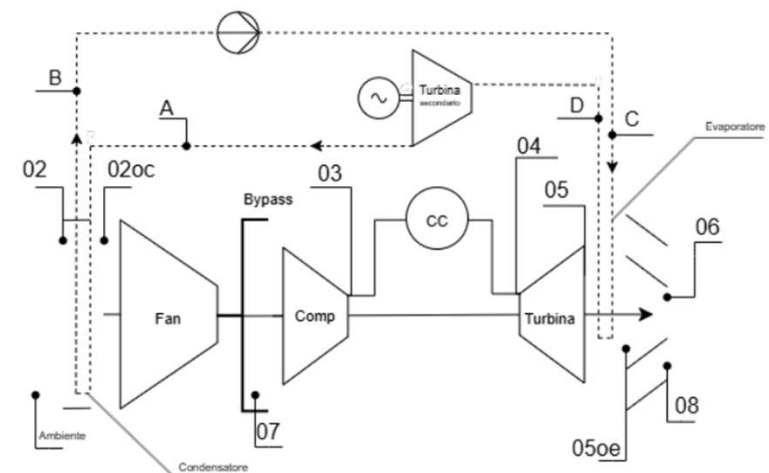
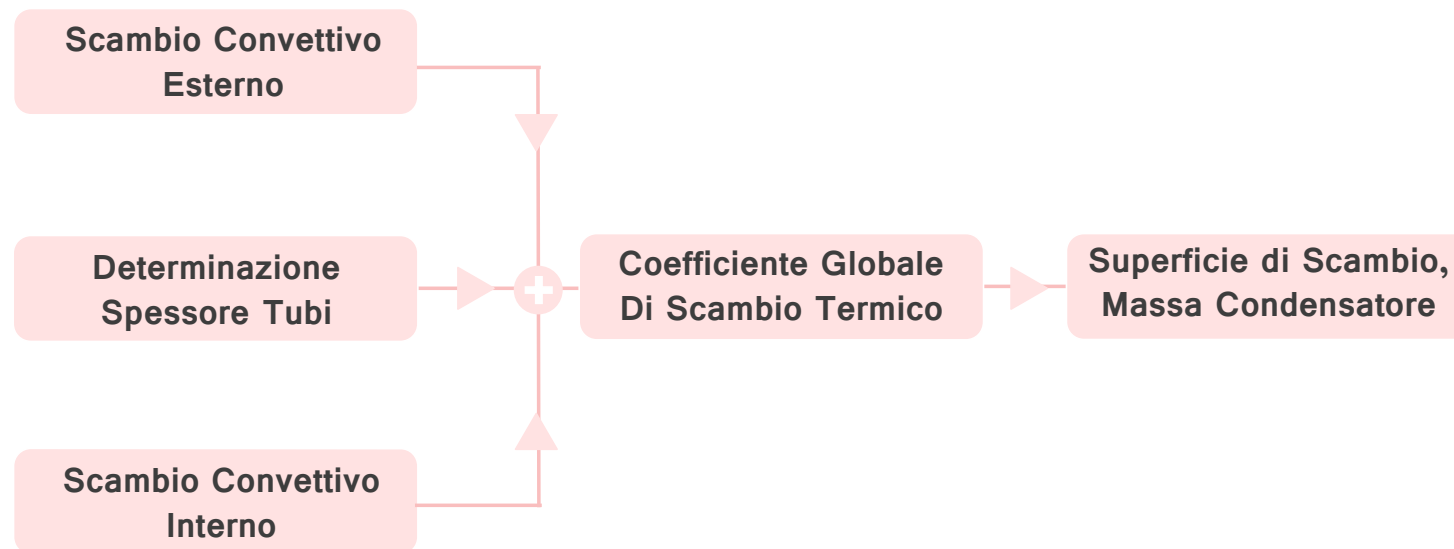


Figura 2.1: Schematica delle stazioni Turbo Fan con Secondario

• **Metodo NTU:** Per una condensazione completa con efficienza determinata il coefficiente globale di scambio termico è l'unica incognita del sistema.

• **Tubazioni:** Scelte in Alluminio aeronautico 6061 per le proprietà di resistenza alla corrosione, diametro esterno di  $\frac{1}{4}$ ".



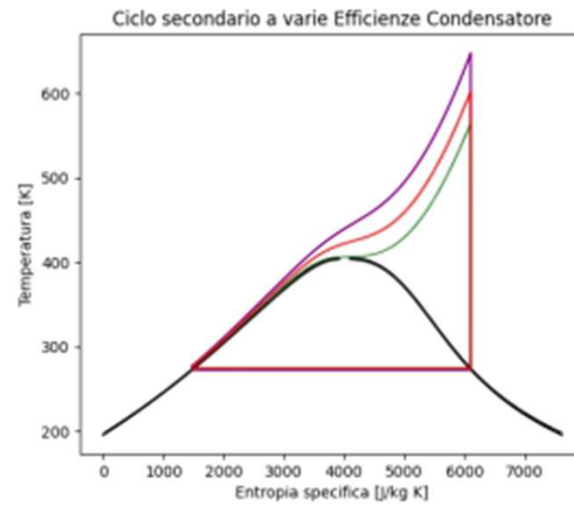
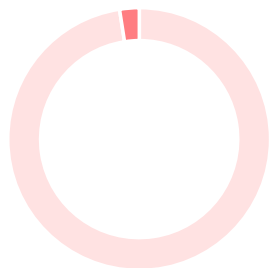


Figura 3.3: Secondario a varie efficienze: Verde-0.3, Rosso-0.4, Viola-0.5

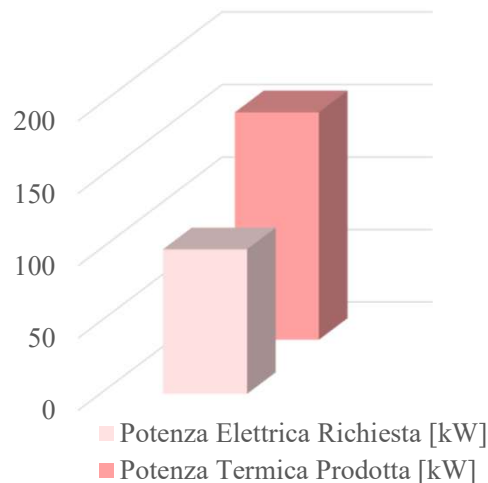
| $\epsilon$           | 0,3          | 0,4         | 0,5          |
|----------------------|--------------|-------------|--------------|
| $M_{cond, single}$   | 1053,42 [kg] | 1508,7 [kg] | 2047,18 [kg] |
| $\dot{W}_{sec, net}$ | 673,61 [kW]  | 998,58 [kW] | 1402,71 [kW] |
| $\dot{m}_{fuel}$     | 0,46 [kg/s]  | 0,48 [kg/s] | 0,50 [kg/s]  |



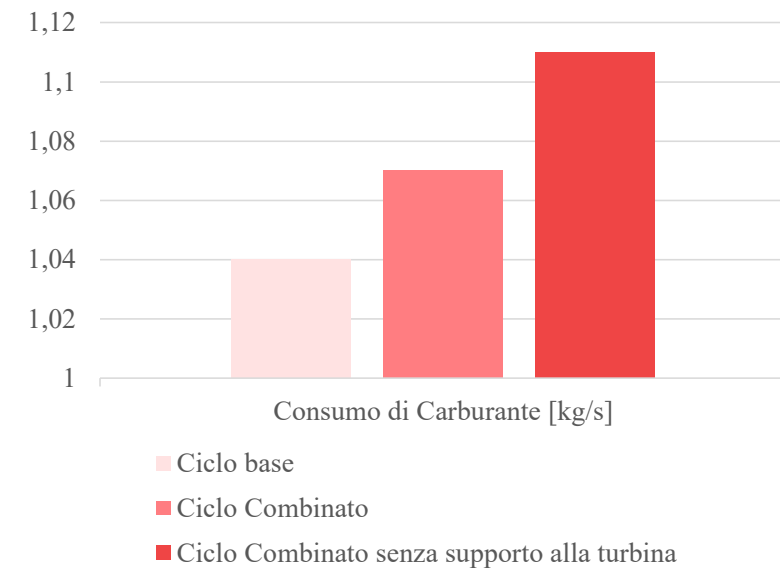
**Metodo della Massa Minima:** Si cerca una soluzione con la minor massa aggiunta per sopperire a piccole richieste di potenza. L'A320-214 richiede circa 100 [KW] elettrici per l'avionica di bordo.



■ Consumo Ciclo Base  
■ Consumo Aggiuntivo



**Metodo della Potenza Massima:** Si utilizza la turbina del secondario come supporto per la turbina principale cercando di ridurre il combustibile consumato. Applicato al Boeing 777.



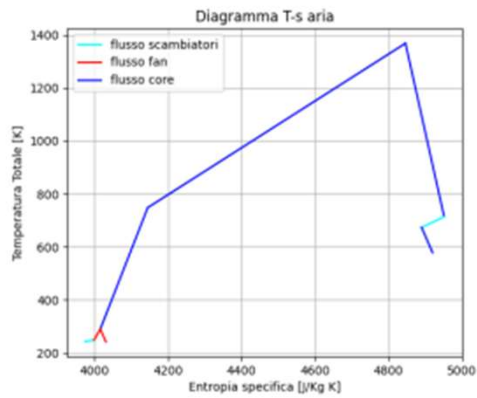


Figura 3.4: Ciclo Termodinamico Completo

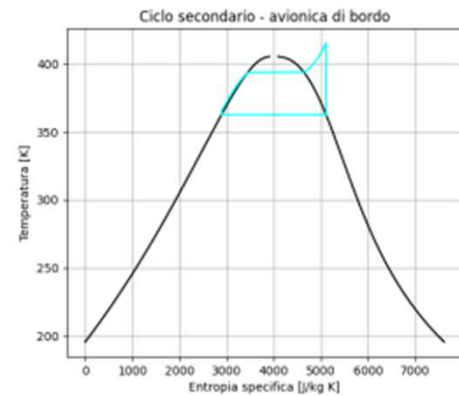


Figura 3.5: Ciclo Termodinamico Secondario

|                      |                             |
|----------------------|-----------------------------|
| $\epsilon$           | 0.05                        |
| $Offset_{cond}$      | 120 [K]                     |
| $Offset_{eva}$       | 300 [K]                     |
| $M_{tot}$            | 70730 [kg]                  |
| $Thrust$             | 23150,68 [N]                |
| $Drag$               | 46257,42 [N]                |
| $Error$              | 0,0009                      |
| $\dot{m}_{fuel}$     | 0,42 [kg/s]                 |
| $T_{04}$             | 1368,28 [K]                 |
| $\dot{W}_{turb,sec}$ | 78,66 [kW]                  |
| $\dot{m}_{sec}$      | 1,21 [kg/s]                 |
| $U_e$                | 288,34 [W/m <sup>2</sup> K] |
| $A_{e,cond}$         | 28,71 [m <sup>2</sup> ]     |
| $N_{tubi}$           | 97                          |
| $M_{cond,single}$    | 146,04 [Kg]                 |
| $\eta_{sec}$         | 0,07                        |
| $Thrust_{fan}$       | 47,02 [kN]                  |
| $Thrust_{core}$      | 12,18 [kN]                  |

Tabella 3.5: Risultati Ciclo Completo per sola avionica

|            |             |
|------------|-------------|
| $T_{cond}$ | 362,89 [K]  |
| $T_C$      | 365,62 [K]  |
| $T_D$      | 415,05 [K]  |
| $p_{cond}$ | 50,88 [bar] |
| $p_{eva}$  | 92,02 [bar] |
| $T_{02}$   | 242,89 [K]  |
| $T_{02oc}$ | 248,89 [K]  |
| $T_5$      | 713,61 [K]  |
| $T_{5oc}$  | 673,86 [K]  |

Tabella 3.6: Validità Scambi Termici Ciclo Primario-Secondario

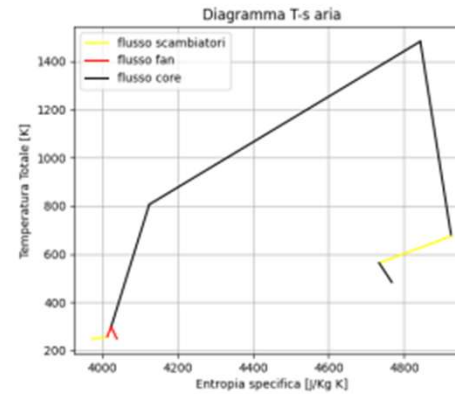


Figura 3.6: Ciclo Termodinamico Completo

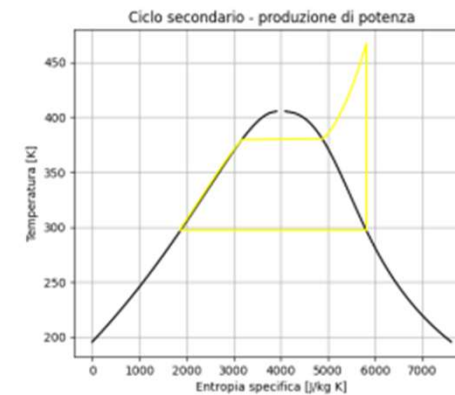


Figura 3.7: Ciclo Termodinamico Secondario

|                                 |                             |
|---------------------------------|-----------------------------|
| $\epsilon$                      | 0.2                         |
| $Offset_{cond}$                 | 50 [K]                      |
| $Offset_{eva}$                  | 210 [K]                     |
| $M_{tot}$                       | 271550 [kg]                 |
| $Thrust$                        | 70171,62 [N]                |
| $Drag$                          | 140205,55 [N]               |
| $Error$                         | 0,0010                      |
| $\dot{m}_{fuel,base}$           | 1,11 [kg/s]                 |
| $\dot{m}_{fuel,turboelettrico}$ | 1,07 [kg/s]                 |
| $T_{04}$                        | 1482,38 [K]                 |
| $\dot{W}_{turb,sec}$            | 1477,50 [kW]                |
| $\dot{W}_{fan}$                 | 23200 [kW]                  |
| $\dot{m}_{sec}$                 | 4,80 [kg/s]                 |
| $U_e$                           | 276,45 [W/m <sup>2</sup> K] |
| $A_{e,cond}$                    | 453,78 [m <sup>2</sup> ]    |
| $N_{tubi}$                      | 2202                        |
| $M_{cond,single}$               | 2308,57 [Kg]                |
| $\eta_{sec}$                    | 0,25                        |
| $Thrust_{fan}$                  | 180,42 [kN]                 |
| $Thrust_{core}$                 | 24,99 [kN]                  |

Tabella 3.7: Risultati Ciclo Completo per produzione potenza

|            |             |
|------------|-------------|
| $T_{cond}$ | 297,10 [K]  |
| $T_C$      | 298,67 [K]  |
| $T_D$      | 466,60 [K]  |
| $p_{cond}$ | 9,706 [bar] |
| $p_{eva}$  | 71,34 [bar] |
| $T_{02}$   | 242,89 [K]  |
| $T_{02oc}$ | 247,10 [K]  |
| $T_5$      | 674,69 [K]  |
| $T_{5oc}$  | 563,07 [K]  |

Tabella 3.8: Validità Scambi Termici Ciclo Primario-Secondario



## Integrazione di Sistema

I sistemi ORC risultano complessi da integrare nelle architetture attuali a causa di ingombri critici e peso delle componenti.



## Limiti di Supporto Motore

Senza sfruttare elevati salti di pressione o lavorare in condizioni supercritiche il contributo dell'ORC come supporto diretto risulta difficilmente percorribile.



## Sensibilità Operativa

Le prestazioni dei sistemi ORC sono estremamente dipendenti dalle condizioni di volo. L'assenza di un'analisi durante i transitori costituisce una limitazione allo studio.



## Scenari Applicativi

Possibile impiego per la produzione di piccole potenze, destinate ad avionica o sistemi secondari. Configurazioni su misura e utilizzo di materiali estremamente leggeri può rendere possibile l'utilizzo a supporto del motore.

# Grazie per l'attenzione

---

Link alla documentazione: [https://drive.google.com/file/d/1\\_81YenSMXciDcP8fkFKawax2qDxHuuYr/view?usp=sharing](https://drive.google.com/file/d/1_81YenSMXciDcP8fkFKawax2qDxHuuYr/view?usp=sharing)