



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA  
**Dipartimento di Ingegneria Industriale DII**  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Ottimizzazione di una microturbina con recuperatore  
e intercooler per aerei ibridi

Relatore: Ing. Francesco Barato

Studente: Jessica Rinaldi

Matricola: 2004153

Anno Accademico 2023/2024

*A Filippo,  
che vivi dentro di me e  
che più di chiunque altro  
avresti dovuto leggere  
questa stesura.  
Sei e sempre sarai  
il mio faro.*

## **Sommario**

Il seguente elaborato, si focalizza sull'ottimizzazione di una microturbina con recuperatore e intercooler per applicazioni in aeromobili ibridi. Con il progredire dei velivoli elettrici, l'industria si trova di fronte alla sfida della limitata densità energetica e al peso eccessivo delle batterie, riducendo le capacità operative, in particolare, in settori come l'aviazione e la navigazione. Per superare tali limitazioni, si propone un approccio innovativo, basato su un sistema ibrido-seriale, in cui l'intera propulsione è elettrica, ma l'energia è generata da una microturbina ottimizzata per massimizzare le sue performance energetiche. Il cuore della ricerca, consiste nell'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule con l'aggiunta di intercooler e recuperatore, configurazione cruciale nell'ingegneria dei motori, soprattutto per le microturbine utilizzate nei sistemi di propulsione per aeromobili ibridi. Questa configurazione, migliora l'efficienza e riduce i consumi di carburante, coinvolgendo parametri chiave, come i rapporti di compressione e le velocità di rotazione, che influenzano direttamente le prestazioni del sistema e richiedono ottimizzazione, per massimizzarne l'efficienza complessiva. Attraverso simulazioni numeriche avanzate e analisi sperimentali, è stato possibile valutare le prestazioni del ciclo in diverse condizioni operative, evidenziando l'importanza dell'ottimizzazione dei parametri. L'utilizzo di algoritmi genetici, ha permesso di esplorare diverse configurazioni e identificare quelle ottimali per massimizzare l'efficienza e ridurre i consumi. Inoltre, un'analisi di sensibilità ha valutato l'impatto delle variazioni nei dati di input e nelle condizioni operative sulle prestazioni del sistema, fornendo preziose informazioni sulla sua robustezza. In conclusione, l'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore, rappresenta un ambito fondamentale nell'ingegneria dei motori, con significative implicazioni per l'aviazione ibrida. Il lavoro futuro, si concentrerà sullo sviluppo e ottimizzazione di questo ciclo, utilizzando approcci innovativi per migliorarne le prestazioni e la sostenibilità.

## **Summary**

This paper focuses on the optimization of a microturbine with recuperator and intercooler for applications in hybrid aircraft. With the advancement of electric aircraft, the industry faces the challenge of limited energy density and the excessive weight of batteries, reducing operational capacities, particularly in sectors such as aviation and navigation. To overcome these limitations, an innovative approach is proposed based on a hybrid-series system, where the entire propulsion is electric, but the energy is generated by a microturbine optimized to maximize its energy performance. The core of the research lies in the optimization of the Brayton-Joule cycle with the addition of intercooler and recuperator, a crucial configuration in engine engineering, especially for microturbines used in hybrid aircraft propulsion systems. This configuration improves efficiency and reduces fuel consumption, involving key parameters such as compression ratios and rotational speeds, which directly influence the system's performance and require optimization to maximize overall efficiency. Through advanced numerical simulations and experimental analyses, it was possible to evaluate the cycle's performance under various operating conditions, highlighting the importance of parameter optimization. The use of genetic algorithms allowed exploration of different configurations and identification of optimal ones to maximize efficiency and reduce consumption. Furthermore, sensitivity analysis assessed the impact of variations in input data and operating conditions on system performance, providing valuable insights into its robustness. In conclusion, the optimization of the Brayton-Joule cycle with intercooler and recuperator represents a crucial area in engine engineering, with significant implications for hybrid aviation. Future work will focus on further development and optimization of this cycle using innovative approaches to improve performance and sustainability.

## **Ringraziamenti**

Ringrazio il mio relatore, Prof Francesco Barato, che è stato per me un mentore, una guida, fonte inesauribile di conoscenza, pronto a fornirmi con infinita pazienza gli strumenti utili alla stesura dell'elaborato de quo. Grazie per la passione e l'entusiasmo trasmessomi.

Un ringraziamento speciale va alla mia famiglia: ai miei amati genitori, Maria e Giuseppe, per l'affetto incondizionato, il costante sostegno e la fiducia senza riserve nei miei confronti. Ad Erika, la mia più grande motivazione.

All'ingegnere aerospaziale Filippo, con te ho affrontato i giorni più luminosi del nostro percorso accademico. La tua amicizia, è stata una costante preziosa, un faro che ha illuminato ogni mio passo. Anche se il destino ci ha separato fisicamente, da due anni avverto la tua presenza accanto a me. Nonostante la tua sedia resti vuota, immagino la tua figura familiare, come se fossi ancora lì, con me. La tua guida e il tuo sostegno pervengono da lassù, specialmente nei momenti in cui affronto le difficoltà. Sono convinta che, da qualche parte tra le stelle, tu stia brillando con il tuo solito spirito vivace e la tua risata contagiosa. Questa tesi, è dedicata a te e simboleggia il frutto di un impegno condiviso, nonché una delle tante promesse che abbiamo fatto insieme. Con determinazione e dedizione, ho cercato di mantenere questo impegno e di raggiungere il traguardo che entrambi tanto desideravamo. Grazie per avermi ispirata, supportata e per aver reso i nostri lunghi anni di amicizia non solo produttivi, ma anche indimenticabilmente divertenti. Mi manchi profondamente, e sono sicura che da lassù starai ridendo e sarai orgoglioso di questo nostro traguardo. Ce l'abbiamo fatta, ingegnere bis. La laurea magistrale è nostra.

# INDICE

<b>INDICE.....</b>	<b>V</b>
--------------------	----------

<b>INDICE DELLE FIGURE.....</b>	<b>VIII</b>
---------------------------------	-------------

<b>CAPITOLO I.....</b>	<b>1</b>
------------------------	----------

<b>1.1</b>	<b>Panoramica storica dell'evoluzione dei motori aeronautici .....</b>	<b>1</b>
------------	--	----------

1.1.1	La storia dei motori aeronautici: verso una aviazione sostenibile.....	1
-------	--	---

1.1.2	L'era dei motori a pistoni .....	2
-------	----------------------------------	---

1.1.3	L'avvento dei motori a getto .....	4
-------	------------------------------------	---

1.1.4	L'attuale evoluzione dei motori a getto .....	6
-------	---	---

1.1.5	Innovazioni recenti nei motori aeronautici.....	6
-------	---	---

<b>1.2</b>	<b>Motori elettrici e motori ibridi in aviazione .....</b>	<b>8</b>
------------	--	----------

1.2.1	Dalle origini storiche all'attualità: i primordi dei motori elettrici in aviazione .....	8
-------	--	---

1.2.2	Vantaggi e sfide nell'adozione di motori elettrici nell'aviazione commerciale .....	11
-------	---	----

1.2.3	L'Elettrico vs. il tradizionale: perché l'aviazione commerciale è ancora a carburante? .....	15
-------	---	----

1.2.4	Sfide e innovazioni nelle batterie per l'aviazione sostenibile .....	21
-------	--	----

1.2.5	Propulsione elettrica ibrida.....	24
-------	-----------------------------------	----

1.2.6	Velivoli ibridi di piccola scala.....	27
-------	---------------------------------------	----

1.2.7	Velivoli ibridi di media scala.....	29
-------	-------------------------------------	----

1.2.8	Velivoli ibridi di larga scala .....	30
-------	--------------------------------------	----

<b>CAPITOLO II.....</b>	<b>32</b>
-------------------------	-----------

<b>2.1</b>	<b>Microturbine e Ciclo Brayton-Joule .....</b>	<b>32</b>
------------	---	-----------

2.1.1	Concetti fondamentali e stato dell'arte delle microturbine .....	32
-------	--	----

2.1.2	Applicazioni delle microturbine nei sistemi di propulsione per aerei ibridi .....	33
-------	---	----

2.1.3	Ciclo Brayton-Joule: principi di base .....	34
-------	---	----

2.1.4	Parametri prestazionali.....	35
-------	------------------------------	----

2.1.5	Risultati ottenuti .....	39
-------	--------------------------	----

<b>2.2</b>	<b>Modifiche al ciclo semplice: Intercooler e Recuperatore .....</b>	<b>43</b>
2.2.1	Ciclo recuperato .....	45
2.2.2	Ciclo intercooler/recuperato.....	47
2.2.3	Risultati ottenuti .....	49
2.2.4	Risultati ottenuti: intercooler.....	49
2.2.5	Risultati ottenuti: recuperatore .....	53
2.2.6	Risultati ottenuti: intercooler e recuperatore.....	55
 <b>CAPITOLO III.....</b>		<b>60</b>
<b>3.1.</b>	<b>Metodologia di ottimizzazione e analisi.....</b>	<b>60</b>
3.1.1	Introduzione.....	60
<b>3.2.</b>	<b>Sviluppo del codice MATLAB .....</b>	<b>61</b>
3.2.1	Simulazione del ciclo di Brayton-Joule .....	64
3.2.2	Calcolo dell'efficienza dei componenti .....	68
<b>3.3.</b>	<b>Ottimizzazione dei parametri del ciclo.....</b>	<b>75</b>
3.3.1	Processo evolutivo degli algoritmi genetici: fasi chiave e meccanismi di ottimizzazione.....	75
3.3.2	Implementazione dell'Algoritmo Genetico .....	77
<b>3.4.</b>	<b>Analisi di Sensibilità.....</b>	<b>80</b>
3.4.1	Variazioni nei Dati di Input.....	80
<b>3.5.</b>	<b>Conclusioni .....</b>	<b>81</b>
 <b>CAPITOLO IV .....</b>		<b>83</b>
<b>4.1</b>	<b>Introduzione.....</b>	<b>83</b>
<b>4.2</b>	<b>Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con perdite di carico variabili .....</b>	<b>84</b>
4.2.1	Analisi e interpretazione dei risultati .....	86
4.2.2	Confronto dei valori ottimali dei parametri .....	87
4.2.3	Analisi delle velocità di rotazione degli alberi.....	89
4.2.4	Confronto delle efficienze dei componenti.....	89

4.2.5	Confronto dell'efficienza del ciclo .....	90
4.2.6	Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive .....	91
<b>4.3</b>	<b>Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di <i>epsic</i> .....</b>	<b>92</b>
4.3.1	Analisi e interpretazione dei risultati .....	94
4.3.2	Confronto dei valori ottimali dei parametri .....	94
4.3.3	Analisi delle velocità di rotazione degli alberi .....	96
4.3.4	Confronto delle efficienze dei componenti.....	96
4.3.5	Confronto dell'efficienza del ciclo .....	97
4.3.6	Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive .....	97
<b>4.4</b>	<b>Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di <i>epsrec</i> .....</b>	<b>98</b>
4.4.1	Analisi e interpretazione dei risultati .....	100
4.4.2	Confronto dei valori ottimali dei parametri .....	101
4.4.3	Analisi delle velocità di rotazione degli alberi .....	102
4.4.4	Confronto delle efficienze dei componenti.....	103
4.4.5	Confronto dell'efficienza del ciclo .....	104
4.4.6	Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive .....	104
<b>4.5</b>	<b>Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di <i>T4</i> .....</b>	<b>105</b>
4.5.1	Analisi e interpretazione dei risultati .....	107
4.5.2	Confronto dei valori ottimali dei parametri .....	108
4.5.3	Analisi delle velocità di rotazione degli alberi .....	109
4.5.4	Confronto delle efficienze dei componenti.....	109
4.5.5	Confronto dell'efficienza del ciclo .....	110
4.5.6	Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive .....	110
<b>CAPITOLO V</b>	<b>.....</b>	<b>111</b>
<b>5.1</b>	<b>Conclusioni e confronto generale dei risultati ottimizzati .....</b>	<b>111</b>
<b>5.2</b>	<b>Identificazione della migliore configurazione .....</b>	<b>113</b>
<b>5.3</b>	<b>Conclusione .....</b>	<b>114</b>
<b>BIBLIOGRAFIA</b>	<b>.....</b>	<b>115</b>



## INDICE DELLE FIGURE

Immagine 1.1 – Flyer I (1903)	3
Immagine 1.2 – Messerschmitt Me 262	5
Immagine 1.3 – Magni650-EPU della MagniX	7
Immagine 1.4 – Dirigibile di Gaston Tissander, 1883	8
Immagine 1.5 – Dirigibile “La France” di Charles Renard e Arthur Krebs, 1884	9
Immagine 1.6 – Img. 1.6 – Elicottero Petrůczy-Kármán-Žurovec PKZ-1, 1917	10
Immagine 1.7 – CriCri	16
Immagine 1.8 – NASA X-57 Maxwell	17
Immagine 1.9 – Pipistrel Alpha Electro	18
Immagine 1.10 – Lilium Jet	19
Immagine 1.11 – Volocopter 2X	20
Immagine 1.12 – Joby eVTOL	20
Immagine 1.13 – Ehang 216	21
Immagine 1.14 – Vahana Alpha One	22
Immagine 1.15 – Img. 1.15 – Configurazione in serie	26
Immagine 1.16 – Configurazione parallela a doppio albero	27
Immagine 1.17 – Configurazione parallela ad albero singolo	27
Immagine 1.18 – Configurazione serie-parallelo	28
Immagine. 1.19 – Velivoli ibridi di piccola scala	30
Immagine 1.20 – Velivoli ibridi di media scala	31
Immagine 1.21 – Velivoli ibridi di grande scala	32
Immagine 2.1 – Ciclo Brayton-Joule	36
Immagine 2.2 – Potenza specifica in funzione della T e Pr	41
Immagine 2.3 – Consumo specifico di carburante in funzione della T e Pr	42
Immagine 2.4 – Efficienze in funzione della T e Pr	43
Immagine 2.5 – Diagramma T-s del ciclo semplice reale	44

Immagine 2.6 – Diagramma T-s del ciclo reale con un recuperatore	47
Immagine 2.7 – Diagramma T-s dell'effettivo ciclo intercooler/recuperato	49
Immagine 2.8 – Potenza specifica in funzione del Pr, introducendo l'intercooler	51
Immagine 2.9 – Rendimento termico in funzione del Pr, con l'intercooler	52
Immagine 2.10 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr, con l'intercooler	53
Immagine 2.11 – Potenza specifica in funzione del Pr, con il recuperatore	54
Immagine 2.12 – Rendimento termico in funzione del Pr, con il recuperatore	55
Immagine 2.13 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr, con il recuperatore	56
Immagine 2.14 – Potenza specifica in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)	57
Immagine 2.15 – Rendimento termico in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)	58
Immagine 2.16 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)	59
Immagine 3.1 – Diagramma T-s del ciclo intercooler/recuperato	64
Immagine 3.2 – Schema a blocchi	65
Immagine 3.3 – Curva di efficienza della turbina	75

# CAPITOLO I

## **1.1 Panoramica storica dell'evoluzione dei motori aeronautici**

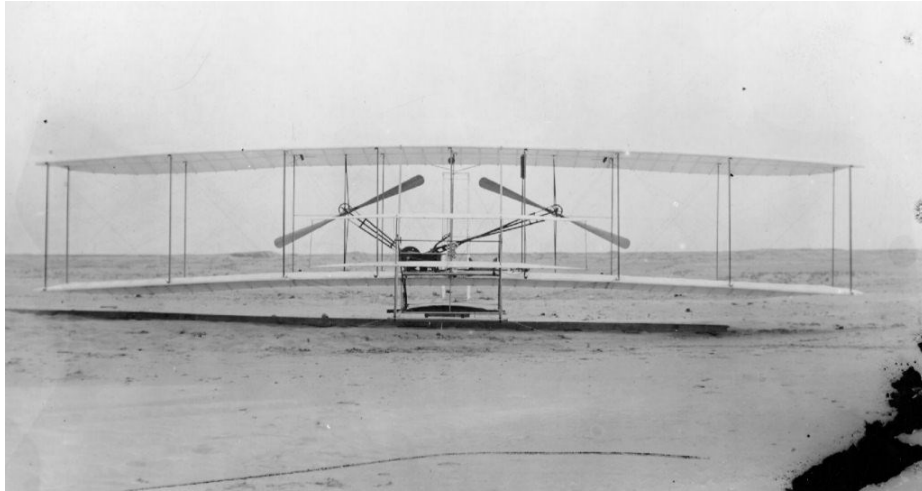
### **1.1.1 La storia dei motori aeronautici: verso una aviazione sostenibile**

La storia dell'ingegneria del volo, è stata caratterizzata da un continuo sviluppo e miglioramento dei motori aeronautici, che ha permesso di realizzare progressi significativi nell'aviazione. Dalle prime macchine volanti, alimentate da motori a pistoni, all'avvento dei motori a turbina e ai più recenti motori a reazione, si è assistito ad un costante avanzamento nella potenza e nell'efficienza dei motori aeronautici. Questo progresso tecnologico, ha contribuito in modo significativo all'aumento della velocità, dell'autonomia e della capacità di carico degli aeromobili. In particolare, la prima guerra mondiale, ha rappresentato una svolta nella storia dell'aviazione grazie all'introduzione dei motori a pistoni e all'utilizzo di aeromobili come strumenti militari. L'aviazione, si è evoluta da un'attività sportiva ad una potente arma militare durante la guerra, per diventare successivamente uno dei settori chiave dell'industria dei trasporti [1]. Durante il periodo tra le due guerre mondiali, l'industria dell'aviazione ha continuato a progredire, con lo sviluppo di motori sempre più potenti e efficienti. L'innovazione dei motori aeronautici, è proseguita anche durante la seconda guerra mondiale, con l'introduzione dei motori a turbina e dei motori a reazione. La sperimentazione e l'evoluzione dei motori aerei, non si sono fermate alla fine della guerra, ma hanno continuato negli anni successivi, portando ad ulteriori miglioramenti nella tecnologia dei motori. Negli anni successivi alla seconda guerra mondiale, l'introduzione dei motori a reazione, ha rivoluzionato l'aviazione commerciale, consentendo di raggiungere velocità sempre più elevate, riducendo i tempi di volo e incrementando la capacità di carico, impattando significativamente su questi

ultimi [2]. Questo progresso tecnologico, ha reso possibile l'avvento di aerei commerciali ad alta velocità e lunga autonomia, in grado di trasportare un numero sempre maggiore di passeggeri e merci. La continua ricerca e sviluppo nel campo dei motori aeronautici, ha anche portato ad importanti progressi in termini di sostenibilità ambientale e riduzione delle emissioni. Nuove tecnologie come i motori ibridi ed elettrici, stanno guadagnando sempre più popolarità, offrendo la prospettiva di un'aviazione più pulita ed efficiente. Inoltre, l'uso di biocarburanti e biocombustibili come alternative ai carburanti convenzionali, ha dimostrato il potenziale per ridurre l'impatto ambientale dell'industria dell'aviazione.

### **1.1.2 L'era dei motori a pistoncini**

I motori a pistoncini per aeromobili, hanno giocato un ruolo fondamentale nello sviluppo e nell'avanzamento dell'aviazione. I fratelli Wright, pionieri dell'aviazione, sono stati tra i primi a sperimentare l'uso dei motori a pistoncini per propulsione aerea. Utilizzando le loro conoscenze e l'esperienza acquisita nel campo dell'aeronautica, i fratelli Wright, hanno apportato importanti innovazioni nei motori a pistoncini e li hanno adattati alle esigenze dell'aviazione. Hanno iniziato il loro percorso sperimentando con deltaplani e alianti per risolvere le sfide del controllo adeguato dell'aeromobile, prima di aggiungere il motore. Attraverso un approccio progressivo di progettazione, i fratelli Wright, hanno perfezionato il controllo e l'equilibrio dei loro aeromobili grazie all'uso dei *glider* [3]. In seguito, hanno aggiunto il motore ai loro aeromobili, inventando così il primo aereo funzionante.



*Img. 1.1 – Flyer I (1903)*

L'adattamento dei motori a pistoni alle esigenze dell'aviazione, ha segnato una svolta epocale nella storia dell'umanità. La capacità di spostarsi rapidamente e in modo efficiente attraverso il cielo, ha aperto nuove frontiere per il trasporto, il commercio e la difesa. Questi primi passi nel mondo dell'aviazione, hanno gettato le basi per lo sviluppo continuo dei motori a pistoni e delle tecnologie aeronautiche che hanno plasmato il mondo moderno. L'influenza dei fratelli Wright nel campo dei motori a pistoni per aeromobili, è innegabile. Il loro lavoro pionieristico, non solo ha portato alla realizzazione del primo aereo funzionante, ma ha anche gettato le basi per l'aviazione moderna e ha aperto nuove prospettive per il trasporto, il commercio e la difesa. La combinazione di ingegno, coraggio e una profonda comprensione della meccanica e della fisica del volo, ha permesso loro di apportare importanti innovazioni nei motori a pistoni, dimostrando così il potenziale rivoluzionario di questa tecnologia. Il loro contributo, è un pilastro fondamentale nella storia dell'aviazione e nell'evoluzione dei motori a pistoni per aeromobili.

### 1.1.3 L'avvento dei motori a getto

I motori a getto, rappresentano una delle più importanti innovazioni nella storia dell'aviazione, rivoluzionando il modo in cui gli aerei si muovono nello spazio. Tuttavia, le origini dei motori a getto, sono piuttosto complesse. Secondo alcune fonti, l'idea di utilizzare un motore a getto per propulsione aerea, risale agli anni '30, del XX secolo. Questa innovazione, è attribuita principalmente a due ingegneri: Hans von Ohain, che sviluppò il primo motore a getto funzionante nel 1939 in Germania, e Frank Whittle, che brevettò un concetto simile nel 1930 in Inghilterra. Questi due ingegneri, lavorarono indipendentemente l'uno dall'altro, senza conoscere i rispettivi sviluppi. Ciononostante, entrambi gli ingegneri, sperimentarono diverse sfide nello sviluppo dei motori a getto. La conoscenza limitata sull'ingegneria dei motori a getto e l'assenza di tecnologie avanzate resero questi primi prototipi inefficaci e non molto pratici. Gli sforzi pionieristici di Ohain e Whittle, nel campo dei motori a getto, furono fondamentali per aprire la strada a futuri sviluppi. Le prime versioni dei motori a getto, incontrarono numerosi problemi, principalmente legati alla combustione e all'efficienza, ma le fondamenta erano state gettate per una rivoluzione nell'aviazione. Le due guerre mondiali, furono quindi cruciali per il progresso dei motori a getto. Durante la Seconda Guerra Mondiale, entrambe le nazioni in cui lavoravano Ohain e Whittle, svilupparono i propri aerei a getto, che entrarono in azione per la prima volta alla fine del conflitto. Nello specifico, il primo aereo a getto di successo, il *Messerschmitt Me 262*, volò per la prima volta nel 1942. Questi primi aerei a getto, dimostrarono un potenziale notevole e cambiarono il corso della storia dell'aviazione.



*Img. 1.2 – Messerschmitt Me 262*

Dopo la guerra, il progresso tecnologico accelerò ulteriormente lo sviluppo dei motori a getto, portando alla produzione di aerei commerciali a reazione negli anni '50. Ciò, segnò l'inizio di un'era completamente nuova per l'aviazione, con aerei più veloci, efficienti e in grado di coprire distanze più lunghe. Negli anni successivi, i motori a getto, hanno subito continui miglioramenti, con un focus sempre maggiore sull'efficienza del carburante e sulla riduzione delle emissioni. La moderna tecnologia di questi motori, ha consentito di realizzare aerei più ecologici e silenziosi, riducendo notevolmente l'impatto ambientale dell'aviazione. Oggi, i motori a getto, sono fondamentali per il trasporto aereo su lunghe distanze e rappresentano una parte essenziale dell'industria dell'aviazione. Con costanti innovazioni e progressi tecnologici, continuano a svolgere un ruolo chiave, nel plasmare il futuro dell'aviazione, garantendo un trasporto aereo sempre più sicuro, efficiente ed ecologico.

#### **1.1.4 L'attuale evoluzione dei motori a getto**

Negli ultimi decenni, l'industria dell'aviazione ha continuato a investire in ricerca e sviluppo per migliorare ulteriormente i motori a getto. Una delle principali aree di focus, è stata l'efficienza del carburante, cercando di ridurre il consumo di carburante e le emissioni inquinanti. In risposta alle preoccupazioni ambientali e alla necessità di ridurre l'impatto dell'aviazione sul cambiamento climatico, le compagnie aeree e i produttori di motori a getto, stanno lavorando per sviluppare motori sempre più efficienti ed ecologici. Nuove tecnologie, come i materiali compositi ad alta resistenza e i design aerodinamici avanzati, stanno contribuendo a rendere i motori a getto più leggeri e con minori consumi. Inoltre, la ricerca continua ad essere concentrata sull'integrazione delle energie rinnovabili, come l'idrogeno, nei motori a getto. L'uso di biocarburanti sostenibili, è un'altra area di interesse, poiché potrebbe offrire una soluzione a lungo termine per ridurre l'impatto ambientale dell'aviazione. In definitiva, l'evoluzione attuale dei motori a getto, è guidata dalla necessità di ridurre l'impatto ambientale dell'aviazione, migliorare l'efficienza energetica e garantire un futuro sostenibile per il trasporto aereo. Con le continue innovazioni e gli investimenti nella ricerca, i motori a getto stanno contribuendo a plasmare un'industria dell'aviazione più ecologica e adattata alle sfide del XXI secolo.

#### **1.1.5 Innovazioni recenti nei motori aeronautici**

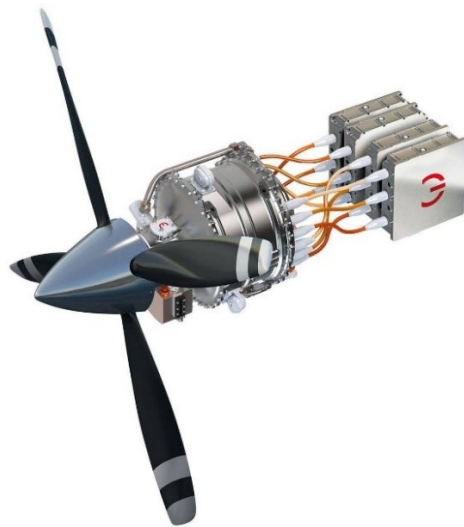
Le innovazioni attuali sui motori aeronautici, stanno rivoluzionando l'industria dell'aviazione. La ricerca e lo sviluppo, hanno portato a numerosi progressi tecnologici negli ultimi anni. Tra le principali innovazioni attuali sui motori aeronautici, vi sono:

- Motori aerei più efficienti dal punto di vista del consumo di carburante, che portano ad una riduzione delle emissioni inquinanti;



- L'introduzione di motori elettrici negli aeromobili, che offrono vantaggi in termini di prestazioni e di impatto ambientale [4].

Queste innovazioni, consentono un notevole miglioramento dell'efficienza del carburante, delle emissioni e del rumore rispetto agli attuali veicoli di questa classe dimensionale [5]. Tali innovazioni, rappresentano un passo significativo verso un'industria dell'aviazione più sostenibile ed efficiente. L'integrazione di motori elettrici e il miglioramento dell'efficienza dei motori a combustione interna, stanno contribuendo a ridurre le emissioni inquinanti e a migliorare le prestazioni complessive dei velivoli. Questi progressi, sono fondamentali per affrontare le sfide ambientali e per garantire un futuro più pulito e sicuro per l'aviazione.

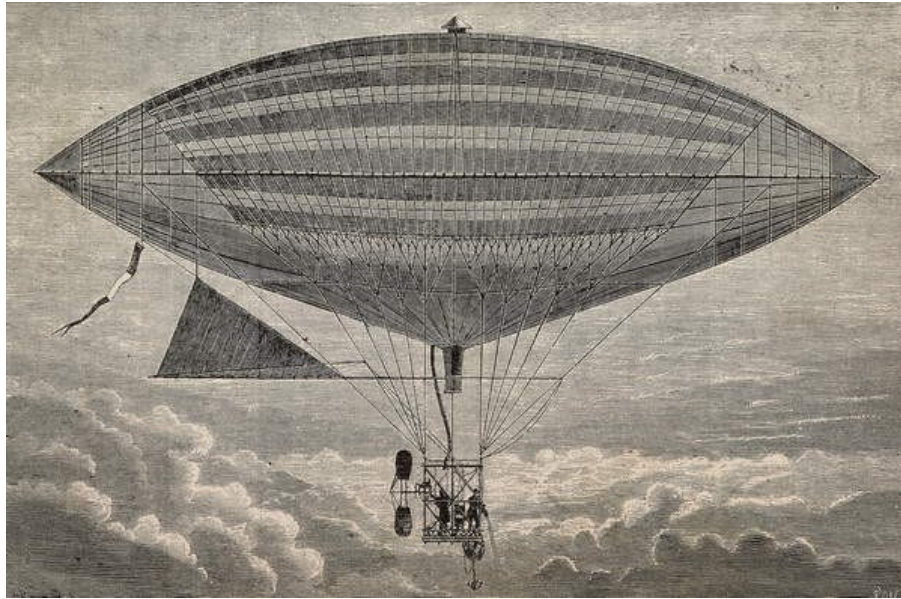


*Img. 1.3 – Magni650-EPU della MagniX*

## 1.2 Motori elettrici e motori ibridi in aviazione

### 1.2.1 Dalle origini storiche all'attualità: i primordi dei motori elettrici in aviazione

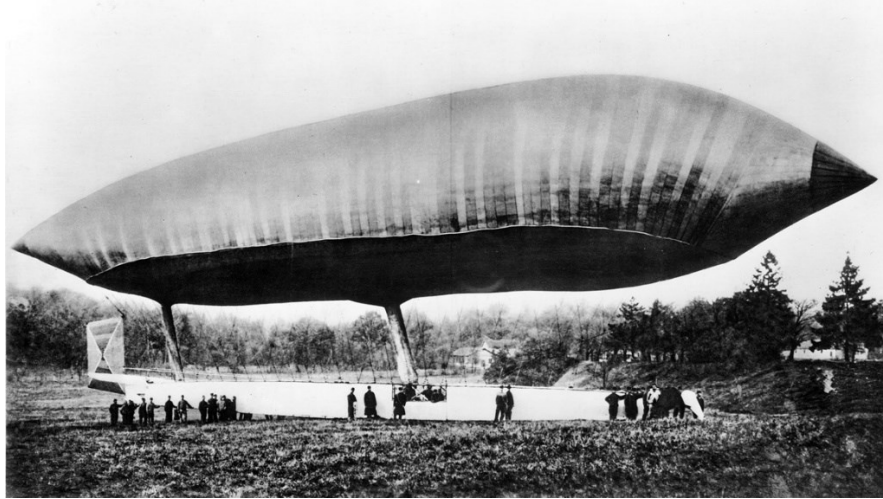
L'avventura dell'aviazione elettrica, ha radici profonde nel XIX secolo, quando visionari e inventori pionieristici, cominciarono ad esplorare il potenziale dell'elettricità come fonte di propulsione per gli aeromobili. Nel 1883, Gaston Tissandier, ha sollevato il primo velivolo alimentato elettricamente, un dirigibile, segnando un momento significativo nella storia dell'aviazione. Questo evento audace, ha catturato l'immaginazione del mondo e ha dimostrato che l'elettricità poteva essere utilizzata con successo come fonte di energia per il volo.



*Img. 1.4 – Dirigibile di Gaston Tissander, 1883*

L'anno successivo, nel 1884, Charles Renard e Arthur Krebs, ufficiali dell'esercito francese, hanno fatto un altro balzo in avanti, con l'innovativo dirigibile "*La France*". Dotato di un motore elettrico da 8 cavalli e alimentato da enormi batterie, questo dirigibile ha compiuto un volo storico, dimostrando la fattibilità del volo elettrico. Ancora più significativo, "*La*

*France*" ha raggiunto il traguardo epocale di tornare al suo punto di partenza alla fine del volo, aprendo la strada a nuove possibilità nell'aviazione.



*Img. 1.5 – Dirigibile “La France” di Charles Renard e Arthur Krebs, 1884*

Thomas Edison, uno dei più grandi inventori della storia, contribuì significativamente allo sviluppo dei motori elettrici nell'aviazione. Verso la fine del XIX secolo, Edison, condusse esperimenti su palloni aerostatici equipaggiati con motori elettrici. Anche se questi esperimenti non portarono a voli propulsivi, ebbero comunque un impatto significativo nell'ispirare ulteriori ricerche e sperimentazioni nell'aviazione elettrica. Hiram Maxim, un altro pioniere dell'aviazione e dell'ingegneria, condusse esperimenti con motori elettrici sui suoi prototipi di aeroplani. Nel 1894, Maxim, fondò l'AEA (*Aerial Experiment Association*), un'organizzazione dedicata allo sviluppo di aeroplani sperimentali. Uno dei progetti più significativi dell'AEA, fu la costruzione di un aeroplano sperimentale, alimentato da motori a vapore e da un motore elettrico da lui progettato. Questo esperimento, rappresentò uno dei primi tentativi di utilizzare l'elettricità come fonte di propulsione per il volo aereo. Sebbene il volo fosse limitato e l'aereo non fosse destinato a un utilizzo pratico, l'esperimento dimostrò il potenziale dei motori elettrici nell'aviazione e contribuì a spingere avanti la ricerca nell'ambito dell'elettificazione dell'aviazione.

Nel 1917, l'Impero Austro-Ungarico, ha presentato il *Petróczy-Kármán-Žurovec* PKZ-1, un elicottero ancorato al suolo alimentato elettricamente. Sebbene non abbia volato autonomamente, il PKZ-1, ha dimostrato le potenzialità dei motori elettrici nell'ambito dell'aviazione, aprendo la strada ad ulteriori esperimenti e sviluppi.



*Img. 1.6 – Elicottero Petróczy-Kármán-Žurovec PKZ-1, 1917*

Questi esperimenti pionieristici, sebbene risalenti ad oltre un secolo fa, hanno gettato le fondamenta per lo sviluppo futuro dell'aviazione elettrica. Oggi, l'aviazione elettrica, sta vivendo una rinascita, con innovazioni tecnologiche che promettono di trasformare radicalmente il modo in cui voliamo. Sebbene il viaggio possa essere stato lento e irregolare, il potenziale dell'aviazione elettrica, è più luminoso che mai, grazie ai coraggiosi passi compiuti dai pionieri dell'aviazione del passato. Recentemente, la tecnologia dei motori elettrici, ha compiuto notevoli passi avanti, suscitando un grande interesse nel settore dell'aviazione. Il focus sull'efficienza energetica e sulla riduzione delle emissioni, ha spinto le compagnie aeree e i produttori di aeromobili a considerare seriamente l'elettrificazione, come una soluzione sostenibile per il futuro dell'aviazione. Oltre ai motori elettrici, l'evoluzione verso i motori ibridi, rappresenta un'alternativa promettente. L'integrazione di motori elettrici, con motori a combustione interna, offre non solo una maggiore autonomia, ma anche la flessibilità di utilizzare diverse fonti di energia in base alle esigenze

specifiche dei voli. Inoltre, i motori ibridi permettono di ridurre le emissioni e il consumo di carburante, fornendo un ponte tecnologico, verso un futuro più sostenibile per l'aviazione. L'investimento in ricerca e sviluppo in questo campo, è indispensabile per accelerare l'adozione di motori ibridi e massimizzarne i benefici. L'aviazione, si trova di fronte ad una svolta epocale, dove l'adozione dei motori elettrici e ibridi, potrebbe trasformare radicalmente il settore, promuovendo un'industria più efficiente ed ecologicamente sostenibile [6]. Tuttavia, questa transizione, rappresenta una sfida complessa, che va oltre lo sviluppo di tecnologie efficienti, coinvolgendo anche la creazione di un'infrastruttura di ricarica adeguata, la garanzia della sicurezza e l'implementazione di regolamentazioni adeguate. In sintesi, l'introduzione dei motori elettrici e ibridi, costituisce un passo significativo, verso un'industria dell'aviazione più sostenibile ed efficiente dal punto di vista energetico. Nonostante le sfide attuali, i rapidi progressi nella tecnologia di questi motori, offrono opportunità promettenti per ridurre le emissioni nocive e migliorare l'efficienza complessiva delle operazioni aeree. Sulla base di queste premesse, emerge chiaramente che, l'adozione su larga scala di motori elettrici e ibridi, potrebbe rivoluzionare l'intero settore dell'aviazione, conducendo verso un futuro in cui i voli siano più puliti, più silenziosi e meno dipendenti dai combustibili fossili.

### **1.2.2 Vantaggi e sfide nell'adozione di motori elettrici nell'aviazione commerciale**

È sempre più comune, osservare veicoli elettrici sulle strade, come auto, monopattini elettrici e biciclette a pedalata assistita. Tuttavia, l'impegno congiunto dell'industria metalmeccanica e delle tecnologie sostenibili si estende oltre le strade, abbracciando anche il settore del trasporto aereo. Le più recenti innovazioni nel campo degli aerei elettrici, rappresentano un notevole passo avanti, sebbene non siano ancora pronti per l'impiego da parte delle compagnie aeree a causa delle sfide legate al peso e

alla capacità delle batterie. Questo avanzamento verso l'elettrificazione dell'aviazione, è guidato da una serie di vantaggi che i motori elettrici offrono:

**Riduzione delle emissioni:** i motori elettrici, offrono un'opportunità per ridurre significativamente le emissioni di gas serra e l'inquinamento atmosferico nell'aviazione commerciale, contribuendo agli sforzi globali per mitigare il cambiamento climatico. Tali motori, non emettono sostanze nocive nell'atmosfera durante il funzionamento, riducendo così l'inquinamento dell'aria e l'impatto ambientale complessivo dell'aviazione sull'ambiente.

**Efficienza energetica:** rispetto ai motori a combustione interna, i motori elettrici, sono in grado di convertire l'energia elettrica, con una maggiore efficienza, riducendo il consumo complessivo di energia, ottenendo così, un miglioramento dell'efficienza energetica.

**Rumore:** i motori elettrici, sono più silenziosi rispetto ai motori a combustione interna, o a reazione, contribuendo ad una diminuzione del rumore durante il decollo e l'atterraggio degli aeromobili e alla riduzione dell'inquinamento acustico negli aeroporti e nelle aree circostanti. Gli aerei elettrici, potrebbero infatti operare in aeroporti vicini alle aree urbane a causa del loro ridotto impatto acustico, migliorando l'efficienza dei trasporti senza aggravare l'inquinamento sonoro urbano.

**Minori Costi Operativi:** a lungo termine, l'adozione di motori elettrici, potrebbe portare a minori costi operativi, grazie alla minore dipendenza dai combustibili fossili e alla riduzione dei costi di manutenzione associati ai motori tradizionali.

**Flessibilità:** offrono una maggiore flessibilità operativa, con la possibilità di utilizzare diverse fonti di energia, come batterie o celle a combustibile. Inoltre, offrono anche, una maggiore flessibilità nella progettazione dell'aeromobile: grazie alla dimensione più compatta e al peso ridotto dei motori elettrici, c'è una maggiore flessibilità nella progettazione degli

aeromobili. Questo, permette la possibilità di posizionare i motori in diverse parti dell'aeromobile, migliorando l'efficienza aerodinamica e consentendo nuovi layout dell'aeromobile.

**Scalabilità:** capacità di un motore elettrico, di adattarsi e funzionare efficacemente in una vasta gamma di dimensioni e configurazioni, mantenendo prestazioni consistenti. Questo significa che, indipendentemente dal numero di motori o dalla loro dimensione utilizzata, il sistema di propulsione, dovrebbe essere in grado di garantire prestazioni simili. Ad esempio, sia che si utilizzi un singolo motore di grandi dimensioni o molti motori più piccoli disposti in un'architettura distribuita, il sistema dovrebbe essere in grado di fornire un livello di prestazioni comparabile. Ciò, è in contrasto con i motori a reazione tradizionali, dove le prestazioni possono variare notevolmente in base alla configurazione e alla dimensione del motore utilizzato. Grazie all'utilizzo di motori elettrici in aviazione, è possibile sperimentare nuove architetture di propulsione, come i sistemi di propulsione distribuita, che offrono prestazioni superiori rispetto alle tradizionali configurazioni di motore. Con sistemi di distribuzione dell'energia elettrica, è fattibile posizionare più motori lungo le ali o altre aree dell'aeromobile per ottimizzare le prestazioni di volo e l'efficienza del carburante. Tuttavia, l'adozione di motori elettrici nell'aviazione commerciale, si scontra con diverse sfide. I principali ostacoli, includono:

**Autonomia limitata:** l'autonomia delle attuali batterie elettriche, è limitata, il che rende difficile l'utilizzo dei motori elettrici per voli a lunga distanza. Questa capacità limitata delle batterie di fornire energia sufficiente per rotte intercontinentali o viaggi prolungati, è una delle principali sfide nell'adozione dei motori elettrici nell'aviazione commerciale. Inoltre, il tempo necessario per ricaricare le batterie, potrebbe allungare i tempi di manovra degli aeromobili, rendendo ancora più complesso l'utilizzo dei motori elettrici su scala commerciale.

**Infrastruttura di ricarica:** l'implementazione di un'infrastruttura di ricarica adeguata negli aeroporti, rappresenta una sfida significativa nell'adozione dei motori elettrici nell'aviazione commerciale. Questo processo, richiede investimenti considerevoli e tempi di attuazione prolungati, il che potrebbe rallentare il progresso verso una maggiore elettrificazione nel settore aereo. Inoltre, è necessario considerare gli investimenti aggiuntivi richiesti per sviluppare un'infrastruttura di ricarica in grado di supportare la necessità di ricaricare le batterie durante i voli, il che, aggiunge ulteriori sfide economiche e logistiche al processo di adozione dei motori elettrici.

**Peso delle batterie:** le batterie al litio, attualmente utilizzate nei motori elettrici, sono pesanti e occupano molto spazio, limitando la capacità di carico degli aeromobili e potenzialmente influenzando l'efficienza complessiva dei voli.

**Sicurezza e certificazione:** la sicurezza degli aeromobili, è una priorità assoluta e rappresenta un'altra sfida significativa nel processo di adozione dei motori elettrici. L'introduzione di nuove tecnologie, come i motori elettrici, l'alta tensione e i rischi associati ai componenti elettrici, richiedono standard di sicurezza rigorosi e procedure di certificazione, per garantire la protezione dei passeggeri e dell'equipaggio.

**Costi iniziali elevati:** l'adozione dei motori elettrici, richiede investimenti iniziali significativi per lo sviluppo e la produzione di aeromobili elettrici, oltre a costi aggiuntivi per la formazione del personale.

Gli sviluppi tecnologici nell'ambito delle batterie elettriche e delle celle a combustibile, stanno contribuendo a superare alcune delle sfide legate all'autonomia limitata dei motori elettrici. Tuttavia, l'implementazione su larga scala dei motori elettrici in aerei commerciali, richiede un approccio olistico, che consideri non solo la tecnologia dei motori stessi, ma anche l'infrastruttura di ricarica, la sicurezza e la regolamentazione. L'industria dell'aviazione, deve affrontare queste sfide in modo concertato, per garantire il successo dell'elettrificazione. Affrontare queste sfide, richiederà un



impegno congiunto da parte delle compagnie aeree, dei produttori di aeromobili, dei governi e della comunità scientifica, per sviluppare soluzioni innovative e sostenibili che rendano l'aviazione commerciale più pulita, efficiente e sicura.

### **1.2.3 L'Elettrico vs. il tradizionale: perché l'aviazione commerciale è ancora a carburante?**

Sebbene i motori elettrici, offrano vantaggi significativi, l'aviazione commerciale, è ancora prevalentemente basata sui motori a combustione interna per diversi motivi. Uno dei principali motivi, è la densità energetica dei carburanti, come il cherosene per aeromobili, che è molto più alta rispetto alle attuali batterie elettriche. Questa alta densità energetica, permette ai motori a combustione interna di convertire efficacemente il combustibile in energia, fornendo una potenza sufficiente per i voli a lungo raggio dell'aviazione commerciale. L'energia elettrica sfruttata nei motori elettrici, può essere prodotta da varie fonti, solitamente batterie a ioni di litio. Tuttavia, nonostante i notevoli progressi, le attuali batterie non possono ancora competere con la densità energetica del cherosene. Le batterie, devono immagazzinare energia, sotto forma di carica elettrica, il che richiede spazio e peso aggiuntivo rispetto ai carburanti liquidi. Questo, limita l'autonomia degli aeromobili elettrici e influisce sulla loro capacità di trasportare carichi pesanti su lunghe distanze. Inoltre, l'infrastruttura di approvvigionamento di carburante, è ben sviluppata e diffusa in tutto il mondo, rendendo più conveniente e pratico il rifornimento di carburante per gli aeromobili. In aggiunta, la tecnologia dei motori a combustione interna, è stata ampiamente sviluppata e ottimizzata, per offrire prestazioni affidabili ed efficienti in termini di consumo di carburante e potenza. Negli ultimi dieci anni, diverse compagnie aeree, hanno investito nella progettazione di questi velivoli. Nel 2015, ad esempio, il CriCri, un monoposto completamente

elettrico, ha compiuto con successo la traversata del canale della Manica, con il pilota Hugues Duval ai comandi [7].



*Img. 1.7 – CriCri*

Tuttavia, i più recenti prototipi di aerei elettrici, non sono ancora paragonabili agli aerei di linea, in quanto si tratta di velivoli molto compatti e principalmente monoposto progettati per voli su brevi distanze. Ci sono esempi attuali di aerei elettrici, che stanno contribuendo a plasmare il futuro dell'aviazione. Il NASA X-57 Maxwell, è un aereo sperimentale, sviluppato dalla NASA, per il progetto *Electric Aircraft Testbed (X-57)*. Si tratta di un aereo elettrico modificato, derivato dal Tecnam P2006T, un aereo bimotore ad ala bassa, da addestramento e da trasporto leggero. È equipaggiato con 14 motori elettrici, che azionano le eliche, montate sui bordi d'attacco delle ali. Questa configurazione, consente di migliorare l'efficienza aerodinamica e di ridurre il consumo di energia. Tuttavia, come altri prototipi, il X-57, è principalmente destinato a dimostrare le potenzialità dell'aviazione elettrica e a sviluppare tecnologie avanzate per l'integrazione sicura ed efficiente di aeromobili elettrici nel sistema di trasporto aereo.



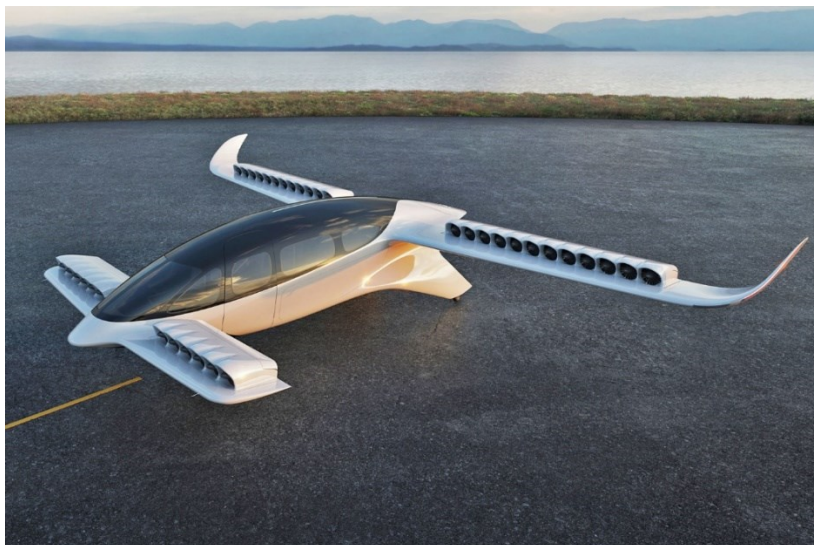
*Img. 1.8 – NASA X-57 Maxwell*

Un ulteriore esempio, è il Pipistrel Alpha Electro, un aereo biposto completamente elettrico, che offre un'esperienza di volo silenziosa ed ecologica. Con motori elettrici e batterie al litio, il Pipistrel, dimostra il potenziale dell'aviazione elettrica per ridurre le emissioni e migliorare l'efficienza del trasporto aereo. Grazie alle sue prestazioni e alla sua affidabilità, il Pipistrel Alpha Electro, è adatto sia per l'addestramento dei piloti che per i voli ricreativi. È spesso utilizzato da scuole di volo per l'addestramento di base e per il mantenimento delle competenze dei piloti [8].



*Img. 1.9 – Pipistrel Alpha Electro*

Nell'ambito del trasporto urbano, un settore che sta attirando sempre più attenzione, è quello degli aerotaxi a decollo e atterraggio verticale (VTOL – *Vertical Take-Off and Landing*). Questi innovativi mezzi di trasporto, che intendono operare come servizio di aerotaxi, stanno diventando sempre più vitali grazie al progresso tecnologico e alla crescente congestione del traffico urbano. Secondo molti esperti, questo settore è destinato a diventare popolare nel prossimo futuro, offrendo una soluzione rapida, efficiente e sostenibile per i trasferimenti urbani. Diverse aziende, stanno investendo risorse significative nello sviluppo di VTOL per il trasporto urbano, cercando di portare avanti l'innovazione in questo campo promettente. Tra queste aziende, alcune si distinguono per il loro impegno e la loro visione nell'ambito della mobilità aerea. Tra le aziende leader nel settore dei VTOL, troviamo la Lilium, con il suo Lilium Jet, un aerotaxi a decollo e atterraggio verticale progettato per trasportare cinque passeggeri. Il Lilium Jet, offre un design elegante e aerodinamico e promette di offrire una soluzione ecologica e sostenibile per il trasporto aereo urbano. Grazie alla sua capacità di decollo e atterraggio verticale, il Lilium Jet, è progettato per trasformare il modo in cui ci muoviamo nelle città congestionate, offrendo un'alternativa veloce e a zero emissioni [9].



*Img. 1.10 – Lilium Jet*

Altre aziende come Volocopter, Joby Aviation, Ehang e Airbus, stanno anch'esse conducendo la carica verso un futuro in cui il cielo diventa parte integrante del nostro sistema di trasporto urbano, offrendo soluzioni avanzate e sostenibili per le sfide della mobilità urbana moderna. L'azienda Volocopter, ha sviluppato diversi modelli di aerotaxi VTOL, tra cui il Volocopter 2X, un aerotaxi elettrico a decollo e atterraggio verticale che utilizza un design a multi-rotore. Questo veicolo, offre un volo silenzioso e una guida autonoma avanzata, ed è progettato per trasportare due persone oltre al pilota [\[10\]](#).



*Img. 1.11 – Volocopter 2X*

Joby Aviation, è all'avanguardia nello sviluppo di eVTOL (*electric Vertical Take-Off and Landing*) ad alte prestazioni. Il loro modello principale, il Joby eVTOL, promette prestazioni impressionanti, con una velocità massima di circa 320 km/h e un'autonomia di volo di oltre 240 chilometri con una singola carica. Progettato per trasportare fino a cinque passeggeri, offre un'esperienza di viaggio comoda e veloce [\[11\]](#).



*Img. 1.12 – Joby eVTOL*

Ehang, è conosciuta per il suo drone da passeggeri a pilotaggio autonomo, l'Ehang 216. Questo VTOL, è in grado di trasportare fino a due passeggeri con un'autonomia di volo di circa 35 minuti. Offre una modalità di volo completamente automatizzata, permettendo ai passeggeri di godersi un'esperienza di viaggio senza precedenti [\[12\]](#).



*Img. 1.13 – Ehang 216*

Airbus Vahana, è un progetto di aerotaxi eVTOL, sviluppato da Airbus. Il Vahana Alpha One, è un aeromobile autonomo progettato per il trasporto personale e il *ride sharing* nelle città trafficate. Con un design ad ala fissa e tecnologie avanzate di decollo e atterraggio verticale, offre un'esperienza di volo sicura ed efficiente [13].



*Img. 1.14 – Vahana Alpha One*

#### **1.2.4 Sfide e innovazioni nelle batterie per l'aviazione sostenibile**

Il peso delle batterie agli ioni di litio, rimane un ostacolo importante, influenzando negativamente le prestazioni degli aerei elettrici, soprattutto al momento del decollo. Ci sono diverse buone ragioni per continuare ad investire nella ricerca per lo sviluppo delle tecnologie green per il trasporto aereo, ma superare le limitazioni legate alla densità energetica delle batterie rimane una sfida fondamentale da affrontare. La densità di energia gravimetrica, nota anche come energia specifica, è un parametro fondamentale definito come il rapporto tra l'energia immagazzinata in una batteria e il suo peso, espresso in Wh/kg. In parallelo, la densità di energia volumetrica, indica il rapporto tra l'energia e il volume della batteria, espresso in Wh/l. Per comprendere appieno l'energia specifica, è necessario esaminare la struttura dei componenti di base delle batterie dei veicoli elettrici. Queste batterie, sono costituite da diverse componenti chiave:

**Celle della batteria:** queste costituiscono l'unità base della batteria agli ioni di litio. Sono i componenti attivi che eseguono il processo di accumulo e rilascio di energia durante il ciclo di carica e scarica. Le celle, sono costituite da materiali specifici, tra cui un catodo (polo positivo), un anodo (polo negativo), un elettrolita e un separatore, racchiusi in una custodia rettangolare di alluminio. Il catodo e l'anodo, sono i materiali attivi all'interno della cella, che interagiscono chimicamente durante il processo di carica e scarica. L'elettrolita, svolge il ruolo di conduttore ionico, consentendo agli ioni di muoversi tra il catodo e l'anodo durante il ciclo di carica e scarica. Il separatore, è uno strato poroso che impedisce il contatto diretto tra il catodo e l'anodo, prevenendo cortocircuiti e migliorando la sicurezza della batteria. Le celle della batteria, vengono quindi assemblate in moduli e pacchi per formare sistemi di alimentazione più grandi e complessi utilizzati in veicoli elettrici, dispositivi portatili, e altri dispositivi elettronici.

**Moduli batteria:** sono gruppi di celle assemblate all'interno di un telaio per proteggere le celle da urti, calore o vibrazioni esterni. Questo assemblaggio, permette una gestione più efficiente e sicura delle celle.

**Pacco batteria:** il pacchetto batteria, rappresenta la forma finale del sistema batteria installato sul veicolo. È composto da un insieme di moduli e vari sistemi di controllo e protezione, tra cui il *Battery Management System* (BMS), per il monitoraggio delle condizioni della batteria e sistemi di raffreddamento per mantenere una temperatura ottimale di funzionamento. La transizione verso soluzioni ecologiche nell'industria aerospaziale, non si limita esclusivamente alle batterie agli ioni di litio. Attualmente, i centri di ricerca e le aziende, stanno esplorando nuove strategie per alimentare gli aerei elettrici, considerando anche alternative alle tradizionali batterie testate fino ad ora. Una di queste alternative, sono le **batterie al litio-aria**, sviluppate dal *National Institute for Materials Science* del Giappone (NIMS), le quali, sfruttano il processo di ossidazione del litio nell'anodo e la



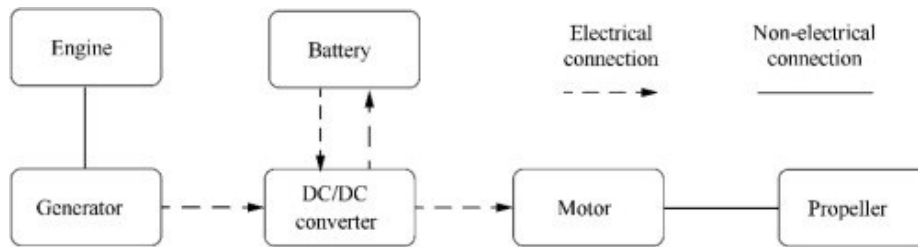
riduzione dell'ossigeno dell'aria nel catodo per produrre energia. Le batterie al litio-aria, hanno dimostrato performance notevoli, raggiungendo una densità energetica record di 500 Wh/kg, praticamente il doppio di quella di una Tesla Model 3. Un'altra soluzione in fase di studio, sono le **batterie al litio-zolfo**, che rappresentano una prospettiva interessante nello sviluppo delle tecnologie di stoccaggio dell'energia. Questi tipi di batterie, sfruttano lo zolfo come materiale catodico anziché i materiali tradizionali utilizzati nelle batterie agli ioni di litio, offrendo diversi vantaggi potenziali. Una delle principali promesse delle batterie al litio-zolfo, è la loro maggiore capacità energetica rispetto alle batterie agli ioni di litio convenzionali. Questo, è dovuto alla capacità intrinseca dello zolfo di immagazzinare più ioni di litio rispetto ai materiali catodici convenzionali, consentendo una maggiore densità energetica. In altre parole, le batterie al litio-zolfo, possono immagazzinare una maggiore quantità di energia per unità di peso, rispetto alle batterie agli ioni di litio, il che, potrebbe tradursi in una maggiore autonomia per veicoli elettrici e altri dispositivi alimentati a batteria. Inoltre, sono considerate una soluzione più economica rispetto alle batterie agli ioni di litio. Lo zolfo, è un materiale relativamente abbondante e a basso costo, il che potrebbe ridurre i costi di produzione delle batterie elettriche su larga scala. Ciò potrebbe rendere le batterie al litio-zolfo, una scelta più accessibile per una varietà di applicazioni, inclusi i veicoli elettrici, il trasporto pubblico, e l'immagazzinamento dell'energia rinnovabile. Tuttavia, presentano anche alcune sfide da affrontare. Ad esempio, lo zolfo tende a reagire chimicamente con il litio durante i cicli di carica e scarica, causando problemi di instabilità e perdita di capacità nel tempo. Inoltre, il volume di zolfo utilizzato nelle batterie, può aumentare notevolmente durante il processo di carica, provocando la formazione di microstrutturali durante il ciclo di carica e scarica, il che potrebbe portare a problemi di durata e affidabilità delle batterie. Nonostante queste sfide, le batterie al litio-zolfo

continuano a essere oggetto di ricerca intensiva e sviluppo nell'ambito delle tecnologie di stoccaggio dell'energia.

### 1.2.5 Propulsione elettrica ibrida

Sebbene lo sviluppo di grandi aerei completamente elettrici, richieda ancora innovazioni significative nello stoccaggio dell'energia, esistono altre soluzioni per ridurre l'impatto ambientale del volo. Gli aerei ibridi elettrici, combinano la propulsione a combustibile con sistemi elettrici, migliorando l'efficienza della spinta e riducendo il consumo di carburante. Alcuni modelli, sfruttano batterie, per fornire energia extra in situazioni specifiche, come decolli e atterraggi, riducendo le emissioni vicino agli aeroporti. Altri modelli, utilizzano generatori a turbina a gas, per produrre energia elettrica supplementare, che viene quindi utilizzata, per alimentare i motori elettrici durante le fasi critiche del volo. Quest'ultimo approccio, permette il mantenimento di una maggiore autonomia di volo rispetto ai modelli che dipendono esclusivamente dalle batterie, mentre riduce comunque le emissioni inquinanti durante le fasi più sensibili del volo [14]. Le configurazioni più comuni dei sistemi di ibridazione carburante/batteria, sono l'architettura in serie, parallela e serie-parallela [15].

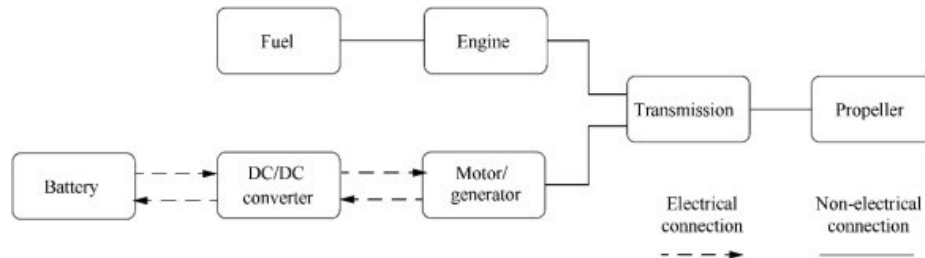
**Configurazione in serie:** in questo tipo di configurazione, (*Img. 1.15*) l'elica è alimentata solo dal motore elettrico, mentre la potenza del motore a combustione, viene convertita in energia elettrica tramite un generatore. L'energia elettrica, può essere utilizzata direttamente per alimentare il motore elettrico o immagazzinata nella batteria per una successiva ricarica. Sebbene questa configurazione offra vantaggi, come la possibilità per il motore di funzionare nelle condizioni ottimali indipendentemente dalla richiesta di potenza dell'elica e una maggiore flessibilità nel posizionamento dei componenti, soffre di inefficienze dovute alla conversione di energia elettrica e richiede dispositivi di propulsione aggiuntivi, rendendo il sistema costoso e ingombrante.



*Img. 1.15 – Configurazione in serie*

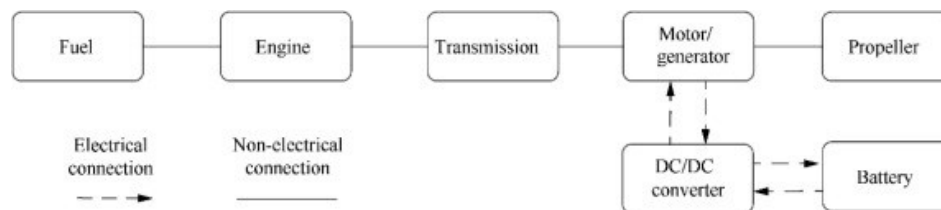
**Configurazione parallela:** in questa configurazione, sia il motore a combustione interna che il motore elettrico, sono collegati meccanicamente all'elica e possono contribuire alla propulsione simultaneamente o individualmente. Questa configurazione, a differenza di quella in serie, richiede solo due dispositivi di propulsione e offre vantaggi come una maggiore efficienza e la possibilità di utilizzare motori di dimensioni ridotte. Tuttavia, in questa configurazione, si verifica che, la velocità ottimale del motore non sempre corrisponde alla velocità di rotazione dell'elica, generando inefficienze. Per risolvere questo problema, esistono due approcci principali. Il primo, consiste nell'adozione di una trasmissione a variazione continua, che consente al motore e all'elica di ruotare a velocità indipendenti. Il secondo approccio, è l'implementazione di una strategia di gestione dell'energia, che ottimizza il contributo di potenza dei dispositivi di propulsione, consentendo loro di operare nelle condizioni ideali. Gli ibridi paralleli, possono essere classificati in base alla disposizione del motore/generatore nella trasmissione. Per le applicazioni aeronautiche, le due configurazioni più comuni sono l'architettura a doppio albero e quella a albero singolo. Nell'architettura a doppio albero, il motore e il motore/generatore, sono montati su due alberi di trasmissione separati, come mostrato nella *Img. 1.16*. Questo, consente una diversa velocità di rotazione tra il motore/generatore e l'elica. Quando si applica una trasmissione a

variazione continua, la velocità dei dispositivi di propulsione può essere disaccoppiata dalla velocità dell'elica.



*Img. 1.16 – Configurazione parallela a doppio albero*

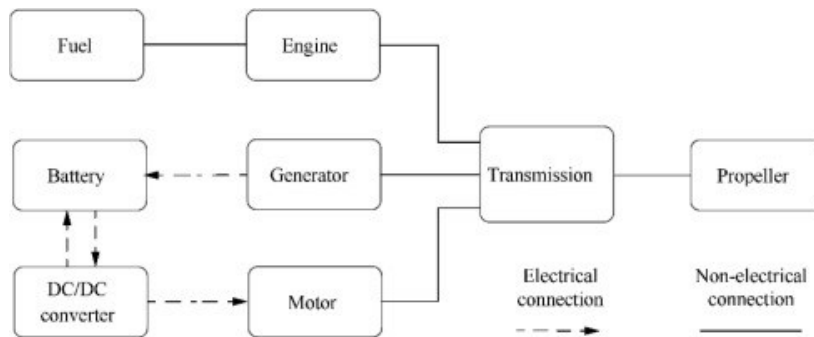
Nell'architettura ad albero singolo, (*Img. 1.17*) il motore, è collegato al motore/generatore, ma non direttamente all'elica. Questo sistema, è detto "monoalbero" perché la trasmissione ha un solo albero di ingresso. Di solito, la macchina elettrica, è collegata direttamente all'elica, mentre il motore, è collegato alla macchina elettrica tramite dispositivi e ingranaggi di disaccoppiamento. In questa configurazione, la velocità dei motori/generatori, è sempre rigidamente legata a quella dell'elica. Questa architettura, è particolarmente vantaggiosa per gli aerei ibridi di medie dimensioni a causa della sua minore complessità meccanica, che porta a risparmi di peso e migliora la sicurezza complessiva del sistema.



*Img. 1.17 – Configurazione parallela ad albero singolo*

**Configurazione serie-parallelo:** nota anche come configurazione con ripartizione della potenza, combina elementi delle due architetture precedentemente descritte. Qui, l'elica, il motore, il motore e il generatore

sono collegati ad un ingranaggio planetario, come mostrato nella *Img. 1.18*. Questa configurazione, offre una maggiore flessibilità nella distribuzione della potenza e consente ai motori, di operare nella loro regione di efficienza ottimale. Anche se è considerata la configurazione più avanzata dei sistemi di propulsione ibridi, richiede una gestione dell'energia e un meccanismo di frizione/ingranaggio più complessi.







*Img. 1.18 – Configurazione serie-parallelo*

In generale, le configurazioni precedentemente discusse, sono le più diffuse nell'ambito aeronautico. Tra queste, la configurazione in serie, consente al motore di operare nelle condizioni ottimali. Tuttavia, si registra una ridotta efficienza complessiva del sistema, a causa delle notevoli perdite di potenza durante la conversione dell'energia. La configurazione serie-parallelo, sebbene offra una maggiore funzionalità, è anche la più complessa delle tre architetture, rendendola meno popolare nell'industria aerospaziale, a causa della sua complessità aggiuntiva.

### 1.2.6 Velivoli ibridi di piccola scala

Inizialmente, gli accademici, hanno condotto studi per validare l'efficacia della tecnologia ibrida elettrica nei settori aeronautici, su piccola scala. Questo, ha comportato la realizzazione di UAV (*Unmanned Aerial Vehicle*) ibridi, mirati a missioni di intelligence, sorveglianza e ricognizione,






evidenziando significativi vantaggi in termini di risparmio energetico rispetto agli UAV tradizionali, alimentati a benzina. Successivamente, la ricerca, si è concentrata sull'ottimizzazione dei sistemi ibridi, esplorando configurazioni e strategie di gestione dell'energia, per massimizzare l'efficienza e le prestazioni. Parallelamente, sono stati sviluppati metodi di progettazione e modellizzazione, per i sistemi di propulsione ibrida negli UAV, consentendo di adattare con precisione tali sistemi ad una vasta gamma di carichi utili, con un'attenzione particolare, alla scalabilità e alla precisione delle previsioni. L'introduzione di droni multi-rotore ibridi, ha segnato un passo significativo, superando le limitazioni degli UAV puramente elettrici in termini di autonomia di volo. Aziende come Quaternium, Harris Aerial e Top Flight Tech, hanno contribuito allo sviluppo di droni multi-rotore ibridi, con capacità di carico elevate e tempi di volo prolungati, sfruttando generatori a benzina e motori elettrici. Attualmente, la ricerca e lo sviluppo degli UAV ibridi, stanno portando a significativi miglioramenti nell'efficienza energetica, nell'autonomia di volo e nella capacità di carico, aprendo nuove prospettive per applicazioni commerciali, industriali, di sorveglianza e di ricerca nel settore dell'aviazione.

Aircraft	Institute or corporation	Hybrid configuration	MTOW	Maximum payload	Flight time
	Air Force Institute of Technology <sup>23, 24</sup>	Parallel	16 kg	1.2 kg	Unknown
	Quaternium <sup>30</sup>	Series	20 kg	6 kg	2 h
	Top Flight Tech <sup>35</sup>	Series	50 kg	10 kg	1 h
	Yeair! <sup>36</sup>	Parallel	>10 kg	5 kg	1 h

*Img. 1.19 – Velivoli ibridi di piccola scala*

### 1.2.7 Velivoli ibridi di media scala

Per quanto riguarda lo sviluppo e l'applicazione della tecnologia dei sistemi di propulsione ibridi (HEPS – *Hybrid Electric Propulsion Systems*) nell'aviazione leggera e generale, nonché nei veicoli aerei a decollo e atterraggio verticale (VTOL), gli studi hanno dimostrato che l'HEPS, rappresenta una soluzione promettente per ridurre le emissioni e i consumi di carburante, mantenendo prestazioni di autonomia e di durata adeguate. Sono stati esaminati diversi approcci, tra cui la *retrofitting* di aeromobili esistenti, come il Cessna 172 e il Piper PA-38 Tomahawk, che hanno evidenziato notevoli risparmi di carburante, seppur a scapito di una riduzione della capacità di carico utile. Sono state proposte, configurazioni ibride parallele e serie per aeromobili aeronautici e VTOL, con esempi, come l'Ampaire EEL e il Bell Nexus, che combinano motori elettrici e motori a combustione interna per migliorare l'efficienza e ridurre l'impatto ambientale. L'industria aeronautica, si sta orientando sempre più verso il potenziale dell'*urban air mobility* (UAM), con una crescente attenzione verso aeromobili VTOL ibridi elettrici come il Surefly e il Nexus, che promettono di rivoluzionare il trasporto urbano e interurbano. Inoltre, progetti come il DA36 E-Star e il prototipo del Pipistrel Panthera, dimostrano che l'HEPS può essere scalato per alimentare anche aerei leggeri e regionali, aprendo la strada ad un futuro, in cui l'aviazione commerciale, potrebbe essere alimentata da sistemi ibridi elettrici.

Aircraft	Name	Institute or corporation	Hybrid configuration	MTOW	ICE/EM installed power
	Soul <sup>29</sup>	University of Cambridge	Parallel	210 kg	8/12 kW
	DA36 E-Star <sup>45</sup>	EADS, Diamond Aircraft and Siemens	Series	770 kg	30/70 kW
	EEL <sup>50</sup>	Ampaire	Parallel	2100 kg	156/180 kW
	Surefly <sup>52</sup>	Workhorse	Series	680 kg	150/- kW
	EVTOL <sup>56</sup>	Rolls-Royce	Series/Parallel	unknown	500/- kW






*Img. 1.20 – Velivoli ibridi di media scala*

## 1.2.8 Velivoli ibridi di larga scala

In una serie di studi, condotti dalla *Delft University of Technology* sull'applicazione degli HEPS ai velivoli regionali, i ricercatori, hanno valutato il potenziale di riduzione del consumo di carburante e delle emissioni di aerei regionali ibridi elettrici, derivati dal modello ATR 72-600. Le analisi, hanno dimostrato che, il design ibrido parallelo, può ridurre fino al 28% la massa del carburante, a fronte di un aumento del 14% del peso massimo al decollo (MTOW). Colossi dell'industria aeronautica, come Airbus e Boeing, stanno esplorando il potenziale della tecnologia ibrida-elettrica su aeromobili di trasporto su larga scala, rispettivamente con programmi come l'E-Fan X e il ZA10. Questi progetti, prevedono l'utilizzo di motori elettrici e a combustione interna per migliorare l'efficienza e ridurre l'impatto ambientale del trasporto aereo su larga scala. Esistono comunque numerosi altri progetti, come il progetto STARC-ABL della NASA o il programma EcoPulse, in cui è coinvolta Airbus, che mirano a



sviluppare dimostratori di concetti per valutare l'applicabilità della tecnologia ibrida-elettrica su aeromobili di grandi dimensioni. Inoltre, il *Georgia Institute of Technology*, ha sviluppato tecnologie ibride per aeromobili regionali, dimostrando un potenziale di riduzione del consumo energetico del 15% [15].

Aircraft	Name	Institute	Hybrid configuration	MTOW	Seats	ICE/EM installed power
	-	Delft University of Technology	Parallel	22 t	68	2.2/1.2 MW
	E-Fan X <sup>67</sup>	Airbus, Rolls-Royce, Siemens	Series	unknown	around 100	3 × 31 kN/2 MW
	ZA10 <sup>68</sup>	Zunum	Series	5 t	12	1 MW/-
	ECO-150 <sup>73</sup>	ESAero	TeDP	63 t	100	-/18 MW
	N3-X <sup>77</sup>	NASA	TeDP	223 t	300	60/56 MW

*Img. 1.21 – Velivoli ibridi di larga scala*

## CAPITOLO II

### 2.1 Microturbine e Ciclo Brayton-Joule

#### 2.1.1 Concetti fondamentali e stato dell'arte delle microturbine

Le microturbine, rappresentano una soluzione efficace e versatile per la generazione di energia in una vasta gamma di contesti, dalle applicazioni industriali, alla produzione di energia distribuita. Utilizzano il principio di funzionamento delle turbine a gas, in cui l'aria viene compressa dal compressore e poi viene miscelata con il combustibile nella camera di combustione, dove avviene la reazione chimica, che produce calore. L'energia termica prodotta, viene quindi utilizzata per azionare la turbina, che a sua volta ruota il generatore, per produrre energia elettrica. Queste piccole turbine, sono state adattate fin dai primi anni, per la generazione di energia elettrica. Tuttavia, è solo dagli anni '80, con l'avvento delle moderne centrali elettriche a ciclo combinato a gas, che l'uso delle microturbine per la generazione di energia ha accelerato [\[16\]](#). Si compongono di diverse parti, tra cui il compressore, il combustore e la sezione della turbina. La microturbina, è in grado di raggiungere un'efficienza molto elevata, soprattutto se utilizzata in ciclo aperto, con valori che possono arrivare fino al 40-45%. Negli ultimi anni, sono stati fatti progressi significativi nella progettazione delle microturbine, al fine di migliorarne l'efficienza e ridurre le emissioni, infatti sono considerate una soluzione energetica promettente per diversi settori, tra cui la generazione distribuita di energia, l'industria petrolchimica e il settore dei trasporti. È importante, sottolineare che offrono diversi vantaggi rispetto ad altre soluzioni di generazione di energia, come ad esempio, la loro compattezza e modularità, che permettono una facile installazione in contesti diversi e un rapido avvio dei processi di generazione. Tuttavia, è altrettanto importante, considerare anche le sfide associate all'utilizzo delle microturbine: la complessità del processo di ottimizzazione delle diverse parti delle microturbine, richiede un approccio

multidisciplinare che coinvolge l'ingegneria aerospaziale, la termodinamica e la scienza dei materiali e richiede una costante ricerca e sviluppo per migliorare le prestazioni, l'efficienza e la durata delle microturbine. Infatti, la ricerca, si sta concentrando sull'implementazione di sistemi di controllo avanzati, per gestire la temperatura di combustione, monitorare e ridurre le emissioni inquinanti e mitigare il rumore prodotto dalla turbina.

### **2.1.2 Applicazioni delle microturbine nei sistemi di propulsione per aerei ibridi**

Nell'attuale panorama aeronautico, l'utilizzo delle microturbine, sta diventando sempre più comune nei sistemi di propulsione per aerei ibridi. Infatti, queste, possono essere utilizzate in combinazione con motori elettrici, per creare un sistema di propulsione ibrido, in cui le microturbine, fornirebbero l'energia necessaria per alimentare i motori elettrici durante fasi di decollo, salita e accelerazione, mentre i motori elettrici, fornirebbero l'energia per il mantenimento del volo in crociera e l'atterraggio. Offrono anche la possibilità di ridurre l'impatto ambientale degli aeromobili ibridi, grazie alla riduzione delle emissioni di CO<sub>2</sub> e la diminuzione dell'inquinamento acustico. L'utilizzo delle microturbine nei sistemi di propulsione per aerei ibridi, offre numerosi vantaggi:

- Alta efficienza termica: offrono un'efficienza energetica elevata, consentendo di sfruttare al massimo l'energia del combustibile utilizzato;
- Basse emissioni di NO<sub>x</sub>: utilizzano tecnologie avanzate di combustione, che riducono significativamente le emissioni di ossidi di azoto, contribuendo alla riduzione dell'impatto ambientale degli aeromobili ibridi;
- Flessibilità operativa: sono in grado di funzionare con diversi tipi di combustibili, inclusi biocarburanti e idrogeno. Inoltre, le microturbine, possono essere avviate rapidamente e

raggiungere la piena potenza in tempi brevi, consentendo una maggiore flessibilità operativa nel sistema di propulsione dell'aeromobile ibrido;

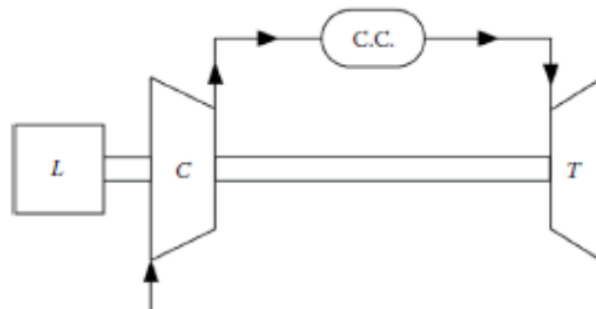
- Riduzione del rumore: sono notoriamente silenziose rispetto ad altre forme di propulsione, il che, contribuisce ad una riduzione dell'inquinamento acustico durante il volo degli aeromobili ibridi;
- Migliore integrazione nel design dell'aeromobile: sono leggere e compatte, il che, facilita la loro integrazione all'interno dell'aeromobile, occupando meno spazio rispetto ad altri sistemi di propulsione.

Tuttavia, ci sono anche diverse sfide da affrontare nell'implementazione di microturbine nei sistemi di propulsione per aerei ibridi. Alcune delle sfide includono, la gestione del calore generato dalle microturbine, l'ottimizzazione dell'efficienza energetica nel sistema complessivo dell'aeromobile ibrido e l'integrazione delle microturbine con altri componenti del sistema di propulsione dell'aeromobile. Ciononostante, con ulteriori progressi nella scienza aerotermica e dei materiali, queste sfide possono essere affrontate in modo efficace, aprendo la strada ad una maggiore adozione delle microturbine nei sistemi di propulsione per aeromobili ibridi.

### **2.1.3 Ciclo Brayton-Joule: principi di base**

Dopo aver esaminato le caratteristiche e lo stato attuale delle microturbine, è fondamentale comprendere il contesto in cui operano. Le microturbine, sfruttano il principio di funzionamento delle turbine a gas, ma per comprendere appieno il loro funzionamento e le loro prestazioni, è cruciale esaminare il ciclo termodinamico alla base del loro processo di generazione di energia. In questo contesto, il ciclo Brayton-Joule, emerge come il fondamento teorico su cui si basa l'efficienza e il funzionamento

ottimale delle microturbine. Questo ciclo, rappresenta il cuore pulsante di numerosi motori aeronautici e terrestri, compresi quelli utilizzati nelle microturbine. La sua adattabilità e versatilità, lo rendono una scelta ideale per applicazioni che vanno dalle piccole unità di energia ai motori aeronautici. È caratterizzato, da una serie di trasformazioni termodinamiche, che si verificano all'interno del motore. Inizialmente, l'aria esterna viene compressa ad alta pressione, quindi entra in una camera di combustione, dove viene miscelata con il combustibile e bruciata ad alta temperatura. I gas combusti ad alta energia, vengono quindi espansi attraverso una turbina, che trasmette parte della sua energia meccanica ad un compressore per alimentare il ciclo. Infine, i gas di scarico vengono espulsi attraverso una bocchetta a velocità elevata, per generare spinta o, nel caso di una microturbina, per fornire potenza a un generatore elettrico.



*Img. 2.1 – Ciclo Brayton-Joule*

#### **2.1.4 Parametri prestazionali**

Avendo chiarito il fondamentale ciclo Brayton-Joule e la sua integrazione nelle microturbine, è ora opportuno analizzare più approfonditamente i parametri prestazionali che influenzano direttamente l'efficienza e le performance complessive. Attraverso questa analisi, saremo in grado di comprendere meglio come ottimizzare il funzionamento delle microturbine per la generazione di energia elettrica distribuita e altre

applicazioni. I parametri chiave, che forniscono un quadro completo delle sue capacità operative includono, la potenza specifica, il consumo specifico di carburante e le efficienze termodinamiche. Nel contesto delle microturbine, ci sono diverse potenze coinvolte nel processo di generazione di energia elettrica. Vediamole una per una:

**Potenza generata dalla(e) turbina(e) ( $P_t$ ):** è la potenza meccanica generata dalla turbina quando il gas combustibile viene bruciato e il flusso di gas ad alta pressione e temperatura viene fatto passare attraverso la turbina. La turbina converte l'energia termica del gas di scarico in energia cinetica rotazionale, che viene utilizzata per far girare l'albero collegato al generatore elettrico. Quindi,  $P_t$  rappresenta la potenza disponibile per l'azionamento del generatore elettrico.

**Potenza consumata dai compressori ( $P_{C_{LPC}} + P_{C_{HPC}}$ ):** per far funzionare la microturbina, è necessario comprimere l'aria ambiente. Questo, viene fatto utilizzando i compressori, che sono dispositivi che aumentano la pressione dell'aria. Tuttavia, questo processo richiede energia. Quindi, una parte della potenza generata dalla turbina, viene utilizzata per alimentare i compressori.

**Potenza netta ( $PN$ ):** rappresenta l'energia meccanica disponibile per azionare il generatore elettrico. Questa energia meccanica, è prodotta dalla turbina, la quale converte l'energia termica del combustibile bruciato, in energia cinetica rotazionale. Questa energia cinetica, viene quindi trasmessa al generatore elettrico, dove viene convertita in energia elettrica. Quindi, per calcolare la potenza netta, si sottrae dalla potenza generata dalla turbina, la potenza consumata dai compressori. In altre parole, rappresenta la differenza tra l'energia prodotta e l'energia consumata nel processo di generazione di energia elettrica tramite microturbine. Una potenza netta elevata indica un sistema efficiente e in grado di generare più energia elettrica utilizzabile.

$$PN = P_t - (P_{C_{LPC}} + P_{C_{HPC}}) \quad \text{Eq. (2.1)}$$

**Potenza del fan ( $P_{fan}$ ):** è la potenza necessaria per far funzionare il fan, che è parte del compressore. Il compressore, comprime l'aria aspirata e questa potenza, è ciò che alimenta questo processo di compressione.

$$P_{fan} = \frac{1}{2} \dot{m}_{fan} (V_{out}^2 - V_{cruise}^2) \quad Eq. (2.2)$$

**Potenza nozzle ( $P_{nozzle}$ ):** è la potenza aggiunta al flusso d'aria dalla turbina. Quando il gas di scarico passa attraverso la turbina, l'energia termica del gas viene convertita in energia meccanica. Questa energia meccanica, viene utilizzata per far girare l'albero della turbina, che è collegato al generatore elettrico. In altre parole, è la potenza meccanica prodotta dalla turbina che viene utilizzata per generare energia elettrica tramite il generatore.

$$P_{nozzle} = \frac{1}{2} (1 + f) \dot{m} V_{exit}^2 - \frac{1}{2} \dot{m} V_{cruise}^2 \quad Eq. (2.3)$$

**Potenza impartita al flusso d'aria ( $P_J$ ):** è la potenza totale fornita al flusso d'aria che esce dalla microturbina. È la somma della potenza fornita dal compressore ( $P_{fan}$ ) e la potenza aggiunta dalla turbina ( $P_{nozzle}$ ). In pratica, è l'energia disponibile nel flusso d'aria che può essere utilizzata per generare lavoro utile.

$$P_J = P_{fan} + P_{nozzle} \quad Eq. (2.4)$$

**Potenza propulsiva ( $P_W$ ):** è la potenza utile prodotta dal flusso d'aria attraverso il sistema di microturbina, si ottiene moltiplicando la spinta del motore per la velocità di crociera del veicolo.

$$P_W = Trust * V_{cruise} \quad Eq. (2.5)$$

**Efficienza termica:** rappresenta quanto efficientemente la microturbina converte l'energia del combustibile in potenza meccanica o elettrica. È definita dal rapporto tra la potenza impartita al flusso d'aria e l'energia fornita dal combustibile.

$$\varepsilon_{th} = \frac{PJ}{m_{fuel} Hu} \quad Eq. (2.6)$$

**Efficienza propulsiva:** misura quanto efficacemente l'energia cinetica dell'aria è stata trasformata in energia utile, come ad esempio energia elettrica. Si calcola come il rapporto tra la potenza propulsiva (prodotto tra la spinta e la velocità di crociera) e la potenza impartita al flusso d'aria.

$$\varepsilon_p = \frac{PW}{PJ} \quad Eq. (2.7)$$

**Efficienza globale:** è il prodotto dell'efficienza termica e dell'efficienza propulsiva. Rappresenta l'efficienza complessiva della microturbina nel convertire l'energia del combustibile in spinta propulsiva.

$$\varepsilon_o = \varepsilon_{th} \varepsilon_p \quad Eq. (2.8)$$

**Potenza specifica:** indica quanta potenza è disponibile per unità di flusso d'aria. Si ottiene dividendo la potenza impartita al flusso d'aria per il flusso d'aria stesso.

$$SP = \frac{PJ}{\dot{m}} \quad \left[ \frac{W}{Kg/s} \right] \text{ o } \left[ \frac{J}{kg} \right] \quad Eq. (2.9)$$

**Consumo specifico di carburante:** rappresenta quanta energia del combustibile, viene consumata per produrre una certa quantità di potenza. Si calcola dividendo il flusso di combustibile per la potenza impartita al flusso d'aria.

$$SFC = \frac{m_{fuel}}{PJ} \quad \left[ \frac{Kg/s}{W} \right] \text{ o } \left[ \frac{Kg/h}{KW} \right] \quad Eq. (2.10)$$



### 2.1.5 Risultati ottenuti

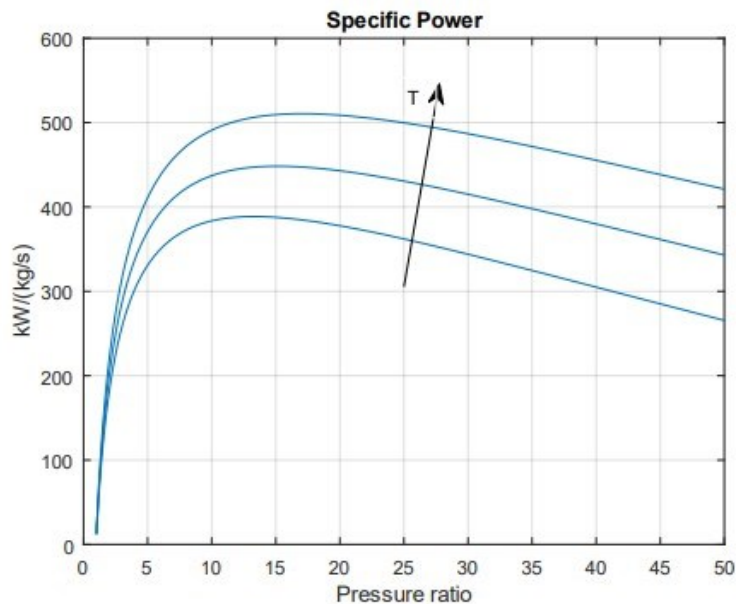
Dopo aver esaminato i concetti fondamentali delle microturbine e del ciclo Brayton-Joule, è importante ora valutare i risultati ottenuti da studi e analisi precedenti, al fine di comprendere appieno le prestazioni e le potenzialità di ottimizzazione di questo ciclo per le applicazioni nelle microturbine. I seguenti risultati, sono il frutto di un lavoro precedente, in cui sono stati condotti esperimenti e simulazioni per valutare le prestazioni di un generatore a turbina in diverse condizioni operative [17]. In particolare, i dati di input utilizzati per le simulazioni, includono le specifiche di riferimento dell'aereo Airbus E-Fan del 2014, il quale è stato considerato in una versione ingrandita per i calcoli preliminari del generatore a turbina. Le specifiche di riferimento dell'aereo, sono descritte nella Tabella 2.1.

<b>Parametro</b>	<b>Valore</b>
Numero di ventole (nfan)	2
Apertura alare (b)	12.3 m
Corda (c)	1.1 m
Diametro della ventola (dfan)	0.754 m
Fattore di Oswald (e)	0.65
Max Lift/Drag (Emax)	16

*Tabella 2.1 – Specifiche di riferimento dell'aereo*

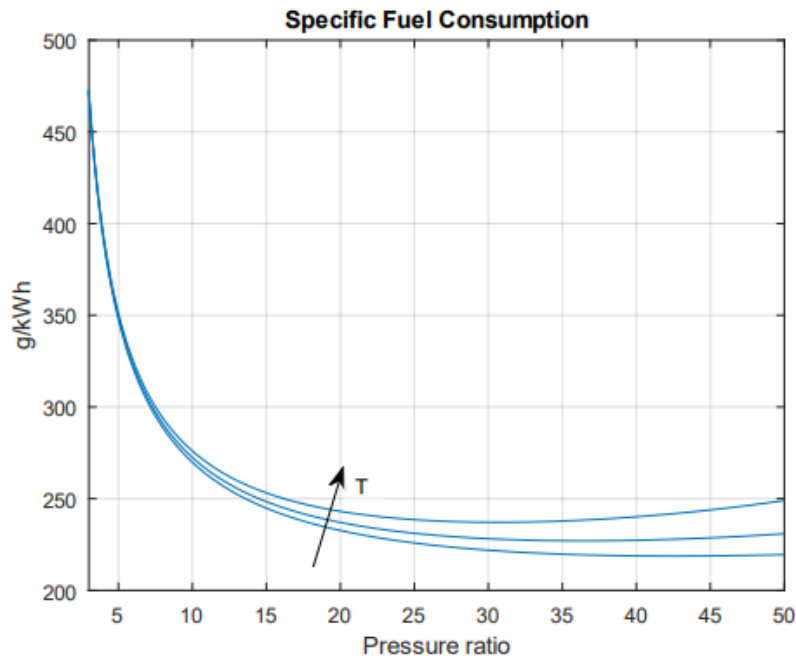
I risultati delle simulazioni condotte dall'autore, forniscono importanti insights sull'efficacia e le potenziali limitazioni del ciclo Brayton-Joule base nel contesto delle microturbine. L'analisi, ha posto particolare enfasi su parametri cruciali, come la potenza specifica, il consumo specifico di carburante e le efficienze termica e propulsiva, rivelando la loro influenza significativa sulle prestazioni globali del sistema. In particolare, è emerso che la potenza specifica, raggiunge un massimo quando il rapporto di pressione, è compreso tra 10 e 20 e si sposta verso destra man mano che la

temperatura massima del ciclo aumenta (*Img. 2.2*). Questo massimo, è dovuto al fatto che, all'aumentare della temperatura massima del ciclo, è necessario un maggiore sforzo per far funzionare la turbina e generare la potenza desiderata. Questo perché, quando la temperatura massima del ciclo è più elevata, la turbina deve lavorare di più per convertire l'energia termica in energia meccanica. Ciò, comporta una maggiore caduta di entalpia nella turbina.



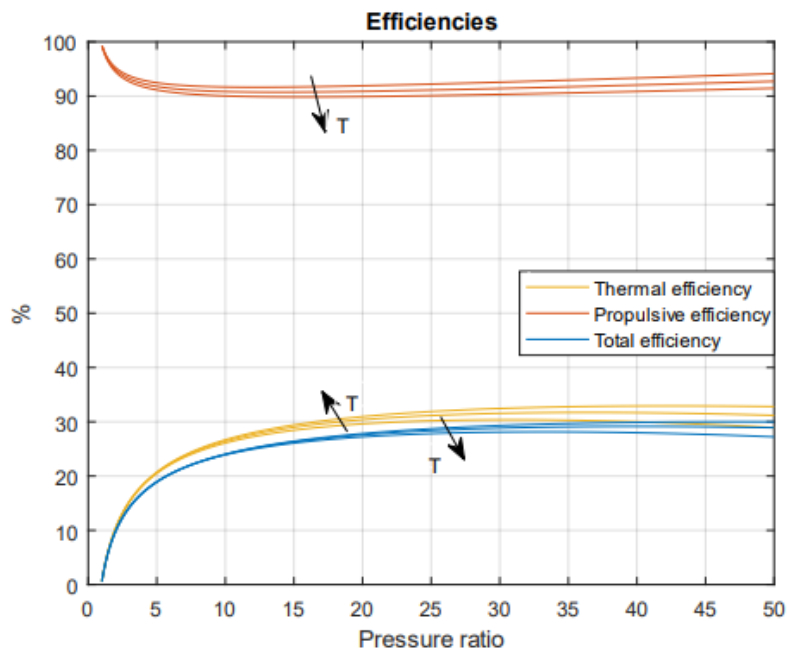
*Img. 2.2 – Potenza specifica in funzione della T e Pr*

Al contrario, il consumo specifico di carburante, (*Img. 2.3*) diminuisce all'aumentare del rapporto di pressione. Questo perché, con un rapporto di pressione più elevato, si raggiungono temperature più elevate prima di entrare nella camera di combustione. Di conseguenza, è necessaria una minore quantità di carburante per raggiungere la temperatura massima, poiché parte del lavoro di compressione è già stato fatto dalla maggiore pressione.



*Img. 2.3 – Consumo specifico di carburante in funzione della T e Pr*

Inoltre, l'analisi delle efficienze termica e propulsiva, (*Img. 2.4*) evidenzia alcune sfide da affrontare nel migliorare le prestazioni complessive del sistema. Sebbene l'efficienza termica, mostri una tendenza positiva con l'aumentare del rapporto di pressione e della temperatura massima del ciclo, rimane comunque a valori modesti, suggerendo la presenza di perdite e inefficienze nel processo di trasformazione dell'energia termica in energia propulsiva. Si osserva che, l'efficienza propulsiva, rimane relativamente costante, tranne per valori di rapporto di pressione fino a 5, dove si ha un minimo. Infine, per l'efficienza globale, si osserva un aumento del valore al crescere del rapporto di pressione, tuttavia, rimane generalmente a valori bassi e raramente supera il 30%.



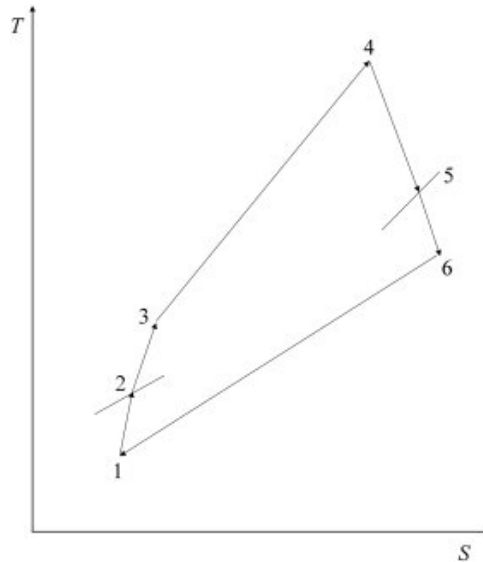
*Img. 2.4 – Efficienze in funzione della  $T$  e  $Pr$*

In definitiva, l'analisi condotta, ha messo in luce le limitazioni significative del ciclo Brayton-Joule base, per le applicazioni delle microturbine, principalmente legate al consumo specifico di carburante e alle efficienze termica e propulsiva. Questo, indica chiaramente la necessità di trovare soluzioni innovative per migliorare le prestazioni del sistema. Si è osservato che le efficienze ottenute non sono soddisfacenti, soprattutto nei bassi range di rapporti di pressione comuni nelle microturbine, suggerendo la necessità di concentrare gli sforzi sul miglioramento delle efficienze, in particolare quella termica e il consumo di carburante. Tuttavia, vi è un aspetto positivo da considerare: la potenza specifica sembra essere sufficientemente elevata per produrre la potenza necessaria, il che fornisce una base solida per lo sviluppo del sistema. Inoltre, dall'analisi delle simulazioni, emerge che, l'introduzione di un intercooler e di un recuperatore porta ad un significativo miglioramento delle prestazioni complessive del ciclo e tale studio, verrà ulteriormente esaminato e approfondito nei prossimi paragrafi. Questo miglioramento, si traduce in un aumento dell'efficienza termica e in una

notevole riduzione del consumo specifico di carburante. In definitiva, per garantire un funzionamento efficiente e sostenibile della microturbina, sarà cruciale affrontare le sfide legate all'efficienza del ciclo e al consumo di carburante.

## 2.2 Modifiche al ciclo semplice: Intercooler e Recuperatore

Nell' *Img. 2.5*, è rappresentato il diagramma T-s di un motore turboalbero, caratterizzato dalla presenza di un compressore a bassa pressione (LPC) e un compressore ad alta pressione (HPC), entrambi alimentati dalla turbina ad alta pressione (HPT) [18].



*Img. 2.5 – Diagramma T-s del ciclo semplice reale*

Facendo riferimento alle annotazioni presenti nella stessa figura e applicando l'equazione dell'energia del flusso stazionario, è possibile calcolare il flusso di calore nel ciclo nella camera di combustione (processo 3–4) per unità di flusso di massa d'aria utilizzando l'*Eq. (2.11)*:

$$q_{in} = h_4 - h_3 = C_p (T_4 - T_3) \quad \text{Eq. (2.11)}$$

Il calore respinto a pressione costante (processo 6-1) nello scarico, è dato dall'Eq. (2.12):

$$q_{out} = h_6 - h_1 = C_p (T_6 - T_1) \quad Eq. (2.12)$$

L'equazione (2.13), fornisce il lavoro totale del compressore (processo 1-2-3) per unità di flusso di massa d'aria.

$$L_C = (h_2 - h_1) + (h_3 - h_2) = C_p [(T_2 - T_1) + (T_3 - T_2)] \quad Eq. (2.13)$$

Il lavoro della turbina ad alta pressione, (processo 4-5) per unità di flusso di massa d'aria, è definito dall'Eq. (2.14):

$$L_T = (h_4 - h_5) = C_p (T_4 - T_5) \quad Eq. (2.14)$$

Il lavoro della turbina a potenza libera, (processo 5-6) è dato dall'Eq. (2.15):

$$L_{TPL} = (h_5 - h_6) = C_p (T_5 - T_6) \quad Eq. (2.15)$$

Il lavoro di espansione totale, si ottiene come indicato nell'Eq. (2.16):

$$L_E = L_T + L_{TPL} = C_p [(T_4 - T_5) + (T_5 - T_6)] \quad Eq. (2.16)$$

L'efficienza termica è calcolata utilizzando l'Eq. (2.17):

$$\varepsilon_{th} = \frac{L_E - L_C}{C_p (T_4 - T_3)} \quad Eq. (2.17)$$

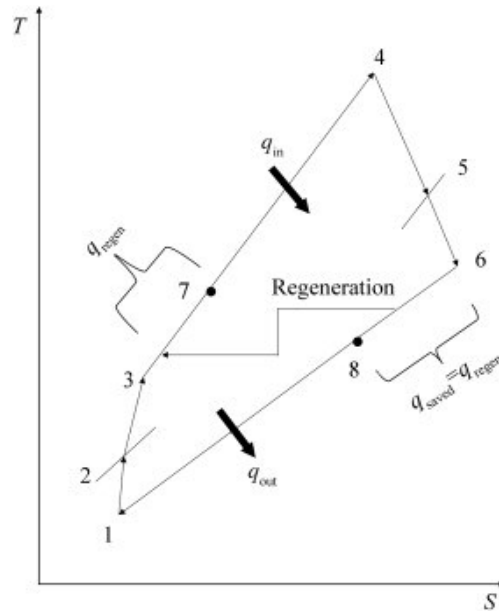
Per aumentare l'efficienza del ciclo semplice (*Img. 2.5*), possono essere implementati componenti non convenzionali, come intercooler e recuperatori. Tuttavia, l'adozione di tali componenti, può comportare un aumento dei costi iniziali e di manutenzione del ciclo. È fondamentale, valutare attentamente se i benefici derivanti dai miglioramenti delle prestazioni del ciclo, grazie a questi componenti, giustifichino l'incremento dei costi associati. Inoltre, è importante considerare che la riduzione del consumo di carburante, è un obiettivo prioritario nel funzionamento delle

turbine a gas. L'introduzione di tali modifiche al ciclo semplice, può contribuire significativamente a raggiungere questo obiettivo. Le caratteristiche dettagliate di queste modifiche sono illustrate di seguito.

### 2.2.1 Ciclo recuperato

Il sistema del motore turboalbero con recuperatore, è rappresentato nel diagramma T-S, come illustrato nella *Img. 2.6*. Il recuperatore, noto anche come rigeneratore, costituisce un elemento fondamentale del ciclo, poiché agisce come uno scambiatore di calore posizionato tra lo scarico della turbina e l'uscita del compressore. La sua funzione principale, è quella di migliorare l'efficienza termica complessiva del ciclo, consentendo il recupero da parte del calore presente nei gas di scarico per preriscaldare l'aria in uscita al compressore. Questo processo, riduce la quantità di calore aggiuntivo richiesta dalla combustione del carburante, comportando una diminuzione del consumo di carburante per la stessa potenza generata. Tuttavia, è importante notare che l'efficacia del recuperatore, dipende da diversi fattori, tra cui la temperatura dei gas di scarico  $T_6$ , che entra nel recuperatore. Poiché l'aria all'interno del recuperatore può essere preriscaldata solo ad una temperatura inferiore a  $T_6$ , l'efficienza del processo dipende anche da questa temperatura. Di fatti, quando la temperatura di uscita dal compressore è uguale o superiore alla temperatura di scarico della turbina, significa che, l'aria compressa è stata preriscaldata fino ad una temperatura che è pari o superiore alla temperatura dei gas di scarico della turbina. In questo caso, l'uso del rigeneratore, potrebbe non essere vantaggioso, in quanto, l'aria in uscita dal compressore, è già abbastanza calda e utilizzando il rigeneratore si potrebbe creare un'inversione del flusso di calore, con il calore che si sposta dai gas di scarico più freddi verso l'aria più calda. L'inversione del flusso di calore, provocherebbe una diminuzione dell'efficienza complessiva del sistema, con il risultato di ridurre l'efficacia

complessiva del recupero di calore e causando un aumento del consumo di carburante anziché una diminuzione.



Img. 2.6 – Diagramma T-s del ciclo reale con un recuperatore

Per valutare l'efficacia del recuperatore e determinare l'efficienza termica del ciclo, si ricorre a specifiche equazioni che considerano i flussi di calore e le temperature coinvolte nel processo. Nel contesto del ciclo rappresentato nella *Img. 2.6*, è importante notare che l'aria all'interno del rigeneratore può essere preriscaldata solo fino ad una temperatura inferiore a  $T_6$ , mentre la temperatura all'uscita del rigeneratore è indicata come  $T_7$ , inferiore a  $T_6$  [19]. Il calore fornito per unità di flusso di massa d'aria è calcolato mediante l'Equazione (2.18):

$$q_{in} = h_4 - h_7 = C_p (T_4 - T_7) \quad Eq. (2.18)$$

L'equazione (2.19), è utilizzata per determinare l'efficienza termica:

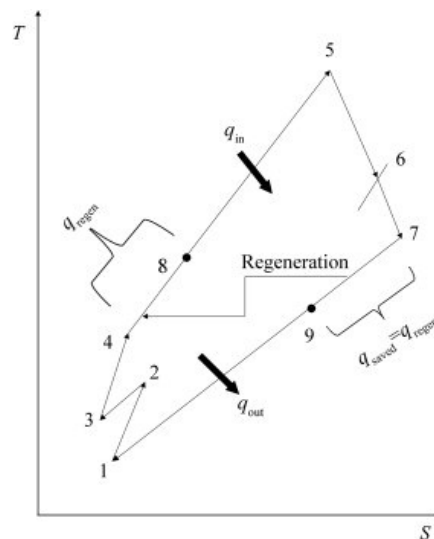
$$\varepsilon_{th} = \frac{L_E - L_C}{C_p (T_4 - T_7)} \quad Eq. (2.19)$$



### 2.2.2 Ciclo intercooler/recuperato

L'intercooler, è un componente chiave nei sistemi di propulsione a turbina, progettato per raffreddare l'aria compressa prima che questa entri nella fase successiva del processo di compressione. Il suo ruolo principale, è quello di ridurre la temperatura dell'aria compressa, migliorando così l'efficienza complessiva del sistema. Nello specifico, l'intercooler viene posizionato tra il compressore a bassa pressione e il compressore ad alta pressione del motore recuperato. In questo modo, l'aria in uscita dal compressore a bassa pressione, viene raffreddata prima di essere inviata al compressore ad alta pressione, creando un ciclo intercooler/recuperato. L'intercooler, come già accennato, riduce la temperatura dell'aria compressa tra i due stadi di compressione. Questo, ha diversi effetti sul funzionamento del motore. Innanzitutto, riducendo la temperatura dell'aria compressa, si diminuisce il carico termico sul compressore ad alta pressione. Poiché il lavoro totale del compressore, è proporzionale alla temperatura dell'aria compressa, riducendo questa temperatura, si riduce anche il lavoro totale richiesto al compressore ad alta pressione. Ciò, si traduce in un minor consumo di energia per comprimere l'aria, lasciando più energia disponibile per l'uscita di potenza del motore, migliorando così l'efficienza complessiva del sistema. Tuttavia, mentre l'intercooler riduce il lavoro totale del compressore, comporta anche un aumento del lavoro specifico del ciclo. Ciò è dovuto al fatto che, l'intercooler, richiede energia per il suo funzionamento, in quanto il dispositivo di raffreddamento, necessita di alimentazione per abbassare la temperatura dell'aria. Questa energia aggiuntiva, richiesta per il funzionamento dell'intercooler, contribuisce al lavoro totale richiesto dal ciclo per generare una determinata quantità di potenza. Di conseguenza, il lavoro specifico del ciclo, che rappresenta il lavoro totale richiesto per generare una determinata quantità di potenza, aumenta, a causa dell'aggiunta di questa nuova componente. In sostanza, l'energia necessaria per far

funzionare l'intercooler, viene inclusa nel calcolo complessivo del lavoro specifico del ciclo, portando a un aumento complessivo di questa grandezza. Inoltre, l'intercooler, può comportare un aumento dell'apporto di calore dal combustore. Poiché l'aria compressa più fredda, può contenere meno energia termica, potrebbe essere necessario fornire più calore durante la combustione per raggiungere la temperatura desiderata all'uscita dalla camera di combustione. Questo, può portare a un aumento del consumo di carburante per unità di potenza prodotta. Tuttavia, è importante notare che l'effetto negativo sull'efficienza termica del ciclo causato dall'intercooler viene compensato dall'effetto di recupero nell'ICR, l'intercooler/recuperatore. Questo significa che, nonostante l'aumento del consumo di carburante e del lavoro specifico del ciclo, l'efficienza complessiva del sistema può ancora essere mantenuta o addirittura migliorata grazie all'effetto di recupero termico nell'ICR, che consente di sfruttare meglio il calore residuo dei gas di scarico per migliorare l'efficienza complessiva del ciclo. Il diagramma T-s, mostrato nell' *Img. 2.7*, illustra chiaramente i processi che coinvolgono l'inter-raffreddamento nell'ambito del ciclo completo con recupero.



*Img. 2.7 – Diagramma T-s dell'effettivo ciclo intercooler/recuperato*

Utilizzando la numerazione e le annotazioni delle stazioni nel diagramma T-s della *Img. 2.7*, l'efficacia dell'intercooler può essere calcolata attraverso l'*Eq. (2.20)* come riportato di seguito:

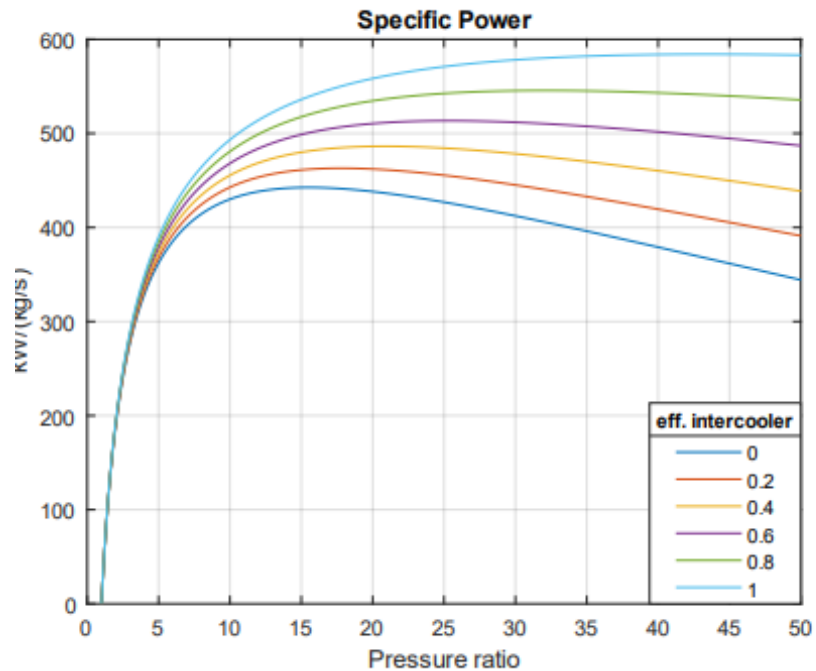
$$\varepsilon_{inter} = \frac{T_2 - T_3}{T_2 - T_1} \quad Eq. (2.20)$$

### 2.2.3 Risultati ottenuti

Nei seguenti paragrafi, verranno esaminati i risultati ottenuti dalle prove sperimentali condotte sulle configurazioni del motore a turbina a gas, con particolare attenzione all'impatto dell'integrazione dell'intercooler e del recuperatore. L'analisi delle prestazioni relative alla potenza specifica, all'efficienza termica e al consumo di carburante, permetterà di valutare gli effetti di tali componenti aggiuntivi sulle performance globali del sistema. I grafici commentati, rappresentano il risultato diretto delle prove empiriche, offrendo una valutazione dettagliata delle variazioni di prestazione in relazione alle diverse configurazioni esaminate [\[17\]](#).

### 2.2.4 Risultati ottenuti: intercooler

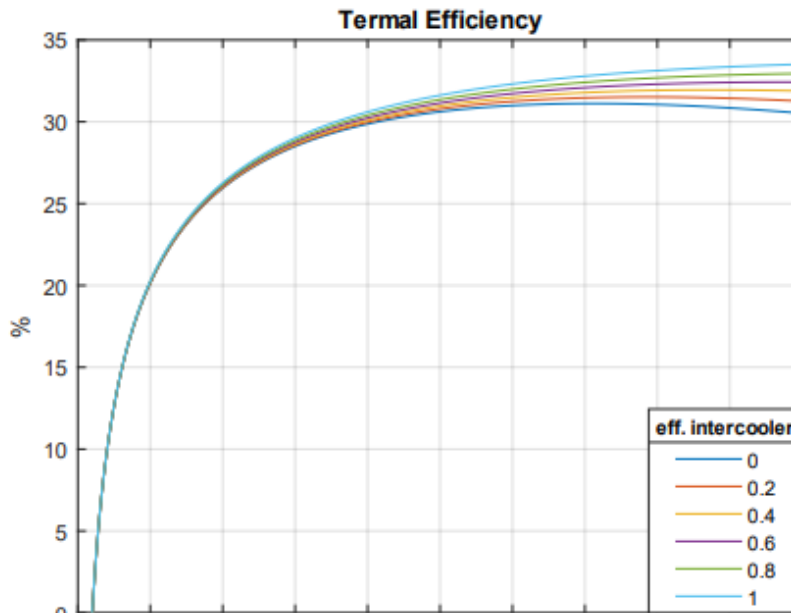
**Potenza specifica:** l'introduzione dell'intercooler porta ad un significativo aumento della potenza specifica rispetto al generatore a turbina a gas di base. Questo incremento, è attribuibile al miglioramento dell'efficienza del secondo compressore, che è reso possibile dalla riduzione della temperatura dell'aria prima che entri nella seconda fase di compressione. Poiché l'aria è raffreddata e diventa più densa nell'intercooler, il secondo compressore richiede meno energia per comprimere l'aria a una data pressione. Di conseguenza, una maggiore quantità di potenza, è disponibile per essere convertita in elettricità attraverso il generatore. Questo effetto, si traduce in un aumento netto della potenza specifica dell'intero sistema.



Img. 2.8 – Potenza specifica in funzione del Pr, introducendo l'intercooler

**Efficienza termica e consumo specifico di carburante:** l'efficienza termica e il consumo specifico di carburante, sono concetti interconnessi, che influenzano reciprocamente le prestazioni complessive del sistema. L'efficienza termica, rappresenta quanto efficientemente un motore sfrutta l'energia chimica del carburante per produrre potenza meccanica utile, mentre il consumo specifico di carburante, indica la quantità di combustibile necessaria, per generare una determinata quantità di potenza. Poiché l'efficienza, è l'inverso del consumo specifico, un aumento dell'efficienza corrisponde ad una riduzione del consumo di carburante a parità di potenza generata. Questo perché, se il motore utilizza in modo più efficiente l'energia chimica del carburante, sarà necessario meno carburante per produrre la stessa quantità di potenza. Con l'aggiunta dell'intercooler, sia l'efficienza termica che il consumo specifico di carburante subiscono variazioni. In particolare, l'introduzione dell'intercooler, comporta un miglioramento dell'efficienza termica complessiva del sistema, con un aumento

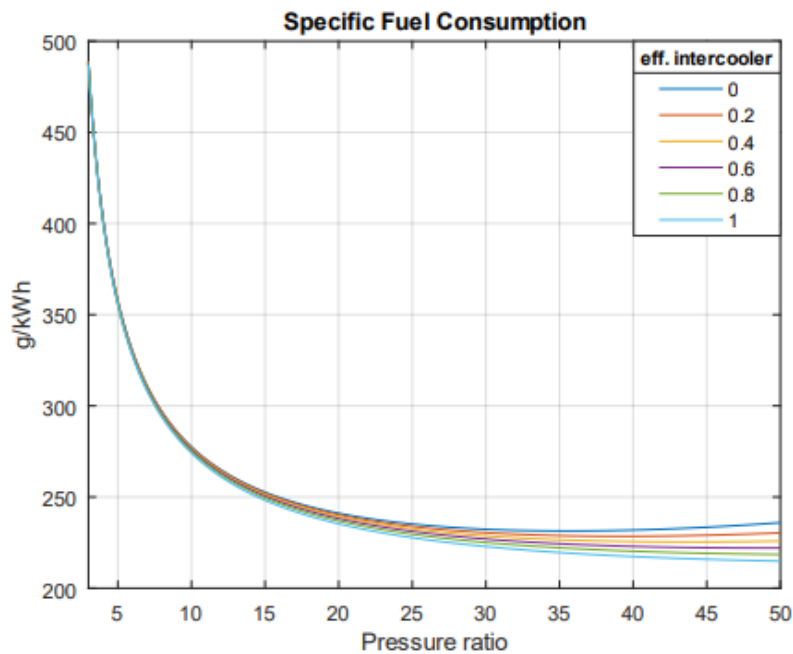
significativo a rapporti di pressione elevati e un effetto meno marcato a rapporti di pressione più bassi. Questo miglioramento, è attribuibile alla riduzione del lavoro richiesto dai compressori. Poiché l'aria è raffreddata nell'intercooler e diventa più densa, il secondo compressore richiede meno energia per comprimere l'aria a una data pressione. Di conseguenza, il lavoro totale richiesto per far funzionare entrambi i compressori, è inferiore rispetto alla configurazione senza intercooler. Questo significa che, una maggiore quantità di energia, è disponibile per la conversione in potenza meccanica attraverso il ciclo del motore.



*Img. 2.9 – Rendimento termico in funzione del  $P_r$ , con l'intercooler*

Con l'introduzione dell'intercooler, si osserva un aumento leggero del consumo di carburante specifico. Questo aumento, è dovuto al fatto che, nonostante il secondo compressore richieda meno potenza per comprimere l'aria a causa della sua temperatura più bassa, è comunque necessario un maggiore quantitativo di combustibile per raggiungere la temperatura massima nella camera di combustione. In sostanza, a causa della temperatura più bassa dell'aria in uscita dal compressore, è necessario bruciare più carburante per mantenere il ciclo termodinamico del motore. Tuttavia,

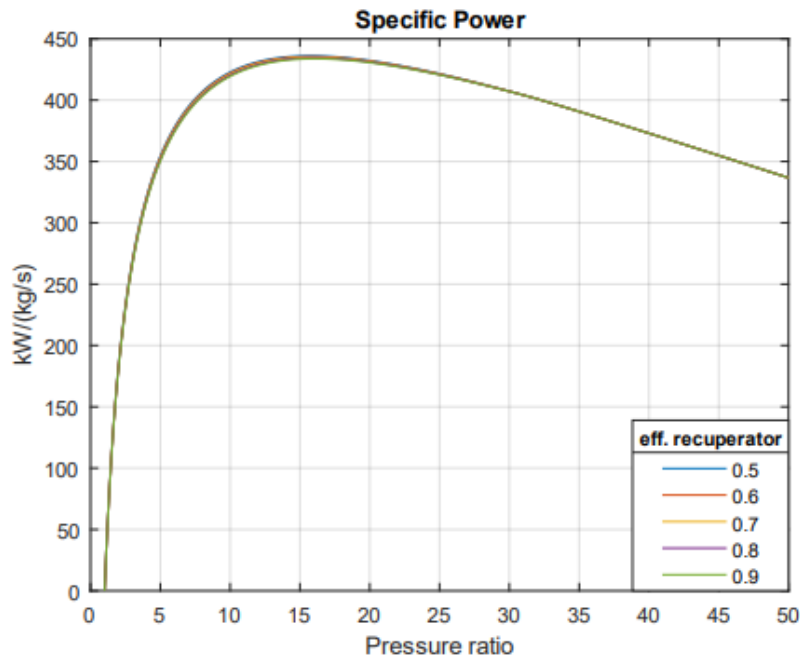
questo aumento del consumo di carburante specifico, viene compensato quando l'efficienza dell'intercooler aumenta. Quando l'intercooler è altamente efficiente, l'aria in uscita dal compressore si avvicina sempre più alla temperatura di un ciclo normale, riducendo la necessità di un'elevata quantità di combustibile per raggiungere la temperatura massima nella camera di combustione. Di conseguenza, sebbene vi sia ancora un aumento leggero del consumo di carburante specifico rispetto al motore senza intercooler, questo aumento è molto meno significativo rispetto all'effetto osservato con efficienze inferiori dell'intercooler. Quindi, l'effetto sull'SFC dipende dall'efficienza dell'intercooler: con efficienze più basse, si osserva un aumento del consumo di carburante specifico, mentre con efficienze più elevate, l'SFC può diminuire poiché la temperatura dell'aria in uscita dal compressore si avvicina sempre più a quella di un ciclo normale, riducendo la richiesta di combustibile.



*Img. 2.10 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr, con l'intercooler*

### 2.2.5 Risultati ottenuti: recuperatore

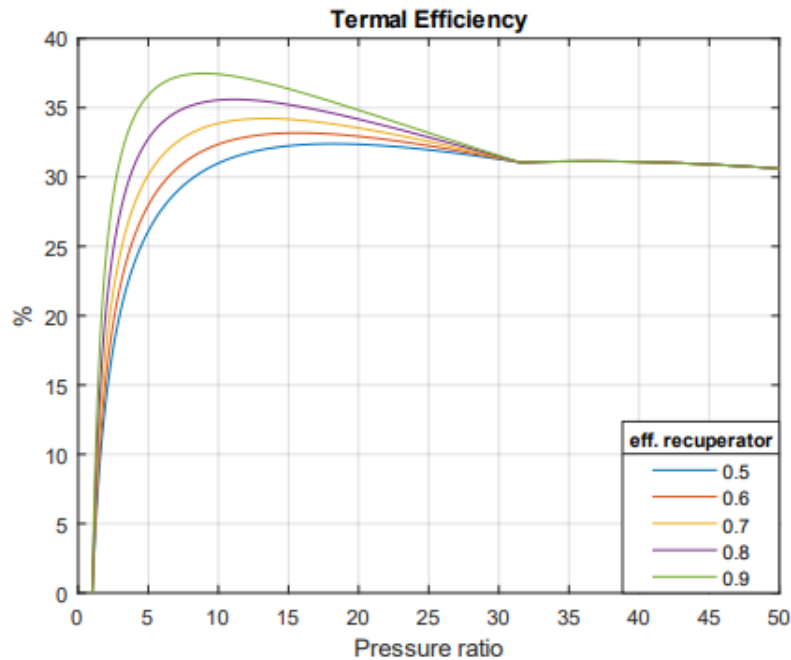
**Potenza specifica:** nel caso del motore con recuperatore, si osserva una sostanziale parità con la configurazione di base del motore a turbina a gas. Questo significa che nonostante l'introduzione del recuperatore, la capacità del motore di generare potenza per unità di massa d'aria trattata, rimane approssimativamente invariata rispetto alla configurazione di base senza recuperatore.



Img. 2.11 – Potenza specifica in funzione del  $Pr$ , con il recuperatore

**Efficienza termica e consumo specifico di carburante:** con l'introduzione del recuperatore, si osserva un notevole miglioramento dell'efficienza termica del motore. Questo miglioramento è particolarmente evidente a bassi rapporti di pressione, dove l'efficienza termica può raggiungere valori superiori al 35%. Tale aumento, è significativo rispetto alla configurazione con intercooler, evidenziando l'efficacia del recuperatore nel massimizzare l'utilizzo dell'energia chimica del carburante. Tuttavia, è importante notare che l'efficienza termica, mostra un punto di convergenza delle curve, oltre il

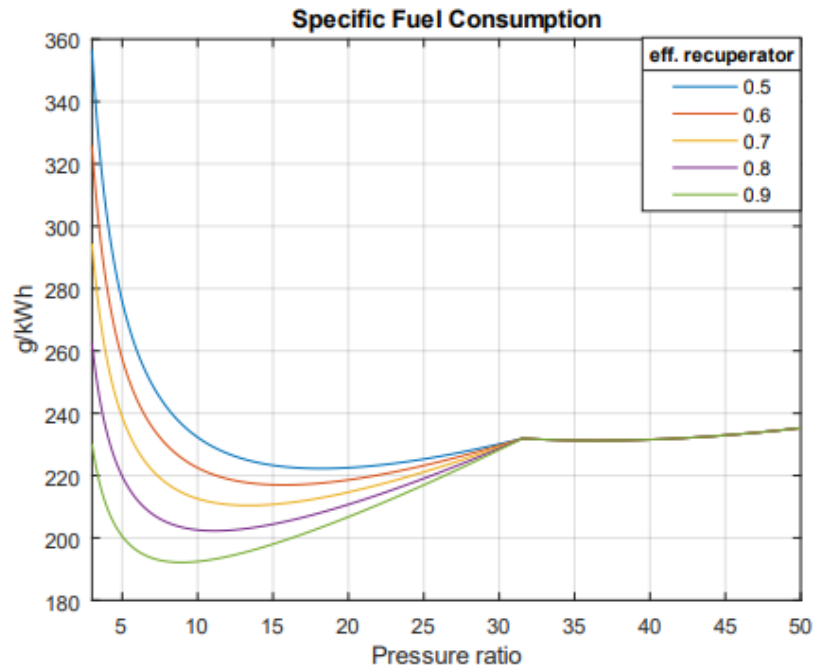
quale l'aggiunta di ulteriori effetti di scambio termico diventa controproducente. Questo indica che, nonostante l'iniziale miglioramento dell'efficienza con il recuperatore, vi è un limite oltre il quale l'effetto benefico si riduce o addirittura si inverte.



*Img. 2.12 – Rendimento termico in funzione del Pr, con il recuperatore*

Parallelamente al miglioramento dell'efficienza termica, si osserva anche una significativa riduzione del consumo specifico di carburante con il recuperatore. A basse pressioni, il consumo specifico di carburante, può essere fino al 20-30% inferiore, rispetto alla configurazione con intercooler. Questo significa che, il motore con recuperatore, è in grado di produrre la stessa quantità di potenza con una minore quantità di combustibile, evidenziando ulteriormente i vantaggi di questa configurazione.





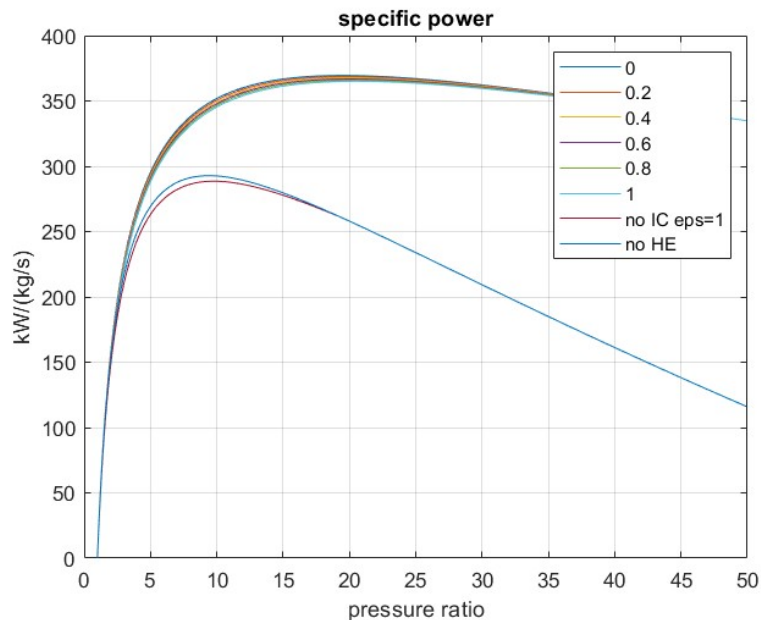
*Img. 2.13 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr, con il recuperatore*

In definitiva, entrambe le configurazioni offrono vantaggi significativi, ciascuna con le proprie peculiarità. L'intercooler, si distingue per il suo miglioramento della potenza specifica, garantendo una maggiore potenza disponibile per unità di volume. D'altra parte, il recuperatore, si distingue per il notevole miglioramento dell'efficienza termica, consentendo al motore di utilizzare in modo più efficiente l'energia chimica del carburante.

### **2.2.6 Risultati ottenuti: intercooler e recuperatore**

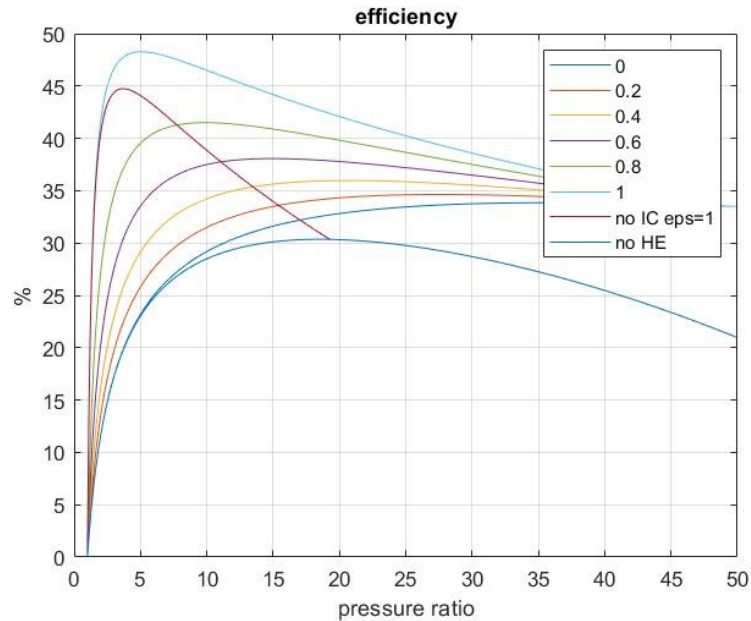
**Potenza Specifica:** in linea con le aspettative, l'analisi della potenza specifica, rivela che nel caso dell'intercooler combinato con il recuperatore, i valori ottenuti sono sostanzialmente simili a quelli registrati nella configurazione in cui è presente solo l'intercooler. Questo, suggerisce che l'introduzione del recuperatore, non comporta un significativo cambiamento nella potenza specifica rispetto alla configurazione che prevede solo l'utilizzo dell'intercooler. In altre parole, non vi è un aumento significativo

della potenza specifica con l'aggiunta del recuperatore, mantenendo i valori allineati a quelli ottenuti con l'intercooler da solo.



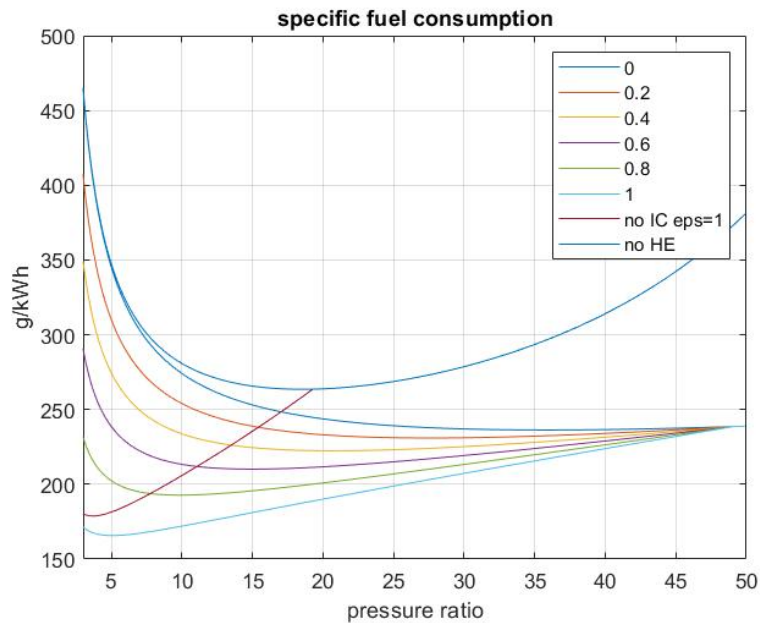
Img. 2.14 – Potenza specifica in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)

**Efficienza termica e consumo specifico di carburante:** l'efficienza del sistema, registra un notevole incremento con l'adozione sia dell'intercooler che del recuperatore. A basse pressioni, l'efficienza termica, può superare il 35%, evidenziando un significativo miglioramento rispetto alla configurazione che prevede solo l'utilizzo dell'intercooler. Questo progresso, deriva dalla capacità dell'intercooler e del recuperatore di ridurre le dispersioni di energia durante il ciclo di combustione e di ottimizzare l'utilizzo del calore residuo dei gas di scarico.



*Img. 2.15 – Rendimento termico in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)*

La riduzione del consumo specifico di carburante, è significativa con l'adozione sia dell'intercooler che del recuperatore. Rispetto alla configurazione che prevede solo l'utilizzo dell'intercooler, si registra un calo fino al 20-30% del consumo di carburante. Tale miglioramento è conseguenza dell'efficienza complessiva del sistema, che favorisce una più efficiente trasformazione dell'energia chimica del carburante, in potenza meccanica. Ciò, si traduce in una minore quantità di carburante necessaria per generare la stessa quantità di potenza.



*Img. 2.16 – Consumo specifico di carburante in funzione del Pr (intercooler - recuperatore - intercooler e recuperatore)*

Dai risultati di queste simulazioni, emerge chiaramente che l'introduzione di un intercooler e di un recuperatore, può determinare un significativo miglioramento delle prestazioni del ciclo, con un aumento dell'efficienza termica e una riduzione del consumo specifico di carburante. Tuttavia, è cruciale sottolineare che l'ottimizzazione dei parametri del ciclo dipende strettamente dalle specifiche applicazioni e dai requisiti operativi. È quindi necessario, compiere ulteriori ricerche e analisi per comprendere appieno l'impatto di queste modifiche sulle prestazioni globali del sistema e per individuare le configurazioni e i parametri di progettazione ottimali. I grafici, derivanti dalle simulazioni numeriche e dalle analisi sperimentali, forniscono una rappresentazione chiara delle relazioni tra i parametri prestazionali e delle tendenze osservate nelle performance del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore. In conclusione, l'analisi dei risultati ottenuti dalle simulazioni e dalle analisi sperimentali fornisce indicazioni significative per l'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule con

intercooler e recuperatore. Questi risultati, costituiranno una base solida per lo sviluppo e l'ottimizzazione futura di questo ciclo, per le applicazioni nelle microturbine per aeromobili ibridi.

## CAPITOLO III

### 3.1. Metodologia di ottimizzazione e analisi

#### 3.1.1 Introduzione

Il Ciclo di Brayton-Joule, costituisce un fondamentale punto di partenza nell'ambito dell'ingegneria dei motori, specialmente per applicazioni come le microturbine impiegate nei sistemi di propulsione per aeromobili ibridi. Aggiungere dispositivi, come intercooler e recuperatore al ciclo di Brayton-Joule, rappresenta un passo significativo, per migliorare ulteriormente le prestazioni globali del sistema. Questi componenti, giocano un ruolo essenziale nel ridurre le perdite energetiche e nell'aumentare l'efficienza di conversione del ciclo. Pertanto, in questo capitolo, viene presentata la metodologia utilizzata per l'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule, con l'aggiunta di intercooler e recuperatore. Nel contesto dell'ingegneria dei motori, l'ottimizzazione di questo ciclo riveste un'importanza cruciale, soprattutto considerando l'inclusione di tali dispositivi. Attraverso simulazioni numeriche e analisi sperimentali, sarà possibile valutare le prestazioni del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore, in una varietà di condizioni operative. Questo capitolo, si concentra infatti, sul processo di sviluppo di un codice MATLAB, dedicato all'analisi del ciclo e alla creazione di funzioni specifiche per valutare l'efficienza dei compressori e delle turbine. I risultati di queste analisi, evidenzieranno l'importanza dell'ottimizzazione dei parametri del sistema, per massimizzare le sue prestazioni. Un approccio chiave per raggiungere questo obiettivo, sarà l'impiego degli algoritmi genetici, strumenti di ottimizzazione di grande potenza, che si sono dimostrati efficaci nel ricercare i parametri ottimali per migliorare le prestazioni complessive del ciclo. Questi algoritmi, sono in grado di esplorare un vasto spettro di configurazioni del sistema, al fine di identificare quelle che massimizzano

l'efficienza e minimizzano i consumi di carburante. Inoltre, sarà condotta un'analisi di sensibilità, per valutare l'impatto dei cambiamenti nei dati di input e nelle condizioni operative, sulle prestazioni complessive del sistema. Questa analisi, fornirà informazioni importanti sulla robustezza e la stabilità del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore, aiutando ad identificare le aree in cui concentrare gli sforzi di ottimizzazione.

### **3.2. Sviluppo del codice MATLAB**

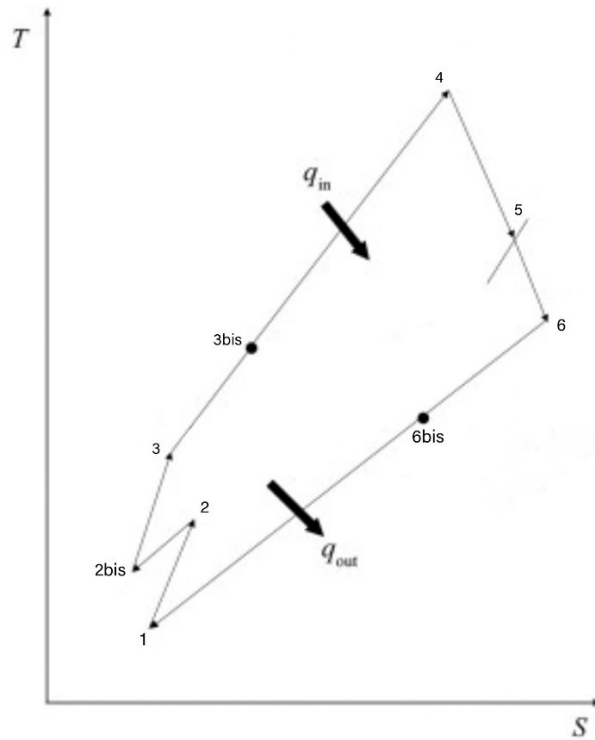
Per soddisfare l'obiettivo della tesi, ovvero ottimizzare il ciclo di Brayton-Joule con l'aggiunta di intercooler e recuperatore, è stato sviluppato un codice MATLAB personalizzato. Questo codice, consente di simulare le prestazioni del sistema, in base a varie configurazioni dei parametri e di valutare l'efficacia delle ottimizzazioni apportate. Il processo di sviluppo del codice, ha coinvolto diverse fasi, incluse la simulazione del ciclo, la definizione delle funzioni per l'efficienza dei compressori e delle turbine, nonché l'implementazione dell'algoritmo genetico per l'ottimizzazione dei parametri. I dati di input utilizzati per la simulazione del ciclo, sono stati inizialmente selezionati come punto di partenza, per condurre un'analisi preliminare (*Tabella 3.1*). Successivamente, alcuni di questi dati, sono stati modificati, per esplorare diverse configurazioni dei parametri. Dettagli riguardanti queste modifiche e il processo di ottimizzazione, saranno presentati e discussi in modo esaustivo nel corso di questo capitolo.

Calore specifico dell'aria a pressione costante	$cp=1004.5 \text{ (J/kg}\cdot\text{K)}$ ;
Calore specifico dei gas di scarico a pressione costante	$cph =1130 \text{ (J/kg}\cdot\text{K)}$ ;
Costante dei gas per l'aria	$R = 287 \text{ (J/(kg}\cdot\text{K)}$ );
Potere calorifico (aria + combustibile)	$Hu = 45 * 10^6 \text{ (J/kg)}$ ;
Portata massica dell'aria	$m\_dot = 0.45 \text{ (kg/s)}$ ;
Rapporto dei calori specifici per l'aria	$k = 1.4$ ;
Rapporto dei calori specifici per i gas di scarico	$k_h = 1.33$ ;
Temperatura di ingresso per il compressore 1	$T_1 = 298 \text{ (K)}$ ;
Temperatura di riferimento	$T_{ref} = 298 \text{ (K)}$ ;
Pressione di ingresso per il compressore 1	$P_1 = 101325.25 \text{ (Pa)}$ ;
Temperatura massima del ciclo	$T_4 = 1500 \text{ (K)}$ ;
Temperatura del fluido dell'intercooler	$T_{int} = T_1 \text{ (K)}$ ;
Efficienza dell'intercooler	$eps_{ic} = 0.8$ ;
Efficienza del recuperatore	$eps_{rec} = 0.85$ ;
Rapporto di compressione 1-3	$p_r = 10$ ;
Velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione	$N_2 = 150000 \text{ (rpm)}$ ;
Velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione	$N_1 = 120000 \text{ (rpm)}$ ;

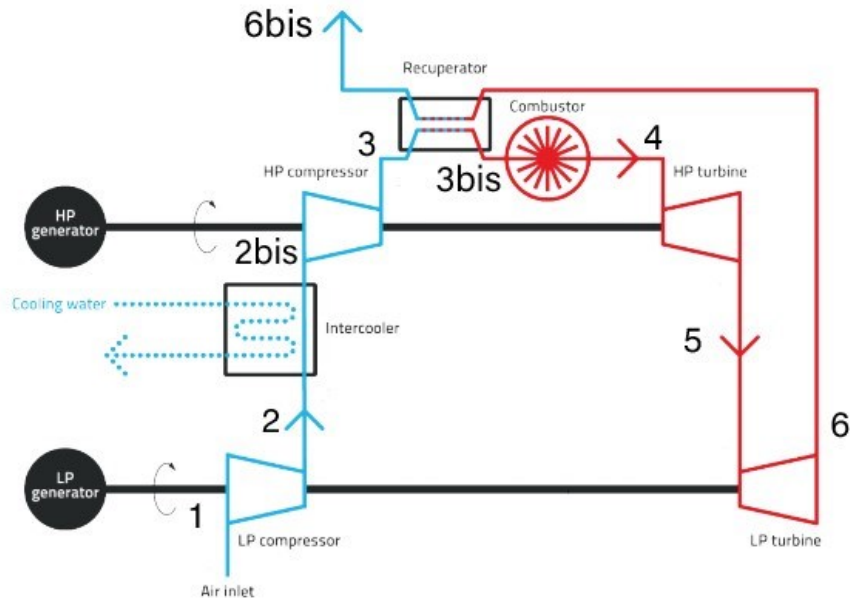
Tabella 3.1 – Definizione dei parametri di input



Inoltre, per una chiara identificazione delle fasi del ciclo termodinamico, ciascuna stazione, è numerata in sequenza, corrispondente alle diverse fasi del processo. Queste numerazioni, sono visibili sia nel diagramma dell'Img. 3.1, che nello schema a blocchi dell'Img. 3.2 forniti. Attraverso questa numerazione, è possibile individuare facilmente, ciascuna stazione lungo il flusso del ciclo, migliorando così la comprensione delle trasformazioni termodinamiche, che avvengono in ciascuna fase del processo.



Img. 3.1 – Diagramma  $T-s$  del ciclo intercooler/recuperato



*Img. 3.2 – Schema a blocchi*

### 3.2.1 Simulazione del ciclo di Brayton-Joule

Per simulare il ciclo di Brayton-Joule con l'aggiunta di intercooler e recuperatore, è stato adottato un approccio basato sulle equazioni termodinamiche che descrivono il comportamento dei fluidi all'interno dei componenti del ciclo. Questo approccio, consente di valutare in modo accurato le prestazioni del sistema considerando gli effetti dell'intercooler e del recuperatore. Le equazioni termodinamiche utilizzate per la simulazione, sono state adattate per ciascuna stazione del ciclo, tenendo conto delle specifiche trasformazioni che avvengono durante il processo. Qui di seguito, vengono presentate le principali equazioni utilizzate per il calcolo delle stazioni:

**Stazione 1-2 - compressore di bassa pressione:** per calcolare il rapporto di compressione del primo compressore, viene utilizzata l'equazione 3.1, la quale stabilisce che  $p_{r1}$ , è calcolato, come la radice quadrata del rapporto di compressione totale  $p_r$ , moltiplicata per un coefficiente  $cl$ :

$$p_{r1} = \sqrt{p_r} * c1 \quad Eq. (3.1)$$

La pressione di uscita  $P_2$  dal primo compressore, è determinata utilizzando l'equazione 3.2:

$$P_2 = P_1 * p_{r1} \quad Eq. (3.2)$$

La potenza del primo compressore ( $P_{C1}$ ), viene calcolata mediante l'equazione 3.3, usando la funzione di efficienza del compressore:

$$P_{C1} = m_{dot} * cp * (T_{2IS} - T_1) / compressor\_efficiency \quad Eq. (3.3)$$

Mentre, la temperatura di uscita effettiva dal primo compressore  $T_2$ , è ottenuta dall'equazione 3.4:

$$T_2 = P_{C1} / (m_{dot} * cp) + T_1 \quad Eq. (3.4)$$

#### **Stazione 2-2bis - intercooler:**

Il flusso di calore massimo ( $q_{MAX}$ ), è calcolato dall'equazione 3.5:

$$q_{MAX} = m_{dot} * cp * (T_2 - T_{ref}) \quad Eq. (3.5)$$

Il flusso di calore effettivo ( $q$ ), è determinato utilizzando l'equazione 3.6:

$$q = eps_{ic} * q_{MAX} \quad Eq. (3.6)$$

La temperatura di uscita effettiva dall'intercooler ( $T_{2BIS}$ ), è calcolata mediante l'equazione 3.7:

$$T_{2BIS} = T_2 - q / (m_{dot} * cp) \quad Eq. (3.7)$$

Aggiungendo le perdite di carico nel sistema e indicando con  $coeff_{P_2-P_{2BIS}}$ , il coefficiente di perdita, la pressione in uscita dall'intercooler, è determinata dall'equazione 3.8:

$$P_{2BIS} = P_2 * coeff_{P_2-P_{2BIS}} \quad Eq. (3.8)$$

### **Stazione 2bis-3 - compressore di alta pressione:**

Il rapporto di compressione del secondo compressore è determinato tramite l'equazione 3.9:

$$p_{r_2} = p_r / p_{r_1} \quad \text{Eq. (3.9)}$$

La pressione di uscita dal secondo compressore ( $P_3$ ), è ottenuta mediante l'equazione 3.10:

$$P_3 = P_2 * p_{r_2} \quad \text{Eq. (3.10)}$$

La potenza del secondo compressore ( $P_{C2}$ ), è calcolata utilizzando la funzione di efficienza del compressore, come indicato dall'equazione 3.11:

$$P_{C2} = m_{dot} * cp * (T_{3IS} - T_{2BIS}) / \text{compressor\_efficiency} \quad \text{Eq. (3.11)}$$

La temperatura di uscita effettiva dal secondo compressore ( $T_3$ ), è determinata tramite l'equazione 3.12:

$$T_3 = P_{C2} / (m_{dot} * cp) + T_{2BIS} \quad \text{Eq. (3.12)}$$

**Stazione 3-3bis - recuperatore:** aggiungendo le perdite di carico nel sistema e indicando con  $coeff_{P_3-P_{3BIS}}$ , il coefficiente di perdita, la pressione in uscita dal recuperatore, è ottenuta dall'equazione 3.13:

$$P_{3BIS} = P_3 * coeff_{P_3-P_{3BIS}} \quad \text{Eq. (3.13)}$$

**Stazione 3bis-4 – combustore:** la pressione all'uscita della camera di combustione, viene ricavata per mezzo dell'equazione 3.14:

$$P_4 = P_{3BIS} * coeff_{P_3-P_4} \quad \text{Eq. (3.14)}$$

#### **Stazione 4-5 - turbina di alta pressione:**

Il rapporto di espansione della prima turbina è determinato, utilizzando l'equazione 3.15, con  $c_2$  coefficiente per tale rapporto:

$$p_{rT_1} = \sqrt{p_r} * c_2 \quad \text{Eq. (3.15)}$$

La corrispondente pressione di uscita dalla prima turbina ( $P_5$ ), viene generata con l'ausilio dell'equazione 3.16:

$$P_5 = P_4 / p_{rT_1} \quad \text{Eq. (3.16)}$$

Mentre, l'effettiva temperatura di uscita, usando la funzione efficienza della turbina, grazie all'equazione 3.17:

$$T_5 = T_4 - (T_4 - T_{5IS}) * turbine\_efficiency \quad \text{Eq. (3.17)}$$

#### **Stazione 5-6 - turbina di bassa pressione:**

Il rapporto di espansione per la seconda turbina ( $p_{rT_2}$ ), è ottenuto per via dell'equazione 3.18:

$$p_{rT_2} = P_5/P_6 \quad \text{Eq. (3.18)}$$

La corrispondente temperatura di uscita effettiva dalla seconda turbina, è calcolata, usando la funzione di efficienza della turbina, attraverso l'equazione 3.19:

$$T_6 = T_5 - (T_5 - T_{6IS}) * turbine\_efficiency \quad \text{Eq. (3.19)}$$

Aggiungendo le perdite di carico nel sistema, la pressione in uscita, è data dall'equazione 3.20:

$$P_6 = P_{6BIS} * coeff\_P_6\_P_{6BIS} \quad \text{Eq. (3.20)}$$

### Stazione 6-6bis - recuperatore:

Il rapporto combustibile/aria ( $f$ ), è determinato dall'equazione 3.21:

$$f = (cph * (T_4 - T_{REF}) - cp * (T_{3BIS} - T_{REF})) / (Hu - cph * (T_4 - T_{REF}))$$

*Eq. (3.21)*

La temperatura in uscita dal recuperatore ( $T_{6BIS}$ ), è ricavata dall'equazione 3.22:

$$T_{6BIS} = T_6 - q_{rec} / (m_{dot} * (1 + f)) / cph \quad \text{Eq. (3.22)}$$

Queste formule, rappresentano solo una parte delle equazioni termodinamiche implementate nel codice MATLAB. Esse, costituiscono le fondamenta per il calcolo delle prestazioni del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore, permettendo una simulazione dettagliata delle trasformazioni energetiche che si verificano in ciascuna stazione del ciclo. Oltre a queste equazioni principali, nel codice sono incluse anche altre relazioni e modelli, che contribuiscono ad una rappresentazione completa e accurata del sistema.

### 3.2.2 Calcolo dell'efficienza dei componenti

Nel contesto dell'analisi e dell'ottimizzazione dei cicli termici, la valutazione delle prestazioni dei compressori e delle turbine, riveste un'importanza fondamentale. Per garantire una valutazione accurata di tali componenti, è essenziale disporre di funzioni specifiche per il calcolo dell'efficienza isentropica di ciascun componente. Queste funzioni, integrate nel codice MATLAB, consentono di effettuare una valutazione dettagliata durante le fasi di compressione e di espansione all'interno del ciclo. L'integrazione di queste funzioni nel codice, fornisce una base solida per l'analisi termo-fluidodinamica, consentendo di condurre simulazioni precise e di ottenere una comprensione approfondita delle prestazioni del sistema. Questo approccio, non solo migliora la precisione delle valutazioni, ma

fornisce anche un quadro completo delle dinamiche interne del ciclo termico, contribuendo così alla progettazione e all'ottimizzazione efficace dei sistemi energetici. Nel contesto dello sviluppo di un modello di analisi termo-fluidodinamica per un compressore centrifugo, è quindi stato necessario definire una funzione esterna per calcolare l'efficienza del compressore stesso. La funzione di efficienza del compressore, è stata progettata per fornire una stima dell'efficienza del compressore in base a parametri operativi e geometrici specifici. In primo luogo, è stata calcolata la variazione del rapporto di pressione ( $p_{-r}$ ), attraverso il compressore (Eq. (3.23)), essenziale per quantificare il lavoro compiuto dal compressore stesso. Questo parametro, è stato ottenuto dividendo la pressione all'uscita ( $P_2$ ) per la pressione all'ingresso ( $P_1$ ), moltiplicato per un coefficiente che tiene conto delle perdite.

$$p_{-r} = P_2 / P_1 * coeff \quad Eq. (3.23)$$

Successivamente, è stata calcolata la variazione di temperatura isentropica ( $\Delta T$ ), che rappresenta l'aumento di temperatura del fluido dovuto al lavoro compiuto dal compressore (Eq. (3.24)). Questo, è stato ottenuto utilizzando l'equazione adiabatica e considerando il rapporto di pressione appena calcolato e il coefficiente di espansione adiabatica (k):

$$\Delta T = T_1 * ((p_{-r})^{((k-1)/k)-1}) \quad Eq. (3.24)$$

Dalla variazione di temperatura isentropica, è stata calcolata la variazione di entalpia isentropica ( $dh_{is}$ ), che rappresenta la variazione di energia specifica del fluido durante il processo di compressione (Eq. (3.25)):

$$dh_{is} = cp * \Delta T \quad Eq. (3.25)$$

La densità dell'aria all'ingresso del compressore ( $\rho$ ), è stata quindi determinata, utilizzando l'equazione di stato dei gas ideali, tenendo conto della temperatura all'ingresso ( $T_1$ ) e della costante dei gas specifica (R).

Questo parametro, è essenziale per calcolare la portata volumetrica ( $Q$ ) del fluido (Eq. (3.26)), che rappresenta la quantità di aria che attraversa il compressore in un determinato intervallo di tempo.

$$Q = \dot{m} / \rho \quad \text{Eq. (3.26)}$$

Successivamente, è stato calcolato  $Ns_C$ , parametro noto come "specific speed", che rappresenta una misura adimensionale della velocità di rotazione di un compressore rispetto alla sua capacità di flusso e alla differenza di entalpia isentropica (Eq. (3.27)). Rappresenta quindi, un indicatore di quanto velocemente il compressore può lavorare per spingere l'aria attraverso di sé e aumentarne l'energia. Più alto è  $Ns_C$ , più velocemente può lavorare il compressore per spingere più aria con una maggiore energia. Di conseguenza, è fondamentale per valutare le prestazioni di un compressore. Questo parametro, è stato determinato, utilizzando la velocità angolare del compressore ( $\omega$ ), la portata volumetrica ( $Q$ ) e la variazione di entalpia isentropica ( $dh_{is}$ ).

$$Ns_C = \frac{\omega \sqrt{Q}}{dh_{is}^{0.75}} \quad \text{Eq. (3.27)}$$

Infine, è stata definita una mappa di efficienza, ossia, una rappresentazione grafica o tabellare, che mostra come varia l'efficienza di un sistema o di un componente in relazione a determinati parametri operativi. Ciò, è stato ottenuto utilizzando una serie di dati sperimentali precedentemente raccolti e interpolati. La usiamo, perché ci permette di capire meglio, come un compressore funziona a diversi regimi operativi. Questo, è importante perché l'efficienza di un compressore, può variare notevolmente a seconda della sua velocità e delle condizioni operative. Con una mappa di efficienza, possiamo vedere quali condizioni operative producono l'efficienza ottimale del compressore e regolare di conseguenza il suo funzionamento per massimizzare le prestazioni. Nel contesto della nostra discussione, la mappa



di efficienza per il compressore, è una rappresentazione dei livelli di efficienza, in funzione della velocità adimensionale  $Ns_C$ . Nella funzione che abbiamo sviluppato, la mappa, è stata definita attraverso due vettori (Tabella 3.2): il primo, rappresenta una serie di valori di velocità adimensionale  $Ns$ , mentre il secondo vettore, contiene i corrispondenti valori di efficienza del compressore, espressi in termini politropici.

SPECIFIC SPEED VERSUS BASELINE POLYTROPIC EFFICIENCY									
MAX $\eta_c(\text{pol}) = 0.88$					Re = $1.5 \times 10^7$		Me = 0.1		
$Ns$	0	0.2	0.4	0.6	0.8	1.0	1.2	1.4	2.0
$\eta_c/\eta_{c\text{Max}}$	0.23	0.682	0.898	0.983	1.0	0.982	0.955	0.921	0.773

Tabella 3.2 – Mappa di efficienza: rappresentazione politropica dell'efficienza del compressore, in funzione della velocità adimensionale

Quando vogliamo determinare l'efficienza del compressore, per una determinata velocità adimensionale  $Ns_C$ , utilizziamo questi vettori, per interpolare l'efficienza corrispondente. Questo, ci consente di ottenere un valore approssimato dell'efficienza politropica del compressore per la velocità specifica desiderata. Per convertire l'efficienza politropica del compressore, in efficienza isentropica ( $\eta_c$ ), si utilizza la seguente relazione Eq. (3.28):

$$\eta_c = \frac{\left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{(k-1)/k} \right]}{\left[ \left( \frac{P_2}{P_1} \right)^{(k-1)/k} \frac{1}{\eta_{c(\text{politrop})}^{-1}} \right]} \quad \text{Eq. (3.28)}$$

Nel contesto dell'analisi e dell'ottimizzazione dei cicli termici, una parte essenziale, è la valutazione delle prestazioni delle turbine. Queste, svolgono un ruolo fondamentale nel processo di espansione del fluido all'interno del ciclo, contribuendo alla generazione di potenza. Al fine di comprendere e analizzare accuratamente le prestazioni della turbina all'interno del ciclo, è stata sviluppata una funzione specifica per calcolare l'efficienza isentropica della turbina. Tale funzione, rappresenta un passo fondamentale nel processo

di progettazione e analisi del ciclo termico. Analogamente a quanto fatto per il compressore, l'implementazione di questa funzione consente una valutazione accurata dell'efficienza della turbina, considerando parametri operativi e geometrici specifici. La progettazione e l'implementazione di questa funzione, sono stati fondamentali per lo sviluppo del modello di analisi termo-fluidodinamica proposto nella mia tesi. Il primo passo nella valutazione dell'efficienza della turbina, è il calcolo del rapporto di pressione ( $p_{-r}$ ) attraverso l'Eq. (3.29), che tiene conto del coefficiente di perdita specifico (*coeff*).

$$p_{-r} = P_4 / P_5 * coeff \quad Eq. (3.29)$$

Successivamente, viene calcolata la riduzione di temperatura isentropica ( $\Delta T$ ), utilizzando il rapporto di pressione e i parametri termodinamici (Eq. (3.30)):

$$\Delta T = T_4 * \left( 1 - \left( \frac{1}{p_{-r}} \right)^{((k_h-1)/k_h)} \right) \quad Eq. (3.30)$$

Questo calcolo, è fondamentale, per determinare la variazione di entalpia isentropica (Eq. (3.31)), che rappresenta l'energia disponibile per il lavoro nella turbina.

$$dh_{is} = cp * \Delta T \quad Eq. (3.31)$$

La densità del gas all'uscita della turbina ( $\rho$ ), viene calcolata utilizzando l'equazione di stato dei gas ideali, prendendo in considerazione la temperatura all'uscita della turbina. Questo parametro, è essenziale per calcolare la portata volumetrica del fluido (Eq. (3.32)), che rappresenta la quantità di gas che attraversa la turbina in un determinato intervallo di tempo.

$$Q = m\_dot / \rho \quad Eq. (3.32)$$

Successivamente, la velocità angolare della turbina, viene utilizzata insieme alla portata volumetrica per calcolare la velocità adimensionale ( $Ns_T$ ). Questo, è un parametro importante, utilizzato nella progettazione e nell'analisi delle turbine. È un indicatore della velocità relativa del flusso, attraverso il rotore della turbina, rispetto al lavoro svolto e alla quantità di fluido che attraversa il rotore stesso. Un valore elevato di questo parametro, indica che il flusso attraverso il rotore, è veloce rispetto alla quantità di lavoro meccanico prodotto, mentre un valore basso indica il contrario. Viene utilizzato, per ottimizzare le prestazioni della turbina durante la progettazione e l'analisi, aiutandoci a selezionare i parametri di progettazione più adatti per raggiungere le prestazioni desiderate.

$$Ns_T = \frac{\omega \sqrt{Q}}{dh_{is}^{0.75}} \quad Eq. (3.33)$$

Infine, l'efficienza isentropica della turbina ( $\eta_T$ ), viene determinata utilizzando una curva di efficienza predefinita in funzione della velocità adimensionale.

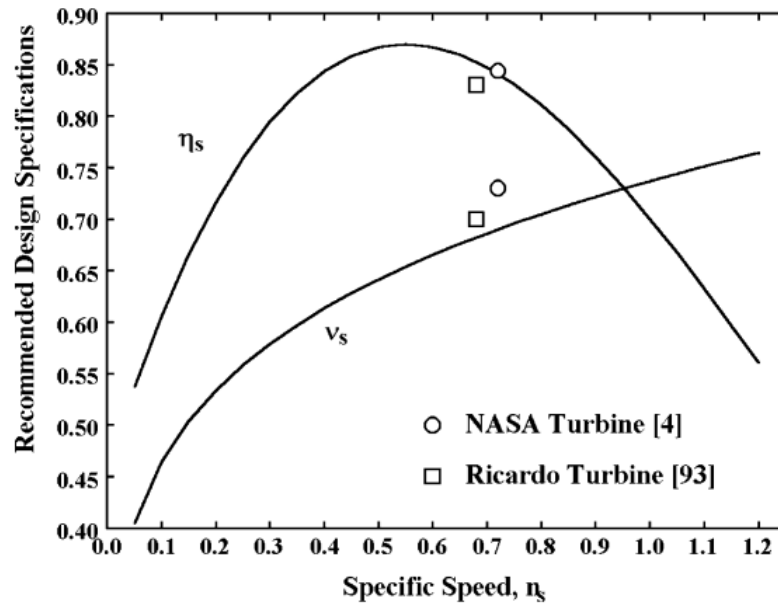
$$\eta_T = 0.87 - 1.07 * (Ns_T - 0.55)^2 - 0.5 * (Ns_T - 0.55)^3 \quad Eq. (3.34)$$

Questa curva, è stata ottenuta attraverso un'analisi dei dati sperimentali precedentemente raccolti e interpolati. Essa, è espressa in funzione della velocità adimensionale  $Ns_T$  e questa relazione, è dettagliatamente descritta dall' Eq. (3.35):

$$v_s = 0.737 * Ns_T^{0.2} \quad Eq. (3.35)$$

L'utilizzo di questa curva di efficienza, consente di valutare l'efficienza della turbina in base alla sua velocità operativa, consentendo una valutazione accurata delle prestazioni della turbina all'interno del ciclo termico. In sostanza, fornisce una guida empirica basata su dati sperimentali e modelli

teorici per selezionare i parametri ottimali della turbina durante la fase di progettazione o analisi.



*Img. 3.3 – Curva di efficienza della turbina*

L'implementazione delle funzioni per il calcolo dell'efficienza sia del compressore che della turbina, rappresentano un passo significativo nel processo di progettazione e analisi del ciclo termico. Queste funzioni, consentono una valutazione accurata delle prestazioni di entrambe le componenti, in base a parametri operativi specifici, fornendo così, una guida per ottimizzare l'efficienza e le prestazioni complessive del sistema. Attraverso l'integrazione di tali funzioni nel modello di analisi termo-fluidodinamica proposto, è possibile ottenere una visione completa e dettagliata del comportamento del ciclo termico, consentendo di comprendere meglio il funzionamento del sistema.

### 3.3. Ottimizzazione dei parametri del ciclo

L'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule con intercooler e recuperatore, è stata condotta attraverso l'applicazione di un sofisticato approccio di ottimizzazione, noto come algoritmo genetico. Questo metodo, ha consentito di esplorare in maniera efficiente e completa lo spazio dei parametri del sistema, al fine di individuare le configurazioni ottimali per massimizzare l'efficienza complessiva. I parametri chiave, soggetti ad ottimizzazione, includono, il rapporto di compressione totale ( $p_r$ ), associato alla stazione 1-3, il coefficiente  $c1$ , utilizzato per il calcolo del rapporto di compressione ( $p_{r1}$ ) del compressore, riferito alla stazione 1-2, il coefficiente  $c2$ , utilizzato per calcolare il rapporto di compressione ( $p_{rT1}$ ) della turbina, relativo alla stazione 4-5, la velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione ( $N1$ ) e la velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione ( $N2$ ). Questi parametri, sono stati resi liberi nel codice MATLAB sviluppato, consentendo al processo di ottimizzazione, di determinare i loro valori ottimali in modo dinamico, in linea con gli obiettivi prestabiliti. Di seguito, sarà condotta un'analisi dettagliata dei passaggi di questo processo.

#### 3.3.1 Processo evolutivo degli algoritmi genetici: fasi chiave e meccanismi di ottimizzazione

Gli algoritmi genetici, ispirati alla teoria dell'evoluzione di Darwin e introdotti per la prima volta da John Holland nel 1975, rappresentano un metodo di ottimizzazione ispirato ai principi dell'evoluzione biologica e della selezione naturale. Questi algoritmi, cercano di risolvere problemi complessi, imitando il processo evolutivo naturale, dove gli organismi meglio adattati all'ambiente, hanno maggiori probabilità di sopravvivere e di trasmettere le loro caratteristiche alla prossima generazione, concetto noto come selezione naturale. Per comprendere appieno il funzionamento degli

algoritmi genetici, è essenziale esaminare il processo attraverso diverse fasi distintive. Queste fasi, fondamentali per il successo e l'efficacia degli algoritmi genetici, offrono un quadro completo di come questi sistemi di ottimizzazione, imitano il processo evolutivo naturale per risolvere problemi complessi.

**Rappresentazione delle soluzioni:** le soluzioni candidate al problema di ottimizzazione, vengono rappresentate come "cromosomi" o "individui". Ogni cromosoma, è composto da una sequenza di "geni" che codificano i valori delle variabili di decisione del problema.

**Popolazione iniziale:** l'algoritmo inizia con una popolazione iniziale di cromosomi, generati in modo casuale all'interno dello spazio di ricerca definito.

**Funzione di fitness:** viene definita una funzione di fitness, che misura la "bontà" di ogni cromosoma, rispetto al problema di ottimizzazione. Questa funzione, assegna un punteggio di fitness a ciascun cromosoma, indicando quanto bene esso soddisfa i requisiti del problema.

**Selezione:** dopo aver valutato la forma fisica di tutti i cromosomi nella popolazione corrente, l'algoritmo seleziona i cromosomi "più forti" (quelli con forma fisica più alta) per la riproduzione. Questo processo, è noto come selezione e può essere implementato in diversi modi, come la selezione a ruota, la selezione per tornei o la selezione per range.

**Ricombinazione (*crossover*):** i cromosomi selezionati, vengono accoppiati e si producono una nuova generazione di cromosomi attraverso la ricombinazione dei loro geni. Questo processo, noto come crossover, combina in modo casuale le caratteristiche dei cromosomi genitori per creare nuovi cromosomi figli.

**Mutazione:** per introdurre ulteriore diversità nella popolazione e prevenire la convergenza prematura verso un ottimo locale, alcuni geni dei cromosomi figli, vengono mutati in modo casuale con una certa probabilità (tasso di mutazione).

**Sostituzione:** la nuova generazione di cromosomi figli sostituisce parzialmente o completamente la vecchia popolazione di cromosomi genitori.

**Iterazione:** questo processo completo, che va dalla selezione alla sostituzione, viene iterato ciclicamente fino al soddisfacimento di un criterio di terminazione, come un numero massimo di generazioni o una soglia di fitness desiderata. Durante questo processo evolutivo, le soluzioni migliori (cromosomi con fitness più alta), hanno maggiori probabilità di essere selezionate e trasmettere le loro caratteristiche alle generazioni successive. Allo stesso tempo, la ricombinazione e la mutazione, introducono nuova diversità nella popolazione, permettendo all' algoritmo di esplorare nuove regioni dello spazio di ricerca. Alla fine del processo, l'algoritmo genetico, dovrebbe convergere verso una soluzione ottimale o quasi ottimale al problema di ottimizzazione. Gli algoritmi genetici, sono particolarmente utili per risolvere problemi di ottimizzazione complessi, non lineari e con molte variabili, dove altri metodi di ottimizzazione tradizionali potrebbero fallire o essere inefficienti. Possono anche adattarsi ai cambiamenti nel problema nel corso del tempo e possono essere utilizzati in una varietà di campi, dalla robotica all'ingegneria. Tuttavia, ci sono alcune sfide. Ad esempio, non sempre è chiaro quanto tempo possa richiedere trovare una buona soluzione con gli algoritmi genetici. Possono impiegare molto tempo per trovare una soluzione accettabile, e non c'è modo di sapere in anticipo quanto sarà lungo il processo. Inoltre, ci sono limiti alla velocità con cui possono convergere verso la soluzione corretta a causa di fenomeni casuali che influenzano il processo, simili a quanto accade nella deriva genetica in natura [\[20\]](#).

### 3.3.2 Implementazione dell'Algoritmo Genetico

L'algoritmo genetico, è stato implementato per ottimizzare i parametri del ciclo termico con intercooler e recuperatore. L'obiettivo, è

trovare la combinazione ottimale dei seguenti parametri: il rapporto di compressione totale ( $p_r$ ), i coefficienti  $c1$  e  $c2$ , che determinano i rapporti di compressione intermedi e le velocità di rotazione degli alberi di bassa ( $N1$ ) e alta pressione ( $N2$ ). Questi parametri, influenzano direttamente l'efficienza del ciclo termico, che rappresenta la funzione obiettivo da massimizzare. L'algoritmo genetico, è stato implementato utilizzando la funzione 'ga' di MATLAB. Questa funzione, richiede le specifiche di diversi parametri di input ed è stata adattata in modo appropriato per soddisfare le esigenze dell'ottimizzazione del ciclo termico. Il suo obiettivo, è massimizzare la funzione obiettivo, che valuta l'efficienza del ciclo termico per un insieme specifico di parametri. In primo luogo, è quindi necessario specificare la funzione obiettivo da massimizzare, la quale, accetta come input un vettore contenente i cinque parametri da ottimizzare e restituisce l'efficienza del ciclo termico corrispondente. In secondo luogo, è necessario definire lo spazio di ricerca dei parametri, ovvero i limiti inferiori e superiori per ciascun parametro. Questi limiti, sono stati impostati rispettivamente nei vettori 'Bound\_low' e 'Bound\_upper'. Inoltre, sono stati impostati diversi parametri di controllo dell'algoritmo genetico, come la dimensione della popolazione iniziale, la quale è stata fissata a  $n=500$  individui, ed è stata selezionata in modo da garantire una buona diversità genetica, il numero massimo di iterazioni ( $max\_iter=5000$ ), il numero minimo di iterazioni senza miglioramento prima di terminare ( $stop\_iter=3000$ ), il tasso di crossover ( $cros\_rate=-1$ ) e il tasso di mutazione ( $mut\_rate=0.5$ ). Il tasso di crossover, è stato impostato a -1, per utilizzare la *Variabile Crossover Operator* (VCO) di Booker, che adatta dinamicamente il tasso di crossover durante l'esecuzione dell'algoritmo. Il tasso di crossover, è il parametro che determina con quale frequenza avviene lo scambio di parti tra coppie di cromosomi nella popolazione. Questo scambio, chiamato crossover, è ispirato al processo biologico in cui due cromosomi genitori, mescolano i loro geni per creare nuovi cromosomi figli, potenzialmente combinando le



migliori caratteristiche dei genitori. Un tasso di crossover più alto, significa che più coppie di cromosomi saranno combinate, aumentando la diversità genetica e consentendo una maggiore esplorazione delle possibili soluzioni. La Variabile Crossover Operator (VCO) di Booker, è una tecnica avanzata negli algoritmi genetici, che permette di adattare dinamicamente il tasso di crossover in base alle condizioni della popolazione. Questo, significa che, il tasso di crossover non è fisso, ma varia durante l'ottimizzazione. Ad esempio, può essere più alto all'inizio, per esplorare rapidamente le soluzioni e poi diminuire, per concentrarsi su quelle più promettenti. Impostando il tasso di crossover a -1, si segnala all'algoritmo l'intenzione di utilizzare il VCO di Booker, attivando così la sua logica adattativa. Questo approccio, è motivato dal desiderio di rendere l'algoritmo più flessibile e capace di adattarsi automaticamente alle dinamiche della popolazione, durante l'ottimizzazione. Il VCO, monitora la diversità genetica e il progresso verso le soluzioni ottimali, regolando il tasso di crossover per trovare un equilibrio tra esplorazione (scoperta di nuove regioni dello spazio delle soluzioni) e sfruttamento delle soluzioni (approfondimento delle regioni conosciute che sembrano promettenti). Dunque, l'uso del VCO di Booker, attivato impostando il tasso di crossover a -1, è una scelta strategica, per sfruttare un meccanismo adattivo che può migliorare in modo significativo l'efficacia dell'algoritmo genetico, rendendolo più robusto e versatile di fronte a problemi di ottimizzazione complessi. Dopo aver impostato tutti i parametri necessari, l'algoritmo genetico, è stato eseguito chiamando la funzione 'ga' e procede attraverso una serie di iterazioni. Ad ogni iterazione, valuta la funzione obiettivo per ciascun individuo della popolazione e seleziona i migliori individui per generare una nuova generazione attraverso operazioni di crossover e mutazione. Questo processo, continua fino a quando non viene soddisfatto uno dei criteri di terminazione prestabiliti. Una volta completata l'ottimizzazione, restituisce il vettore dei parametri ottimizzati (*best\_genoma*) e un codice di terminazione (*stop\_code*), che indica se

l'algoritmo è terminato normalmente o se è stato raggiunto il numero massimo di iterazioni, generando così, la combinazione ottimale di parametri del ciclo termico, che massimizzano l'efficienza. Questi parametri, rappresentano la soluzione ottimale per il nostro problema di ottimizzazione.

### **3.4. Analisi di Sensibilità**

L'ottimizzazione di un ciclo termico per microturbine destinate ad aerei ibridi, rappresenta una sfida di grande complessità e rilevanza. Come fase conclusiva del presente lavoro di ricerca, è stata effettuata un'approfondita valutazione dell'impatto delle variazioni nei dati di input e nelle condizioni operative sulle prestazioni globali del sistema. Pertanto, è stata condotta un'analisi di sensibilità completa, al fine di testare a fondo l'efficienza del progetto e verificarne la robustezza. Questo importante passo, ha consentito di identificare i fattori critici che influenzano le prestazioni del ciclo termico, fornendo così una panoramica dettagliata della sua capacità di adattarsi a variazioni nei parametri di input e nelle condizioni operative. Nel presente contesto, si esploreranno i dati che sono stati variati e manipolati, in preparazione all'analisi dettagliata dei risultati nel capitolo successivo.

#### **3.4.1 Variazioni nei Dati di Input**

In questa fase dell'analisi, è stata effettuata la modifica di alcuni parametri indicati nella *Tabella 3.1* e sono stati esaminati attentamente nove diversi casi studio, ciascuno caratterizzato da variazioni mirate nei parametri chiave del nostro ciclo termico. Tali modifiche, includono variazioni nelle perdite di carico, nell'efficienza del recuperatore e dell'intercooler, nonché nella temperatura massima del ciclo. Queste variazioni, sono state progettate con cura e precisione per testare la sensibilità del sistema e fornire una panoramica approfondita delle sue prestazioni in risposta a tali modifiche.

**Caso 1:** i coefficienti di perdita di carico, sono stati mantenuti unitari.

**Caso 2:** i coefficienti di perdita di carico, sono stati fissati al 97.5%, inducendo una perdita del 2.5% rispetto ai valori nominali.

**Caso 3:** i coefficienti di perdita di carico, sono stati ulteriormente ridotti al 95%, causando un aumento della perdita al 5%.

**Caso 4:** in questo scenario, i coefficienti di perdita di carico, sono stati mantenuti al 97.5%, ma è stato introdotto un valore di  $eps_{ic}$  pari a 0.75.

**Caso 5:** analogo al Caso 4, ma con un valore di  $eps_{ic}$  pari a 0.85.

**Caso 6:** in questo contesto, i coefficienti di perdita di carico sono rimasti al 97.5%, ma sono state apportate modifiche ai parametri  $eps_{ic}$  e  $eps_{rec}$ , impostati entrambi a 0.8.

**Caso 7:** simile al Caso 6, ma con il parametro  $eps_{rec}$  impostato a 0.9.

**Caso 8:** i coefficienti di perdita di carico sono stati fissati al 97.5%,  $eps_{ic}$ , è stato impostato a 0.8, mentre  $eps_{rec}$ , è stato fissato a 0.85. La temperatura massima del ciclo  $T_4$ , è stata stabilita a 1600 K.

**Caso 9:** i coefficienti di perdita di carico, sono stati fissati al 97.5%, con  $eps_{ic}$  impostato a 0.8 e  $eps_{rec}$  a 0.85. Inoltre, la temperatura  $T_4$ , è stata aumentata a 1700 K.

Ogni caso, è stato analizzato meticolosamente, fornendo preziose informazioni sulle risposte del ciclo termico a variazioni specifiche nei dati di input. Quest'approfondita analisi, ha permesso di comprendere appieno le implicazioni di tali variazioni e di ottimizzare ulteriormente il progetto per garantire prestazioni ottimali e una maggiore efficienza nel contesto degli aerei ibridi.

### 3.5. Conclusioni

Nel presente capitolo, è stata delineata una metodologia robusta ed esaustiva per l'ottimizzazione del ciclo di Brayton-Joule, con l'integrazione di intercooler e recuperatore. Attraverso l'impiego di un sofisticato codice MATLAB, progettato in modo modulare e flessibile e l'applicazione mirata

di un algoritmo genetico, è stato possibile esplorare ed identificare le configurazioni ottimali dei parametri del ciclo termico. Questo approccio computazionale avanzato, ha consentito di superare le sfide tecniche legate all'ottimizzazione, aprendo nuove prospettive per l'innovazione nel campo dell'ingegneria dei sistemi termici. L'analisi di sensibilità condotta, ha giocato un ruolo fondamentale nello studio, fornendo una comprensione dettagliata del comportamento del ciclo termico e delle sue dinamiche. Attraverso l'osservazione attenta delle variazioni nei dati di input, è stato possibile valutare con precisione le prestazioni del sistema, fornendo così una base solida per le future implementazioni pratiche. L'approccio multidisciplinare adottato in questo lavoro, ha favorito una visione integrata e globale nell'affrontare le sfide dell'ingegneria dei sistemi termici. Questo approccio sinergico tra metodologie computazionali avanzate e analisi approfondite, ha reso possibile l'affrontare le complessità legate all'ottimizzazione del ciclo termico per applicazioni aeronautiche, aprendo la strada a nuove opportunità di ricerca e sviluppo nel settore. I risultati ottenuti da questa ricerca, costituiscono una solida base per ulteriori studi e applicazioni pratiche. Nel prossimo capitolo, verranno esaminati e discussi dettagliatamente i risultati ottenuti, offrendo una panoramica completa delle prestazioni del ciclo termico e delle implicazioni dei parametri ottimizzati sulle prestazioni del sistema.

## CAPITOLO IV

### 4.1 Introduzione

Nel presente capitolo, saranno esposti e discussi i risultati ottenuti dalle ottimizzazioni condotte sul ciclo Brayton-Joule, con l'inclusione di un intercooler e di un recuperatore. L'obiettivo primario, è stato quello di ottimizzare cinque parametri chiave del ciclo termico, al fine di massimizzarne l'efficienza complessiva. Tali parametri includono, il rapporto di compressione totale dei due compressori ( $p_r$ ), nonché i due coefficienti ( $c1$  e  $c2$ ) impiegati per calcolare i rapporti di compressione intermedi, oltre alle velocità di rotazione degli alberi di bassa ( $N1$ ) e alta pressione ( $N2$ ). Le ottimizzazioni, sono state condotte mediante l'utilizzo di un algoritmo genetico, che ha permesso di esplorare in maniera efficace lo spazio dei parametri al fine di individuare le configurazioni più performanti. Di seguito, verranno confrontati i risultati emersi dai nove casi studio considerati, mettendo in luce come, variazioni nei coefficienti di perdita di carico e nei parametri dell'efficienza dell'intercooler e del recuperatore ( $eps_{ic}$ ,  $eps_{rec}$ ), nonché nella temperatura massima del ciclo ( $T_4$ ), abbiano influenzato le prestazioni complessive del ciclo termico. I risultati dell'ottimizzazione per ciascun caso di studio, saranno esposti dettagliatamente, evidenziando i valori ottimali dei parametri, l'efficienza del ciclo e altre metriche rilevanti. Al fine di agevolare la comprensione e l'analisi dei risultati, essi verranno presentati in forma tabellare.

## 4.2 Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con perdite di carico variabili

	<b>Caso 1</b> Perdite unitarie	<b>Caso 2</b> Perdite 95%	<b>Caso 3</b> Perdite 97,5%
$p_r$ : rapporto di compressione totale (stazione 1-3) [-];	9.25	10.5	9.83
$c1$ : coefficiente per il calcolo di $p_{r1}$ [-];	0.89	0.903	0.90
$p_{r1}$ : rapporto di compressione del primo compressore (stazione 1-2) [-];	2.73	2.93	2.83
$p_{r2}$ : rapporto di compressione del secondo compressore (stazione 2bis-3) [-];	3.39	3.59	3.48
$c2$ : coefficiente per il calcolo di $p_{rT1}$ [-];	0.91	0.84	0.88
$p_{rT1}$ : rapporto di espansione della prima turbina (staz. 4-5) [-];	2.77	2.74	2.75
$p_{rT2}$ : rapporto di espansione della seconda turbina (stazione 5-6) [-];	3.34	3.85	3.57
$N1$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione [rpm];	6.39e+04	6.38e+04	6.36e+04
$N2$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione [rpm];	1.18e+05	1.17e+05	1.17e+05
<i>best-performance</i> [%]	46.2	43.2	44.7

*Tabella 4.1 – Risultati dei parametri ottimizzati, per le casistiche con perdite di carico variabili*

	<b>Velocità adimensionale (Ns)</b>		
	<b>Caso 1</b> Perdite unitarie	<b>Caso 2</b> Perdite 95%	<b>Caso 3</b> Perdite 97,5%
Compressore1	0.74	0.72	0.73
Compressore2	0.68	0.64	0.66
Turbina 1	0.60	0.61	0.61
Turbina 2	0.57	0.57	0.57

*Tabella 4.2 – Risultati delle velocità adimensionali ottimizzate, per le casistiche con perdite di carico variabili*

	<b>Efficienza</b>		
	<b>Caso 1</b> Perdite unitarie	<b>Caso 2</b> Perdite 95%	<b>Caso 3</b> Perdite 97,5%
Compressore1	0.861	0.860	0.861
Compressore2	0.853	0.847	0.851
Turbina 1	0.866	0.865	0.865
Turbina 2	0.869	0.869	0.869

*Tabella 4.3 – Risultati delle efficienze dei componenti ottimizzati, per le casistiche con perdite di carico variabili*

### 4.2.1 Analisi e interpretazione dei risultati

Nel processo di ottimizzazione del sistema, vengono esaminati i risultati, per comprendere appieno l'effetto delle variazioni nei parametri del ciclo sulle prestazioni globali. Identificando le configurazioni ottimali, è possibile valutare le loro implicazioni sull'efficienza complessiva e sui consumi energetici. Le perdite di carico, rappresentano una riduzione della pressione totale del fluido durante il suo percorso attraverso i componenti del ciclo termico. Queste perdite, causate da attriti interni e turbolenze, sono un punto critico nella progettazione dei sistemi energetici, come le microturbine per aerei ibridi. Gestire efficacemente queste perdite, è vitale per massimizzare l'efficienza del ciclo termico, riducendo al contempo il consumo di carburante e le emissioni dannose. Quando le perdite di carico sono unitarie (caso 1), significa che non ci sono perdite aggiuntive oltre a quelle inevitabili dovute all'attrito e alle turbolenze. In questa situazione ideale, l'energia disponibile nel ciclo termico, viene sfruttata in modo ottimale, consentendo di ottenere la massima efficienza possibile. Nei casi successivi, sono state introdotte delle perdite di carico al 95% (caso 2) e al 97,5% (caso 3) e in questi due scenari, il sistema sta operando in condizioni "meno ideali" rispetto al caso con perdite di carico unitario, dove non ci sono perdite aggiuntive oltre quelle inevitabili. Quando le perdite di carico sono indicate come "al 95%" e "al 97,5%", si sottolinea che il sistema sta registrando una perdita di carico significativamente superiore rispetto al caso ideale. Questo significa che, una percentuale maggiore dell'energia che fluisce attraverso il sistema, viene dissipata sotto forma di calore o attrito, piuttosto che essere utilizzata per produrre lavoro utile. Di conseguenza, l'efficienza complessiva del ciclo termico diminuisce, perché più energia viene persa. Più precisamente, si dovrebbe interpretare come una condizione in cui il sistema ha una maggiore resistenza al flusso (cioè maggiori perdite di carico) rispetto al caso ideale, portando una minore efficienza energetica.



Infatti, in tali condizioni, si è osservata una diminuzione dell'efficienza complessiva del ciclo termico, poiché una parte dell'energia disponibile, viene dissipata a causa delle maggiori perdite di carico, riducendo così, la quantità di energia effettivamente utilizzabile per la produzione di lavoro utile. È fondamentale sottolineare che, sebbene le perdite di carico siano inevitabili in qualsiasi sistema reale, una progettazione ottimale dei componenti e una gestione attenta dei flussi di fluido, possono ridurle al minimo, contribuendo così a migliorare l'efficienza complessiva del sistema.

#### 4.2.2 Confronto dei valori ottimali dei parametri

**Rapporto di compressione totale ( $p_r$ ):** nel caso 1, il rapporto di compressione totale ottimizzato, è 9.25, mentre nel caso 2 e nel caso 3, sono rispettivamente 10.5 e 9.83. L'aumento del rapporto di compressione nei casi 2 e 3, è necessario per compensare le perdite di carico più elevate e mantenere un'efficienza complessiva accettabile. Nel caso 2, il valore del rapporto di compressione totale più alto, è quindi determinato dalla necessità di contrastare le maggiori perdite di carico (95%), attraverso una maggiore compressione dell'aria. Nonostante l'incremento del rapporto di compressione, le perdite di carico, influenzano negativamente l'efficienza complessiva del ciclo rispetto al caso ideale, portando ad una prestazione inferiore rispetto al caso 1 e sottolineando l'importanza di una gestione ottimale per minimizzare tali perdite.

**Coefficiente  $cI$ :** nel caso 2, è stato registrato il coefficiente  $cI$  più elevato, con un valore di 0.903. Questo coefficiente, ha un'influenza diretta sul calcolo del rapporto di compressione del primo compressore ( $p_{r1}$ ). Un valore più elevato di  $cI$ , indica una progettazione ottimale del compressore, mirata a massimizzare l'efficienza di compressione nelle condizioni di perdite di carico maggiori (95%). Tuttavia, come per il rapporto di compressione totale, questo adattamento non è sufficiente a compensare completamente l'impatto delle perdite di carico sul ciclo termico.

**Rapporto di compressione del primo compressore ( $p_{r1}$ ) e del secondo compressore ( $p_{r2}$ ):** nel caso 2, è stato ottenuto il rapporto di compressione  $p_{r1}$  più alto, con un valore di 2.93. Questo risultato elevato, è coerente con l'aumento del rapporto di compressione totale e del coefficiente  $c1$ , al fine di compensare le perdite di carico maggiori (95%). Aumentando il rapporto di compressione del primo compressore, si cerca di massimizzare l'efficienza di compressione dell'aria in questa fase, contribuendo a mantenere prestazioni accettabili nonostante le perdite di carico più elevate. Analogamente al primo compressore, il caso 2, presenta il più alto valore di  $p_{r2}$ , pari a 3.59 e nuovamente, tale aumento, è dovuto alla necessità di compensare le perdite di carico maggiori (95%) attraverso una compressione più spinta dell'aria nel secondo stadio di compressione. Questo adattamento, mira a mantenere un'efficienza complessiva accettabile nonostante le perdite di carico più elevate.

**Coefficiente  $c2$ :** il coefficiente  $c2$  più alto, è stato ottenuto nel caso 1, con un valore di 0.91. Questo coefficiente, influenza il calcolo del rapporto di espansione della prima turbina ( $p_{rT1}$ ). Un valore più elevato di  $c2$ , indica una progettazione ottimizzata della turbina, per massimizzare l'efficienza di espansione nelle condizioni di perdite di carico unitarie, che rappresentano la configurazione più efficiente.

**Rapporto di espansione della prima turbina ( $p_{rT1}$ ) e della seconda turbina ( $p_{rT2}$ ):** il rapporto di espansione della prima turbina più alto, è stato registrato nel caso 1, con un valore di 2.77. Questo valore elevato, è coerente con il coefficiente  $c2$  più alto, indicando una progettazione ottimizzata della turbina per massimizzare l'efficienza di espansione nelle condizioni di perdite di carico unitario, che rappresentano la configurazione più efficiente. Il rapporto di espansione della seconda turbina più alto, è stato ottenuto nel caso 2, con un valore di 3.85. Questo valore elevato, è un adattamento, per compensare le perdite di carico maggiori (95%) attraverso una espansione più spinta dell'aria nella seconda turbina. Tuttavia, come per

gli altri parametri, questo adattamento non è sufficiente a controbilanciare completamente l'impatto delle perdite di carico sul ciclo termico.

### 4.2.3 Analisi delle velocità di rotazione degli alberi

I valori ottimizzati delle velocità di rotazione degli alberi di bassa e alta pressione, variano leggermente tra i tre casi. Queste variazioni, riflettono l'adattamento del sistema per operare in modo più efficiente nelle diverse condizioni di perdite di carico. I valori più elevati di  $N1$  e  $N2$ , indicano una maggiore velocità di rotazione dei compressori e delle turbine, influenzando direttamente la potenza prodotta e l'efficienza dei componenti. Tuttavia, è necessario bilanciare questi valori con le limitazioni tecnologiche e i vincoli di resistenza dei materiali.

**Velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione ( $N1$ ):** la velocità di rotazione  $N1$  più alta, è stata ottenuta nel caso 1, con un valore di  $6.39e+04$  rpm. Questo valore elevato, è coerente con la configurazione più efficiente del ciclo termico nelle condizioni di perdite di carico unitario.

**Velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione ( $N2$ ):** la velocità di rotazione  $N2$  più alta, è stata ottenuta nel caso 1, con un valore di  $1.18e+05$  rpm. Analogamente a  $N1$ , questo valore elevato, è coerente con la configurazione più efficiente del ciclo termico nelle condizioni di perdite di carico unitario. Una velocità di rotazione più alta, consente di generare una maggiore potenza a pressioni più elevate, contribuendo a massimizzare l'efficienza complessiva del sistema.

### 4.2.4 Confronto delle efficienze dei componenti

Le efficienze dei compressori e delle turbine, sono parametri fondamentali che influenzano direttamente l'efficienza complessiva del ciclo termico. I valori più elevati di efficienza, indicano una minore dissipazione di energia durante i processi di compressione ed espansione, consentendo di

sfruttare in modo migliore l'energia disponibile nel ciclo. Nei risultati forniti (*Tabella 4.3*), è possibile osservare come le efficienze dei compressori e delle turbine, variano leggermente tra i diversi casi studio. Nel caso 1 con perdite di carico unitarie, si osservano le migliori efficienze, in quanto il sistema può operare in condizioni più favorevoli. Nei casi 2 e 3, con perdite di carico maggiori, le efficienze sono lievemente inferiori, riflettendo l'adattamento del sistema per mantenere prestazioni accettabili, nonostante le perdite di carico più elevate. I valori più elevati di  $N_s$  e delle efficienze dei componenti, indicano una progettazione ottimizzata, per massimizzare l'efficienza complessiva del sistema, sfruttando al meglio l'energia disponibile nel ciclo.

#### **4.2.5 Confronto dell'efficienza del ciclo**

Nel primo caso studio, dove le perdite di carico sono unitarie, il ciclo termico raggiunge un'elevata prestazione ottimale pari a 46.2%. Questo risultato, riflette l'ottimale sfruttamento dell'energia disponibile nel sistema, grazie all'assenza di perdite aggiuntive. È il punto di riferimento fondamentale per valutare l'impatto delle variazioni delle perdite di carico nei casi successivi. Nel caso 2, con perdite di carico ridotte al 95%, si osserva una significativa diminuzione delle prestazioni, con un valore ottimale sceso a 43.2%. L'aumento delle perdite di carico, riduce l'energia effettivamente disponibile per la produzione di lavoro utile, portando ad una diminuzione dell'efficienza complessiva del ciclo termico. Le maggiori perdite di carico, si traducono in una minore quantità di energia sfruttabile, determinando una prestazione inferiore. Nel caso 3, con perdite di carico leggermente inferiori al 97.5%, si osserva un miglioramento delle prestazioni rispetto al caso 2, con un valore ottimale di 44.7%. La riduzione delle perdite di carico, consente un più efficiente utilizzo dell'energia disponibile nel ciclo, tuttavia, la prestazione rimane inferiore rispetto al caso 1, con perdite di carico

unitario. Questo, evidenzia come le perdite residue, continuano a incidere negativamente sull'efficienza complessiva del sistema.

#### **4.2.6 Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive**

Il confronto dettagliato dei tre casi studio, mette in evidenza l'importanza delle perdite di carico nell'influenzare le prestazioni del ciclo termico. Le perdite di carico, rappresentano una fonte significativa di dissipazione di energia, riducendo l'efficienza complessiva del sistema. Minimizzare queste perdite, diventa quindi fondamentale per massimizzare le prestazioni complessive. Nel primo caso, con perdite di carico unitario, il ciclo termico raggiunge valori ottimali per la maggior parte dei parametri ottimizzati, rappresentando la configurazione più efficiente. Al contrario, nei casi 2 e 3, con perdite di carico maggiori, si osserva una diminuzione delle prestazioni. Tuttavia, l'adattamento dei parametri, consente di mantenere prestazioni accettabili, sebbene inferiori rispetto al caso di riferimento. Inoltre, l'ottimizzazione dei parametri, come la velocità di rotazione degli alberi e l'efficienza dei componenti, gioca un ruolo cruciale nel migliorare l'efficienza complessiva del sistema. Questi parametri, vengono adattati in base alle condizioni operative del ciclo termico e al livello delle perdite di carico per garantire prestazioni ottimali. In conclusione, questo studio fornisce una comprensione approfondita delle ragioni che hanno portato alle differenze nelle prestazioni del ciclo termico nei tre casi studio. Sottolinea l'importanza di considerare attentamente le perdite di carico e di ottimizzare i parametri del sistema per massimizzare l'efficienza complessiva.

### 4.3 Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di $\epsilon_{ps_{ic}}$

	<b>Caso 4</b> $\epsilon_{ps_{ic}} = 0.75$	<b>Caso 5</b> $\epsilon_{ps_{ic}} = 0.85$
$p_r$ : rapporto di compressione totale (stazione 1-3) [-];	9.63	10.3
$c1$ : coefficiente per il calcolo di $p_{r1}$ [-];	0.894	0.892
$p_{r1}$ : rapporto di compressione del primo compressore (staz. 1-2) [-];	2.77	2.88
$p_{r2}$ : rapporto di compressione del secondo compressore (stazione 2bis-3) [-];	3.47	3.60
$c2$ : coefficiente per il calcolo di $p_{rT1}$ [-];	0.885	0.878
$p_{rT1}$ : rapporto di espansione della prima turbina (stazione 4-5) [-];	2.75	2.82
$p_{rT2}$ : rapporto di espansione della seconda turbina (stazione 5-6) [-];	3.50	3.66
$N1$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione [rpm];	6.31e+04	6.42e+04
$N2$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione [rpm];	1.17e+05	1.21e+05
$best\_performance$ [%];	44.4	45.1

Tabella 4.4 – Risultati dei parametri ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975 e variazioni di  $\epsilon_{ps_{ic}}$

	Velocità adimensionale (Ns)	
	Caso 4 $eps_{ic} = 0.75$	Caso 5 $eps_{ic} = 0.85$
Compressore1	0.73	0.72
Compressore2	0.66	0.66
Turbina 1	0.61	0.61
Turbina 2	0.57	0.56

Tabella 4.5 – Risultati delle velocità adimensionali ottimizzate, con perdite di carico pari a 0.975 e variazioni di  $eps_{ic}$

	Efficienza	
	Caso 4 $eps_{ic} = 0.75$	Caso 5 $eps_{ic} = 0.85$
Compressore1	0.861	0.860
Compressore2	0.851	0.850
Turbina 1	0.865	0.866
Turbina 2	0.869	0.869

Tabella 4.6 – Risultati delle efficienze dei componenti ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975 e variazioni di  $eps_{ic}$

### 4.3.1 Analisi e interpretazione dei risultati

I risultati presentati nelle tabelle sopracitate, si focalizzano sull'efficienza dell'intercooler ( $eps_{ic}$ ), un parametro cruciale con un impatto significativo sull'ottimizzazione delle microturbine per aerei ibridi. L'intercooler, fondamentale nel ciclo termico, riduce la temperatura dell'aria tra i due stadi di compressione, migliorando l'efficienza complessiva del sistema. Un intercooler più efficiente, permette di ridurre il lavoro richiesto dal secondo stadio del compressore, poiché, l'aria che entra è più fredda e quindi richiede meno energia per essere compressa, riducendo così il consumo energetico e migliorando l'efficienza del ciclo. Nello studio sull'ottimizzazione della microturbina, sono stati considerati due scenari distinti, basati su variazioni del parametro  $eps_{ic}$  mantenendo costanti i coefficienti di perdita di carico al 97,5%. Questi scenari, sono indicati come caso 4, con  $eps_{ic} = 0.75$  e caso 5, con  $eps_{ic} = 0.85$ . L'introduzione di variazioni nel parametro  $eps_{ic}$ , ha portato a risultati diversi. Nel caso 4, la prestazione è stata di 44.4%, mentre nel caso 5, la prestazione è leggermente migliorata, raggiungendo 45.1%. Ciò, suggerisce che un maggiore scambio di calore interno, rappresentato da un valore più elevato di  $eps_{ic}$ , può effettivamente contribuire a migliorare l'efficienza del ciclo. Un intercooler più efficiente, consente un migliore raffreddamento dell'aria tra i due stadi di compressione, riducendo il lavoro richiesto per la compressione e migliorando l'efficienza complessiva del ciclo.

### 4.3.2 Confronto dei valori ottimali dei parametri

Nel confronto tra i due casi studio, ci si concentra su come l'incremento dell'efficacia dell'intercooler, influenza direttamente i parametri chiave del sistema.

**Rapporto di compressione totale ( $p_r$ ):** l'analisi dei dati raccolti nei casi 4 e 5, mette in luce un risultato significativo: un notevole aumento del rapporto



di compressione totale, passando da 9.63 nel caso 4, a 10.3 nel caso 5. Questo incremento, evidenzia in modo tangibile, l'efficacia dell'intercooler più efficiente nel migliorare il processo di compressione. Grazie alla capacità dell'intercooler di fornire aria più fredda e densa, il sistema è in grado di raggiungere un rapporto di compressione più elevato, portando a un'efficienza complessiva del ciclo termico migliorata. Questo risultato, è perfettamente in linea con le aspettative: un intercooler più efficiente, caratterizzato da un  $\epsilon_{s_{ic}} = 0.85$ , si traduce in un aumento del rapporto di compressione totale. Tale miglioramento, riveste un'importanza fondamentale, poiché contribuisce in modo significativo all'ottimizzazione complessiva delle microturbine per aerei ibridi.

**Coefficiente  $c1$ :** per quanto riguarda il parametro  $c1$ , si nota una leggera variazione da 0.894 a 0.892, tra il caso 4 e il caso 5. Questo suggerisce che, l'aumento dell'efficacia dell'intercooler, ha un impatto marginale sulla determinazione del rapporto di compressione del primo compressore.

**Rapporto di compressione del primo compressore ( $p_{r1}$ ) e del secondo compressore ( $p_{r2}$ ):** entrambi i rapporti, mostrano un incremento passando dal caso 4 al caso 5, coerentemente con l'incremento del rapporto di compressione totale. Ciò, suggerisce che un intercooler più efficace, consente di operare a livelli di compressione superiori.

**Coefficiente  $c2$ :** la diminuzione del coefficiente  $c2$ , da 0.885 nel caso 4, a 0.878 nel caso 5, riflette una leggera ottimizzazione nel rapporto di espansione della prima turbina, in risposta all'aumento dell'efficacia dell'intercooler. Questo suggerisce che, con un intercooler più efficiente, che riduce la temperatura dell'aria tra i due stadi di compressione, il sistema può essere leggermente adattato per un rapporto di espansione leggermente inferiore, mantenendo o addirittura migliorando l'efficienza complessiva.

**Rapporto di espansione della prima turbina ( $p_{rT1}$ ) e della seconda turbina ( $p_{rT2}$ ):** l'aumento di questi valori nel passaggio al caso con un  $\epsilon_{s_{ic}}$  superiore, conferma l'effetto benefico di un intercooler più efficiente

sull'intero processo di compressione ed espansione. L'aria più fredda, permette non solo di aumentare il rapporto di compressione ma anche di ottimizzare l'espansione, risultando in un ciclo termico più efficiente.

### **4.3.3 Analisi delle velocità di rotazione degli alberi**

Nel passaggio da un'efficacia dell'intercooler pari a 0.75 a 0.85, si osserva un aumento nella velocità di rotazione degli alberi ( $N1$  e  $N2$ ). Questo incremento, è un chiaro riflesso dell'ottimizzazione complessiva della microturbina, ottenuta grazie a un intercooler più efficiente. L'aumento della velocità di rotazione, è il diretto risultato dell'efficienza termica migliorata del sistema. Con una temperatura in ingresso più bassa, resa possibile da un intercooler più efficace, il sistema, è in grado di produrre più lavoro utile per unità di energia fornita. Questo, implica una maggiore efficienza nel processo di compressione e di conseguenza, prestazioni complessive migliorate della microturbina.

### **4.3.4 Confronto delle efficienze dei componenti**

Le efficienze dei compressori e delle turbine, mostrano stabilità o leggere variazioni, suggerendo che, l'ottimizzazione dell'intercooler incida principalmente sui parametri operativi globali del ciclo. Infatti, le efficienze dei suddetti componenti, rimangono pressoché costanti tra i due casi, evidenziando un successo nell'ottimizzazione del sistema. L'efficacia migliorata dell'intercooler, sembra contribuire al miglioramento delle prestazioni complessive, senza compromettere l'efficienza dei singoli componenti. L'incremento marginale dell'efficienza delle turbine nel caso 5, potrebbe indicare una maggiore adattabilità del sistema alle condizioni operative ottimizzate grazie all'intercooler più efficace. Le variazioni riscontrate nelle velocità adimensionali ( $Ns$ ) dei compressori e delle turbine tra i due casi, sono minime. Ciò, suggerisce che il miglioramento dell'efficacia dell'intercooler, non ha richiesto significativi cambiamenti

nelle velocità operative dei componenti per mantenere o migliorare l'efficienza. Queste variazioni, indicano un'ottimizzazione precisa del sistema, dove viene mantenuto un equilibrio nella velocità dei componenti per garantire un funzionamento efficiente.

#### **4.3.5 Confronto dell'efficienza del ciclo**

L'analisi dei dati, rivela un notevole miglioramento nell'efficienza complessiva del ciclo termico, passando dal 44.4% nel caso 4, al 45.1% nel caso 5. Questo aumento dell'efficienza, sottolinea il ruolo fondamentale di un intercooler più efficiente nell'ottimizzazione delle prestazioni complessive del sistema. Tale miglioramento, non è casuale, ma è il risultato diretto della capacità dell'intercooler di ridurre il carico termico sul sistema. Questa riduzione del carico termico, consente un utilizzo più efficiente dell'energia disponibile nel ciclo, consentendo una maggiore produzione di lavoro utile. In sostanza, l'intercooler più efficace, agisce come un catalizzatore, per migliorare l'efficienza complessiva del ciclo termico, fornendo un beneficio tangibile in termini di prestazioni.

#### **4.3.6 Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive**

L'analisi dettagliata dei risultati dell'ottimizzazione, conferma l'importante ruolo dell'intercooler nell'incremento dell'efficienza complessiva delle microturbine per aerei ibridi. Un miglioramento dell'efficacia dell'intercooler, si traduce in una serie di ottimizzazioni nei parametri operativi, che culminano in un aumento significativo dell'efficienza del ciclo termico. Infatti, un intercooler più efficace, non solo consente di ottenere rapporti di compressione ed espansione ottimizzati, ma contribuisce anche a migliorare in modo significativo l'efficienza complessiva del ciclo termico. Questi risultati sottolineano l'importanza di considerare l'intercooler non solo come un componente ausiliario ma come un elemento chiave nell'ottimizzazione delle prestazioni delle microturbine.

#### 4.4 Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di $eps_{rec}$

	<b>Caso 6</b> $eps_{rec} = 0.8$	<b>Caso 7</b> $eps_{rec} = 0.9$
$p_r$ : rapporto di compressione totale (stazione 1-3) [-];	11.3	8.52
$c1$ : coefficiente per il calcolo di $p_{r1}$ [-];	0.86	0.93
$p_{r1}$ : rapporto di compressione del primo compressore (stazione 1-2) [-];	2.91	2.72
$p_{r2}$ : rapporto di compressione del secondo compressore (stazione 2bis-3) [-];	3.89	3.13
$c2$ : coefficiente per il calcolo di $p_{rT1}$ [-];	0.87	0.88
$p_{rT1}$ : rapporto di espansione della prima turbina (stazione 4-5) [-];	2.94	2.58
$p_{rT2}$ : rapporto di espansione della seconda turbina (stazione 5-6) [-];	3.85	3.30
$N1$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione [rpm];	6.58e+04	6.12e+04
$N2$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione [rpm];	1.28e+05	1.07e+05
$best\_performance$ [%];	43.6	46.1

Tabella 4.7 – Risultati dei parametri ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975,  $eps_{ic}$  pari a 0.8 e variazioni di  $eps_{rec}$

	<b>Velocità adimensionale (Ns)</b>	
	<b>Caso 6</b> $eps_{rec} = 0.8$	<b>Caso 7</b> $eps_{rec} = 0.9$
Compressore1	0.73	0.72
Compressore2	0.65	0.67
Turbina 1	0.61	0.61
Turbina 2	0.57	0.57

*Tabella 4.8 – Risultati delle velocità adimensionali ottimizzate, con perdite di carico pari a 0.975,  $eps_{ic}$  pari a 0.8 e variazioni di  $eps_{rec}$ .*

	<b>Efficienza</b>	
	<b>Caso 6</b> $eps_{rec} = 0.8$	<b>Caso 7</b> $eps_{rec} = 0.9$
Compressore1	0.861	0.861
Compressore2	0.847	0.853
Turbina 1	0.865	0.866
Turbina 2	0.869	0.869

*Tabella 4.9 – Risultati delle efficienze dei componenti ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975,  $eps_{ic}$  pari a 0.8 e variazioni di  $eps_{rec}$ .*

#### 4.4.1 Analisi e interpretazione dei risultati

L'approfondita valutazione dell'efficacia del recupero di calore, indicata con  $eps_{rec}$  nei casi studio 6 e 7, fornisce una chiara visione dell'impatto diretto di questo parametro sulle prestazioni globali di un motore a ciclo combinato. I risultati ottimizzati di queste analisi, sono riflesse nelle tabelle precedenti. Modulando  $eps_{rec}$  da 0.8 a 0.9, si evidenzia un notevole incremento delle prestazioni del sistema, con i valori che passano da 43.6% a 46.1%. Questa significativa variazione, mette in luce l'importanza del processo di recupero di calore nel migliorare l'efficienza generale del motore. In questo contesto, il ruolo chiave del recuperatore, emerge nel suo utilizzo dell'energia termica dei gas di scarico per preriscaldare l'aria prima dell'ingresso nel combustore. Questo avviene dopo che l'aria, è stata compressa dai due stadi del compressore e raffreddata attraverso il sistema di intercooling. Un recuperatore più efficiente, pertanto, implica una maggiore capacità di riutilizzare l'energia termica disponibile dei gas di scarico, ottimizzando il processo di preriscaldamento dell'aria prima della combustione. Ciò, conduce ad una significativa riduzione del lavoro richiesto per la compressione, poiché l'aria preriscaldata richiede meno energia per raggiungere la temperatura finale desiderata prima della combustione. Di conseguenza, un valore maggiore di  $eps_{rec}$  si traduce in un miglioramento dell'efficienza complessiva del ciclo, evidenziando l'impatto positivo di una gestione ottimale dell'energia termica residua dei gas di scarico, nel contesto di un motore a ciclo combinato. Questa ottimizzazione, non solo eleva le prestazioni energetiche del sistema, ma sottolinea anche l'importanza delle tecnologie avanzate di recupero di calore per massimizzare l'efficienza dei motori a ciclo combinato, rendendo il processo di combustione più sostenibile ed economico.

#### 4.4.2 Confronto dei valori ottimali dei parametri

Nel confronto tra i due casi studio, ci si concentra su come l'incremento dell'efficacia del recuperatore, influenza direttamente i parametri chiave del sistema.

**Rapporto di compressione totale ( $p_r$ ):** nel caso 6, caratterizzato da un  $eps_{rec} = 0.8$ , il rapporto di compressione totale, si attesta a 11.3, mentre nel caso 7, con  $eps_{rec} = 0.9$ , questo valore scende a 8.52. Questa variazione significativa, può essere attribuita alla maggiore efficienza del recuperatore di calore. Con un recuperatore più efficiente, l'aria che entra nel combustore, è già preriscaldata, riducendo la quantità di compressione richiesta per raggiungere la temperatura necessaria per la combustione. Ciò, si traduce in un minor lavoro necessario per la compressione stessa, portando ad un miglioramento complessivo dell'efficienza energetica del sistema. In sostanza, un recuperatore più efficiente consente al motore di funzionare in modo più ottimale, utilizzando l'energia termica residua dei gas di scarico per preriscaldare l'aria in ingresso, e riducendo così la necessità di sforzo da parte dei compressori, il che si traduce in un'efficienza energetica globale superiore.

**Coefficiente  $cI$ :** l'incremento del coefficiente  $cI$ , da 0.86 a 0.93 riflette un adattamento nel modo in cui viene calcolato il rapporto di compressione del primo compressore. Questo, suggerisce che, con un recuperatore più efficiente, il sistema tende a preferire un rapporto di compressione iniziale leggermente inferiore al fine di ottimizzare le prestazioni complessive. In altre parole, il sistema, è progettato per adeguarsi alle condizioni ottimali di funzionamento garantite dal miglioramento dell'efficienza del recuperatore, selezionando un rapporto di compressione iniziale che massimizzi l'efficienza globale del sistema.

**Rapporto di compressione del primo compressore ( $p_{r1}$ ) e del secondo compressore ( $p_{r2}$ ):** la diminuzione leggera del rapporto di compressione

del primo compressore da 2.91 a 2.72, insieme ad una riduzione più significativa nel secondo compressore da 3.89 a 3.13, riflette un'ottimizzazione del carico tra i due stadi di compressione. Queste variazioni, indicano che un recupero di calore più efficiente, consente una compressione iniziale meno intensiva, bilanciando in modo più favorevole il lavoro complessivo di compressione. In altre parole, il sistema, è in grado di sfruttare meglio l'energia termica residua dei gas di scarico, riducendo così la necessità di una compressione più intensa nel primo stadio e consentendo una distribuzione più equilibrata del lavoro di compressione tra i due stadi.

**Coefficiente  $c_2$ :** il coefficiente  $c_2$ , relativo al rapporto di espansione della prima turbina, aumenta anch'esso, da 0.87 a 0.88, riflettendo un adattamento simile al  $c_1$ , nel processo di espansione. Con l'aria in ingresso al combustore più calda, l'energia disponibile per l'espansione nelle turbine aumenta, consentendo di ottimizzare i rapporti di espansione per massimizzare il lavoro utile estratto.

**Rapporto di espansione della prima turbina ( $p_rT_1$ ) e della seconda turbina ( $p_rT_2$ ):** in linea con quanto osservato nei rapporti di compressione, anche i rapporti di espansione delle turbine, si adeguano all'aumento dell'efficienza del recuperatore. La riduzione del parametro  $p_rT_1$  da 2.94 a 2.58 e di  $p_rT_2$ , da 3.85 a 3.30, riflette la capacità del sistema di sfruttare in modo più efficiente l'energia termica disponibile, ottimizzando i rapporti di espansione per massimizzare l'efficienza complessiva del ciclo.

#### 4.4.3 Analisi delle velocità di rotazione degli alberi

La risposta all'efficienza migliorata del recuperatore, si riflette anche nella velocità di rotazione del compressore e della turbina. La diminuzione delle velocità  $N1$  e  $N2$  evidenzia che, grazie ad un recupero di calore più efficiente, il sistema può operare in modo efficace a regimi inferiori,



riducendo potenzialmente l'usura meccanica e migliorando la durata dei componenti

#### **4.4.4 Confronto delle efficienze dei componenti**

L'analisi delle efficienze dei componenti, in particolare dei compressori e delle turbine, offre preziose indicazioni sulle prestazioni e sull'efficacia operativa complessiva del sistema. Nel confronto tra i casi 6 e 7, emerge una notevole stabilità o leggeri miglioramenti nelle efficienze dei componenti, nonostante le variazioni nei parametri operativi. Per quanto riguarda i compressori, l'efficienza del compressore 1, rimane stabile, indicando la sua capacità di gestire efficacemente l'aria preriscaldata proveniente dal recuperatore più efficiente. D'altra parte, il compressore 2, mostra un lieve miglioramento nell'efficienza, suggerendo una migliore qualità dell'aria in ingresso al secondo stadio di compressione grazie al recupero di calore più efficace. Analogamente, le efficienze delle turbine 1 e 2, rimangono stabili o mostrano leggere variazioni, indicando la capacità delle turbine di sfruttare in modo efficiente l'energia disponibile per l'espansione, nonostante le variazioni dei parametri operativi. Le variazioni nelle velocità adimensionali  $Ns$  dei compressori e delle turbine, riflettono un adattamento del sistema alle nuove condizioni operative introdotte dall'aumento dell'efficienza del recuperatore di calore. Queste variazioni, indicano un'ottimizzazione del flusso d'aria, attraverso i componenti per mantenere prestazioni efficienti e un equilibrio ottimale tra la produzione di lavoro utile e le perdite aerodinamiche. In conclusione, l'analisi delle efficienze dei componenti e delle velocità adimensionali, sottolinea un'ottimizzazione complessiva del sistema in risposta all'aumento dell'efficienza del recuperatore di calore. Questi risultati, evidenziano un adattamento efficace dei componenti per massimizzare l'efficienza operativa e l'utilizzo dell'energia disponibile, contribuendo a prestazioni complessive ottimali del motore a ciclo combinato.

#### 4.4.5 Confronto dell'efficienza del ciclo

L'efficienza del ciclo termico in un motore, è fondamentale per massimizzare la trasformazione dell'energia termica, in lavoro meccanico e al centro di questo processo, risiede l'efficacia del recuperatore di calore. Nel confronto tra i casi 6 e 7, l'aumento di  $eps_{rec}$  da 0.8 a 0.9, ha portato ad un notevole miglioramento dell'efficienza complessiva del sistema, evidenziato dall'incremento delle prestazioni da 43.6% a 46.1%. Quindi, lo studio dettagliato di  $eps_{rec}$  e dei suoi effetti ha chiarito l'importanza del recuperatore di calore nell'ottimizzazione delle prestazioni del motore a ciclo combinato. L'aumento dell'efficienza del recuperatore, ha non solo determinato un notevole incremento delle prestazioni globali, ma ha altresì evidenziato l'importanza di esaminare attentamente l'interazione tra le diverse parti del sistema per ottimizzare l'efficienza energetica e la sostenibilità del processo di combustione.

#### 4.4.6 Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive

L'analisi dettagliata dei risultati ottenuti mediante variazioni dell'efficienza del recuperatore di calore, enfatizza l'importanza di questo componente nell'ottimizzazione delle prestazioni di un motore a ciclo combinato. L'aumento dell'efficienza del recuperatore da 0.8 a 0.9, non solo ha determinato un notevole miglioramento dell'efficienza complessiva del sistema, ma ha anche evidenziato la necessità di integrare e ottimizzare tutti i componenti del sistema per massimizzare le prestazioni energetiche. Questi risultati, mettono in luce il notevole potenziale di miglioramento nell'efficienza complessiva del ciclo attraverso mirati aumenti nell'efficienza del recupero di calore. Inoltre, l'analisi offre preziose intuizioni su come adattare i parametri operativi, come i rapporti di compressione ed espansione, per ulteriormente ottimizzare le prestazioni del sistema in risposta ai miglioramenti dell'efficienza del recupero di calore. In

conclusione, l'ottimizzazione dell'efficienza del recuperatore di calore, emerge come una strategia chiave per elevare l'efficienza energetica e la sostenibilità dei motori a ciclo combinato. Ciò, sottolinea l'importanza di approcci di progettazione integrati e olistici che tengano conto delle interazioni tra tutti i componenti del sistema per raggiungere prestazioni ottimali.

#### 4.5 Risultati dell'ottimizzazione per le casistiche con variazioni di $T_4$

	<b>Caso 8</b> $T_4 = 1600 K$	<b>Caso 9</b> $T_4 = 1700 K$
$p_r$ : rapporto di compressione totale (stazione 1-3) [-];	11.1	12.4
$c1$ : coefficiente per il calcolo di $p_{r1}$ [-];	0.89	0.88
$p_{r1}$ : rapporto di compressione del primo compressore (stazione 1-2) [-];	2.97	3.11
$p_{r2}$ : rapporto di compressione del secondo compressore (stazione 2bis-3) [-];	3.73	3.98
$c2$ : coefficiente per il calcolo di $p_{rT1}$ [-];	0.88	0.86
$p_{rT1}$ : rapporto di espansione della prima turbina (stazione 4-5) [-];	2.95	3.02
$p_{rT2}$ : rapporto di espansione della seconda turbina (stazione 5-6) [-];	3.76	4.09
$N1$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione [rpm];	6.63e+04	6.97e+04
$N2$ : velocità di rotazione del compressore e della turbina ad alta pressione [rpm];	1.27e+05	1.36e+05
$best\_performance$ [%];	46.6	48.3

Tabella 4.10 – Risultati dei parametri ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975,  $eps_{ic}$  pari a 0.8,  $eps_{rec}$  pari a 0.85 e variazioni di  $T_4$

	<b>Velocità adimensionale (Ns)</b>	
	<b>Caso 8</b> $T_4 = 1600 \text{ K}$	<b>Caso 9</b> $T_4 = 1700 \text{ K}$
Compressore1	0.73	0.74
Compressore2	0.66	0.66
Turbina 1	0.61	0.60
Turbina 2	0.57	0.56

Tabella 4.11 – Risultati delle velocità adimensionali ottimizzate, con perdite di carico pari a 0.975,  $\epsilon_{s_{ic}}$  pari a 0.8,  $\epsilon_{s_{rec}}$  pari a 0.85 e variazioni di  $T_4$

	<b>Efficienza</b>	
	<b>Caso 8</b> $T_4 = 1600 \text{ K}$	<b>Caso 9</b> $T_4 = 1700 \text{ K}$
Compressore1	0.860	0.859
Compressore2	0.850	0.848
Turbina 1	0.866	0.866
Turbina 2	0.869	0.869

Tabella 4.12 – Risultati delle efficienze dei componenti ottimizzati, con perdite di carico pari a 0.975,  $\epsilon_{s_{ic}}$  pari a 0.8,  $\epsilon_{s_{rec}}$  pari a 0.85 e variazioni di  $T_4$

### 4.5.1 Analisi e interpretazione dei risultati

La temperatura massima del ciclo, indicata come  $T_4$ , rappresenta un elemento chiave nell'architettura e nelle prestazioni di un motore a ciclo combinato. Un incremento in  $T_4$  può amplificare la disponibilità di energia termica nei gas di scarico, permettendo una trasformazione più efficiente in lavoro meccanico durante l'espansione nelle turbine. Tuttavia, è imperativo ponderare attentamente l'incremento di questa temperatura, poiché un eccessivo aumento potrebbe compromettere le temperature operative ottimali dei componenti e generare problematiche legate alla gestione termica e alle limitazioni dei materiali impiegati. Nell'ambito dei casi 8 e 9, dove la temperatura massima del ciclo  $T_4$  è stata variata, si sono registrati progressi notevoli in termini di efficienza globale. Con una temperatura di  $T_4 = 1600\text{K}$ , il sistema ha manifestato una performance di 46.6%, mentre con un incremento a  $T_4 = 1700\text{K}$ , si è attestato al picco di 48.3%. Questi dati, disponibili in dettaglio nelle tabelle precedenti, confermano l'effetto significativo che la variazione di  $T_4$  può avere sull'efficienza globale di un motore a ciclo combinato. Infatti, l'incremento di  $T_4$ , consente di catturare una maggiore quantità di energia termica dai gas in uscita, intensificando il lavoro prodotto dalle turbine e migliorando, conseguentemente, le prestazioni generali del ciclo termico. Questo, evidenzia l'importanza di un'ottimizzazione accurata di tale temperatura, per massimizzare l'efficienza energetica. Tuttavia, è fondamentale considerare queste variazioni in un contesto più ampio, bilanciando i benefici con le restrizioni tecnologiche e i vincoli termici dei materiali impiegati. Quindi, i risultati ottimizzati derivanti dall'analisi dei casi 8 e 9, visibili nelle tabelle precedenti, delineano l'importanza della temperatura massima del ciclo, nel determinare l'efficienza e le prestazioni complessive di un motore a ciclo combinato. Un approccio ponderato e mirato nell'adattare  $T_4$  può rivelarsi fondamentale per

realizzare un equilibrio ottimale tra l'incremento delle prestazioni e la sostenibilità termica del sistema.

#### 4.5.2 Confronto dei valori ottimali dei parametri

Nel confronto tra i due casi studio, ci si concentra su come l'incremento della temperatura massima del ciclo, influenza direttamente i parametri chiave del sistema.

**Rapporto di compressione totale ( $p_r$ ):** nel caso 8, caratterizzato da una temperatura massima del ciclo di 1600 K, il rapporto di compressione si attesta a 11.1. Nel caso 9, con un incremento di temperatura a 1700 K, il rapporto di compressione sale a 12.4. Questo aumento, evidenzia la necessità di una compressione più elevata dell'aria, al fine di sfruttare in modo ottimale l'energia termica supplementare disponibile a una temperatura maggiore.

**Coefficiente  $c1$ :** il coefficiente  $c1$ , determina il rapporto di compressione del primo stadio del compressore. Un lieve decremento, passando da 0.89 a 0.88 al variare della temperatura massima del ciclo da 1600 K a 1700 K, suggerisce un affinamento nel bilanciamento tra i due stadi di compressione. Questo affinamento, mira a migliorare l'efficienza complessiva del ciclo, operando a temperature più elevate.

**Rapporto di compressione del primo compressore ( $p_{r1}$ ) e del secondo compressore ( $p_{r2}$ ):** il  $p_{r1}$ , mostra un incremento da 2.97 a 3.11, mentre  $p_{r2}$ , passa da 3.73 a 3.98. Questi cambiamenti, evidenziano un adattamento del sistema, per gestire l'aumento della temperatura massima del ciclo. Tale aumento nei rapporti di compressione di entrambi i compressori, suggerisce un potenziamento della capacità del sistema di combustione nel sfruttare l'energia termica aggiuntiva a temperature più elevate.

**Coefficiente  $c2$ :** tale coefficiente, che determina il rapporto di espansione della prima turbina, registra una riduzione da 0.88 a 0.86. Questa variazione, indica un adeguamento dei rapporti di espansione, in relazione

all'incremento di  $T_4$ . Tale adattamento, ottimizza l'espansione del fluido termico, contribuendo a massimizzare l'efficienza complessiva del ciclo.

**Rapporto di espansione della prima turbina ( $p_{rT_1}$ ) e della seconda turbina ( $p_{rT_2}$ ):** con l'aumento di  $T_4$ , il  $p_{rT_1}$ , passa da 2.95 a 3.02 e  $p_{rT_2}$  da 3.76 a 4.09. Queste variazioni, evidenziano un potenziamento della capacità del sistema nel convertire l'energia termica in lavoro meccanico. Tali incrementi nei rapporti di espansione, testimoniano la maggiore disponibilità di energia termica a temperature più elevate e la sua efficiente conversione in lavoro utile.

#### 4.5.3 Analisi delle velocità di rotazione degli alberi

Con l'aumento di  $T_4$ , la velocità di rotazione del compressore e della turbina a bassa pressione  $N1$ , è passata da  $6.63e+04$  rpm a  $6.97e+04$  rpm, mentre per il compressore e la turbina ad alta pressione  $N2$ , da  $1.27e+05$  rpm a  $1.36e+05$  rpm. Queste variazioni, indicano un potenziamento della capacità operativa del sistema. L'adeguamento della velocità di rotazione, è importante per preservare l'efficienza sia aerodinamica che meccanica dei componenti di fronte alle variazioni termiche.

#### 4.5.4 Confronto delle efficienze dei componenti

Le efficienze dei compressori e delle turbine, rimangono sostanzialmente stabili o mostrano lievi variazioni, sottolineando la capacità del sistema di mantenere un'elevata efficienza operativa anche di fronte all'incremento di  $T_4$ . Le velocità adimensionali  $Ns$ , subiscono leggere modifiche, evidenziando un equilibrio ottimale tra le performance aerodinamiche e le necessità termiche del ciclo a temperature più elevate.

#### **4.5.5 Confronto dell'efficienza del ciclo**

L'incremento dell'efficienza globale del ciclo, che passa da 46.6% a 48.3% con l'aumento della  $T_4$ , evidenzia il ruolo significativo della temperatura massima del ciclo, nel potenziare le prestazioni energetiche. Tale miglioramento, enfatizza come l'aumento della temperatura di combustione, possa generare notevoli benefici in termini di efficienza.

#### **4.5.6 Conclusione sulla valutazione delle prestazioni complessive**

L'analisi approfondita delle prestazioni complessive, attraverso le variazioni di  $T_4$ , mette in luce l'indiscutibile rilevanza della gestione accurata della temperatura massima del ciclo, per massimizzare l'efficienza energetica dei motori a ciclo combinato. L'equilibrio strategico tra l'incremento delle prestazioni e le limitazioni tecniche intrinseche ai materiali e ai componenti, riveste un ruolo cruciale. È essenziale operare una sintesi ottimale tra l'aspirazione di migliorare le prestazioni e le reali capacità operative dei materiali e dei sistemi, garantendo così, l'implementazione di soluzioni energetiche non solo efficienti, ma anche sostenibili nel lungo termine. Questa valutazione, sottolinea l'importanza di una progettazione e gestione attente dei parametri termici per assicurare l'efficacia e la durabilità dei sistemi energetici avanzati.



## CAPITOLO V

### 5.1 Conclusioni e confronto generale dei risultati ottimizzati

Nel presente capitolo, si intende offrire una disamina accurata e unificante, dei risultati derivanti dall'ottimizzazione dei nove casi studio, al fine di discernere la configurazione più promettente per la microturbina destinata ai contesti degli aerei ibridi. Quest'analisi, si è sviluppata attraverso un'attenta valutazione di variazioni significative nei coefficienti di perdita di carico, nonché nell'efficienza dell'intercooler e del recuperatore. Un ulteriore fattore critico esaminato, è stato l'effetto della temperatura massima del ciclo, espressa come  $T_4$ . Questa indagine, dunque, mira a consolidare e a sintetizzare le diverse dinamiche operative, che emergono dai casi studio, al fine di determinare una configurazione che non solo massimizzi l'efficienza energetica, ma che sia anche tecnologicamente e praticamente sostenibile per l'impiego in ambito aeronautico. Nel delineare una sintesi complessiva delle analisi effettuate nei nove casi studio, emerge con chiarezza l'importanza dei parametri ottimizzati e delle loro interazioni sulle prestazioni della microturbina destinata agli aerei ibridi. L'efficienza complessiva del ciclo, barometro fondamentale delle prestazioni energetiche, è stata scrutata con attenzione e ha mostrato variazioni significative tra i diversi casi, mettendo in evidenza l'importanza dell'ottimizzazione dei parametri per il miglioramento delle prestazioni. In particolare, l'analisi delle perdite di carico, una variabile significativa per l'efficienza termica, ha evidenziato come la minimizzazione di tali perdite, conduca ad una maggiore efficienza, con il caso 1 che, con perdite unitarie, ha raggiunto la performance ottimale di 46.2%. Ulteriori approfondimenti, hanno rivelato che l'ottimizzazione dei parametri  $eps_{ic}$  e  $eps_{rec}$  dell'intercooler e del recuperatore, rispettivamente, può significativamente potenziare l'efficienza del ciclo. In particolare, un incremento dell'efficienza

dell'intercooler da 0.75 a 0.85, ha prodotto un miglioramento dell'efficienza complessiva, passando dal 44.4% al 45.1%, mentre un aumento dell'efficienza del recuperatore da 0.8 a 0.9, ha elevato l'efficienza complessiva dal 43.6% al 46.1%. Questi dati, sottolineano l'indispensabilità di un'efficace gestione termica, permettendo una compressione più efficiente e uno sfruttamento ottimale dell'energia residua dei gas di scarico. Parallelamente, l'innalzamento della temperatura massima del ciclo, da 1600 K a 1700 K, si è rivelato essere il fattore determinante per il miglioramento più marcato dell'efficienza complessiva, passando dal 46.6% al 48.3%. Tuttavia, è imperativo considerare congiuntamente le potenzialità e i limiti tecnologici, specialmente riguardo ai materiali utilizzati, al fine di bilanciare i benefici derivanti da temperature più elevate con le relative restrizioni. Concludendo, l'analisi comparativa dei casi studio, ha fornito un quadro esaustivo delle dinamiche intrinseche della microturbina destinata agli aerei ibridi. Tale confronto, ha rivelato tendenze comuni e differenze significative, mettendo in luce la sensibilità del sistema alle variazioni dei parametri e l'efficacia delle strategie di ottimizzazione adottate. La profonda comprensione di queste dinamiche, ha non solo permesso di identificare le strategie di ottimizzazione più efficaci, come la minimizzazione delle perdite di carico e l'ottimizzazione delle efficienze dell'intercooler e del recuperatore, ma ha anche delineato una visione chiara delle potenzialità e dei limiti della microturbina in esame. In particolare, l'incremento della temperatura massima del ciclo, si è rivelato un fattore determinante per l'incremento dell'efficienza complessiva. Questa analisi integrata, ha gettato le basi per ulteriori ricerche e sviluppi nel promettente campo della propulsione aeronautica ibrida, sottolineando l'importanza di sfruttare le potenzialità termodinamiche avanzate, pur mantenendo una scrupolosa attenzione alle limitazioni tecnologiche e ai vincoli materiali.

## 5.2 Identificazione della migliore configurazione

L'approfondimento dei risultati delle ottimizzazioni, evidenzia inequivocabilmente come l'adeguamento dei parametri del ciclo Brayton-Joule, attraverso l'implementazione di dispositivi quali intercooler e recuperatore e la gestione accurata delle temperature operative, possa determinare un incremento sostanziale delle prestazioni. Alla luce dell'analisi complessiva condotta sui casi studio, emerge con chiarezza la configurazione ottimale per la microturbina destinata agli aerei ibridi: il caso 9, si distingue come la soluzione più promettente. Questa configurazione, caratterizzata da perdite di carico pari al 97.5%, un'efficienza dell'intercooler di 0.8, un'efficienza del recuperatore di 0.85 e una temperatura massima del ciclo di 1700 K, ha manifestato la migliore efficienza complessiva, registrando un valore del 48.3%. La selezione del caso 9 come configurazione ottimale per la microturbina destinata agli aerei ibridi, è intrinsecamente motivata dall'eccezionale efficienza complessiva conseguita, principalmente grazie all'incremento della temperatura massima del ciclo. Tale risultato, enfatizza come l'ottimizzazione della temperatura operativa possa efficacemente valorizzare l'energia termica a disposizione, determinando un notevole incremento delle prestazioni del sistema propulsivo. L'integrazione sinergica di un intercooler efficiente e di un recuperatore di calore altamente performante, ha ulteriormente potenziato l'efficienza del ciclo, evidenziando l'indispensabile necessità di ottimizzare in maniera scrupolosa i componenti fondamentali del sistema. Questa configurazione, non solo sottolinea l'efficacia di una gestione mirata dei parametri del ciclo Brayton-Joule, ma rappresenta anche una testimonianza tangibile dell'importanza di un approccio integrato e meticoloso nell'ambito della progettazione e dell'analisi dei sistemi di propulsione per aerei ibridi. L'adozione di tale configurazione ottimizzata, pertanto, risponde con precisione e determinazione alle specifiche esigenze e ai requisiti del mio

caso di studio, consolidando la sua posizione come soluzione di punta nel panorama della propulsione aeronautica ibrida.

### **5.3 Conclusione**

La configurazione ottimale, identificata per la microturbina destinata agli aerei ibridi, rappresenta un notevole avanzamento nel campo della propulsione aerea sostenibile e efficiente. L'adozione di tale configurazione, potrebbe potenzialmente rivoluzionare l'efficienza energetica e la sostenibilità dei sistemi di propulsione aerea, delineando una prospettiva concreta per una nuova generazione di microturbine ad alta efficienza. L'abilità di operare a temperature elevate, coniugata a un'efficace gestione termica garantita da intercooler e recuperatori di calore ottimizzati, incarna un percorso verso la realizzazione di soluzioni propulsive avanzate e altamente performanti. Un aspetto importante da considerare, è il consumo di carburante. Quest'ultimo, è inversamente proporzionale all'efficienza termica del ciclo. In termini semplici, maggiore è l'efficienza del ciclo, minore è il carburante necessario per produrre una determinata quantità di lavoro utile. Dato che il caso 9 ha mostrato l'efficienza complessiva più alta (48.3%), possiamo dedurre che, tra i casi considerati, questo avrà il consumo di carburante più basso per unità di lavoro prodotto. Questo perché, una maggiore efficienza indica una migliore conversione dell'energia del carburante in lavoro utile, riducendo il carburante "spreco". La configurazione del caso 9, emergendo come la più vantaggiosa in termini di efficienza complessiva, riflette il culmine di una ricerca scrupolosa e approfondita, culminando in una soluzione che si profila come fondamentale per lo sviluppo di sistemi di propulsione per l'aviazione futura. Le implicazioni pratiche dei risultati ottenuti, sono indiscutibilmente promettenti, suggerendo che la sua implementazione in contesti reali potrebbe tradursi in significativi benefici operativi, miglioramenti prestazionali e un deciso incremento dell'efficienza energetica.

## BIBLIOGRAFIA

- [1] Myerscough, J. *Airport Provision in the Inter-War Years*.  
URL: <https://journals.sagepub.com/doi/10.1177/002200948502000103>  
(Accesso: 10/10/2023);
- [2] Leroy, M. *Aviation Growth Events*.  
URL: <https://ntrs.nasa.gov/api/citations/20030001006/downloads/20030001006.pdf> (Accesso: 15/10/2023);
- [3] Dees, P. *How Gliders Helped the Wright Brothers Invent the Airplane*.  
URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2003-95> (Accesso: 22/10/2023);
- [4] Fugaro, F., Palmieri, M., Cascella, G L., & Cupertino, F. *Aeronautical hybrid propulsion for More Electric Aircraft: a case of study*.  
URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/8577401>  
(Accesso: 22/10/2023);
- [5] Guynn, M D., Berton, J J., Fisher, K L., Haller, W., Tong, M T., & Thurman, D R. *Analysis of Turbofan Design Options for an Advanced Single-Aisle Transport Aircraft*.  
URL: <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2009-6942>  
(Accesso: 07/11/2023);
- [6] Wheeler, P., Sirimanna, T S., Bozhko, S., & Haran, K S. *Electric/Hybrid-Electric Aircraft Propulsion Systems*.  
URL: <https://ieeexplore.ieee.org/document/9419369>  
(Accesso: 11/11/2023);
- [7] Acea. *Aerei elettrici: la soluzione green per il trasporto via cielo*.  
URL: <https://www.acea.it/acea-energia-stories/aerei-elettrici>  
(Accesso: 22/11/2023);
- [8] EVclick press. *Alpha Electro, imparare a volare zero emissioni*.  
URL: <https://www.evclick.com/velivoli/news/alpha-electro-imparare-a-volare-a-zero-emissioni-2> (Accesso: 22/10/2023);
- [9] Air Dynamic. *Un gioiello proiettato nel futuro*. URL: <https://air-dynamic.com/lilium-jet/> (Accesso: 25/11/2023);

- [10] Emanuele Ferretti. *Volocopter vola a Tampa con il suo eVTOL pilotato Volocopter 2X per i test di Urban Air Mobility*  
URL: <https://www.aviation-report.com/volocopter-vola-a-tampa-suo-evtol-pilotato-volocopter-2x-per-test-urban-air-mobility/>  
(Accesso: 04/12/2023);
- [11] Gianmarco Gori. *L'auto elettrica "volante" di Toyota e Joby sta per decollare*. URL: <https://insideevs.it/news/709188/auto-elettrica-volante-toyota-dubai/> (Accesso: 05/12/2023);
- [12] Chiara venuto. *Certificazioni eVTOL: la Cina sorpassa tutti*.  
URL: <https://www.mobilitafutura.eu/aria/auto-volanti/certificazioni-evtol/34809/> (Accesso: 10/12/2023);
- [13] Emanuele Colombo. *Airbus Vahana Alpha One: il primo volo del drone-taxi*. URL: <https://www.motorbox.com/tecnologia/airbus-vahana-alpha-one-primo-volo-per-il-drone-taxi-elettrico-e-autonomo>  
(Accesso: 12/12/2023);
- [14] Dries Verstraete. *Climate explained: why don't we have electric aircraft?*  
URL: <https://theconversation.com/climate-explained-why-dont-we-have-electric-aircraft-123910> (Accesso: 13/12/2023);
- [15] Ye Xie, Al Savvarisal, Antonios Tsourdos, Dan Zhang, Jason Gu. *Review of hybrid electric powered aircraft its conceptual design and energy management methodologies*. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S1000936120303368#s0010> (Accesso: 27/12/2023);
- [16] Winterbone D E., Turan, A. *GAS TURBINES*. URL: <https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/B9780444633736000174>  
(Accesso: 02/01/2024);
- [17] Federico De Rossi. *Design of an Advanced Microturbine Generator for Light Electric Aircrafts*. Università Degli Studi Di Padova, 2022.  
(Accesso: 02/01/2024);
- [18] Barinyima Nkoi, Pericles Pilidis, Theoklis Nikolaidis. *Performance assessment of simple and modified cycle turboshaft gas turbines*.

URL:<https://www.sciencedirect.com/science/article/pii/S2212540X13000242#bib14> (Accesso: 04/01/2024);

[19] Saravanamuttoo H.I.H., Cohen H., Rogers G.F.C. *Gas Turbine Theory*.  
5<sup>^</sup> Ed. (Accesso: 05/01/2024);

[20] Luana Rinaldi. *Algoritmi genetici*. URL:  
<https://www.mokabyte.it/2008/06/01/genetics-1/>(Accesso: 18/02/2024).