

# POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Dipartimento di Energetica

Corso di Laurea Specialistica in Ingegneria Aeronautica



## Analisi Exergetica e Termoeconomica di un Motore Turbofan durante un Tipico Volo Commerciale

Relatore: Prof. Ernesto PEDROCCHI

Co-relatore: Prof. Silvio DE OLIVEIRA JR.

Tesi di Laurea di:

Cesare TONA

Matr. 680418

Paolo Antonio RAVIOLO

Matr. 681687

Anno accademico 2007 - 2008



# Indice

<b>Sommario</b>	<b>xi</b>
<b>1 Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>2 Missione del Velivolo</b>	<b>11</b>
2.1 Il profilo di missione . . . . .	11
2.2 Le fasi di volo . . . . .	13
<b>3 Modello del Motore</b>	<b>15</b>
3.1 Il motore Rolls Royce AE-3007 . . . . .	15
3.2 Modellazione computazionale del motore . . . . .	17
3.2.1 Il software di modellazione e calcolo del motore: GSP .	17
3.2.2 Il modello del motore con GSP . . . . .	20
3.2.3 Modellazione delle condizioni fuori progetto (off-design)	26
3.2.4 Risultati delle simulazioni . . . . .	27
3.3 Modellazione matematica del motore . . . . .	31
3.3.1 Considerazioni iniziali . . . . .	31
3.3.2 Modello . . . . .	32
3.3.3 Risultati . . . . .	43
3.4 Confronto tra i modelli . . . . .	43
<b>4 Analisi Exergetica</b>	<b>47</b>
4.1 Introduzione all'analisi exergetica . . . . .	47
4.2 Considerazioni generali per la modellazione exergetica del mo- tore . . . . .	53
4.2.1 Ipotesi . . . . .	54
4.3 Modello e bilancio globale del motore . . . . .	56
4.3.1 Riferimento sul motore . . . . .	57
4.3.2 Riferimento al suolo . . . . .	60
4.3.3 La scelta dello stato di riferimento . . . . .	61
4.3.4 Risultati . . . . .	63
4.4 Modello e bilancio locale del motore . . . . .	70

4.4.1	Risultati . . . . .	71
4.5	Risultati generali delle analisi exergetiche . . . . .	76
<b>5</b>	<b>Analisi Termoeconomica</b>	<b>81</b>
5.1	Introduzione all'analisi termoeconomica . . . . .	81
5.1.1	Utilizzo dell'exergia nella fase di progetto . . . . .	82
5.1.2	Utilizzo dei costi exergetici nelle analisi di sistemi termici	84
5.2	Analisi di sistemi termici . . . . .	85
5.2.1	Bilancio generale dei costi . . . . .	85
5.2.2	Criteri di ripartizione dei costi . . . . .	87
5.3	Analisi termoeconomica globale del motore . . . . .	90
5.3.1	Metodo di analisi . . . . .	91
5.3.2	Calcolo del costo termoeconomico unitario del combustibile . . . . .	93
5.3.3	Ipotesi per il calcolo del costo del sistema . . . . .	94
5.3.4	Uso dei criteri economici . . . . .	96
5.3.5	Risultati . . . . .	97
5.4	Analisi termoeconomica locale del motore . . . . .	98
5.4.1	Risultati . . . . .	99
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>103</b>
6.1	Considerazioni generali . . . . .	103
6.2	Commenti sulle analisi condotte . . . . .	104
6.3	Propositi e studi futuri . . . . .	105
6.3.1	Analisi di Prima Approssimazione di un Motore More Electric . . . . .	105
<b>A</b>	<b>Le Leggi della Termodinamica</b>	<b>111</b>
<b>B</b>	<b>La Modellazione del Punto di Progetto</b>	<b>115</b>
<b>C</b>	<b>Exergia</b>	<b>123</b>
<b>D</b>	<b>Risultati dell'Analisi Exergetica Globale</b>	<b>129</b>
<b>E</b>	<b>Risultati dell'Analisi Exergetica Locale</b>	<b>135</b>
	<b>Simbologia</b>	<b>143</b>
	<b>Bibliografia</b>	<b>149</b>

# Elenco delle tabelle

2.1	Fasi di volo del profilo di missione considerato. . . . .	12
2.2	Dettagli delle fasi di volo con il sistema <i>Anti-ice OFF</i> . . . . .	13
2.3	Dettagli delle fasi di volo con il sistema <i>Anti-ice ON</i> . . . . .	13
2.4	Dettagli delle estrazioni in ogni fase di volo con il sistema <i>Anti-ice OFF</i> . . . . .	14
2.5	Dettagli delle estrazioni in ogni fase di volo con il sistema <i>Anti-ice ON</i> . . . . .	14
3.1	Caratteristiche del motore Rolls Royce AE-3007. . . . .	16
3.2	Dettagli del punto di progetto (design point) dell'AE-3007. . . . .	26
3.3	Risultati delle simulazioni computazionali delle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF (anti-ice OFF). . . . .	30
3.4	Risultati delle simulazioni computazionali delle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio ON (anti-ice ON). . . . .	30
3.5	Dati di riferimento e dati ottenuti dal software delle variabili principali del motore nella fase n°1-ON, Take-off Anti-ice on - Errori percentuali. . . . .	31
3.6	Dati del motore usati nel modello matematico. . . . .	34
3.7	Risultati del modello matematico. . . . .	43
3.8	Confronto tra i modelli del motore: errori percentuali. . . . .	44
4.1	Risultati entropici dell'analisi con il riferimento sul motore. . . . .	61
4.2	Risultati entropici dell'analisi con il riferimento al suolo. . . . .	61
4.3	Distribuzione percentuale dei flussi exergetici nelle fasi di volo anti-ice OFF. . . . .	64
4.4	Efficienza exergetica in ogni fase di volo. . . . .	64
4.5	Exergia totale distrutta nelle varie fasi di volo in condizioni anti-ice OFF. . . . .	66
4.6	Exergia relativa distrutta e persa in condizioni anti-ghiaccio OFF. . . . .	73
4.7	Classificazione dei componenti più irreversibili in tutta la mis- sione del motore. . . . .	73

4.8	Percentuale di exergia totale introdotta nel motore. . . . .	76
4.9	Flussi exergetici totali ed efficienza exergetica in fase di crociera, riferimento sul motore. . . . .	76
5.1	Parametri utilizzati nello studio termodinamico del motore AE-3007. . . . .	94
5.2	Risultati dell'analisi termoeconomica globale. . . . .	97
5.3	Costo dei componenti usati nell'analisi termoeconomica locale.	100
5.4	Risultati dell'analisi termoeconomica locale. . . . .	100
5.5	Confronto relativo tra i costi degli effetti utili ottenuti nel bilancio globale e locale (tabelle 5.2 e 5.4). . . . .	101
6.1	Valori di potenza elettrica estratta. . . . .	106
6.2	Incidenza della durata della fase di volo sulla variazione di TSFC. . . . .	108

# Elenco delle figure

1.1	Schema dei flussi exergetici dei sistemi del velivolo usato nello studio[14]. . . . .	6
1.2	Esempio di diagramma di Grassman di una configurazione convenzionale[14]. . . . .	7
1.3	Esempio di diagramma di Grassman di una configurazione more electric[14]. . . . .	7
1.4	Schema concettuale delle varie fasi del progetto. . . . .	9
2.1	Profilo di missione usato per questa analisi. . . . .	12
3.1	Il motore Rolls Royce AE-3007. . . . .	16
3.2	Sezione del Rolls Royce AE-3007. . . . .	17
3.3	Gas path standard component library e Standard control component library del software GSP. . . . .	19
3.4	Schema delle fasi concettuali della modellazione del motore. . . . .	21
3.5	Modello iniziale del motore senza sistemi di controllo. . . . .	22
3.6	Modello completo con il sistema di controllo e delle estrazioni. . . . .	23
3.7	Interfaccia ambient/flight conditions. . . . .	25
3.8	Diagramma temperatura totale-entropia specifica del motore fino al mixer. . . . .	28
3.9	Diagramma entalpia specifica-entropia specifica del motore fino al mixer. . . . .	29
3.10	Modello semplificato del motore. . . . .	33
3.11	Modello semplificato della presa dinamica usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	35
3.12	Modello semplificato del fan usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	35
3.13	Modello semplificato del compressore usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	36
3.14	Modello semplificato del combustore usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	37

3.15	Modello semplificato della turbina di alta pressione usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	38
3.16	Modello semplificato della turbina di bassa pressione usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	39
3.17	Modello semplificato del mixer usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	40
3.18	Modello semplificato dell'ugello usato nella modellazione matematica del motore. . . . .	42
3.19	Pressione totale nelle varie stazioni del motore ottenuta dal software e dal modello matematico nella fase di crociera. . . .	45
3.20	Temperatura totale nelle varie stazioni del motore ottenuta dal software e dal modello matematico nella fase di crociera. .	45
4.1	Schema concettuale dei calcoli exergetici. . . . .	55
4.2	Schema dei flussi exergetici del bilancio globale del motore con riferimento sullo stesso. . . . .	58
4.3	Termini dell'exergia di uscita dal motore. . . . .	60
4.4	Schema dei flussi exergetici del bilancio globale del motore con riferimento al suolo. . . . .	62
4.5	Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-OFF - Crociera. . .	65
4.6	Suddivisione exergetica nelle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF. . . . .	67
4.7	Suddivisione exergetica nelle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio ON. . . . .	68
4.8	Exergia totale distrutta nelle varie fasi di volo. . . . .	69
4.9	Bilancio exergetico locale per il fan. . . . .	70
4.10	Exergie relative distrutte e perse, fase di volo 4-OFF - crociera.	71
4.11	Exergie relative distrutte e perse nelle varie fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF. . . . .	72
4.12	Diagramma exergia specifica-entalpia specifica del ciclo primario del propulsore nella fase di crociera. . . . .	77
4.13	Diagramma di Grassman della fase di crociera. . . . .	78
5.1	Sistema termico semplificato che mostra l'uso dell'exergia nella fase di progetto[21]. . . . .	82
5.2	Curve di costo per uno scambiatore di calore[21]. . . . .	83
5.3	Volume di controllo generico per l'applicazione del bilancio dei costi. . . . .	86
5.4	Sistema di cogenerazione semplificato. . . . .	88
6.1	Differenza relativa di TSFC tra la configurazione convenzionale e M.E. nelle fasi di volo Anti-ice OFF. . . . .	107



6.2	Differenza relativa di TSFC tra la configurazione convenzionale e M.E. nelle fasi di volo Anti-ice ON. . . . .	107
B.1	Definizione del punto di progetto della presa dinamica. . . . .	116
B.2	Definizione del punto di progetto del fan. . . . .	116
B.3	Definizione del punto di progetto del compressore. . . . .	117
B.4	Definizione del punto di progetto della camera di combustione. . . . .	117
B.5	Definizione del punto di progetto della camera di combustione. . . . .	118
B.6	Opzioni di suddivisione di potenza tra le varie turbine. . . . .	119
B.7	Visualizzazione delle mappe del core side del fan. . . . .	121
B.8	Visualizzazione della mappa del compressore. . . . .	121
B.9	Visualizzazione della mappa della turbina di alta pressione. . . . .	122
C.1	Volume di controllo indeformabile con un ingresso ed un'uscita. . . . .	124
C.2	Componenti dell'exergia. . . . .	126
D.1	Suddivisione exergetica nella fase di volo 1-off - Take-off. . . . .	129
D.2	Suddivisione exergetica nella fase di volo 2-off - Climb. . . . .	130
D.3	Suddivisione exergetica nella fase di volo 3-off - Climb. . . . .	130
D.4	Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-off - Cruise. . . . .	131
D.5	Suddivisione exergetica nella fase di volo 7-off - Holding. . . . .	131
D.6	Suddivisione exergetica nella fase di volo 8-off - Landing. . . . .	132
D.7	Suddivisione exergetica nella fase di volo 1-on - Take-off. . . . .	132
D.8	Suddivisione exergetica nella fase di volo 2-on - Climb. . . . .	133
D.9	Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-on - Holding. . . . .	133
D.10	Suddivisione exergetica nella fase di volo 5-on - Landing. . . . .	134
E.1	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 1-off - Take-off. . . . .	135
E.2	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 2-off - Climb. . . . .	136
E.3	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 3-off - Climb. . . . .	136
E.4	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 4-off - Cruise. . . . .	137
E.5	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 5-off - Descent. . . . .	137
E.6	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 6-off - Descent. . . . .	138
E.7	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 7-off - Holding. . . . .	138
E.8	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 8-off - Landing. . . . .	139
E.9	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 1-on - Take-off. . . . .	139
E.10	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 2-on - Climb. . . . .	140
E.11	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 3-on - Descent. . . . .	140
E.12	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 4-on - Holding. . . . .	141
E.13	Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 5-on - Landing. . . . .	141



## SOMMARIO

Il lavoro si propone di caratterizzare le prestazioni globali di un tipico motore turbofan e dei suoi componenti. L'analisi utilizza la grandezza termodinamica exergia che, basandosi sul bilancio energetico ed entropico, permette di quantificare il potenziale di lavoro e le irreversibilità del sistema. La termoeconomia, che considera l'exergia come unica forma razionale di attribuzione dei costi ai prodotti (trazione ed estrazioni di aria e potenza), permette di attribuire valori economici relativi ai parametri termodinamici degli effetti utili. Lo studio determina le efficienze exergetiche lungo la missione, i componenti e la fase di volo critici in termini di distruzione di exergia, ed i costi dei flussi interni e di uscita. Usando l'analisi sviluppata in questo lavoro è possibile valutare, confrontare ed ottimizzare configurazioni alternative di impianti di bordo che usano flussi exergoeconomici generati dal motore.

**Parole chiave:** exergia, termoeconomia, velivolo, turbofan, volo commerciale.

## ABSTRACT

The objective of this work is to characterize the global performances of a typical turbofan engine and its components. This analysis uses the thermodynamic parameter exergy, based on energy and entropy balances, to quantify system work potential and irreversibilities. Considering the exergy as the only rational way to allocate product costs (thrust and bleed power), thermoeconomy allows to assign costs associated with their thermodynamics parameters. The study calculates exergetic efficiency over the complete flight cycle, shows critical components and flight phase in terms of work potential destruction, and estimates internal and exhaust flows costs. By using the presented analysis is possible to evaluate, compare and optimize non-conventional aircraft system configurations that uses engine generated exergoeconomics flows.

**Keywords:** exergy, thermoeconomic, aircraft, turbofan, commercial flight.



# Capitolo 1

## Introduzione

**Presentazione** Nell'universo tutti i sistemi naturali o artificiali coinvolgono e sono coinvolti da varie forme di energia, e sono soggetti a trasformazioni e scambi termici. Per questo lo studio energetico, attraverso una modellazione del fenomeno di interesse, è particolarmente utile ed in molti casi fondamentale. Questo tipo di approccio è usato sia per lo studio differenziale che integrale di fenomeni, in particolare quest'ultimo è largamente diffuso poichè permette, attraverso semplici relazioni globali, di determinare gli scambi energetici coinvolti nel sistema analizzato. La modellazione energetica ha acquisito un'importanza sempre maggiore con il passare degli anni. È usata in studi di ottimizzazione, di riduzione delle perdite ed in analisi termoeconomiche.

I sistemi studiati usando modelli energetici sono:

- sistemi ambientali;
- macchine;
- strutture;
- componenti;
- costruzioni;
- fluidi.

Lo studio individuale di questi sistemi considerati semplici può essere utilizzato in analisi di interazione tra di loro, di sistemi composti e complessi come ad esempio impianti, mezzi di trasporto ed edifici.

I velivoli sono sistemi estremamente complessi formati da numerosi componenti come macchine e strutture che interagiscono tra di loro e con un sistema

ambientale molto variabile. Dalla nascita dell'industria aeronautica intense ricerche sono condotte per migliorare le prestazioni, l'efficienza dei velivoli, e per diminuire l'impatto ambientale. Queste ricerche hanno condotto allo sviluppo di nuove tecnologie e configurazioni, tra le quali le *more electric*<sup>1</sup> degli aeromobili, un'innovazione e tema di studio abbastanza promettente mirato a migliorare l'efficienza energetica degli impianti dei velivoli (con eccezione del sistema propulsivo) usando sistemi elettrici invece di meccanici[1]. È riconosciuto che sostituendo con componenti elettrici gli impianti meccanici, idraulici e pneumatici, si ottengono benefici in termini di sicurezza, si riduce il peso del velivolo ed il consumo di combustibile, e conseguentemente il costo di esercizio dell'aeromobile[1]. Tra le ricerche attualmente in atto esiste uno studio della Escola Politécnica dell'università di São Paulo che sta sviluppando un modello alternativo *more electric* di un velivolo commerciale di medie dimensioni. Il proposito è identificare i vantaggi e gli svantaggi di questa nuova configurazione che implementa un sistema di condizionamento della cabina ed anti-ghiaccio *more electric*. Il presente studio fa parte di questa ricerca ed è focalizzato nello sviluppo di un modello computazionale ed exergetico del propulsore del velivolo, per quantificare i diversi consumi di combustibile e flussi termoeconomici riscontrati nelle varie fasi di volo del profilo di missione considerato.

Si introducono, prima dello sviluppo del progetto, i concetti fondamentali usati e gli studi in questo ambito.

**Exergia** *L'exergia è una grandezza termodinamica che descrive il massimo lavoro ottenibile a partire da una sostanza con una composizione chimica, temperatura e pressione fisse, fino ad uno stato di equilibrio chimico, termico e meccanico con l'ambiente.*

La massima capacità di un sistema di realizzare lavoro è funzione della propria energia interna e delle condizioni ambientali (pressione, temperatura e composizione chimica). Il concetto di energia non è sufficiente per identificare e quantificare correttamente i termini di inefficienza di un sistema. Normalmente l'inefficienza è dovuta ad un processo irreversibile nel quale si genera entropia, come per esempio la perdita di pressione in un condotto isolato dove l'energia si conserva e l'entropia aumenta. Per questa ragione l'uso del bilancio di entropia come informazione complementare al bilancio di energia è fondamentale per poter definire correttamente le inefficienze dei processi di conversione di energia e conseguentemente le procedure di formazione dei costi e di emissione di sostanze inquinanti nell'ambiente[2]. Sorge così l'esi-

---

<sup>1</sup>Il termine *more electric* è usato per identificare le configurazioni o i componenti di sistemi costruiti usando più (o totalmente) la tecnologia elettrica.

genza di utilizzare il concetto di exergia, poichè in un sistema dove si conserva l'energia (secondo la Prima Legge della Termodinamica, come mostrato nell'appendice A), la rispettiva exergia diminuisce.

Nei sistemi reali, irreversibili, si ha generazione di entropia durante i processi che diminuisce l'energia disponibile al sistema.

L'exergia, differentemente dall'energia, non è una proprietà ma una grandezza termodinamica, perchè dipende dal sistema e dalle condizioni ambientali. L'energia quindi, non è un buon indicatore della massima quantità di lavoro disponibile al sistema, perchè è indipendente dalle condizioni esterne. Nello studio ed ottimizzazione di sistemi, basata nella quantificazione delle inefficienze interne dovute ai vari componenti, è necessario usare un bilancio di entropia come informazione complementare al bilancio di energia[2]

**Termoeconomia** Tutti i sistemi funzionano in un contesto economico, pertanto le procedure di ottimizzazione del loro funzionamento devono essere realizzate in uno scenario dove l'economia è fondamentale.

Questo tipo di analisi può essere usato specialmente per sistemi termici. Considerando l'importanza dei settori energetici e propulsivi nella moderna società industriale, lo studio e l'analisi di questi sistemi non si può limitare a considerazioni esclusivamente tecniche. Poichè la finalità di un sistema energetico e di propulsione è convertire energia, l'obiettivo di una procedura di ottimizzazione e miglioramento delle prestazioni consiste nel migliorare l'efficienza di conversione di energia, che si traduce in una diminuzione dei consumi e, conseguentemente, nella diminuzione dei costi. La termoeconomia è la scienza che lega le quantità termiche, i processi di trasformazione ed i componenti di un sistema ai rispettivi costi. Attraverso questa analisi si studia tutto il processo di formazione dei costi e prodotti con una base di valore che è l'exergia associata ai prodotti e l'exergia distrutta[2].

L'analisi termoeconomica è fondamentale per identificare quali sono i componenti che dissipano la maggiore quantità di exergia, e per quantificarla. Attraverso questo procedimento è possibile determinare dove ed in quale forma è più necessario, utile e proficuo realizzare un'ottimizzazione, basandosi direttamente sui costi.

Per l'analisi ed ottimizzazione di un sistema, la termoeconomia usa due insiemi di equazioni ai bilanci di massa ed exergia: i bilanci di costo per ogni componente/processo ed i criteri di ripartizione dei costi per i componenti/processi dove si ha più di un prodotto[2].

**Revisione bibliografica** Il concetto di exergia, il suo bilancio ed applicazione come base per lo sviluppo di una analisi termoeconomica, sono applicazioni introdotte solo recentemente nel settore aeronautico.

Le principali ricerche che possono essere trovate in letteratura sono dell'autore Bryce Alexander Roth, del Georgia Institute of Technology[4][6][8][9]. Nel suo studio condotto nel 2002[9] su un motore aeronautico, si confronta il metodo di analisi del potenziale di lavoro termodinamico con metodi tradizionali. In questo lavoro si dimostra che il metodo exergetico permette di generare risultati più comprensibili e consistenti, poichè è possibile individuare gli effetti di tutte le perdite legate al ciclo di propulsione, incluse quelle dovute ad una combustione non in equilibrio.

Un importante studio è stato condotto da R.Slingerland e Sijmen Zandstra[10] della Technical University of Delft, Faculty of Aerospace Engineering, che confronta attraverso l'analisi exergetica le prestazioni di varie configurazioni di un motore turbofan<sup>2</sup> con estrazioni di aria e potenza elettrica, per determinare la soluzione più efficiente. Tuttavia questa analisi non considera individualmente i componenti del propulsore, e non comprende valutazioni di tipo termoeconomico.

E.T. Turgut, T.H. Karakoc e A. Hepbassli[11] hanno effettuato una analisi exergetica di un turbofan con post-combustore con l'obiettivo di definire le irreversibilità di tutti i componenti. Questa analisi è stata condotta per due differenti configurazioni di funzionamento (crociera e livello del mare), ed ha permesso di ottenere i valori delle efficienze exergetiche di ogni componente.

Il presente studio è simile all'ultimo presentato, ampliandolo ad una missione di volo completa per ottenere una visione più globale del funzionamento del propulsore. Pertanto sarà considerata anche la durata delle varie fasi per poter confrontare in modo più completo tutte le perdite exergetiche. L'analisi exergetica globale sarà ampliata usando i valori ottenuti come base per valutare economicamente gli effetti utili, la trazione e le estrazioni (analisi termoeconomica).

**Lo studio dell'aeromobile** La Escola Politécnica dell'Università di São Paulo sta conducendo una ricerca con l'obiettivo di ottimizzare i progetti e le configurazioni attuali degli aeromobili. Nel settore aeronautico, ed in generale in quello aerospaziale, i progetti sono particolarmente complessi e cari, vincolati da numerose norme e normalmente necessitano di grande tempo per essere completati (a partire dalla definizione iniziale delle specifiche e dal progetto di massima, sino alla fase finale di test). Nelle ultime decadi i progressi in rapporto alle prestazioni ed allo sviluppo di nuove configurazioni

---

<sup>2</sup>Il turbofan è un motore a getto che possiede un fan. Il fan è un singolo compressore di grande diametro posto dopo la presa dinamica e prima del compressore che elabora sia il flusso primario che secondario, effettuando una prima compressione.



e tecnologie è stato limitato principalmente a componenti elettronici di bordo e materiali compositi.

Recentemente viene attribuita una grande importanza allo sviluppo di nuove tecniche di progetto ed ottimizzazione basate su metodi exergetici (sull'uso della Seconda Legge della Termodinamica) e nello sviluppo di configurazioni more electric. Studi teorici su queste configurazioni sono stati condotti da vari autori ed imprese che manifestano i potenziali benefici che possono essere ottenuti attraverso questi componenti considerati non convenzionali[1].

I principali benefici sono:

- benefici di peso/range di missione;
- benefici di costo;
- benefici di mantenibilità;
- benefici di affidabilità.

Si sta sviluppando uno studio di configurazioni alternative alle convenzionali in un velivolo commerciale di medie dimensioni (50 passeggeri, range di missione 3700 km, bimotores turbopropeller posteriori, configurazione della coda a T, che utilizza le tecnologie tradizionali). L'idea è quella di progettare e sostituire vari componenti pneumatici, idraulici e meccanici di bordo con corrispondenti componenti elettrici, allo scopo di condurre uno studio exergetico e termoeconomico per definire i vantaggi e svantaggi di ogni cambiamento in rapporto alle proprietà presentate nella lista anteriore. Gli impianti sviluppati con la tecnologia more electric sono:

- sistema di pressurizzazione e condizionamento (air management system [13]);
- sistema anti-ghiaccio (anti-ice).

In ogni configurazione more electric del velivolo, in rapporto alla configurazione convenzionale, si vuole studiare:

- la variazione di consumo di combustibile;
- la variazione di peso;
- la variazione di exergia distrutta nei vari componenti;
- la variazione dei flussi termoeconomici.

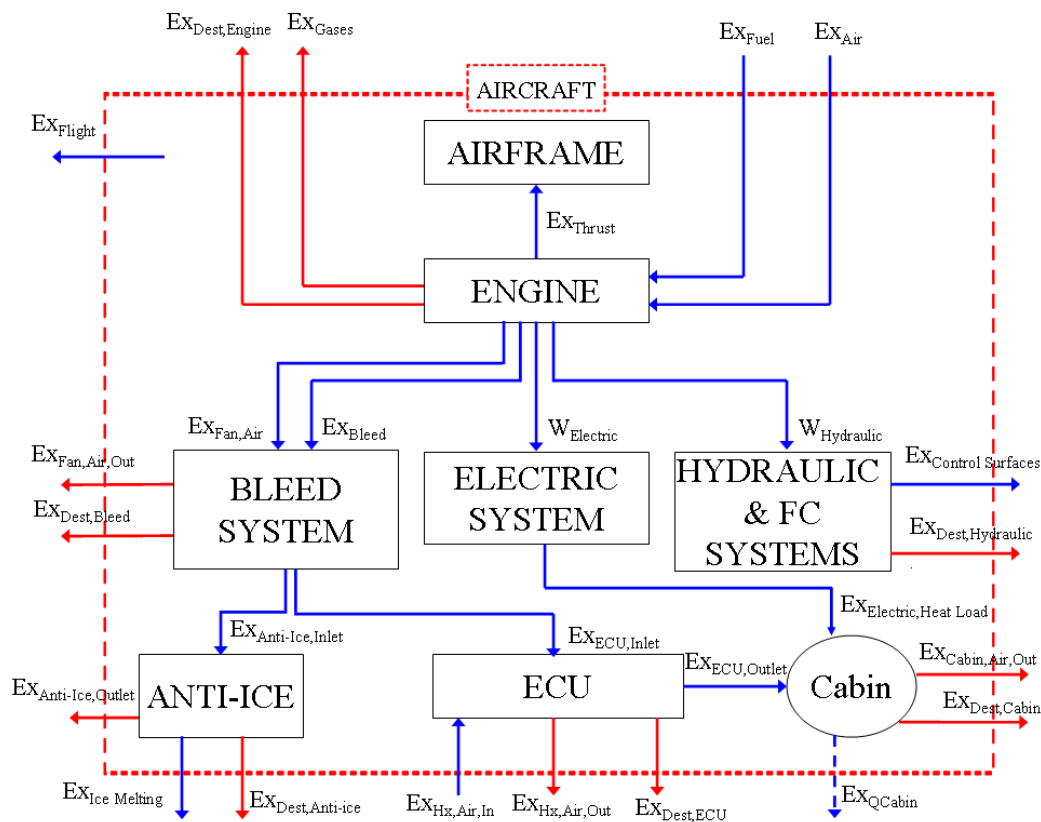


Figura 1.1: Schema dei flussi exergetici dei sistemi del velivolo usato nello studio[14].

Uno schema generale degli impianti che sono studiati è mostrato nella figura 1.1. L'intenzione è quella di realizzare un diagramma di Grassman per questi impianti di bordo, così come mostrato nelle figure 1.2 e 1.3 [14]. L'analisi deve essere condotta per ogni fase di volo significativa della missione dell'aeromobile.

**Studio del motore e sua integrazione con il velivolo** Questo studio, parte della ricerca generale sul velivolo, è focalizzato nell'analisi del rispettivo sistema di propulsione (vedere la figura 1.1). Gli obiettivi principali sono i seguenti:

1. Da un punto di vista locale, l'obiettivo è caratterizzare gli aspetti dettagliati del funzionamento del motore attraverso un'analisi exergetica. Si desidera valutare le prestazioni del propulsore lungo la missione

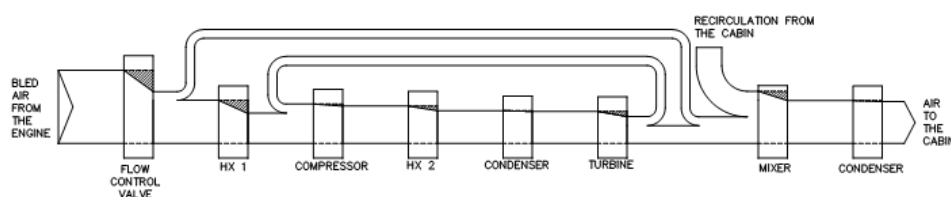


Figura 1.2: Esempio di diagramma di Grassman di una configurazione convenzionale[14].

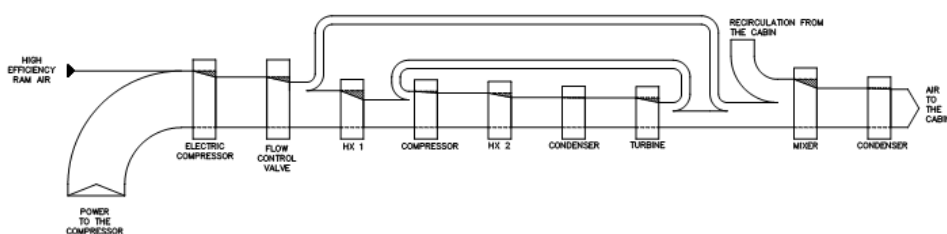


Figura 1.3: Esempio di diagramma di Grassman di una configurazione more electric[14].

determinando l'efficienza exergetica e definendo le irreversibilità di ogni componente;

- Da un punto di vista globale, l'obiettivo è quantificare exergeticamente i flussi di aria estratti nelle varie fasi di volo e configurazioni del velivolo (incluse le more electric). Ogni impianto di bordo, sia convenzionale che alternativo, è alimentato da energia ottenuta dai motori dell'aeromobile. Variazioni delle configurazioni degli impianti del velivolo si riflettono sui propulsori in termini di quantità e tipo di energia estratta, modificano il consumo di combustibile ed i flussi exergetici, che sono esattamente le quantità di analisi che interessano. Si evidenzia che in queste architetture alternative anche la configurazione del motore può essere more electric (MEE<sup>3</sup>).

Per condurre lo studio è necessario modellare i motori dell'aeromobile, due Rolls Royce AE-3007, attraverso un software che permette di calcolare, all'ingresso ed uscita di ogni componente, le caratteristiche del flusso di lavoro,

<sup>3</sup>More Electric Engine. In un aeromobile more electric sono rimosse tutte le estrazioni meccaniche e di aria, e tutti gli impianti di bordo sono alimentati attraverso potenza elettrica. Questa maggiore necessità di elettricità è soddisfatta da un generatore senza contatti di alta velocità (brushless starter-generator), integrato nello stesso motore, che sostituisce il tradizionale generatore di bassa velocità montato esternamente al propulsore.

considerando le diverse estrazioni di exergia degli impianti di bordo e calcolare il consumo di combustibile in ogni configurazione. Con questi dati è possibile definire come le variazioni introdotte influenzano le quantità di maggior interesse di progetto, la quantità di combustibile e le perdite exergetiche.

Lo studio condotto si divide nella forma seguente:

- **capitolo 1** : Introduzione al lavoro;
- **capitolo 2** : Presentazione del profilo di missione e dei dettagli delle fasi di volo di interesse;
- **capitolo 3** : Presentazione del motore, del modello computazionale e matematico del motore e dei risultati delle simulazioni;
- **capitolo 4** : Analisi exergetica;
- **capitolo 5** : Analisi termoeconomica;
- **capitolo 6** : Conclusioni, studi ed applicazioni future.

Uno schema concettuale delle varie fasi del lavoro è presentato in figura 1.4.

**Finalità ed obiettivi** I motivi fondamentali che supportano questo studio nascono dalla necessità sempre maggiore di raggiungere soluzioni più efficienti, di sviluppare metodi di progetto e di ottimizzazione avanzati (basati sul calcolo exergetico), dalla sensibilizzazione e dalle imposizioni delle norme che proteggono l'ambiente.

Il calcolo basato sulla Seconda Legge della Termodinamica, exergetico o del potenziale di lavoro, è un argomento di ricerca utile ed interessante per ogni tipo di sistema ed applicazione energetica, non limitato al campo aerospaziale. Questo approccio, usato complementariamente all'analisi energetica, è potenzialmente un metodo che permette di acquisire informazioni addizionali sul sistema che permettono di condurre un progetto generale e di dettaglio più efficiente, con benefici economici ed ambientali. In rapporto all'industria aeronautica, recentemente statica e senza innovazioni importanti, queste ricerche sono prospettive di una possibile nuova generazione di aeromobili e motivo di investimento, di studi utili e concreti. In termini più generali la finalità è mostrare uno schema di calcolo valido, adattabile per ogni propulsore aeronautico e sistema termico, che permetta di analizzare flussi exergetici e termoeconomici usati per valutare modifiche nella configurazione dei sistemi di bordo.

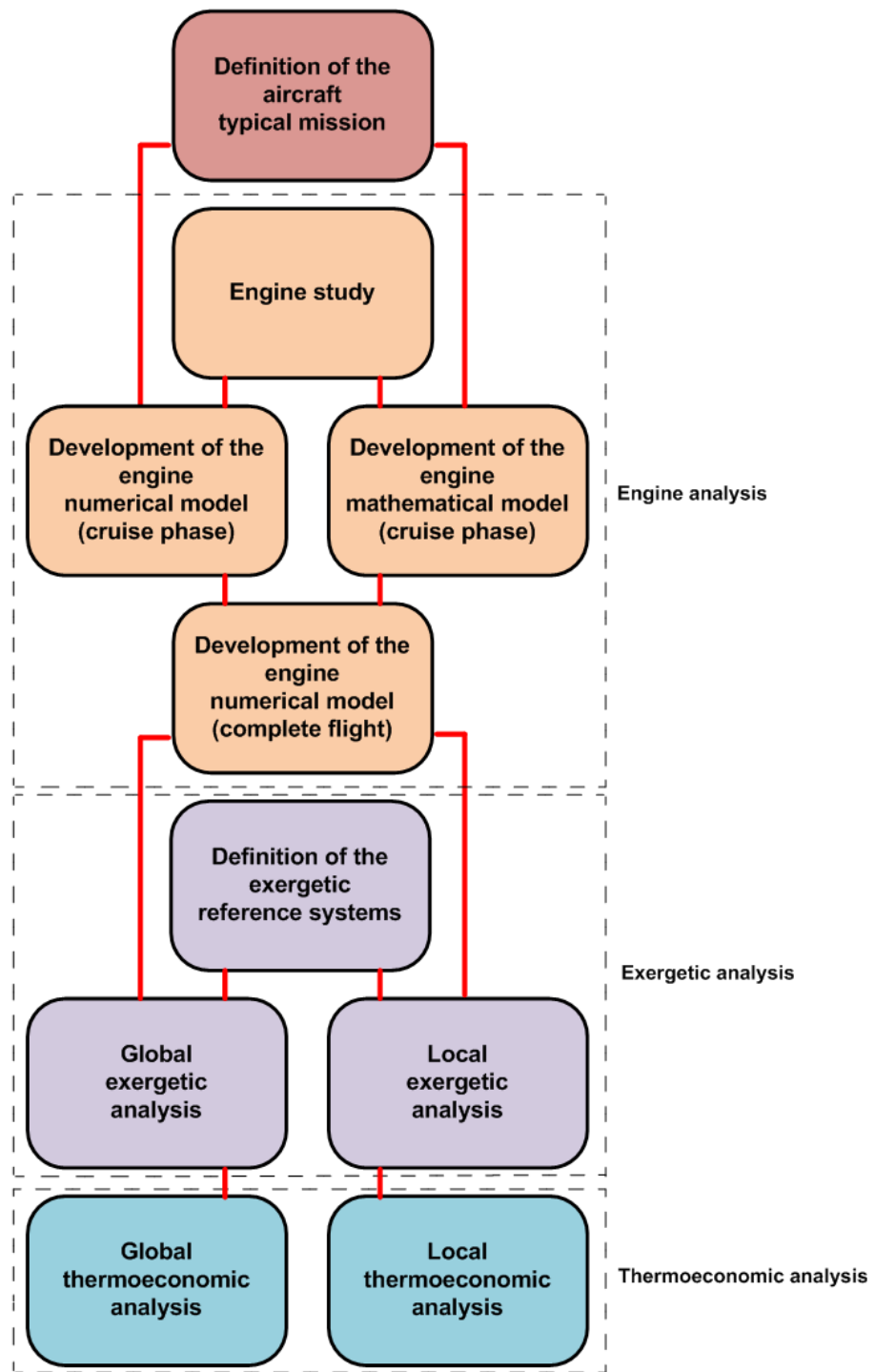


Figura 1.4: Schema concettuale delle varie fasi del progetto.



# Capitolo 2

## Missione del Velivolo

**Presentazione** In questo capitolo è presentata la scelta della missione del velivolo usata nell'analisi del motore. Questa scelta è fondamentale poichè determina le fasi di volo e conseguentemente le condizioni operative del propulsore che sarà modellato e simulato a partire da esse.

Il capitolo è suddiviso nella forma seguente:

1. **Il profilo di missione** : È mostrato il profilo caratteristico per questa categoria di velivoli ed il profilo usato nelle analisi;
2. **Le fasi di volo** : Sono riassunte le fasi di volo usate nella modellazione e simulazione del motore, con tutti i relativi dettagli.

### 2.1 Il profilo di missione

Ogni aeromobile può ricoprire vari profili di missione basati sul tipo di velivolo e di caratteristiche di uso. I profili sono determinati dalla compagnia aerea che utilizza l'aeromobile e principalmente da una serie di norme che impongono fasi, durate, limitazioni e caratteristiche in ogni momento di volo[28]. Sono imposte, ad esempio, fasi di volo di attesa prima dell'atterraggio in aeroporto e fasi di volo addizionali necessarie per raggiungere una pista alternativa in caso di impossibilità di atterraggio nel luogo previsto.

Per la realizzazione di questo studio non è necessario considerare un profilo di missione così articolato e complesso, perchè l'intenzione è studiare le fasi fondamentali nelle quali gli impianti stanno funzionando. Il profilo di missione considerato è mostrato nella figura 2.1 e spiegato nella tabella 2.1.

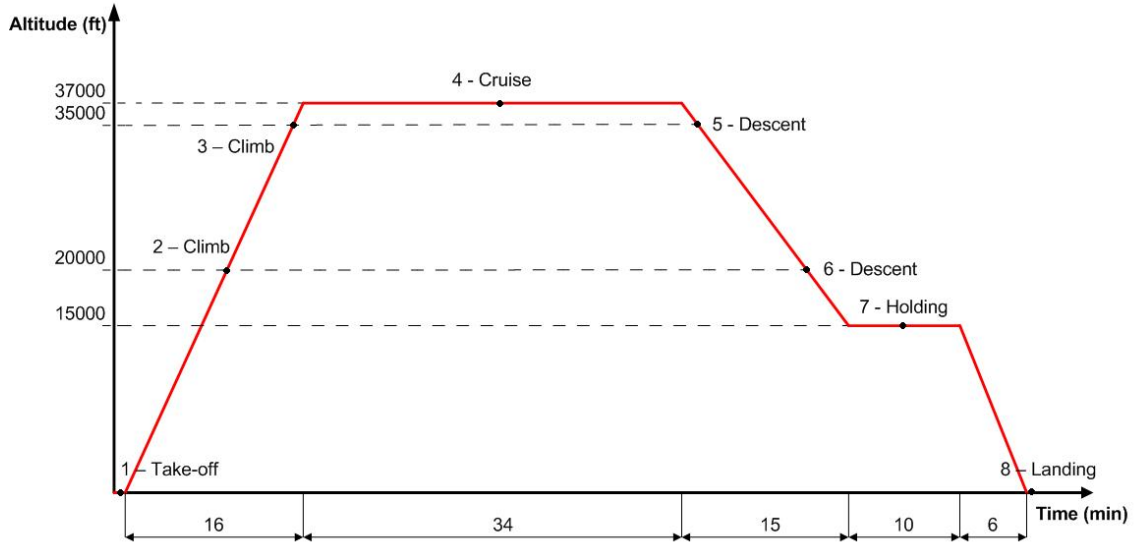


Figura 2.1: Profilo di missione usato per questa analisi.

Tabella 2.1: Fasi di volo del profilo di missione considerato.

Numero di fase	Descrizione
1	<i>Take off</i>
2	<i>Climb - anti-ice ON</i>
3	<i>Climb - anti-ice OFF</i>
4	<i>Cruise</i>
5	<i>Descent - anti-ice OFF</i>
6	<i>Descent - anti-ice ON</i>
7	<i>Holding</i>
8	<i>Landing</i>



Tabella 2.2: Dettagli delle fasi di volo con il sistema *Anti-ice OFF*.

Descrizione della fase	h [m]	Mach	Durata [min]	T [N]
<i>TAKE-OFF</i>	0	0,2	1	28268
<i>CLIMB</i>	6096	0,57	12	13652
<i>CLIMB</i>	10668	0,66	4	8634
<i>CRUISE</i>	11277	0,77	34	7713
<i>DESCENT</i>	10668	0,77	4	2478
<i>DESCENT</i>	6096	0,62	11	2509
<i>HOLDING</i>	4572	0,4	10	13193
<i>LANDING</i>	0	0,2	0,5	2095

Tabella 2.3: Dettagli delle fasi di volo con il sistema *Anti-ice ON*.

Descrizione fase	h [m]	Mach	Durata [min]	T [N]
<i>TAKE-OFF</i>	0	0,2	1	28166
<i>CLIMB</i>	6096	0,57	12	13478
<i>DESCENT</i>	6096	0,62	11	2215
<i>HOLDING</i>	4572	0,4	10	13113
<i>LANDING</i>	0	0,2	0,5	2424

## 2.2 Le fasi di volo

Il profilo di missione usato per questo studio rappresenta una missione semplificata.

Nelle tabelle 2.2, 2.3 è possibile visualizzare i dettagli delle quattordici fasi di volo analizzate, nelle tabelle 2.4 e 2.5 sono mostrati dettagliatamente i valori delle estrazioni di potenza ed aria. In particolare nelle tabelle 2.3 e 2.5 relative alle condizioni di volo con il sistema anti-ghiaccio ON, si osserva che questo impianto è usato solo quando si presenta il problema della formazione di ghiaccio, nel volo in bassa quota ( $< 20000$  ft). È considerata una fase di holding<sup>1</sup>, alla quota di 4572 m (20000 ft), poiché è una condizione critica per la formazione di ghiaccio. In questa fase si trova la massima estrazione di aria dal compressore.

<sup>1</sup>Fase di attesa prima di atterrare in un aeroporto.

Tabella 2.4: Dettagli delle estrazioni in ogni fase di volo con il sistema *Anti-ice OFF*.

Descrizione fase	$\dot{W}_{hp}$ [kW]	$\dot{W}_{el}$ [kW]	$\dot{m}^{bleed}$ 9th [kg/s]	$\dot{m}^{bleed}$ 14th [kg/s]	$\dot{m}^{fan}$ [kg/s]	$n^{fan}$ [rpm]	$n^{comp}$ [rpm]
<i>TAKE-OFF</i>	5,30	11,1	0,238	—	1,62	7715	15409
<i>CLIMB</i>	5,30	11,1	0,225	—	1,12	7819	14967
<i>CLIMB</i>	5,30	11,1	0,187	—	0,75	8037	14572
<i>CRUISE</i>	7,01	9,39	0.1641	—	0,75	7922	14527
<i>DESCENT</i>	6,48	9,93	—	0,179	0,50	5699	12851
<i>DESCENT</i>	6,48	9,93	—	0,218	0,68	5030	12747
<i>HOLDING</i>	6,48	9,93	—	0,173	1,04	7245	14553
<i>LANDING</i>	6,48	9,93	—	0,204	0,52	2903	11290

Tabella 2.5: Dettagli delle estrazioni in ogni fase di volo con il sistema *Anti-ice ON*.

Descrizione fase	$\dot{W}_{hp}$ [kW]	$\dot{W}_{el}$ [kW]	$\dot{m}^{bleed}$ 9th [kg/s]	$\dot{m}^{bleed}$ 14th [kg/s]	$\dot{m}^{fan}$ [kg/s]	$n^{fan}$ [rpm]	$n^{comp}$ [rpm]
<i>TAKE-OFF</i>	5,302	11,1	0,789	—	1,62	7715	15458
<i>CLIMB</i>	5,302	11,1	0,666	—	1,18	7819	15022
<i>DESCENT</i>	6,48	9,93	—	0,666	0,69	4914	12717
<i>HOLDING</i>	6,48	9,93	—	0,789	1,04	7245	14593
<i>LANDING</i>	6,48	9,93	—	0,736	0,54	3076	11583

Dove:

9th indica il 9° stadio del compressore

14th indica il 14° stadio del compressore

Tutti i valori si riferiscono allo specifico motore analizzato.

# Capitolo 3

## Modello del Motore

**Presentazione** In questo capitolo è presentato il motore aeronautico usato per l'analisi exergetica e termoeconomica; la divisione delle sezioni è la seguente:

1. **Il motore Rolls Royce AE-3007;**
2. **Modellazione computazionale del motore;**
3. **Modellazione matematica del motore;**
4. **Confronto tra i modelli.**

Lo studio è condotto su un propulsore di caratteristiche comuni per i velivoli commerciali moderni. È un medio turbofan con due alberi, presentato nella prima sezione. Per modellare il motore si usa il programma GSP, sviluppato da un gruppo di ricercatori del National Aerospace Laboratory NLR (Amsterdam, Olanda). Il procedimento di modellazione è mostrato dettagliatamente nella seconda sezione e può essere usato come riferimento per costruire modelli di altri propulsori aeronautici attraverso librerie di componenti e controlli. Per valutare i risultati ottenuti con questo software, nella terza sezione è costruito un modello matematico semplificato che può essere usato come riferimento qualitativo (nella fase di crociera), permettendo un confronto mostrato nell'ultima parte del capitolo.

### 3.1 Il motore Rolls Royce AE-3007

I motori installati nel velivolo sono due Rolls Royce AE-3007, turbofan di medie dimensioni dell'anno 1998 (figura 3.1).

Le caratteristiche principali del motore sono mostrate nella tabella 3.1.

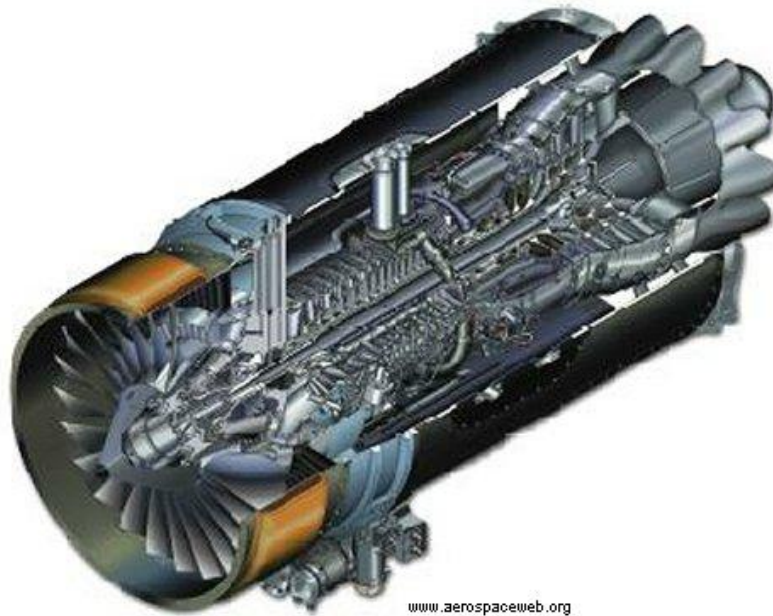


Figura 3.1: Il motore Rolls Royce AE-3007.

Tabella 3.1: Caratteristiche del motore Rolls Royce AE-3007.

Trazione massima	34 [kN]
Peso	738 [kg]
Lunghezza del motore	2,9 [m]
Diametro del Fan	1,2 [m]
Rapporto di compressione	24
<i>Bypass ratio</i>	5
Consumo specifico di combustibile al decollo, TOSFC	10,36 [mg/Ns]
N° di alberi	2
N° di Fan	1
N° di stadi del compressore	14
N° di stadi della turbina di alta pressione	2
N° di stadi della turbina di bassa pressione	3

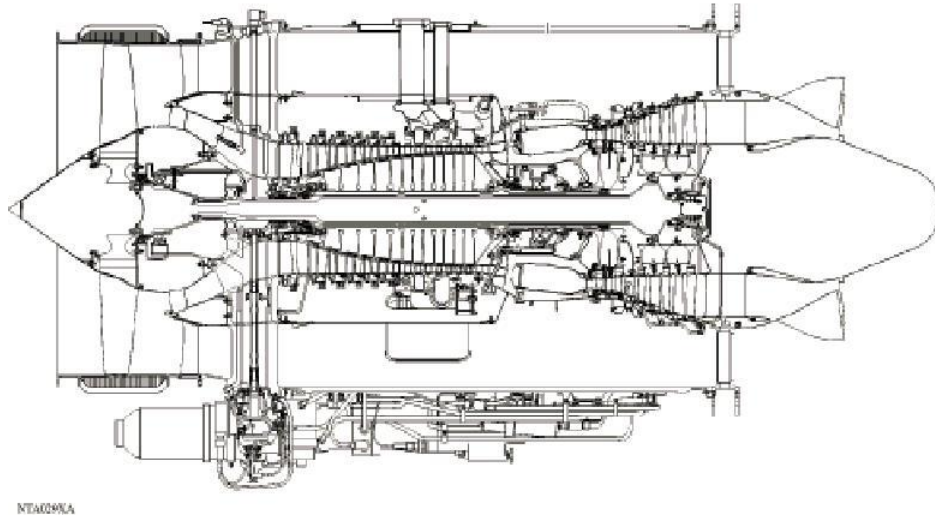


Figura 3.2: Sezione del Rolls Royce AE-3007.

Come è possibile osservare dai dati presentati, il motore è un classico turbofan ad elevato bypass<sup>1</sup>. Possiede due assi, uno che collega le turbine di alta pressione al compressore, ed uno che collega le turbine di bassa pressione al fan. Una sezione del motore è mostrata nella figura 3.2.

## 3.2 Modellazione computazionale del motore

### 3.2.1 Il software di modellazione e calcolo del motore: GSP

Per ottenere il modello del motore è stato utilizzato il software GSP (Gas turbine Simulation Program). Questo programma è stato inizialmente creato dal dipartimento aerospaziale della Delft Technical University TUD nel 1986. In quegli anni per simulare motori a getto si utilizzava il software DYNGEN della NASA, ma siccome questo programma possedeva una interfaccia grafica molto limitata e presentava problemi di instabilità numerica, cominciò lo sviluppo della prima versione di GSP combinando le caratteristiche proprie di DYNGEN con una maggior velocità e stabilità dei processi

---

<sup>1</sup>Il bypass è il rapporto tra il flusso periferico del fan (flusso secondario) ed il flusso centrale (primario).

di iterazione numerica. A partire dal 1989 lo sviluppo del software continuò nel NRL dove GSP fu convertito nel linguaggio standard ANSI FORTRAN-5. I futuri miglioramenti, correzioni ed estensioni incluse nel programma, furono introdotte per permettere la simulazione di motori a getto di interesse speciale. I processi di una turbina a gas furono modellati con maggiori dettagli. Fu creato un modello di fan che permette la separazione del flusso in una parte centrale (core) e periferica (duct), implementato un componente di turbina di potenza ed uno scambiatore di calore per modellare motori con recupero. L'interfaccia grafica fu migliorata e furono aumentate le opzioni di visualizzazione dei risultati.

Alla fine del 1998 uscì la prima versione, 8.0, che includeva un modello di motore e la possibilità di definire completamente la composizione del gas, simulando gas reali e gli effetti della dissociazione. Oltre a ciò, questa versione includeva un nuovo modello di camera di combustione monodimensionale e multi-reattore e maggiori dettagli per la definizione del combustibile (inclusa la possibilità di definire combustibili non convenzionali).

La simulazione di una turbina a gas con GSP si basa nella modellazione adimensionale dei processi nei vari componenti della turbina attraverso espressioni aerotermodinamiche e di caratterizzazione dello stato stazionario (mappe dei componenti).

Con la modellazione adimensionale nei procedimenti di calcolo sono utilizzate le proprietà medie termodinamiche dell'aria e del gas nella sezione di passaggio del flusso (di ingresso ed uscita di ogni componente).

Il modello di turbina a gas è creato ponendo differenti componenti predefiniti (come prese dinamiche, compressori, camere di combustione, turbine ed ugelli di scarico) nella configurazione corrispondente dello specifico motore che si vuole simulare. Le condizioni del gas che esce da un componente rappresentano le condizioni di entrata per il componente seguente.

I vari componenti si trovano in librerie: la gas path standard component library che permette di realizzare i modelli e la standard control component library che contiene i sistemi di controllo generici (vedere la figura 3.3).

I processi in ogni componente della turbina sono determinati attraverso relazioni tra vari parametri (da 2 a 5) definiti mediante le mappe dei componenti e le equazioni termodinamiche. Questi parametri sono principalmente le proprietà dell'aria, del gas, le velocità di rotazione degli alberi, le efficienze, che determinano la condizione di funzionamento dei componenti.

Per utilizzare GSP, in primo luogo è necessario definire un punto di progetto (design point) attraverso dati specificati dall'utente. Le variazioni rispetto a questo punto (calcoli off-design) sono calcolate risolvendo un sistema di equazioni non lineari. Le equazioni utilizzate dal programma per definire le

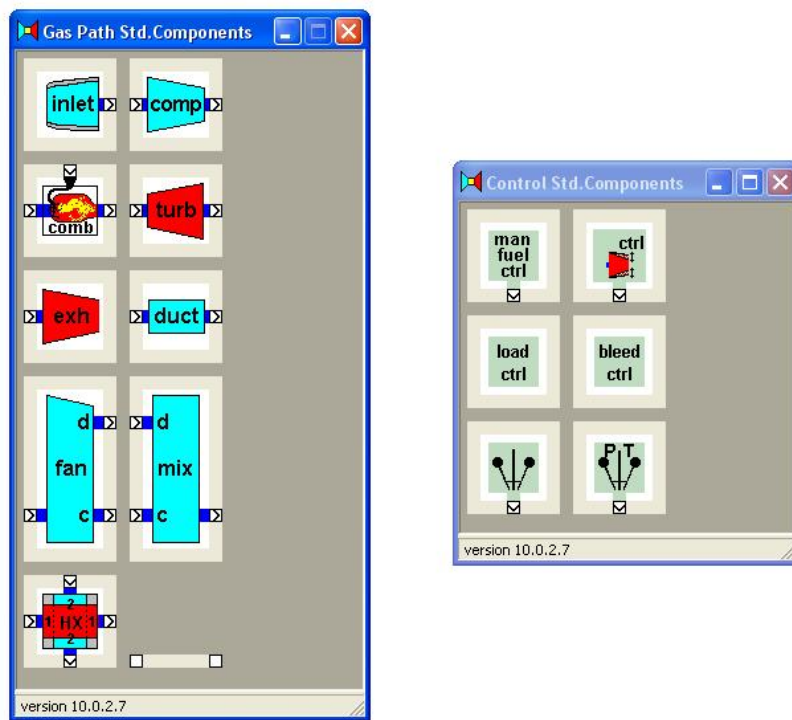


Figura 3.3: Gas path standard component library e Standard control component library del software GSP.

prestazioni del motore e le variazioni delle condizioni del gas che passa per i vari componenti sono:

- equazioni di conservazione della massa;
- equazioni di conservazione dell'energia;
- equazioni dei gas perfetti;
- equazioni del flusso isentropico;
- equazioni di conservazione del momento del flusso di gas;
- equazioni dell'effetto dell'inerzia del rotore;
- equazioni della trasmissione di calore tra il gas e le pareti del motore.

La maggior parte dei componenti usa mappe per rappresentare le caratteristiche multidimensionali e non lineari. Queste mappe sono salvate in file di testo e devono essere importate in ogni componente nella fase di costruzione del modello. Mappe off-design devono essere usate per la modellazione del fan, del compressore, degli scambiatori di calore, delle turbine, dell'ugello, della presa dinamica e della camera di combustione[15]. Per approfondire il tema delle mappe si consulti l'appendice B.

### 3.2.2 Il modello del motore con GSP

La modellazione del motore Rolls Royce AE-3007 è stata condotta secondo le seguenti fasi concettuali (come schematizzato nella figura 3.4):

1. costruzione del motore utilizzando la gas path standard component library;
2. collocazione del sistema di controllo del combustibile, delle estrazioni di aria (bleed control) nel fan e nel compressore e delle estrazioni di potenza negli assi utilizzando la standard control component library;
3. modellazione delle condizioni atmosferiche e di volo;
4. definizione del punto di progetto (design point);
5. modellazione delle configurazioni stazionarie off-design.



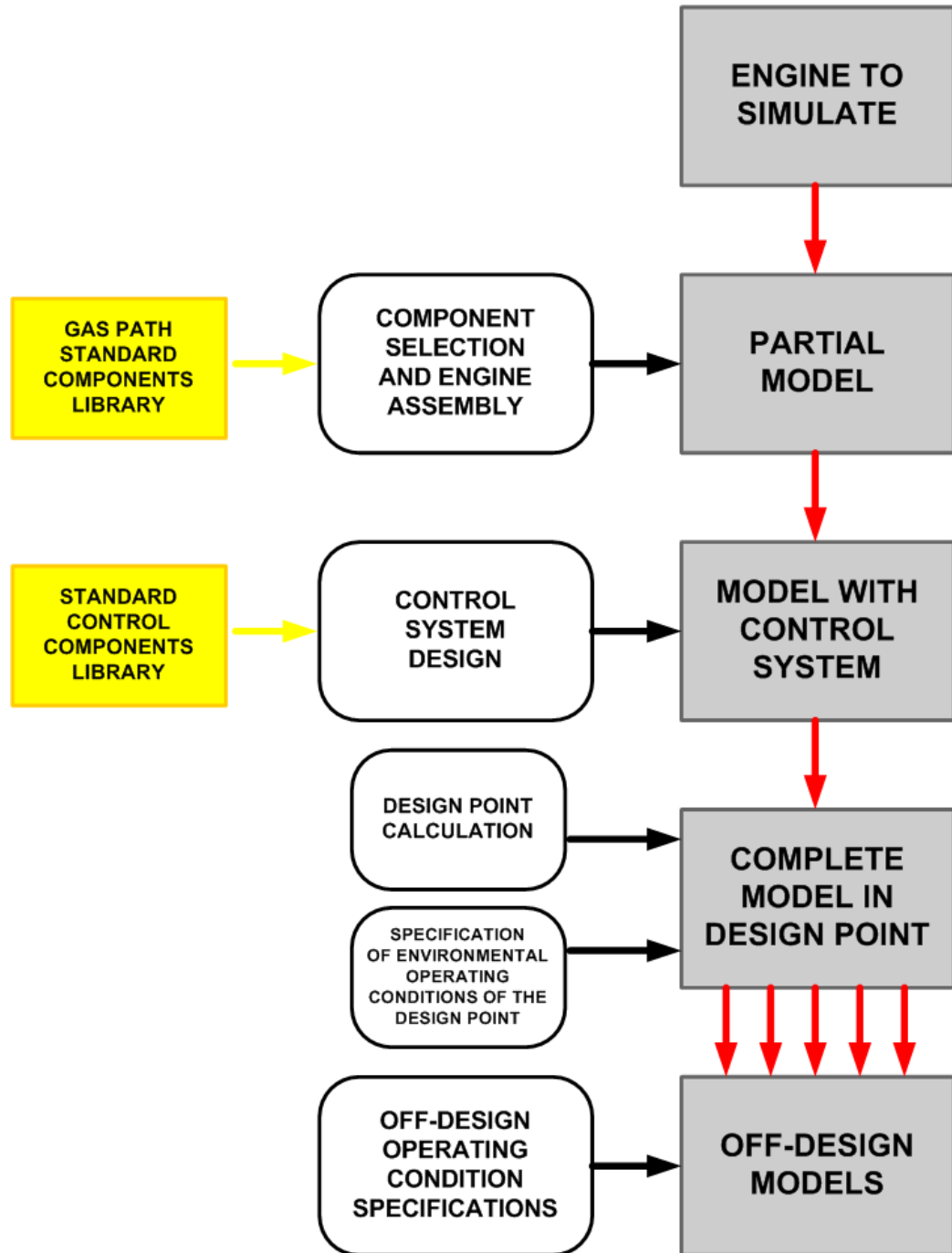


Figura 3.4: Schema delle fasi concettuali della modellazione del motore.

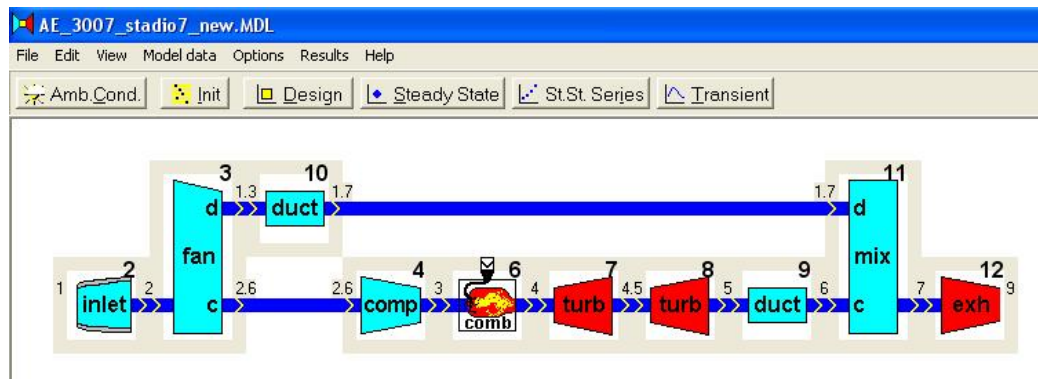


Figura 3.5: Modello iniziale del motore senza sistemi di controllo.

**Costruzione del motore** Il modello è costruito ponendo i vari componenti della gas path standard component library in un piano di lavoro.

Come è possibile vedere nella figura 3.5 il modello è stato creato ponendo una presa dinamica ed in seguito un fan. L'AE-3007 è un turbofan a grande valore di bypass di tipo ducted fan (dove il condotto del flusso secondario si estende sino all'ugello), quindi dopo il fan sono costruiti due condotti separati (core side e duct side). Il flusso esterno (duct flow) passa in un componente chiamato duct, utilizzato per modellare le perdite di pressione, ed in seguito viene unito al flusso primario (core flow) nel mixer. Il flusso principale è compresso nuovamente nel compressore ed in seguito passa per la camera di combustione (combustor component) che simula tutti i processi di combustione primaria e generazione di gas (processi chimici, perdite di pressione, trasmissione del calore, emissioni inquinanti). All'uscita della camera di combustione sono inseriti gli stadi di turbina di alta e bassa pressione, modellati con differenti componenti. Il turbine component è utilizzato per ottenere potenza meccanica dai gas di scarico per far ruotare l'albero. Sono inseriti due alberi, uno per la turbina di alta pressione collegato al compressore ed uno per la turbina di bassa pressione collegato al fan. Dopo la turbina di bassa pressione è utilizzato un altro duct component per simulare ulteriori perdite di pressione, ed il flusso in seguito è unito al secondario nel mixer. Il programma permette di inserire ugelli a geometria variabile, ma questa non è una caratteristica del motore che si sta simulando.

I vari componenti hanno bisogno di essere collegati e numerati. L'unione è effettuata inserendo vari linkbar component che permettono di stabilire una connessione tra i flussi di ingresso ed uscita dei vari componenti. Le connessioni meccaniche tra gli alberi devono essere definite nei componenti interessati (turbine e compressori). Per un corretto funzionamento il modello deve essere numerato secondo due differenti criteri: component numbers e

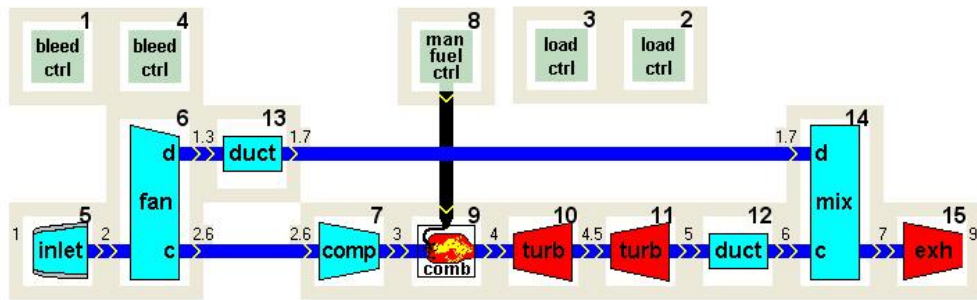


Figura 3.6: Modello completo con il sistema di controllo e delle estrazioni.

station numbers. I component numbers sono i numeri attraverso i quali il programma identifica i componenti inseriti, sono determinati automaticamente all'inizio dei calcoli, e rappresentano l'ordine seguito durante la simulazione. Questa numerazione è utilizzata anche per identificare alcuni parametri d'uscita come il rapporto di compressione e l'efficienza, che non si riferiscono ad una specifica stazione, ma ad un componente intero.

Gli station numbers sono attribuiti alle connessioni tra i vari componenti, sono definiti dall'utilizzatore nelle varie stazioni e servono per identificare i parametri caratteristici del gas, come pressione e temperatura[15]. La numerazione station number segue lo standard internazionale SAE Aerospace Recommended Practice 5571[18].

**Collocazione del sistema di controllo** Ottenuto lo schema iniziale del modello, è necessario inserire i sistemi di controllo dalla standard control component library (figura 3.6).

In questa modellazione non sono inseriti i controlli delle forze applicate agli alberi, ma è previsto il controllo dell'iniezione del combustibile, permettendo di definire il flusso all'ingresso della camera di combustione nelle condizioni off-design. Questo componente rappresenta il modo più semplice per specificare la potenza in un modello di turbina a gas, poichè non necessita di controlli automatici. Con il controllo manuale (manual fuel flow control) il flusso di combustibile può essere specificato come un free state<sup>2</sup> permettendo di calcolare una condizione off-design con dati specificati dall'utente. Queste condizioni sono determinate dalla velocità di rotazione della turbina e/o potenza.

<sup>2</sup>Il parametro non è calcolato automaticamente dal programma attraverso altri dati di ingresso (come la temperatura d'ingresso in turbina o il rapporto stechiometrico della miscela), ma è definito dall'utente.

La modellazione del sistema di controllo delle estrazioni di aria, bleed control è eseguita con particolare attenzione. In un motore aeronautico normalmente sono presenti numerose estrazioni come:

- estrazioni dal fan per gli impianti di bordo;
- estrazioni dal compressore per gli impianti di bordo;
- estrazioni dal compressore per il raffreddamento dei primi stadi di turbina.

Il modello che si sta creando deve poter simulare estrazioni variabili dal fan e dal compressore per gli impianti di bordo nelle differenti fasi di volo, per questo sono inseriti due bleed control. In particolare nel compressore si possono distinguere due diverse condizioni di estrazione dovute all'uso dell'impianto anti-ghiaccio o no:

- **anti-ghiaccio ON** : estrazione nel 14° stadio del compressore;
- **anti-ghiaccio OFF** : estrazione nel 9° stadio del compressore.

Il controllo delle estrazioni del compressore permette una regolazione delle stesse, sia in condizioni di progetto che no. La condizione di progetto è la fase di crociera con anti-ghiaccio OFF ( $\dot{m}_{bleed} = 0,1641 kg/s$ , estrazione nel 9° stadio).

I parametri che è necessario definire per la modellazione del bleed component del compressore sono:

- $\dot{m}_{design}$  : portata di aria estratta nella condizione di progetto;
- $\dot{m}_{bleed}$  : portata di aria estratta nella condizione operativa;
- FracH : frazione entalpica estratta.

Il parametro FracH indica in che proporzione l'aumento di entalpia fornito dal compressore all'aria è fornito anche all'aria estratta. Praticamente FracH rappresenta in quale punto del compressore tra l'uscita (FracH = 1) e l'entrata (FracH = 0) è estratta l'aria.

Oltre alle estrazioni d'aria per il funzionamento degli impianti di bordo il motore possiede anche estrazioni di potenza meccanica attraverso l'albero. Questa potenza è usata sempre per gli impianti dell'aereo. Nel modello sono inclusi due sistemi di controllo della potenza estratta, load control, per poter definire la potenza necessari per l'alimentazione della pompa idraulica e del generatore elettrico. Le due estrazioni meccaniche sono inserite sull'asse di bassa velocità.

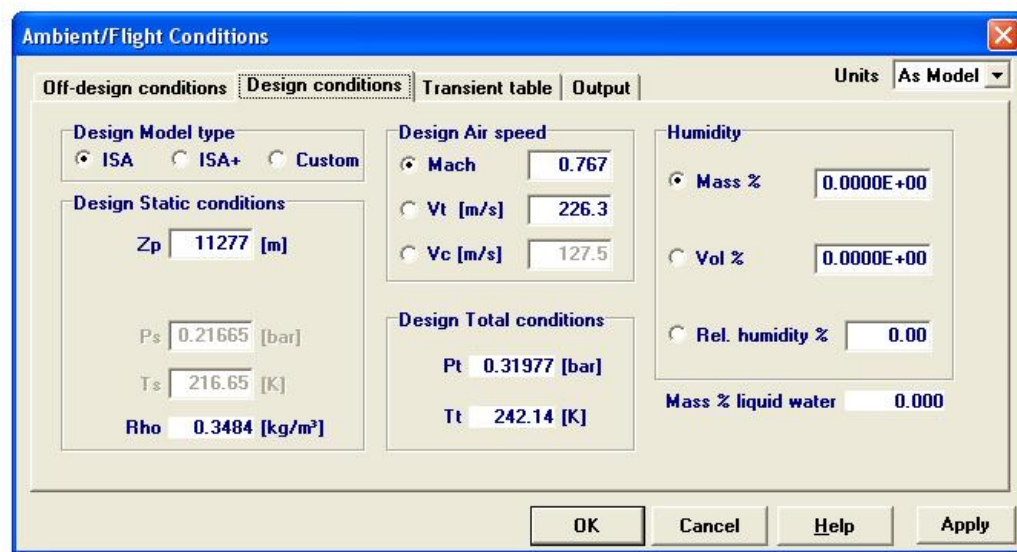


Figura 3.7: Interfaccia ambient/flight conditions.

**Modellazione delle condizioni atmosferiche e di volo** Nella finestra ambient/flight conditions è possibile definire le condizioni atmosferiche nelle quali la turbina funziona. Questi parametri influenzano le prestazioni del motore variando le condizioni di funzionamento di alcuni componenti come la presa dinamica e l'ugello di scarico.

Le condizioni ambientali e di volo possono essere specificate secondo il modello di atmosfera standard ISA.

Nell'interfaccia è necessario definire le condizioni di progetto (attraverso il numero di Mach, la TAS o la CAS<sup>3</sup>), la densità ed eventualmente l'umidità. Pressioni e temperature totali sono calcolate direttamente dal programma (figura 3.7).

<sup>3</sup>Le velocità utilizzate in aeronautica sono:

- IAS (Indicated Air Speed) : la velocità indicata dagli strumenti, basata sui valori di densità e pressione al livello del mare;
- CAS (Calibrated Air Speed) : la velocità calibrata, ottenuta correggendo la IAS rispetto agli errori dello strumento di misura (principalmente quelli di posizione);
- EAS (Equivalent Air Speed) : la velocità equivalente, ottenuta correggendo la CAS considerando la pressione vera all'altitudine di volo;
- TAS (True Air Speed) : la velocità vera, ottenuta correggendo la EAS considerando la densità vera all'altitudine di volo.

Tabella 3.2: Dettagli del punto di progetto (design point) dell'AE-3007.

Condizione di volo	Crociera (anti-ghiaccio OFF)
Altitudine [m]	11277
Mach	0,77
Trazione [N]	7713
Portata di aria estratta dal fan [kg/s]	0,7529
Portata di aria estratta dal compressore [kg/s]	0,1641
Stadio di estrazione	9°
Pressione di estrazione [bar]	3,52
Temperatura di estrazione [K]	492
Velocità di rotazione del compressore [rpm]	14527
Velocità di rotazione del fan [rpm]	7922
T. di entrata nella turbina di bassa pressione,ITT [K]	1036

**Definizione del design point** Prima di cominciare la simulazione con GSP è necessario definire il punto di progetto per poter rappresentare una particolare configurazione della turbina a gas. Il calcolo del design point determina la portata di flusso della turbina che è proporzionale alla superficie frontale del motore.

Per il calcolo del punto di progetto non si utilizzano le mappe dei componenti, ma sono calcolati i fattori di scala necessari per ottenere le mappe corrette in rapporto a quelle fornite dal programma.

Il design point è definito nella condizione di crociera all'altitudine di 11277 m ad un Mach di volo di 0,77. Nella tabella 3.2 sono mostrati dettagliatamente i dati relativi al punto di progetto.

Nell'appendice B è spiegata la modellazione dei componenti del motore.

### 3.2.3 Modellazione delle condizioni fuori progetto (off-design)

Dopo aver definito il punto di progetto si possono realizzare simulazioni fuori da questa condizione, sia stazionare che transitorie. Il modello creato considera la condizione di crociera come punto di progetto e modella le condizioni di decollo, salita, discesa ed atterraggio come stati stazionari off-design. I dettagli di queste condizioni possono essere definiti in vari modi, come:

- variazione delle condizioni di volo (velocità, quota);

- imposizione differente del flusso di combustibile o modifica dei sistemi di controllo;
- variazione delle estrazioni di aria dal compressore e fan;
- variazione della potenza o della coppia estratta dalla turbina;
- variazione della velocità degli assi.

Le prestazioni off-design sono calcolate utilizzando le caratteristiche dei componenti che spesso sono rappresentate attraverso mappe (come ad esempio le mappe del compressore e turbina). Il valore trovato è proporzionale alla condizione di progetto. Questo procedimento è spiegato nell'appendice B, attraverso le mappe.

### 3.2.4 Risultati delle simulazioni

Con GSP è possibile visualizzare il valore delle variabili in ogni punto del motore in file di testo. Il programma può calcolare i parametri sia in condizioni stazionarie che dinamiche, per questo è necessario selezionare nell'interfaccia grafica di ogni componente i parametri di interesse. Per questa simulazione i dati necessari per l'analisi exergetica in ogni fase di volo sono:

- $T_{tot}$ ,  $p_{tot}$ ,  $\dot{m}$  in ogni punto del motore (all'ingresso ed uscita dei componenti);
- $T_{tot}$ ,  $p_{tot}$ ,  $\dot{m}$  delle estrazioni di aria dal fan e compressore;
- Potenze estratte per il funzionamento della pompa idraulica e del generatore elettrico;
- Potenze generate dalle due turbine;
- Potenze assorbite dal compressore e dal fan;
- Composizione del gas all'ingresso ed uscita del motore e delle stazioni dopo il combustore (la composizione è fornita in termini percentuali molari di ogni componente della miscela);
- Velocità del flusso di uscita del motore.

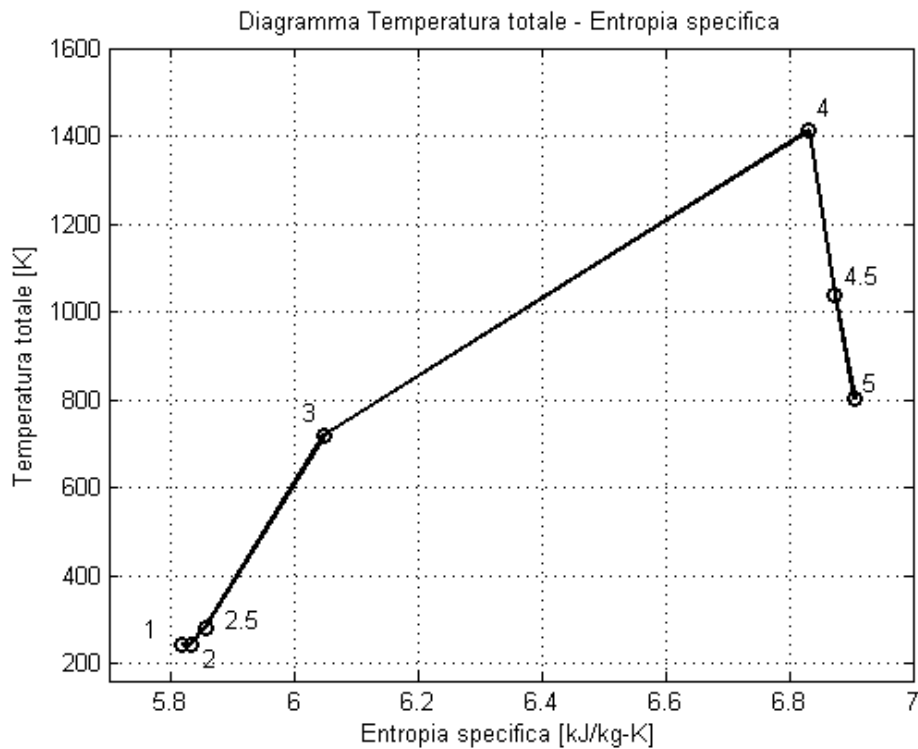


Figura 3.8: Diagramma temperatura totale-entropia specifica del motore fino al mixer.

Attraverso le funzioni del software EES<sup>4</sup> sono calcolate le entalpie ed entropie di ogni punto del motore usate per costruire i grafici termodinamici mostrati nelle figure 3.8 e 3.9. I diagrammi rappresentano il flusso primario fino al mixer (non sono incluse sezioni dopo questo componente poichè in esso si mischiano flussi con valori termodinamici estremamente differenti, creando un flusso di uscita poco significativo in rapporto alle singole parti di entrata).

Nelle tabelle 3.3 e 3.4 sono mostrati i valori dei parametri ottenuti nelle varie fasi di volo, con l'impianto anti-ghiaccio ON e OFF.

Per valutare i risultati si confrontano i valori ottenuti con i dati di riferimento per lo stesso motore. Come è possibile verificare nella tabella 3.5 gli errori maggiori si trovano nei valori di temperatura e pressione del flusso estratto dal compressore. In particolare l'errore del modello è maggiore nelle

<sup>4</sup>EES: Engineering Equation Solver[19], è un programma che permette la risoluzione di equazioni simultanee che possiede una banca dati di proprietà termodinamiche per differenti sostanze, sia solide che liquide e gassose.



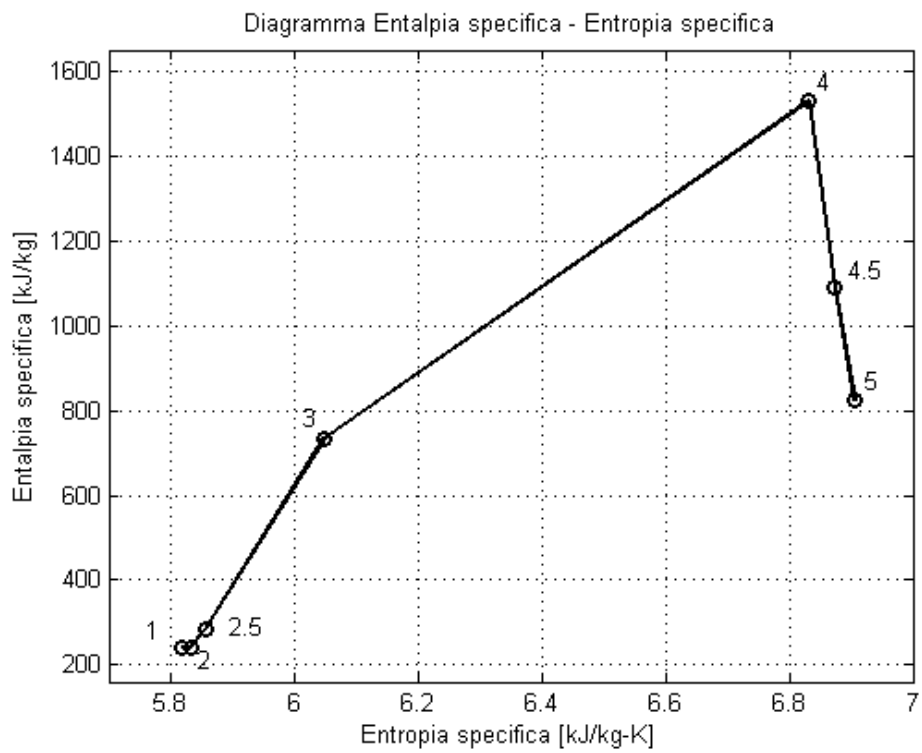


Figura 3.9: Diagramma entalpia specifica-entropia specifica del motore fino al mixer.

Tabella 3.3: Risultati delle simulazioni computazionali delle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF (anti-ice OFF).

Codice fase	Descrizione fase	$P_{tot,bleed}$ 9th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 9th [K]	$P_{tot,bleed}$ 14th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 14th [K]	$P_{tot,F.A.V}$ [bar]	$T_{tot,F.A.V}$ [K]	ITT [K]	$\dot{m}_{fuel}$ [kg/s]	TSPC [kg/N-h]	$\dot{m}_1$ [kg/s]	$\dot{m}_6$ [kg/s]	$\dot{m}_{1,6}$ [kg/s]
1-off	<i>TAKE-OFF</i>	9,63	556			1,54	336	1130	0,4380	0,05582	123,12	101,2	21,18
2-off	<i>CLIMB</i>	5,94	525			0,894	311	1093	0,2700	0,07122	77,56	63,53	12,95
3-off	<i>CLIMB</i>	3,66	490			0,526	285	1046	0,1645	0,06868	47,45	39,26	8,19
4-off	<i>CRUISE</i>	3,52	492			0,514	288	1036	0,1560	0,07281	46,27	37,60	7,91
5-off	<i>DESCENT</i>					0,42	265	800	0,0720	0,10565	40,68	34,88	5,19
6-off	<i>DESCENT</i>					0,68	283	780	0,0905	0,13008	59,60	51,77	7,02
7-off	<i>HOLDING</i>					0,91	306	1018	0,2390	0,06544	78,62	64,95	12,69
8-off	<i>LANDING</i>					1,08	297	708	0,0710	0,12304	51,93	44,49	6,78

Tabella 3.4: Risultati delle simulazioni computazionali delle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio ON (anti-ice ON).

Codice fase	Descrizione fase	$P_{tot,bleed}$ 9th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 9th [K]	$P_{tot,bleed}$ 14th [bar]	$T_{tot,bleed}$ 14th [K]	$P_{tot,F.A.V}$ [bar]	$T_{tot,F.A.V}$ [K]	ITT [K]	$\dot{m}_{fuel}$ [kg/s]	TSPC [kg/N-h]	$\dot{m}_1$ [kg/s]	$\dot{m}_6$ [kg/s]	$\dot{m}_{1,6}$ [kg/s]
1-on	<i>TAKE-OFF</i>	9,55	557			1,53	336	1150	0,4464	0,05711	123,16	101,01	20,19
2-on	<i>CLIMB</i>	5,86	525			0,891	311	1117	0,2750	0,07362	77,51	63,30	12,64
3-on	<i>DESCENT</i>					0,670	282	822	0,0940	0,15551	58,84	51,13	6,44
4-on	<i>HOLDING</i>					0,910	306	1075	0,2550	0,07019	78,45	64,76	12,10
5-on	<i>LANDING</i>					1,09	298	766	0,0860	0,12916	53,98	45,82	6,93

condizioni più distanti dal punto di progetto (Take-off e landing con anti-ice on). Questo errore è dovuto all'uso di mappe di funzionamento non specifiche per il modello di compressore installato che GSP usa per determinare i parametri off-design. Come spiegato nell'appendice B, per la modellazione del compressore (ed anche del fan, del combustore e delle turbine) sono usate mappe fornite dal software poichè è molto complicato ottenere quelle vere di ogni componente.

Tabella 3.5: Dati di riferimento e dati ottenuti dal software delle variabili principali del motore nella fase n°1-ON, Take-off Anti-ice on - Errori percentuali.

Grandezza	Software	Riferimento	Errore [%]
Trazione, $T$ [kN]	28,140	28,166	0,5
$p_{tot,compr.bleed}$ 9th, [bar]	9,55	8.94	6,8
$T_{tot,compr.bleed}$ 9th, [K]	557	607	8,2
$p_{tot,FAN bleed}$ , [bar]	1,53	1,54	0,6
$T_{tot,FAN bleed}$ , [K]	336	335	0,3
ITT [K]	1150	1089	5,6
TSFC [kg/N-h]	0,05711	0,05362	6,5
Portata di aria, $m_1$ [kg/s]	123,16	123,06	0
Portata del flusso primario, $m_6$ [kg/s]	20,19	20,87	3,2
Portata del flusso secondario, $m_{1,6}$ [kg/s]	101,01	100,24	0,8

### 3.3 Modellazione matematica del motore

#### 3.3.1 Considerazioni iniziali

Per ottenere dati utili per l'analisi exergetica può essere usato un modello matematico del motore che riesca a simulare il suo funzionamento. Esistono varie forme di modellazione e di approfondimento in funzione del tipo di analisi che è necessario sviluppare. Per costruire il modello di questo motore si è usata la seguente procedura:

- Suddivisione del motore nei suoi componenti principali, sede delle trasformazioni termodinamiche più rilevanti;
- Modellazione isentropica delle trasformazioni nei vari componenti e correzione attraverso le proprie efficienze;

- Calcolo in ogni stazione (entrata ed uscita dei componenti) dei valori totali di pressione, temperatura, entalpia ed entropia;
- Calcolo stazionario di un punto di funzionamento.

Per realizzare il calcolo è necessario basarsi sulle seguenti ipotesi:

- Gas ideali;
- Calore specifico costante all'interno di ogni componente e variabile ai suoi estremi secondo il modello computazionale;
- Variazioni di energia potenziale del flusso trascurabili nel motore.

### 3.3.2 Modello

Basandosi sulle ipotesi anteriori il modello del motore si presenta come mostrato nella figura 3.10.

La simulazione è eseguita nel punto di progetto del motore, la fase di crociera, usando il software MATLAB. I principali dati usati nella simulazione sono riassunti nella tabella 3.6 .

Il modello è costruito usando come riferimento un motore turbofan con mixer[22]; le equazioni fondamentali usate sono:

**Presenza dinamica** La temperatura totale non varia e la pressione totale è valutata attraverso l'efficienza della presa dinamica. Riferimento a figura 3.11.

$$T_{tot,2} = T_{tot,1} \quad (3.1)$$

$$p_{tot,2} = p_{tot,1} \varepsilon_{inlet} \quad (3.2)$$

**FAN** In rapporto alla figura 3.12 è possibile scrivere:

$$p_{tot,2.5} = p_{tot,2} \beta_{core} \quad (3.3)$$

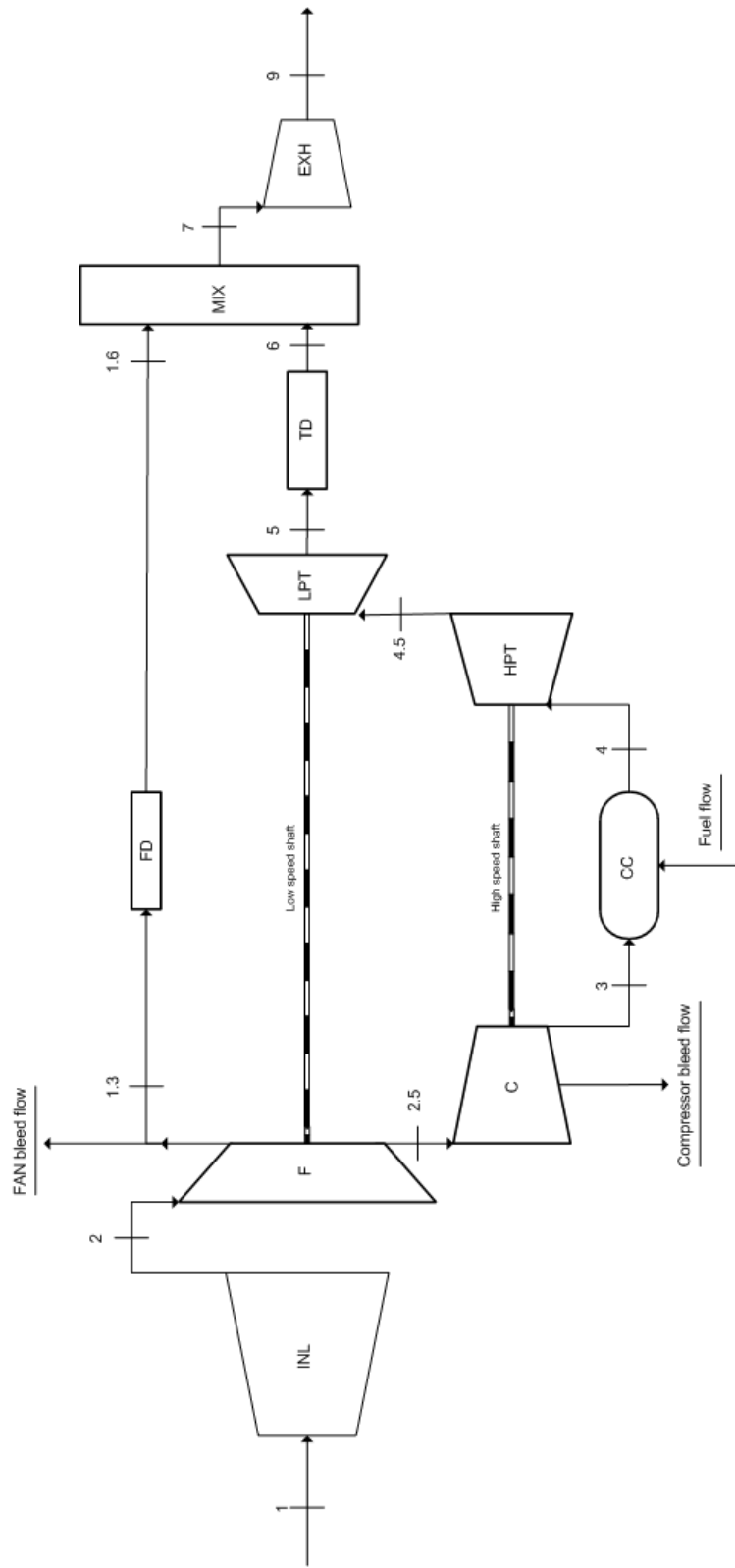


Figura 3.10: Modello semplificato del motore.

Tabella 3.6: Dati del motore usati nel modello matematico.

<b>Condizione atmosferica e di volo</b>	
Crociera, fase n° 4-OFF	tabella 2.2
<b>Dati presa dinamica</b>	
Rapporto di perdita di pressione, $\varepsilon_{inlet}$	0,95
<b>Dati fan</b>	
Rapporto di compressione del flusso primario, $\beta_{core}$	1,56
Rapporto di compressione del flusso secondario, $\beta_{duct}$	1,69
Efficienza isentropica del flusso primario, $\eta_{is,core}$	0,84
Efficienza isentropica del flusso secondario, $\eta_{is,duct}$	0,87
<b>Dati Compressore</b>	
Rapporto di compressione fino al 9° stadio, $\beta_{compr,1}$	7,35
Rapporto di compressione dal 9° stadio fino al 14°, $\beta_{compr,2}$	2
Efficienza isentropica, $\eta_{is,compr}$	0,8
<b>Dati combustore</b>	
Rapporto di perdita di pressione, $\varepsilon_{comb}$	0,95
Efficienza di combustione, $\eta_{comb}$	0,995
<b>Dati della turbina di alta pressione</b>	
Efficienza isentropica turbina, $\eta_{is,turb}$	0,93
Efficienza meccanica dell'albero di alta velocità, $\eta_m$	0,98
<b>Dati turbina di bassa pressione</b>	
Efficienza isentropica turbina, $\eta_{is,turb}$	0,93
Efficienza meccanica dell'albero di bassa velocità, $\eta_m$	0,98
<b>Dati condotti</b>	
Rapporto di pressione del condotto primario, $\varepsilon_{duct,5}$	0,985
Rapporto di pressione del condotto secondario, $\varepsilon_{duct,1.3}$	0,972
<b>Dati Mixer</b>	
Rapporto di perdita di pressione del mixer, $\varepsilon_{mix}$	0,9414
<b>Dati ugello di scarico</b>	
Efficienza isentropica dell'ugello, $\eta_{exh}$	0,94
Coefficiente di velocità, $CV$	0,98

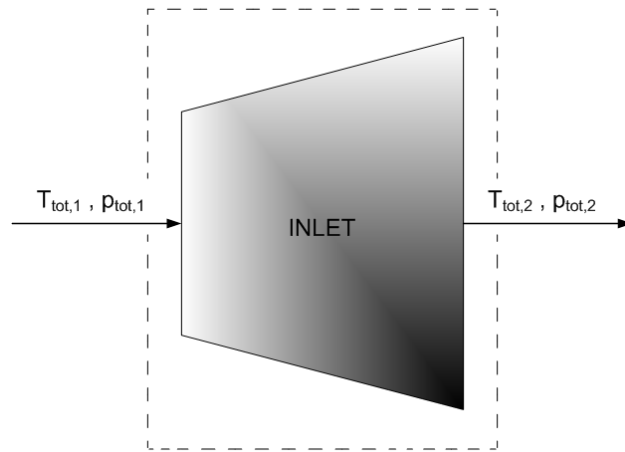


Figura 3.11: Modello semplificato della presa dinamica usato nella modellazione matematica del motore.

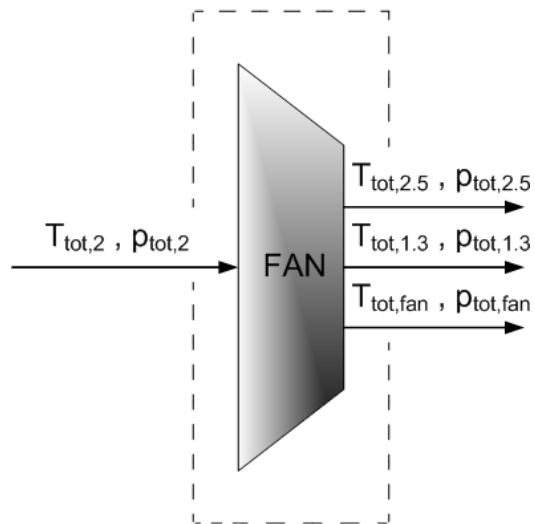


Figura 3.12: Modello semplificato del fan usato nella modellazione matematica del motore.

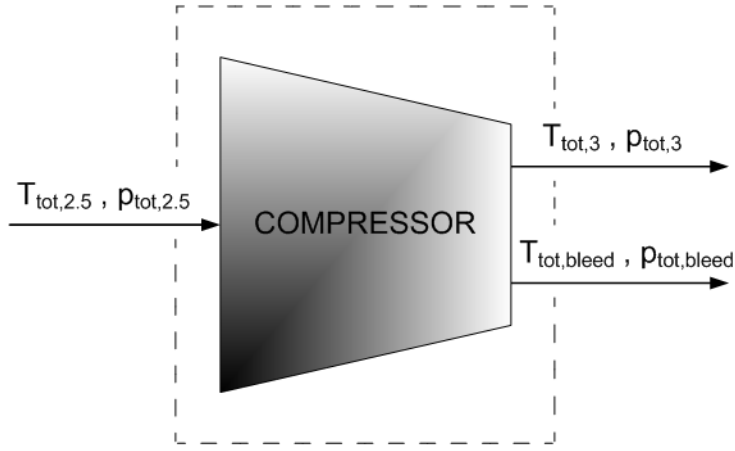


Figura 3.13: Modello semplificato del compressore usato nella modellazione matematica del motore.

$$T_{tot,2.5} = T_{tot,2} \left( \frac{\left( \frac{p_{tot,2.5}}{p_{tot,2}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is,core}} + 1 \right) \quad (3.4)$$

Il calcolo della temperatura e pressione del flusso secondario è eseguita usando il rapporto di compressione e l'efficienza del duct,  $\beta_{duct}$  e  $\eta_{is,duct}$ .

**Compressore** In relazione alla figura 3.12 è possibile scrivere:

$$p_{tot,3} = p_{tot,2.5} \beta_{compr} \quad (3.5)$$

$$T_{tot,3} = T_{tot,2.5} \left( \frac{\left( \frac{p_{tot,3}}{p_{tot,2.5}} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1}{\eta_{is,compr}} + 1 \right) \quad (3.6)$$

**Combustore** Basandosi nella figura 3.14 è possibile scrivere:

$$p_{tot,4} = p_{tot,3} \varepsilon_{comb} \quad (3.7)$$

La temperatura di uscita dalla camera di combustione è imposta per ottenere la spinta necessaria; il calcolo della portata di combustibile necessaria



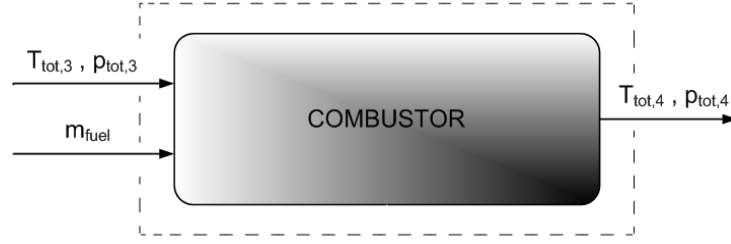


Figura 3.14: Modello semplificato del combustore usato nella modellazione matematica del motore.

è eseguito attraverso un bilancio energetico nella forma seguente:

$$\dot{m}_{fuel} \eta_{comb} H_f = \dot{m}_3 \bar{c}_{p_{comb}} (T_{tot,4} - T_{tot,3}) + \dot{m}_{fuel} \bar{c}_{p_{comb}} T_{tot,4} \quad (3.8)$$

$$\dot{m}_{fuel} = \dot{m}_3 \frac{\bar{c}_{p_{comb}} (T_{tot,4} - T_{tot,3})}{\eta_{comb} H_f - \bar{c}_{p_{comb}} T_{tot,4}} \quad (3.9)$$

**Turbina di alta pressione** La turbina di alta pressione è collegata al compressore che riceve potenza attraverso l'albero comune. In questo modo è possibile calcolare i valori di uscita dalla turbina usando un bilancio energetico:

$$\dot{m}_{2.5} \bar{c}_{p_{comp}} (T_{tot,3} - T_{tot,2.5}) = \eta_m \dot{m}_4 \bar{c}_{p_{turb}} (T_{tot,4} - T_{tot,4.5}) \quad (3.10)$$

$$T_{tot,4.5} = T_{tot,4} - \frac{\left( \frac{\dot{m}_{2.5}}{\dot{m}_4} (T_{tot,3} - T_{tot,2.5}) \right)}{\eta_m} \quad (3.11)$$

$$p_{tot,5} = p_{tot,4.5} \left[ 1 - \frac{\left( 1 - \left( \frac{T_{tot,4.5}}{T_{tot,4}} \right) \right)}{\eta_{is,turb}} \right]^{(\frac{\gamma}{\gamma-1})} \quad (3.12)$$

Con riferimento alla figura 3.15.

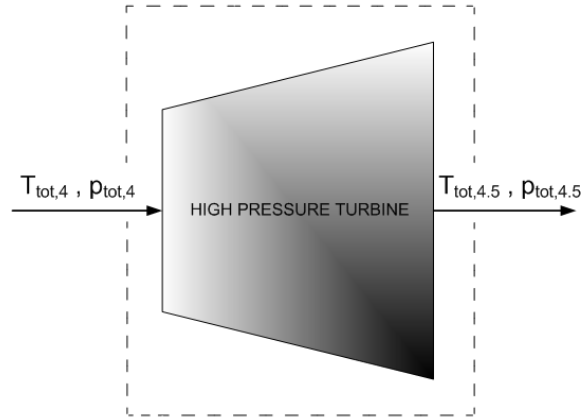


Figura 3.15: Modello semplificato della turbina di alta pressione usato nella modellazione matematica del motore.

**Turbina di bassa pressione** La turbina di bassa pressione è collegata al fan che riceve potenza attraverso un albero comune. Questa turbina fornisce anche potenza elettrica ed idraulica per il funzionamento degli impianti esterni. È possibile calcolare i valori di uscita dalla turbina usando un bilancio energetico:

$$\dot{m}_2 \bar{c}_{p_{comp}} (T_{tot,2.5} - T_{tot,2}) + \dot{W}_{el} + \dot{W}_{hp} = \eta_m \dot{m}_{4.5} \bar{c}_{p_{turb}} (T_{tot,4.5} - T_{tot,5}) \quad (3.13)$$

$$T_{tot,5} = T_{tot,4.5} - \frac{\left( \frac{\dot{m}_2}{\dot{m}_{4.5}} (T_{tot,2.5} - T_{tot,2}) \right)}{\eta_m} \quad (3.14)$$

$$p_{tot,5} = p_{tot,4.5} \left[ 1 - \frac{\left( 1 - \left( \frac{T_{tot,5}}{T_{tot,4.5}} \right) \right)}{\eta_{is,turb}} \right]^{(\frac{\gamma}{\gamma-1})} \quad (3.15)$$

Con riferimento alla figura 3.16.

**Condotti** Nei flussi dei condotti inclusi nel modello del motore la temperatura totale è costante e la caduta di pressione è calcolata attraverso un coefficiente di perdita di carico (come la presa dinamica).

$$T_{tot,i} = T_{tot,j} \quad i = 1.6, 6 \quad j = 1.3, 5 \quad (3.16)$$

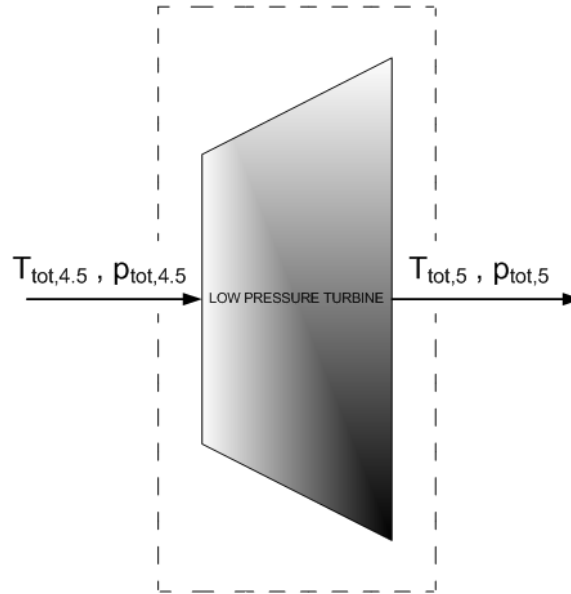


Figura 3.16: Modello semplificato della turbina di bassa pressione usato nella modellazione matematica del motore.

$$p_{tot,i} = p_{tot,j} \varepsilon_{duct,j} \quad i = 1.6, 6 \quad j = 1.3, 5 \quad (3.17)$$

**Mixer** Riferendosi alla figura 3.17, il mixer possiede due flussi di entrata con valori di pressione e temperatura differenti. I due flussi, primario e secondario, si uniscono nel componente prima di essere espansi nell'ugello. La temperatura e la pressione d'uscita sono calcolate usando il bilancio di massa, di energia, e le equazioni dei gas perfetti e del flusso isentropico, come mostrato in seguito:

$$\begin{cases} \dot{m}_6 + \dot{m}_{1.6} = \dot{m}_7 \\ \dot{m}_6 T_{tot,6} + \dot{m}_{1.6} T_{tot,1.6} = \dot{m}_7 T_{tot,7} \end{cases} \quad (3.18)$$

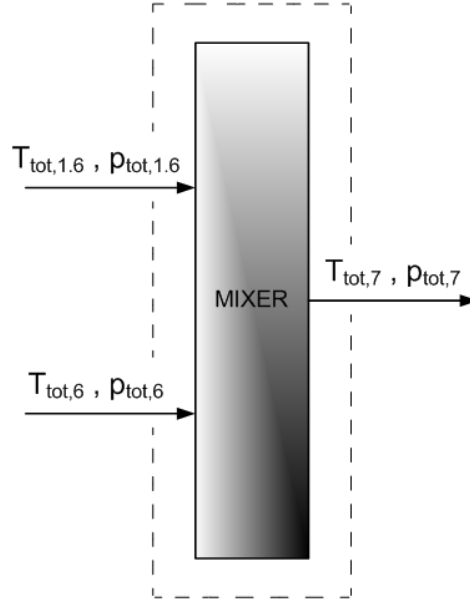


Figura 3.17: Modello semplificato del mixer usato nella modellazione matematica del motore.

$$\left\{ \begin{array}{ll} p_i = \rho_i R T_i & i = 1.6, 6, 7 \\ p_{tot,i} = p_i \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} & i = 1.6, 6, 7 \\ T_{tot,i} = T_i \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_i^2 \right) & i = 1.6, 6, 7 \\ c_i = \sqrt{\gamma R T_i} & i = 1.6, 6, 7 \end{array} \right. \quad (3.19)$$

Attraverso operazioni algebriche si ottiene:

$$\left\{ \begin{array}{l} T_{tot,7} = \frac{\dot{m}_6 T_{tot,6} + \dot{m}_{1.6} T_{tot,1.6}}{\dot{m}_7} \\ p_{tot,7} = \underbrace{\left( \frac{\dot{m}_7 c_7}{\gamma M_7 (S_7)} \right)}_{p_7} \varepsilon_{mix} \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_7^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \end{array} \right. \quad (3.20)$$

**Ugello** Si considera l'assenza di urti nell'ugello, nel quale il flusso espande per raggiungere la pressione esterna. Il rapporto di temperatura è calcolato in funzione del rapporto di pressione e corretto attraverso una efficienza

dell'ugello. Il calcolo delle grandezze statiche all'uscita dell'ugello è fondamentale perchè attraverso esse si calcolano le prestazioni del motore.

Riferendosi alla figura 3.18 si scrive:

$$T_{9,id} = T_{tot,7} \left( \frac{p_9}{p_{tot,7}} \right)^{-\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad (3.21)$$

$$T_9 = T_{tot,7} - \eta_{exh} (T_{tot,7} - T_{9,id}) \quad (3.22)$$

$$V_9 = \sqrt{2 c_{p7} (T_{tot,7} - T_9)} \quad (3.23)$$

$$a_9 = \sqrt{\gamma R T_9} \quad (3.24)$$

$$M_9 = \frac{V_9}{a_9} \quad (3.25)$$

$$T_{tot,9} = T_9 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2 \right) \quad (3.26)$$

$$p_{tot,9} = p_9 \left( 1 + \frac{\gamma-1}{2} M_9^2 \right)^{\frac{\gamma}{\gamma-1}} \quad (3.27)$$

$$\rho_9 = \frac{p_9}{(R T_9)} \quad (3.28)$$

$$S_9 = \frac{\dot{m}_9}{(\rho_9 V_9)} \quad (3.29)$$

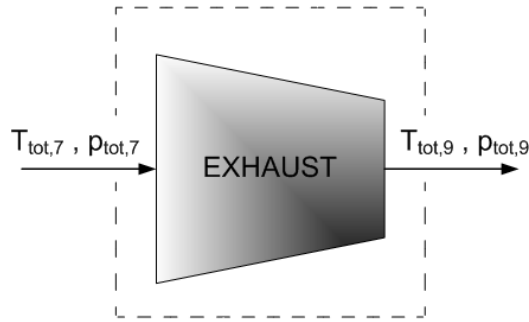


Figura 3.18: Modello semplificato dell'ugello usato nella modellazione matematica del motore.

**Prestazioni del motore** Attraverso il bilancio di quantità di moto tra l'ingresso e l'uscita del propulsore, e con una correzione statica dovuta alla pressione, si calcola la trazione, la trazione specifica (impulso) ed il consumo specifico di combustibile:

$$T = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_a V_{TAS} + S_9 (p_9 - p_a) \quad (3.30)$$

$$I = \frac{T}{g \dot{m}_a} \quad (3.31)$$

$$TSFC = \frac{\dot{m}_{fuel}}{T} 3600 \quad (3.32)$$

Si calcola l'efficienza di propulsione, termodinamica e globale:

$$\eta_{prop} = \frac{2 V_{TAS}}{V_{TAS} + V_9} \quad (3.33)$$

$$\eta_{term} = \frac{L^{\rightarrow}}{Q^{\leftarrow}} = \frac{T V_{TAS}}{m_{fuel} H_f} \quad (3.34)$$

$$\eta_G = \eta_{therm} \eta_{prop} \quad (3.35)$$

Tabella 3.7: Risultati del modello matematico.

Trazione, $T$ [kN]	7,713
Portata di combustibile, $m_{fuel}$ [kg/s]	0,148
Consumo specifico di combustibile, TSFC [kg/N-h]	0,0692
Temperatura totale di entrata nella turbina, $T_{tot,4}$ [K]	1379
Intermediate Turbine Temperature, $T_{tot,4.5}$ (ITT) [K]	987
Impulso, $I$ [s]	17
Efficienza di propulsione, $\eta_{prop}$ [%]	78
Efficienza termodinamica, $\eta_{therm}$ [%]	28
Efficienza globale, $\eta_G$ [%]	22

I calcoli considerano l'ugello adattato<sup>5</sup> e trascurano l'effetto utile dovuto alle estrazioni di potenza e di aria dal fan e dal compressore (includendo tali termine le efficienze aumentano dell'ordine dell'1%).

### 3.3.3 Risultati

Basandosi sugli stessi dati di entrata usati per il modello computazionale costruito con GSP, presentati nella tabella 3.6, si utilizza il modello matematico per valutare qualitativamente i risultati ottenuti con il modello creato con GSP. Essendo la trazione l'effetto utile che si vuole ottenere, si impone la temperatura d'uscita dalla camera di combustione per ottenere la massima trazione, e si calcolano tutte le variabili di importanza del motore. I principali risultati sono presentati nella tabella 3.7.

## 3.4 Confronto tra i modelli

Nella tabella 3.8 sono presentate le differenze trovate tra i parametri principali tra i due modelli, espresse in termini percentuali. Come è possibile notare tali valori sono piccoli e mai superiori al 10 [%].

È importante notare che le prestazioni ottenute dal modello matematico sono migliori in rapporto a quelle ottenute dal modello computazionale. La stessa

<sup>5</sup>Un ugello adattato è un ugello che espande esattamente tra la pressione interna e la pressione all'ambiente di uscita (atmosfera in questo caso). Con questa ipotesi non sono presenti urti ed espansioni sia interne all'ugello che esterne.

Tabella 3.8: Confronto tra i modelli del motore: errori percentuali.

Portata di combustibile, [%]	5
Consumo specifico di combustibile, [%]	5
Temperatura totale di entrata nella turbina, [%]	2,3
Intermediate Turbine Temperature, [%]	4,7
Efficienza di propulsione, [%]	1,3
Efficienza termodinamica, [%]	7,7
Efficienza globale, [%]	10

trazione è raggiunta con una minor portata di combustibile, e conseguentemente, con una minor temperatura di entrata in turbina. Questa differenza si giustifica considerando che il modello matematico è più semplificato poichè non tiene in considerazione fenomeni complessi implementati nel modello costruito con GSP.

Il confronto tra i valori di pressione e temperatura totale è mostrato nelle figure 3.19 e 3.20. Si nota che anche in questo caso le differenze tra i due modelli sono minime e tendono ad annullarsi nel mixer, che miscela il flusso primario e secondario, e nell'ugello, che espande fino alla stessa pressione statica.



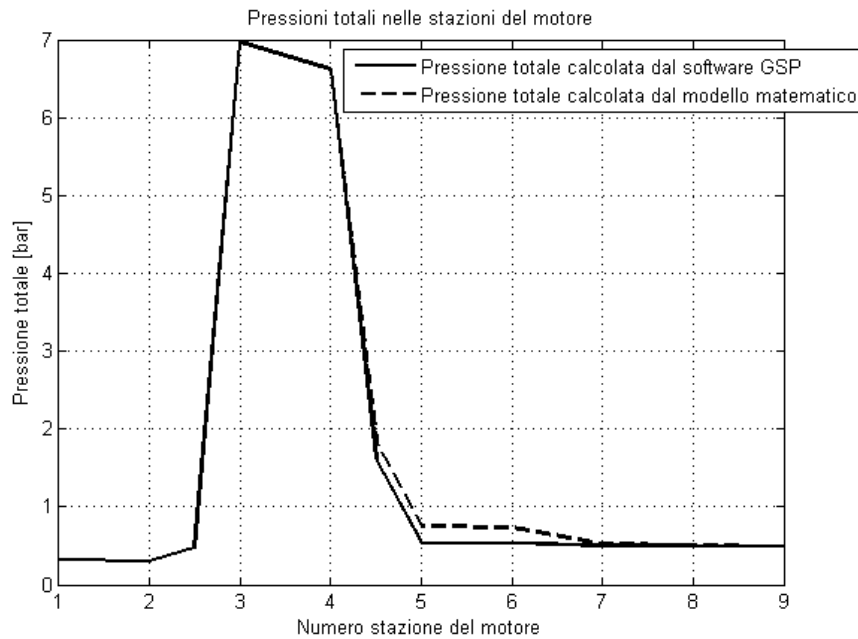


Figura 3.19: Pressione totale nelle varie stazioni del motore ottenuta dal software e dal modello matematico nella fase di crociera.

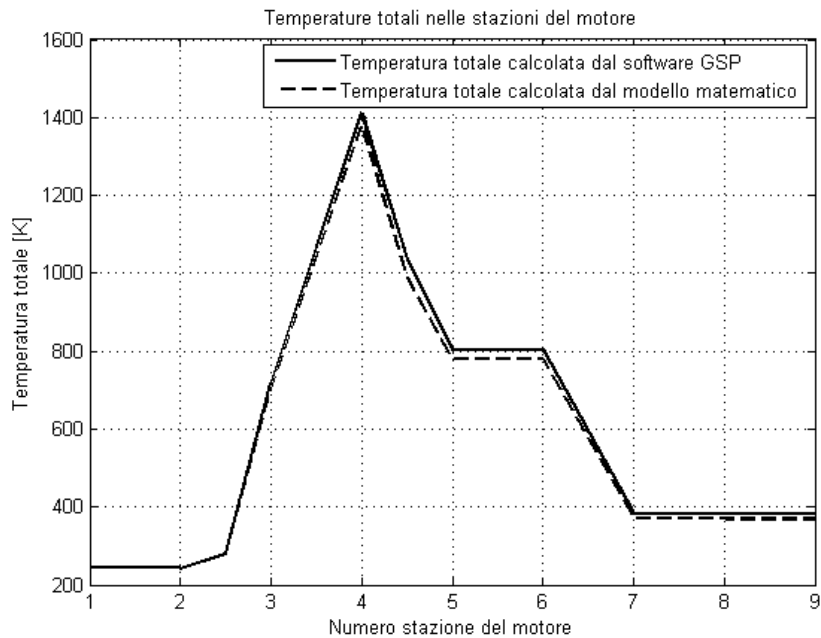


Figura 3.20: Temperatura totale nelle varie stazioni del motore ottenuta dal software e dal modello matematico nella fase di crociera.



# Capitolo 4

## Analisi Exergetica

**Presentazione** Dopo aver creato un modello del motore viene analizzato exergeticamente il suo funzionamento lungo la missione. L'obiettivo è caratterizzare e quantificare le irreversibilità globali e dei componenti che formano il propulsore per poter definire quali sono le fasi ed i componenti critici. Il capitolo è diviso nella forma seguente:

1. **Introduzione all'analisi exergetica;**
2. **Considerazioni generali per la modellazione exergetica del motore;**
3. **Modello e bilancio globale del motore;**
4. **Modello e bilancio locale del motore;**
5. **Risultati generali delle analisi exergetiche.**

Nella prima parte si introduce l'exergia e la corrispondente analisi exergetica per poter condurre gli studi globali e locali del propulsore nella terza e quarta sezione. Nella quinta parte sono riassunti e commentati i risultati ottenuti nelle analisi.

### 4.1 Introduzione all'analisi exergetica

L'analisi exergetica usa i principi di conservazione della massa e dell'energia insieme alla Seconda Legge della Termodinamica per progettare ed analizzare sistemi termici. Questa analisi è utile per impiegare in modo più efficiente le risorse e gli impianti, poichè permette di definire le sedi e la vera quantità di perdite del sistema.

Nel caso specifico di questo studio inizialmente si desiderano identificare le fasi di maggior consumo exergetico, studiando le fasi puntualmente e la missione completa (analisi integrale). In seguito si vogliono definire le origini delle perdite exergetiche lungo la missione, per dirigere una futura ottimizzazione del funzionamento del propulsore sviluppando studi di configurazioni alternative più efficienti, come le more electric. Considerando un motore aeronautico, la valutazione delle prestazioni deve essere eseguita nelle condizioni di volo tipiche, poichè il funzionamento dei componenti varia estremamente in funzione della fase di missione e, conseguentemente, delle condizioni atmosferiche.

Per condurre l'analisi exergetica di un sistema termodinamico è necessario schematizzarlo, assumendo varie ipotesi, ed usando il bilancio di exergia. In primo luogo è necessario riassumere le principali caratteristiche del concetto di exergia e definire cos'è un sistema termodinamico.

**Exergia** Considerando il sistema studiato ed un sistema di riferimento, l'exergia è il massimo lavoro teorico che può essere ottenuto quando questi due interagiscono reversibilmente fino all'equilibrio. Le proprietà principali dell'exergia sono le seguenti:

- l'exergia, differentemente dall'energia, non si conserva;
- l'exergia può essere trasferita da un sistema all'altro;
- l'exergia, differentemente dall'energia, è distrutta dalle irreversibilità del sistema;
- l'exergia dipende dal sistema di riferimento: un sistema che non possiede exergia in comunicazione con un sistema di riferimento A può possedere exergia se interagisce con un sistema di riferimento B;
- l'exergia non può essere negativa, al massimo può assumere valor nullo nella condizione di equilibrio tra i sistemi considerati;
- in sistemi soggetti a reazioni chimiche è necessario considerare il termine di exergia chimica.

Queste caratteristiche dell'exergia sono le fondamenta usate nell'analisi exergetica di sistemi.

Trascurando gli effetti nucleari, magnetici, elettrici e di tensione superficiale,

è possibile dividere l'exergia in quattro componenti: exergia cinetica, potenziale, fisica e chimica, come mostrato nell'espressione seguente<sup>1</sup>:

$$b = b_{kin} + b_{pot} + b_{phy} + b_{che} \quad (4.1)$$

**Exergia cinetica** L'exergia cinetica equivale all'energia cinetica, poichè può essere convertita totalmente in lavoro:

$$b_{kin} = \frac{V^2}{2} \quad (4.2)$$

**Exergia potenziale** Così come l'exergia cinetica, l'exergia potenziale equivale all'energia potenziale, poichè può essere convertita totalmente in lavoro:

$$b_{pot} = g h \quad (4.3)$$

**Exergia fisica** L'exergia fisica equivale alla massima quantità di lavoro che è possibile ottenere quando un sistema o flusso di una sostanza passa da uno stato iniziale ad uno stato di riferimento, caratterizzato dall'esistenza di equilibrio termico e meccanico con l'ambiente. Per un sistema, l'exergia fisica specifica è data da:

$$b_{phy}^{syst} = (h - h_0) + p_0(v - v_0) - T_0(s - s_0) \quad (4.4)$$

e per un flusso massico:

$$b_{phy}^{flow} = (h - h_0) - T_0(s - s_0) \quad (4.5)$$

---

<sup>1</sup>È stato convenzionato che l'exergia cinetica e potenziale non sono parte dell'exergia fisica.

Per un gas perfetto, considerando  $c_p$  costante, il calcolo dell'exergia fisica sarà:

$$b_{phy} = c_p \left[ (T - T_0) - T_0 \ln \left( \frac{T}{T_0} \right) \right] + RT_0 \ln \left( \frac{p}{p_0} \right) \quad (4.6)$$

Per solidi e liquidi, con l'ipotesi di calore specifico costante, l'espressione dell'exergia fisica è:

$$b_{phy} = c_p \left[ (T - T_0) - T_0 \ln \left( \frac{T}{T_0} \right) \right] - v_m (p - p_0) \quad (4.7)$$

Essendo  $v_m$  il volume specifico medio tra  $p$  e  $p_0$ . Per il calcolo dell'exergia fisica è sufficiente che il mezzo sia caratterizzato da una pressione e temperatura di riferimento ( $p_0$  e  $T_0$ ).

**Exergia chimica** L'exergia chimica è il massimo lavoro che è possibile ottenere quando un sistema o flusso è portato dallo stato di riferimento allo stato morto, caratterizzato dall'esistenza di equilibrio termico, meccanico e chimico, interagendo reversibilmente con componenti dell'ambiente. L'exergia chimica dei combustibili può essere stimata in rapporto al suo potere calorifico inferiore, secondo espressioni del tipo:

$$b_{che} = \phi H_f \quad (4.8)$$

Dove  $\phi$  può essere calcolato con formule basate sulla composizione di combustibile[2][20].

Per maggiori dettagli ed un maggior approfondimento sul concetto di exergia si consulti l'appendice C

**Sistema Termodinamico** Si considerano le seguenti definizioni[17]:

- **Sistema** : è la regione dello spazio o quantità sulla quale è fissata l'attenzione per lo studio;

- **Mezzo** : è tutto ciò che rimane al di fuori del sistema;
- **Frontiera** : è la superficie che separa il sistema dal mezzo. La frontiera può essere fissa o mobile.

Il sistema può essere:

- **Chiuso** : massa costante e di identità costante; solo calore e lavoro possono attraversare la sua frontiera;
- **Aperto (volume di controllo)** : quando la frontiera è attraversata da massa; anche calore e lavoro possono attraversare la frontiera;
- **Isolato** : non è influenzato dal mezzo; calore e lavoro non attraversano la frontiera; massa fissa.

Basandosi sulle definizioni presentate il bilancio di exergia può essere scritto per sistemi chiusi ed aperti.

**Calcolo dell'exergia in sistemi chiusi** Un sistema in uno stato specifico può raggiungere un nuovo stato attraverso trasmissione di calore e scambi di lavoro interagendo con un sistema esterno. È questo il caso di un sistema chiuso, dove trasferimenti di exergia sono possibili solo attraverso trasmissione di calore e scambi di lavoro.

In questo caso, le tappe fondamentali dell'analisi exergetica sono:

1. modellazione del sistema in blocchi;
2. definizione delle condizioni del sistema (quantità caratteristiche come pressione, temperatura, stato, volume, rateo di variazione di volume);
3. definizione delle condizioni al contorno (come trasmissione di calore e scambi di lavoro);
4. definizione delle condizioni dell'ambiente;
5. valutazione dei vari termini del bilancio di exergia (trasferimento di exergia attraverso calore, lavoro, distruzione di exergia);
6. calcolo della variazione dell'exergia del sistema.

La variazione di exergia viene calcolata secondo l'espressione:

$$B_2 - B_1 = B_t^Q + B_t^W - B_d \quad (4.9)$$

Dove:

- $B_2$  : exergia dello stato finale
- $B_1$  : exergia dello stato iniziale
- $B_t^Q$  : exergia trasferita attraverso scambi di calore
- $B_t^W$  : exergia trasferita attraverso scambi di lavoro
- $B_d$  : exergia distrutta

**Calcolo dell'exergia in sistemi aperti** L'analisi exergetica presentata per sistemi chiusi può facilmente essere ampliata per volumi di controllo, che generalmente sono i più usati nelle analisi ingegneristiche. Le tappe di calcolo sono le stesse dell'altro caso, ma è necessario considerare anche l'exergia trasferita con la massa di entrata ed uscita dal volume di controllo. Viene scritta in questo modo l'espressione del rateo di variazione di exergia:

$$\frac{dB}{dt} = \dot{B}_t^Q + \dot{B}_t^W + \dot{B}_t^{m.e.} - \dot{B}_t^{m.s.} - \dot{B}_d \quad (4.10)$$

Dove:

- $\frac{dB}{dt}$  : rateo di variazione di exergia
- $\dot{B}_t^Q$  : rateo di exergia trasferita attraverso trasmissione di calore
- $\dot{B}_t^W$  : rateo di exergia trasferita attraverso scambi di lavoro
- $\dot{B}_t^{m.e.}$  : rateo di exergia trasferita con la massa in ingresso nel sistema
- $\dot{B}_t^{m.s.}$  : rateo di exergia trasferita con la massa di uscita dal sistema
- $\dot{B}_d$  : rateo di exergia distrutta

**Rendimento o efficienza exergetica** Per confrontare sistemi di tipo e dimensioni differenti è necessario determinare un indice che permetta di valutare quantitativamente la qualità del processo di conversione di energia. Sono presentate in seguito tre forme di rendimento exergetico adeguate per



valutare le prestazioni dei processi di conversione di energia in processi chimici (PC), macchine termiche e/o processi termici (PT), e processi puramente dissipativi (PD).

La prima espressione è utile per valutare processi chimici:

$$\eta_{PC} = \frac{\text{exergia dei prodotti utili}}{\text{exergia di alimentazione}} \quad (4.11)$$

La seconda espressione è identica a quella definita anteriormente, ma è indicata per analizzare processi termici:

$$\eta_{PT} = \frac{\text{exergia utile prodotta}}{\text{consumo di exergia}} \quad (4.12)$$

Spetta all'utilizzatore di ogni sistema identificare qual'è l'exergia utile prodotta in ogni componente e/o sistema, così come qual'è il consumo di exergia necessario per ottenere il prodotto.

La terza espressione è indicata per valutare processi ove si ha distruzione di exergia, come l'espansione in una valvola, normalmente definito come un processo puramente dissipativo:

$$\eta_{PD} = \frac{\sum(\text{exergia di uscita})}{\sum(\text{exergia di entrata})} \quad (4.13)$$

## 4.2 Considerazioni generali per la modellazione exergetica del motore

La teoria exergetica relativa a motori di aeromobili ancora non è largamente impiegata, ma sta acquisendo un'importanza sempre maggiore principalmente a causa di studi di configurazioni alternative more electric degli impianti di bordo. Per questo tutti i lavori analizzati in questo campo sono incentrati nei componenti del propulsore in rapporto, al massimo, a due fasi di volo, il decollo e la crociera, usando come riferimento il motore stesso. Nella revisione bibliografica non si sono trovate analisi di missioni complete usando un riferimento comune per tutte le fasi. Viene ritenuto importante in questo studio caratterizzare le prestazioni generali del motore e dei suoi

componenti lungo la missione, definendo le efficienze exergetiche. Per questa ragione lo studio è diviso in due parti fondamentali:

1. **Modello e bilancio globale del motore:** in questo modello il motore è considerato un unico sistema aperto. In questo modo è possibile ottenere risultati validi per lo studio generale dell'aereo, che necessita delle exergie associate alla trazione, all'aria estratta, alle estrazioni di potenza ed al flusso di gas espulso;
2. **Modello e bilancio locale del motore:** in questo modello il motore è studiato analizzando il proprio funzionamento considerando tutti i componenti che lo formano. Si creano in questo modo bilanci locali per ogni componente, che permettono la valutazione delle singole prestazioni.

Per i calcoli sono usati programmi implementati con il software EES che permette di determinare tutti i termini exergetici e le varie efficienze del sistema in analisi, sia dal punto di vista globale che locale.

Lo schema concettuale usato per i calcoli exergetici in entrambe le analisi descritte è riportato in figura 4.1.

### 4.2.1 Ipotesi

Per condurre gli studi exergetici è necessario basarsi sulle seguenti ipotesi:

- L'aria e le miscele aria-combustibile sono considerati gas termicamente perfetti;
- I gas non sono considerati caloricamente perfetti: le variazioni del calore specifico a pressione costante ( $c_p$ ) sono fornite dal software di modellazione del motore, GSP;
- Il combustibile considerato è kerosene (JET A1) e la sua formula è  $C_{12}H_{23}$ ;
- L'exergia fisica del combustibile viene trascurata;
- Tutti i componenti del motore sono considerati adiabatici;
- Nell'analisi viene trascurata la presenza di scambiatori di calore (aria-combustibile, combustibile-olio).

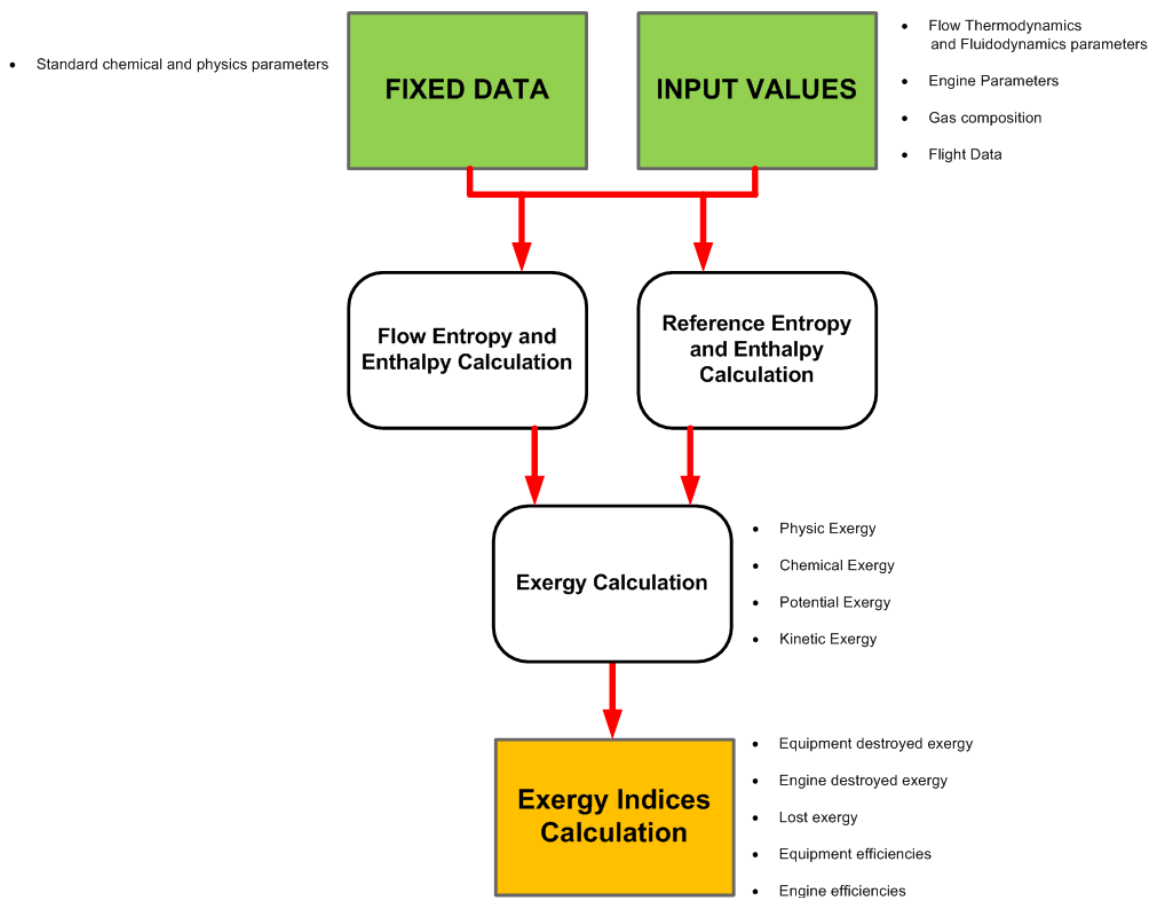


Figura 4.1: Schema concettuale dei calcoli exergetici.

### 4.3 Modello e bilancio globale del motore

Per analisi globale del motore si intende la caratterizzazione delle sue prestazioni lungo la missione, sia puntualmente che integralmente. Si vogliono determinare le exergie distrutte, perse, utili, e conseguentemente l'efficienza exergetica del propulsore in ogni fase. In questo modo è possibile rapportare ogni fase alla sua durata ed identificare quelle critiche in termini integrali, per poter condurre studi di ottimizzazione.

Realizzando un'analisi exergetica è necessario definire uno stato di riferimento necessario per rapportare il sistema in esame e determinare il massimo lavoro realizzabile. Analizzando sistemi comuni, immobili o che si muovono al suolo, la scelta di tale riferimento non presenta problemi. Diversamente, studiando un corpo in movimento a quote e condizioni variabili come un aereo o il suo motore, definire un punto di riferimento non è semplice ed immediato. Tutti gli studi exergetici riferiti a propulsori esaminati nella revisione bibliografica sono focalizzati nell'analisi puntuale del funzionamento del motore, concentrando lo studio nei propri componenti usando come sistema e stato di riferimento lo stesso propulsore. In questa analisi, che ha come obiettivo la caratterizzazione delle variazioni di efficienza e di funzionamento del propulsore lungo la missione, è necessario considerare l'ipotesi di usare uno stato di riferimento costante per tutte le fasi di volo. Di fatto, poichè è necessario studiare le variazioni delle prestazioni del motore in condizioni di funzionamento ed atmosferiche differenti, sembra ragionevole rapportare tutte le fasi di interesse ad uno stesso riferimento affinchè sia possibile un confronto basato su un punto fisso comune. Per questo motivo, inizialmente, si effettua l'analisi globale del propulsore usando due sistemi di riferimento diversi:

- **Riferimento sul motore:** si considera il sistema di riferimento fisico e lo stato termodinamico di riferimento sul motore (che si muove con la stessa velocità assoluta dell'aereo), usando la temperatura e pressione totale dell'aria alla quota esaminata;
- **Riferimento al suolo:** si considera il sistema di riferimento fisico e lo stato termodinamico di riferimento sul suolo, fissi, usando la temperatura e pressione statica.

Avendo riferimenti diversi, le analisi devono generare risultati differenti, ma la generazione di entropia deve essere la stessa poichè è indipendente dal riferimento. Con questa considerazione si utilizza l'analisi entropica per validare i metodi usati. L'analisi è condotta nella fase di crociera usando la seguente

espressione:

$$\dot{S}_{ger} = \sum_{j=1}^n (s_j \dot{m}_j) - \sum_{i=1}^n (s_i \dot{m}_i) \quad (4.14)$$

Dove:

$i$  si riferisce ad i flussi in ingresso nel sistema;

$j$  si riferisce ad i flussi uscenti dal sistema.

Basandosi sulla figura 4.2, è possibile scrivere:

$$\begin{aligned} \dot{S}_{gener} = & (s_9 \dot{m}_9) + (s_{compleed} \dot{m}_{compleed}) + \\ & + (s_{fan\ bleed} \dot{m}_{fan\ bleed}) - (s_1 \dot{m}_1) + \\ & - (s_{fuel} \dot{m}_{fuel}) \end{aligned} \quad (4.15)$$

Si ottiene  $\dot{S}_{ger} = 16,6 [KW/K]$ . Questo valore sarà confrontato con i valori risultanti dalle analisi condotte con i due sistemi di riferimento.

### 4.3.1 Riferimento sul motore

Essendo il sistema di riferimento fisso, le velocità all'ingresso ed uscita sono le velocità relative al propulsore. In questa condizione l'exergia relativa alla trazione non può essere attribuita al propulsore, che non ha velocità, ma deve essere considerata nell'exergia d'uscita. Di fatto, come mostrato in testi di propulsione a getto[22][23][24], ponendo il sistema di riferimento sul motore (come avviene praticamente in tutti i casi) l'energia della massa in uscita dal propulsore è composta da due termini: uno legato alla trazione ed uno perso.

Con le considerazioni fatte è possibile schematizzare il bilancio come mostrato in figura 4.2 e scrivere:

$$\dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} = \dot{B}_9 + \dot{W}_{extr} + \dot{B}_{compleed} + \dot{B}_{fan\ bleed} + \dot{B}_{destr} \quad (4.16)$$

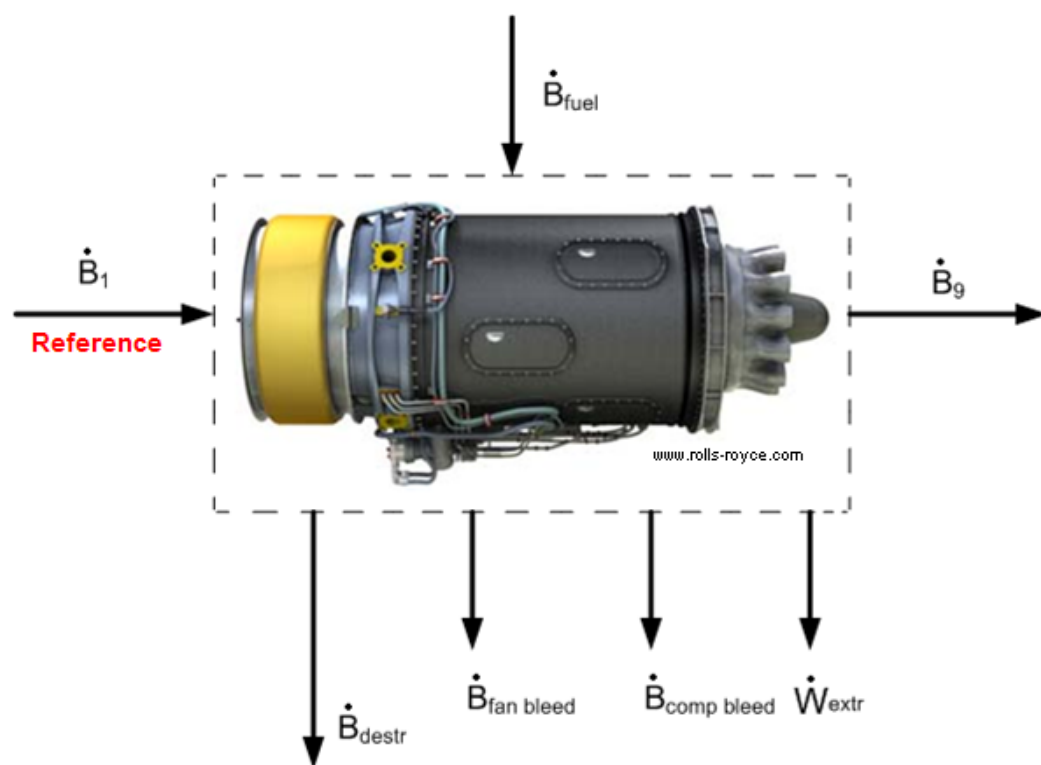


Figura 4.2: Schema dei flussi exergetici del bilancio globale del motore con riferimento sullo stesso.

I vari termini sono calcolati nel modo seguente:

$$\left\{ \begin{array}{l}
 \dot{B}_1 = \dot{B}_{phy1} + \dot{B}_{chem1} + \dot{B}_{kin1} + \underbrace{\dot{B}_{pot1}}_{=0} \\
 \dot{B}_{fuel} = \phi H_f \dot{m}_{fuel} \\
 \dot{B}_9 = \dot{B}_{phy9} + \dot{B}_{chem9} + \dot{B}_{kin9} + \underbrace{\dot{B}_{pot9}}_{=0} \\
 \dot{W}_{extr} = \dot{W}_{hp} + \dot{W}_{el} \\
 \dot{B}_{compr\ bleed} = \dot{B}_{phycompr\ bleed} + \dot{B}_{chemcompr\ bleed} + \dot{B}_{kincompr\ bleed} + \underbrace{\dot{B}_{potcompr\ bleed}}_{=0} \\
 \dot{B}_{fan\ bleed} = \dot{B}_{phyfan\ bleed} + \dot{B}_{chemfan\ bleed} + \dot{B}_{kinfan\ bleed} + \underbrace{\dot{B}_{potfan\ bleed}}_{=0} \\
 \dot{B}_{destr} = \dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} - \dot{B}_9 - \dot{W}_{extr} - \dot{B}_{compr\ bleed} - \dot{B}_{fan\ bleed}
 \end{array} \right. \quad (4.17)$$

Si considerano trascurabili le variazioni di exergia potenziale (che in tutti i casi introduce variazioni minori dell'1 [%]).

Attraverso l'ultima relazione mostrata nel sistema di equazioni è possibile determinare l'exergia distrutta dal sistema.

Analizzando l'exergia del flusso in uscita dal motore è possibile distinguere una parte utile ed una parte persa:

$$\dot{B}_9 = \dot{B}_{useful} + \dot{B}_{loss} = \dot{B}_T + \dot{B}_{loss} \quad (4.18)$$

Si calcola il termine di trazione come:

$$\dot{B}_T = T V_{TAS} \quad (4.19)$$

La trazione del motore è calcolata come la forza risultante dall'integrazione delle pressioni e dei termini viscosi[23]. Risolvendo gli integrali,

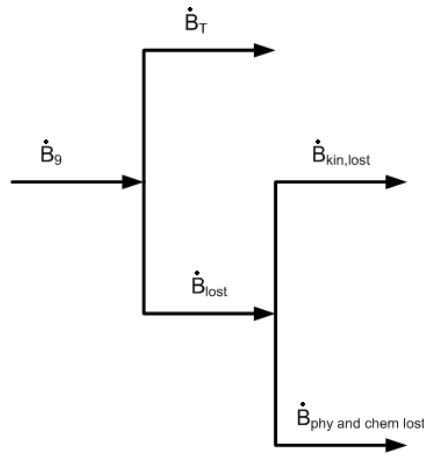


Figura 4.3: Termini dell'exergia di uscita dal motore.

separandoli tra superfici laterali, di ingresso ed uscita, e trascurando i termini di resistenza esterna, si ottiene:

$$T = \dot{m}_9 V_9 - \dot{m}_1 V_{TAS} + (p_9 - p_1) S_9 \quad (4.20)$$

In questo modo il calcolo della trazione è ricondotto al bilancio di quantità di moto tra l'uscita e l'entrata del propulsore ed ad un termine statico dovuto alla differenza di pressione (questo termine è nullo nel caso di un motore con ugello adattato, nel quale  $p_9 = p_1$ ).

**Risultati** Attraverso il procedimento presentato si calcolano i flussi exergetici del propulsore nella fase di crociera. L'entropia generata è calcolata secondo l'espressione:

$$\dot{S}_{ger} = \frac{\dot{B}_{destr}}{T_{ref}} \quad (4.21)$$

I risultati principali sono mostrati in tabella 4.1.

### 4.3.2 Riferimento al suolo

Essendo il riferimento fisico fisso, si considera l'aria all'ingresso del propulsore immobile ed il motore in movimento con la stessa velocità dell'aereo. Si



Tabella 4.1: Risultati entropici dell'analisi con il riferimento sul motore.

Exergia Totale Distrutta [KW]	4276
Temperatura di riferimento [K]	242,14
Entropia generata [KW/K]	<b>17,66</b>

Tabella 4.2: Risultati entropici dell'analisi con il riferimento al suolo.

Exergia Totale Distrutta [KW]	4786
Temperatura di riferimento [K]	298,15
Entropia generata [KW/K]	<b>16,05</b>

scrive l'equazione del bilancio globale nel seguente modo, secondo lo schema di figura 4.4:

$$\dot{B}_1 + \dot{B}_{fuel} = \dot{B}_9 + \dot{W}_{extr} + \dot{B}_{compbleed} + \dot{B}_{fanbleed} + \dot{B}_T + \dot{B}_{destr} \quad (4.22)$$

In questo caso si considera l'exergia della trazione come uno degli effetti utili diretti e si calcola l'exergia distrutta tenendo in considerazione questo termine. L'exergia del flusso d'uscita è totalmente persa poichè non è più sfruttata fuori dal propulsore.

**Risultati** Nella tabella 4.2 sono presentati i risultati ottenuti con il riferimento fisso al suolo.

### 4.3.3 La scelta dello stato di riferimento

L'entropia generata, calcolata nello studio exergetico con i due riferimenti differenti, è confrontata con l'analisi entropica condotta. Usando quest'analisi come base si riscontra che il modello globale, che usa il suolo come riferimento, ha un risultato più prossimo con un errore del 3,31 [%]. Il modello con lo stato di riferimento sul motore presenta un risultato con un errore del 6,38 [%] in rapporto all'analisi entropica.

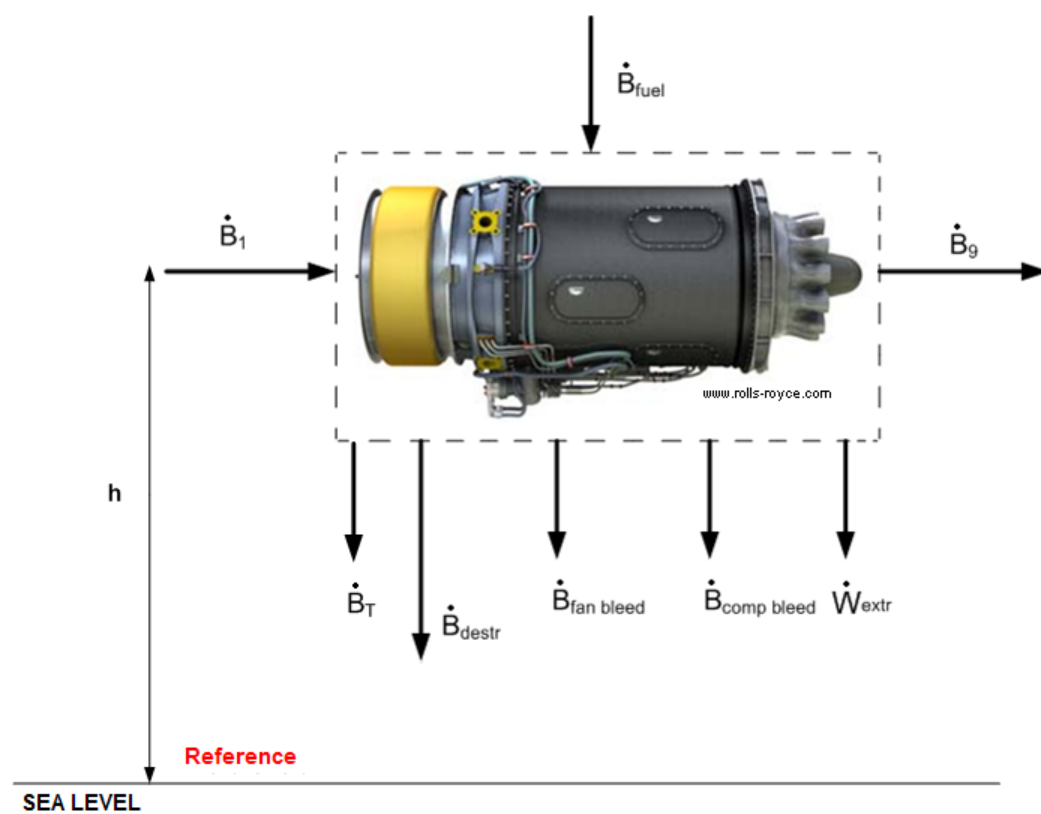


Figura 4.4: Schema dei flussi exergetici del bilancio globale del motore con riferimento al suolo.

Si possono fare le seguenti considerazioni:

- il risultato dell'analisi entropica è indipendente dal riferimento scelto;
- le analisi exergetiche abituali (focalizzate su sistemi fissi o che si muovono al suolo) usano come stato di riferimento il suolo: con questa base possono essere applicate le relazioni abituali per il calcolo dei vari termini dell'exergia. Usando come riferimento un gas (aria), che si trova ad una grande altitudine, le cui caratteristiche sono ottenute attraverso modelli standard atmosferici, possono generarsi errori difficilmente quantificabili e probabilmente crescenti con la quota;
- per un'analisi locale dei componenti di un motore a getto può essere usato un riferimento indipendente dalla quota, poichè l'obiettivo è studiare il funzionamento e le prestazioni relative dei componenti;
- per un'analisi globale di una missione, sia riportando fasi puntuali, sia studiando integralmente tutto il volo, usare un riferimento fisso sembra la soluzione migliore:
  - quantitativamente, l'entropia generata, calcolata nella fase di volo alla quota maggiore (crociera), è molto prossima all'entropia generata secondo l'analisi entropica;
  - da un punto di vista relativo, usare riferimenti diversi per ogni fase di volo e confrontare i risultati ottenuti può creare errori poichè il massimo lavoro realizzabile (exergia) dall'aria dipende dal riferimento, mentre l'exergia specifica del combustibile praticamente non varia con la quota.

Con queste considerazioni si analizza tutta la missione dell'aereo ponendo il riferimento fisso al suolo, usando una temperatura ed una pressione rispettivamente di  $298,15\text{ K}$  e  $1,01325\text{ bar}$ .

#### 4.3.4 Risultati

Nella figura 4.5 è mostrata la suddivisione exergetica riscontrata nella fase di crociera. I risultati di tutte le fasi puntuali di volo sono riassunte nella figura 4.6, mostrati singolarmente nell'appendice D, e riassunti nella tabella 4.3.

Si nota che la somma del termine di exergia relativa della trazione e delle estrazioni (che includono le estrazioni di potenza e di aria dal fan e dal compressore) rappresenta l'efficienza exergetica, secondo la seguente relazione:

Tabella 4.3: Distribuzione percentuale dei flussi exergetici nelle fasi di volo anti-ice OFF.

Fase	1	2	3	4	7	8
Exergia Distrutta [%]	64	68	71	69	71	83
Exergia Persa [%]	26	11	5	5	13	11
Exergia Trazione [%]	9	20	23	25	15	4
Exergia Estrazioni Aria e Potenza [%]	1	1	1	1	1	2

$$\eta_b = \frac{\sum_i \dot{B}_i}{\sum_j \dot{B}_j} \quad (4.23)$$

Dove:

$i$  rappresenta i flussi utili di uscita;

$j$  rappresenta i flussi di ingresso.

Queste efficienze sono riassunte nella tabella 4.4.

Tabella 4.4: Efficienza exergetica in ogni fase di volo.

N° Fase	Descrizione fase	Efficienza exergetica [%]
1-OFF	<i>Take-off</i>	10,06
2-OFF	<i>Climb</i>	20,71
3-OFF	<i>Climb</i>	24,07
4-OFF	<i>Cruise</i>	25,46
5-OFF	<i>Descent</i>	20,37
6-OFF	<i>Descent</i>	13,94
7-OFF	<i>Holding</i>	16,34
8-OFF	<i>Landing</i>	5,87
1-ON	<i>Take-off</i>	10,55
2-ON	<i>Climb</i>	21,01
3-ON	<i>Descent</i>	14,86
4-ON	<i>Holding</i>	17,44
5-ON	<i>Landing</i>	8,14

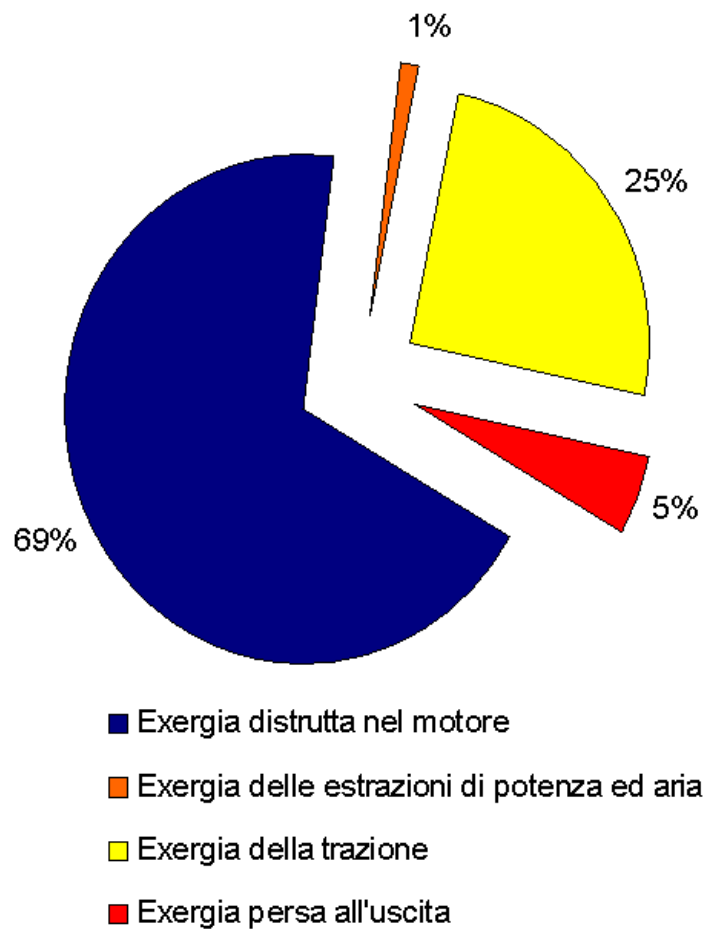


Figura 4.5: Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-OFF - Crociera.

I grafici analizzati insieme forniscono una serie di importanti informazioni e conclusioni:

- La fase di maggior durata nel volo è la crociera. In questa fase si trova la maggiore efficienza exergetica, 25 [%], il che mostra, come ci si aspettava, che il punto di progetto del motore è il più efficiente (ed anche che le prestazioni dei motori aeronautici sono basse);
- L'efficienza exergetica, intorno al 10 [%] nella fase di decollo, cresce lungo la missione fino ad arrivare al valore massimo in crociera. In seguito diminuisce nuovamente fino all'atterraggio, dove assume il valore minimo, 6 [%];
- L'exergia persa all'uscita è una funzione della velocità dell'aereo e della

Tabella 4.5: Exergia totale distrutta nelle varie fasi di volo in condizioni anti-ice OFF.

Fase	Exergia Totale Distrutta [%]
1	4
2	25
3	5
4	36
5	3
6	9
7	19
8	<1

trazione. Questo risultato introduce un'interessante ed utile considerazione: una maggiore efficienza non è ottenuta primariamente attraverso una maggiore efficienza del funzionamento del propulsore in sè (si nota che l'exergia distrutta dal motore non varia monotonamente tra decollo e crociera), ma attraverso una costante diminuzione dell'exergia persa all'uscita dovuta alle condizioni di volo;

- Nell'analisi delle fasi con il sistema anti-ghiaccio in funzione si nota che l'exergia utile delle estrazioni è giustamente maggiore, arrivando ad assumere un valore proporzionalmente simile a quello della trazione all'atterraggio.

Questi risultati sono estremamente validi per analizzare in modo approfondito le reali prestazioni e funzionamento del motore in una missione completa. È necessario commentare che in due fasi, quelle di discesa, si sono riscontrati problemi dovuti al riferimento usato ed alle particolari caratteristiche di funzionamento del propulsore.

Il bilancio globale presentato si riferisce alle fasi puntuali della missione. È condotta anche un'analisi integrale che considera la durata delle fasi (mostrate nelle tabelle 2.2 e 2.3). Questo studio permette di riportare, in tutti i momenti del volo, l'exergia distrutta puntualmente (proporzionale alla trazione ed alla portata di combustibile) alla durata della fase, permettendo di valutare quali sono i momenti critici di volo. Il risultato è mostrato nella figura 4.8 ed in tabella 4.5, che definisce chiaramente che la crociera, pur avendo la maggior efficienza exergetica, è la condizione nella quale è distrutta la maggior quantità di exergia poiché è la fase più lunga del volo.

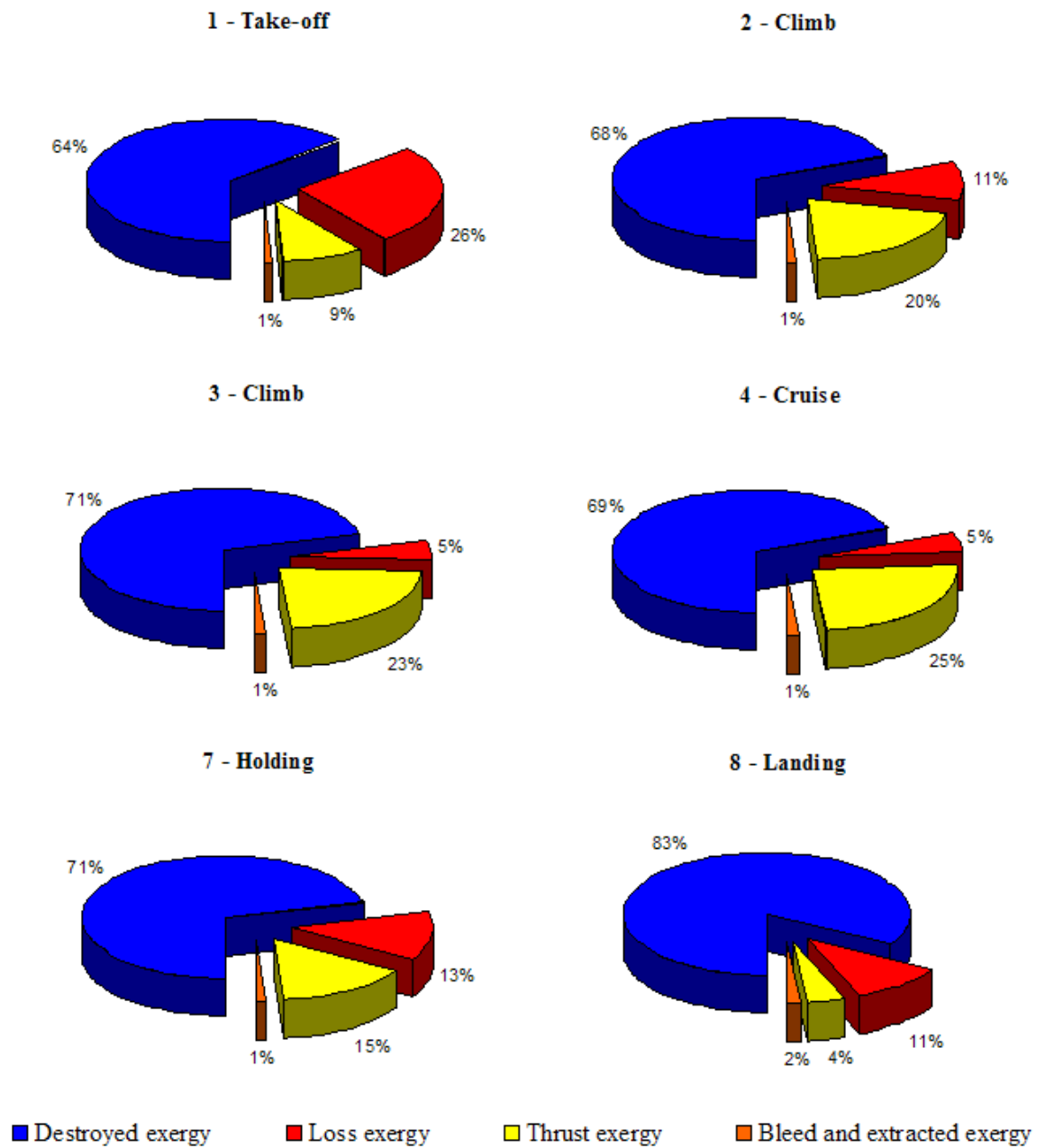


Figura 4.6: Suddivisione exergetica nelle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF.

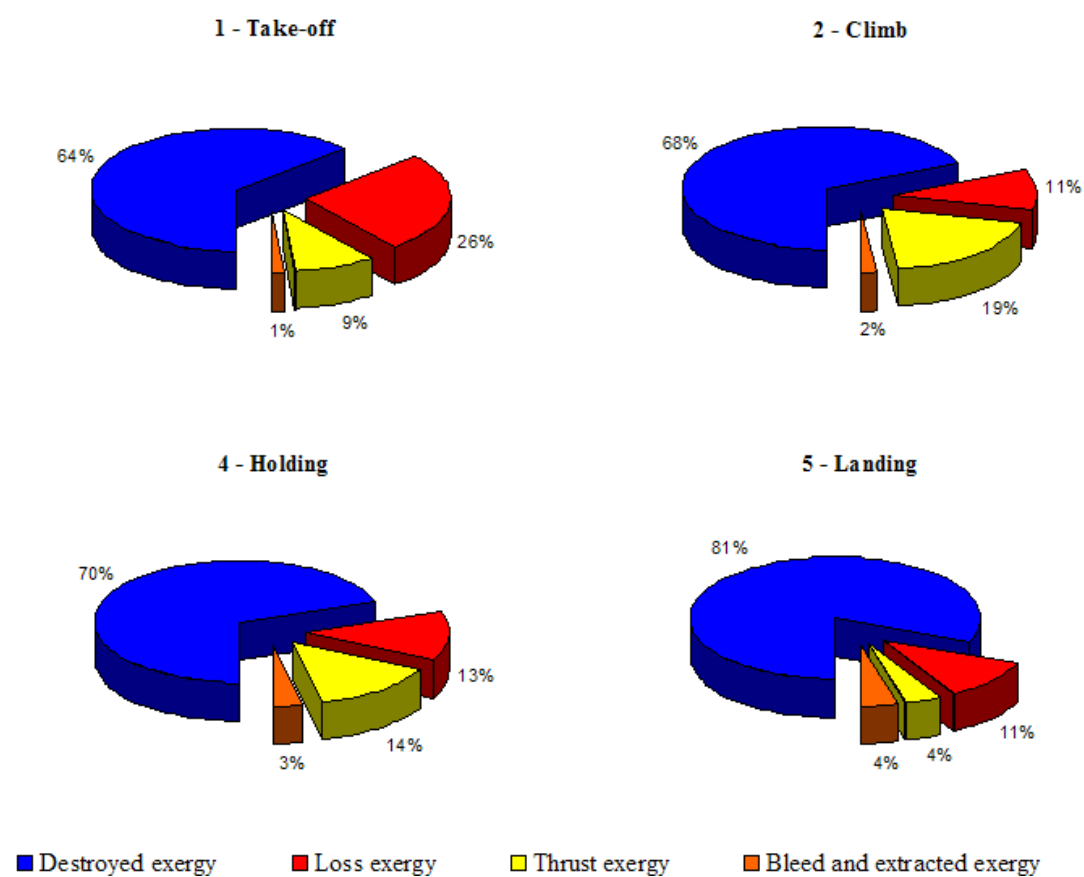


Figura 4.7: Suddivisione exergetica nelle fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio ON.



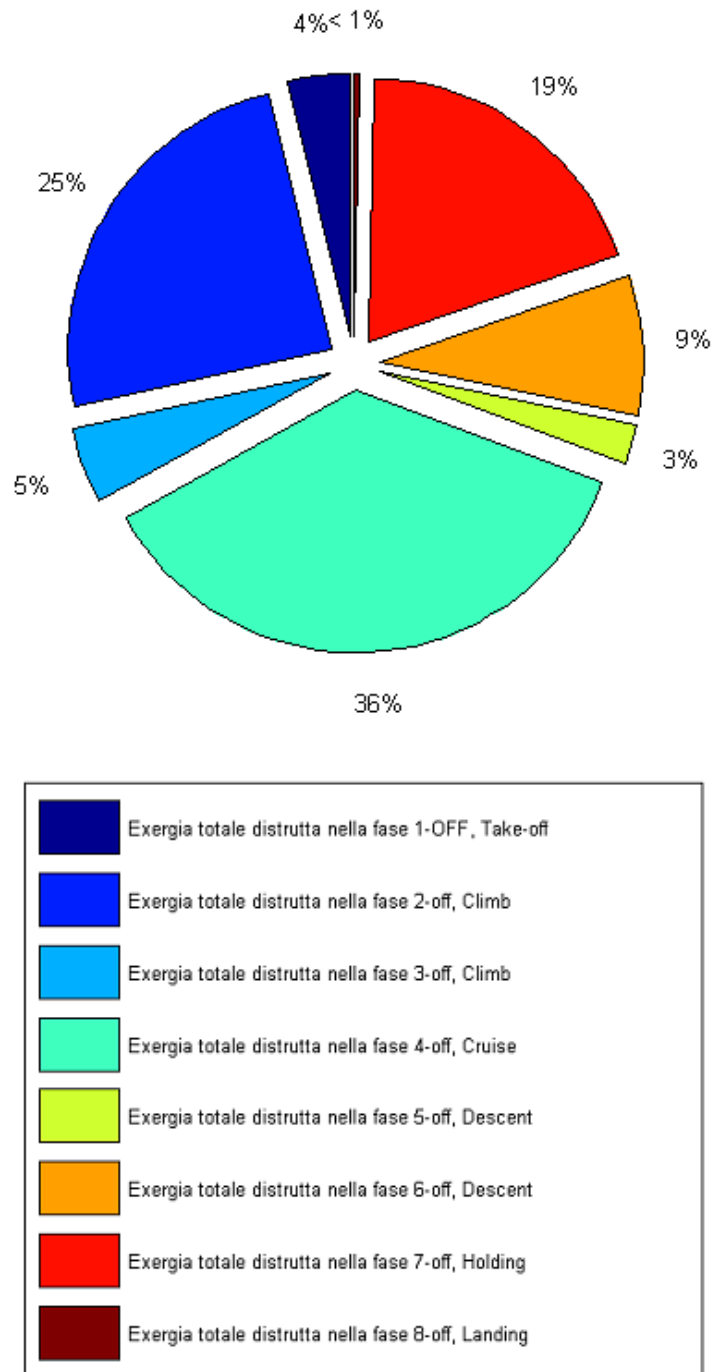


Figura 4.8: Exergia totale distrutta nelle varie fasi di volo.

## 4.4 Modello e bilancio locale del motore

I propulsori aeronautici sono macchine estremamente complesse e formate da una grande quantità di impianti e componenti che hanno la funzione primaria di generare trazione. Inoltre il motore ha la funzione fondamentale di supportare energeticamente l'aereo fornendo energia elettrica e pneumatica. Oltre che dai componenti principali, il motore è composto da elementi di controllo e di sicurezza. Da un punto di vista energetico ed exergetico tutti i componenti non legati alla creazione di trazione ed al supporto dell'aeromobile possono essere trascurati in questa analisi. In questo modo è introdotta l'analisi locale del motore, che studia i flussi exergetici in ogni componente principale, per determinarne l'efficienza e le prestazioni in rapporto al motore. Questa analisi, la più comunemente condotta in studi exergetici di propulsori, è molto importante perchè permette di identificare i componenti critici sui quali un'ottimizzazione è più proficua.

Da un punto di vista funzionale lo stato ed il sistema di riferimento sono posti sul motore stesso, così come mostrato nella prima analisi globale, e l'exergia dei flussi è calcolata usando le grandezze totali. In questo modello il flusso d'uscita di un componente rappresenta l'ingresso per il seguente. Poichè gli alberi introducono exergia dalle turbine al fan e compressore, le equazioni sono legate tra di loro, e per risolvere il problema è necessario risolvere un sistema di equazioni. Nella figura 4.9 è mostrato un esempio di bilancio locale per il fan.

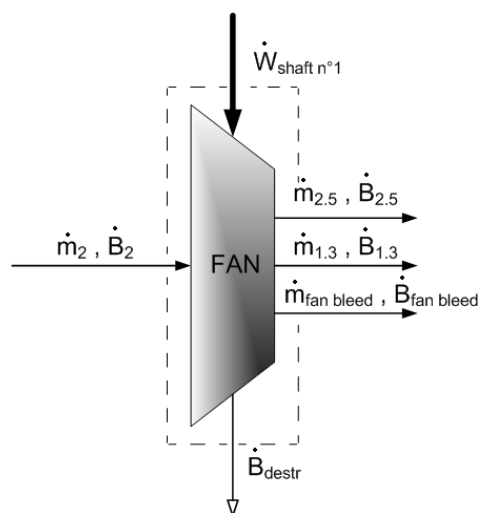


Figura 4.9: Bilancio exergetico locale per il fan.

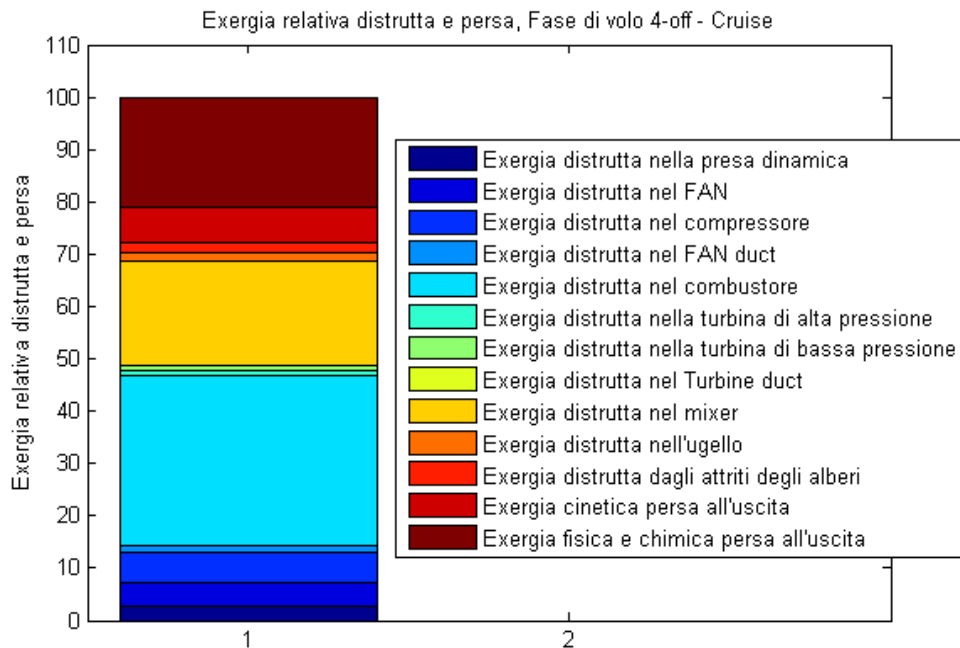


Figura 4.10: Exergie relative distrutte e perse, fase di volo 4-OFF - crociera.

$$\dot{B}_2 + \dot{W}_{shaft n^{\circ}1} = \dot{B}_{2.5} + \dot{B}_{1.3} + \dot{B}_{fan\ bleed} + \dot{B}_{destr} \quad (4.24)$$

Dove  $\dot{W}_{shaft n^{\circ}1}$  è la potenza dell'asse di bassa velocità introdotta nel fan.

#### 4.4.1 Risultati

Per ogni fase di volo si è determinata la distribuzione delle irreversibilità nei componenti interni del motore e l'exergia persa all'uscita. Nella figura 4.10 è presentato il risultato relativo al totale dell'exergia distrutta e persa nella fase di crociera. I risultati di tutte le fasi di volo sono riassunti nella tabella 4.6, nella figura 4.11 e sono riportati singolarmente nell'appendice E.

Attraverso i grafici mostrati si nota che, come ci si aspettava, i componenti che distruggono la maggior quantità di exergia sono quelli dove avvengono i processi più irreversibili, il combustore ed il mixer. A seconda della fase essi sono responsabili tra il 50% ed il 66% della distruzione e perdita totale exergetica. Oltre a questi componenti la perdita exergetica che avviene all'uscita del motore è molto grande ed è formata dalla perdita di exergia

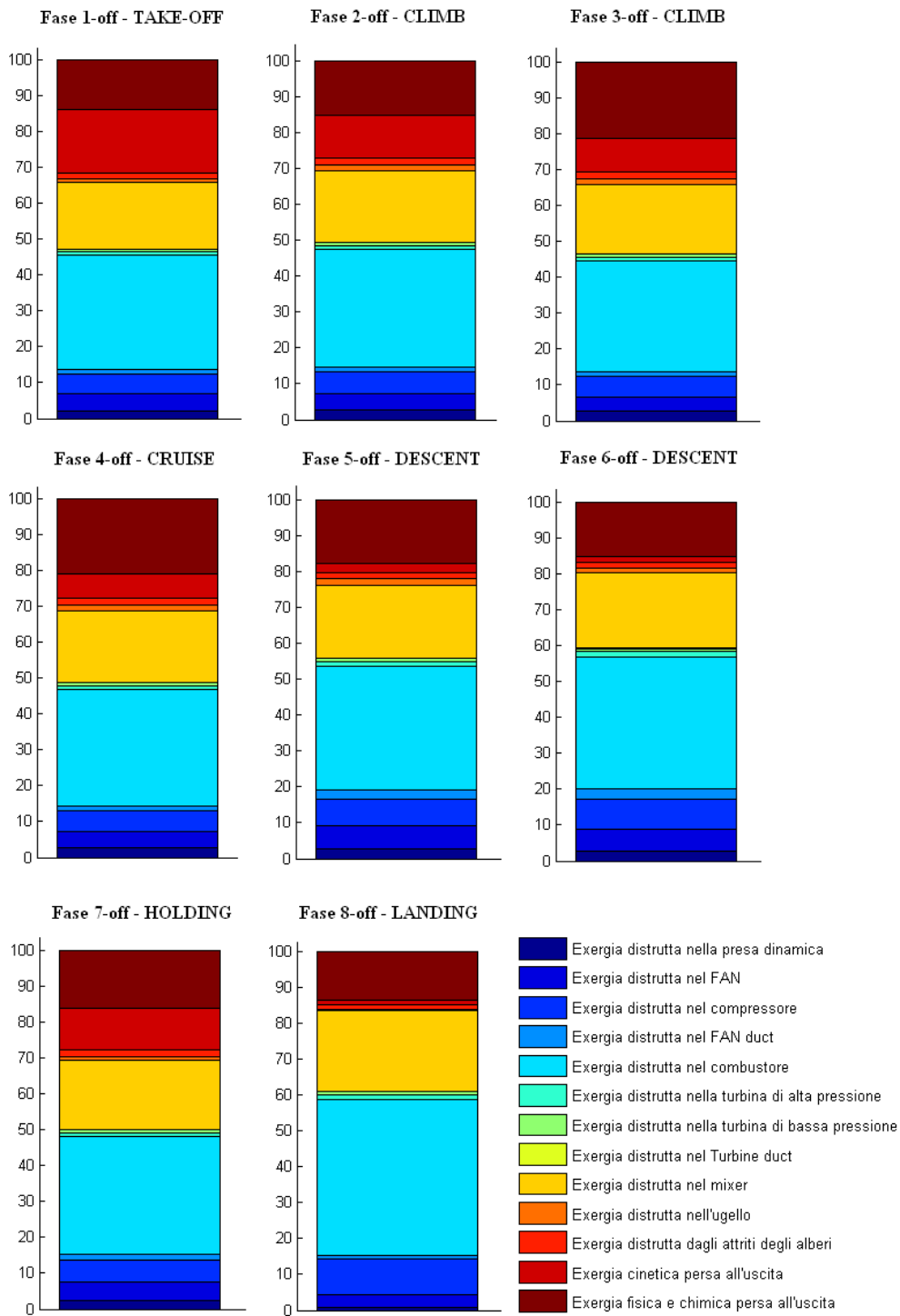


Figura 4.11: Exergie relative distrutte e perse nelle varie fasi di volo con l'impianto anti-ghiaccio OFF.

Tabella 4.6: Exergia relativa distrutta e persa in condizioni anti-ghiaccio OFF.

Exergia distrutta / persa [%]	Fase di volo							
	1	2	3	4	5	6	7	8
Presenza dinamica	2	3	3	3	3	3	2	<1
Fan	5	5	4	4	6	6	5	3
Compressore	6	6	6	6	7	8	6	10
Fan duct	1	1	1	1	3	3	1	1
Combustore	32	33	31	33	34	37	33	44
Turbina di alta pressione	<1	<1	1	1	1	1	1	1
Turbina di bassa pressione	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1
Turbine duct	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1	<1
Mixer	19	20	19	20	20	21	19	22
Ugello	<1	2	1	2	2	2	1	<1
Attriti alberi	2	2	2	2	2	2	2	1
Exergia cinetica	18	12	10	7	3	1	12	1
Exergia fisica e chimica	14	15	21	21	18	15	16	14

Tabella 4.7: Classificazione dei componenti più irreversibili in tutta la missione del motore.

Classificazione	Componente
1	Combustore
2	Mixer
3	Compressore
4	FAN
5	Presenza dinamica / Attriti alberi / Ugello
6	Attriti alberi / Presenza dinamica / Ugello
7	Ugello / Attriti alberi
8	<i>Fan Duct</i>
9	Turbina 1
10	Turbina 2
11	<i>Turbine Duct</i>

cinetica, fisica e chimica. È importante evidenziare che la somma di questi termini e quelli relativi al combustore e mixer rappresenta fino all'86% del totale dell'exergia distrutta e persa.

Quello che si vuole mostrare attraverso questi grafici, è che l'ordine della distribuzione delle irreversibilità non varia lungo la missione, come si può vedere nella tabella 4.7. Trascurando minime variazioni nell'ordine tra presa dinamica, ugello ed attriti degli alberi, si nota che un termine può aumentare o diminuire più in rapporto ad altri, ma la sua posizione in rapporto alle perdite exergetiche rimane la stessa. Questa è una considerazione fondamentale per le analisi di ottimizzazione poichè dirige studi focalizzati su determinati componenti critici costanti nella missione, potendo raggiungere risultati globalmente migliori.

Possono essere riassunte e presentate le seguenti conclusioni:

- L'exergia distrutta dal motore varia generalmente tra il 70 e l'80% del totale dell'exergia non utile al propulsore, ed è inversamente proporzionale alla trazione generata. Nelle fasi con grande e media trazione rappresenta circa il 70%, in quelle con piccola trazione può raggiungere fino all'85%;
- I componenti del motore che distruggono più exergia sono la camera di combustione ed il mixer in tutte le fasi di volo;
- La valutazione di studi di ottimizzazione su determinati componenti del motore deve tenere in considerazione aspetti economici e tecnologici. Con questa considerazione si può concludere che non necessariamente i componenti più irreversibili sono oggetto di proficue analisi future. In particolare, considerando le configurazioni more electric, può essere importante verificare le variazioni delle prestazioni exergetiche dei componenti direttamente influenzati dalle estrazioni di aria e potenza: fan, compressore e turbine;
- I componenti delle fasi di compressione distruggono più exergia rispetto a quelli delle fasi di espansione. Anche utilizzando il concetto di potenziale di lavoro si ottengono risultati ampiamente mostrati dalla teoria delle irreversibilità nelle turbomacchine;
- L'exergia cinetica persa all'uscita è direttamente proporzionale alla trazione (o alla velocità relativa dei gas d'uscita). Maggiore è l'exergia cinetica persa, maggiore è la trazione (o maggiore è la velocità relativa dei gas d'uscita). Si arriva così, attraverso l'analisi exergetica, al con-

petto di efficienza di propulsione<sup>2</sup>. L'efficienza di propulsione sarebbe massima se la velocità relativa dei gas d'uscita fosse nulla (e l'exergia cinetica persa sarebbe nulla), ma in questo modo sarebbe impossibile generare trazione (con questo concetto fu sviluppato un motore più efficiente in confronto al turbogetto, il turbofan).

Per la fase di crociera sono presentati i risultati dettagliatamente in seguito, nelle tabelle 4.8 e 4.9, e nella figura 4.12 è mostrato il grafico exergia specifica-entalpia specifica (nella tabella 4.8 i valori tra parentesi si riferiscono rispettivamente all'exergia cinetica persa e all'exergia fisica e chimica perse). Nella figura 4.13 è mostrato il diagramma di Grassman che schematizza, attraverso barre di larghezza proporzionale ai rispettivi flussi exergetici, le entrate, uscite ed irreversibilità lungo le trasformazioni nel propulsore.

$$\begin{aligned}\dot{B}_{destr} &= 4276 \text{ [KW]}; \\ \dot{B}_{kinloss} &= 394,7 \text{ [KW]}; \\ \dot{B}_{phy-chemloss} &= 1245,3 \text{ [KW]};\end{aligned}$$

<sup>2</sup>L'efficienza di propulsione rappresenta la proporzione tra l'effetto utile generato, la trazione nel caso di un propulsore a getto, e la potenza disponibile totale. Definendo:

$P_T$  : potenza della trazione  
 $P_{tot}$  : potenza totale disponibile  
 $T$  : trazione  
 $V_{TAS}$  : velocità di volo  
 $V_9$  : velocità dei gas di uscita  
 $\dot{m}_{air}$  : portata di aria  
 $\dot{m}_{fuel}$  : portata di combustibile  
È possibile scrivere:

$$\eta_{prop} = \frac{P_T}{P_{tot}} = \frac{T V_{TAS}}{T V_{TAS} + \frac{1}{2} (\dot{m}_{air} + \dot{m}_{fuel}) (V_9 - V_{TAS})^2}$$

Che, considerando trascurabile la portata di combustibile, può essere riscritta come:

$$\eta_{prop} = \frac{2 V_{TAS}}{V_{TAS} + V_9}$$

Attraverso quest'ultima espressione si osserva che l'efficienza di propulsione tende al valore unitario quando  $V_9$  tende a  $V_{TAS}$  (ovvero quando l'energia cinetica relativa di uscita tende ad annullarsi). L'efficienza di propulsione è proporzionalmente maggiore quanto minore è la velocità assoluta di uscita. Si conclude che per ottenere alti valori di efficienza è necessario usare una grande portata di aria ed accelerare poco il flusso.

$$\dot{B}_T = 1745 \text{ [KW]};$$

$$\dot{B}_{extr} = 96,19 \text{ [KW]}.$$

Tabella 4.8: Percentuale di exergia totale introdotta nel motore.

$\dot{B}_{destr\ engine} [\%]$	55,12
$\dot{B}_{kin\ loss} [\%]$	5,09
$\dot{B}_{phy,chem\ loss} [\%]$	16,05
$\dot{B}_T [\%]$	22,49
$\dot{B}_{extr} [\%]$	1,24

Tabella 4.9: Flussi exergetici totali ed efficienza exergetica in fase di crociera, riferimento sul motore.

Exergia Totale persa e distrutta [KW]	5916
Exergia Totale Utile [KW]	1841
Exergia Totale persa e distrutta [%]	76,26
Exergia Totale Utile [%] (Efficienza exergetica globale del motore)	23,74

## 4.5 Risultati generali delle analisi exergetiche

Le analisi exergetiche globali e locali hanno determinato una grande quantità di risultati e dati che devono essere interpretati. Così come mostrato nei rispettivi capitoli, si è giunti a definire le fasi istantanee ed integrali più critiche del volo ed i componenti e fenomeni più irreversibili. Questi risultati sono fondamentali come base per studi di ottimizzazione. Si può concludere che l'analisi exergetica è un potente strumento che permette di associare il potenziale di lavoro introdotto nella macchina ai responsabili delle perdite ed agli effetti utili.

Oltre ad i risultati più evidenti già presentati, si possono enfatizzare due temi fondamentali sorti durante lo studio che meritano di essere approfonditi:



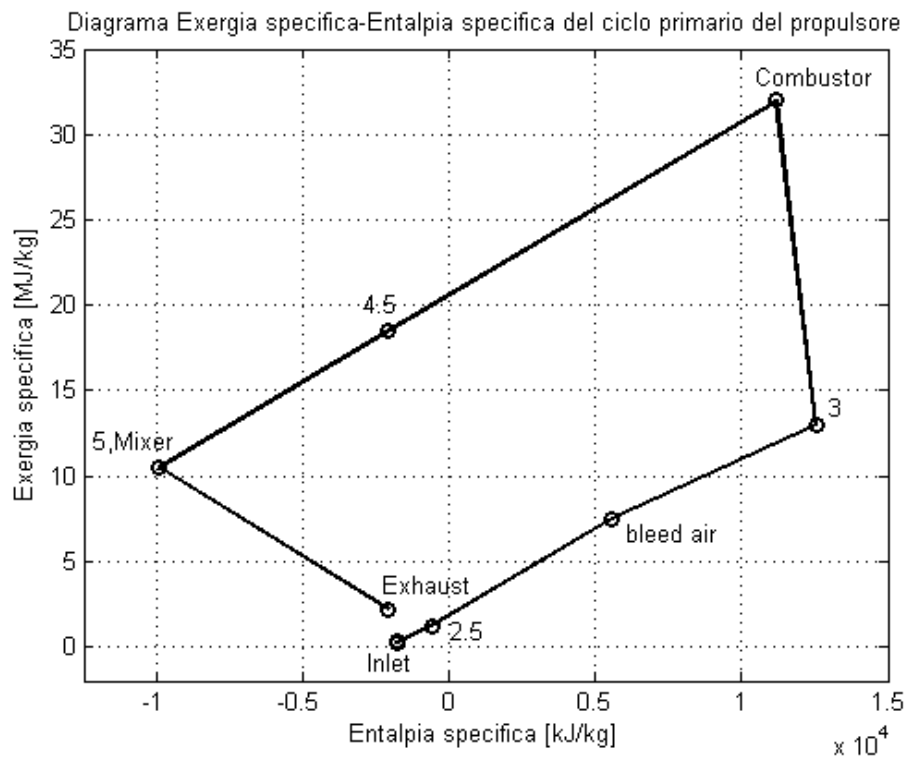


Figura 4.12: Diagramma exergia specifica-entalpia specifica del ciclo primario del propulsore nella fase di crociera.

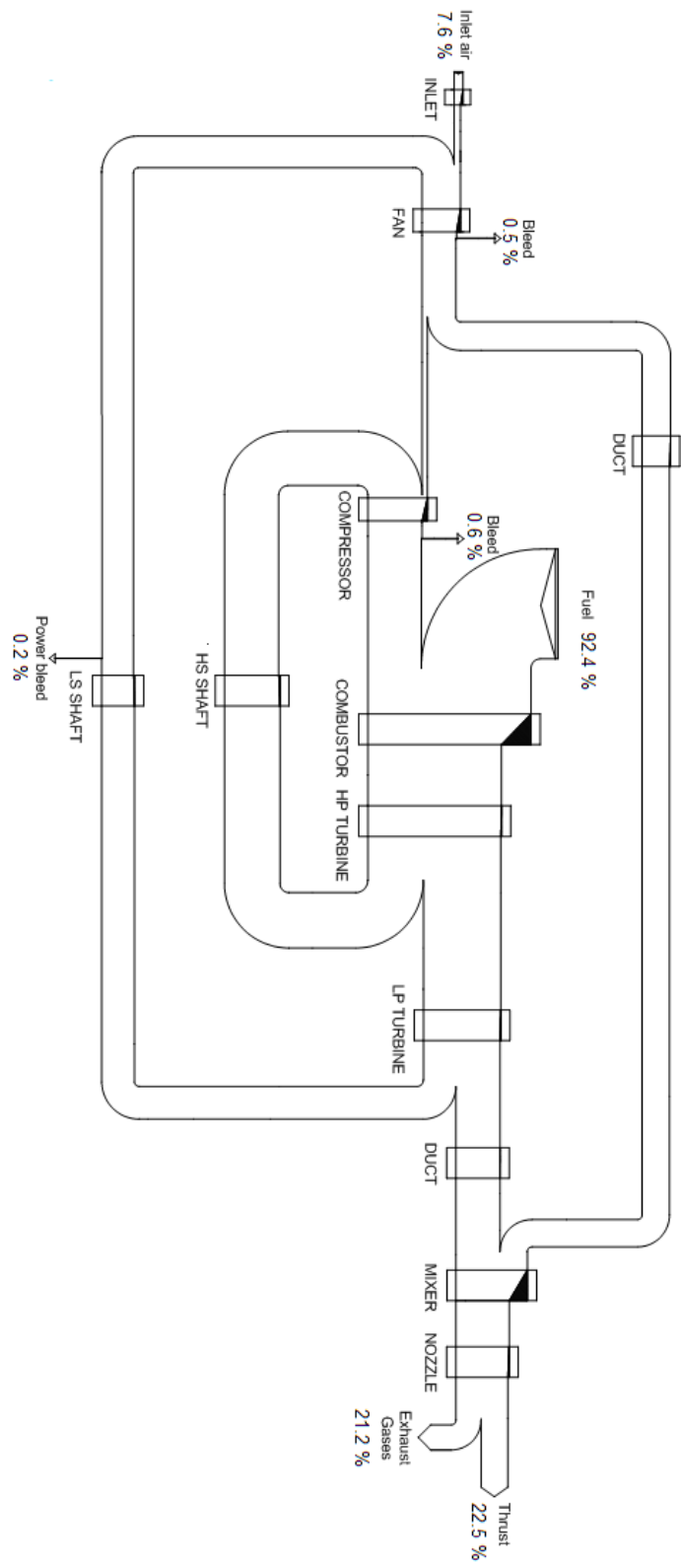


Figura 4.13: Diagramma di Grassman della fase di crociera.

1. **Il sistema e lo stato di riferimento** Per condurre un'analisi exergetica è necessario usare un sistema ed uno stato di riferimento. Negli studi abituali di sistemi fissi o che si muovono al suolo, la definizione di un riferimento non è un problema. Nello studio di un aeromobile o di un propulsore aeronautico, essendo coinvolti un sistema di riferimento fisico, uno stato di riferimento termodinamico ed un sistema analizzato in movimento ad altitudine variabile, si presentano difficoltà nella definizioni di riferimenti adeguati per i calcoli. In questa scelta è necessario rapportare il riferimento al tipo di analisi condotta, poichè a seconda del punto scelto si possono generare errori oppure ottenere benefici in termini di facilità di calcolo e confronto. In questo studio è stato considerato valido un riferimento fisso con il motore per lo studio locale dei componenti, e fisso con il suolo per uno studio globale della missione. Quest'ultima scelta, pur essendo valutata attraverso un'altra analisi (entropica), ha presentato problemi a causa di particolari condizioni operative ed ambientali. Si ritiene importante, per condurre ed approfondire gli studi di questa tipologia di sistemi, ampliare e sviluppare la teoria exergetica relativa;
2. **Il potenziale dell'analisi exergetica** L'exergia può essere usata per studiare in modo approfondito fenomeni complessi, poichè in tutti è coinvolto il potenziale di lavoro. L'analisi può essere usata come strumento di studio fondamentale di sistemi complessi, raggiungendo i risultati ottenuti attraverso metodi convenzionali e fornendo ulteriori informazioni importanti valide per dirigere studi supplementari come quelli termoeconomici. Per esemplificare, in questo progetto si sono ottenuti dettagliati ed importanti risultati sul vero funzionamento del motore durante il volo, caratterizzando l'exergia distrutta, persa ed utile capendo i concetti e le variabili che li determinano. Attraverso i risultati dell'analisi exergetica si è caratterizzata e quantificata anche l'efficienza di propulsione di un motore a getto studiando il flusso di exergia persa all'uscita. Queste considerazioni mostrano l'importanza e la validità dell'exergia come strumento di analisi di sistemi e propone il suo uso in studi avanzati e complessi nelle fasi di progetto, valutazione ed ottimizzazione.



# Capitolo 5

## Analisi Termoeconomica

**Presentazione** L'analisi termoeconomica si basa sulla grandezza termodinamica exergia. Usando i risultati ottenuti nel capitolo precedente, si valutano i costi dei vari flussi exergetici del propulsore.

Il capitolo è suddiviso nel modo seguente:

- **Introduzione all'analisi termoeconomica;**
- **Analisi di sistemi termici;**
- **Analisi termoeconomica globale del motore;**
- **Analisi termoeconomica locale del motore.**

Si introduce nella prima sezione la teoria termoeconomica e le sue principali funzioni. Nella seconda parte del capitolo è mostrata ed esemplificata l'analisi di sistemi termici, che è usata nelle seguenti sezioni per studiare globalmente e localmente il propulsore aeronautico.

### 5.1 Introduzione all'analisi termoeconomica

I sistemi interagiscono con l'ambiente esterno scambiando calore, lavoro e possono trasferire massa attraverso flussi che possono essere miscele di gas chimicamente reattive. Questi sistemi sono presenti praticamente in ogni settore industriale e si trovano comunemente nella vita delle persone.

Il progetto di impianti termici necessita dei principi della termodinamica, della meccanica dei fluidi, del progetto meccanico, dei materiali e dei processi di fabbricazione. Per la realizzazione di questi impianti è necessario considerare aspetti economici, poichè i costi sono parte fondamentale di ogni progetto. L'insieme di studi economici e del progetto ingegneristico di sistemi termici,

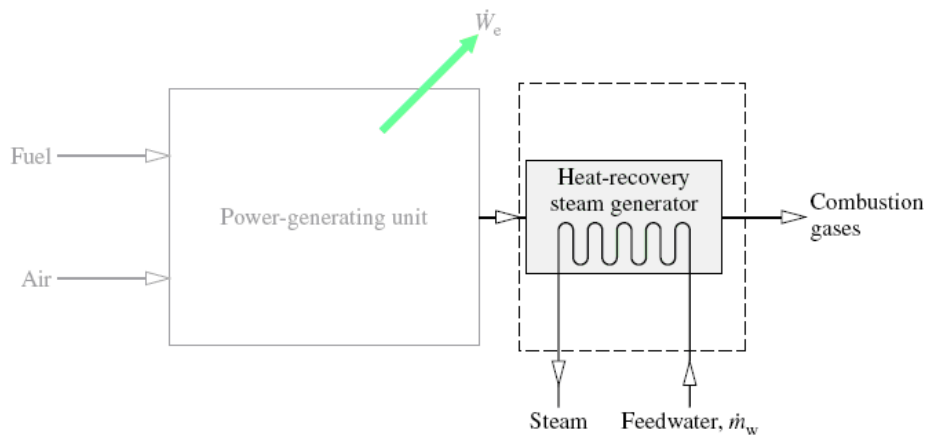


Figura 5.1: Sistema termico semplificato che mostra l'uso dell'exergia nella fase di progetto[21].

è l'analisi termoeconomica (o exergoeconomica). Si usa questa analisi, che nello specifico combina l'exergia e l'economia, per progettare, analizzare ed ottimizzare impianti termici.

### 5.1.1 Utilizzo dell'exergia nella fase di progetto

Nella figura 5.1 viene mostrato l'impiego dell'exergia durante la fase di progetto di sistemi, schematizzando un sistema di generazione di potenza unito ad un recuperatore di calore/generatore di vapore.

Il sistema di generazione di potenza produce elettricità ed un flusso di combustione che, insieme ad un flusso di acqua  $\dot{m}_w$ , entra nel recuperatore di calore. In questo componente, l'acqua riceve exergia attraverso un trasferimento di calore dai prodotti del combustore, ed esce nella forma di vapore per poter essere utilizzata in altri processi.

I gas di combustione, che entrano nel recuperatore, devono essere considerati prodotti che possiedono un valore economico. La fonte di exergia è il combustibile, che deve essere usato come base per valutare il costo del flusso di combustione.

Studiando il processo utilizzando la Seconda Legge della Termodinamica, si può osservare che la differenza tra i due gas che passano attraverso lo scambiatore di calore, rappresenta un indice delle irreversibilità del processo (queste irreversibilità si annullano quando la temperatura si avvicina a zero). Per il recuperatore/generatore di vapore in figura 5.1, questa distruzione di exergia produce una perdita economica in termini di costo di combustibile.

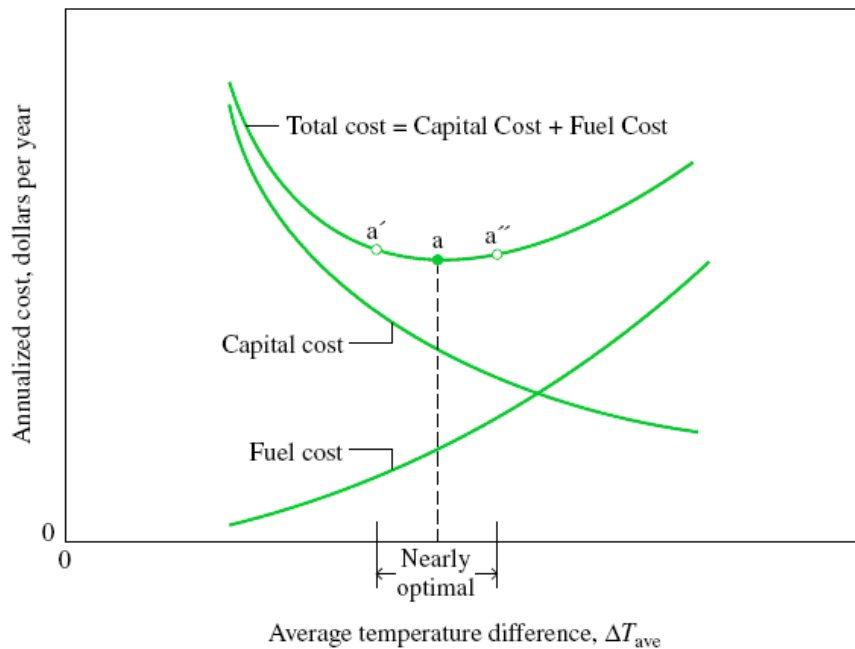


Figura 5.2: Curve di costo per uno scambiatore di calore[21].

La figura 5.2 mostra i costi annuali della fonte exergetica associati all'irreversibilità dello scambiatore di calore in funzione del  $\Delta T_{ave}$ . Il costo aumenta all'aumentare di questa variabile, poichè la generazione entropica è direttamente proporzionale alla differenza di temperatura.

Nello studio dello scambio di calore, si nota che esiste una relazione direttamente proporzionale tra il  $\Delta T_{ave}$  e la superficie necessaria per garantire un determinato scambio termico. Quanto è maggiore la potenza termica che si desidera scambiare, maggiore è la superficie dello scambiatore di calore necessaria, e conseguentemente maggiore il costo del sistema e del capitale investito.

La figura 5.2 presenta anche l'andamento del costo del capitale investito per l'acquisto dello scambiatore di calore in funzione della  $\Delta T_{ave}$ . Si osserva che il costo del capitale decresce all'aumentare di  $\Delta T_{ave}$ .

Il costo totale è rappresentato dalla somma del capitale investito e dal costo del combustibile. Nella figura 5.2 si nota che la curva del costo totale presenta un andamento relativamente piano, pertanto esiste un intervallo ampio di valori della variabile indipendente che può essere considerato ottimo dal punto di vista del minimo costo totale. Considerando migliore ridurre il costo del combustibile, il sistema deve essere progettato per operare nel punto

$a'$ . Al contrario, il punto operativo  $a''$  deve essere preferito per un progetto che privilegi la minimizzazione del costo del capitale. Queste considerazioni preliminari sono comuni nelle fasi di progetto.

Tuttavia, in realtà, il progetto di un sistema termodinamico varia estremamente in rapporto a questo semplice caso considerato. Inizialmente, i costi sono difficilmente prevedibili. Il costo del combustibile può variare molto con il passare degli anni, ed il costo del sistema è di difficile valutazione. Questi sistemi sono fabbricati in quantità limitata, pertanto il relativo costo dipende dalla produzione (figura 5.2).

I sistemi termici sono formati da vari componenti che interagiscono tra di loro. L'ottimizzazione di un unico componente, separatamente dal resto del sistema come nel caso dello scambiatore, spesso non garantisce l'ottimizzazione del sistema completo. L'esempio presentato considera soltanto il  $\Delta T_{ave}$  come variabile di progetto, tuttavia è necessario esaminare diverse variabili che devono essere ottimizzate simultaneamente.

### 5.1.2 Utilizzo dei costi exergetici nelle analisi di sistemi termici

Un importante aspetto della termoeconomia è che può rapportare l'energia ai costi di ogni prodotto di un sistema termico. L'ottenimento di questa analisi è subordinata all'attribuzione per ogni prodotto del costo totale necessario per produrlo; nominalmente questo è rappresentato dal costo del combustibile e degli altri ingressi sommati al costo del sistema stesso e dei costi operativi (costo del capitale, costi operativi e di manutenzione). Questa suddivisione dei costi rappresenta un problema comune nei sistemi dove la potenza elettrica, l'acqua refrigerata, l'aria compressa ed il vapore sono generati in un componente ed utilizzati in un altro. Per analizzare correttamente il sistema è necessario conoscere i costi di generazione di ogni prodotto utile. È inoltre necessario usare i fondamenti delle analisi ingegneristiche ed economiche che includono i procedimenti di ripartizione dei costi annuali e le conoscenze specifiche per la distribuzione dei costi.

Le informazioni generate dall'analisi termoeconomica sono diverse da quelle ottenute da metodi tradizionali di valutazione economica che determinano parametri come il tempo di ritorno di investimento, il tasso interno di ritorno e valore presente liquido. L'analisi termoeconomica determina i costi di produzione e presenta vantaggi nel suo utilizzo quando sono studiati processi dove si ha più di un prodotto, poichè in questi casi, l'uso dei criteri di partizione dei costi in base exergetica introduce un criterio più razionale di distribuzione, considerando che la base di attribuzione dei costi è il valore



termodinamico di ogni prodotto[2].

Dal punto di vista dell'analisi ed ottimizzazione di sistemi di conversione di energia, l'analisi termoeconomica aggrega, basicamente, due insiemi di equazioni ai bilanci di massa, energia ed exergia: i bilanci di costo per ogni componente/processo ed i criteri di partizione di costo per i componenti/processi dove si ha più di un prodotto.

L'analisi termoeconomica completa comprende le seguenti tappe[25]:

1. Analisi exergetica dettagliata del sistema;
2. Analisi economica dettagliata dei componenti;
3. Costo exergetico;
4. Valutazione exergoeconomica di ogni componente del sistema.

Quanto più individualizzata è l'analisi termoeconomica, più dettagliato sarà il risultato del processo di formazione dei costi dei prodotti dell'impianto.

## 5.2 Analisi di sistemi termici

### 5.2.1 Bilancio generale dei costi

Il bilancio dei costi per un sistema generico è calcolato eguagliando la sommatoria di tutti gli input alla sommatoria dei valori degli output (prodotti ottenuti):

$$\sum (\text{Input values}) = \sum (\text{Output values}) \quad (5.1)$$

In questa equazione gli input sono rappresentati dai costi del capitale investito, dal costo operativo del sistema (incluso il combustibile ed ogni altra risorsa necessaria al funzionamento del sistema) e dal costo di manutenzione. Si considera un volume di controllo che include tutti i componenti del sistema e conseguentemente tutti i processi (figura 5.3). Considerando che in questo volume di controllo sono consumate le risorse  $a$ ,  $b$  e  $c$  e che vengono generati i prodotti  $e$ ,  $f$  e  $g$ , il bilancio dei costi per il sistema completo in funzionamento in condizioni stazionarie può essere scritto nel modo seguente:

$$C_a + C_b + C_c + C_{capital} = C_e + C_f + C_g \quad (5.2)$$

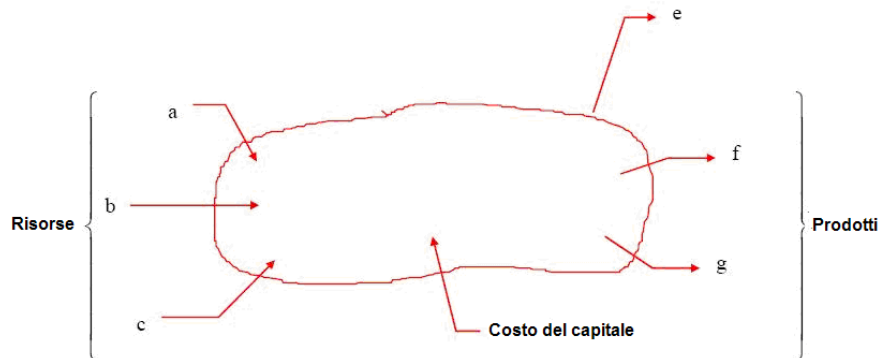


Figura 5.3: Volume di controllo generico per l'applicazione del bilancio dei costi.

Questa espressione si riferisce all'unità di tempo di funzionamento del sistema, pertanto ogni termine rappresenta un costo per unità di tempo (ad esempio \$/anno).

Si introduce il costo medio unitario  $c_i$ , definito come:

$$c_i = \frac{C_i}{N_i} \quad (5.3)$$

Dove  $N_i$  rappresenta una grandezza termodinamica del sistema come il flusso di energia o exergia. Pertanto, ponendo in evidenza i costi medi unitari, si può scrivere:

$$c_a N_a + c_b N_b + c_c N_c + C_{capital} = c_e N_e + c_f N_f + c_g N_g \quad (5.4)$$

Nel caso di un sistema multi-prodotto (come quello considerato nella figura 5.3), un'unica relazione tra i costi non è sufficiente poichè i parametri  $c_e$ ,  $c_f$ , e  $c_g$  rimangono indeterminati. Sono pertanto necessari dei criteri addizionali per rapportare i costi unitari dei differenti prodotti. Generalmente questi criteri si basano su valutazioni economiche e attribuiscono i costi ai prodotti considerandoli come:

1. Un prodotto usato all'interno del sistema;
2. Un prodotto destinato alla vendita;
3. Un prodotto primario;
4. Un sottoprodotto del processo.

Queste analisi economiche sono molto arbitrarie e legate al mercato, pertanto l'utilizzo dell'exergia come base per l'attribuzione dei costi è molto utile. Di fatto, il metodo di attribuzione dei costi in base exergetica è basato su considerazioni esclusivamente termodinamiche, privilegiando l'efficienza di produzione senza considerare aspetti legati al mercato[20].

### 5.2.2 Criteri di ripartizione dei costi

In un processo multi-prodotto, il numero delle equazioni che si ottengono per il bilancio dei costi è sempre inferiore al numero di incognite (rappresentate dal costo specifico di ogni prodotto). Pertanto è necessario utilizzare criteri di ripartizione dei costi che forniscono relazioni addizionali per eguagliare il numero di equazioni al numero di incognite.

In letteratura si possono incontrare molti criteri basati su considerazioni economiche che permettono la ripartizione/attribuzione dei costi. Quelli usati tradizionalmente sono:

1. metodo dell'uguaglianza;
2. metodo dell'estrazione;
3. metodo del sottoprodotto.

Per descrivere questi metodi si considera una semplice centrale di cogenerazione formata da un combustore ed una turbina che genera come prodotti potenza elettrica ed un flusso di gas pressurizzato, come mostrato in figura 5.4.

Riferendosi allo schema di figura 5.4, si può scrivere il bilancio di costo del combustore e della turbina come (considerando l'exergia come grandezza termodinamica):

$$c_{hp} \dot{B}_{hp} + c_{heat} \dot{B}_{heat} = c_{fuel} \dot{B}_{fuel} + c_{air} \dot{B}_{air} + \dot{C}_{comb} \quad (5.5)$$

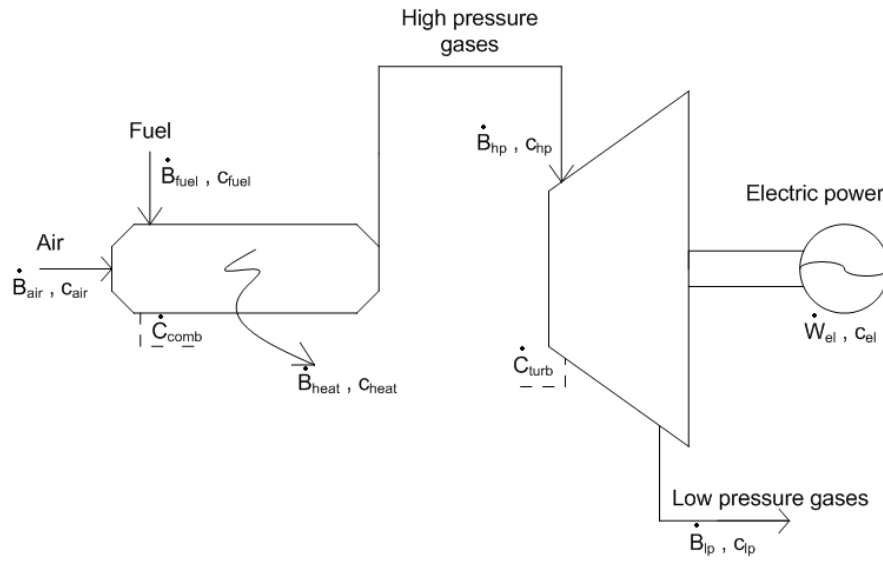


Figura 5.4: Sistema di cogenerazione semplificato.

$$c_{lp} \dot{B}_{lp} + c_{el} \dot{W}_{el} = c_{hp} \dot{B}_{hp} + \dot{C}_{turb} \quad (5.6)$$

Dove i termini  $\dot{C}_{comb}$  e  $\dot{C}_{turb}$  rappresentano la somma del capitale, di operazione e manutenzione associati rispettivamente al combustore e turbina. Nelle equazioni si considerano noti i flussi exergetici ottenuti attraverso l'analisi exergetica ed i valori di  $\dot{C}_{comb}$ ,  $\dot{C}_{turb}$  e dei flussi di ingresso calcolati attraverso un'analisi economica. Il costo del calore rifiutato è definito uguale a zero, considerandolo una perdita. È necessario determinare tre variabili che sono il costo unitario del gas di alta pressione ( $c_{hp}$ ), del gas di bassa pressione ( $c_{lp}$ ) ed il costo dell'elettricità ( $c_{el}$ ). Disponendo soltanto di due equazioni indipendenti, il bilancio dei costi del combustore e della turbina, è necessario trovare una terza relazione attraverso uno dei metodi di ripartizione/attribuzione dei costi.

**Metodo dell'uguaglianza** In questo metodo si considera che il sistema deve soddisfare tutte le richieste exergetiche, pertanto tutti i prodotti possiedono lo stesso costo exergetico specifico. Tutti i costi sono divisi tra i prodotti in funzione dei rispettivi flussi di exergia. Nel caso presentato in figura 5.4), se il flusso di gas pressurizzato e l'elettricità prodotta necessitano

di essere forniti per soddisfare le necessità di una centrale, i prodotti posseggono la stessa importanza ed il costo dell'impianto deve essere suddiviso tra essi. Utilizzando il metodo dell'uguaglianza, si ottiene:

$$c_{el} = c_{lp} \quad (5.7)$$

e si calcola il costo specifico nel modo seguente:

$$c_{el} = c_{lp} = c_{hp} \left( \frac{\dot{B}_{hp}}{\dot{B}_{lp} \dot{W}_{el}} \right) + \frac{\dot{C}_{turb}}{(\dot{B}_{lp} + \dot{W}_{el})} \quad (5.8)$$

Si definisce l'efficienza exergetica come:

$$\eta_{b,turb} = \frac{\dot{W}_e + \dot{B}_{lp}}{\dot{B}_{hp}} \quad (5.9)$$

**Metodo dell'estrazione** In questo metodo si considera che il sistema analizzato ha un'unica funzione, pertanto i costi di tutti i componenti nel volume di controllo sono attribuito al prodotto utile. Con questo criterio si attribuiscono tutti i costi dell'exergia distrutta, del capitale investito, operativi e di manutenzione dei componenti al flusso prodotto. Nell'esempio mostrato, se l'obiettivo della turbina è solo quello di generare potenza elettrica, il costo del componente sarà attribuito all'elettricità prodotta. Il costo del gas di bassa pressione non sarà influenzato dalla presenza della turbina, poichè:

$$c_{lp} = c_{hp} \quad (5.10)$$

Si evidenzia che, nonostante abbiano lo stesso costo specifico in base exergetica, i due flussi di gas di alta e bassa pressione hanno costi massici differenti, poichè:

$$(c_{hp})_m = c_{hp} b_{hp} \quad (5.11)$$

e

$$(c_{lp})_m = c_{lp} b_{lp} \quad (5.12)$$

pertanto:

$$(c_{hp})_m > (c_{lp})_m \quad (5.13)$$

Questo giustifica il maggior valore termodinamico della portata massica di alta pressione e conseguentemente il suo maggior costo. Il costo specifico dell'elettricità è calcolato nel modo seguente:

$$c_{el} = c_{hp} \left( \frac{\dot{B}_{hp} - \dot{B}_{lp}}{\dot{W}_{el}} \right) + \frac{\dot{C}_{turb}}{\dot{W}_{el}} \quad (5.14)$$

Poichè nel metodo dell'estrazione si considera l'elettricità come unico prodotto utile della turbina, l'efficienza exergetica è così definita:

$$\eta_{b,turb} = \frac{\dot{W}_{el}}{\dot{B}_{hp} - \dot{B}_{lp}} \quad (5.15)$$

**Metodo del sotto-prodotto** L'uso del criterio di partizione del sotto-prodotto implica la determinazione di uno dei costi specifici in uno scenario completamente differente da quello operativo della centrale[2], attraverso un criterio ed una procedura specializzata per il caso specifico (ad esempio se un costo è imposto da una norma).

### 5.3 Analisi termoeconomica globale del motore

L'analisi termoeconomica ha lo scopo di allocare i costi dei flussi exergetici del motore e di analizzare le sue prestazioni in termini finanziari. Essendo

condotta studiando un sistema già costruito e definito, vuole analizzare le caratteristiche ed inefficienze di funzionamento del propulsore in rapporto all'efficienza exergetica, tenendo in considerazione i costi delle risorse utilizzate e dei componenti. Questo procedimento fornisce informazioni sulle prestazioni termodinamiche del sistema e, principalmente, aggrega considerazioni fisiche ed economiche, che rappresentano lo scenario nel quale l'impianto energetico opera. L'analisi è condotta usando i flussi exergetici calcolati usando due riferimenti differenti, così come fatto inizialmente nell'analisi exergetica:

1. Riferimento fisso con il motore nella fase di crociera;
2. Riferimento fisso al suolo nella fase di crociera.

### 5.3.1 Metodo di analisi

**Riferimento fisso con il motore** Considerando il sistema di riferimento sul motore, si può scrivere il seguente bilancio globale stazionario:

$$\dot{C}_9 + \dot{C}_{fan\ bleed} + \dot{C}_{comp\ bleed} + \dot{C}_{hp} + \dot{C}_{el} = \dot{C}_{air,1} + \dot{C}_{fuel} + \dot{Z}_M \quad (5.16)$$

Dove:

$$\begin{aligned} \dot{C}_9 &= c_9 \dot{B}_9 \\ \dot{C}_{fan\ bleed} &= c_{fan\ bleed} \dot{B}_{fan\ bleed} \\ \dot{C}_{comp\ bleed} &= c_{comp\ bleed} \dot{B}_{comp\ bleed} \\ \dot{C}_{hp} &= c_{hp} \dot{W}_{hp} \\ \dot{C}_{el} &= c_{el} \dot{W}_{el} \\ \dot{C}_{air,1} &= c_{air,1} \dot{B}_{air,1} \\ \dot{C}_{fuel} &= c_{fuel} \dot{B}_{fuel} \\ \dot{Z}_M &= a (Z^{CI} + Z^{OM}) \end{aligned}$$

Così come spiegato nell'analisi exergetica, nel bilancio con il riferimento sul motore non viene considerato il termine della trazione poichè costituisce parte dell'exergia dei gas d'uscita. Pertanto non è possibile considerare nullo il costo specifico di questa miscela ( $c_9$ ) poichè rappresenta il costo della trazione.

Analizzando dettagliatamente tutti i termini delle espressioni precedenti:

- I flussi exergetici  $\dot{B}_9$  ,  $\dot{B}_{fan\ bleed}$  ,  $\dot{B}_{comp\ bleed}$  ,  $\dot{B}_{air,1}$  e  $\dot{B}_{fuel}$  sono noti attraverso l'analisi exergetica mostrata nel capitolo 4.
- Le potenze estratte ( $\dot{W}_{hp}$  e  $\dot{W}_{el}$ ) sono dati del motore;
- Il termine trazione ( $T$ ) e velocità di volo ( $V_{TAS}$ ), necessari per il calcolo del flusso exergetico utile (parte del flusso d'uscita),  $\dot{B}_T$  sono dati del motore;
- Il valore del costo medio del combustibile per unità di exergia ( $c_{fuel}$ ) deve essere determinato attraverso un'analisi economica mostrata in seguito;
- Il termine  $\dot{Z}_M$  rappresenta la somma del costo del capitale, dei costi operativi e di manutenzione del propulsore. Così come per il costo del combustibile, questo termine è determinato attraverso una specifica analisi economica mostrata in seguito;
- Il costo specifico dell'aria in ingresso ( $c_{air,1}$ ) è considerato nullo poichè non possiede un valore economico;
- I costi specifici dei flussi d'aria estratti ( $c_{fan\ bleed}$  ,  $c_{comp\ bleed}$ ), i costi specifici delle estrazioni di potenza ( $c_{hp}$  ,  $c_e$ ) ed il costo specifico dei gas d'uscita (o della trazione,  $c_9 = c_T$ ) sono gli obiettivi dell'analisi. Per determinare tali incognite, avendo un'unica relazione di bilancio di costi, è necessario trovare quattro equazioni indipendenti. Queste relazioni sono determinate utilizzando uno dei criteri di partizione dei costi presentati precedentemente.

**Riferimento al suolo** L'analisi sviluppata usando il riferimento fisso al suolo, è condotta come quella con il riferimento sul motore introducendo direttamente la potenza exergetica della trazione nel bilancio globale, che si scrive nel modo seguente:

$$\dot{C}_9 + \dot{C}_{fan\ bleed} + \dot{C}_{comp\ bleed} + \dot{C}_{hp} + \dot{C}_{el} + \dot{C}_T = \dot{C}_{air,1} + \dot{C}_{fuel} + \dot{Z}_M \quad (5.17)$$

In questo caso si può considerare nullo il costo del gas d'uscita perchè è perso ed inutilizzato. Per gli altri termini valgono le considerazioni fatte in precedenza.



### 5.3.2 Calcolo del costo termoeconomico unitario del combustibile

Per avere una stima del costo medio del combustibile per unità d'exergia ( $c_{fuel}$ ) è necessario fare varie considerazioni. Questo costo rappresenta una spesa diluita nel tempo soggetta ad un aumento periodico che deve essere considerato, così come il tasso di inflazione. Per ottenere il valore del combustibile viene calcolata una serie di fattori che permette di usare un unico costo per tutto il periodo di funzionamento che tiene in considerazione gli aspetti citati:

$$c_{fuel} = c_{f0} \frac{k_f (k_f^n - 1)}{k_f - 1} CRF \quad (5.18)$$

$$k = \frac{1 + r_m}{1 + i_e} \quad (5.19)$$

$$CRF = \frac{i_e (1 + i_e)^n}{(1 + i_e)^n - 1} \quad (5.20)$$

$$(1 + r_{mf}) = (1 + r_r) (1 + r_i) \quad (5.21)$$

Dove:

$r_{mf}$  : fattore di crescita nominale o apparente del costo del combustibile (nominal escalation rate);

$r_r$  : fattore di crescita reale del costo del combustibile (real escalation rate);

$r_i$  : tasso di inflazione (inflation rate);

$CRF$  : fattore di ritorno del capitale (capital recovery factor);

$n$  : vita economica del motore;

$c_{f0}$  : costo termoeconomico unitario del combustibile all'inizio del periodo di funzionamento;

$i_e$  : tasso effettivo di ritorno (annual effective rate of return).

Il combustibile usato nel motore è kerosene aeronautico, JET A-1. I dati usati in questi calcoli sono riassunti nella tabella 5.1. Il costo termoeconomico unitario del combustibile all'inizio del periodo di funzionamento comprende

Tabella 5.1: Parametri utilizzati nello studio termodinamico del motore AE-3007.

Potere calorifico inferiore del kerosene aeronautico Jet A-1, $H_f$ [MJ/Kg]	42,8
Costo medio unitario (anni 2006-2007) del kerosene aeronautico Jet A-1 (incluso il costo del trasporto) [\$/Tm]	374,79
Costo termoeconomico unitario del combustibile all'inizio del periodo di funzionamento [\$/GJ]	9,022
Fattore di crescita nominale o apparente dei costi (escluso il combustibile) (2007-2032), $r_m$	0,05
Fattore di crescita nominale o apparente $r_{mf}$ del costo del kerosene aeronautico Jet A-1 (2007-2032)	0,06
Vita economica del motore AE-3007 [anni]	25
Fattore di utilizzo annuale $f_u$	0,285
Tasso effettivo di ritorno $i_e$	0,04
Costo del capitale investito per il propulsore AE-3007 [US\$]	2.000.000

il valore del trasporto, valutato 50 \$/Tm[26].

### 5.3.3 Ipotesi per il calcolo del costo del sistema

Esistono diversi criteri per stimare il costo del sistema a seconda del tipo di motore e del finanziamento. Per il calcolo dei costi della macchina si utilizzano relazioni e concetti economici analoghi a quelli usati nella stima del valore del combustibile. Il termine  $\dot{Z}_M$  è ottenuto calcolando inizialmente il capitale investito, i costi operativi e di manutenzione totali e tenendo in considerazione l'inflazione.

$$\dot{Z}_M = \alpha Z = \alpha (Z^{CI} + Z^{OM}) \quad (5.22)$$

Dove:

$$\alpha = \frac{CRF}{\Delta t} [s^{-1}] \quad (5.23)$$

Il termine  $\Delta t = 31,536 \cdot 10^6 f_u$  rappresenta il tempo di funzionamento del sistema all'anno (in s) e  $f_u$  è definito come fattore di utilizzo annuale del motore ed è mostrato nella tabella 5.1.

Il valore del capitale investito  $Z^{CI}$  non aumenta con il tempo, a meno che sia acquisito con un finanziamento, e risulta più realistico suddividere questo costo lungo la vita del motore prima di ottenere il costo annuale.  $Z_0^{OM}$  rappresenta il costo operativo e di manutenzione basato all'inizio della vita utile. Il rispettivo valore annuale può essere calcolato nel seguente modo:

$$Z^{OM} = (Z_0^{OM}) \frac{k(k^n - 1)}{k - 1} \quad (5.24)$$

Dove:

$$k = \frac{1 + r_m}{1 + i_e} \quad (5.25)$$

In letteratura possono essere trovati differenti modelli che permettono di stimare i costi operativi e di manutenzione  $Z_0^{OM}$ . In questo caso questo costo è definito in termini percentuali del capitale investito[26]. Basandosi sulle informazioni attualmente disponibili, si assume 10%.

Il valore del capitale investito  $Z^{CI}$  è ottenuto usando il metodo DAPCA IV[27]. Seguendo questo metodo è possibile calcolare il prezzo del motore attraverso la seguente espressione:

$$Z^{CI} = 1548 [0,043 T_{max} + 243,25 M_{max} + 0,969 T_{turbine\ inlet} - 2228] \quad (5.26)$$

Dove:

$T_{max}$  = Trazione massima del motore [lb]

$M_{max}$  = Numero di Mach massimo del motore

$T_{turbine\ inlet}$  = Temperatura di ingresso in turbina [°R]

Per un turbofan, secondo le indicazioni del metodo, il valore ottenuto attraverso questa espressione deve essere aumentato del 10%. Il prezzo calcolato in questo modo è espresso in dollari americani dell'anno 1986, pertanto deve essere attualizzato. Si ottiene in questo modo un costo di circa  $Z^{CI} = 2.000.000$  \$.

### 5.3.4 Uso dei criteri economici

Le equazioni addizionali necessarie per risolvere l'analisi termoeconomica devono essere determinate usando un criterio adeguato. Analizzando le varie possibilità si nota che:

- Il metodo dell'estrazione non può essere applicato poichè non è possibile considerare che l'unica funzione del motore sia quella di generare trazione. Pertanto i costi di tutti i componenti del motore ed i costi dell'exergia distrutta non possono gravare solo sul flusso  $\dot{m}_9$  d'uscita dall'ugello usato per generare trazione;
- Il metodo del sotto-prodotto non può essere usato perchè implica la determinazione di uno dei costi specifici in uno scenario completamente differente da quello di operazione dell'impianto, che quindi non usa la base exergetica come scala di valore;
- Il metodo dell'uguaglianza risulta l'unica alternativa possibile poichè il motore, per garantire il funzionamento dell'aeromobile, deve soddisfare tutte le necessità exergetiche. Seguendo tale metodo è necessario attribuire lo stesso costo per unità di exergia.

Con queste considerazioni viene definito che la potenza elettrica, idraulica, i flussi di aria estratti, la trazione, possiedono eguale importanza, ed il costo del sistema deve essere diviso tra essi. Si ottiene:

Con il riferimento sul motore:

$$c_{comp\ bleed} = c_{fan\ bleed} = c_{hp} = c_{el} = c_g \quad (5.27)$$

Con il riferimento al suolo:

$$c_{comp\ bleed} = c_{fan\ bleed} = c_{hp} = c_{el} = c_T \quad (5.28)$$

Tabella 5.2: Risultati dell'analisi termoeconomica globale.

Flusso	Costo - Rif. sul motore	Costo - Rif. al suolo
Estrazioni dal fan [US\$/t]	5,93	5,07
Estrazioni dal compressore [US\$/t]	27,21	26,52
Potenza elettrica estratta [US\$/MW h]	368,64	367,92
Potenza idraulica estratta [US\$/MW h]	368,64	367,92
Trazione [US\$/MW h]	368,64	367,92

### 5.3.5 Risultati

La tabella 5.2 mostra i risultati delle analisi termoeconomiche con i due riferimenti.

Il costo operativo annuale del motore è uguale alla somma del flusso di costo di acquisto, operativo, di manutenzione e del flusso di combustibile divisi per il fattore di utilizzo annuale (in s/anno):

$$\dot{C}_{total} = \left( \dot{Z} + c_{fuel} \dot{B}_{fuel} \right) f_u \quad (5.29)$$

Considerando il sistema di riferimento fisso al suolo:

$$\dot{C}_{total} = 1.697.182 \text{ [US$/anno]} \quad (5.30)$$

Considerando il sistema di riferimento fisso sul motore:

$$\dot{C}_{total} = 1.694.330 \text{ [US$/anno]} \quad (5.31)$$

Come verifica, lo stesso valore deve essere calcolato dai costi dei prodotti del motore (che dividono tra loro il costo totale dell'impianto).

$$\dot{C}_{total} = \left( \dot{C}_T + \dot{C}_{bleed} + \dot{C}_{fan} + \dot{C}_{el} + \dot{C}_{hp} \right) f_u \quad (5.32)$$

Considerando il riferimento al suolo:

$$\dot{C}_{total} = 1.696.957 \text{ [US\$/anno]} \quad (5.33)$$

Considerando il sistema di riferimento fisso sul motore:

$$\dot{C}_{total} = 1.694.535 \text{ [US\$/anno]} \quad (5.34)$$

La differenza tra i valori è dovuta alle approssimazione dei calcoli, sia per l'analisi con il riferimento sul motore che per quella che usa il riferimento al suolo.

## 5.4 Analisi termoeconomica locale del motore

L'analisi termoeconomica, oltre ad attribuire costi ai prodotti del sistema, permette anche di determinare il costo di tutti i flussi exergetici che fanno parte della catena di trasformazioni energetiche. Vengono determinati così i

costi dei flussi delle risorse e dei prodotti di ogni componente. Per ognuno è possibile definire:

- Prodotto: l'output principale del componente, il flusso exergetico prodotto attraverso le trasformazioni energetiche interne;
- Risorsa: tutti i flussi exergetici assorbiti per il funzionamento del componente che permettono la realizzazione dei prodotti.

Quando un componente fa parte di un sistema complesso riceve risorse dai componenti anteriori della catena di trasformazione. Il primo componente riceve risorse dall'ambiente esterno (aria e combustibile). In questo modo il valore del prodotto di un generico componente considera come i precedenti componenti hanno trasformato l'energia. Ogni irreversibilità aumenta la quantità di combustibile necessaria per ottenere lo stesso prodotto. In questo modo le considerazioni di carattere termodinamico acquisiscono valenza economica nel processo di attribuzione dei costi ai flussi exergetici[30].

La modellazione del sistema è stata condotta con il massimo livello di dettaglio possibile con i dati ottenuti dall'analisi exergetica locale. Usare più stazioni di suddivisione e componenti senza aumentare la quantità di dati sarebbe stata possibile solo assumendo ulteriori ipotesi, diminuendo così la validità dei risultati.

Informazioni economiche sono fondamentali per questo studio, ma molto complicate da ottenere. Per questa analisi i costi dei componenti sono stati definiti in base percentuale del costo totale del propulsore.

### 5.4.1 Risultati

Dopo aver stimato il valore unitario di ogni componente è stato determinato il costo annuale di acquisto, operativo e di manutenzione (in [US\$/s]) attraverso le stesse espressioni usate per la definizione del prezzo di tutta la macchina. I risultati sono riassunti nella tabella 5.3.

La tabella 5.4 mostra i costi di tutti i flussi exergetici. Si noti che tutti i valori dei flussi interni e delle estrazioni di aria sono in [US\$/t] e che i costi delle potenze estratte e della trazione sono in [US\$/MWh].

Viene calcolato nuovamente il costo totale operativo del sistema come somma del costo operativo di ogni componente e del costo del combustibile:

Tabella 5.3: Costo dei componenti usati nell'analisi termoeconomica locale.

Componente	$Z_{EQ}$ [US\$]	$\dot{Z}_{EQ}$ [US\$/s]
Presa dinamica	383.793	0,002733
Fan	1.304.895	0,009294
Compressore	1.689.000	0,01203
Camera di combustione	1.074.619	0,007654
Turbina di alta pressione	1.380.000	0,00984
Turbina di bassa pressione	921.102	0,00656
Mixer	307.034	0,002187
Ugello	614.068	0,004373

Tabella 5.4: Risultati dell'analisi termoeconomica locale.

Flusso	Costo
1.3 [US\$/t]	1,92
2 [US\$/t]	0,0591
2.5 [US\$/t]	1,70
3 [US\$/t]	19,22
4 [US\$/t]	36,73
4.5 [US\$/t]	22,13
5 [US\$/t]	13,19
7 [US\$/t]	22,80
Estrazioni dal compressore [US\$/t]	11,06
Estrazioni dal fan [US\$/t]	1,96
Potenza elettrica estratta [US\$/MWh]	130,60
Potenza idraulica estratta [US\$/MWh]	130,60
Trazione [US\$/MWh]	380,90



Tabella 5.5: Confronto relativo tra i costi degli effetti utili ottenuti nel bilancio globale e locale (tabelle 5.2 e 5.4).

Flusso	Differenza relativa [%]
Estrazioni dal compressore	146
Estrazioni dal fan	202,6
Potenza elettrica estratta	182,3
Potenza idraulica estratta	182,3
Trazione	3,3

$$\dot{C}_{total} = \left( \sum_{component} \left( \dot{Z}_i \right) + c_{fuel} \dot{B}_{fuel} \right) f_u = 1.694.000 \text{ [US\$/anno]} \quad (5.35)$$

Per verificare il calcolo anteriore, lo stesso valore deve essere calcolato attraverso i costi dei prodotti del motore (che dividono tra di loro il costo totale dell'impianto).

$$\dot{C}_{total} = 1.694.262 \text{ [US\$/anno]} \quad (5.36)$$

La differenza tra i valori è dovuta alle approssimazioni fatte nei calcoli. L'analisi termoeconomica ha attribuito costi a tutti i flussi del sistema energetico basandosi su concetti termodinamici ed ha valutato i costi dei prodotti del propulsore, la trazione, la potenza e le estrazioni di aria. È importante notare che nell'analisi locale si ottiene un valore del costo della trazione confrontabile con quello ottenuto nell'analisi globale (con una differenza percentuale del 3.3%). Il costo totale operativo è confrontabile, tuttavia la sua suddivisione tra i costi specifici delle varie estrazioni risulta differente, come mostrato in tabella 5.5.



# Capitolo 6

## Conclusioni

### 6.1 Considerazioni generali

L'obiettivo fondamentale di questo lavoro è stato quello di mostrare l'importanza e la validità di usare l'analisi exergetica per studiare una macchina, un impianto già costruito ed in funzionamento. Con questo proposito si è analizzato un propulsore aeronautico globalmente, lungo la sua missione, e localmente considerando i suoi componenti. In questo modo si sono ottenuti importanti risultati che hanno definito e caratterizzato numerosi aspetti delle trasformazioni nel motore, della fisica generale della propulsione a getto e del progetto di propulsori. Attraverso questi risultati, l'analisi exergetica si è rivelata un ottimo strumento sia per studiare configurazioni in essere, che per dirigere analisi di ottimizzazione di componenti e sviluppo di progetti, processi e tecnologie più efficienti. Valutato il grande potenziale della grandezza termodinamica exergia, si è usato questo concetto insieme a criteri e teorie economiche per condurre l'analisi termoeconomica. Poiché ogni impianto funziona e si rapporta con un ambiente dominato dall'economia, qualsiasi progetto ed ottimizzazione deve tenere in considerazione questo aspetto fondamentale. Sono stati definiti i valori termoeconomici di tutti i flussi del sistema che possono essere usati per valutare perdite, interventi, progetti in fase di sviluppo e prezzi dei prodotti.

Valutando i risultati pratici, teorici ed economici, si considera l'analisi exergetica e le analisi che usano l'exergia come base, metodi di grande valore che possono essere usati come strumenti complementari in tutti gli studi di sistemi.

## 6.2 Commenti sulle analisi condotte

Lo studio è stato condotto seguendo due direttrici principali: un'analisi globale del propulsore ed una locale dei suoi componenti.

Il proposito dello studio exergetico globale era di ottenere informazioni sul funzionamento generale del propulsore aeronautico per definire le efficienze e caratterizzare la fisica della tecnologia. Pur incontrando difficoltà nella definizione di un riferimento, si sono ottenuti ottimi risultati usando pochi dati relativi ai flussi di entrata (aria e combustibile), ed ai principali flussi d'uscita, la trazione ed i gas di scarico. Tuttavia, per studi più articolati come quello condotto dalla Escola Politécnica della USP sulle configurazioni non convenzionali di aeromobili, questo procedimento è insufficiente per fornire i dati necessari. Di fatto, per ottenere dettagliati valori exergetici delle estrazioni d'aria dal fan e compressore, è necessario un modello più articolato e risoluto. Con questa considerazione è stato creato un modello numerico del propulsore attraverso il software GSP (e valutato nella fase di crociera con un modello matematico implementato con il software MATLAB) che permette di calcolare tutte le variabili termodinamiche delle trasformazioni che avvengono nei suoi componenti. I dati forniti da questo modello sono stati la base per lo studio exergetico dettagliato dei componenti del motore in tutte le fasi di volo, che ha ottenuto risultati utili sia per lo studio e valutazione di configurazioni alternative di impianti di bordo di aeromobili, che per analisi di ottimizzazione.

L'analisi termoeconomica si è basata sullo stesso schema di quella exergetica. Questa analisi utilizza grandezze termodinamiche insieme a criteri economici che sono legati al mercato nel quale il sistema opera. Per la scelta di criteri economici è stato necessario basarsi su ipotesi arbitrarie definite valutando i flussi dell'impianto. Pertanto i costi ottenuti sono estremamente sensibili ed influenzati da queste decisioni.

I risultati trovati considerando globalmente il motore sono stati utili per valutare il valore economico della trazione, ma non hanno caratterizzato correttamente i costi delle estrazioni di potenza e di aria, perchè è stato necessario (a causa della modellazione stessa) attribuire lo stesso valore specifico ad ogni effetto utile. Per poter ottenere costi validi per le estrazioni, necessari per ulteriori studi, è stato necessario usare un modello più dettagliato del motore, così come trovato nell'analisi exergetica. Usando come dati i risultati di quest'ultima, si sono determinati i flussi economici richiesti con una buona precisione.

Attraverso questo studio è possibile evidenziare ancora una volta l'importanza dell'approssimazione del modello usato nelle analisi, così come in tutti i progetti ingegneristici. Il modello deve essere rapportato agli obiettivi pre-

fissati, poichè valutazioni errate in questa fase concettuale possono riflettersi gravemente sui risultati e possono essere difficili da individuare in seguito.

## 6.3 Propositi e studi futuri

Il lavoro condotto è parte di un'ampia ricerca condotta dal Dipartimento di Ingegneria Meccanica della Escola Politécnica dell'Università di São Paulo. Questo progetto si propone di effettuare un'analisi exergetica completa di un aeromobile di medie dimensioni. È previsto lo studio dettagliato di molti impianti dell'aereo (motore, ECS, sistema anti-ghiaccio, sistema di condizionamento) per poter quantificarne i flussi exergetici.

L'obiettivo finale è valutare le prestazioni di questo aeromobile nella configurazione tradizionale (con varie estrazioni di aria e potenza dal motore) e nella configurazione nella quale si genera soltanto potenza elettrica attraverso un generatore integrato nel motore stesso. Pertanto sarà utile impiegare il modello dell'AE-3007 sviluppato in questo lavoro per poter studiare questa nuova architettura, modificando opportunamente i parametri delle estrazioni per ottenere un more electric engine. In questo modo il procedimento dell'analisi exergetica condotta può essere usato per questo obiettivo, ed i risultati possono essere confrontati con quelli della configurazione convenzionale per caratterizzare la versione migliore in termini di efficienza exergetica. Ottenuti questi risultati, per poter convalidare i reali benefici di un'eventuale nuova architettura, l'analisi deve considerare aspetti commerciali e produttivi. È necessario confrontare termoeconomicamente i due modelli considerando i costi stimati con un'analisi locale (includendo tutti i componenti del sistema), poichè è stato evidenziato lungo lo studio che la schematizzazione globale non permette di attribuire debitamente i costi.

Il procedimento mostrato, di valutazione exergetica e termoeconomica di un propulsore aeronautico lungo un'intera missione di volo è un'ottima metodologia di verifica e confronto che può essere usata per futuri sviluppi delle configurazioni degli impianti di bordo che usano flussi exergoeconomici generati dal motore.

### 6.3.1 Analisi di Prima Approssimazione di un Motore More Electric

Tenendo in considerazione l'ampio progetto che ha motivato questo studio è possibile condurre una semplice ma significativa analisi a supporto degli sviluppi futuri della ricerca. L'obiettivo globale è quello di studiare l'impatto di configurazioni More Electric degli impianti dei velivoli sul consumo di

Tabella 6.1: Valori di potenza elettrica estratta.

Fase di Volo	$\dot{W}_{el}$ [KW]	$\Delta(TSFC)$ [%]
1 OFF - Take-off	136	+0.5
2 OFF - Climb@6096m	114	-1.1
3 OFF - Climb@10668m	91	-2.2
4 OFF - Cruise	85	-2.6
5 OFF - Descent@10668m	78	-5.7
6 OFF - Descent@6096m	85	-5.1
7 OFF - Holding	121	-1.3
8 OFF - Landing	58	+11.9
1 ON - Take-off	283	+0.1
2 ON - Climb@6096m	230	-2.2
3 ON - Descent@6096m	206	-7.7
4 ON - Holding	380	-2.8
5 ON - Landing	168	+6.7

combustibile del motore (TSFC - Thrust Specific Fuel Consumption). E' evidente che la configurazione M.E. necessita di una maggior quantità di energia elettrica ed un minor apporto di aria compressa. In prima approssimazione, per valutare le variazioni di TSFC, il modello di motore presentato nel lavoro è stato aggiornato imponendo esclusivamente estrazione di potenza elettrica pari al totale del flusso exergetico estratto, che prima era suddiviso tra potenza elettrica ed idraulica (bleed). I dati usati ed i risultati ottenuti dalla simulazione sono riportati in tabella 6.1 e mostrati nelle figure 6.1 e 6.2.

Tali risultati forniscono indicazioni molto importanti:

- Le variazioni di consumo specifico di combustibile non sono costanti e monotone, ma dipendono dalla fase di volo considerata. Tuttavia si verifica che il TSFC decresce sempre più dal decollo alla prima fase di discesa, ed in seguito inverte questo trend fino all'atterraggio (dove invece il TSFC è maggiore rispetto alla configurazione convenzionale);
- A livello assoluto le variazioni di TSFC vanno dallo 0.1% all'11.9%;
- Le maggiori variazioni (negative) si riscontrano nelle fasi con gli impianti anti-ice in funzionamento.

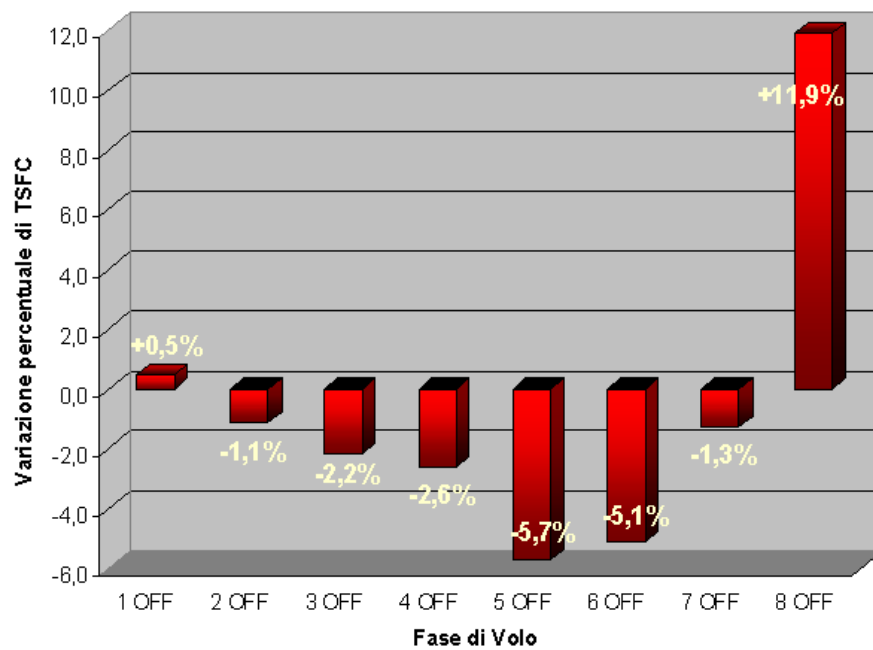


Figura 6.1: Differenza relativa di TSFC tra la configurazione convenzionale e M.E. nelle fasi di volo Anti-ice OFF.

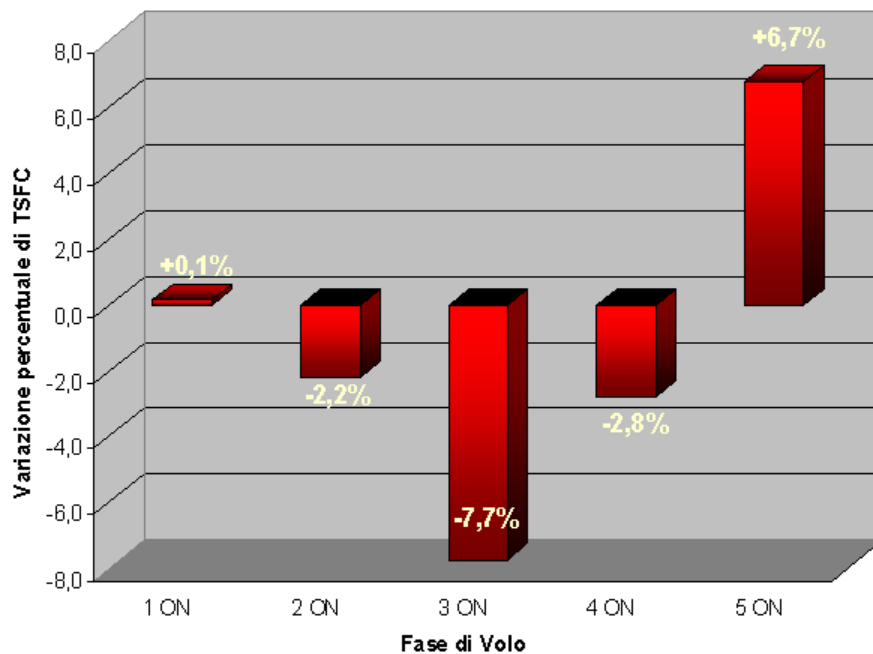


Figura 6.2: Differenza relativa di TSFC tra la configurazione convenzionale e M.E. nelle fasi di volo Anti-ice ON.

Tabella 6.2: Incidenza della durata della fase di volo sulla variazione di TSFC.

Fase di Volo	Durata fase di volo [min]	$\frac{\Delta(TSFC)_{tot\ fase}}{\Delta(TSFC)_{tot\ missione}} [\%]$
1 OFF - Take-off	1	+0.2
2 OFF - Climb@6096m	12	-6.9
3 OFF - Climb@10668m	4	-4.4
4 OFF - Cruise	34	-45.2
5 OFF - Descent@10668m	4	-11.7
6 OFF - Descent@6096m	11	-28.7
7 OFF - Holding	10	-6.5
8 OFF - Landing	0.5	+3

I valori ottenuti si riferiscono ad una fase puntuale, pertanto per poter avere un'indicazione maggiormente significativa è necessario considerare la durata ogni parte della missione. I risultati, riportati in tabella 6.2, mostrano ancora una volta che la fase di crociera è quella determinante. Combinando questi dati si ottiene una riduzione del consumo specifico di combustibile del 2.1% sull'intera missione. Tale valore di prima approssimazione è un'ottima indicazione che motiva e giustifica ulteriori analisi maggiormente approfondite, dove modellando impianti di bordo More Electric è possibile conoscere le effettive risorse di ingresso nel velivolo che devono essere fornite dal motore in ogni fase di volo. E' possibile ed auspicabile modellare anche un propulsore More Electric, con un generatore specifico per queste applicazioni collegato all'albero.

Allo stato attuale sono condotti studi da enti di ricerca ed aziende del settore aeronautico che potenzialmente possono portare a sensibili riduzioni di consumo di carburante, e quindi dei costi e dell'impatto ambientale dei velivoli.







# Appendice A

## Le Leggi della Termodinamica

**La Prima Legge della Termodinamica** La Prima Legge della Termodinamica stabilisce che, durante qualsiasi ciclo percorso da un sistema, l'integrale del lavoro è proporzionale a quello del calore, ovvero, l'energia totale del sistema non si perde, si trasforma:

$$\oint \delta Q = \oint \delta W \quad (\text{A.1})$$

$$\delta Q - \delta W = dE \quad (\text{A.2})$$

La variazione di energia - ( $dE$ ), è sempre uguale al trasferimento di energia attraverso le frontiere del sistema - ( $\delta Q - \delta W$ ).  
Considerando un volume di controllo si ha che (in termini di flusso):

$$\frac{d}{dt} \int \rho dV + \int \rho \vec{v} \vec{n} dS = 0 \quad (\text{A.3})$$

L'espressione mostra che la variazione di massa dentro il volume di controllo è uguale alla differenza tra il flusso di massa di ingresso ed uscita dal volume di controllo.

$$\frac{dE}{dt} = \dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_i - \sum \dot{m}_o + \dot{W}_{flusso} \quad (\text{A.4})$$

Dove:

$$\dot{W}_{flusso} = p v \dot{m}$$

$$e = u + \frac{V^2}{2} + g z$$

Il termine  $e$  si riferisce all'energia totale specifica presente sia nel flusso di entrata che uscita, composto dai seguenti termini:

- $u$  : energia interna;
- $\frac{V^2}{2}$  : energia cinetica ;
- $g z$  : energia potenziale.

Viene introdotta l'entalpia ( $h$ ), definita dall'espressione:

$$h = u + p v \tag{A.5}$$

Così, il rateo di variazione di energia all'interno del volume di controllo può essere scritto in funzione del rateo di calore scambiato e di lavoro, oltre ad i flussi di energia associati alla massa che entra ed esce dal volume di controllo, attraverso la seguente espressione:

$$\frac{dE}{dt} = \dot{Q} - \dot{W} + \sum \dot{m}_i \left( h + \frac{V^2}{2} + g z \right)_i - \sum \dot{m}_o \left( h + \frac{V^2}{2} + g z \right)_o \tag{A.6}$$

La definizione di stato stazionario è riportata in seguito:

- Il volume non si muove in rapporto al sistema di coordinate, ovvero, non si ha lavoro associato alla variazione di velocità del volume di controllo;
- Lo stato della sostanza, in ogni punto del volume, non varia nel tempo:

$$\frac{dm}{dt} = 0 \tag{A.7}$$

$$\frac{dE}{dt} = 0 \quad (\text{A.8})$$

Il flusso di massa ed il suo stato in ogni superficie del volume di controllo non variano nel tempo. Il rateo con il quale il calore ed il lavoro attraversano la superficie di controllo rimane costante:

$$\sum \dot{m}_i = \sum \dot{m}_o \quad (\text{A.9})$$

$$\dot{Q} + \sum m_i \left( h + \frac{V^2}{2} + g z \right)_i - \sum \dot{m}_o \left( h + \frac{V^2}{2} + g z \right)_o \quad (\text{A.10})$$

Con le equazioni mostrate sopra è possibile ottenere bilanci di massa ed energia per i componenti ed i volumi di controllo esistenti nei cicli studiati. In ogni caso deve essere introdotto un modo di quantificare le perdite per poter calcolare le efficienze delle trasformazioni.

**La Seconda Legge della Termodinamica** La Seconda Legge della Termodinamica stabilisce che, durante qualunque ciclo reale percorso da un sistema, il verso della trasformazione non può essere invertito senza che si abbiano perdite e/o spese di energia addizionale.

Questa legge è rappresentata da due enunciati che mostrano che ogni trasformazione di energia è accompagnata da perdite dovute alle irreversibilità (attrito, trasmissione del calore con una differenza finita di temperatura, reazioni chimiche):

- **Enunciato di Kelvin-Planck** - è impossibile costruire un dispositivo che operando in un ciclo termodinamico non produca altri effetti oltre al sollevamento di un peso ed uno scambio di calore con un unico serbatoio;
- **Enunciato di Clausius** - è impossibile costruire un dispositivo che operando in un ciclo termodinamico non produca altri effetti oltre alla trasmissione del calore da un corpo freddo ad uno caldo.

È conveniente definire un'efficienza massima alla quale il ciclo può operare. Questa efficienza è definita come il rendimento di Carnot:

$$\eta_{carnot} = 1 - \frac{T_L}{T_H} \quad (\text{A.11})$$

In un ciclo di Carnot tutti i processi sono reversibili, 2 isoterfici (trasferimento di calore) e 2 adiabatici (generazione/introduzione di lavoro). Allo scopo di quantificare le irreversibilità, una nuova proprietà termodinamica è stata definita: Entropia (s). In un volume di controllo:

$$\frac{dS}{dt} = \sum \frac{\dot{Q}}{T} + \sum \dot{m}_i s_i - \sum \dot{m}_o s_o + \dot{S}_{gen} \quad (\text{A.12})$$

Ovvero, il rateo di variazione totale di entropia è uguale alla somma del rateo di trasporto di entropia attraverso la frontiera del volume di controllo e del rateo di generazione di entropia all'interno del volume di controllo.

$$\sum \frac{\dot{Q}}{T} + \dot{S}_{gen} = \sum \dot{m}_o s_o - \sum \dot{m}_i s_i \quad (\text{A.13})$$

A questo punto è conveniente definire un rendimento associato alla generazione di entropia in una determinata trasformazione. È noto che un processo adiabatico ( $Q = 0$ ) e reversibile (senza irreversibilità associate) è chiamato isentropico, così è possibile definire come rendimento isentropico di una trasformazione da un punto 1 qualsiasi fino ad un punto 2 qualsiasi il rapporto tra la variazione di entalpia del flusso nel processo reale e quella che si avrebbe in un processo isentropico:

$$\eta_{ise} = \frac{h_2 - h_1}{(h_2 - h_1)_{ise}} \quad (\text{A.14})$$

Questa efficienza è conosciuta come efficienza da un punto di vista della Prima Legge, poiché confronta 2 quantità energetiche.

# Appendice B

## La Modellazione del Punto di Progetto

### I dettagli del punto di progetto

**Presa dinamica** Nella presa dinamica è necessario definire il flusso di aria di ingresso e la perdita di pressione. È necessario definire le aree di ingresso ed uscita solo nel caso sia di interesse il calcolo delle condizioni statiche del flusso (figura B.1).

**Fan** Per modellare il fan è necessario definire il bypass, la velocità di rotazione ed i parametri del condotto primario e secondario (figura B.2).

**Compressore** Come per il fan, è necessario definire la velocità di rotazione, il rapporto di compressione e l'efficienza (figura B.3). Per le aree vale quello spiegato per la presa dinamica.

**Camera di combustione** Nell'interfaccia della camera di combustione (figure B.4 e B.5) è necessario definire le condizioni di progetto della camera e del combustibile utilizzato. In particolare bisogna impostare: l'efficienza della camera, la perdita di pressione ed un parametro tra il flusso di combustibile, la temperatura d'uscita ed il rapporto di miscela. Nella simulazione effettuata è definita la temperatura di ingresso in turbina; il combustibile usato è Jet-A1.

**Turbine** Per definire il punto di progetto delle turbine si deve introdurre la velocità di rotazione e l'efficienza. La massa del flusso di ingresso è calcolata attraverso la massa del flusso di uscita dal componente anteriore

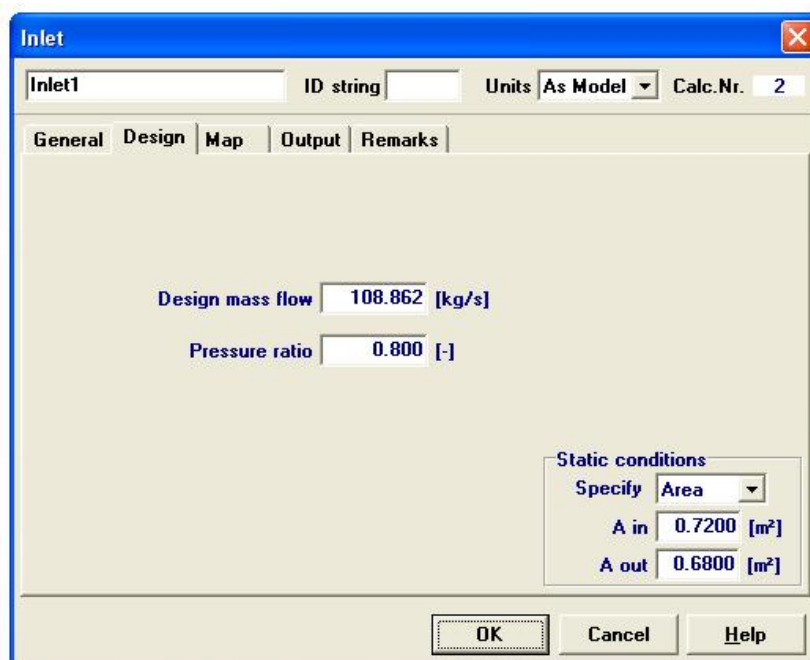


Figura B.1: Definizione del punto di progetto della presa dinamica.

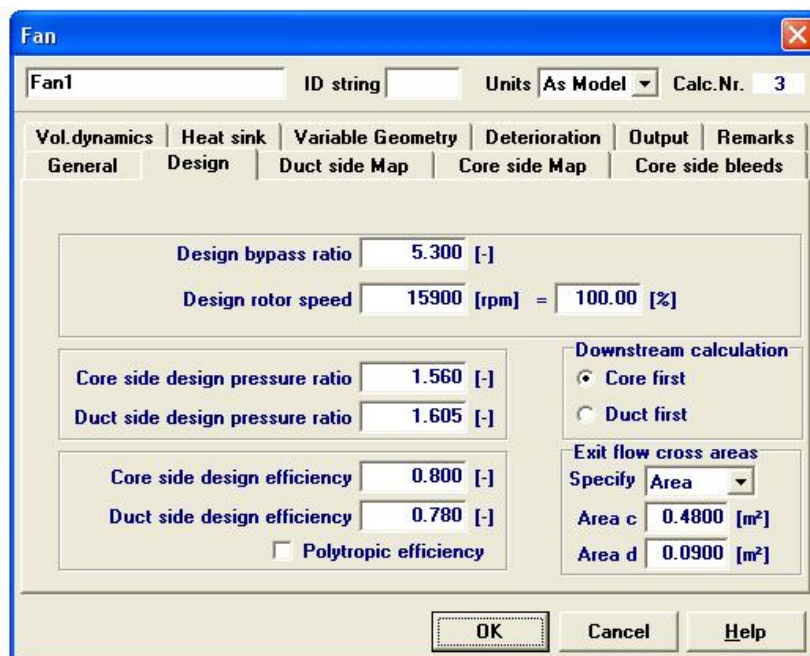


Figura B.2: Definizione del punto di progetto del fan.



Compressor

Compressor1 ID string Units As Model Calc.Nr. 4

Variable Geometry	Deterioration	Output	Remarks
General	Map	Vol.dynamics	Heat sink
<b>Design</b>	Bleeds		

Design rotor speed 14565 [rpm] = 100.00 [%]

Design pressure ratio 20.000 [-]

Design efficiency 0.780 [-]  Polytropic

Disable Massflow Error Equation

Exit static conditions  
Specify Area  [m<sup>2</sup>]

OK Cancel Help

Figura B.3: Definizione del punto di progetto del compressore.

Combustor

Combustor1 ID string Units As Model Calc.Nr. 6

Design Fuel	Fuel	Fuel pump	Water Inj.	Output	Remarks
General	Design	Vol.dynamics	Pressure Loss	Emissions	Heat sink

Specify

Fuel flow Wf Wf 0.2993 [kg/s]

Exit temperature Texit 1041.65 [K]

Fuel-Air Ratio FAR 0.018147 [-]

Stator Outlet Temp SOT SOT 1382.58 [K]

design combustion efficiency 0.9950 [-]

design point rel. pressure loss 0.0500 [-]

Zero Wf in design Calc. (afterburner)

Burner static conditions  
Duct cross area 0.0000 [m<sup>2</sup>]  
*(required for afterburner and fund. pres. loss calc.)*

Exit static conditions  
Specify Area  [m<sup>2</sup>]

OK Cancel Help

Figura B.4: Definizione del punto di progetto della camera di combustione.

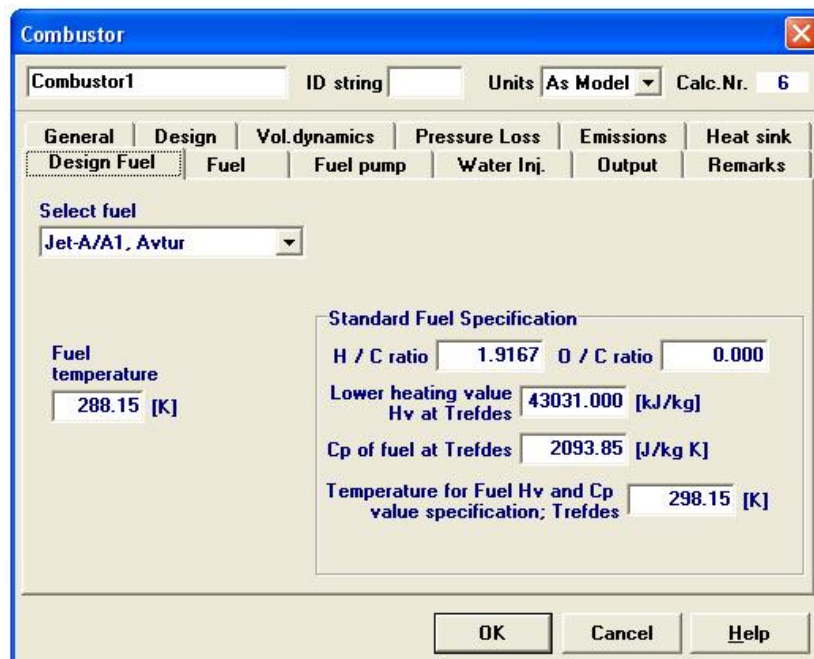


Figura B.5: Definizione del punto di progetto della camera di combustione.

(la camera di combustione o la turbina di alta pressione). Non è necessario introdurre il rapporto di espansione poichè è calcolato automaticamente dal software nel processo di calcolo del punto di progetto attraverso il bilancio di potenze con il compressore ed il fan.

Per determinare la velocità di rotazione si può usare l'opzione free state rotor speed in modo che il programma necessiti come ingresso solo la velocità di rotazione di progetto ( $V_{n2} = 14564[rpm]$ ), e per le simulazioni delle condizioni off-design la velocità è calcolata durante il processo di iterazione.

GSP permette di modellare motori con più turbine o stadi di turbina installati sullo stesso asse, pertanto nell'interfaccia del punto di progetto della turbina si può usare l'opzione che permette all'utente di dividere la potenza tra le turbine (o stadi). È possibile scegliere tra 6 differenti opzioni di suddivisione della potenza (vedere la figura B.6). Il motore Rolls Royce AE-3007 ha due gruppi di turbine montati su due assi differenti. Valutati gli obiettivi della simulazione condotta, si determina che non è necessario modellare ogni stadio di espansione delle turbine, pertanto è scelta l'opzione all required, utilizzata nella modellazione delle turbine collegate ad un unico albero.

**Mixer** Si utilizza un mixer component per simulare la miscela del flusso primario e secondario in un unico flusso. Le condizioni del flusso di uscita

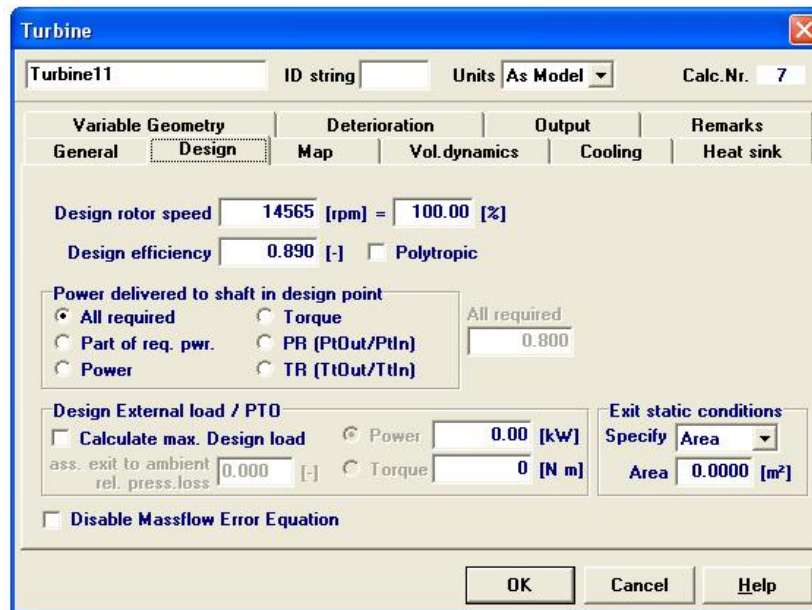


Figura B.6: Opzioni di suddivisione di potenza tra le varie turbine.

dal mixer sono calcolate attraverso l'equazione di conservazione del momento di quantità di moto supponendo che il rapporto di compressione statico del flusso di ingresso sia costante. Per poter applicare questa equazione è necessario calcolare le condizioni statiche e le velocità di ingresso ed uscita, pertanto sono necessari dati aggiuntivi come:

- Le aree, i numeri di Mach o le velocità delle due sezioni del duct e core; in questo caso il rapporto di compressione statico è determinato durante i calcoli del design point e si mantiene costante per i calcoli off-design;
- L'area della sezione totale ed il rapporto di compressione statico; in questo secondo caso le aree delle sezioni del duct e core sono determinate attraverso il rapporto di compressione statico usato nel design point.

**Mappe dei componenti** GSP utilizza mappe caratteristiche di ogni componente per determinare le correlazioni tra più di 5 parametri tipici della condizione di funzionamento del componente. Le mappe sono contenute in file compatibili con il formato usato da GSP[16]. Questi parametri sono cor-

retti affinché siano indipendenti dalle condizioni di ingresso del componente. Generalmente si utilizzano le caratteristiche di un componente scelte tra:

- massa corretta del flusso;
- velocità di rotazione corretta;
- rapporto di compressione;
- efficienza del componente;
- numero di Reynolds.

Il numero di Reynolds generalmente non è utilizzato perché influenza poco le prestazioni del componente (nel campo generale di utilizzo dei componenti di un propulsore aeronautico). Il rapporto di compressione (o le rispettive perdite di pressione) e la massa del flusso di entrata corretti sono i parametri generalmente usati nelle mappe. La velocità di rotazione ed il rendimento isentropico sono utilizzati esclusivamente nei componenti che rappresentano turbomacchine (compressore, fan, turbine). Per definire le condizioni di funzionamento delle mappe e per determinare i valori degli altri parametri di uscita dalle mappe è necessario utilizzare più di 3 parametri di ingresso (incluso il numero di Reynolds).

Le caratteristiche delle mappe possono essere scalate per poterle usare nelle differenti turbine a gas. Per esempio la mappa di un compressore con un flusso di 100 kg/s ed un rapporto di compressione di 5 può essere usata per rappresentare un compressore geometricamente molto simile (teoria della similitudine) ma maggiore e con un rapporto di compressione maggiore (ad esempio considerando un flusso di 110 kg/s ed un rapporto di compressione di 6 risultano fattori di scala di 1,1 e  $(6-1)/(5-1)=5/4$ ). Normalmente, in presenza di piccole differenze (<25 [%]) il procedimento di scalatura delle mappe non introduce grandi errori (come variazioni delle effettive prestazioni dei componenti). Se le differenze sono maggiori gli errori crescono a causa di fattori non scalabili ed effetti complessi spiegati nella teoria delle turbomacchine.

Ottenere mappe di componenti di uno specifico motore nelle condizioni off-design è molto complicato, ma GSP offre la possibilità di scalare i parametri per adattarli ad una mappa simile, tra quelle contenute nella libreria del programma. Per il Rolls Royce AE-3007 sono utilizzate mappe di un piccolo fan per la parte centrale core e periferica duct (chiamate rispettivamente *smallfanc.map* e *smallfand.map*) e mappe per il compressore e le turbine (*smallhpc.map* e *smalllpt.map*). Il programma offre anche la possibilità di visualizzare queste mappe evidenziando il punto di progetto (vedere le figure B.7, B.8, B.9).

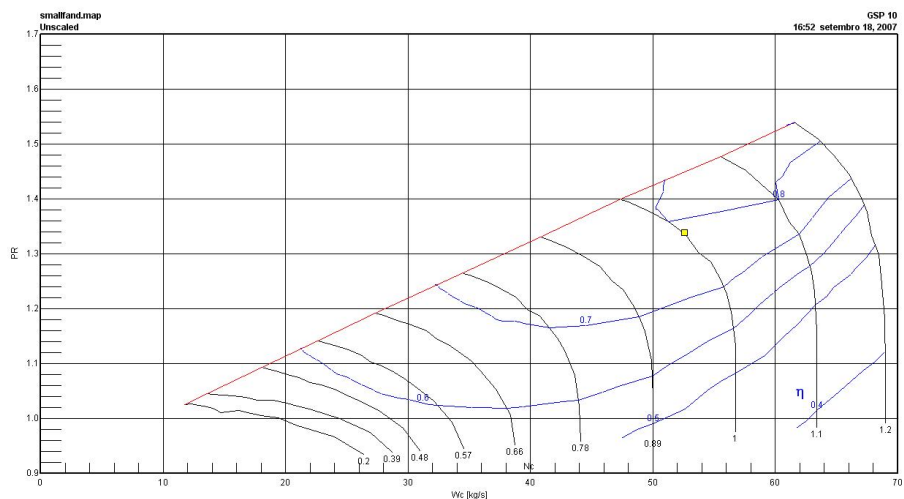


Figura B.7: Visualizzazione delle mappe del core side del fan.

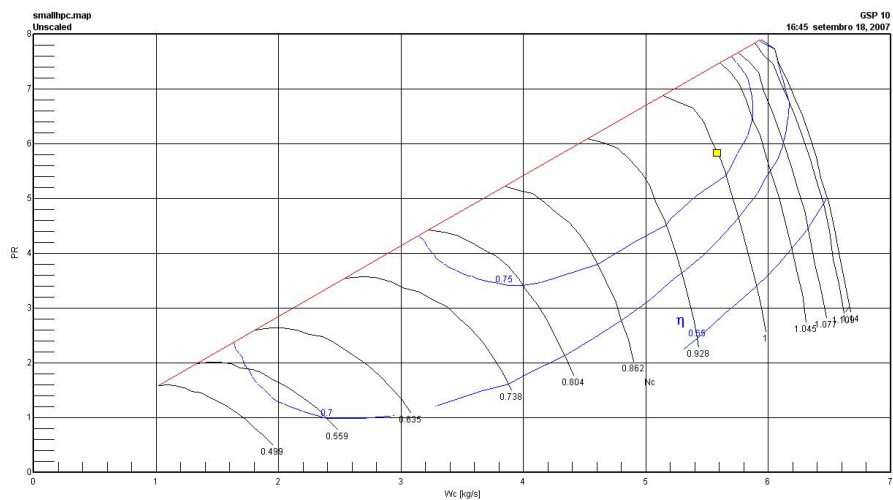


Figura B.8: Visualizzazione della mappa del compressore.

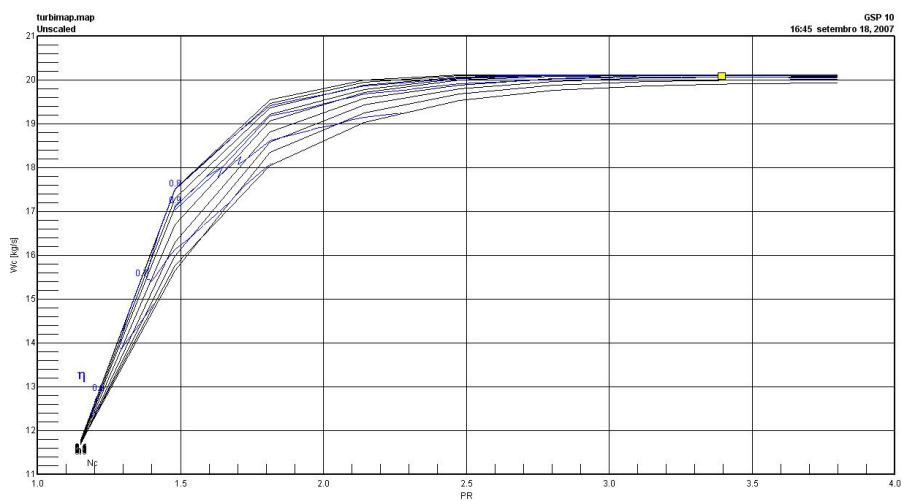


Figura B.9: Visualizzazione della mappa della turbina di alta pressione.

# Appendice C

## Exergia

Il concetto di exergia trae origine dalla formulazione proposta da Gouy e Stodola (RIVERO, 1993) che mostra che il massimo potenziale di un sistema di realizzare lavoro è funzione della sua energia interna e delle condizioni dell'ambiente (pressione, temperatura e composizione).

La quantificazione della grandezza exergia può essere introdotta a partire dal concetto di lavoro reversibile, così come è possibile mostrare che il bilancio di exergia può essere scritto come una combinazione lineare del bilancio di energia con quello di entropia. Questa dimostrazione è condotta in seguito per un semplice caso di processi che avvengono in un volume di controllo (Figura C.1), con un ingresso ed un'uscita, in condizioni stazionarie, trascurando i termini di energia cinetica e potenziale, così come eventuali effetti elettrici e magnetici[2].

Per la Prima e Seconda Legge della Termodinamica si ha che<sup>1</sup>:

$$(\dot{m} h)_{out} - (\dot{m} h)_{in} = -\dot{Q} - \dot{W} \Rightarrow \Delta h = -q - w \quad (C.1)$$

$$(\dot{m} s)_{out} - (\dot{m} s)_{in} = -\int \frac{\delta \dot{Q}}{T} + \dot{S}_{gen} \Rightarrow \Delta s = -\int \frac{\delta q}{T} + s_{gen} \quad (C.2)$$

Dato che l'exergia rappresenta la massima quantità di lavoro, ci si può chiedere qual'è il massimo lavoro ottenibile, mantenendo gli stessi stati dei flussi massici in ingresso ed uscita, oltre a  $w$  e  $q$ . Così, l'aumento di lavoro

---

<sup>1</sup>Convenzione di segno usata per il lavoro e calore:  $q > 0$  quando il calore è entrante nel sistema e  $w > 0$  quando il lavoro è uscente dal sistema

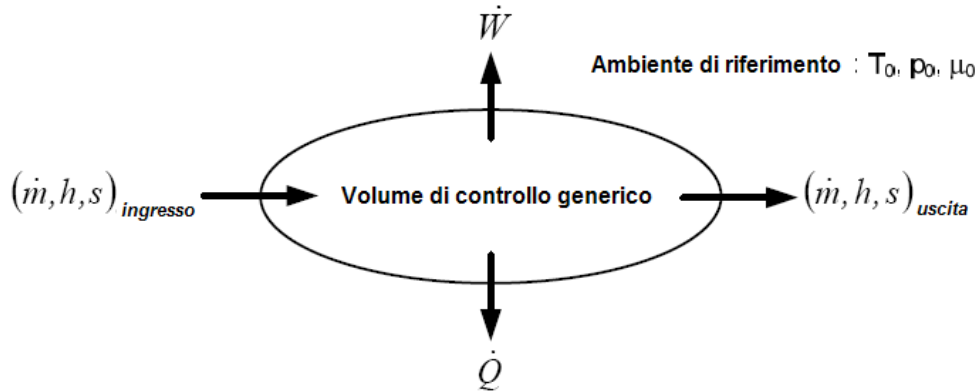


Figura C.1: Volume di controllo indeformabile con un ingresso ed un'uscita.

può essere ottenuto introducendo un motore reversibile tra  $T_i$  e  $T_o$  e  $T_0$ . Per il motore reversibile si può scrivere:

$$w_{mr} = q - q_0 \quad (C.3)$$

$$\oint \frac{\delta \dot{Q}}{T} = \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} - \int_2^1 \frac{q_0}{T_0} = 0 \Rightarrow q_0 = T_0 \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} \quad (C.4)$$

Eliminando  $q_0$ :

$$w_{MT} = q - T_0 \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} = q \left( 1 - \frac{T_0}{q} \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} \right) = q \eta_{mr} \quad (C.5)$$

Applicando la Prima e Seconda Legge al volume di controllo conglobando il motore termico, si ha:

$$\Delta h = -q_0 - w - w_{mr} \quad (C.6)$$

$$\Delta s = -\frac{q_0}{T_0} + s_{gen} \Rightarrow q_0 = -T_0 \Delta s + T_0 s_{gen} \quad (C.7)$$



Facendo le sostituzioni dei termini  $q_0$  e  $w_{mr}$ , si ottiene:

$$\Delta h - T_0 \Delta s = -T_0 s_{gen} - w - q \eta_{mr} \quad (\text{C.8})$$

Si osserva che il termine  $\Delta h - T_0 \Delta s$  caratterizza un potenziale di realizzazione di lavoro che, quando si hanno processi irreversibili, è attenuato dall'esistenza di irreversibilità ( $T_0 s_{gen}$ ).

Se tutti i processi all'interno del volume di controllo fossero reversibili ed il flusso massico nella sezione d'uscita fosse in equilibrio termodinamico con l'ambiente  $h_s = h_0$  e  $s_s = s_0$ , si otterrebbe l'espressione del massimo lavoro reversibile associato allo stato del flusso massico all'ingresso del volume di controllo:

$$(h - h_0) - T_0 (s - s_0) = w + q \left( 1 - \frac{T_0}{q} \int_{T_e}^{T_s} \frac{\delta q}{T} \right) = w_{max} \quad (\text{C.9})$$

A questo lavoro massimo è associata l'exergia specifica del flusso massico all'ingresso del volume di controllo.

$$b = (h - h_0) - T_0 (s - s_0) \quad (\text{C.10})$$

Si nota che l'exergia specifica è funzione delle proprietà dei due stati termodinamici: quello nel quale il flusso massico si trova e quello nel quale il flusso massico sarebbe in equilibrio con l'ambiente. In questo modo, l'exergia specifica non è una proprietà termodinamica, poichè si tratta di un potenziale di realizzazione di lavoro.

Per una situazione più generale, nella quale si hanno vari ingressi ed uscite, scambi di calore a differenti temperature  $T_i$ , il bilancio di exergia diventa:

$$\sum (\dot{m} b)_{out} - \sum (\dot{m} b)_{in} = - \sum \dot{Q} \left( 1 - \frac{T_0}{T} \right) - \sum \dot{W} - T_0 \dot{S}_{gen} \quad (\text{C.11})$$

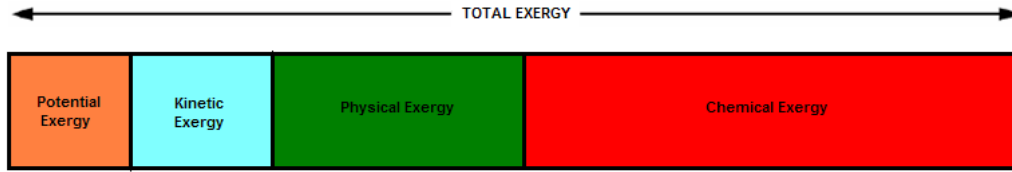


Figura C.2: Componenti dell'exergia.

$$\dot{B}_{out} - \dot{B}_{in} = -\dot{B}^Q - \dot{B}^W - \dot{B}_{destr} \quad (C.12)$$

L'equazione precedente rappresenta il bilancio di exergia valido per un volume qualunque, in condizioni stazionarie. Questa espressione mostra la variazione dell'exergia tra i flussi di entrata ed uscita, essendo questa il massimo lavoro che è possibile ottenere in questa trasformazione. Questa quantità di lavoro è uguale alla sommatoria delle seguenti componenti del lato destro dell'equazione:

- Lavoro realizzato da un motore termico operante tra  $T$  e  $T_0$ , consumando  $\dot{Q}$  e rifiutando calore dal mezzo a  $T_0$  (questa è l'exergia associata al calore scambiato);
- Lavoro utile realizzato (exergia pura);
- Lavoro disponibile distrutto dovuto alla presenza di irreversibilità nel processo.

Così, questa equazione può essere chiamata Legge della Degradazione dell'Energia, poichè quantifica la riduzione della disponibilità di realizzare lavoro, dovuta alla presenza di irreversibilità nel processo. È interessante notare che, al contrario dell'energia, l'exergia associata ad un flusso (o sistema) non si conserva, ma si riduce proporzionalmente alle irreversibilità inerenti al processo di conversione d'energia (perdite di carico, miscelazione, scambio di calore con  $\Delta T$  finito, reazioni chimiche).

Trascurando effetti nucleari, magnetici, elettrici e di tensione superficiale, si può suddividere l'exergia in quattro componenti: exergia cinetica, potenziale, fisica e chimica, come mostrato in figura C.2.

L'exergia cinetica e potenziale equivalgono rispettivamente all'energia cinetica e potenziale, poichè possono essere totalmente convertite in lavoro.

Nella maggior parte delle analisi di sistemi termici, i valori dell'exergia cinetica e potenziale possono essere trascurati (ciò non è assolutamente vero per sistemi aerospaziali).

L'exergia fisica equivale alla massima quantità di lavoro che è possibile ottenere quando un sistema o flusso di una sostanza passa dal suo stato iniziale a quello di riferimento, caratterizzato dall'esistenza di equilibrio termico e meccanico con l'ambiente.

L'exergia chimica è il massimo lavoro ottenibile quando un sistema o flusso è portato dallo stato di riferimento allo stato morto, caratterizzato dall'esistenza di equilibrio termico, meccanico e chimico, interagendo reversibilmente con i componenti dell'ambiente.

Per la determinazione dell'exergia chimica è necessario definire un modello ambiente standard, come proposto da Szargut, Morris e Steward (1988).



## Appendice D

# Risultati dell'Analisi Exergetica Globale

Nelle figure D.1- D.10 sono presentati i risultati dell'analisi globale del motore di tutte le fasi di volo.

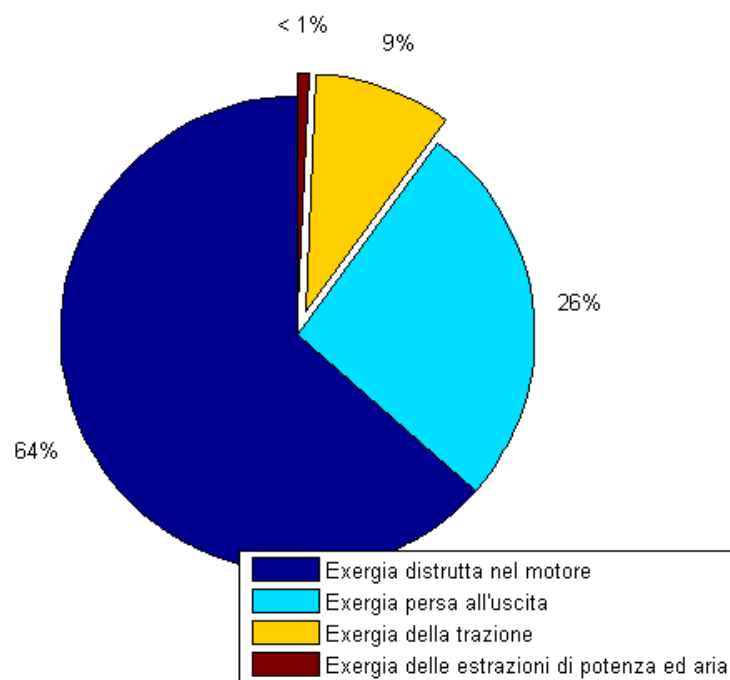


Figura D.1: Suddivisione exergetica nella fase di volo 1-off - Take-off.

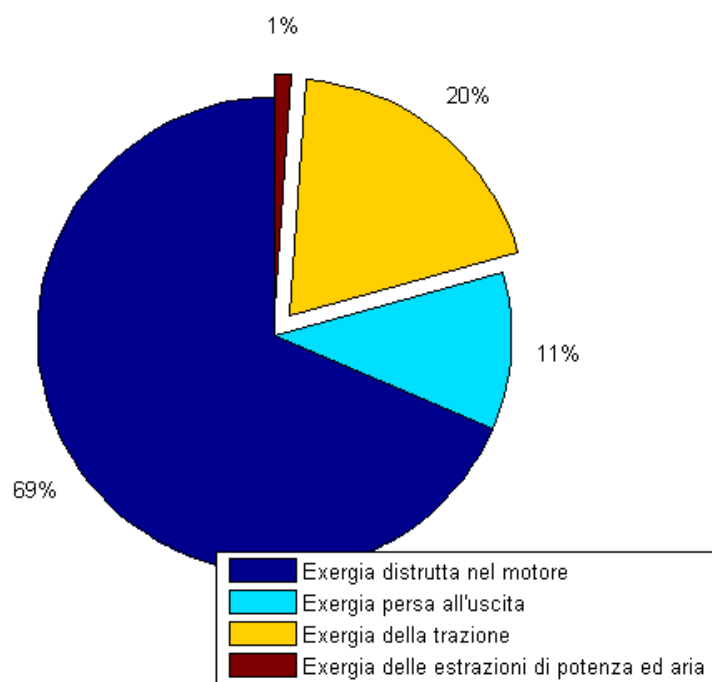


Figura D.2: Suddivisione exergetica nella fase di volo 2-off - Climb.

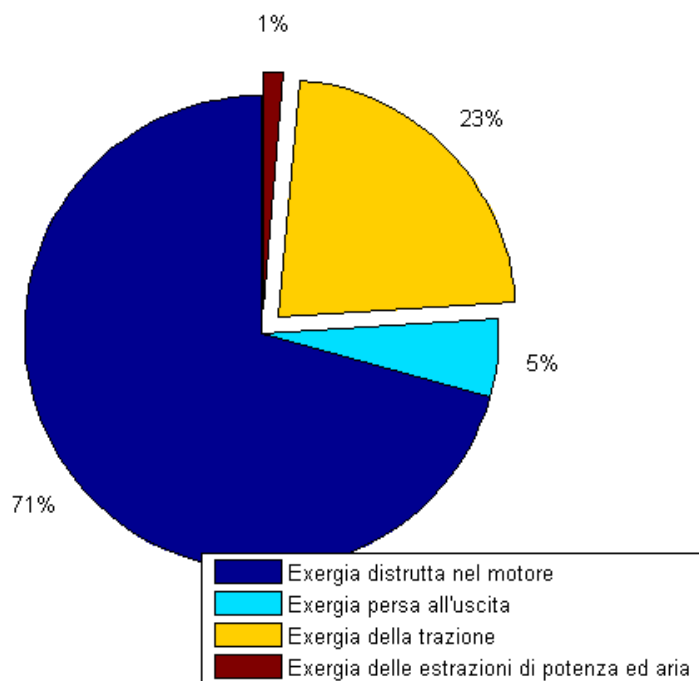


Figura D.3: Suddivisione exergetica nella fase di volo 3-off - Climb.

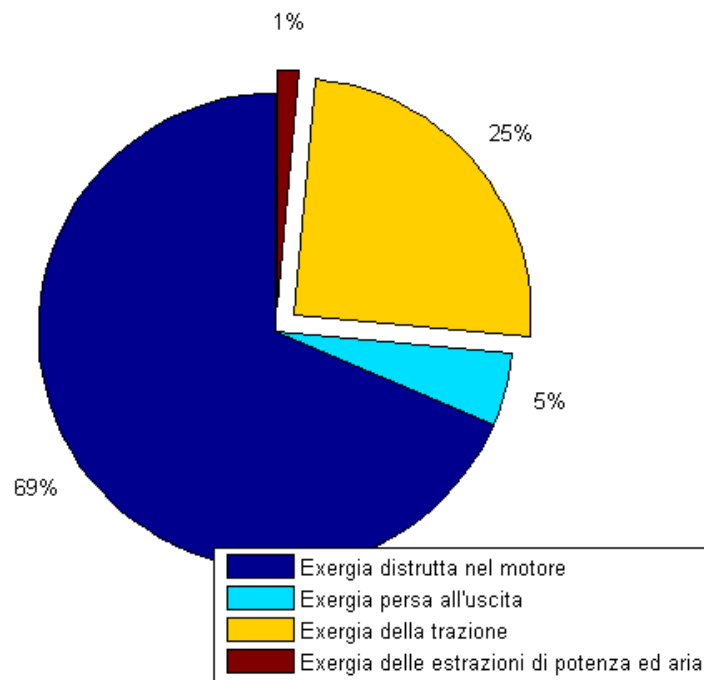


Figura D.4: Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-off - Cruise.

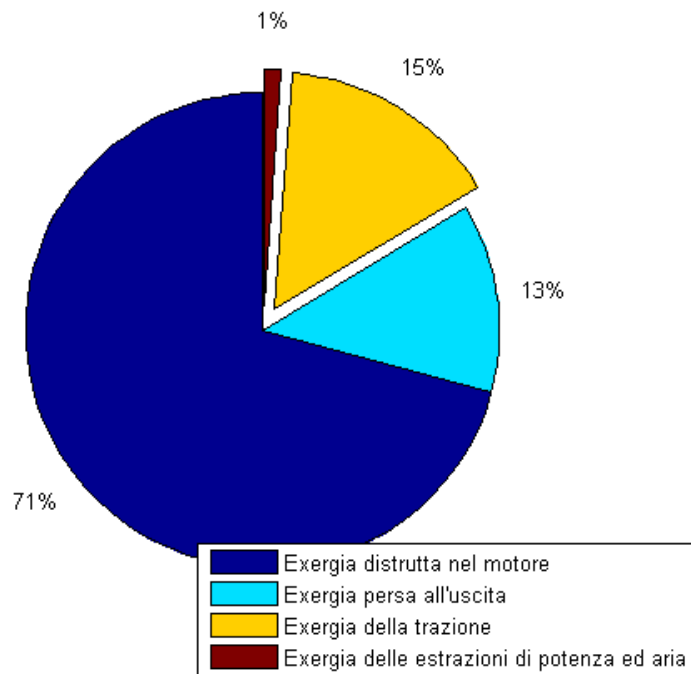


Figura D.5: Suddivisione exergetica nella fase di volo 7-off - Holding.

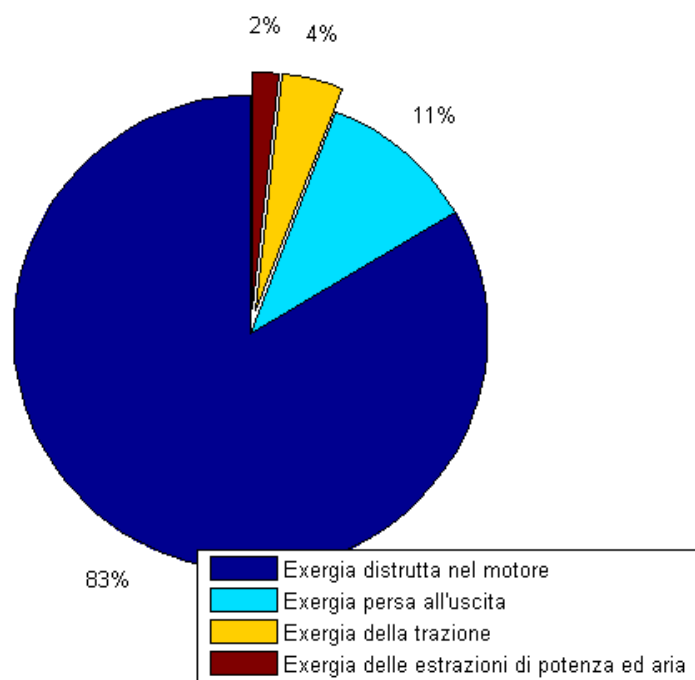


Figura D.6: Suddivisione exergetica nella fase di volo 8-off - Landing.

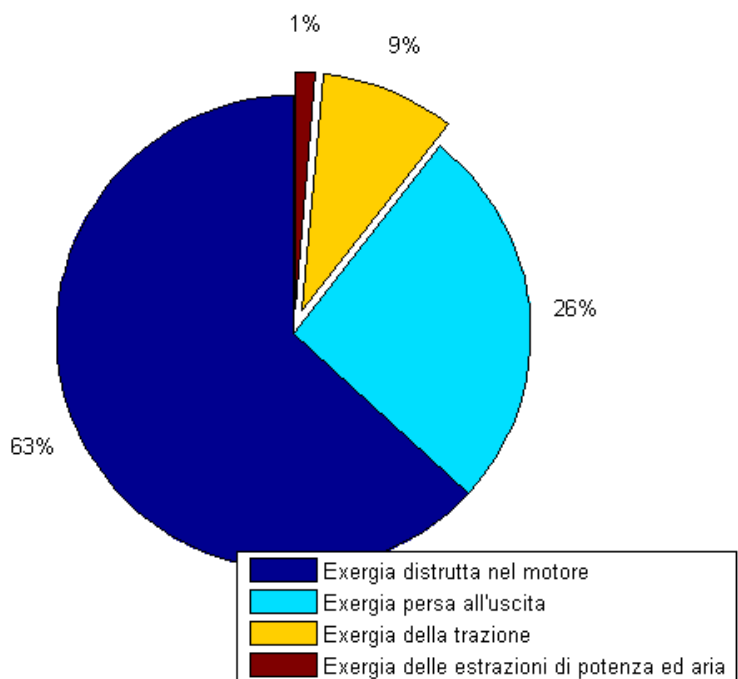


Figura D.7: Suddivisione exergetica nella fase di volo 1-on - Take-off.



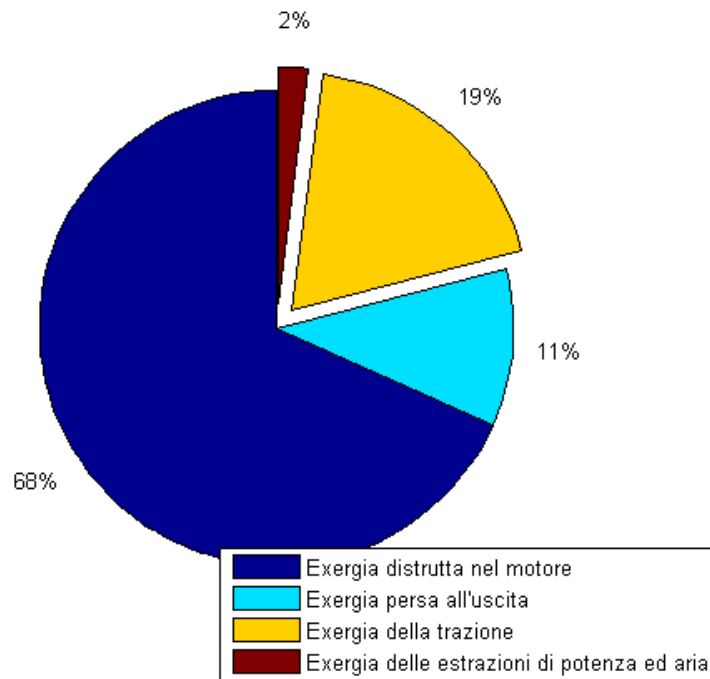


Figura D.8: Suddivisione exergetica nella fase di volo 2-on - Climb.

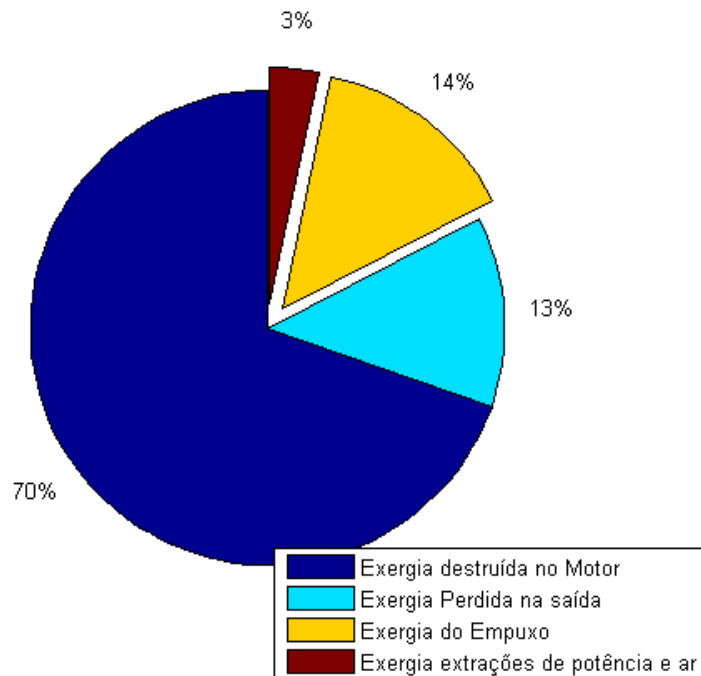


Figura D.9: Suddivisione exergetica nella fase di volo 4-on - Holding.

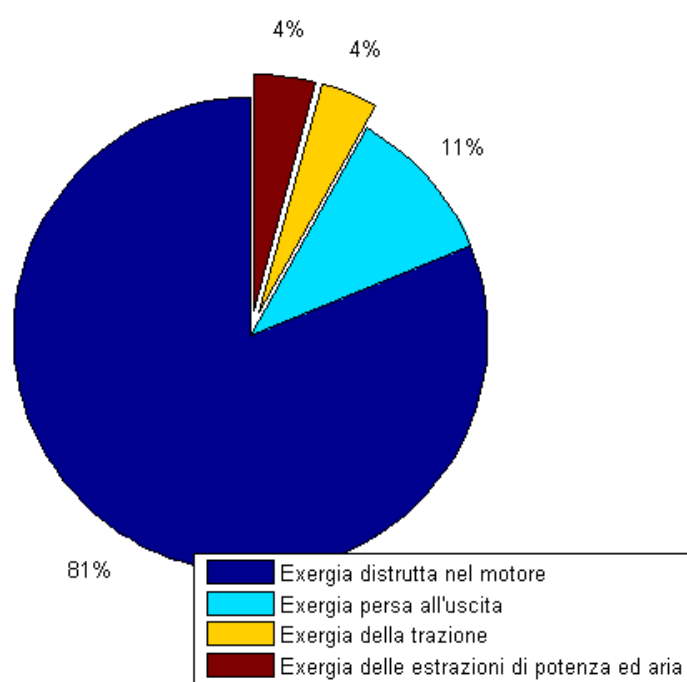


Figura D.10: Suddivisione exergetica nella fase di volo 5-on - Landing.

# Appendice E

## Risultati dell'Analisi Exergetica Locale

Nelle figure E.1- E.13 sono presentati i risultati dell'analisi locale del motore in tutte le fasi di volo.

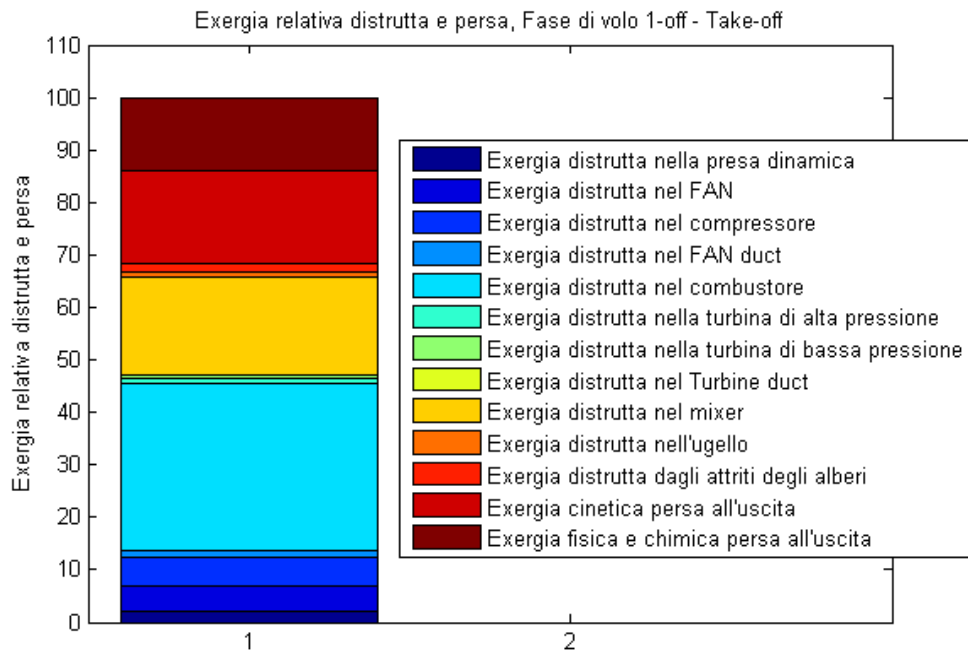


Figura E.1: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 1-off - Take-off.

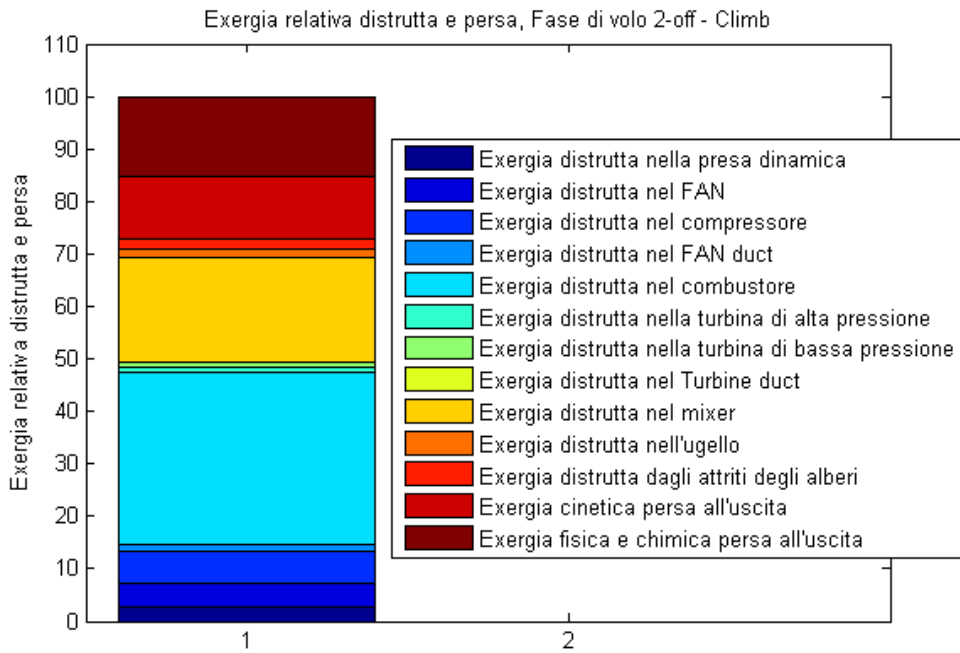


Figura E.2: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 2-off - Climb.

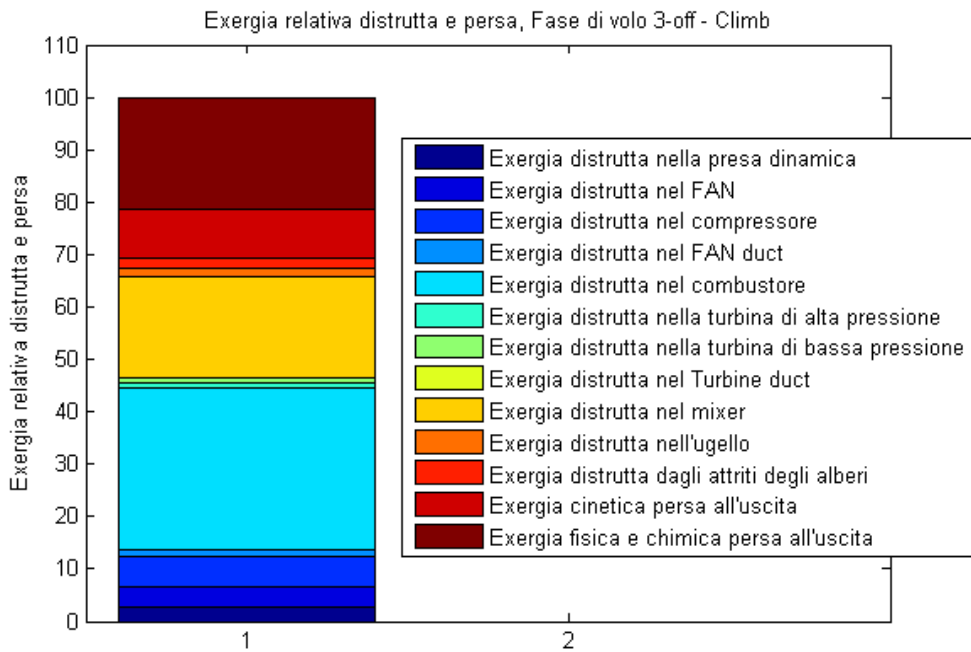


Figura E.3: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 3-off - Climb.

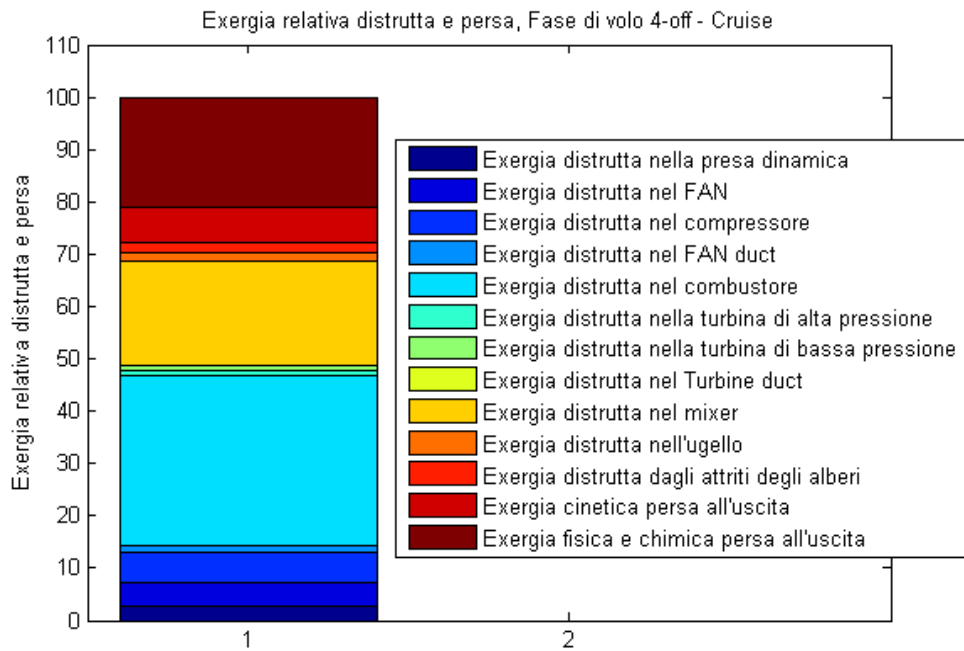


Figura E.4: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 4-off - Cruise.

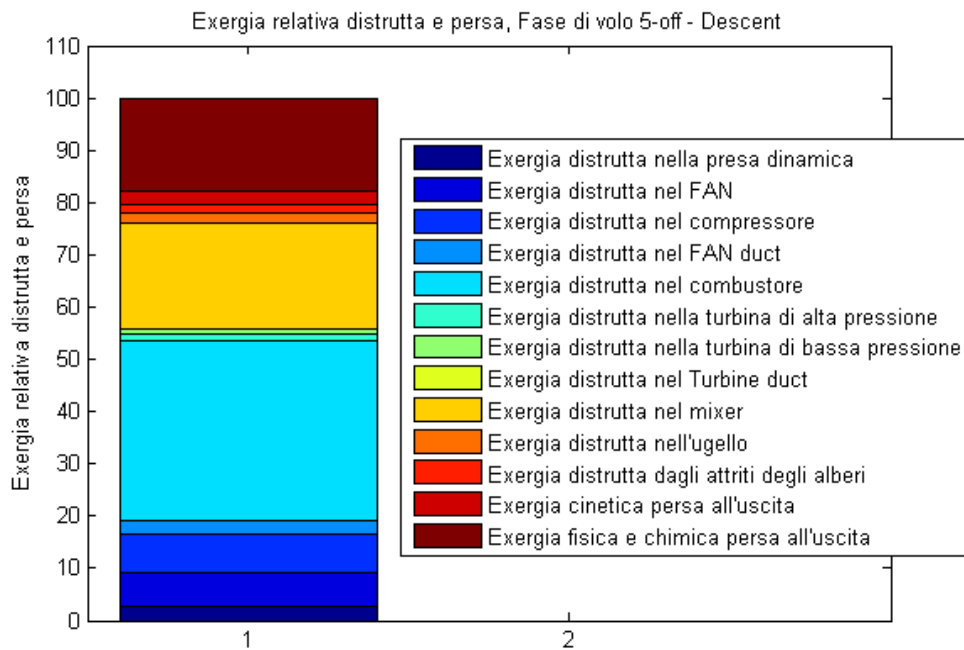


Figura E.5: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 5-off - Descent.

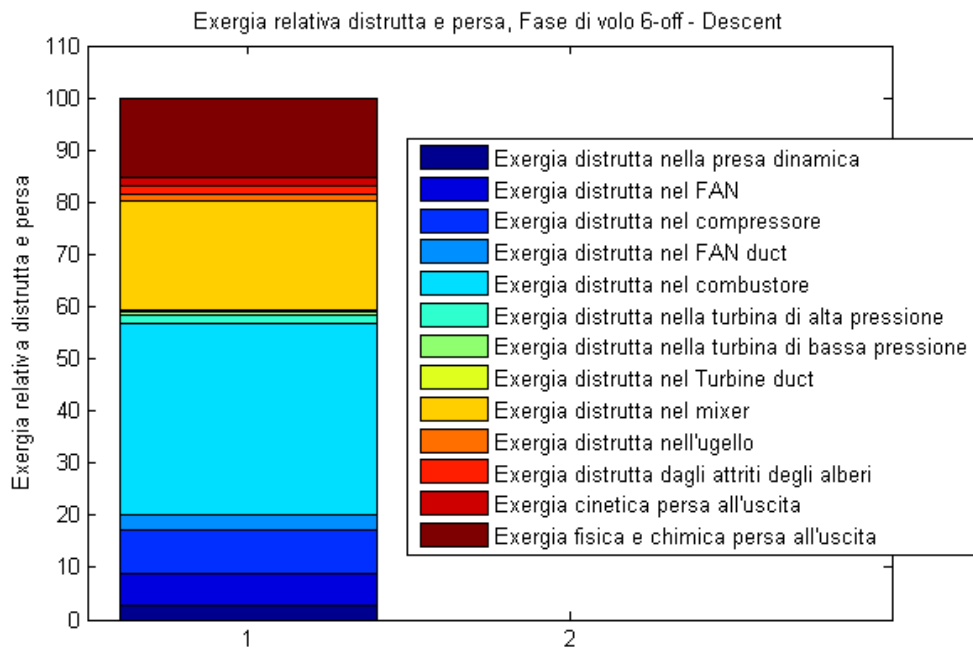


Figura E.6: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 6-off - Descent.

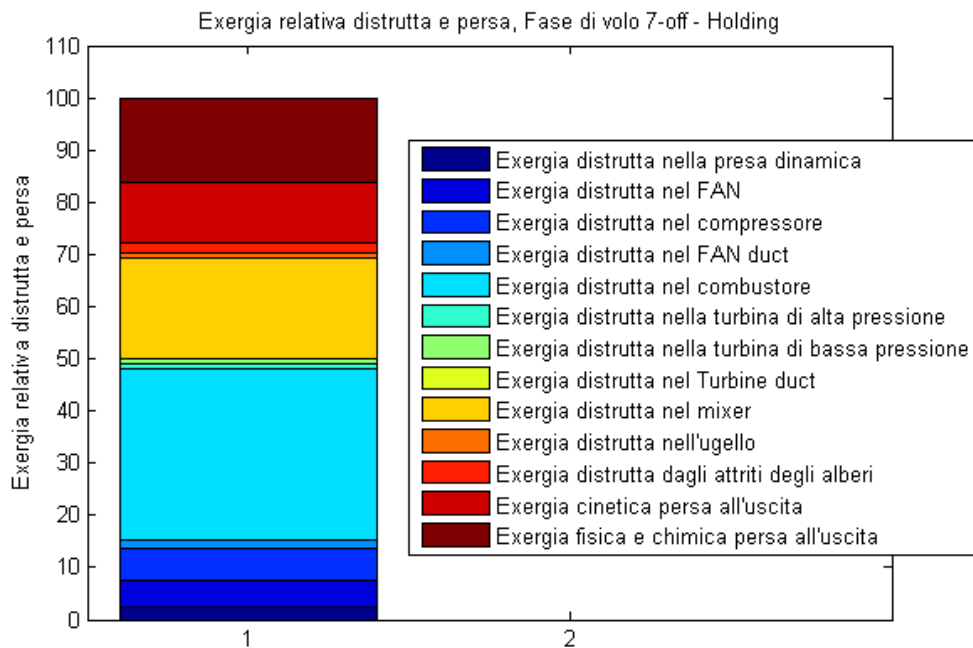


Figura E.7: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 7-off - Holding.

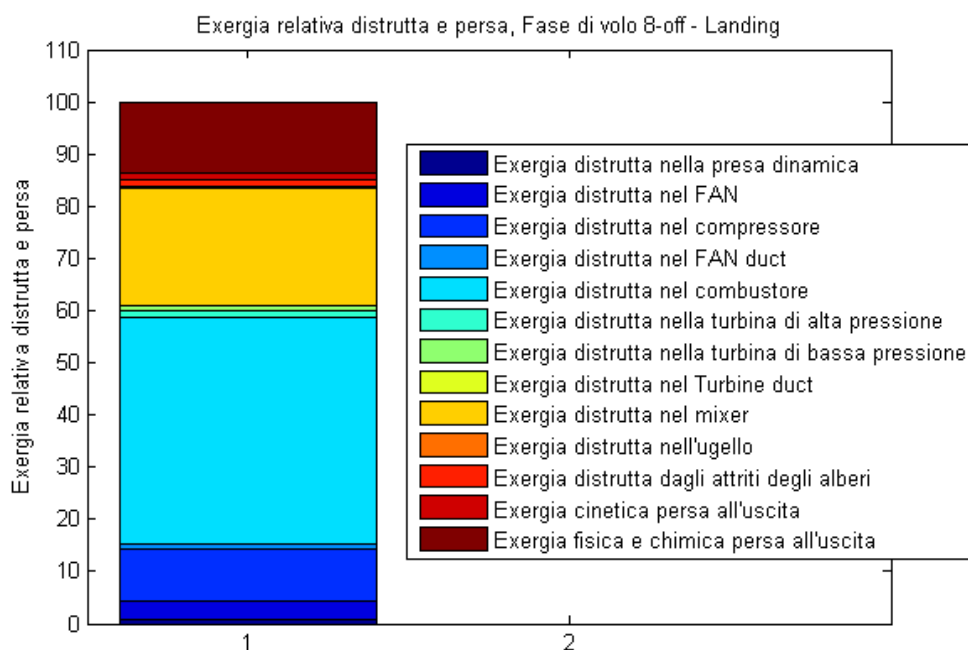


Figura E.8: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 8-off - Landing.

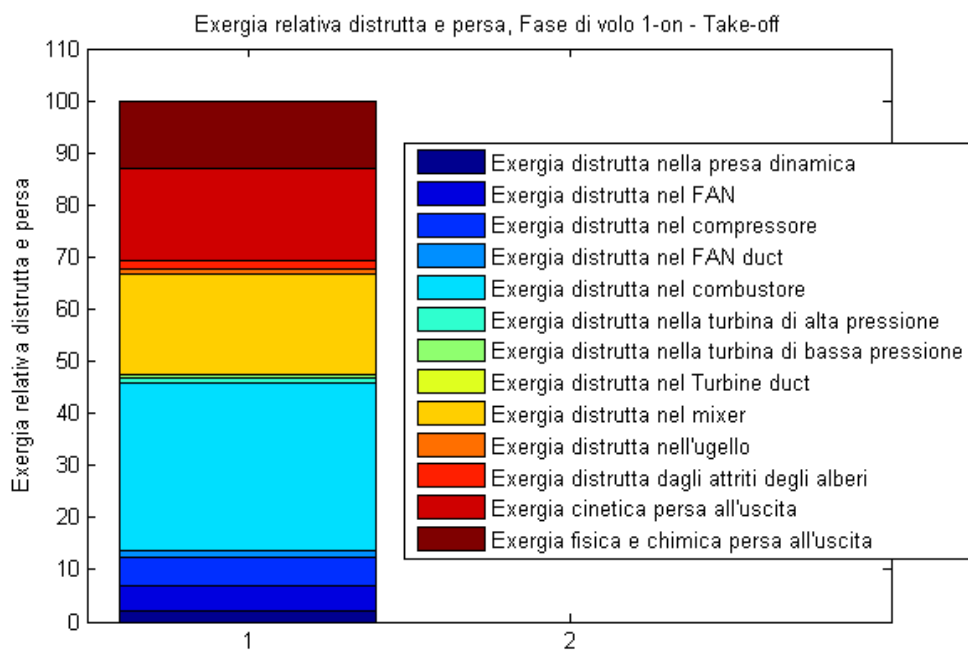


Figura E.9: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 1-on - Take-off.

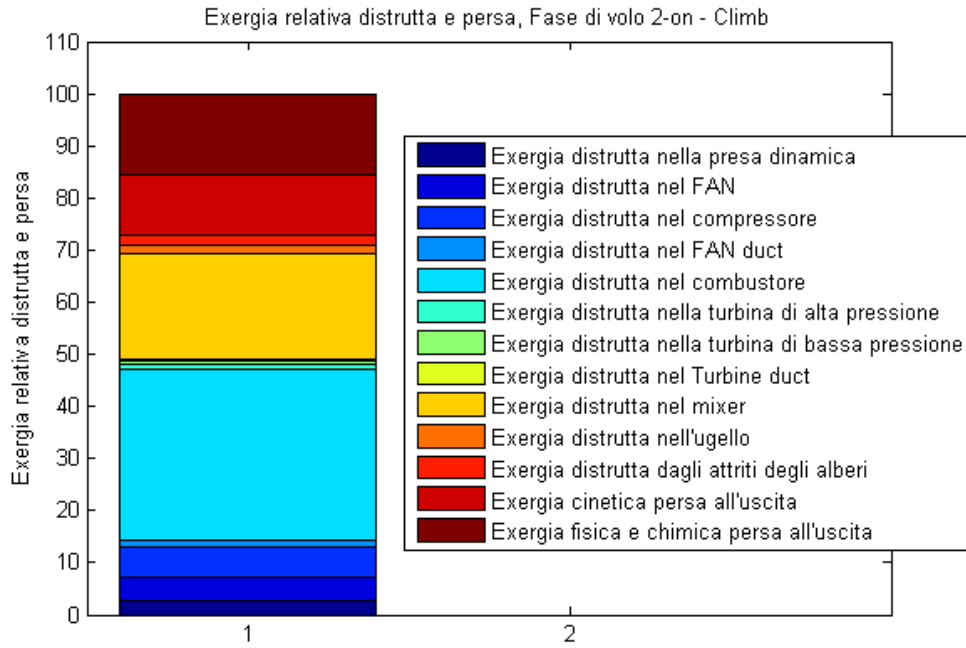


Figura E.10: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 2-on - Climb.

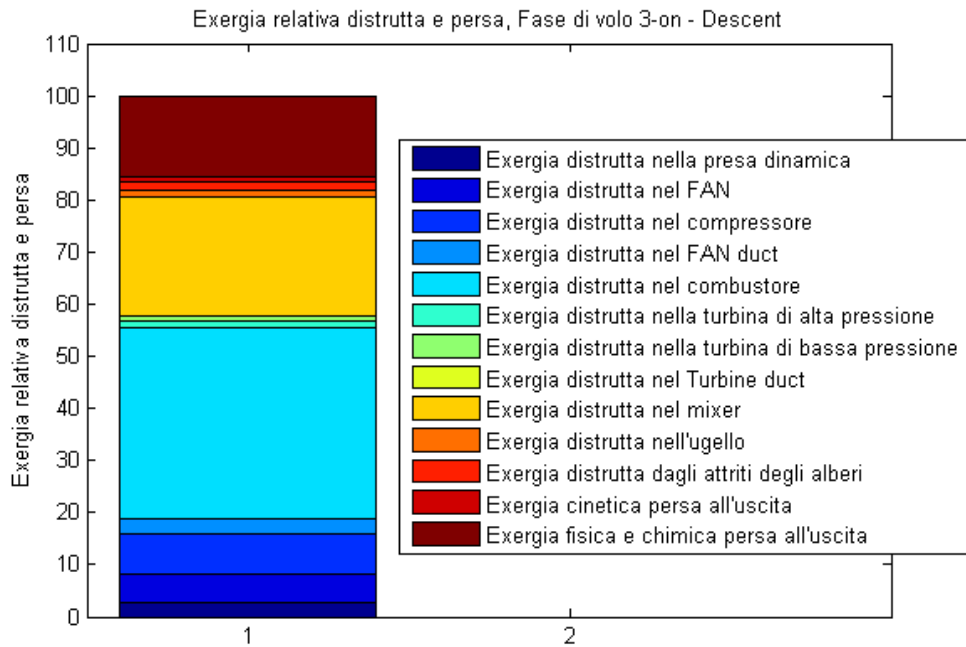


Figura E.11: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 3-on - Descent.



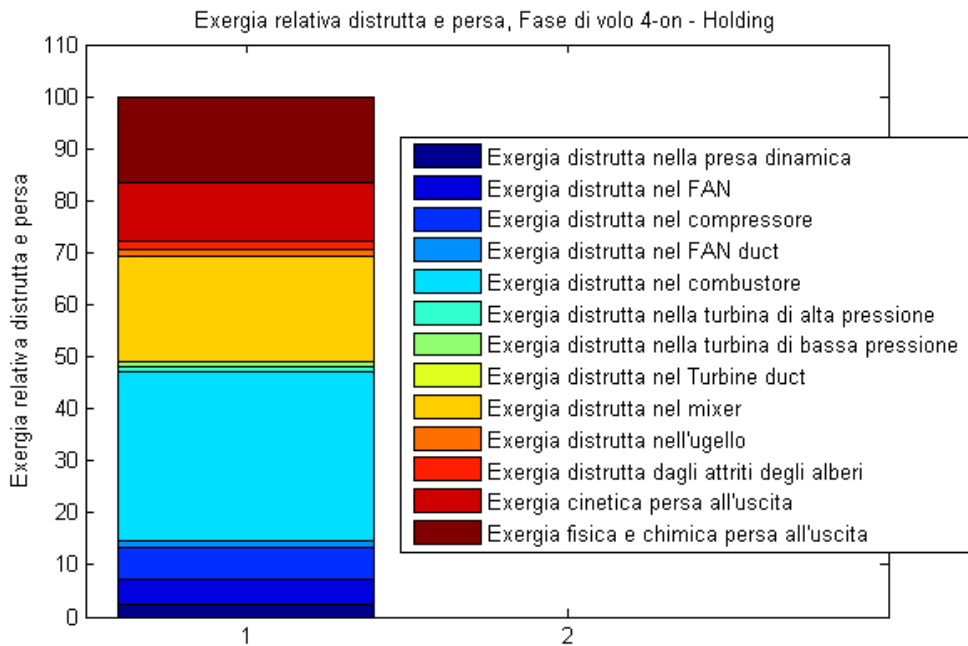


Figura E.12: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 4-on - Holding.

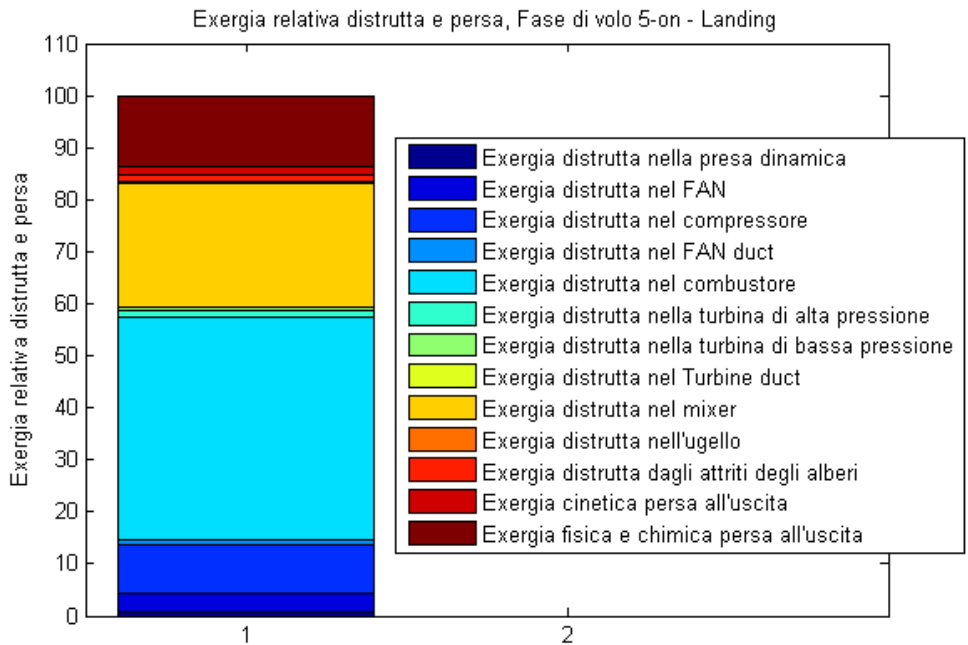


Figura E.13: Exergie relative distrutte e perse, Fase di volo 5-on - Landing.



# Simbologia

$a$  = Velocità del suono [m/s]

$b$  = Exergia specifica [kJ/kg]

$B$  = Exergia [kJ]

$BPR$  = Bypass ratio

$\dot{B}$  = Flusso di exergia [kW]

$\dot{B}_{\text{comp bleed}}$  = Flusso di exergia estratto dal compressore [kW]

$\dot{B}_{\text{fan bleed}}$  = Flusso di exergia estratto dal fan [kW]

$\dot{B}_{\text{fuel}}$  = Flusso di exergia del combustibile [kW]

$\dot{B}_T$  = Flusso di exergia della trazione [kW]

$c_{\text{comp bleed}}$  = Costo termoeconomico unitario dell'estrazione del compressore  
(per unità di exergia) [US\$/kJ]

$c_E$  = Costo termoeconomico unitario dell'elettricità [US\$/kJ]

$c_{f0}$  = Costo termoeconomico unitario del combustibile all'inizio del periodo  
di funzionamento [US\$/kJ]

$c_{\text{fan bleed}}$  = Costo termoeconomico unitario dell'estrazione del fan [US\$/kJ]

$c_{\text{fuel}}$  = Costo termoeconomico unitario del combustibile [US\$/kJ]

$c_{hp}$  = Costo termoeconomico unitario della potenza estratta per il  
funzionamento della pompa idraulica [US\$/kJ]

$c_p$  = calore specifico a pressione costante [kJ/kg K]

$\bar{c}_p$  = calore specifico medio a pressione costante [kJ/kg K]

$CRF$  = Fattore di ritorno di capitale

## Simbologia

---

$c_T$  = Costo termoeconomico unitario della trazione [US\$/kJ]

$CV$  = Coefficiente di velocità

$\dot{C}_{air,1}$  = Flusso di costo della portata di aria in ingresso [US\$/s]

$\dot{C}_{comp\ bleed}$  = Flusso di costo della portata estratta dal compressore [US\$/s]

$\dot{C}_E$  = Flusso di costo dell'elettricità [US\$/s]

$\dot{C}_{fan\ bleed}$  = Flusso di costo della portata estratta dal fan [US\$/s]

$\dot{C}_{fuel}$  = Flusso di costo del combustibile [US\$/s]

$\dot{C}_{HP}$  = Flusso di costo della potenza estratta per il funzionamento della pompa idraulica [US\$/s]

$\dot{C}_T$  = Flusso di costo della trazione [US\$/s]

$e$  = Energia specifica [kJ/kg]

**EES** = Engineering Equation Solver

**FracH** = Frazione di entalpia estratta

$f_u$  = Fattore di utilizzo annuale

$g$  = Accelerazione di gravità [ $m/s^2$ ]

**GSP** = Gas turbine Simulation Program

$h$  = Quota [m] , Entalpia specifica [kJ/kg]

$H_f$  = Potere Calorifico Inferiore [kJ/kg]

$I$  = Trazione specifica (impulso) [s]

$i_e$  = Tasso effettivo di ritorno

**ISA** = International Standard Atmosphere

**ITT** = Temperatura di ingresso nella turbina di bassa pressione [K]

**JET A-1** = kerosene aeronautico ( $C_{12}H_{23}$ )

**K** = Quoziente tra  $1 + r_m$  e  $1 + i_e$

**K<sub>f</sub>** = Quoziente tra  $1 + r_{mf}$  e  $1 + i_e$

**M** = Numero di Mach

**MATLAB** = Matrix laboratory

**$\dot{m}_1$**  = Portata di aria in ingresso [kg/s]

**$\dot{m}_{1.6}$**  = Portata del condotto secondario [kg/s]

**$\dot{m}_6$**  = Portata del flusso principale di ingresso nel mixer [kg/s]

**$\dot{m}_{\text{bleed}}$**  = Portata di aria estratta dal compressore [kg/s]

**$\dot{m}_{\text{design}}$**  = Portata di aria in ingresso in condizioni di progetto [kg/s]

**$\dot{m}_{\text{fan}}$**  = Portata di aria estratta dal fan [kg/s]

**$\dot{m}_{\text{fuel}}$**  = Portata di combustibile [kg/s]

**n** = Vita economica del motore [anni]

**N<sub>comp</sub>** = Velocità di rotazione dell'albero di alta velocità [rpm]

**N<sub>fan</sub>** = Velocità di rotazione dell'albero di bassa velocità [rpm]

**p** = Pressione [bar]

**P** = Potenza [kW]

**P<sub>tot,bleed 9th</sub>** = Pressione totale dell'estrazione dal 9° stadio  
del compressore [bar]

**P<sub>tot,bleed 14th</sub>** = Pressione totale dell'estrazione dal 14° stadio  
del compressore [bar]

## Simbologia

---

$P_{\text{tot, fan}}$  = Pressione totale dell'estrazione dal fan [bar]

$R$  = Costante dei gas [kJ/kg K]

$r_i$  = Tasso d'inflazione

$r_m$  = Fattore di crescita nominale (o apparente) del costo dei componenti

$r_{mf}$  = Fattore di crescita nominale del costo del combustibile

$r_r$  = Fattore di crescita reale dei costi

$S$  = Sezione [ $m^2$ ]

$s$  = Entropia specifica [kJ/kg K]

$\dot{S}$  = Rateo di entropia generata [kW/K]

$T$  = Trazione [kN]

$TSFC$  = Consumo specifico di combustibile [kg/Nh]

$T_{\text{tot, bleed 9th}}$  = Temperatura totale dell'estrazione dal 9° stadio del compressore [K]

$T_{\text{tot, bleed 14th}}$  = Temperatura totale dell'estrazione dal 14° stadio del compressore [K]

$T_{\text{tot, fan}}$  = Temperatura dell'estrazione dal fan [K]

$v$  = Volume specifico [ $m^3/kg$ ]

$V_{TAS}$  = Velocità di volo (True Air Speed) [m/s]

$\dot{W}_{el}$  = Potenza elettrica estratta [kW]

$\dot{W}_{hp}$  = Potenza estratta per il funzionamento della pompa idraulica [kW]

$x$  = Frazione molare

$Z^{CI}$  = Costo del capitale investito [US\$]

$Z_{EQ}$  = Costo di acquisto, operazione e manutenzione dei componenti [US\$]

$Z^{OM}$  = Costo di operazione e manutenzione [US\$]

$\dot{Z}_{EQ}$  = Flusso di costo di acquisto, operazione e manutenzione dei componenti [US\$/s]

$\dot{Z}_M$  = Flusso di costo di acquisto, operazione e manutenzione del propulsore [US\$/s]

$\alpha$  = CRF diviso per il tempo di utilizzo del sistema [ $s^{-1}$ ]

$\beta$  = Rapporto di compressione

$\gamma$  = Rapporto tra i calori specifici

$\epsilon$  = Rapporto di perdita di pressione

$\eta$  = Efficienza

$\eta_{is}$  = Efficienza isentropica

$\rho$  = Densità del gas [ $kg/m^3$ ]

$\phi$  = Coefficiente exergetico del combustibile

$\Delta t$  = Tempo operativo annuo del sistema [s]





# Bibliografia

- [1] THOMAS, R. E., *Performance and Weight Impact of Electric Environmental Control System and More Electric Engine on Citation CJ2*, 45th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit 8 - 11 January 2007, Reno, Nevada
- [2] OLIVEIRA JR., S., *Fundamentos da análise exergética e termoeconômica de processos de conversão de energia*, Escola Politécnica da Universidade de São Paulo, Departamento de engenharia mecânica - 2006
- [3] MOORHOUSE, D. J., *The Vision and Need for Energy-Based Design Methods*, 8th AIAA/USAF/NASA/ISSMO Symposium on Multidisciplinary Analysis and Optimization 6-8 Sept. 2000 Long Beach, CA
- [4] ROTH, B. A., *The Role of Thermodynamic Work Potential in Aerospace Vehicle Design*, ISABE 2003-1200, Aerospace Systems Design Laboratory, Georgia Institute of Technology
- [5] BEJAN, A. , *A Role for Exergy Analysis and Optimization in Aircraft Energy-System Design*, ASME Intl. Mech. Eng. - Congress, Nashville, TN, Nov. 14-19, 1999
- [6] ROTH, B. A., MAVRIS, D.N., *A comparison of thermodynamic loss models applied to the J-79 turbojet engine* , AIAA2000-3715, Georgia Institute of Technology Atlanta, GA 30332-0150
- [7] PHILLIPS, J. W., *All electric subsystems for next generation transport aircraft* , AIAA aircraft systems and technology meeting, August 20-22, 1979 / New York, New York
- [8] ROTH, B. A., *A Work Transfer Perspective of Propulsion System Performance* , AIAA, Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA 30332-0150, 2004

- [9] ROTH, B., McDONALD, R., MAVRIS, D., *A Method for Thermodynamic Work Potential Analysis of Aircraft Engines* , AIAA2002-3768, Aerospace Systems Design Laboratory Georgia Institute of Technology, Atlanta, GA 30332-0150
- [10] SLINGERLAND, R., ZANDSTRA, S. , *Bleed Air versus Electric Power Off-takes from a Turbofan Gas Turbine over the Flight Cycle* , 7th AIAA Aviation Technology, Integration and Operations Conference (ATIO), 18 - 20 September 2007, Belfast, Northern Ireland
- [11] TURGUT, E. T., KARAKOC, T. H., HEPBASLI, A., *Exergetic analysis of an aircraft turbofan engine* , INTERNATIONAL JOURNAL OF ENERGY RESEARCH, DOI: 10.1002/ER.1310, 2007
- [12] ORDONEZ, J. C., BEJAN, A. , *Minimum power requirement for environmental control of aircraft* , ENERGY 28 (2003) 1183-1202
- [13] GANDOLFI, R., PELLEGRINI, L. F., SILVA, G. A. L., OLIVEIRA JR., S. , *Aircraft air management systems trade-off study using exergy analysis as a design comparison tool* , 19TH INTERNATIONAL CONGRESS OF MECHANICAL ENGINEERING, NOVEMBER 5-9, 2007, BRASÍLIA, DF
- [14] PELLEGRINI, L. F., GANDOLFI, R., SILVA, G. A. L., OLIVEIRA JR., S. , *Exergy Analysis as a tool for decision making in aircraft system design*, 45TH AIAA AEROSPACE SCIENCES MEETING AND EXHIBIT, 8 - 11 JANUARY 2007, RENO, NEVADA
- [15] GSP DEVELOPMENT TEAM , *GSP 10 User Manual* , NATIONAL AEROSPACE LABORATORY NLR, AMSTERDAM, THE NETHERLANDS, AUGUST 2004
- [16] KURZKE J. , *Advanced User-Friendly Gas Turbine Performance Calculations on a Personal Computer* , ASME 95-GT-147, ASME CONFERENCE HOUSTON TX, USA, 1995
- [17] SILVA, R. B. , *Termodinâmica, pag. 8* , ESCOLA POLITÉCNICA DA UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO, 1965
- [18] SAE AEROSPACE , *Gas Turbine Engine Performance Presentation and Nomenclature for Digital Computers Using Object-Oriented Programming*, AEROSPACE RECOMMENDED PRACTICE, 2005-1
- [19] KLEIN, S. A., *Engineering Equation Solver for Microsoft Windows Operating Systems*, F-CHART SOFTWARE, ALVARADO, FLORIDA, 2007

- 
- [20] KOTAS, T. J. , *The Exergy Method of Thermal Plant Analysis* , KRIEGER PUBLISHING COMPANY, MALABAR, FLORIDA, 1995
- [21] MORAN, M. J., SHAPIRO, H. N., *Fundamentals of Engineering Thermodynamics* , JOHN WILEY & SONS, INC., 2004
- [22] FLACK, R. D. , *Fundamentals of Jet Propulsion with Applications*, CAMBRIDGE AEROSPACE SERIES, 2005
- [23] OATES, G. C. , *Aerothermodynamics of Gas Turbine and Rocket Propulsion*, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, INC., 1997
- [24] JENKINSON, L. R., DARREN RHODES, P. S. , *Civil Jet Aircraft Design*, ARNOLD, A MEMBER OF THE HODDER HEADLINE GROUP, 1999
- [25] TSATSARONIS, G., *Thermoeconomic Analysis and Optimization of Energy Systems*, PROGRESS IN ENERGY AND COMBUSTION SCIENCE VOL.19, PP. 227-257, 1993
- [26] LEO, T. J., GRANDE, I. P. , *A thermoeconomic analysis of a commercial aircraft environmental control system*, APPLIED THERMAL ENGINEERING 25 (2005) 309325, 20 AUGUST 2004
- [27] RAYMER, D. P., *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, AMERICAN INSTITUTE OF AERONAUTICS AND ASTRONAUTICS, 1992
- [28] ROSKAM, J., *Airplane Design, PART I: PRELIMINARY SIZING OF AIRPLANES*, ROSKAM AVIATION AND ENGINEERING CORPORATION, 1985
- [29] PELLEGRINI, L. F., *Estudo da Cogeração em Ciclos Combinados com Gaseificação de Bagaço de Cana-de-Açúcar*, UNIVERSIDADE DE SÃO PAULO, ESCOLA POLITÉCNICA, DEPARTAMENTO DE ENGENHARIA MECÂNICA, SÃO PAULO, 2003
- [30] SANTARELLI, M., *Considerazioni Termodinamiche, Economiche ed Ambientali nella Analisi ed Ottimizzazione di Sistemi Energetici*, PH.D. THESIS, DIPARTIMENTO DI ENERGETICA, POLITECNICO DI TORINO, TORINO, ITALY, 1998