

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



**Politecnico
di Torino**

Tesi di Laurea Magistrale

**Sviluppo di un modello per la stima
dei costi di velivoli con propulsione
ibrido-elettrica**

Relatore

Prof. Marco Fioriti

Candidato

Marco Borghi

Dicembre 2023

Abstract

I temi del cambiamento climatico e del riscaldamento globale sono sempre più centrali nell'opinione pubblica e nell'impegno di governi ed enti internazionali. L'obiettivo dichiarato dall'Unione Europea è il raggiungimento della neutralità al carbonio entro il 2050. In questo contesto anche il settore aeronautico, responsabile di circa il 2% delle emissioni totali di CO₂, è chiamato a fare la sua parte. Dall'analisi di fonti di letteratura è risultato che una delle soluzioni di più immediata applicazione verso un futuro maggiormente ecosostenibile dell'aviazione commerciale sia l'introduzione di una propulsione ibrido-elettrica. Questa si realizza grazie a nuovi componenti alimentati ad elettricità o idrogeno che si affiancano ai motori tradizionali, contribuendo a generare parte della potenza richiesta per il volo riducendo il fabbisogno di combustibile fossile e, quindi, le emissioni prodotte. Lo scopo di questa tesi è innanzitutto quello di analizzare lo stato dell'arte e le principali caratteristiche della propulsione ibrido-elettrica, studiandone le architetture disponibili e le tecnologie abilitanti. Ci si concentra quindi sulla materia della stima dei costi, considerata di fondamentale importanza nello studio di fattibilità per un velivolo innovativo e per la sua appetibilità sul mercato. Si passa in rassegna una serie di pubblicazioni che trattano l'adattamento di classici modelli di stima ai velivoli ibridi, fornendo indicazioni circa le aree di interesse per le modifiche, valori tipici da poter considerare nell'utilizzo e casi di studio applicati a design innovativi che sottolineano benefici e vantaggi dell'elettrificazione dei velivoli. Il corpo centrale è quindi dedicato allo scopo finale del lavoro di tesi, ovvero la creazione di uno strumento per la stima dei costi relativo alle fasi di sviluppo, produzione e vita operativa di velivoli ibrido-elettrici per il trasporto regionale. In assenza di una base dati statistica rilevante, dovuta alla mancanza di velivoli ibridi di questa fascia effettivamente prodotti e testati, si è fatto ricorso a diverse stime di costo per configurazioni tradizionali e ibride, effettuate con il software professionale PRICE TruePlanning nell'ambito di precedenti lavori del Politecnico di Torino. Grazie a queste è stato possibile costruire una banca dati su cui condurre un'analisi di regressione e individuare le CERs di sviluppo e produzione per ciascun componente e sistema del velivolo, nonché per il programma complessivo. È poi stata condotta una serie di analisi di sensibilità per espandere le equazioni in funzione di vari parametri organizzativi e di complessità, al fine di adeguare il modello ad un'ampia fascia di velivoli. Si è poi passati alla stima dei costi operativi, espandendo un modello preesistente e adattandolo alle nuove tecnologie previste dalla propulsione ibrida. In particolare, con apposite equazioni si implementano i componenti elettrici nel calcolo dei costi manutentivi e si valutano le spese connesse all'approvvigionamento di elettricità e idrogeno quali fonti di energia per il volo. È quindi stato sviluppato uno script MATLAB, con annesso file .xlsx di interfaccia con l'utente, che potrà essere impiegato per la stima dei costi di sviluppo, produzione e fase operativa noti che siano i parametri di input richiesti. Infine, sono stati analizzati due casi di studio per valutare il corretto funzionamento del modello e per osservare la ripartizione dei costi stimata per velivoli commerciali con configurazione tradizionale e ibrida.

Indice

Abstract	II
Indice.....	III
Lista delle figure.....	VII
Lista delle tabelle	X
1. Introduzione	1
1.1 Cambiamenti climatici, una sfida globale	1
1.2 Aviazione e ambiente, gli sviluppi futuri	1
1.3 L'ibrido come prima soluzione	3
1.4 Gli scopi della tesi	5
2. Architetture propulsione ibrida	6
2.1 Architetture elettriche e ibride.....	7
2.1.1 Totalmente elettrica	7
2.1.2 Ibrida in parallelo.....	8
2.1.3 Ibrida in serie	9
2.1.4 Ibrida in serie/parallelo	10
2.1.5 Turboelettrica.....	11
2.2 Architettura ibrida con fuel cell.....	12
2.2.1 Funzionamento fuel cell	12
2.2.2 Possibili architetture con fuel cell.....	13
2.3 Esempi di velivoli.....	17
2.3.1 Boeing SUGAR Volt	18
2.3.2 NASA Pegasus	18
2.3.3 UTAP Project 804	19
2.3.4 Zunum Aero ZA10	20
2.3.5 Heart Aerospace ES-30.....	21
2.3.6 EAG HERA	21
2.3.7 Altri progetti	22
3. Tecnologie abilitanti e componenti per la propulsione ibrido-elettrica.....	23

3.1 Batterie	23
3.1.1 Principali caratteristiche delle differenti composizioni chimiche.....	25
3.1.2 Previsioni sui costi delle batterie	28
3.2 Energia elettrica.....	34
3.2.1 Produzione di elettricità e fonti sfruttate.....	34
3.2.2 Costi di approvvigionamento dell'elettricità	36
3.3 Fuel Cell	37
3.4 Idrogeno	40
3.4.1 Classificazione e produzione di idrogeno.....	40
3.4.2 Costo dell'idrogeno	41
3.4.3 Sfide per un impiego diffuso dell'idrogeno.....	43
4. Modelli di stima dei costi per velivoli ibridi	44
4.1 Introduzione alla stima dei costi.....	44
4.2 Metodi di stima dei costi	45
4.3 Revisione letteraria dei modelli di stima dei costi per velivoli a propulsione ibrido-elettrica	46
4.3.1 Modello di stima dei costi di sviluppo e produzione	46
4.3.2 Modelli di stima dei costi operativi	52
4.3.3 Considerazioni generali	62
5. Modello di stima dei costi di sviluppo e produzione.....	63
5.1 Creazione di un modello di stima parametrico.....	63
5.2 Introduzione allo sviluppo del modello.....	64
5.3 Simulazioni di partenza e PBS	66
5.4 Formulazione CERs basate sul peso per componenti tradizionali	68
5.4.1 Prima iterazione per la costruzione delle CERs.....	69
5.4.2 Risoluzione problemi legati alla prima iterazione	72
5.4.3 Formulazione finale delle CERs basate sul peso	77
5.5 Formulazione CERs basate sul peso per nuovi componenti.....	79
5.6 Calibrazione equazioni e valutazione dei parametri.....	83
5.6.1 <i>Engineering Complexity</i> per componenti	84

5.6.2	<i>Percent of New Design</i>	86
5.6.3	<i>Percent of Design Repeat</i>	87
5.6.4	<i>Manufacturing Complexity</i>	88
5.6.5	<i>System Complexity</i>	90
5.6.6	<i>Engineering Complexity per sistemi</i>	91
5.6.7	<i>Multiple Site Development</i>	92
5.6.8	<i>Management Team Complexity</i>	94
5.6.9	<i>Management Organizational Productivity</i>	95
5.6.10	<i>Project Complexity Factor</i>	96
5.6.11	<i>Number of Prototypes</i>	97
5.7	Ulteriori fattori correttivi e finalizzazione modello	100
5.7.1	Parametri specifici per i componenti software	100
5.7.2	Percentuale di sviluppo condiviso	103
5.7.3	<i>Learning Curve</i> e volume di produzione	103
5.7.4	Attualizzazione per inflazione	105
5.7.5	Riepilogo CERs	105
5.8	Sviluppo del tool di stima e gestione Input/Output	107
6.	Modello di stima dei costi operativi	108
6.1	Costi Operativi Diretti	108
6.1.1	Costi sul capitale	109
6.1.2	Costi per l'equipaggio	110
6.1.3	Costi per il carburante, l'elettricità e l'idrogeno	110
6.1.4	Tasse	111
6.1.5	Costi di manutenzione	114
6.1.6	Costi per le interruzioni operative	116
6.2	Costi Operativi Indiretti	117
6.3	Integrazione nel modello e gestione Input/Output	117
7.	Casi di studio e test del modello	118
7.1	Velivoli tradizionali	118

7.1.1 Base di riferimento: Velivolo della categoria ATR 42	118
7.1.2 Altri velivoli studiati.....	121
7.2 Velivoli ibridi	125
7.2.1 Varianti del velivolo di categoria ATR 42.....	125
7.2.2 Variante del velivolo di categoria ATR 90.....	129
7.3 Considerazioni finali e sviluppi futuri.....	131
Bibliografia.....	132
Appendice A.....	136

Lista delle figure

Figura 1: Fly Net Zero, Emissioni CO ₂ verso il 2050 [6].....	2
Figura 2: Fly Net Zero, Contributi per azzerare le emissioni [7]	2
Figura 3: Scenario al 2050 con sviluppi tecnologici [8].....	3
Figura 4: Parametri H _E ed H _P per la classificazione delle architetture ibride [10]	6
Figura 5: Architettura totalmente elettrica [11].....	7
Figura 6: Architettura ibrida in parallelo [11]	8
Figura 7: Schema architettura ibrida in parallelo	9
Figura 8: Architettura ibrida in serie [11].....	9
Figura 9: Schema architettura ibrida in serie.....	10
Figura 10: Architettura ibrida in serie/parallelo [11]	10
Figura 11: Architettura turboelettrica [11]	11
Figura 12: Principio di funzionamento fuel cell [15]	12
Figura 13: Legenda architetture fuel cell [16].....	13
Figura 14: Schema Exclusive Fuel Cell [16].....	13
Figura 15: Schema Fuel Cell - Battery Hybrid [16]	14
Figura 16: Schema Turbogenerator - Fuel Cell Hybrid [16].....	14
Figura 17: Schema Turbogenerator - Fuel Cell - Battery Hybrid [16].....	15
Figura 18: Schema SUGAR Freeze Turbine Integrated Hybrid Electric [16].....	15
Figura 19: Schema SUGAR Freeze Turbine with Separate Electrically Driven Propulsor [16].....	16
Figura 20: Schema Parallel Hybrid Fuel Cell [16].....	16
Figura 21: Boeing SUGAR Volt [18].....	18
Figura 22: NASA PEGASUS [20]	18
Figura 23: UTAP Project 804 [21]	19
Figura 24: Strategia ibridazione UTAP Project 804 [21]	20
Figura 25: Zunum Aero ZA10 [22].....	20
Figura 26: Heart Aerospace ES-30 [23].....	21
Figura 27: EAG HERA [23].....	21
Figura 28: Impacchettamento batterie agli ioni di litio [28].....	23
Figura 29: Energia specifica richiesta [Wh/Kg] [29]	24
Figura 30: Funzionamento cella Li-Ion [28]	25
Figura 31: Funzionamento cella Li-S [28]	26
Figura 32: Funzionamento cella Li-O ₂ con elettrolita non acquoso [28]	26
Figura 33: Funzionamento cella F-Ion [28].....	27
Figura 34: Stima costi Li-Ion con metodo apprendimento tecnologico [30].....	29
Figura 35: Stima costi Li-Ion secondo letteratura [30]	30
Figura 36: Stima costi Li-Ion secondo esperti [30].....	31
Figura 37: Stime con metodi bottom-up [30].....	32
Figura 38: Aggregazione stime Li-Ion fino al 2050 [30]	33

Figura 39: Produzione di energia elettrica per fonte, mondo [31].....	34
Figura 40: Principio dell'ordine di merito per il mercato dell'elettricità [32].....	36
Figura 41: Costo fuel cell PEM [43]	39
Figura 42: Produzione di idrogeno per fonte [45].....	40
Figura 43: Previsione sulla produzione di idrogeno a basse emissioni [46]	41
Figura 44: Previsione costi di produzione per l'idrogeno [47].....	42
Figura 45: Schematizzazione Life Cycle Cost	44
Figura 46: Metodi per la stima dei costi [50]	49
Figura 47: Schematizzazione costi operativi.....	52
Figura 48: DOC Ce-Liner vs B737 [53].....	53
Figura 49: Definizione strategia batteria [54]	57
Figura 50: Risultati simulazione ibridazione ATR 72 [54].....	58
Figura 51: Stima DOC e confronto tradizionale - ibrido [56].....	61
Figura 52: Processo di sviluppo di una CER [57].....	63
Figura 53: Flusso di lavoro per la creazione del tool	65
Figura 54: PBS velivolo con configurazione tradizionale.....	67
Figura 55: Schema costruzione stima costo struttura	68
Figura 56: Regressione lineare costi di sviluppo e produzione per l'ala.....	69
Figura 57: Regressione lineare Mission SW con dati alternativi	72
Figura 58: Analisi e confronto curve di regressione per l'Engine Control	73
Figura 59: CER definita per tratti per i costi di sviluppo dell'Engine Control	75
Figura 60: CER componenti Fuelling System, parabola e linearizzazione	76
Figura 61: Modifiche alla PBS per il caso ibrido	80
Figura 62: CER sviluppo batterie (a sinistra), CER produzione motori elettrici (a destra).....	81
Figura 63: Valori consigliati di Engineering Complexity	84
Figura 64: Analisi curve di regressione Engineering Complexity per l'ala.....	85
Figura 65: Analisi curve di regressione % New Design per l'ala	87
Figura 66: Analisi curve di regressione % Design Repeat per l'ala	88
Figura 67: Analisi curve di regressione Manufacturing Complexity per costo RDTE ala.....	89
Figura 68: Dettaglio curve di regressione Manufacturing Complexity per costo RDTE ala	90
Figura 69: Analisi curve di regressione System Complexity per costo RDTE sistema carrello	91
Figura 70: Analisi curve di regressione Engineering Complexity per costo RDTE sistema carrello ...	92
Figura 71: Range valori Multiple Site Development	93
Figura 72: Analisi curve di regressione Multiple Site Development per costo RDTE carrello	93
Figura 73: Analisi curve di regressione Management Team Complexity per costo RDTE totale	95
Figura 74: Analisi curve di regressione Management Organizational Productivity per costo RDTE...	96
Figura 75: Analisi curve di regressione Project Complexity Factor per costo RDTE totale.....	97
Figura 76: Analisi curve di regressione per costo RDTE ala in base al numero di prototipi	98
Figura 77: Analisi curve di regressione per costo PROD ala in base al numero di prototipi.....	99
Figura 78: Analisi curve di regressione % Design Repeat per costo RDTE software	101

Figura 79: Analisi curve di regressione Development Team Complexity per costo RDTE software.	101
Figura 80: Analisi curve di regressione Functional Complexity per costo RDTE software	102
Figura 81: Effetto Learning Curve [60]	104
Figura 82: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione per il velivolo di cat. ATR 42 ..	119
Figura 83: Dettaglio ripartizione DOC per il velivolo della categoria ATR 42	120
Figura 84: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo per i velivoli tradizionali	122
Figura 85: Dettaglio ripartizione dei costi di produzione per i velivoli tradizionali	123
Figura 86: Dettaglio ripartizione DOC per i velivoli tradizionali	124
Figura 87: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione per varianti ibride dell'ATR 42	126
Figura 88: Dettaglio ripartizione DOC per varianti ibride dell'ATR 42.....	127
Figura 89: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione ATR 90 tradizionale e ibrido ...	129
Figura 90: Dettaglio ripartizione DOC per variante ibrida dell'ATR 90	130

Lista delle tabelle

Tabella 1: Caratteristiche architetture con fuel cell [16]	17
Tabella 2: Caratteristiche Boeing SUGAR Volt	18
Tabella 3: Caratteristiche NASA PEGASUS	18
Tabella 4: Caratteristiche UATP Project 804.....	19
Tabella 5: Caratteristiche Zunum Aero ZA10.....	20
Tabella 6: Caratteristiche Heart Aerospace ES-30.....	21
Tabella 7: Caratteristiche EAG HERA.....	21
Tabella 8: Caratteristiche combinazioni chimiche batterie [28].....	28
Tabella 9: Ripartizione fonti elettricità [dati da 32, 33 e 34]	34
Tabella 10: Previsioni sulla produzione globale di elettricità per fonte [dati da 35].....	35
Tabella 11: Caratteristiche fuel cell per tecnologia.....	39
Tabella 12: Classificazione processi produttivi idrogeno [44].....	40
Tabella 13: Costi di produzione per tipo di idrogeno [44]	42
Tabella 14: Fattori correttivi per la scelte di design [51]	47
Tabella 15: Costi di sviluppo e produzione velivolo Part 23 e varianti [51].....	51
Tabella 16: Caratteristiche Ce-Liner e B737.....	53
Tabella 17: Costi e fattori di ricambio suggeriti [54]	56
Tabella 18: Caratteristiche versione ibrida ATR 72.....	58
Tabella 19: Tassi e fattori per oneri ambientali.....	61
Tabella 20: Caratteristiche velivolo convenzionale e ibrido	61
Tabella 21: Coefficienti regressione lineare e indice R^2 per elemento.....	71
Tabella 22: Coefficienti regressione lineare e indice R^2 per APU e sistema idraulico	72
Tabella 23: Coefficienti regressione lineare e indice R^2 per FCC e software.....	73
Tabella 24: CERs di sviluppo e produzione per un velivolo tradizionale	77
Tabella 25: CERs di sviluppo e produzione per un velivolo ibrido	82
Tabella 26: Parametri selezionati per lo studio	83
Tabella 27: Variabili DOC generali, deprezzamento e interessi	109
Tabella 28: Variabili DOC carburante, elettricità e idrogeno	110
Tabella 29: Variabili DOC tasse ambientali.....	112
Tabella 30: Variabili DOC manutenzione velivoli tradizionali.....	114
Tabella 31: Risultati costi di sviluppo e produzione per il velivolo della categoria ATR 42.....	119
Tabella 32: Risultati costi operativi per il velivolo della categoria ATR 42	120
Tabella 33: Risultati costi di sviluppo e produzione per gli altri velivoli tradizionali	122
Tabella 34: Risultati costi operativi per gli altri velivoli tradizionali.....	124
Tabella 35: Risultati costi di sviluppo e produzione per varianti ibride dell'ATR 42	126
Tabella 36: Risultati costi operativi per varianti ibride dell'ATR 42	127
Tabella 37: Risultati costi di sviluppo e produzione per la variante ibrida dell'ATR 90.....	129
Tabella 38: Risultati costi operativi per variante ibrida dell'ATR 90.....	130

Capitolo 1

1. Introduzione

1.1 Cambiamenti climatici, una sfida globale

L'interesse mondiale nei confronti del cambiamento climatico che contraddistingue l'epoca che stiamo attraversando è diventato sempre più rilevante nel corso degli ultimi anni. Centrale è in questo senso il tema del riscaldamento globale, dovuto prevalentemente alle attività umane degli ultimi decenni e imputabile all'aumento di gas serra nell'atmosfera terrestre, causa di danni ambientali, economici e sociali. Il primo concordato universale giuridicamente vincolante sul clima e sulla lotta ai cambiamenti climatici è rappresentato dall'accordo stipulato a Parigi nel dicembre 2015 dalla convenzione delle Nazioni Unite, il quale stabilisce l'impegno dei paesi membri per contenere l'aumento della temperatura media mondiale entro i 2°C rispetto ai livelli preindustriali, introducendo azioni volte a limitare questo aumento quanto più vicino possibile a 1,5°C [1]. Queste azioni riguardano principalmente il contenimento, e quindi la riduzione, delle emissioni di gas serra nell'atmosfera, su tutte l'anidride carbonica in quanto prima responsabile dell'effetto serra. Significativo per il conseguimento di questo obiettivo è l'impegno dell'Unione Europea per il raggiungimento della neutralità del carbonio entro il 2050, passando per il taglio delle emissioni nette di gas serra del 55% entro il 2030 [2].

1.2 Aviazione e ambiente, gli sviluppi futuri

In questo contesto risulta importante valutare l'impatto del settore aeronautico sulle emissioni globali di CO₂ e le possibili implementazioni presenti e future per la loro riduzione e per l'allineamento con gli obiettivi globali. In ambito europeo l'aviazione rappresenta la fonte di circa il 4% delle emissioni totali di gas serra, il 13% se riferito solo al settore dei trasporti [3]. Da uno sguardo globale risulta invece che il settore aeronautico contribuisce per circa il 2% al totale delle emissioni, con un aumento annuo della quantità di CO₂ rilasciata di circa il 3-4% a causa della crescente domanda del traffico aereo [4].

A livello europeo lo studio di nuove tecnologie e soluzioni pensate per la riduzione dell'impatto ambientale dei velivoli è al centro del manifesto *Flightpath 2050* in cui l'ACARE (Advisory Council for Aeronautics Research in Europe) raccoglie le principali idee per lo sviluppo futuro del settore aeronautico nel continente [5]. Tra gli obiettivi di particolare interesse per il tema affrontato in questa tesi si citano:

- Riduzione entro il 2050 di emissioni di CO₂ del 75% e di NO_x del 90%;

- Riduzione entro il 2050 di emissioni acustiche del 65%;
- Emissioni zero durante le fasi di taxi;
- Velivoli progettati e prodotti per essere riciclabili.

A livello globale l'argomento è di fondamentale importanza anche per gli operatori del settore. La conferenza annuale della IATA (International Air Transport Association) dell'ottobre 2021 propone una risoluzione con cui le compagnie aeree aderenti si impegnano ad azzerare le emissioni nette entro il 2050 [6].

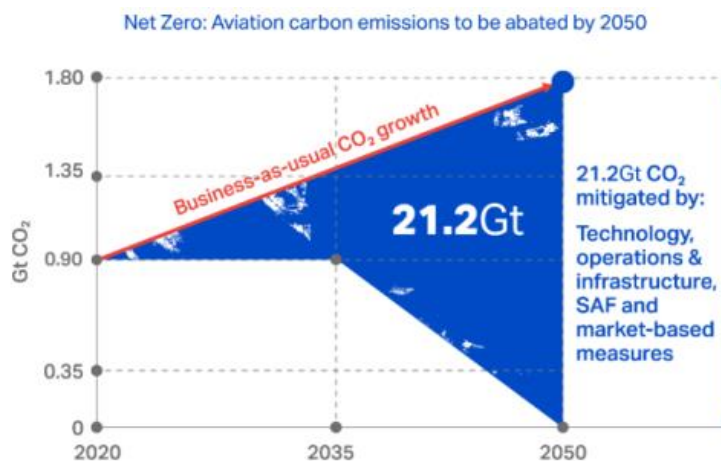


Figura 1: Fly Net Zero, Emissioni CO₂ verso il 2050 [6]

Analizzando il programma IATA *Fly Net Zero Carbon 2050* si individuano le aree di interesse per l'attuazione di questo importante piano programmatico, in cui per ridurre le emissioni di anidride carbonica si prevede l'introduzione in primis di carburanti sostenibili, accompagnati da nuove tecnologie, ottimizzazione di infrastrutture e operazioni ed infine programmi di compensazione.

Contribution to achieving Net Zero Carbon in 2050

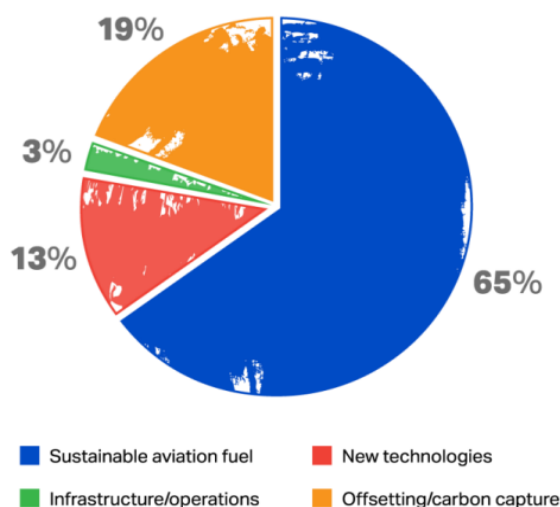


Figura 2: Fly Net Zero, Contributi per azzerare le emissioni [7]

1.3 L'ibrido come prima soluzione

Di particolare interesse ai fini di questa tesi è l'ambito riguardante le tecnologie innovative da implementare sui velivoli di nuova generazione. Tra le principali proposte spicca la propulsione ibrido-elettrica. Secondo quanto individuato dalla IATA [7], l'ibridazione è un passaggio intermedio necessario per i velivoli di medie e grosse dimensioni in vista di un futuro completamente elettrico.

L'impiego di una propulsione ibrida permette di:

- Combinare i vantaggi della combustione tradizionale e dei motori elettrici;
- Migliorare le prestazioni del velivolo massimizzando la spinta al decollo;
- Ottimizzare i motori termici in termini di peso e volume;
- Ridurre fino al 40% le emissioni di CO₂, in combinazione con nuove soluzioni strutturali.

Per quanto riguarda l'orizzonte temporale di queste soluzioni, il programma *Fly Net Zero* prevede una possibile introduzione di propulsione ibrida per velivoli piccoli (fino a 20 passeggeri) entro il decennio corrente, per aerei regionali entro il 2040 e successivamente per quelli di dimensioni maggiori.

L'ATAG (Air Transport Action Group), una coalizione che riunisce i vari portatori di interesse dell'industria, dalle case produttrici agli operatori, propone con l'agenda *Waypoint 2050* un'altra prospettiva interessante circa il futuro del settore, con particolare riferimento alla sostenibilità ambientale dell'aviazione [8]. Tra le aree di maggior interesse per lo sviluppo dei prossimi decenni, particolare attenzione è posta alle innovazioni tecnologiche che porteranno all'alimentazione ibrida ed elettrica, fino all'impiego dell'idrogeno. Se sviluppate in questi termini, le nuove tecnologie potranno contribuire considerevolmente alla riduzione delle emissioni, per avvicinare l'obiettivo della neutralità entro il 2050, oltre a fornire diversi altri vantaggi per quanto concerne la rumorosità, la manutenzione e l'operatività.

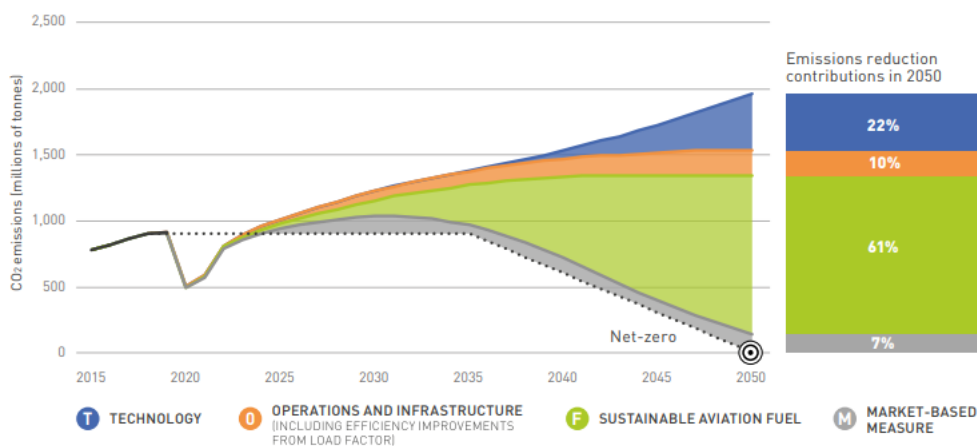


Figura 3: Scenario al 2050 con sviluppi tecnologici [8]

Vengono tuttavia individuate numerose sfide da vincere per poter rendere praticabile l'elettrificazione di velivoli di medie e grosse dimensioni. Molte di queste riguardano le batterie, tra le principali si citano [8, 9]:

- La densità energetica, che deve quantomeno raddoppiare rispetto ai livelli attuali;
- Il peso, che deve essere necessariamente ridotto, trattandosi di un grosso svantaggio rispetto al combustibile che con il consumo alleggerisce il velivolo;
- Gli standard di sicurezza e resistenza al fuoco, da migliorare e certificare adeguatamente;
- La sostenibilità del ciclo vitale, che tenga in considerazione l'impatto dell'estrazione delle materie prime e la dismissione;
- La logistica degli aeroporti, per lo stoccaggio e la ricarica.

Chiaramente, lo sviluppo deve procedere per gradi. Il punto di partenza per l'elettrificazione dell'aviazione consisterà nell'implementazione di una propulsione ibrido-elettrica che affianchi ai motori a combustione interna uno o più motori elettrici alimentati da batterie o fuel cell.

I vantaggi individuati sono [8, 9]:

- Riduzione delle emissioni inquinanti ed acustiche;
- Aumento dell'efficienza complessiva dell'aeromobile;
- Aumento dell'affidabilità, della qualità della distribuzione elettrica e del range di volo;
- Riduzione della frequenza e dei costi per la manutenzione dei motori elettrici rispetto a quelli tradizionali;
- Possibilità di espandere l'operatività a piccoli aeroporti cittadini;
- Sinergie con l'industria dell'autoveicolo per lo sviluppo dei componenti e grande scalabilità dei piccoli velivoli elettrici già esistenti.

È importante segnalare che i benefici ambientali dati dall'utilizzo della propulsione ibrida ed elettrica sono fortemente legati al mercato dell'energia. La crescente domanda di elettricità richiederà necessariamente delle modifiche interne al settore, e l'obiettivo di emissioni zero sarà raggiungibile esclusivamente con lo sfruttamento di fonti di energia rinnovabili.

Per gli esperti del settore, i primi ad adottare le nuove soluzioni ibride o alimentate ad idrogeno saranno i velivoli commuter o regionali fino a 100 passeggeri [8]. Questi operano prevalentemente brevi collegamenti interni o con gli hub internazionali e possiedono motori turboelica ad elevata efficienza, che rappresentano un ottimo punto di ingresso per le nuove tecnologie. Per quanto riguarda le tempistiche di attuazione, i vari testi indicano il decennio 2030-40 come possibile finestra per le prime operazioni commerciali di velivoli regionali con propulsione ibrida, che saranno rese possibili da innovazioni tecnologiche su larga scala riguardanti anche la configurazione e le strutture [9].

1.4 Gli scopi della tesi

Dall'analisi delle varie fonti risulta quindi evidente che una delle soluzioni di più immediata applicazione verso un futuro maggiormente ecosostenibile dell'aviazione commerciale è rappresentato dall'introduzione di una propulsione ibrido-elettrica. Grandi sono le sfide legate allo sviluppo tecnologico necessario per l'implementazione di queste innovazioni, ma elevati saranno anche i benefici ambientali, e non solo, che si potranno trarne. Lo scopo di questa tesi sarà innanzitutto quello di analizzare le principali caratteristiche della propulsione ibrido-elettrica, studiandone le architetture disponibili e le tecnologie abilitanti, con un particolare occhio di riguardo ai costi di quest'ultime. Il corpo centrale sarà quindi dedicato alla descrizione del lavoro svolto per lo sviluppo di un modello di stima dei costi relativo alle fasi di progettazione, produzione e utilizzo di velivoli regionali, con la possibilità di valutare nel dettaglio le varie implementazioni delle architetture ibride e con fuel cell. Infine, saranno proposti alcuni casi di test impiegati per la validazione del modello e per l'analisi dei costi previsti per diverse categorie di velivoli.

Capitolo 2

2. Architetture propulsione ibrida

La propulsione ibrido-elettrica si realizza combinando motori termici tradizionali a combustione interna con motori elettrici, alimentati a seconda delle configurazioni da batterie, generatori, fuel cell o combinazioni di questi. Esistono diverse architetture per la propulsione ibrida che verranno analizzate in questo capitolo insieme all'identificazione dei principali componenti. Innanzitutto, è utile definire i due parametri che vengono utilizzati per descrivere e classificare le architetture esistenti in base al livello di ibridazione:

- Grado di ibridazione per la potenza: rapporto tra la potenza massima erogata dai motori elettrici e la potenza massima dell'intero sistema propulsivo

$$H_P = \frac{P_{em_{max}}}{P_{shaft_{max}}}$$

- Grado di ibridazione per l'energia: rapporto tra l'energia immagazzinata nelle batterie e l'energia massima a bordo (elettrica + carburante)

$$H_E = \frac{E_{bat}}{E_{tot}}$$

Esistono chiaramente delle limitazioni alle combinazioni dei due gradi di ibridazione e quindi alle configurazioni effettivamente realizzabili [10].

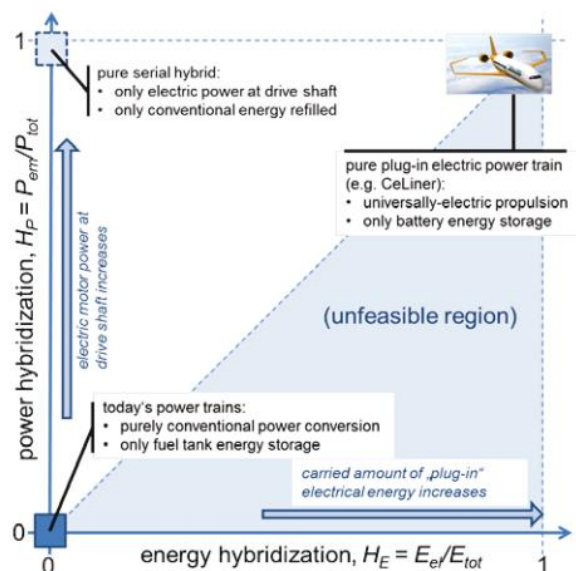


Figura 4: Parametri H_E ed H_P per la classificazione delle architetture ibride [10]

In riferimento alla figura 4 appare evidente come il grado di ibridazione per l'energia non possa in alcun caso essere superiore al grado di ibridazione per la potenza. L'angolo in basso a sinistra

rappresenta una configurazione convenzionale alimentata totalmente a combustibile, mentre al vertice opposto troviamo una configurazione interamente elettrica. Il triangolo superiore (in bianco) rappresenta lo spazio di design per le varie architetture elettriche e ibride.

2.1 Architetture elettriche e ibride

Vengono ora descritte nel dettaglio le varie configurazioni del sistema propulsivo analizzate in letteratura, seguendo la classificazione NASA [11], combinando le informazioni ricavate dai lavori di Brejle [12] e Rendón [13].

2.1.1 Totalmente elettrica

Questa architettura prevede l'utilizzo di batterie come unica fonte di energia, che viene impiegata per alimentare uno o più motori elettrici.

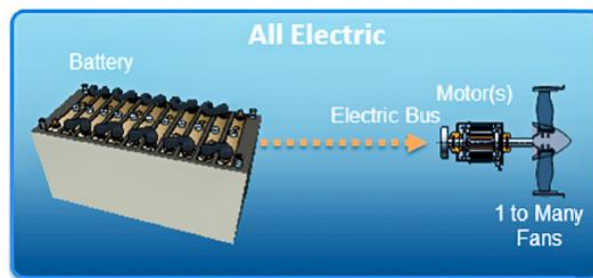


Figura 5: Architettura totalmente elettrica [11]

Caratteristiche principali della configurazione totalmente elettrica:

$$H_P = 1$$

$$H_E = 1$$

- ✔ Elevata efficienza di conversione dell'energia da parte dei motori elettrici rispetto a quelli termici;
- ✔ Avere un'unica fonte di energia richiede una strategia di controllo semplice;
- ✔ Tecnologia altamente scalabile, da velivoli monoposto fino a configurazioni in grado di trasportare decine di passeggeri;
- ✘ Le batterie attuali dispongono di una scarsa energia specifica, risultando insufficienti per l'utilizzo sugli aeromobili di medie e grosse dimensioni;
- ✘ Richiede un sistema di controllo termico ad hoc per gestire il calore prodotto dai motori elettrici.

2.1.2 Ibrida in parallelo

La configurazione in parallelo prevede che il motore a combustione interna e il motore elettrico alimentato a batteria siano installati sul medesimo albero, che guida l'elica o il fan a seconda del tipo di propulsore. La potenza derivata dalla combustione viene trasferita meccanicamente al propulsore, con il vantaggio che il motore termico può operare in modo continuo sfruttando la potenza elettrica per ridurre il flusso di carburante nei momenti di maggior richiesta di spinta. Entrambi i componenti sono in grado di generare potenza in qualunque momento e una frizione permette di separare il motore termico per abilitare il volo totalmente elettrico in determinate fasi della missione. In alcune applicazioni, il motore termico può funzionare da generatore per ricaricare le batterie, sfruttando l'eccesso di potenza prodotta dal motore a combustione.

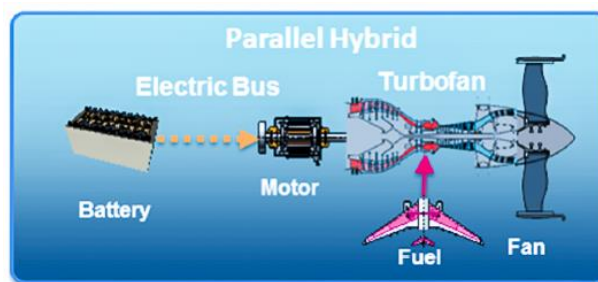


Figura 6: Architettura ibrida in parallelo [11]

Caratteristiche principali della configurazione in parallelo:

$$H_P < 1$$

$$H_E < 1$$

- ✔ Non necessita di un generatore elettrico;
- ✔ I componenti hanno dimensioni più contenute e risultano più leggeri;
- ✘ Richiede una massa aggiuntiva per l'accoppiamento meccanico;
- ✘ Sistema di controllo della propulsione complesso;
- ✘ Il motore termico non risulta ottimizzato per diverse fasi di volo.

In figura 7 è riportata una schematizzazione dell'architettura. Sono evidenziati in giallo gli elementi della configurazione meccanica tradizionale e in verde i componenti necessari per l'ibridazione. Sono inoltre riportati i simboli corrispondenti ai vari elementi secondo la standardizzazione proposta dall'AIAA (America Institute of Aeronautics and Astronautics) [14]. La stessa notazione verrà utilizzata per l'architettura seguente.

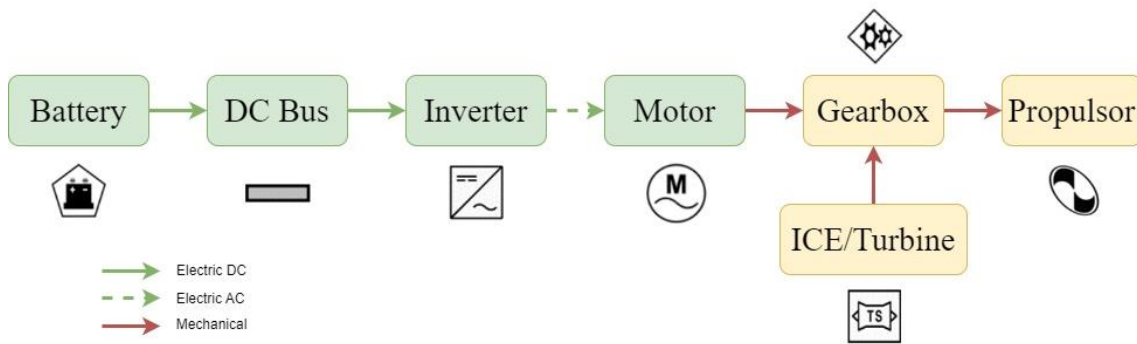


Figura 7: Schema architettura ibrida in parallelo

2.1.3 Ibrida in serie

Nella configurazione in serie le eliche (o le ventole nel caso di motori turbofan) sono guidate esclusivamente da motori elettrici. Questi vengono alimentati in parte dalle batterie e in parte da un generatore elettrico azionato dalla turbina di un motore a combustione (tipicamente un turboalbero). La potenza è quindi interamente trasferita mediante collegamenti elettrici, rendendo possibile la connessione di più eliche ad un unico motore per realizzare una configurazione di propulsione distribuita. Il generatore è poi in grado di ricaricare le batterie in caso di necessità.

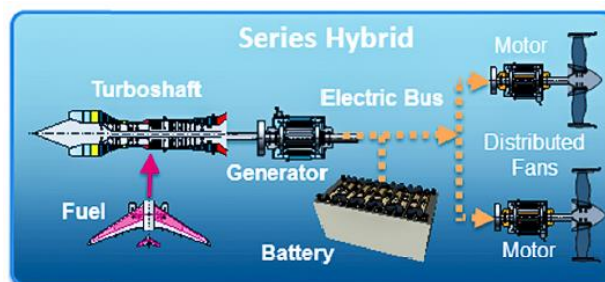


Figura 8: Architettura ibrida in serie [11]

Caratteristiche principali della configurazione in serie:

$$H_P = 1$$

$$H_E < 1$$

- ✔ Il motore termico può operare alla sua velocità ottimale di design, non essendo accoppiato ai generatori di spinta;
- ✔ Sistema di controllo della propulsione semplice;
- ✘ Necessità di un generatore elettrico;

⊗ I motori elettrici devono fornire l'intera potenza necessaria per la propulsione in ciascuna fase di volo. Essendo progettati per la condizione di massima potenza risultano sovradimensionati e sovrappesati per le fasi meno esigenti;

⊗ Tipicamente più pesante e meno efficiente rispetto alla configurazione in parallelo, adatta ad applicazioni a bassa velocità.

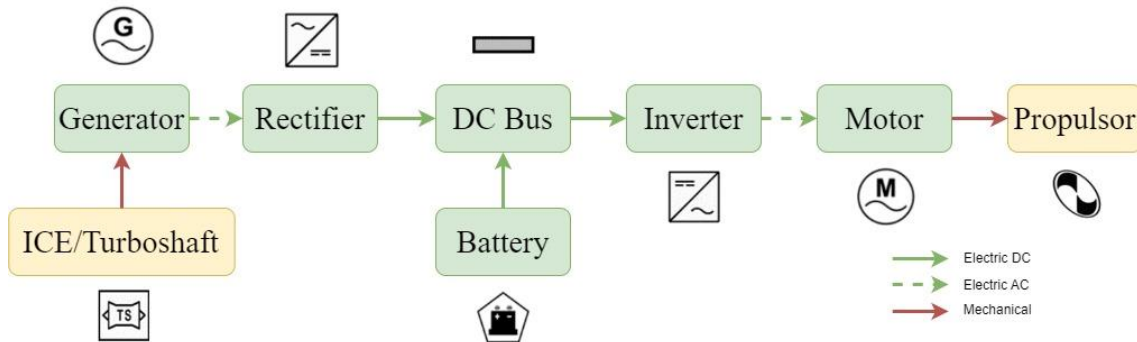


Figura 9: Schema architettura ibrida in serie

2.1.4 Ibrida in serie/parallelo

Questa configurazione combina le due viste in precedenza e coinvolge un classico propulsore termico affiancato da eliche secondarie guidate da motori elettrici, alimentati da batterie e/o generatori. Il motore a combustione può essere utilizzato per fornire potenza meccanica all'elica (o al fan) e per produrre energia elettrica tramite un generatore, con cui ricaricare le batterie e/o alimentare i motori elettrici. Anche questa architettura risulta essere compatibile con la propulsione distribuita.

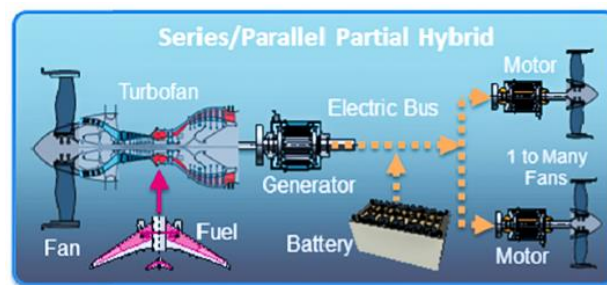


Figura 10: Architettura ibrida in serie/parallelo [11]

Caratteristiche principali della configurazione in serie/parallelo:

$$H_P < 1$$

$$H_E < 1$$

✔ Permette una semplice riconfigurazione durante le operazioni;

⊗ Elevato livello di complessità nel controllo della propulsione e nella stima dei pesi.

2.1.5 Turboelettrica

Le architetture turboelettriche non prevedono l'installazione a bordo di batterie ma impiegano le turbine a gas per produrre corrente, grazie ad appositi generatori, con cui alimentare i motori elettrici. È possibile realizzare configurazioni con propulsione distribuita, in cui la potenza elettrica è fornita a una serie di motori, o architetture parzialmente turboelettriche, in cui parte della potenza è trasmessa per via elettrica e parte per via meccanica direttamente dal propulsore tradizionale, turbofan o turboprop.

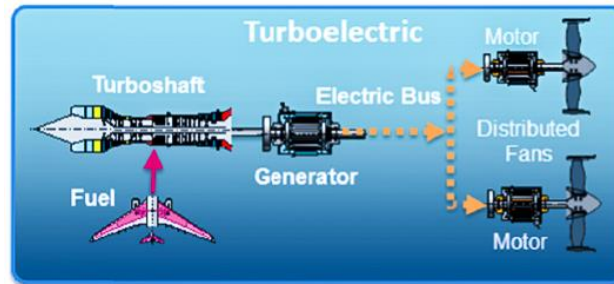


Figura 11: Architettura turboelettrica [11]

Caratteristiche principali della configurazione turboelettrica:

$$H_P > 0$$

$$H_E = 0$$

- ✔ Il motore termico è disaccoppiato dai propulsori, dunque può operare ad efficienze più elevate ed essere collocato in una posizione ottimale;
- ✘ Il carburante è l'unica fonte di energia, producendo vantaggi ambientali limitati in caso di utilizzo di cherosene tradizionale.

2.2 Architettura ibrida con fuel cell

Oltre alle sopraelencate architetture che combinano in vari modi potenza meccanica ottenuta tramite combustione ed energia elettrica immagazzinata nelle batterie, è possibile pensare a configurazioni che includano al loro interno delle celle a combustibile (fuel cell).

2.2.1 Funzionamento fuel cell

Una fuel cell è un dispositivo capace di generare corrente elettrica sfruttando una reazione chimica che tipicamente coinvolge idrogeno e ossigeno [15]. La cella è composta da due elettrodi, anodo e catodo, separati da un elettrolita. L'idrogeno viene messo in contatto con l'anodo e, grazie alla presenza di un catalizzatore, viene ionizzato separando protoni ed elettroni. I protoni attraversano quindi l'elettrolita, che consente il passaggio in un'unica direzione, mentre gli elettroni migrano verso il catodo scorrendo in un circuito e generando una corrente elettrica continua. Giunti a destinazione gli elettroni reagiscono con le molecole di ossigeno generando due ioni negativi, che si combinano con gli ioni idrogeno positivi in arrivo attraverso l'elettrolita per formare molecole di acqua.

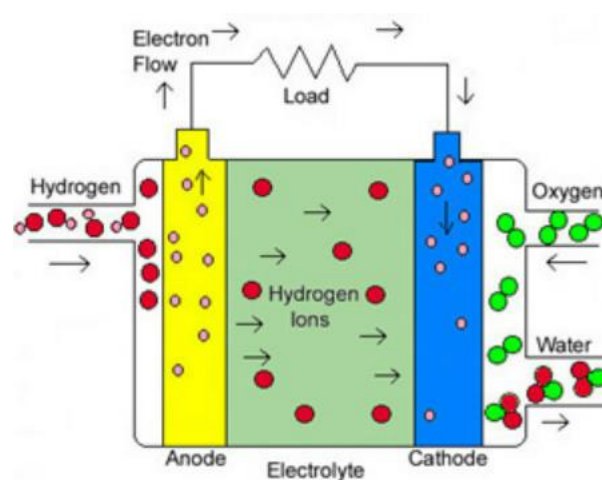


Figura 12: Principio di funzionamento fuel cell [15]

Dal momento che l'intero processo non prevede combustione, la reazione sviluppa relativamente poco calore e non è soggetta alle limitazioni termodinamiche, risultando molto efficiente nell'estrazione di energia dal carburante. Si tratta inoltre di una soluzione ottimale per quanto riguarda l'emissione di sostanze inquinanti, dal momento che l'unico prodotto di scarto è l'acqua. La principale sfida per l'impiego di fuel cell su velivoli da trasporto riguarda l'immagazzinamento a bordo dell'idrogeno, che avendo una densità molto inferiore al combustibile tradizionale richiede appositi serbatoi criogenici (con temperature inferiori ai $-250\text{ }^{\circ}\text{C}$) in grado di mantenerlo allo stato liquido, e un complesso sistema di controllo termico per tutto il processo. Per lo stesso

motivo anche la gestione a terra è complicata e richiede infrastrutture aeroportuali ad hoc per la conservazione e il rifornimento dell'idrogeno.

2.2.2 Possibili architetture con fuel cell

Esistono diverse configurazioni che impiegano fuel cell per alimentare, del tutto o in parte, i sistemi propulsivi di un velivolo. Si ricorre qui alla classificazione presentata da Bradley [16], con riferimento alla legenda presentata in figura 13.

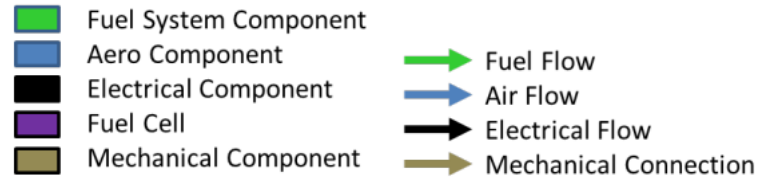


Figura 13: Legenda architetture fuel cell [16]

a. Exclusive Fuel Cell

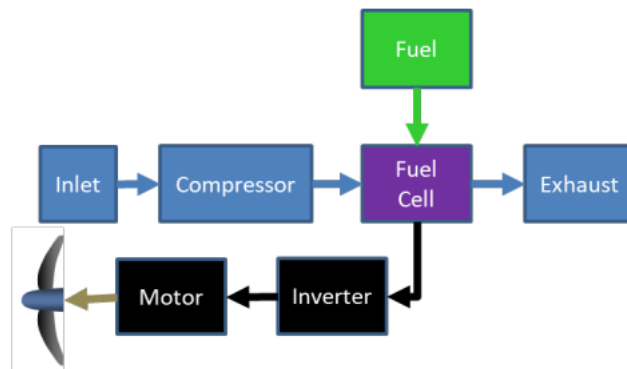


Figura 14: Schema Exclusive Fuel Cell [16]

Si tratta della configurazione più semplice, con la sola fuel cell a fornire tutta la potenza richiesta per la propulsione. Per questo motivo la cella deve essere dimensionata per la condizione di volo di massima potenza. Sono presenti, così come nelle architetture seguenti, una presa d'aria e un compressore per fornire ossigeno ad una pressione sufficientemente alta da consentire al dispositivo di operare efficientemente. Con questa configurazione è possibile realizzare architetture a propulsione distribuita in cui una sola fuel cell alimenta più eliche.

b. *Fuel Cell – Battery Hybrid*

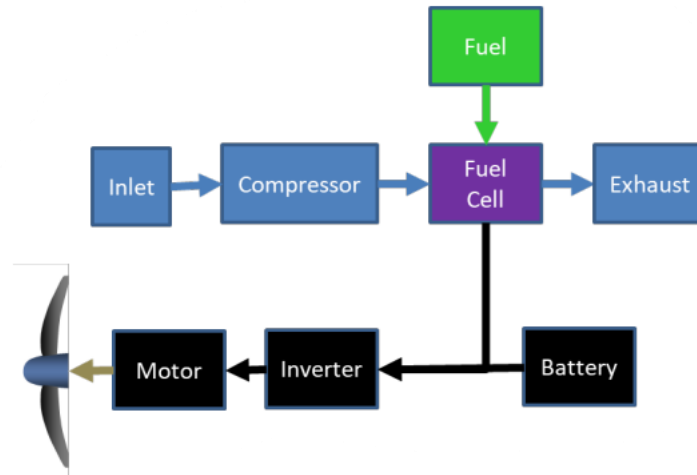


Figura 15: Schema Fuel Cell - Battery Hybrid [16]

Rispetto alla configurazione precedente viene qui aggiunta una batteria per fornire potenza nelle condizioni di volo più esigenti. In questo modo è possibile installare una fuel cell più piccola, dimensionata ad esempio per la sola potenza richiesta in fase di crociera. Il decollo e la salita saranno gestiti combinando la potenza fornita dalla fuel cell con quella erogata dalla batteria. Inoltre, la fuel cell può essere dimensionata per ricaricare la batteria durante il volo.

c. *Turbogenerator – Fuel Cell Hybrid*

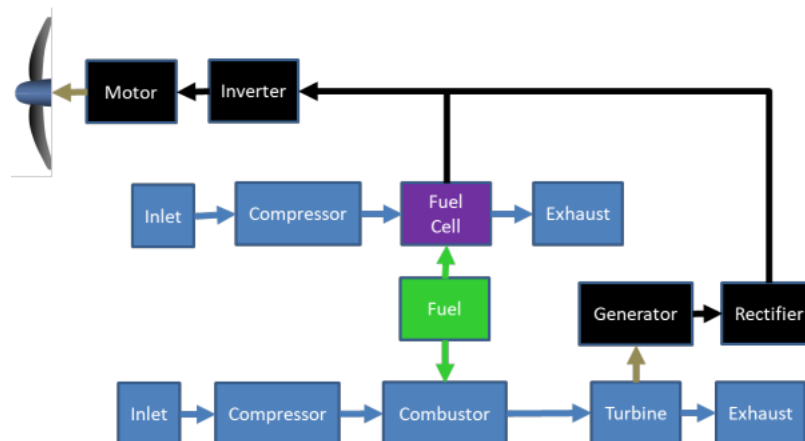


Figura 16: Schema Turbogenerator - Fuel Cell Hybrid [16]

Questa architettura impiega un turbogeneratore a carburante, composto da un motore a combustione interna, una turbina, un generatore e un raddrizzatore. La corrente continua in uscita si somma a quella prodotta dalla fuel cell per alimentare il motore elettrico. I due dispositivi possono lavorare insieme per fornire la massima potenza richiesta, con la ripartizione della corrente che può essere ottimizzata durante le varie fasi di volo. Il carburante utilizzato per alimentare i due dispositivi può essere il medesimo oppure si possono impiegare fonti differenti, ad esempio idrogeno per la fuel cell e cherosene per il motore termico.

d. *Turbogenerator – Fuel Cell – Battery Hybrid*

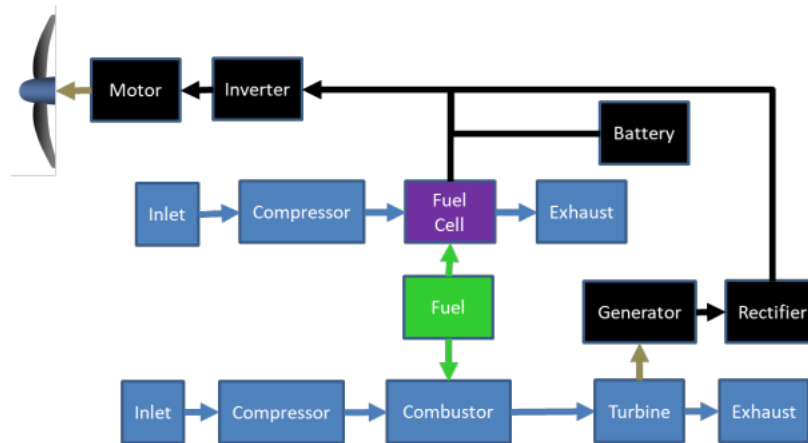


Figura 17: *Schema Turbogenerator - Fuel Cell - Battery Hybrid* [16]

Questa configurazione è del tutto analoga alla precedente con l'aggiunta di una batteria come ulteriore riserva di energia. Le tre fonti possono quindi lavorare simultaneamente per fornire la potenza richiesta nelle fasi di volo più esigenti, e la ripartizione può essere ottimizzata per contenere i pesi di ciascun componente.

e. *SUGAR Freeze Turbine Integrated Hybrid Electric*

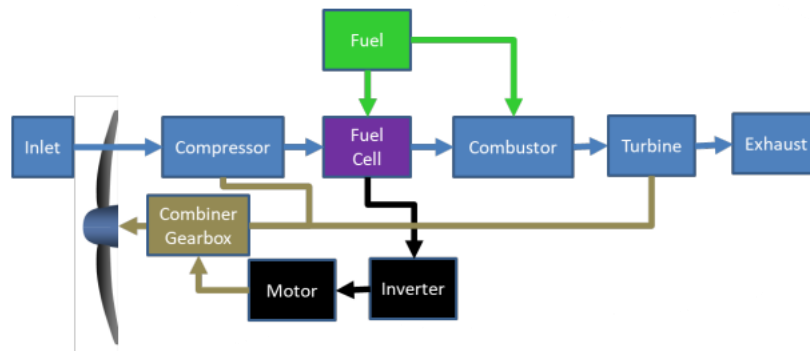


Figura 18: *Schema SUGAR Freeze Turbine Integrated Hybrid Electric* [16]

Questa configurazione è stata studiata nell'ambito del progetto NASA Subsonic Ultra Green Aircraft Research (SUGAR) [17]. Si tratta di una soluzione altamente integrata in cui la fuel cell è parte di un classico motore turbofan. Il flusso di aria, e quindi ossigeno, per la fuel cell viene pressurizzato dalla combinazione di presa, fan e compressore montati sull'albero del motore. Il calore prodotto dalla cella è utilizzato per preriscaldare il flusso in ingresso nel bruciatore, al fine di ridurre il fabbisogno di carburante. La corrente viene invece usata per alimentare un motore elettrico che fornisce potenza all'albero, migliorando le performance del motore. L'architettura studiata nella ricerca prevede un'alimentazione a gas naturale liquefatto, ma può essere adattata per l'utilizzo di idrogeno. Inoltre, è possibile pensare di sostituire il fan con una configurazione open rotor.

f. SUGAR Freeze Turbine with Separate Electrically Driven Propulsor

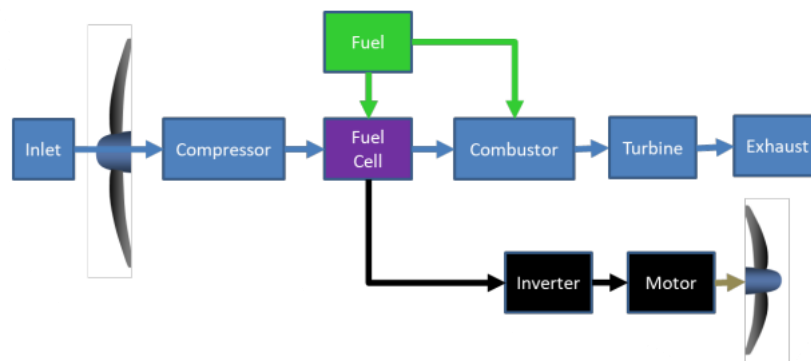


Figura 19: Schema SUGAR Freeze Turbine with Separate Electrically Driven Propulsor [16]

Si tratta di una variante all'architettura precedente. In questo caso la potenza elettrica viene usata per alimentare un altro propulsore, come ad esempio un fan di coda ad ingestione dello strato limite, o per realizzare una configurazione di propulsione distribuita con diverse eliche.

g. Parallel Hybrid Fuel Cell

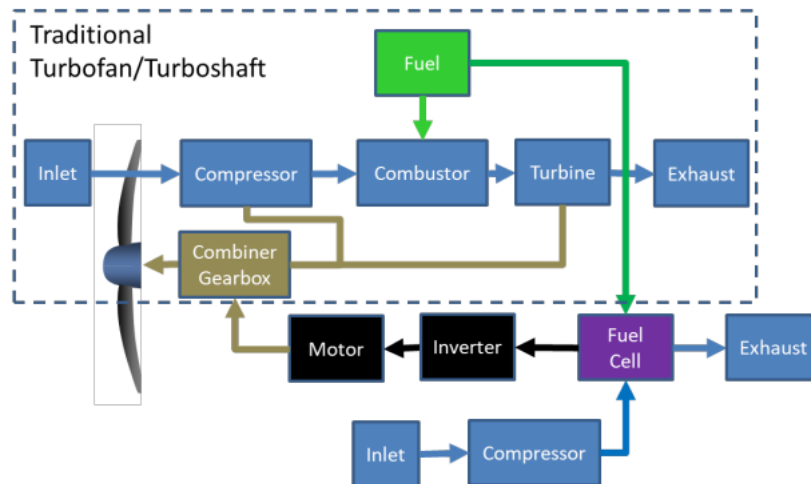


Figura 20: Schema Parallel Hybrid Fuel Cell [16]

Questa architettura prevede l'intero gruppo della fuel cell montato in parallelo con un tradizionale motore turbofan o turboprop. La cella è dotata di una propria linea per la pressurizzazione dell'aria e alimenta un motore elettrico che potenzia il motore termico. Questo può essere dimensionato e ottimizzato per la fase di crociera, sfruttando la fuel cell nei momenti di maggior richiesta di potenza, come decollo e salita, o quando la turbina a gas è inefficiente, come in idle, discesa o taxi.

In tabella 1 sono riportate le principali caratteristiche ciascuna configurazione.

Architettura	Caratteristiche
a. Exclusive Fuel Cell	Configurazione più semplice Richiede presa, compressore e scarico separati
b. Fuel Cell – Battery Hybrid	La batteria permette un design ottimale della FC
c. Turbogenerator – Fuel Cell Hybrid	Il turbogeneratore permette un'ottimizzazione della FC senza pesanti batterie
d. Turbogenerator – Fuel Cell – Battery Hybrid	Permette l'ottimizzazione di FC, turbogeneratore e batteria
e. SUGAR Freeze Turbine Integrated Hybrid Electric	FC integrata nel motore termico: - Preriscalda il flusso del bruciatore e potenzia l'albero - Non richiede presa, compressore e scarico aggiuntivi
f. SUGAR Freeze Turbine with Separate Electrically Driven Propulsor	FC alimenta propulsori aggiuntivi
g. Parallel Hybrid Fuel Cell	FC separata aumenta la potenza all'albero motore

Tabella 1: Caratteristiche architetture con fuel cell [16]

Le architetture più complesse combinano diverse fonti di potenza per ottimizzare la propulsione in ciascuna fase della missione, ottenendo performance migliori rispetto ai motori tradizionali. Il costo è quello di una maggiore complessità del propulsore, ma viene ripagato con l'aumento delle efficienze dei singoli componenti e la riduzione dei pesi. In ottica ecosostenibilità non si può infine trascurare la riduzione dei consumi di carburante tradizionale, con tutti i vantaggi che ne conseguono.

2.3 Esempi di velivoli

In questo paragrafo viene presentata una raccolta di concept e prototipi di aeromobili da trasporto commerciale a propulsione ibrida, con architetture in serie o in parallelo, ricavata dall'analisi di studi e progetti di ricerca. Il segmento di trasporto regionale di interesse di questa tesi è scarsamente indagato dalle pubblicazioni disponibili in letteratura e dai progetti commerciali. Si è dunque ritenuto opportuno espandere la selezione a tutti i velivoli in grado di ospitare più di 10 passeggeri, in modo da offrire una visione di maggior respiro sulle possibili innovazioni del settore senza tuttavia includere gli aeroplani più piccoli e leggeri, le cui soluzioni tecnologiche risultano eccessivamente lontane dal campo di interesse.

2.3.1 Boeing SUGAR Volt

Il progetto SUGAR (Sustainable Ultra Green Aircraft Research) è uno studio affidato a Boeing dalla NASA per esplorare il futuro sostenibile dell'aviazione commerciale subsonica [17, 18].



Figura 21: Boeing SUGAR Volt [18]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2035
Powerplant Architecture	Parallel Hybrid-Electric
Battery Energy Density	750 Wh/kg
Passengers	154
Design Range	3500 nm (6482 km)
Thrust (M=0.25, S/L)	2 x 17300 lbf (77 kN)
Cruise Mach Number	0.7
Wing Surface	1500 ft ² (140 m ²)
Aspect Ratio	27
MTOW	70307 kg
Fuel Weight	6486 kg
Block Fuel / Seat (900nm)	15.3 kg

Tabella 2: Caratteristiche Boeing SUGAR Volt

Il Volt è, tra le configurazioni studiate, quella che ha fornito i migliori risultati in termini di abbattimento dei consumi. E' caratterizzata da semiali controventate ad elevato allungamento e propulsione ibrida in parallelo con motori turbofan e open rotor. Tra gli elementi chiave spiccano la riduzione del consumo di carburante di circa il 70% rispetto ai velivoli attuali e del 28% rispetto alle configurazioni previste per il 2030 con motori termici. Ci si aspetta inoltre una riduzione del rumore di almeno 22 dB.

2.3.2 NASA Pegasus

Il Progetto NASA PEGASUS (Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme) è un concept di velivolo da trasporto regionale pensato per la propulsione ibrida e totalmente elettrica [18, 19].



Figura 22: NASA PEGASUS [20]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2030
Powerplant Architecture	Parallel Hybrid-Electric
Battery Energy Density	500 Wh/kg
Passengers	48
Design Range (All Electric)	200 nm (370 km)
Design Range (Electric + Hybrid)	400 nm (740 km)
Propelle Diameter	4 m
MTOW	24000 kg
Fuel Weight	410 kg

Tabella 3: Caratteristiche NASA PEGASUS

La struttura è ricavata a partire dall'attuale ATR 42-500, mentre i motori sono ottenuti modificando i PW127E per adattarli all'architettura ibrida. Grande attenzione è posta alla

distribuzione dei cinque propulsori per garantire i massimi vantaggi aerodinamici. I due motori ad elica al tip contengono gli effetti di downwash, riducendo la richiesta di energia per ciascuna fase di volo. I due propulsori montati sotto le semiali e quello in coda garantiscono spinta aggiuntiva durante il decollo e la salita. Inoltre, le eliche interne sono ripiegabili durante la crociera per contenere gli effetti della resistenza aerodinamica. Il velivolo è pensato per brevi missioni (200 nm) con alimentazione totalmente elettrica, estendibili utilizzando la modalità ibrida. Grazie alle innovazioni tecnologiche introdotte, gli studi dimostrano come il PEGASUS sia in grado di ridurre sia il peso sia l'energia totale richiesta rispetto al velivolo di riferimento.

2.3.3 UTAP Project 804

Il Project 804 è un prototipo di velivolo regionale turboprop a propulsione ibrido-elettrica in parallelo sviluppato dall'UTAP (United Technologies Advanced Projects), un gruppo formato da Pratt&Whitney, Collins Aerospace e United Technologies Research Center [18, 21].



Figura 23: UTAP Project 804 [21]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2035
Powerplant Architecture	Parallel Hybrid-Electric
Engine Power (Right Side)	1340 Hp (1 MW)
Motor Power (Right Side)	1340 Hp (1 MW)
Engine Power (Left Side)	2680 Hp (2 MW)
Passengers	30 - 50
Design Range	600 nm (1111 km)

Tabella 4: Caratteristiche UATP Project 804

Il progetto è sviluppato sulla base di un Dash 8-100 il cui propulsore sul lato destro è stato sostituito da un motore termico da 1 MW affiancato ad un motore elettrico da 1 MW. La strategia di ibridazione, in riferimento alla figura 24, prevede che il motore tradizionale sia ridotto e dimensionato per la fase di crociera durante la quale opera da solo, mentre la differenza di potenza richiesta per il decollo viene fornita dal motore elettrico. Questo permette un risparmio di carburante di circa il 30% durante una missione da un'ora.

L'installazione del sistema ibrido-elettrico comporta un aumento del peso operativo dell'aereo, compensato dalla riduzione di circa il 50% della capacità di combustibile imbarcabile. Questo comporta una riduzione del range da 1000 a 600 miglia nautiche, considerato un buon compromesso data la distanza tipica delle missioni compiute da questo tipo di velivolo e l'aumento dell'efficienza propulsiva.

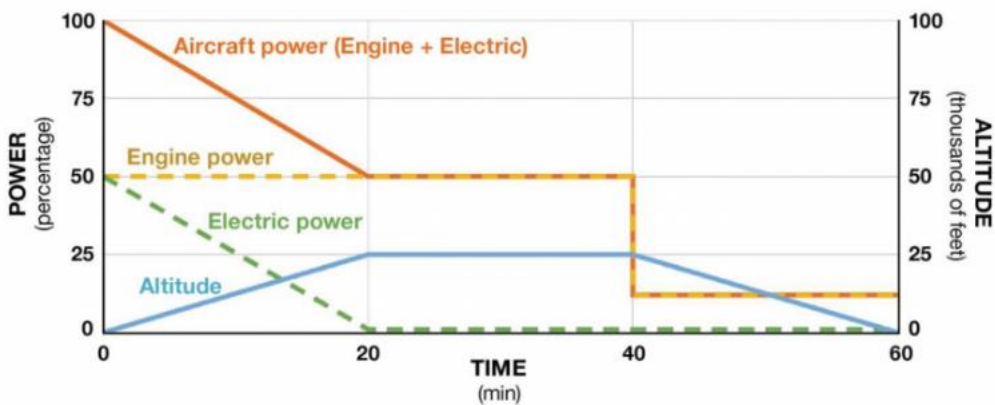


Figura 24: Strategia ibridazione UTAP Project 804 [21]

2.3.4 Zunum Aero ZA10

Il ZA10 è un concept di velivolo business ibrido da 12 passeggeri conforme alle regole della Part 23, progettato da Zunum Aero [18, 22].



Figura 25: Zunum Aero ZA10 [22]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2020
Powerplant Architecture	Series Hybrid-Electric
Engine Power	2 x 670 Hp (0.5 MW)
Passengers	12
Design Range	610 nm (1130 km)
Cruise Speed	340 mph (547 km/h)
Cruise Altitude	25000 ft
MTOW	5000 kg
Fuel Weight	363 kg
Take-Off Distance	2200 ft (670 m)
Landing Distance	2500 ft (762 m)
Rate of Climb	1600 ft/min (8.13 m/s)
Operative Cost	8 cents / seat mile

Tabella 5: Caratteristiche Zunum Aero ZA10

Il progetto prevede un'architettura ibrida in serie, con un motore a combustibile che alimenta un generatore per ricaricare le batterie ed estendere il range operativo. I motori elettrici erogano complessivamente una potenza di 1 MW e il peso delle batterie è stimato sotto al 20% del peso massimo al decollo. Le emissioni di CO₂ sono stimate al di sotto di 0.14 kg per sedile per miglio. Il rumore percepito sulla pista si attesta sui 65 EPNdB.

2.3.5 Heart Aerospace ES-30

L'ES-30 è un progetto di aeromobile regionale con configurazione elettrica e ibrida della startup svedese Heart Aerospace [23].



Figura 26: Heart Aerospace ES-30 [23]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2028
Propulsion	4 Electric Motors
Passengers	30
Design Range (All Electric)	200 km
Design Range (Electric + Hybrid)	400 km
Design Range (Electric + Hybrid 25 PAX)	800 km
Max Altitude	20000 ft
Runway Length	1100 m

Tabella 6: Caratteristiche Heart Aerospace ES-30

Si tratta di un velivolo da 30 passeggeri dotato di quattro motori elettrici. La potenza è fornita esclusivamente dalle batterie per missioni brevi, ed è possibile aumentare il range grazie a turbogeneratori a combustibile. Il principale vantaggio è quello di avere emissioni pari a zero in aeroporto e per tratte fino a 200 km, con una riduzione dei consumi di circa il 50% rispetto ai velivoli turboprop tradizionali per missioni di lunghezza maggiore. Inoltre, i motori elettrici permettono di contenere le emissioni acustiche laddove sono maggiormente impattanti sulla comunità, ovvero durante le fasi di decollo e atterraggio. I vantaggi economici sono dati dal minore costo dell'energia rispetto al carburante e dalla manutenzione dei motori elettrici che risulta più economica rispetto a quelli tradizionali.

2.3.6 EAG HERA

L'HERA (Hybrid Electric Regional Aircraft) è il progetto di un velivolo ibrido da 70 passeggeri realizzato dal consorzio britannico EAG (Electric Aviation Group) [24].



Figura 27: EAG HERA [23]

Parameter	Value
Target Entry Into Service	2028
Powerplant Architecture	Series Hybrid-Electric
Passengers	70
Design Range	800 nm (1482 km)
Max Cruise Speed	275 kts (510 km/h)
Take-Off Distance	< 1200 m

Tabella 7: Caratteristiche EAG HERA

L'obiettivo è quello di presentare sul mercato un sostituto dell'ATR72 e del Dash 8 capace di garantire operazioni a basso rumore e con corse di decollo e atterraggio ridotte, tali da permettere

l'utilizzo su piccoli aeroporti regionali. Le batterie compongono circa il 16% del peso massimo al decollo del velivolo e sono alloggiare in baie integrate nella fusoliera. Un sistema di rigenerazione dell'energia permette di non gravare sulle infrastrutture aeroportuali per la ricarica e consente di minimizzare i tempi tra un volo e l'altro.

2.3.7 Altri progetti

Oltre a quelli appena descritti esistono numerosi altri progetti e studi caratterizzati da uno stadio più embrionale o cancellati anzitempo, dei quali sono disponibili poche informazioni. Si riportano i principali in questo paragrafo.

Airbus E-Fan X

Si tratta di un dimostratore basato su di un BAe 146 con uno dei quattro turbofan sostituito da un motore elettrico da 2 MW, alimentato da una batteria di 2 tonnellate. Grazie ai test effettuati sono state valutate le possibilità e le limitazioni delle architetture ibride in serie, oltre a raccogliere dati e conoscenze per lo sviluppo futuro di soluzioni a emissioni ridotte [18, 25].

Ampaire ECO Otter SX

Nell'ottica di ridurre le emissioni e i costi operativi la statunitense Ampaire ha sviluppato l'Eco Otter SX, una variante a propulsione ibrida del De Havilland Canada DHC-6 Twin Otter. Il velivolo è dotato di quattro turboprop per una potenza complessiva di 1 MW ed è in grado di trasportare 19 passeggeri. Il produttore dichiara di puntare ad un risparmio di carburante compreso tra il 20 e il 30% e ad una riduzione dei costi operativi del 10-25% [18, 26].

DLR CoCoRe

Il CoCoRe (Cooperation for Commuter Research) è un progetto di studio del DLR, l'istituto tedesco per l'aerospazio. Il concept si basa sul Dornier Do 228, un velivolo turboprop a 19 posti. L'elettrificazione è realizzata grazie a batterie da 2 tonnellate collocate esattamente sopra al carrello di atterraggio. Lo studio ha evidenziato la possibilità di volare in modo puramente elettrico rotte fino a 190 nm, impiegando due motori termici collegati in serie alle batterie per estendere il range fino a oltre 540 nm. I motori aggiuntivi consentirebbero inoltre di non far gravare il peso della riserva sulle batterie, permettendo di compiere voli più lunghi in modalità elettrica, ed entrando in funzione solo in caso di diversione [27].

Capitolo 3

3. Tecnologie abilitanti e componenti per la propulsione ibrido-elettrica

In questo capitolo viene proposta una revisione letteraria sullo stato dell'arte e sui possibili sviluppi dei principali componenti necessari per realizzare le architetture a propulsione ibrida. Dal momento che tecnologie di questo tipo sono ad oggi scarsamente impiegate su velivoli da trasporto regionali di interesse della tesi, si è scelto di estendere il campo a studi relativi ad altri segmenti del settore dei trasporti, in particolare quello automobilistico. I contenuti riportati sono risultati di particolare interesse per comprendere al meglio le caratteristiche e l'implementazione dei vari sistemi, oltre a fornire, laddove disponibili, qualche dato sulle prestazioni e sui costi, utili come riferimenti per l'utilizzo del modello di stima dei costi trattato nella tesi.

3.1 Batterie

Le batterie rappresentano la fonte di immagazzinamento per l'energia necessaria ad alimentare i motori elettrici. Le batterie tipicamente impiegate ad oggi sui veicoli elettrici sono agli ioni di litio e devono necessariamente essere ricaricabili, convertendo l'energia chimica in elettrica durante l'utilizzo, e viceversa durante la fase di ricarica a terra. Una batteria può essere scomposta in diversi livelli di impacchettamento [28]:

- L'elemento fondamentale è la cella, composta da una coppia anodo-catodo, da un separatore e dall'elettrolita. Può avere diverse forme: cilindrica, prismatica o a sacchetto;
- Le celle sono raggruppate in blocchi che forniscono una struttura protettiva per urti, calore e vibrazioni;
- I blocchi sono connessi in serie e/o in parallelo per formare un pacco batteria, in grado di fornire la corrente e la tensione desiderate;
- I pacchi sono nuovamente connessi in serie e/o in parallelo per formare il sistema batteria, il quale è dotato di strumenti di controllo e di gestione termica per proteggere le batterie e ottimizzarne le prestazioni.

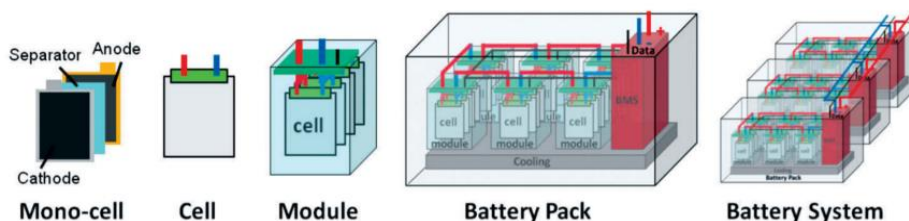


Figura 28: Impacchettamento batterie agli ioni di litio [28]

Si introducono alcune definizioni utili per il prosieguo:

- Energia [Wh]: prodotto tra il voltaggio nominale della batteria [V] e la sua capacità [Ah];
- Energia specifica [Wh/Kg]: quantità di energia accumulabile ed erogabile dalla batteria per unità di massa;
- Densità di energia [Wh/L]: quantità di energia accumulabile ed erogabile dalla batteria per unità di volume;
- Stato di carica [%]: rapporto tra l'energia rimanente e la capacità nominale della batteria;
- Profondità di scarica [%]: complementare dello stato di carica, rappresenta la quantità di energia fornita rispetto alla capacità nominale.

Le migliori batterie attualmente in circolazione raggiungono un'energia specifica di circa 250 Wh/Kg. Molti autori concordano sulla necessità di ottenere valori almeno doppi per rendere praticabile la propulsione ibrida sui velivoli regionali [29]. Valori necessariamente più elevati dovranno invece essere raggiunti per gli aeromobili di dimensioni maggiori.

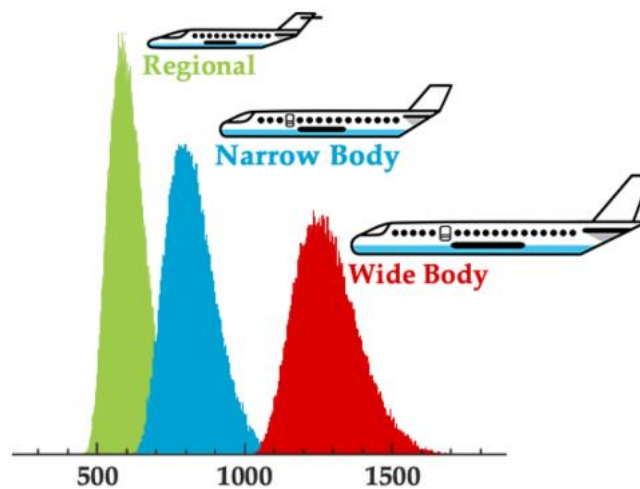


Figura 29: Energia specifica richiesta [Wh/Kg] [29]

La principale innovazione necessaria per l'ibridazione dell'aviazione è quindi rappresentata dal progresso nello sviluppo e nella produzione delle batterie. Dovranno essere studiate nuove soluzioni per migliorare le proprietà dei pacchi batteria ed esplorare nuove composizioni chimiche in grado di fornire le migliori prestazioni possibili. Altri elementi fondamentali da tenere in considerazione sono la sicurezza, fondamentale in ambito aeronautico, e il numero di cicli di carica massimi, strettamente legati alla sostituzione delle batterie e dunque al loro costo operativo.

3.1.1 Principali caratteristiche delle differenti composizioni chimiche

Si passano in rassegna le varie composizioni chimiche per le batterie al litio secondo quanto riportato dalla tesi di Larkens presso l'università di Delft [28].

1. Batterie agli ioni di litio

Gli elettroliti agli ioni di litio (Li-Ion) si basano su soluzioni non acquose di sali contenenti litio, disciolti in una miscela di solventi liquidi organici. Tipicamente, anodo e catodo sono realizzati rispettivamente in rame e alluminio. La cella è avvolta da un contenitore in acciaio o alluminio che offre ottime proprietà meccaniche e termodinamiche.

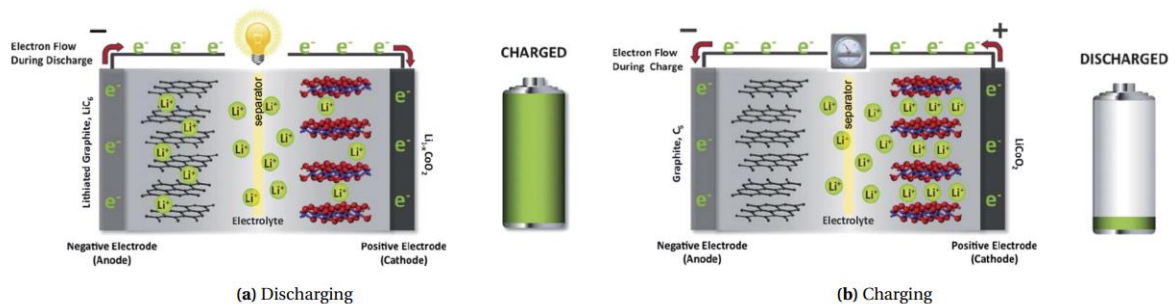


Figura 30: Funzionamento cella Li-Ion [28]

Caratteristiche principali:

- Energia specifica teorica di 584 Wh/Kg (a livello cella, escludendo impacchettamento e installazione);
- Energia specifica delle batterie attualmente in commercio nell'ordine di 200 Wh/Kg;
- Massima energia specifica attesa di circa 300 Wh/Kg;
- Temperatura accettabile di esercizio compresa tra $-20\text{ }^{\circ}\text{C}$ e $60\text{ }^{\circ}\text{C}$;
- Temperatura ottimale di esercizio compresa tra $15\text{ }^{\circ}\text{C}$ e $40\text{ }^{\circ}\text{C}$. Al di fuori di questo intervallo la batteria subisce una riduzione della capacità utile;
- Rischio di esplosione in caso di temperature troppo elevate.

Gli ultimi punti evidenziano la necessità di prevedere un sistema di controllo termico al fine di evitare possibili minacce alla sicurezza del velivolo e massimizzare le prestazioni delle batterie. Si segnala inoltre il delicato tema della gestione del ciclo vitale delle batterie: per poter essere considerate a pieno titolo una valida alternativa ecosostenibile è necessario ridurre l'impatto ambientale del processo di estrazione dei materiali e prevedere un efficace schema di raccolta, riciclo e smaltimento delle batterie a fine vita, per esempio recuperando alcuni dei componenti o destinandole ad altri impieghi meno esigenti.

2. Batterie litio – zolfo

Le celle litio – zolfo (Li-S) sono composte da un anodo in litio, un catodo di zolfo e da un elettrolita organico. Si tratta di una tecnologia promettente per la realizzazione di batterie dato il costo relativamente contenuto, l'elevata capacità energetica e l'abbondanza di zolfo.

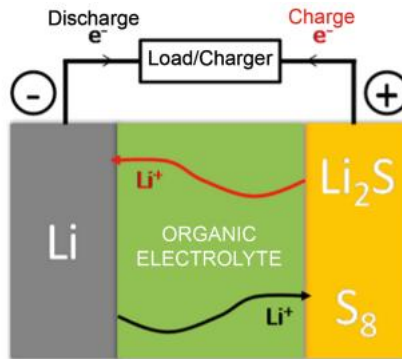


Figura 31: Funzionamento cella Li-S [28]

Caratteristiche principali:

- Energia specifica teorica di 2500 Wh/Kg (esclusi impacchettamento e installazione);
- Densità di energia teorica di 2800 Wh/L (esclusi impacchettamento e installazione);
- Prototipi di pacchi batteria Li-S prodotti per veicoli di prova hanno raggiunto energie specifiche nell'ordine di 500 Wh/Kg e densità fino a 1000 Wh/L;
- Temperatura ottimale di esercizio compresa tra 0 °C e 30 °C.

3. Batterie litio – ossigeno

Le celle litio – ossigeno (Li-O₂) sono composte da un anodo in litio, un catodo in carbonio poroso, un elettrolita, un separatore e un catalizzatore. Elettroliti non acquosi sono preferibili rispetto a quelli acquosi, ibridi o solidi date la maggior energia specifica teorica e la più semplice architettura della cella. Questa tecnologia è una delle più promettenti per lo sviluppo futuro delle batterie grazie alle sue elevate proprietà energetiche e l'abbondanza ed economicità dell'ossigeno.

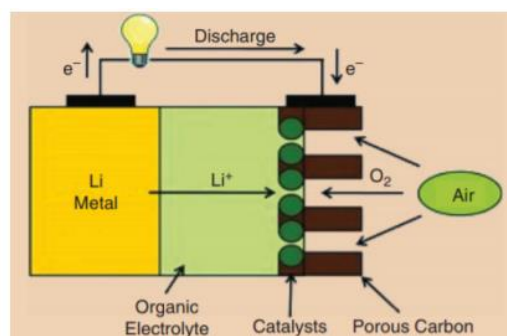


Figura 32: Funzionamento cella Li-O₂ con elettrolita non acquoso [28]

Caratteristiche principali:

- Energia specifica teorica di 3458 Wh/Kg (esclusi impacchettamento e installazione);
- Densità di energia teorica di 3445 Wh/L (esclusi impacchettamento e installazione);
- Energia specifica effettiva a livello cella stimata a 1700 Wh/Kg, a livello pacco intorno a 850 Wh/Kg;
- Ridotto numero di cicli di carica (solo alcune centinaia);
- Complesso design strutturale. Durante il ciclo di scarica si evidenziano aumenti di peso fino al 10% e riduzioni di volume fino al 20%;
- Degradazione del catodo a causa dell'umidità ambientale.

4. Batterie agli ioni di fluoro

Le celle agli ioni di fluoro sono composte da un catodo basato su un fluoruro metallico, un anodo metallico, un elettrolita e un separatore. I principali studi classici prevedono un elettrolita solido che consente un'elevata conduzione degli ioni, ma raggiunge temperature di 150 °C, assolutamente incompatibili con le applicazioni reali. Studi più recenti presentano la possibilità di impiegare un elettrolita liquido a temperatura ambiente in combinazione con un catodo a guscio per migliorare il numero dei cicli di carica e scarica. Questa risulta essere una buona prospettiva considerando il fatto che materiali contenenti fluoro, ad esempio sottoforma di fluoruro di calcio, sono abbondanti in natura.

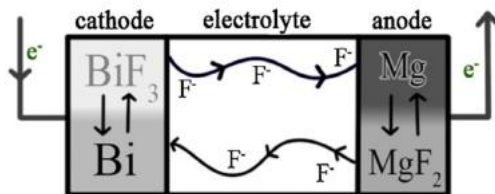


Figura 33: Funzionamento cella F-Ion [28]

Caratteristiche principali:

- Energia specifica teorica di 1500 Wh/Kg (esclusi impacchettamento e installazione);
- Densità di energia teorica di 5000 Wh/L (esclusi impacchettamento e installazione);
- Sicurezza operativa al pari delle batterie al litio.

In tabella 8 riportate e comparate le principali caratteristiche relative alle quattro diverse composizioni chimiche esaminate per le batterie. I dati sono relativi a quanto è lecito aspettarsi a partire dal 2025 per i pacchi batteria, considerando quindi delle perdite di energia specifica e densità rispetto allo stato dell'arte delle celle, a causa dell'impacchettamento. Oltre ai dati già analizzati riguardanti le principali specifiche delle varie tecnologie sono riportate delle indicazioni sull'operatività (DOD, ovvero la profondità di scarica, ed efficienza di carica), sulla vita attesa (in anni e numero di cicli) e infine sul prezzo al kilowattora. L'ultima colonna

rappresenta il livello di incertezza dei valori stimati, relativo al livello di preparazione tecnologica delle varie soluzioni.

Battery type	Specific energy [Wh/Kg]	Specific power [W/Kg]	Energy density [Wh/L]	Cycling efficiency [%]	Cycle life [#cycles]	OTR range [°C]	DOD [%]	Lifetime [years]	Costs [\$ kWh]	Uncertainty
Li-Ion	250-300	400-600	~600	90-95	2000-3000	-20 to 60	70-90	7-15	190	low
Li-S	500-600	~400	~1000	70-90	500-1000	-20 to 60	90-100	5-10	250-500	medium
Li-O ₂	~1100	~300	~850	60-85	500-1000	25 to 100	70-90	5-10	300-700	high
F-Ion	495	-	1650	-	-	≥150, 20	-	-	-	very high

Tabella 8: Caratteristiche combinazioni chimiche batterie [28]

Dai risultati riportati appare evidente come le odierne batterie agli ioni di litio, seppur migliorabili rispetto allo stato attuale, difficilmente riusciranno a soddisfare i requisiti per un utilizzo su velivoli ibridi o elettrici. La previsione è che verranno inizialmente sostituite da batterie Li-S che permetteranno di raddoppiare le prestazioni con un piccolo incremento di costo, tenendo tuttavia in considerazione la ridotta aspettativa di vita e la minor efficienza di carica. Il punto di svolta per un utilizzo su ampia scala di aeromobili ibridi di grosse dimensioni è però rappresentato senza dubbio dalla possibile implementazione di batterie Li-O₂, a patto di trovare soluzioni valide (ad oggi tecnologicamente piuttosto lontane) alle numerose sfide che comportano. Questa tecnologia rappresenta la migliore prospettiva futura, con un'energia specifica potenzialmente maggiorata di quattro volte rispetto alle batterie Li-Ion. Più complicato risulta invece l'impiego di celle F-Ion, il cui sviluppo è tutt'oggi caratterizzato da numerose incertezze.

3.1.2 Previsioni sui costi delle batterie

Si passa in revisione uno studio di Mauler et al. [30], che riassume e paragona numerosi studi e ricerche sulle previsioni di costo per batterie Li-Ion, Li-S e Li-O₂. Nell'articolo vengono analizzati ed applicati quattro differenti metodi di previsione per stimare il costo delle batterie nel 2050. Si riportano i passaggi e i risultati più significativi per ciascun metodo.

1. Apprendimento tecnologico

Il modello si basa sull'analisi della curva di apprendimento e presuppone una relazione tra il costo della tecnologia e uno o più parametri. In primo luogo si esamina la correlazione storica tra il costo e il parametro identificato e si calcolano i ratei di apprendimento, quindi si combinano questi tassi con le aspettative future per il parametro stesso e si stimano i costi.

In figura 34 sono riportati i costi effettivi delle batterie Li-Ion fino al 2020 (colonne in rosa) e le stime prodotte dai vari studi analizzati.

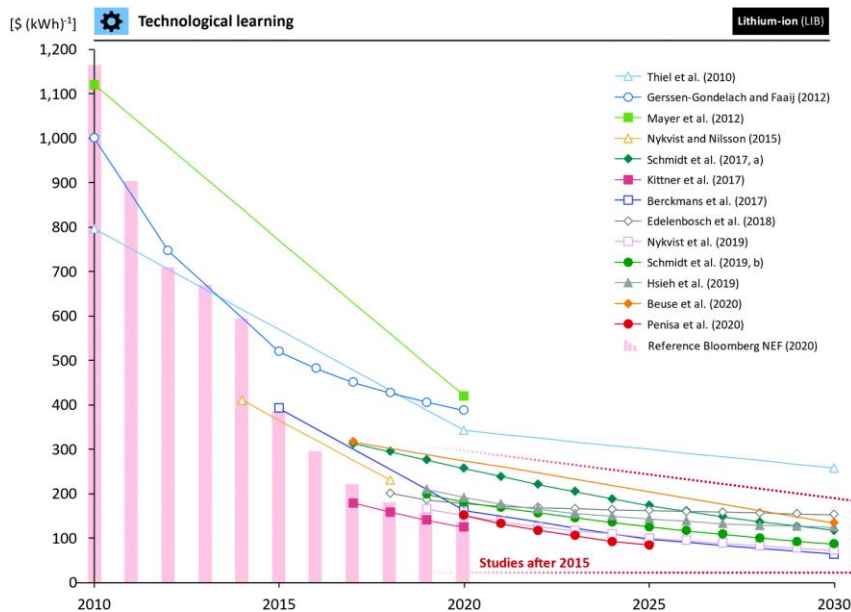


Figura 34: Stima costi Li-Ion con metodo apprendimento tecnologico [30]

Confrontando le varie previsioni con i dati medi dell'industria si può notare come fino al 2020 i costi stimati siano risultati generalmente superiori a quelli effettivi, e si rilevano importanti differenze tra i vari studi e a seconda delle date di pubblicazione. Questo è dovuto al tipo o al numero di parametri di apprendimento considerati, come ad esempio il livello di produzione delle batterie, la capacità o il volume delle vendite. Ciascun valore previsto è notevolmente influenzato da tre fattori: il valore iniziale della serie temporale, il tasso di apprendimento e il tasso di crescita previsto per il fattore di apprendimento.

Come si può osservare i costi reali hanno subito una drastica riduzione nella prima metà del decennio analizzato, passando dai 1160 \$/kWh del 2010 fino ai 384 \$/kWh del 2015, per poi continuare la discesa, seppur con un andamento più moderato, fino ai 137 \$/kWh nel 2020. Le stime più ottimiste concordano nel prevedere un costo intorno ai 63 \$/kWh per il 2030.

2. Proiezioni basate sulla letteratura

Queste previsioni si basano sull'aggregazione di dati ricavati da precedenti pubblicazioni accademiche e report di industrie ed esperti, combinati con metodi che includono la determinazione di medie specifiche nel tempo o intervalli di previsione.

In figura 35 sono riportati i risultati di diverse stime di costo per i pacchi batteria Li-Ion basate sui dati disponibili in letteratura.

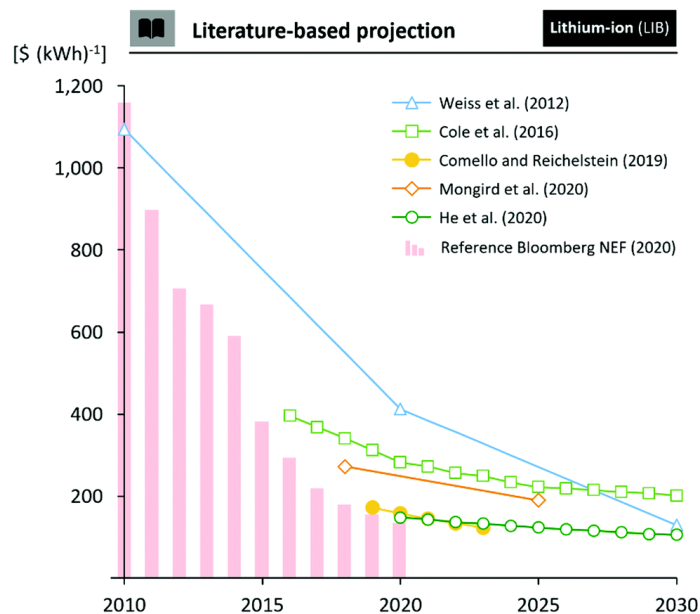


Figura 35: Stima costi Li-Ion secondo letteratura [30]

Tutti gli autori prevedono una diminuzione dei costi nel tempo, con differenze dovute alle finestre temporali di stima, al tipo di aggregazione dei dati impiegato, al numero di fonti usate come banca dati e al loro anno di pubblicazione.

Le previsioni più datate risultano considerevolmente più elevate se confrontate con i dati reali. Gli studi più recenti stimano per il costo delle batterie nel 2030 una cifra intorno ai 104 \$/kWh.

3. Parere degli esperti

Le stime di costo vengono ricavate da un processo di intervista tra autori degli studi ed esperti del settore. Le domande possono essere poste a diversi livelli tecnologici, come quello dei prodotti, dei componenti o dei processi e possono tenere in considerazione scenari esterni come il sostegno normativo o i finanziamenti alla ricerca.

In figura 36 sono riportati i risultati forniti dagli studi che prendono in considerazione l'audizione di esperti del settore per fornire stime sui costi di batterie Li-Ion.

Le previsioni vanno dai 644 \$/kWh del 2013 ai 177 \$/kWh per il 2030. Come si può notare dal grafico tutti gli autori prevedono costi in diminuzione nel tempo, come osservato con gli altri metodi descritti. In questo caso sono presenti variazioni significative tra i vari studi, legate alla difficoltà di previsione da parte degli esperti dovute all'elevata incertezza sui prezzi dei materiali, sui volumi di produzione e sullo sviluppo delle caratteristiche delle batterie oltre ai dubbi circa la sicurezza delle varie tecnologie. Per molti esperti i fattori principali per la riduzione dei costi sono legati allo sviluppo dei materiali di anodi e catodi e al perfezionamento del design delle celle e delle tecnologie di impacchettamento, che porterà ad un aumento dell'energia specifica. In vista del 2030 sono previsti altri miglioramenti fondamentali come elettroliti solidi e chimiche basate sull'acqua.

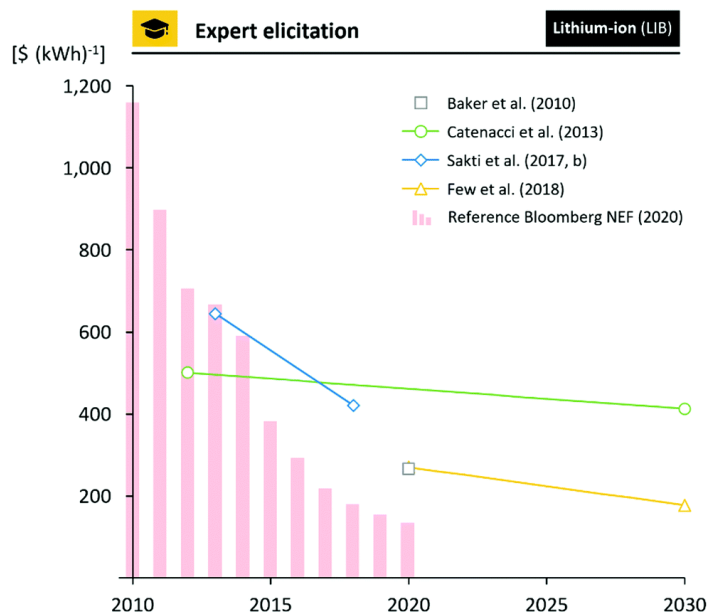


Figura 36: Stima costi Li-Ion secondo esperti [30]

4. Modellazione bottom-up

Il metodo traduce i parametri tecnici alla base del prodotto e del processo produttivo in costi tecnologici. Il prodotto viene inizialmente separato nei suoi singoli componenti, vengono assegnate le risorse e i processi necessari e si calcolano infine i costi complessivi. Le stime dei costi possono essere ottenute simulando set di parametri che riflettono gli sviluppi tecnologici.

L'energia specifica è considerata come il principale fattore nella determinazione del materiale e del processo produttivo, e di conseguenza dei loro costi. Il costo del materiale pesa per circa il 60-80% sul costo complessivo del pacco batterie. Per quanto riguarda la tecnologia a ioni di litio le stime spaziano tra gli 84 e i 587 \$/kWh, con una media che risulta superiore ai 200 \$/kWh, mostrando grosse variazioni in base al materiale considerato per il catodo. Valori significativamente inferiori sono stati ottenuti per batterie basate sullo spinello ad alto voltaggio LNMO ($\text{LiNi}_{0.5}\text{Mn}_{1.5}\text{O}_4$), che si attesta mediamente sui 163 \$/kWh, e sui catodi ad alta capacità ricchi di nickel NMC811 ($\text{LiNi}_{0.8}\text{Mn}_{0.1}\text{Co}_{0.1}\text{O}_2$), il cui costo medio è atteso sui 145 \$/kWh. In generale, i catodi caratterizzati da una bassa presenza di cobalto e/o un'alta concentrazione di manganese sono risultati i più economici. Oltre alla composizione chimica, i costi dei materiali sono influenzati dalle dinamiche di mercato, dal processo di lavorazione, dal prezzo dei precursori e dai requisiti atmosferici per la produzione. Gli studi più recenti riportano che notevoli riduzioni di costo saranno ottenibili grazie all'ottimizzazione dell'impacchettamento delle celle.

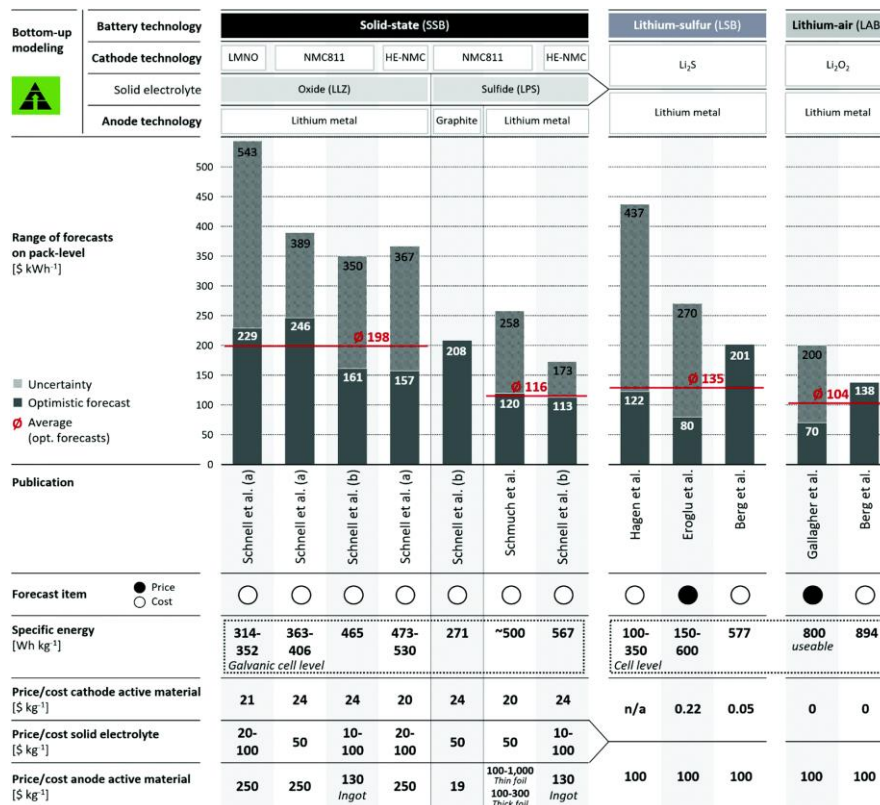


Figura 37: Stime con metodi bottom-up [30]

Con il metodo bottom-up sono state analizzate le stime di costo anche per tecnologie con elettrolita allo stato solido (SSB) e le già citate Li-S e Li-O₂.

Le SSB vengono distinte in base al tipo di materiale impiegato come elettrolita:

- Polimerico: garantisce un'elevata sicurezza ed un'alta compatibilità meccanica con gli elettrodi, soffrendo però di scarsa conducibilità degli ioni a temperatura ambiente;
- Ossido: offre vantaggi per quanto riguarda la stabilità elettrochimica e termica, ma presenta una scarsa conducibilità ed è soggetto a failure meccaniche;
- Solfuro: presenta un'ottima conducibilità, garantisce un buon contatto con gli elettrodi e permette una ricarica rapida, ma soffre di sensibilità all'umidità ed è caratterizzato da una ridotta finestra di potenziale.

La soluzione migliore in termini di energia specifica e costo al chilowattora è rappresentata dalle batterie allo stato solido con elettrolita in solfuro e catodo metallico con le stesse composizioni individuate per le batterie Li-Ion. Il costo medio basato sulle previsioni più ottimistiche si attesta sui 116 \$/kWh. Analogamente alle batterie allo stato solido, anche quelle basate su zolfo o ossigeno non sono ancora state commercializzate su larga scala. Entrambe mostrano elevate energie specifiche e costi contenuti legati all'abbondanza di materie prime per i catodi. Le previsioni più favorevoli calcolano un costo medio di 135 \$/kWh per le batterie Li-S e 104 \$/kWh per le Li-O₂. Tuttavia, si sottolineano grosse incertezze legate al carico di zolfo in un caso (ossia la massima quantità di zolfo impiegabile in un certo volume della cella) e alla quantità di energia effettivamente estraibile nell'altro.

Previsioni per il 2050

Aggregando le stime dei vari metodi descritti in precedenza lo studio presenta una visione generale sulle previsioni per i costi delle batterie Li-Ion fino al 2050.

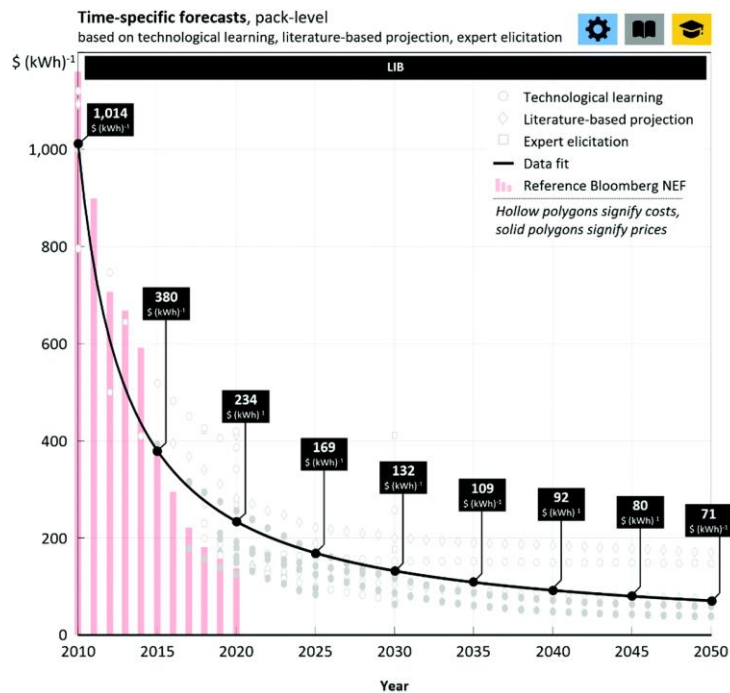


Figura 38: Aggregazione stime Li-Ion fino al 2050 [30]

Secondo quanto previsto, la diminuzione del costo sarà continua con il passare dei decenni, seppur in maniera via via meno marcata, fino a raggiungere i 71 \$/kWh nel 2050. Inoltre, si può osservare come nel periodo 2015-2020 le stime si siano rivelate pessimistiche se confrontate con i valori osservati, e questa tendenza potrebbe continuare con il passare del tempo. È importante comunque sottolineare come le previsioni sui costi delle batterie siano caratterizzate da grosse incertezze tecnologiche e di mercato, come dimostrano le stime collocate a grande distanza dalla curva media.

3.2 Energia elettrica

3.2.1 Produzione di elettricità e fonti sfruttate

L'impiego di una propulsione ibrida richiede naturalmente l'utilizzo di corrente elettrica per ricaricare a terra le batterie che forniranno energia durante il volo. Per perseguire l'obiettivo della riduzione delle emissioni di sostanze inquinanti e gas serra nell'atmosfera è necessario che anche l'energia elettrica sfruttata provenga da fonti sostenibili. In figura 39 è riportato l'andamento negli ultimi decenni della ripartizione delle varie fonti utilizzate per la produzione di energia elettrica su scala globale.

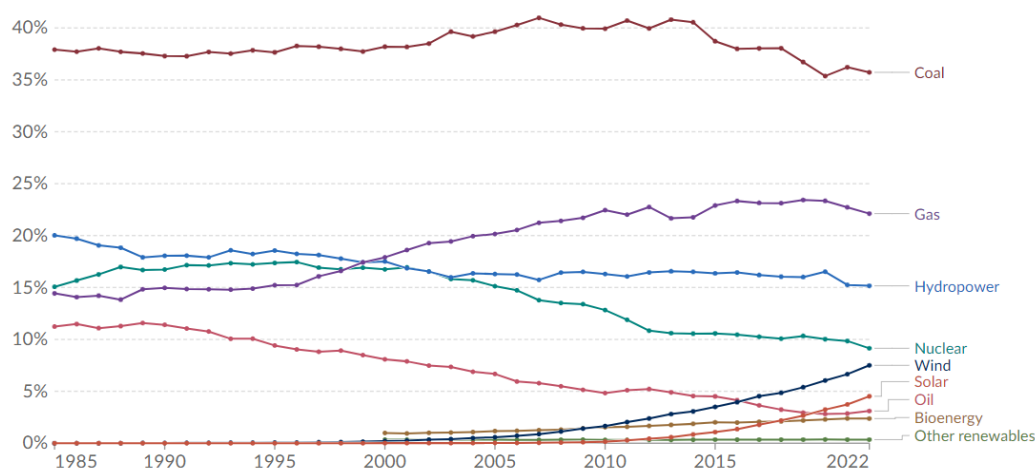


Figura 39: Produzione di energia elettrica per fonte, mondo [31]

Com'è possibile notare i combustibili fossili sono attualmente le risorse più sfruttate, nonché le più inquinanti, ma si sottolinea la rapida ascesa a partire dai primi anni 2000 delle fonti rinnovabili, quali eolico e solare, oltre all'idroelettrico che mantiene una discreta quota nel tempo. Questa ripartizione presenta delle grandi differenze su base territoriale, legate alle risorse disponibili e alla legislazione vigente. In tabella 9 è possibile confrontare i dati, aggiornati al 2022, dei tre principali mercati di riferimento: Unione Europea [32], Stati Uniti d'America [33] e Asia [34].

Source	UE	USA	Asia
Fossil Fuels	37,0%	59,9%	68,5%
- Natural Gas	19,6%	39,8%	10,9%
- Coal	15,8%	19,5%	56,0%
- Oil	1,6%	0,6%	1,6%
Nuclear	21,9%	18,2%	5,1%
Renewables	39,2%	21,1%	26,3%
- Wind	15,9%	10,2%	6,0%
- Hydropower	11,3%	6,2%	13,2%
- Solar	7,6%	3,4%	4,9%
- Biomass	4,4%	1,3%	2,2%
Other	1,9%	0,8%	0,1%

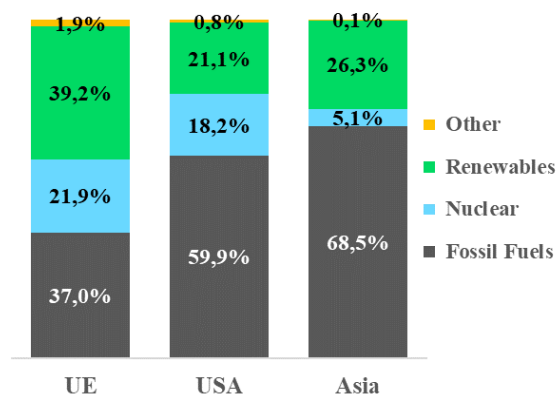


Tabella 9: Ripartizione fonti elettricità [dati da 32, 33 e 34]

Si evince come l'Asia contribuisca maggiormente allo sfruttamento delle risorse fossili, in particolare del carbone, mentre i paesi dell'Unione Europea siano i più avanzati in termini di utilizzo di fonti rinnovabili, con un impiego al 39% rispetto alla media globale del 30%.

La IEA (International Energy Agency) propone diverse previsioni sulla ripartizione della produzione globale di energia per i decenni a venire, analizzando tre diversi scenari [35]:

- Stated Policies Scenario (STEPS), segue la traiettoria dettata dalle politiche attuali;
- Announced Pledges Scenario (APS), assume che vengano completamente rispettati tutti gli obiettivi annunciati dai governi;
- Net Zero Emission by 2050 Scenario (NZE), include le tecnologie più avanzate e traccia la strada per raggiungere l'obiettivo dell'aumento di temperatura globale pari a 1.5°C.

Source	2022	2030			2050		
	-	STEPS	APS	NZE	STEPS	APS	NZE
Fossil Fuels	61%	47%	41%	26%	26%	9%	0%
- Natural Gas	22%	20%	17%	13%	13%	6%	0%
- Coal	36%	26%	23%	12%	12%	3%	0%
- Oil	3%	1%	1%	0%	1%	0%	0%
Nuclear	9%	10%	10%	10%	9%	8%	8%
Renewables	30%	43%	49%	61%	65%	80%	88%
- Wind	8%	13%	16%	21%	21%	28%	32%
- Hydropower	15%	15%	15%	15%	14%	12%	11%
- Solar	5%	12%	13%	20%	24%	31%	37%
- Other Renewables	3%	4%	5%	5%	6%	8%	8%
Other	0%	0%	1%	2%	1%	3%	4%

Tabella 10: Previsioni sulla produzione globale di elettricità per fonte [dati da 35]

Come si evince tutte le previsioni manifestano una progressiva riduzione dello sfruttamento delle fonti fossili e un maggior impiego di quelle rinnovabili. Lo scenario più conservativo prospetta per il 2050 un completo scambio nei rapporti di forza, con il nucleare che si mantiene all'incirca costante. Appare quindi evidente come il progresso tecnologico e normativo porteranno ad una produzione di energia elettrica sempre più sostenibile e meno inquinante.

È opportuno chiedersi se la spinta verso l'ibridazione e la progressiva elettrificazione del trasporto aereo sia compatibile con la produzione globale di energia sostenibile. Secondo l'agenda *Waypoint 2050* redatta dall'ATAG [8] il fabbisogno energetico che sarà richiesto dall'intero settore nel 2050 è stimato ad un massimo di 470 TWh annui, avendo considerando l'introduzione di velivoli di piccole dimensioni totalmente elettrici e di sistemi ibridi per quelli di taglia maggiore. La produzione di energia da fonti rinnovabili nel 2022 è stata di 8532 TWh [31], dunque l'impatto della richiesta di energia per la propulsione aerea peserebbe ad oggi per il 5,5%

circa. Come visto precedentemente però è prevista una netta crescita dello sfruttamento delle risorse rinnovabili per i prossimi decenni, che porterebbe questo dato a calare al 3% circa nel 2030 e all'1% circa nel 2050. La domanda di elettricità per velivoli ibridi ed elettrici del prossimo futuro potrà quindi essere facilmente assorbita dalla produzione globale di energia pulita.

3.2.2 Costi di approvvigionamento dell'elettricità

Per quanto concerne il costo dell'elettricità risulta piuttosto difficile fornire una stima a causa delle specificità del mercato di riferimento. Costo delle materie prime, condizioni climatiche, legislazioni, tassazioni ed eventi globali, come guerre e pandemie, sono fattori fondamentali nella determinazione del prezzo dell'energia elettrica e presentano una grande variabilità nel tempo e tra regioni. Un'indicazione di massima può essere fornita dal prezzo medio globale aggiornato al Q3 del 2023, che si attesta a 0,183 \$/kWh per l'elettricità ad uso domestico e a 0,171 \$/kWh per quella ad uso industriale [36]. A livello regionale nel 2022 il prezzo al dettaglio per l'elettricità è stato di 0,125 \$/kWh negli Stati Uniti [37] e di 0,21 €/kWh (circa 0,22 \$/kWh) nell'Unione Europea [38].

Data l'alta volubilità dei fattori che caratterizzano il costo dell'elettricità è oltremodo complicato disporre di previsioni nel lungo periodo o evidenziare delle chiare tendenze. È interessante però sottolineare come il prezzo al dettaglio dell'elettricità non benefici dei diversi costi di produzione legati alle varie fonti. Il mercato dell'energia è infatti governato dal principio dell'ordine di merito, secondo cui l'elettricità non viene venduta al prezzo offerto da ogni singolo impianto di produzione ma sempre da quello più costoso [32]. Così facendo, finché verranno sfruttate risorse fossili il costo finale dell'energia sarà legato ad esse, nonostante una sempre più ampia diffusione delle più economiche fonti rinnovabili.

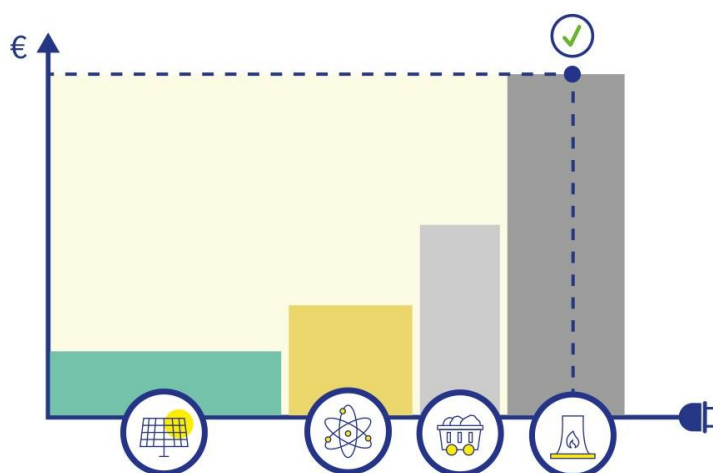


Figura 40: Principio dell'ordine di merito per il mercato dell'elettricità [32]

Va inoltre considerato come i costi di trasporto e distribuzione, che incidono per circa il 40% sul prezzo finale [37], siano i medesimi a prescindere dal tipo di fonte utilizzata. Discorso analogo vale per la tassazione, che può variare significativamente da paese a paese.

Ai fini della tesi, e quindi dell'impiego del modello di stima che si vuole sviluppare, si ritiene opportuno considerare per l'elettricità il costo più aggiornato disponibile al momento della definizione dei dati di input, eventualmente differenziato per regione.

3.3 Fuel Cell

Un'alternativa all'utilizzo delle batterie come fonte di energia sostenibile per il volo è rappresentata dallo sfruttamento delle fuel cell. Si è già discusso nel capitolo 2 il funzionamento di una generica fuel cell e le sue possibili implementazioni nelle architetture propulsive. Si vuole ora fornire una panoramica sulle diverse tecnologie esistenti e in fase di studio, che si differenziano tra loro in base ai materiali utilizzati per i vari componenti e alle temperature di esercizio, oltre ad analizzare alcune delle principali caratteristiche prestazionali e di costo. Le informazioni sono raccolte dal Dipartimento dell'Energia statunitense [39], Akinyele et al. [40], Gencell Energy [41] e Ortenero et al. [42].

1. Polymeric Electrolyte Membrane (PEMFC)

È il tipo di fuel cell maggiormente indicata per applicazioni portatili e per il settore dei trasporti. L'elettrolita è formato da una sottile membrana polimerica e richiede un catalizzatore a base di platino. Tra i punti di forza si annoverano la bassa temperatura di esercizio, il rapido avviamento e la buona resistenza a corrosione, mentre gli svantaggi sono l'elevato costo del catalizzatore e la sensibilità a eventuali impurità nel combustibile.

2. Alkaline (AFC)

Utilizza un elettrolita alcalino formato da idrossido di potassio (KOH) diluito in acqua, che impregna una matrice porosa a base di titanite di potassio o ossido di cerio. Anodo e catodo sono tipicamente realizzati in argento, con un catalizzatore in nickel che sostituisce il più classico platino. Fuel cell di questo tipo sono state usate in ambito spaziale per la produzione di elettricità e acqua potabile per gli astronauti. I principali vantaggi di questa tecnologia sono la bassa temperatura di esercizio e la possibilità di utilizzare materiali più economici per i componenti. Di contro l'elettrolita alcalino è capace di assorbire CO₂, subendo il cosiddetto "avvelenamento da anidride carbonica", che ne riduce la potenza di conduzione. Inoltre, essendo corrosivo, richiede un'adeguata protezione degli elettrodi.

3. Phosphoric Acid (PAFC)

Si tratta della prima tecnologia di fuel cell storicamente commercializzata e quindi di una delle più mature. Impiega come elettrolita liquido un acido fosforico (H_3PO_4), mentre anodo e catodo sono composti da un catalizzatore a base di platino disperso su una struttura di carburo di silicio. Queste celle sono pensate principalmente per applicazioni stazionarie e possono fornire sia potenza elettrica che riscaldamento, sfruttando l'acqua calda prodotta a temperature di esercizio medio-alte. Presentano un'elevata tolleranza alle impurità del combustibile ma richiedono una discreta quantità di catalizzatore costoso e componenti resistenti alla corrosione. Inoltre, richiedono un'adeguata ventilazione a causa dell'emissione di vapori di acido fosforico.

4. Molten Carbonate (MCFC)

Questo tipo di fuel cell utilizza un sale di carbonato (a base di litio, potassio o sodio) come elettrolita ed elettrodi di nichel. Riscaldato ad alte temperature il sale fonde producendo ioni carbonato CO_3^{2-} , che combinandosi con l'idrogeno rilasciano elettroni. Le temperature elevate migliorano la cinetica di reazione, permettendo un alto rateo di reazione all'elettrodo senza il bisogno di catalizzatori. Inoltre, questo tipo di cella permette il processo di riformazione interna, convertendo diversi tipi di carburante, come metano e idrocarburi leggeri, in idrogeno, senza richiedere una raffinazione esterna. Questo consente di ridurre i costi per la produzione di energia rispetto alle tecnologie a bassa temperatura. Tra gli altri vantaggi si ha la bassa suscettibilità all'avvelenamento da carbonio e la possibilità di usare il calore di reazione come ulteriore fonte di energia. Come svantaggi si ha la naturale corrosività dei carbonati fusi e la lentezza nell'avviamento e nella regolazione, date le alte temperature in gioco.

5. Solid oxide (SOFC)

Presenta un elettrolita ceramico formato da ossido di zirconio stabilizzato con ossido di ittrio. Questa configurazione non richiede catalizzatori nobili ma temperature molto elevate, permettendo una riformazione diretta interna che consente l'utilizzo di una vasta famiglia di combustibili contenenti idrogeno, come gas naturale o biocarburanti. È in grado di generare grandi potenze con efficienze superiori rispetto alle altre tecnologie, ma è suscettibile alla corrosione e presenta periodi transitori molto lunghi per rispondere alle variazioni nella richiesta di elettricità.

In tabella 11 sono riportati alcuni dati significativi per le diverse tecnologie descritte. Particolare importanza hanno, analogamente a quanto visto per le batterie, i valori di potenza specifica (W/kg) e densità di potenza (kW/m^3), dal momento che il peso e il volume occupato sono due fattori fondamentali nella selezione dei componenti per applicazioni aerospaziali. Rilevante è

anche la temperatura di esercizio, strettamente legata al sistema di controllo termico che deve accompagnare l'installazione a bordo delle fuel cell. È riportata inoltre un'indicazione sulla vita della cella, fondamentale per definire le tempistiche della sostituzione e dunque i relativi costi manutentivi.

Cell Type	PEMFC	AFC	PAFC	MCFC	SOFC
Typical Stack Size (kW)	1-100	1-100	5-400	300-3000	1000-2000
Energy Conversion Efficiency (%)	40-50	45-60	40-50	45-55	50-65
Operating Temperature (°C)	80-120	60-100	150-200	600-800	500-1000
Specific Power (W/kg)	150-1000	80-100	~120	12-37	1.05-1.67
Power Density (kW/m ³)	4-35	~1	0.8-1.9	1.5-2.6	4-20
Lifespan (h)	2000-3000	8000	>50000	7000-8000	1000

Tabella 11: Caratteristiche fuel cell per tecnologia

Come si può evincere dai dati la tecnologia più indicata per un impiego a bordo di velivoli è la PEM, grazie ai suoi elevati rapporti di potenza specifica e densità di potenza e alle temperature di esercizio contenute. Si tratta infatti ad oggi della fuel cell più diffusa nel settore automobilistico, sebbene debba essere opportunamente scalata per raggiungere le prestazioni in termini di potenza richieste dalla propulsione aerea, nell'ordine dei MW.

Sempre in riferimento al campo automobilistico si possono ricavare dei dati circa il costo dei sistemi di fuel cell, non essendoci ancora produzioni in serie di pile a combustibile specifiche per l'aviazione. Per il Dipartimento dell'Energia statunitense il costo attuale di un sistema a fuel cell è di poco inferiore ai 200 \$/kW, considerando una produzione annua di 50000 sistemi [43]. La previsione per il futuro è di una contrazione netta dei costi grazie all'aumento della produzione, anche in virtù della possibile sinergia con altri settori industriali, e alla ricerca sulle materie prime dei componenti. Il catalizzatore a base di platino rappresenta infatti più del 50% del costo odierno di una fuel cell, ed una sua ottimizzazione potrebbe portare ad una considerevole riduzione del prezzo complessivo. La prospettiva per il 2030 e oltre è quella di disporre di fuel cell con un costo inferiore a 100 \$/kW, così da rendere tale tecnologia competitiva per un'applicazione sempre più diffusa.

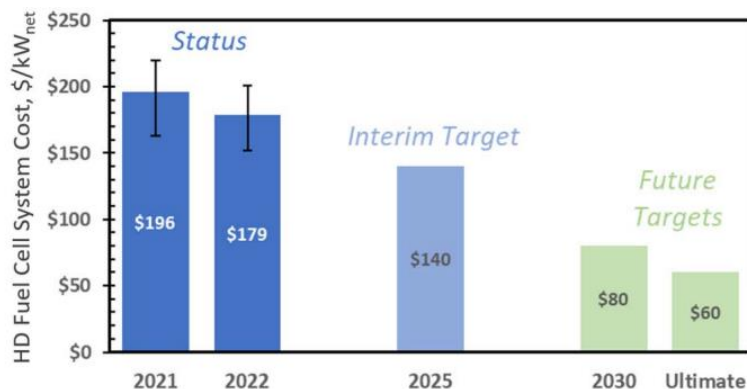


Figura 41: Costo fuel cell PEM [43]

3.4 Idrogeno

3.4.1 Classificazione e produzione di idrogeno

Il possibile impiego futuro di fuel cell per la propulsione aeronautica è indiscutibilmente legato allo sfruttamento di idrogeno liquido come combustibile. Ciò permetterebbe una riduzione del 70-90% dell'impatto climatico rispetto ad una propulsione tradizionale, grazie all'assenza di carbonio (e quindi di CO₂) e al contenimento delle emissioni di particolato e ossidi di azoto. La sostenibilità dell'idrogeno è tuttavia legata al processo di produzione che viene impiegato. In tabella 12 sono riportati i principali processi produttivi ad oggi utilizzati, ciascuno caratterizzato da un differente colore secondo una codificazione internazionale [44]. Per ogni tipologia è inoltre indicata la quantità di CO₂ emessa per la produzione.

Colore	Processo Produttivo	kg _{CO2} /kg _{H2}
Idrogeno Nero	Estratto da carbone bituminoso rilasciando CO ₂ e CO nell'aria	20
Idrogeno Marrone	Estratto da lignite rilasciando CO ₂ e CO nell'aria	20
Idrogeno Grigio	Estratto da gas naturale rilasciando CO ₂ nell'aria	8,5
Idrogeno Blu	Estratto da risorse fossili, catturando la CO ₂ e immagazzinandola sottoterra permanentemente	1 - 2
Idrogeno Rosa	Estratto dall'acqua usando energia da fonti nucleari e rilasciando O ₂ nell'aria	0
Idrogeno Verde	Estratto dall'acqua per elettrolisi usando energia da fonti rinnovabili e rilasciando O ₂ nell'aria	0

Tabella 12: Classificazione processi produttivi idrogeno [44]

Secondo i dati IEA [45] nel 2022 la produzione di idrogeno ha toccato le 95 Mt, in crescita rispetto agli anni precedenti. Per circa l'83% si è trattato di idrogeno ricavato da fonti fossili (nero, marrone e grigio), che prevedono emissioni di carbonio non trascurabili nel processo produttivo. A questi si aggiunge il 16% di idrogeno ottenuto come sottoprodotto nella lavorazione della nafta. Infine, meno dell'1% ha riguardato l'idrogeno verde e blu. Quest'ultimo è considerato un'ottima soluzione transitoria, nonostante il 5-15% della CO₂ sfugga alla cattura.

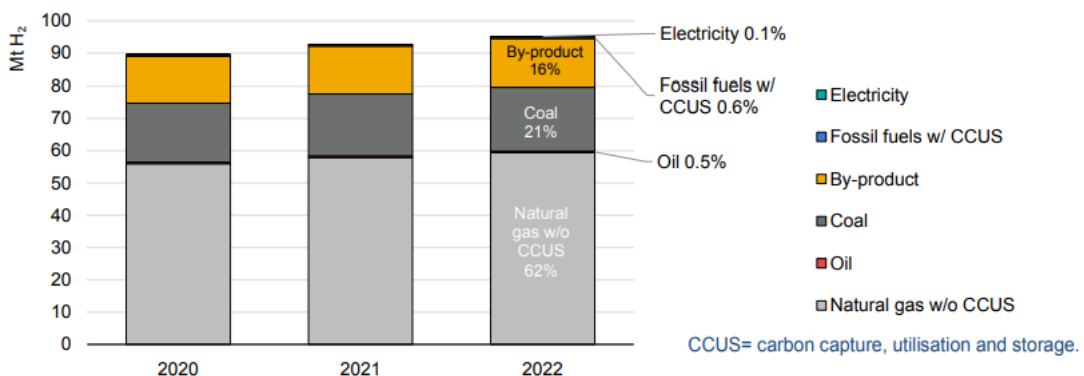


Figura 42: Produzione di idrogeno per fonte [45]

L'utilizzo di idrogeno come fonte di energia pulita per le fuel cell installate sui velivoli è chiaramente legato alla produzione tramite elettrolisi o con il recupero della CO₂ emessa nella lavorazione delle risorse fossili. Secondo i progetti ad oggi annunciati o in fase di sviluppo, la produzione di idrogeno a basse emissioni potrebbe superare le 20 Mt entro il 2030 per crescere fino a oltre 200 Mt entro il 2050 [46].

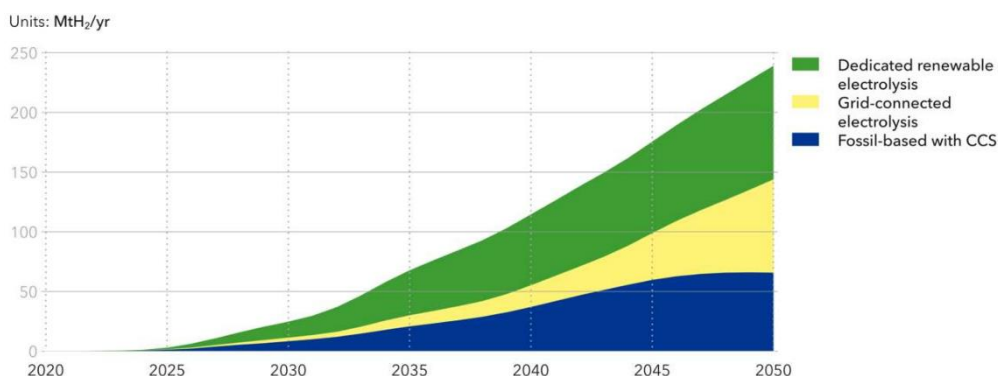


Figura 43: Previsione sulla produzione di idrogeno a basse emissioni [46]

Come per l'elettricità, anche in questo caso è opportuno valutare l'impatto del settore aereo sul mercato dell'idrogeno. Sempre il rapporto *Waypoint 2050* dell'ATAG [8] stima per il 2050 un fabbisogno globale massimo di idrogeno liquido per l'aviazione pari a 43 Mt l'anno, corrispondenti a circa il 20% dell'energia richiesta dall'intero settore aereo. Si tratta di una quota significativa (8-15%, a seconda degli scenari) della produzione totale di idrogeno a basse emissioni prevista per la metà del secolo. Bisogna tuttavia sottolineare come la stima dell'ATAG sia estremamente ambiziosa, considerando l'impiego della sola propulsione a idrogeno per tutti i velivoli nella fascia 101-210 passeggeri prodotti a partire dal 2042, dunque realisticamente la domanda di idrogeno liquido sarà inferiore a quanto previsto e maggiormente assorbibile dalla produzione globale.

3.4.2 Costo dell'idrogeno

I costi di produzione possono variare fortemente a seconda del colore dell'idrogeno [44]. In tabella 13 sono riportati i costi di produzione (somma di contributi fissi e operativi) per ciascun colore. Come si può notare, i processi produttivi più inquinanti sono caratterizzati da costi inferiori, data la buona disponibilità di materia prima economica e i grandi volumi. Anche in questo caso il miglior compromesso tra costo ed emissioni è offerto dall'idrogeno blu, mentre la competitività economica dell'idrogeno verde dovrà passare attraverso l'ottimizzazione del processo di elettrolisi e l'allargamento della scala di produzione, in modo tale da abbattere i costi fissi e la spesa per l'energia rinnovabile.

Colore	\$/kg _{H2}
Idrogeno Nero	1,2 - 2
Idrogeno Marrone	1,2 - 2
Idrogeno Grigio	0,67 - 1,31
Idrogeno Blu	0,99 - 2,05
Idrogeno Rosa	2,18 - 5,92
Idrogeno Verde	2,28 - 7,39

Tabella 13: Costi di produzione per tipo di idrogeno [44]

In figura 44 è invece proposta una previsione sui costi (\$/kg) dell'idrogeno verde, blu e grigio fino al 2050, considerando l'aumento della domanda di idrogeno pulito e l'avanzamento tecnologico nella sua produzione, ma anche una possibile introduzione di tassa governativa sul carbonio per disincentivare i processi che ne causano le maggiori emissioni [47]. Come si può notare, a partire dal 2035 circa si prevede che le alternative più ecologiche saranno anche le più vantaggiose in termini economici, ammesso che la tassazione sulla CO₂ cresca progressivamente nel tempo come annunciato da svariati paesi ed enti governativi.

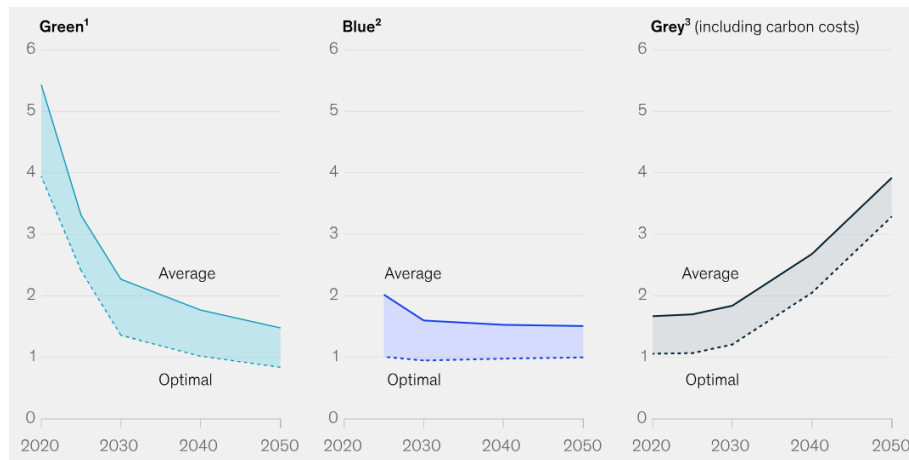


Figura 44: Previsione costi di produzione per l'idrogeno [47]

È opportuno inoltre sottolineare come i costi attuali e previsti riguardino esclusivamente la produzione di idrogeno. Ad essi è necessario sommare un contributo stimato di 1.2 \$/kg [8] per la distribuzione, la liquefazione, lo stoccaggio e il rifornimento. Infine, vanno contemplate le tasse e le imposte previste da ogni paese. Complessivamente, il prezzo dell'idrogeno sul mercato odierno oscilla tra i 3 e i 15 \$/kg [48]

3.4.3 Sfide per un impiego diffuso dell'idrogeno

L'impiego dell'idrogeno come combustibile per la propulsione aerea porta con sé numerose sfide, il cui superamento è fondamentale per una diffusione su scala globale. Le principali sono [8]:

- La necessità di liquefare l'idrogeno e mantenerlo ad una temperatura di -253°C , disponendo quindi di serbatoi criogenici;
- Ripensare il sistema di immagazzinamento e distribuzione a bordo del velivolo. I serbatoi per l'idrogeno avranno infatti una dimensione pari a circa quattro volte quella dei tradizionali serbatoi per cherosene, riducendo notevolmente il volume destinato al payload e rendendo la tecnologia di difficile applicazione sui velivoli di grosse dimensioni;
- Rinnovare le infrastrutture aeroportuali per consentire lo stoccaggio e il rifornimento di idrogeno liquido, o prevedere gasdotti e impianti di liquefazione nelle vicinanze degli aeroporti più trafficati;
- Certificare le nuove tecnologie nel rispetto degli standard di sicurezza aeronautici, percorso che può essere molto lungo e costoso.

La diffusione su larga scala dell'idrogeno come fonte di energia appare quindi ad oggi ancora piuttosto lontana. Le possibili sinergie con altri settori, come automobilistico e industriale, porteranno sviluppi tecnologici e produttivi che nel medio e lungo periodo apriranno la strada ad una nuova forma di propulsione per velivoli sostenibile, abbattendo o addirittura azzerano le emissioni di CO_2 .

Capitolo 4

4. Modelli di stima dei costi per velivoli ibridi

4.1 Introduzione alla stima dei costi

La stima dei costi è una materia multidisciplinare di principale importanza durante tutte le fasi di vita di un aeromobile, dal progetto concettuale fino alla sua dismissione. Analisi via via più accurate permettono infatti di stabilire il budget del progetto, valutarne la fattibilità, selezionare le tecnologie e i componenti da impiegare e offrire agli acquirenti una stima dei costi che dovranno sostenere durante l'intera vita operativa del velivolo.

Il totale complessivo del costo di un aeromobile è il cosiddetto *Life Cycle Cost* (LCC), che secondo la classificazione del Dipartimento di Difesa statunitense è suddiviso nelle seguenti voci [49]:

- Costi di ricerca, sviluppo, test e valutazione (RDTE). Comprendono i costi per il design, l'ingegnerizzazione, la produzione dei prototipi, i software per lo sviluppo, gli strumenti e le apparecchiature per effettuare i test, la certificazione, lo staff e le strutture annesse;
- Costi di approvvigionamento e produzione. Comprendono i costi per l'acquisto dei materiali, l'attivazione e il mantenimento delle linee di lavorazione e degli impianti, la produzione di strutture ed equipaggiamenti, l'installazione e l'integrazione dei sistemi, i test e la manodopera;
- Costi operativi e di supporto. Comprendono i costi diretti e indiretti da sostenersi per l'intera vita operativa del velivolo. Tra le voci principali si citano la manutenzione, il personale di bordo e di terra, il carburante e/o l'energia elettrica, l'assicurazione e l'ammortamento;
- Costi di dismissione. Comprendono i costi per lo smaltimento delle strutture e degli equipaggiamenti di bordo al termine della vita operativa del velivolo.

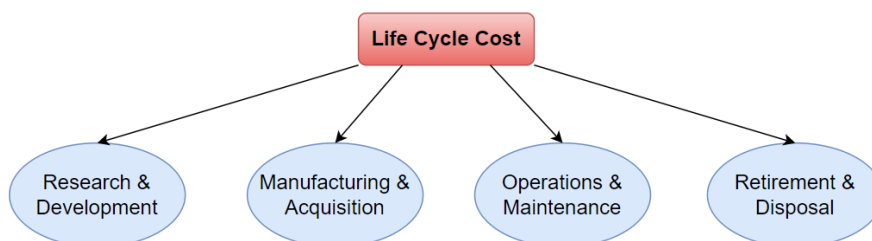


Figura 45: Schematizzazione Life Cycle Cost

La stima dei costi comprende contributi di varia natura (economici, ingegneristici, statistici, matematici e legislativi) e si compone di svariate fasi, la cui durata e complessità dipendono dal livello di dettaglio richiesto, dalla disponibilità di dati e stime precedenti e dalle competenze di chi se ne occupa. La NASA suddivide il processo di stima dei costi nelle seguenti fasi [50]:

1. Definizione del progetto: si recepiscono le richieste del cliente e lo scopo della stima, si ottengono o definiscono la Work Breakdown Structure (WBS) e le caratteristiche tecniche del progetto;
2. Costruzione del modello di costo: a partire da regole e assunzioni di base si raccolgono e normalizzano i dati e si realizza il modello di stima secondo la metodologia selezionata;
3. Stima dei costi: si impiega il modello per effettuare la stima e si documentano i risultati, accompagnati da analisi di sensibilità e di rischio. Infine, si presentano gli esiti e si aggiorna la stima seguendo eventuali richieste.

4.2 Metodi di stima dei costi

Esistono diversi metodi con cui effettuare la stima dei costi, la cui scelta ed utilizzo è dettata dalla fase del progetto, dalla disponibilità dei dati e dal livello di dettaglio e precisione che si desidera ottenere. Seguendo la classificazione NASA [50] si identificano tre differenti metodi

1. Analogia

Questa metodologia individua un sistema già esistente simile, per design e/o funzionamento, a quello che si sta progettando, e ne utilizza i dati di costo per effettuare la stima. Questi dati vengono opportunamente scalati per valorizzare le differenze in termini di dimensione, tecnologia, prestazioni e complessità tra i due progetti. La stima per analogia viene impiegata durante le prime fasi dello sviluppo, quando i dettagli sul progetto sono ancora in via di definizione, ed ha il vantaggio di essere veloce, economica e di facile comprensione. Di contro è spesso basata su un singolo dato storico e la regolazione dei vari parametri di adattamento dipende in misura considerevole dalla soggettività dell'operatore.

2. Parametrico

Il metodo parametrico utilizza una serie di dati ottenuti da analisi di costo o documentazione tecnica di progetti precedenti per ricavare delle relazioni statistiche che coinvolgano come parametri le caratteristiche fisiche del prodotto, come peso e potenza, e quelle organizzative, come piani di test e manutenzione, dimensione del personale e logistica. L'assunzione alla base di questo approccio è che i fattori che hanno influenzato il costo in passato saranno gli stessi che continueranno ad influenzarlo in futuro. L'applicazione del metodo parametrico richiede un maggior livello di dettaglio del progetto rispetto a quella per analogia, ma garantisce numerosi vantaggi. Tra i principali si citano la versatilità, essendo in grado di fornire stime sia a livello globale che di singolo sottosistema, la capacità di realizzare analisi di

sensibilità variando i singoli parametri e l'oggettività garantita dalla base dati storica. Tra gli svantaggi si ha la maggiore complessità nel comprendere le relazioni tra le variabili ed i costi, la necessità di costruire una base dati ricca e affidabile e la scarsa affidabilità per stime predittive fuori dall'intervallo di rilevanza dei dati.

3. Ingegneristico

Questo è il metodo che produce la stima più dettagliata, a partire dai costi previsti per ciascuna attività che compone la Work Breakdown Structure del progetto. Nota la lista delle singole parti vengono allocati i costi dei materiali e della manodopera ai livelli più bassi della WBS, per poi costruire con la tecnica di build-up la stima complessiva. Questo modello permette di ottenere risultati facilmente comprensibili, fornisce un ottimo punto di vista sulle principali voci di costo ed è facilmente trasferibile ad altri progetti. Risulta tuttavia essere il più costoso ed esigente in termini di tempo richiesto, oltre a non offrire valutazioni sull'effetto delle singole variabili e non risultare dunque impiegabile in fase di progetto nella scelta tra più alternative, per ognuna delle quali sarà richiesta una stima da zero.

Esistono in letteratura ed in commercio numerosi modelli per la stima dei costi dell'intero ciclo vitale (o singole parti di esso) per aeromobili tradizionali civili o militari. L'analisi di tali modelli esula dallo scopo di questa tesi, mentre verranno proposte nel paragrafo seguente alcune pubblicazioni che trattano l'adattamento dei modelli tradizionali a velivoli elettrici e ibridi e propongono alcuni casi di studio per valutare l'effetto dell'elettrificazione sui costi di produzione e operativi.

4.3 Revisione letteraria dei modelli di stima dei costi per velivoli a propulsione ibrido-elettrica

4.3.1 Modello di stima dei costi di sviluppo e produzione

Ad oggi, l'industria aeronautica è ancora lontana dalla produzione in serie di velivoli a propulsione ibrido-elettrica. Per questa ragione non è possibile disporre di una quantità sufficiente di dati precisi circa i costi di nuovi componenti, necessari per elaborare un modello di stima dei costi dedicato agli aeromobili ibridi o elettrici. Risulta invece preferibile adattare modelli già esistenti, includendo delle opportune revisioni in grado di catturare le specificità delle nuove tecnologie. In questo senso si fa riferimento al lavoro di Finger et al. [51], che propone una serie di modifiche al modello DAPCA-IV per adattarlo ai design di velivoli ibridi. Il modello originario, sviluppato dalla RAND Corporation, stabilisce alcune equazioni di stima (Cost Estimating Relationships, CERs) per valutare i costi di sviluppo e produzione di velivoli militari.

Un primo adattamento ad opera del professor Eastlake ha esteso l'uso del modello ai velivoli di aviazione generale, introducendo una serie di fattori correttivi per ciascuna categoria di CER legati alle scelte di design (come, ad esempio, uso del composito o la pressurizzazione). Il lavoro di Finger ha infine aggiornato le equazioni e incluso un nuovo fattore per rendere compatibile il modello anche per velivoli ibridi di nuova concezione. I fattori correttivi, compreso quello per l'ibridazione, sono riportati in tabella 14. Sebbene siano riferiti a velivoli di aviazione generale, così come le equazioni che verranno descritte in seguito, si ritiene possano essere significativi come riferimenti anche per gli aeromobili di taglia superiore oggetto di questa tesi.

CER Category	F _{Cert} Factor for LSA certification	F _{Comp} Factor for 100% composites	F _{Taper} Factor for untapered wings	F _{CF} Factor for complex flap system	F _{Press} Factor for pressurized cabin	F _{HyE} Factor for hybrid-electric propulsion
<i>Engineering Cost</i>	0.67	2.00	-	1.03	1.03	<i>1.33-1.66</i>
<i>Tooling Cost</i>	-	2.00	0.95	1.02	1.01	<i>1.10</i>
<i>Manufacturing Cost</i>	0.75	1.25	-	1.01	-	<i>1.10</i>
<i>Development Support Cost</i>	0.50	1.50	-	1.01	1.03	<i>1.05</i>
<i>Flight Test Operations Cost</i>	0.50	-	-	-	-	<i>1.50</i>
<i>Quality Control Cost</i>	0.50	1.50	-	-	-	<i>1.50</i>
<i>Materials Cost</i>	0.75	-	-	1.02	1.01	<i>1.05</i>

Tabella 14: Fattori correttivi per la scelte di design [51]

Si riportano ora le CERs corrette da Finger per ciascuna voce di costo, con le relative considerazioni circa il loro utilizzo. Nella formulazione si fa riferimento alle seguenti variabili:

- $W_{Airframe}$ = peso strutturale [lbs];
- V_H = velocità massima [KTAS];
- Q = numero di aeromobili prodotti in un arco di 5 anni;
- Q_M = numero di aeromobili prodotti in un mese;
- Q_{Proto} = numero di prototipi realizzati;
- N_{Engine} = numero di motori;
- CPI = Consumer Price Index, indice dei prezzi al consumo per valutare l'inflazione in riferimento al 2012.

Ingegneria

$$C_{ENG} = 0.083 \cdot W_{Airframe}^{0.791} \cdot V_H^{1.521} \cdot Q^{0.183} \cdot F_{Cert} \cdot F_{CF} \cdot F_{Comp} \cdot F_{Press} \cdot F_{HyE} \cdot R_{ENG} \cdot CPI$$

I costi per l'ingegneria richiesta per lo sviluppo di velivoli ibridi rispetto a quelli tradizionali crescono di 1/3 se il sistema ibrido è aggiunto a una configurazione convenzionale, di 2/3 se la

nuova architettura prevede una propulsione distribuita. Per il costo del lavoro ingegneristico si raccomanda $R_{ENG} = 92$ \$/h.

Strumentazione

$$C_{TOOL} = 2.1036 \cdot W_{Airframe}^{0.764} \cdot V_H^{0.899} \cdot Q^{0.178} \cdot Q_M^{0.066} \cdot F_{Taper} \cdot F_{CF} \cdot F_{Comp} \cdot F_{Press} \cdot F_{HyE} \cdot R_{TOOL} \cdot CPI$$

Per il costo della strumentazione è previsto un aumento del 10%, legato alla maggiore complessità derivante dall'integrazione dei componenti elettrici (motori, batterie e sistemi di supporto) e agli ulteriori dispositivi di fissaggio richiesti. Per il costo della manodopera relativa agli utensili di considera $R_{TOOL} = 61$ \$/h.

Produzione

$$C_{ENG} = 20.2588 \cdot W_{Airframe}^{0.74} \cdot V_H^{0.543} \cdot Q^{0.524} \cdot F_{Cert} \cdot F_{CF} \cdot F_{Comp} \cdot F_{HyE} \cdot R_{MFG} \cdot CPI$$

Un aumento del 10% viene assunto anche per il costo della manodopera legata alla produzione, a causa del maggior tempo di lavorazione dettato dalla complessità di assemblaggio del nuovo sistema propulsivo e dei relativi sottosistemi. Il costo orario del lavoro per la produzione è assunto pari a $R_{MFG} = 53$ \$/h.

Supporto allo sviluppo

$$C_{DEV} = 0.06458 \cdot W_{Airframe}^{0.873} \cdot V_H^{1.89} \cdot Q_{Proto}^{0.346} \cdot F_{Cert} \cdot F_{CF} \cdot F_{Comp} \cdot F_{Press} \cdot F_{HyE} \cdot CPI$$

I costi generali per il supporto allo sviluppo del progetto subiranno un leggero aumento del 5%, poiché verrà impiegata una forza lavoro più ampia e maggiormente specializzata. Inoltre, l'implementazione di componenti aggiuntivi al sistema propulsivo richiederà spazi maggiori e una logistica più costosa.

Prove di volo

$$C_{FT} = 0.009646 \cdot W_{Airframe}^{1.16} \cdot V_H^{1.3718} \cdot Q_{Proto}^{1.281} \cdot F_{Cert} \cdot F_{HyE} \cdot CPI$$

Data la maggior complessità delle architetture ibride si ritiene che le ore dedicate ai test e alla certificazione, e dunque i costi associati, subiranno un aumento del 50%. Una lievitazione così accentuata è attendibile specialmente se il velivolo ibrido è progettato, e quindi testato, per gestire l'avaria tanto dei propulsori termici quanto dei motori elettrici.

Controllo della qualità

$$C_{QC} = 0.13 \cdot C_{MFG} \cdot F_{Cert} \cdot F_{Comp} \cdot F_{HyE}$$

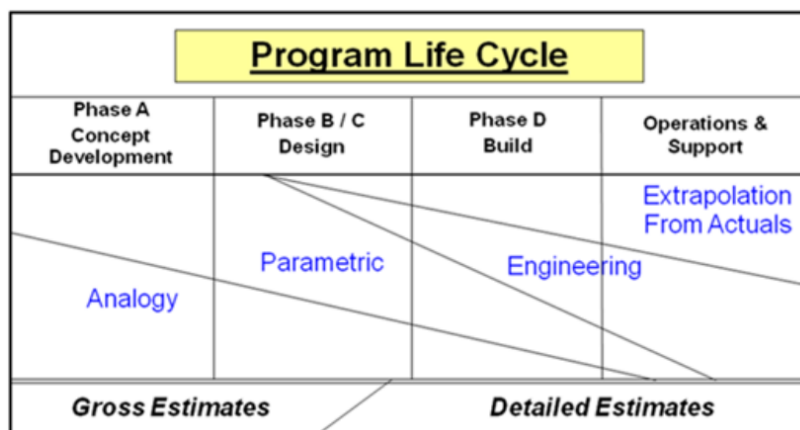


Figura 46: Metodi per la stima dei costi [50]

Un aumento del 50% è previsto anche per i costi di tecnici e strumenti per il controllo della qualità, legati specialmente alle verifiche sul corretto funzionamento delle batterie in termini di sicurezza ed efficienza. Di contro, i motori elettrici sono più facili da ispezionare, avendo un ridotto numero di parti moventi.

Approvvigionamento dei materiali

$$C_{MAT} = 24.896 \cdot W_{Airframe}^{0.689} \cdot V_H^{0.624} \cdot Q^{0.792} \cdot F_{Cert} \cdot F_{CF} \cdot F_{Press} \cdot F_{HyE}$$

Per il costo dei materiali è previsto un leggero aumento quantificabile in un 5%, dal momento che il sistema ibrido non richiede grosse modifiche strutturali se non alcuni nuovi punti di fissaggio.

Il modello derivato dal DAPCA fin qui descritto non tiene in considerazione né il costo per il sistema propulsivo né quello per l'avionica, per i quali si introducono le seguenti equazioni. In tutte si fa riferimento al numero di ciascun componente (N) e alla sua potenza (P) espressa in hp.

Motore termico

$$C_{ICE} = 174 \cdot N_{Engine} \cdot P_{ICE} \cdot CPI$$

Il costo scala linearmente con la potenza, assumendo un valore di 174 \$ all'hp.

Motore elettrico

$$C_{EM} = 174 \cdot N_{Motor} \cdot P_{EM} \cdot CPI$$

Secondo alcuni impiegati Siemens contattati dagli autori è lecito aspettarsi che i motori elettrici certificati per l'aviazione abbiano un costo paragonabile alla controparte termica.

Sistema di gestione della potenza

$$C_{PMS} = 150 \cdot P_{EM,total} \cdot CPI$$

Si assume un costo unitario pari a circa l'85% del costo per il motore elettrico, una percentuale leggermente superiore rispetto ai valori riscontrati in letteratura per applicazioni non aeronautiche data la maggiore complessità attesa.

Batteria

$$C_{BAT} = 200 \cdot E_{BAT} \cdot CPI$$

La spesa per la batteria dipende dal suo costo specifico, qui stimato pari a 200 \$/kWh. Il costo dei cavi e della relativa elettronica è considerato trascurabile in quanto bilanciato dalla riduzione di spesa per i serbatoi di carburante, resa possibile dall'ibridazione del sistema.

Elica

$$C_{CSProp} = 210 \cdot N_{Prop} \cdot CPI \cdot D_P^2 \cdot \left(\frac{P_{SHP}}{D_P}\right)^{0.12}$$

I motori termici ed elettrici impiegati sui velivoli da aviazione generale, e su gran parte di quelli regionali, richiedono un'elica per produrre la spinta. L'equazione permette di calcolare il costo di un'elica a velocità costante in funzione del suo diametro (D_P) espresso in piedi.

Avionica

Per l'avionica non viene indicata un'equazione specifica in quanto difficile da formulare. Viene stimato un costo di \$15000 per un velivolo aderente alla Part 23 e di \$4500 per un aeromobile leggero sportivo (LSA).

Varie

I costi legati alla manodopera produttiva, ai materiali e ai propulsori dovrebbero essere corretti per mezzo di un cosiddetto "fattore di sconto" (QDF, Quantity Discount Factor). Questo è legato al volume di produzione, che porta con sé vantaggi economici nell'approvvigionamento dei materiali e un aumento della produttività dei lavoratori, grazie alla sempre maggiore esperienza acquisita. Il fattore viene così calcolato:

$$QDF = (F_{EXP})^{1.4427 \cdot \ln(Q)}$$

Dove F_{EXP} esprime l'efficacia dell'esperienza dei lavoratori (es. 0,95).

Alle voci di costo sopra descritte vanno aggiunti gli oneri assicurativi, legati al volume di produzione e al tasso di incidenti. Trattandosi di caratteristiche fortemente legate al singolo produttore e allo specifico prodotto è difficile fornire una valutazione globale. Si assume quindi una maggiorazione del costo totale del 15-20%, leggermente superiore a quanto riscontrato per

velivoli convenzionali data la maggior complessità e i rischi aggiuntivi dati dall'installazione a bordo delle batterie.

Il modello di stima descritto è stato utilizzato dagli autori per valutare i costi di produzione di un velivolo con propulsione ibrido-elettrica e compararli con quelli attesi per uno convenzionale. Si è scelto come riferimento un velivolo certificato sotto specifiche Part 23 non pressurizzato, con una struttura in alluminio da 500 kg e un motore termico da 300 hp (224 kW). Di questo aeromobile sono state studiate tre varianti:

1. Stessa struttura del riferimento ma con propulsione ibrida in parallelo, caratterizzata da una ripartizione della potenza al 50% e una batteria da 25 kWh;
2. Struttura in materiale composito con sistema propulsivo convenzionale;
3. Struttura in materiale composito con sistema propulsivo ibrido analogo al caso 1.

Vengono considerate nella valutazione anche le riduzioni di peso e di conseguenza quelle della potenza richiesta e dei costi, rese possibili grazie all'impiego di materiali compositi e di sistemi ibridi. Ciascun velivolo viene quindi ottimizzato in base alle tecnologie previste. I costi di sviluppo e produzione ottenuti per le quattro varianti sono riportati in tabella 15.

	Cost per Unit			
	Aluminum AC	Alu Hybrid-E AC	Composite AC	Comp Hybrid-E AC
Engineering	\$ 33.128	\$ 42.308	\$ 63.621	\$ 81.074
Tooling	\$ 19.834	\$ 20.979	\$ 38.144	\$ 40.261
Manufacturing	\$ 97.933	\$ 103.714	\$ 117.856	\$ 124.557
Development Support	\$ 1.765	\$ 1.772	\$ 2.531	\$ 2.535
Flight Test Operations	\$ 474	\$ 671	\$ 447	\$ 630
Quality Control	\$ 12.731	\$ 20.224	\$ 22.982	\$ 36.433
Materials	\$ 13.250	\$ 13.429	\$ 12.790	\$ 12.938
Combustion Engine	\$ 33.215	\$ 16.054	\$ 29.893	\$ 14.947
Electric Motor	\$ -	\$ 16.054	\$ -	\$ 14.947
Power Management System	\$ -	\$ 13.839	\$ -	\$ 12.885
Battery	\$ -	\$ 3.022	\$ -	\$ 2.863
Propeller	\$ 8.908	\$ 8.590	\$ 8.272	\$ 7.954
Misc	\$ 9.544	\$ 9.544	\$ 9.544	\$ 9.544
Cost to Produce	\$ 230.782	\$ 270.201	\$ 306.081	\$ 361.568
Insurance	\$ 34.617	\$ 40.530	\$ 45.912	\$ 54.235
Profit (10% of Cost to Produce)	\$ 23.078	\$ 27.020	\$ 30.608	\$ 36.157
Sales Price	\$ 288.478	\$ 337.750,70	\$ 382.601	\$ 451.960
Relative Price (Alu. Baseline)	100%	117%	133%	157%
Relative Price (Comp. Baseline)	75%	88%	100%	118%
QDF	63,6%	63,6%	63,6%	63,6%

Tabella 15: Costi di sviluppo e produzione velivolo Part 23 e varianti [51]

Le versioni con propulsione ibrido-elettrica risultano essere più costose rispettivamente del 17% e 18% rispetto alle controparti con motori convenzionali. L'utilizzo di materiali composti prevede un aumento di costo del 33% rispetto al velivolo in alluminio, con la versione ibrida che raggiunge il 57% di costo in più se paragonata con la base di riferimento. Affinché queste maggiorazioni non compromettano la competitività delle soluzioni adottate è fondamentale che vengano bilanciate dalla riduzione dei costi operativi, possibile grazie alla maggior efficienza e alle minori emissioni del sistema ibrido.

4.3.2 Modelli di stima dei costi operativi

I costi operativi sono la spesa sostenuta dalla compagnia aerea che impiega il velivolo durante la sua intera vita operativa. Essi comprendono sia i costi diretti legati all'utilizzo dell'aeromobile, come deprezzamento, assicurazione, tasse, equipaggio e carburante, sia i costi indiretti legati alla gestione della società, come costi amministrativi, commerciali e per le infrastrutture. In figura 47 è riportata una schematizzazione dei costi con le sigle che verranno utilizzate successivamente.



Figura 47: Schematizzazione costi operativi

Per Roskam [52] i costi operativi rappresentano la voce principale del LCC, arrivando a superare anche l'80% del costo totale sostenuto per il velivolo. Si tratta dunque di un elemento fondamentale da studiare e stimare, in quanto la fattibilità e la competitività economica di un velivolo o di una tecnologia passa necessariamente dai suoi costi operativi.

Adattamento DOC per velivoli elettrici

Nell'ottica di uno studio dell'istituto Bauhaus Luftfahrt di Monaco [53], gli autori propongono alcune modifiche da implementare ad un tradizionale modello di stima dei costi per considerare le specificità legate alla propulsione elettrica:

- COO: necessità di aggiungere l'investimento legato alle batterie e valutato in un costo al kWh. Il periodo di deprezzamento di tale spesa è dettato dalla durata della batteria in termini di cicli di carica-scarica. Si tenga in considerazione che il conteggio dei cicli non è necessariamente legato al numero di decolli, in quanto un singolo volo potrebbe utilizzare solo parte della batteria (es. due voli che consumano il 50% ciascuno della capacità della batteria peseranno complessivamente come un singolo ciclo). Il deprezzamento può inoltre essere mitigato dal riciclo o rivendita della batteria al termine della sua vita aeronautica, quando potrà essere smantellata per riutilizzarne i materiali o venire impiegata in altre applicazioni a terra. Infine, gli interessi e i costi di assicurazione sono legati al costo di acquisizione;

- COC: il costo del combustibile viene parzialmente sostituito da quello dell'elettricità, ottenuto moltiplicando la quantità di energia richiesta dalla missione per il costo al kWh. Per quanto riguarda i costi di manutenzione si includono i nuovi componenti elettrici (batterie, generatori e cavi) e si rimuovono i sistemi non più installati a bordo (idraulico, pneumatico, combustibile e APU). Riguardo ai propulsori, i costi relativi a fan, ugelli e gearbox rimangono invariati, mentre per i motori elettrici si considerano i costi caratteristici delle turbine eoliche a terra, assumendo che generatori e motori abbiano costi paragonabili.

Seguendo queste indicazioni l'istituto tedesco ha allestito un modello per la stima dei costi operativi diretti, che è stato in seguito applicato per valutare le differenze tra una propulsione totalmente elettrica ed una tradizionale. Come velivolo elettrico è stato considerato il progetto Ce-Liner, un aeromobile commerciale pensato per il trasporto di 189 passeggeri per 900 miglia nautiche, equipaggiato con avanzate batterie Li-Ion e motori elettrici superconduttori. Come riferimento termico è stato selezionato un Boeing 787-3, opportunamente dimensionato per operare la stessa missione e aggiornato con la tecnologia prevista per il 2035, anno di entrata in servizio ipotizzato per il Ce-Liner. In tabella 16 sono riportati alcuni dati significativi per l'analisi mentre la figura 48 mostra i risultati ottenuti.

	Ce-Liner	B737-3
MTOW	109300 kg	73700 kg
Range	1667 km	
Block Hours per Trip	2,6 h	
Annual Utilisation	4000 h	
Block Fuel		4437 kg
Block Energy	35314 kWh	
Depreciation Period	25 years	
Battery Price	110 \$/kWh	
Fuel Price		3,3 \$/gal
Electricity Price	0,1602 \$/kWh	
Price per CO2 Emission		20 €/ton

Tabella 16: Caratteristiche Ce-Liner e B737

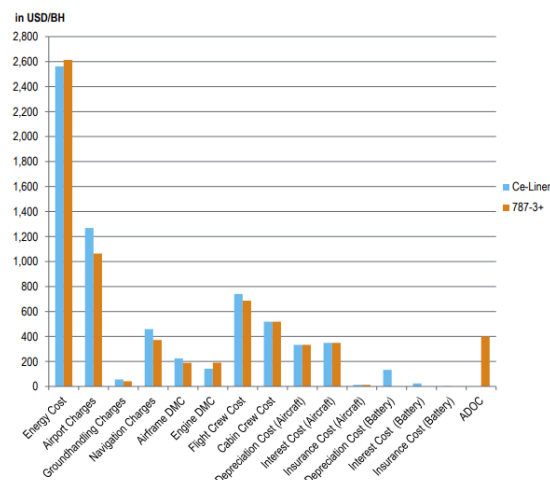


Figura 48: DOC Ce-Liner vs B737 [53]

Si traggono le seguenti considerazioni principali:

- I costi per l'energia sono praticamente uguali nonostante il Ce-Liner abbia un MTOW superiore del 49%, grazie alla maggiore efficienza del sistema propulsivo elettrico rispetto a quello tradizionale;
- Gli oneri aeroportuali, di movimentazione a terra e di navigazione sono aumentati per il velivolo elettrico essendo principalmente legati alla massa;

- I costi di manutenzione per i propulsori elettrici sono inferiori rispetto a quelli termici, mentre crescono quelli per le strutture, avendo pesi maggiori. Il totale risulta quindi analogo;
- I costi per l'equipaggio di cabina rimangono uguali, dato il medesimo numero di passeggeri, mentre crescono quelli per i piloti dato il maggior MTOW;
- Complessivamente, le variazioni dei COC comportano un aumento dei costi operativi per il velivolo elettrico pari al 4,33%;
- Mentre il costo di acquisizione è considerato costante per i due velivoli, determinando quindi pari deprezzamento, assicurazione e interessi, il COO del Ce-Liner tiene in considerazione il costo aggiuntivo delle batterie. Questo comporta un aumento del DOC per un ulteriore 2,4%;
- I maggiori costi operativi vengono parzialmente compensati dagli ADOC, ovvero gli oneri ambientali aeroportuali e le tasse legate alle emissioni inquinanti, previsti per il 2035 e richiesti esclusivamente per i velivoli a propulsione tradizionale. Ciò fa sì che il DOC totale per l'aeromobile elettrico analizzato sia maggiore rispetto al riferimento convenzionale solo dello 0,8%.

Equazioni modello DOC

Un modello più dettagliato per la stima dei costi operativi per velivoli ibridi può essere trovato nel lavoro di Hoelzen et al. [54], realizzato nell'ambito di uno studio di fattibilità sull'ibridazione di un ATR 72. Le equazioni e i valori sono stati ricavati dal modello di Bardenhagen e Gobbin [55] e opportunamente modificati per adattarsi alle caratteristiche delle nuove tecnologie elettriche implementate. I costi sono espressi in euro al 2016.

Il costo operativo diretto annuo è dato dalla somma di varie componenti: energia, personale, manutenzione, capitale e tasse

$$DOC_{Total,yearly} = DOC_{Energy} + DOC_{Crew} + DOC_{Ma} + DOC_{Cap} + DOC_{Fees}$$

Si analizzano ora nel dettaglio le diverse voci.

- Il costo per l'energia è calcolato considerando il carburante consumato (FB) e l'energia richiesta (E_{Bat}) per la missione, ciascuno moltiplicato per il proprio prezzo (p). Il tutto viene quindi moltiplicato per il numero di voli annuali (FC).

$$DOC_{Energy} = FC(FB \cdot p_{Fuel} + E_{Bat} \cdot p_{Elec})$$

- L'equipaggio è tipicamente composto da due piloti e un assistente di volo ogni 50 passeggeri. Il tipico salario annuo (s) per un pilota (FC) è di € 70000, mentre per un

assistente (FA) ammonta a € 30000. Le compagnie aeree prevedono cinque gruppi (CC) che si alternano per operare un velivolo regionale.

$$DOC_{Crew} = CC(s_{FA} \cdot n_{FA} + s_{FC} \cdot n_{FC})$$

- Il costo per la manutenzione è suddiviso in materiali e personale per le strutture, motori e tecnologia complessiva.

$$DOC_{Ma} = (DOC_{AF,mat} + DOC_{AF,per} + DOC_{Eng} + DOC_{Tec})FC$$

Il costo dei materiali per gli interventi sulle strutture dipende dal peso delle strutture stesse (W_{AF}), dalla durata della missione (t_{Total}) e da un costo fisso per ciascun volo (k_{Rep}).

$$DOC_{AF,mat} = W_{AF}(0.0010136 \cdot t_{Total} + 0.0012632) + k_{Rep}$$

Il costo del lavoro (LR) per la manutenzione delle strutture è assunto pari a 50 €/h

$$DOC_{AF,per} = LR((W_{AF} \times 10^{-4} + 0.5)t_{Total} + (W_{AF} \times 10^{-4} + 0.25))$$

Il costo per la manutenzione dei motori è legato alla potenza massima al decollo con la formula

$$DOC_{Eng} = 7.621 \times 10^{-4} \frac{0.64545 P_{Total,max}}{54.121 m/s} + 30.5t_{Total} + 10.6$$

Dove $54.121 m/s$ è la velocità $V1$ e 0.64545 l'efficienza propulsiva in fase di decollo. L'equazione così scritta è indipendente dal numero di motori installati e viene considerata valida sia per sistemi tradizionali che per quelli ibridi. Se i motori elettrici necessitano di meno controlli e riparazioni rispetto a quelli termici, il sistema ibrido nel complesso richiede spese aggiuntive per la necessità di mantenere due impianti distinti, così che il costo complessivo risulta paragonabile. Solo un velivolo totalmente elettrico permette un risparmio sui costi manutentivi, qui stimato al 9%.

Infine, si considera un costo generale per la tecnologia richiesta nel mantenimento della flotta. Questo dipende unicamente dalle dimensioni del velivolo: apertura alare (b) e lunghezza della fusoliera (l).

$$DOC_{Tec} = 5000(b \cdot l)^{0.75}$$

- Per i costi di ammortamento si introduce una rendita annuale in funzione del tasso di deprezzamento (DP), del tasso di interesse (IR) e del fattore di valore residuo (f_{RV}).

$$a = IR \frac{1 - f_{RV} \left(\frac{1}{1 + IR} \right)^{DP}}{1 - \left(\frac{1}{1 + IR} \right)^{DP}}$$

Il costo annuo sul capitale viene suddiviso tra aeromobile ($DOC_{Cap,AC}$) e batteria ($DOC_{Cap,Bat}$).

$$DOC_{Cap} = DOC_{Cap,AC} + DOC_{Cap,Bat}$$

Per il velivolo si considerano gli investimenti intrapresi per struttura (AF), motore termico (GT), motore elettrico (EM) e sistema di gestione e distribuzione della potenza ($PMAD$). Per ciascuno dei componenti si tiene anche conto di un fattore per le parti di ricambio (k_S) acquistate insieme al velivolo. La somma di tutti i contributi viene quindi moltiplicata per la rendita annuale (a_{AC}) e il tasso assicurativo (f_{ins}).

$$DOC_{Cap,AC} = \left[p_{AF} W_{AF} (1 + k_{S,AF}) + p_{GT} P_{GT,max} (1 + k_{S,GT}) + p_{EM} P_{EM,max} (1 + k_{S,EM}) \right. \\ \left. + p_{PMAD} \left(\frac{P_{EM,max}}{\eta_{EM} \eta_{PMAD}} + \frac{P_{EM,max}}{\eta_{EM} \eta_{PMAD}^2} \right) (1 + k_{S,PMAD}) \right] \cdot (a_{AC} + f_{ins})$$

Vengono forniti dei valori di riferimento per stimare il costo dei vari componenti, riportati in tabella 17. Per struttura e motori termici si considerano i costi effettivi di un ATR 72, mentre per i componenti elettrici si effettua una media tra i settori navale, automotive ed eolico, non essendo disponibile una sufficiente base statistica di applicazioni aeronautiche. Non vengono considerati costi aggiuntivi per i cablaggi dal momento che si assume che questi siano compensati dalla riduzione dei serbatoi per il combustibile. Nella tabella sono riportati anche i fattori per i pezzi di ricambio, inferiori per i componenti elettrici rispetto al motore termico in quanto richiedono meno sostituzioni.

Component	Price (p)	Spare Parts Factor (k_S)
Electric Motor	150 €/kW	0,2
Inverter/Converter	75 €/kW	0,2
Battery	150 €/kW	
Airframe	1595 €/kg	0,1
Gas Turbine	552 €/kg	0,3

Tabella 17: Costi e fattori di ricambio suggeriti [54]

Per la batteria si utilizza un approccio differente. Considerando i tempi di ricarica a terra si ipotizza che per operare un velivolo regionale con sei voli al giorno siano necessari tre set di pacchi batteria da alternare durante la giornata. Il tasso di deprezzamento è legato al numero di cicli di vita previsti per la batteria ($N_{Bat,cycles}$)

$$DP_{Bat} = 3 \frac{N_{Bat,cycles}}{FC}$$

Si calcola quindi il costo annuale, considerando il prezzo della batteria (p_{Bat}) espresso in €/kWh

$$DOC_{Cap,Bat} = 3 \cdot E_{Bat} \cdot p_{Bat}$$

- Per quanto concerne le tasse operative, si considerano gli oneri aeroportuali di atterraggio (DOC_{Ldg}) e gestione a terra (DOC_{Ground}) oltre alle tasse di navigazione (DOC_{Nav}).

$$DOC_{Fees} = DOC_{Ldg} + DOC_{Ground} + DOC_{Nav}$$

Le tasse di atterraggio dipendono dal peso del velivolo e dal tempo totale di volo (t_{Total}).

$$DOC_{Ldg} = [9.5 \times 10^{-3} - 1 \times 10^{-3} \ln(t_{Total})] \cdot Weight \cdot FC$$

Le operazioni a terra includono il turn-around e la gestione dei passeggeri. Il costo dipende dal payload (PL) del velivolo.

$$DOC_{Ground} = (0.11PL - 5 \times 10^{-7} PL^2) \cdot FC$$

Le tasse di navigazione sono dovute all'ente di gestione del traffico aereo e dipendono dal range in km, dal peso e da un fattore di navigazione (k_{NAV}) in funzione del tipo di volo. Per un volo continentale in Europa viene assunto un fattore medio pari a 850 €/km.

$$DOC_{Nav} = \left(k_{NAV} \frac{Range}{1000} \cdot \sqrt{\frac{Weight}{50000}} \right) \cdot FC$$

Il modello di stima dei costi operativi così definito è quindi stato impiegato all'interno di uno studio di design e fattibilità per una possibile ibridazione di un ATR 72, alla cui configurazione tradizionale vengono aggiunte quattro eliche al tip alimentate da motori elettrici, due per ciascuna semiala. Vengono analizzate diverse strategie di elettrificazione, impiegando come variabili il grado di ibridazione della potenza (H_P), già definito nel capitolo 2, e la strategia operativa della batteria (λ_{Bat}). Quest'ultima specifica se l'energia contenuta nella batteria viene usata solo per abbattere i picchi nella richiesta di potenza superiori al valore massimo garantito dal motore termico ($\lambda_{Bat} = 0$), se alimenta sempre al massimo della potenza i motori elettrici ($\lambda_{Bat} = 1$), o una qualsiasi via intermedia, come mostrato in figura 49.

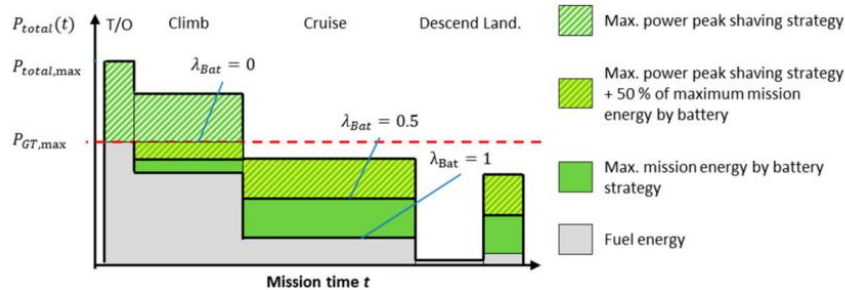


Figura 49: Definizione strategia batteria [54]

In tabella 18 sono riportati alcuni dei dati più significativi utilizzati per la simulazione.

ATR 72 - Hybrid Version	
MTOW	16132 kg
Range	648 km
Block Hours per Trip	1,42 h
Annual Utilisation	2121 FC
Depreciation Period	20 years
Aircraft Residual Value	0,1
Battery Residual Value	0,4
Fuel Price	0,812 €/kg
Electricity Price	0,0992 €/kWh

Tabella 18: Caratteristiche versione ibrida ATR 72

I risultati della simulazione sono presentati in figura 50: la mappa di calore a sinistra mostra il carburante consumato (proporzionale alla CO₂ emessa) in funzione dei parametri di ibridazione, con le linee di contorno che riportano i relativi DOC, mentre l'istogramma a destra dettaglia e confronta i costi operativi per due diverse configurazioni, tradizionale e ibrida.

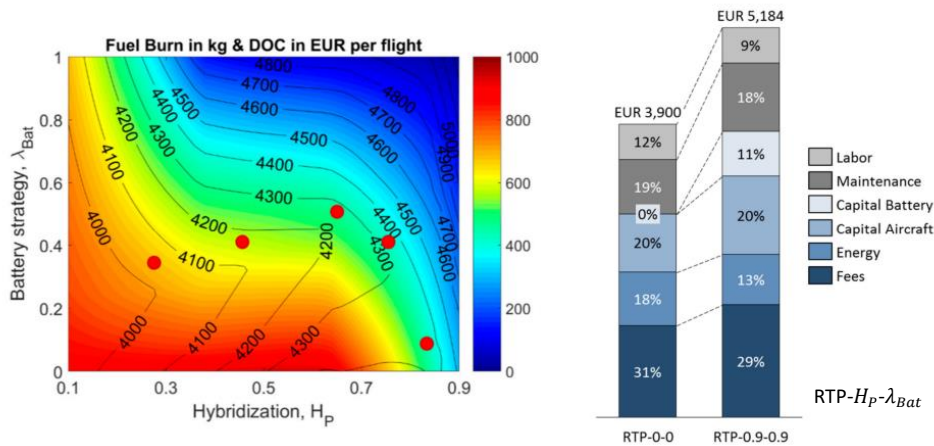


Figura 50: Risultati simulazione ibridazione ATR 72 [54]

In merito ai risultati è possibile effettuare le seguenti considerazioni:

- Il carburante consumato diminuisce all'aumentare di H_P e λ_{Bat} , riuscendo a raggiungere riduzioni significative solo per $\lambda_{Bat} > 0,4$ e $H_P > 0,8$;
- Per ciascun valore di H_P è possibile individuare una strategia per la batteria che minimizzi i costi;
- All'aumentare del grado di ibridazione crescono i costi operativi, a causa dell'investimento per le batterie e di un maggiore MTOW, che influenza i costi sul capitale, quelli per la manutenzione e le tasse;
- L'unica voce a ridursi nella configurazione ibrida è quella legata all'energia, grazie alla maggiore efficienza propulsiva dei sistemi elettrici e al minor costo per l'elettricità;
- A titolo di esempio, un'ibridazione caratterizzata da $H_P = 0,75$ e $\lambda_{Bat} = 0,35$ porta ad una riduzione di emissioni pari al 48%, ma un aumento dei costi operativi del 10%.

Correzioni al modello ed equazioni per le tasse ambientali

Il modello di stima dei costi operativi proposto da Hoelzen et al. e illustrato nel paragrafo precedente è stato in seguito corretto e perfezionato dagli studi di Scholz et al. [56].

Le correzioni, condivise con gli autori del modello originario, riguardano tre voci:

- Il costo associato alla tecnologia di cui devono disporre le compagnie aeree per la manutenzione della flotta è da intendersi come una spesa complessiva e non associata ad un singolo volo. Non deve dunque essere moltiplicato per il numero di voli annui e la sua formulazione viene così rivista:

$$DOC_{Ma} = (DOC_{AF,mat} + DOC_{AF,per} + DOC_{Eng})FC + DOC_{Tec}$$

- Il costo annuo sull'investimento per le batterie non dipende unicamente dalla capacità e dal costo delle batterie stesse, ma deve essere moltiplicato per la rendita annua, funzione del tasso di deprezzamento e del valore residuo, e per il tasso assicurativo. L'equazione corretta diventa quindi:

$$DOC_{Cap,Bat} = 3 \cdot E_{Bat} \cdot p_{Bat} \cdot (a_{Bat} + f_{ins})$$

- Il costo per la manutenzione del sistema di propulsione elettrica viene scorporato dalla voce complessiva dei costi manutentivi e stimato pari al 75% della spesa per i motori tradizionali, analogamente a quanto riscontrato nel settore automobilistico.

$$DOC_{Eng,EM} = 0.75 \cdot DOC_{Eng,GT}$$

Oltre alla revisione delle equazioni è stato introdotto nel modello uno schema di tassazione ambientale, per stabilire un confronto più significativo tra velivoli tradizionali e ibridi. Un numero sempre maggiore di enti governativi e aeroporti sta infatti pensando di introdurre questo tipo di tasse legate all'inquinamento acustico e alle emissioni di CO₂ e NO_x, con l'obiettivo di incoraggiare una maggior diffusione di tecnologie ibride e sostenibili rendendo i velivoli convenzionali, più inquinanti, svenienti da un punto di vista economico. Le quattro equazioni che costituiscono questo impianto di tassazione ambientale sono illustrate di seguito.

1. Tassa sull'inquinamento acustico

$$C_{Noise} = U_{Noise} \cdot \left(10^{\frac{L_a - T_a}{10}} + 10^{\frac{L_d - T_d}{10}} \right)$$

L'equazione si basa sullo schema attualmente in uso presso tutti gli aeroporti svedesi. Essa è funzione della tariffa per unità di rumore (U_{Noise}), dei livelli di rumore certificati dall'ICAO per atterraggi e decolli (L_a e L_d) e dei corrispondenti valori di soglia (T_a e T_d).

2. Tassa sulle emissioni di NOx

$$C_{NO_x} = U_{NO_x} \cdot m_{NO_x,LTO}$$

L'equazione rappresenta il cosiddetto modello di ERDIG impiegato dalla maggior parte degli aeroporti europei per stabilire la tassa dovuta all'emissione di ossidi di azoto. Anche in questo caso è legata alla tariffa per unità di emissione (U_{NO_x}), che moltiplica il valore di emissione caratteristico dell'aeromobile ($m_{NO_x,LTO}$). Quest'ultimo è ricavato dall'Aircraft Engine Emission Databank dell'ICAO, che certifica ogni singolo modello di motore disponibile sul mercato evidenziandone le emissioni nel ciclo LTO (Landing and Take Off).

3. Costo per l'Emission Trading Scheme

L'Unione Europea prevede che le compagnie aeree siano incluse nell'Emission Trading Scheme, e risultino quindi obbligate ad acquistare dal mercato una parte delle quote di CO₂ per compensare le proprie emissioni. Il costo di questa operazione deve quindi essere considerato all'interno del modello.

$$C_{ETS} = U_{ETS} \cdot m_{CO_2,flight} \cdot (1 - f_{ETS})$$

La spesa dipende dal costo delle quote previsto dal sistema di scambio (U_{ETS}), dalla quantità di CO₂ emessa durante il volo ($m_{CO_2,flight}$) e dalla porzione delle emissioni concessa gratuitamente (f_{ETS}).

4. Tassa sul clima

Oltre al meccanismo di compravendita delle quote di anidride carbonica, si introduce nel modello un sistema che stimi l'impatto economico dovuto ad un futuro impianto di tassazione che potrebbe essere introdotto dai paesi al fine di mitigare ulteriormente l'impatto ambientale.

$$C_{Cl,toll} = U_{Cl,toll} \cdot \left(\frac{MTOW}{k_1}\right)^{k_2} \cdot (1 - H) \cdot R \cdot f_{Cl,toll}$$

L'equazione si basa sulla formulazione tipica delle tasse per la navigazione aerea, legata ad una tariffa unitaria ($U_{Cl,toll}$), al peso massimo al decollo del velivolo, a due fattori caratteristici del paese (k_1 e k_2), al grado di ibridazione (H) e alla distanza percorsa in area sensibile al clima, ottenuta moltiplicando il range (R) per un fattore ($f_{Cl,toll}$) che indichi la porzione dello stesso soggetta a tassazione. Il legame con il grado di ibridazione dovrebbe incentivare l'utilizzo di tecnologie ecosostenibili a discapito di quelle tradizionali, per le quali la tassazione sarà superiore.

In tabella 19 sono riportati i valori proposti, aggiornati al 2020, per i differenti tassi di costo e fattori evidenziati nelle formule. Si noti che, essendo al momento una tassazione solo teorica, l'equazione relativa al clima è stata inserita nel modello ma non contemplata nella simulazione, annullando il relativo fattore chilometrico moltiplicativo.

U_{Noise}	2,82 €/noise unit
U_{NO_x}	3,70 €/kg
U_{ETS}	15,48 €/t
f_{ETS}	0,15
$U_{Cl,toll}$	0,5 \$/mk
$f_{Cl,toll}$	0

Tabella 19: Tassi e fattori per oneri ambientali

Il modello che implementa queste modifiche e aggiunte è stato quindi utilizzato per effettuare uno studio comparativo tra un velivolo di riferimento convenzionale (CRA) ed uno con propulsione ibrido-elettrica (HEA). Entrambi rientrano nella categoria degli aeromobili commerciali a corridoio singolo (nella categoria di A320 e B737) e sono stati opportunamente dimensionati per soddisfare i medesimi requisiti (in particolare una missione da 1000 nm). Per la batteria del velivolo ibrido si è assunta un'energia specifica pari a 1000 Wh/kg, da qui la denominazione HEA1000. Gli altri valori caratteristici considerati per la simulazione sono riportati in tabella 20.

	CRA	HEA
MTOW	60174 kg	85077 kg
Range	1852 km	
Block Fuel	5751 kg	5377 kg
Battery Mass		17133 kg
Battery Price		220 \$/kWh
Battery Cycles		1500
Battery Residual Value		0,4
Battery Charging Efficiency		0,9
Fuel Price	0,692 \$/kg	0,692 \$/kg
Electricity Price		0,1407 €/kWh

Tabella 20: Caratteristiche velivolo convenzionale e ibrido

La figura 51 mostra invece i risultati ottenuti, in termini di variazione del DOC tra il caso ibrido e quello di riferimento (a sinistra) e la suddivisione percentuale delle voci di costo per entrambi i velivoli (a destra).

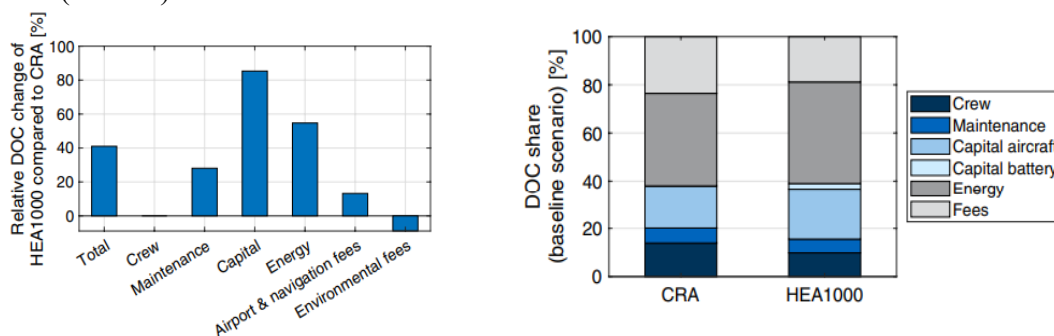


Figura 51: Stima DOC e confronto tradizionale - ibrido [56]

Osservando i risultati è possibile giungere alle seguenti conclusioni:

- Complessivamente si registra un aumento del DOC pari al 41% per il velivolo ibrido;
- L'impatto maggiore sull'aumento è relativo ai costi sul capitale ed è dovuto agli investimenti aggiuntivi sostenuti per le batterie;
- Il costo per il personale rimane invariato, rimanendo invariato il numero di passeggeri;
- La spesa per la manutenzione aumenta a causa del maggior peso del velivolo e della necessità di mantenere due diversi sistemi propulsivi;
- Anche il costo complessivo dell'energia subisce un aumento superiore al 50%, dovuto al fatto che il velivolo, più pesante per via delle batterie installate, richiede una maggior quantità di energia per portare a termine la missione. Inoltre, il costo per l'elettricità considerato in questa simulazione è superiore a quello del cherosene, se confrontati al kWh, anche al netto di una maggior efficienza del sistema elettrico;
- Anche gli oneri aeroportuali e per la navigazione aumentano, essendo legati in modo proporzionale al peso del velivolo;
- L'unica voce a favore del modello ibrido risulta essere quella delle tasse ambientali, che si riducono del 10% grazie al risparmio di carburante e dunque alle minori emissioni.

4.3.3 Considerazioni generali

Si sono analizzati diversi modelli proposti per la valutazione dei costi di velivoli ibridi ed elettrici. Ciò che si evince dagli studi è che non esista ancora un unico modello condiviso e che sia difficile svilupparne uno dedicato specificatamente ai velivoli ibridi, data la scarsa disponibilità di dati effettivi. Si preferisce piuttosto introdurre delle modifiche ai modelli già esistenti per tenere in considerazione i nuovi componenti del sistema propulsivo, sia per la fase di sviluppo e produzione che per quella operativa, il costo dell'energia elettrica e le eventuali tasse ambientali.

In merito ai risultati ottenuti dai casi di studio analizzati, si osservano comportamenti diversi a seconda delle equazioni utilizzate e, specialmente, dei valori assunti. È tuttavia possibile riscontare alcuni dati generali:

- I costi operativi per un velivolo ibrido o elettrico risultano ad oggi superiori alla controparte convenzionale, principalmente a causa del maggior peso dovuto alle batterie e ai componenti elettrici aggiuntivi;
- I costi assunti per batterie, componenti elettrici, idrogeno ed elettricità influenzano considerevolmente i risultati complessivi. Una loro riduzione, prevista grazie al progresso tecnologico, aiuterà la competitività delle nuove soluzioni;
- I vantaggi economici garantiti dall'ibrido sono legati principalmente al risparmio sulle tasse ambientali. Il peso e la diffusione che avranno nel futuro sarà determinante nel rendere più appetibile la propulsione ibrida rispetto a quella tradizionale.

Capitolo 5

5. Modello di stima dei costi di sviluppo e produzione

Dopo un'approfondita introduzione alla propulsione ibrido-elettrica e una rassegna sullo stato dell'arte per quanto concerne le tecnologie abilitanti e i modelli di valutazione dei costi, viene ora esposta la descrizione del lavoro svolto per la creazione del tool parametrico di stima dei costi di sviluppo e produzione per velivoli regionali, con configurazioni tradizionali e innovative (propulsione ibrido-elettrica e fuel cell). Il modello per i costi operativi sarà descritto separatamente nel capitolo seguente.

5.1 Creazione di un modello di stima parametrico

Un modello di stima dei costi parametrico è formato da una serie di equazioni (CERs, Cost Estimating Relationships) sviluppate a partire da uno studio statistico dei dati a disposizione. Queste relazioni contengono le variabili fisiche, tecnologiche, organizzative ed economiche, opportunamente calibrate e pesate per mezzo di coefficienti ed esponenti, che permettono di ricavare il costo di un prodotto, dal singolo componente fino al progetto completo. Il processo di sviluppo di una CER segue solitamente le fasi indicate dal *Parametric Estimating Handbook* redatto dall'ISPA (International Society of Parametric Analyst) [57].

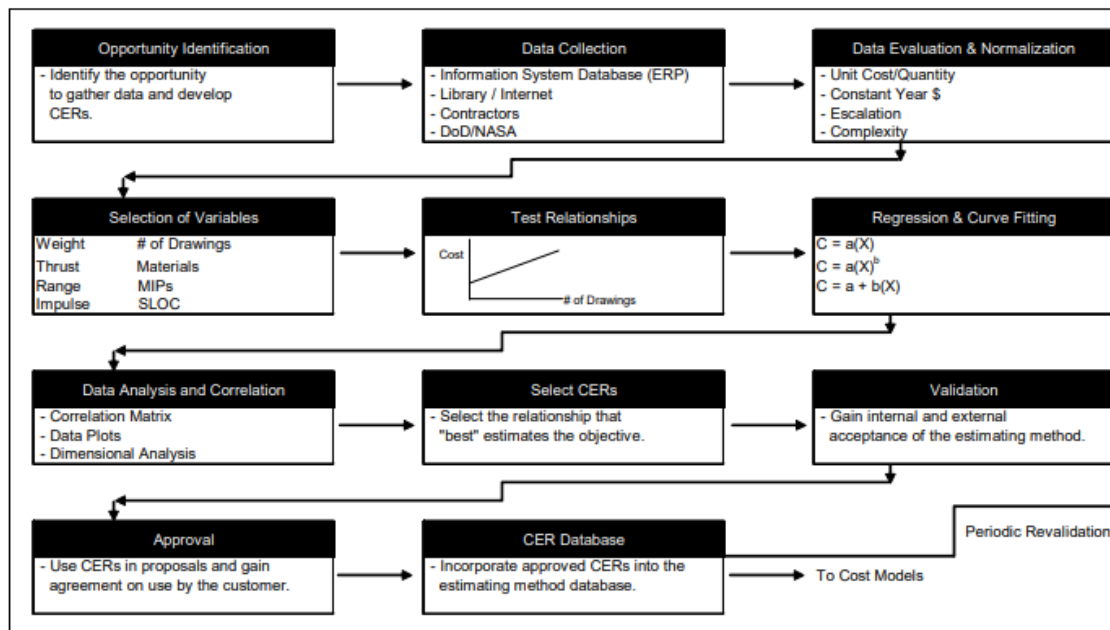


Figura 52: Processo di sviluppo di una CER [57]

Le principali attività possono essere così sintetizzate:

1. Raccolta dei dati di costo (materiali, salari, macchinari e impianti), dei dati relativi alle caratteristiche fisiche e tecniche dei componenti (dimensioni, peso, potenza) e delle informazioni di tipo organizzativo e di programmazione dell'azienda produttrice. Questi dati vengono opportunamente scalati e normalizzati per comporre il database da cui attingere per lo studio statistico;
2. Identificazione e selezione delle variabili che influenzano le voci di costo del prodotto o processo che si vuole stimare;
3. Test di ciascuna variabile e definizione della relazione tra la variabile stessa ed il costo. Questa correlazione è un termine statistico che viene ottenuto effettuando una regressione sui dati presenti nel database, al fine di identificare la curva che meglio esprima la relazione tra la variabile ed il costo. A seconda dei casi l'equazione ricercata può essere lineare o meno, e la misura della bontà del modello utilizzato è data dal coefficiente di determinazione R^2 ;
4. Selezione delle CERs che producono la migliore stima in relazione ai requisiti definiti (livello di dettaglio, facilità di utilizzo e scopo della stima) e validazione del modello.

5.2 Introduzione allo sviluppo del modello

Come si è visto nel capitolo 2, i velivoli da trasporto regionale a propulsione ibrida sono ad oggi ancora lontani dal mercato. Quanto conosciamo circa le loro caratteristiche è principalmente frutto di studi e pubblicazioni ad opera di istituti di ricerca ed aziende, che spesso si concentrano principalmente sul design e sulle potenzialità tecniche ed operative del progetto, trascurandone l'aspetto economico. Inoltre, molte delle tecnologie innovative abilitanti sono ad uno stadio ancora acerbo dello sviluppo, e le applicazioni in settori differenti da quello aeronautico sono caratterizzate da prestazioni e scale molto diverse, rendendone difficile e imprevedibile la trasposizione dei costi. Tutto questo complica notevolmente la raccolta di una serie di dati di costo con cui costruire una base statistica consistente ed affidabile. La creazione del modello di stima oggetto di questa tesi non è stata quindi effettuata da zero, ricalcando solo in parte il processo generale descritto nel paragrafo precedente.

La base su cui si fonda il modello è il lavoro realizzato sulla stima del LCC dal Politecnico di Torino nell'ambito del progetto europeo Clean Sky 2 [58]. Lo scopo di questa rielaborazione è stato quello di ampliare tale modello e renderlo totalmente indipendente dallo scopo originario, al fine di poterlo impiegare nella stima dei costi per un qualunque progetto di velivolo regionale con configurazione tradizionale o ibrida, noti che siano i parametri di progetto e gli input che verranno esposti nel prosieguo. Grazie al tool di partenza è stato possibile disporre di alcune

simulazioni di costo realizzate mediante il software professionale PRICE, le quali sono state impiegate per la definizione delle CERs in mancanza di database specifici. Il processo svolto può essere sinteticamente schematizzato come riportato in figura 53.

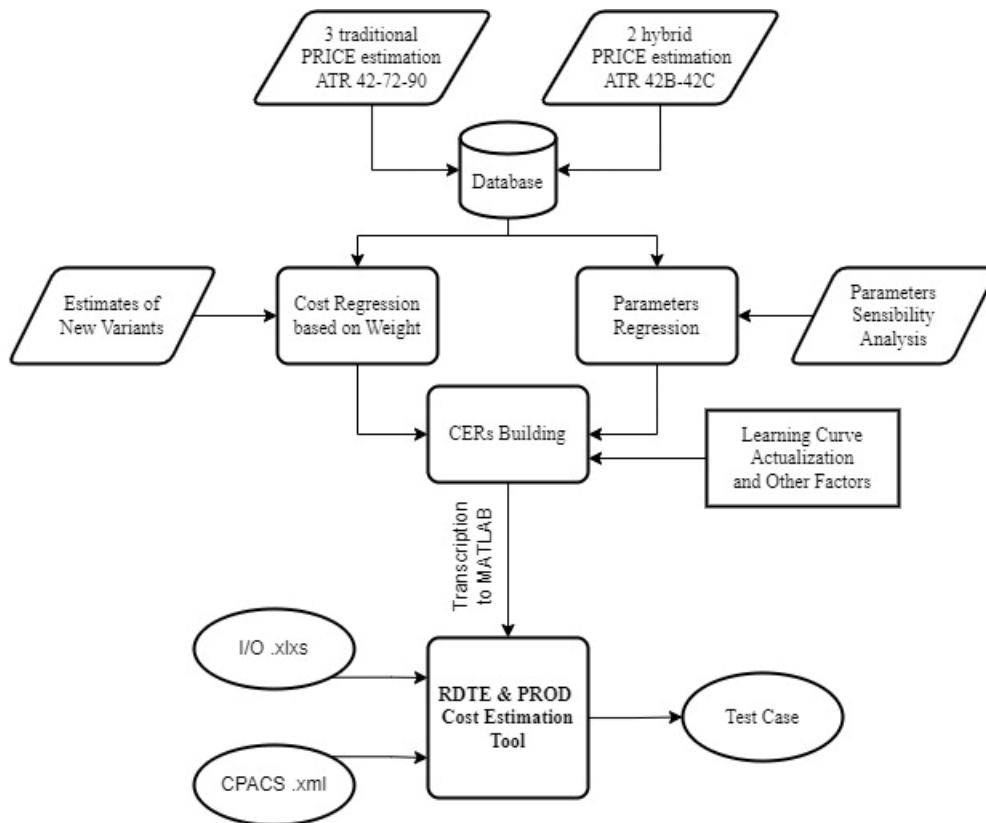


Figura 53: Flusso di lavoro per la creazione del tool

Come si può vedere il punto di partenza è rappresentato da alcune simulazioni PRICE che sono state utilizzate per costruire una limitata ma significativa banca dati, su cui effettuare poi lo studio statistico. Scelto come parametro principale il peso dei singoli componenti è stata quindi ricavata un'equazione di costo per ciascuno di essi. Per affinare il modello sono stati poi studiati i principali parametri a disposizione sul software PRICE e, per ciascuno di essi, sono stati raccolti i dati di nuove simulazioni con i quali è stato possibile individuare delle relazioni matematiche che legassero la variazione dei parametri al loro effetto sui costi. Combinando infine le equazioni ottenute per ogni singola variabile con quelle basate sul peso si sono ricavate le CERs che permettono di stimare i costi dei singoli componenti, dei sistemi di cui fanno parte e dell'intero velivolo, fino ad arrivare al costo complessivo del programma. Le equazioni sono state quindi implementate in uno script MATLAB ed è stato creato un file .xlsx di interfaccia con l'utente, che gestisca l'input dei dati e la visualizzazione dei risultati ottenuti.

Nei paragrafi che seguono saranno dettagliate tutte le fasi appena riassunte, con la descrizione delle operazioni che hanno portato allo sviluppo del modello e le assunzioni fatte.

5.3 Simulazioni di partenza e PBS

Come detto lo sviluppo del modello ha come fondamento una serie di simulazioni derivanti da lavori precedenti. Queste sono state realizzate grazie a PRICE TruePlanning [59], un software commerciale per la stima dei costi parametrica che, basandosi su un database proprietario, integra componenti e attività per analizzare il LCC di programmi di sviluppo software e hardware, sia meccanici che elettronici. In particolare, si è potuto disporre di tre simulazioni per velivoli regionali a propulsione tradizionale, realizzate e calibrate per rispecchiare il più possibile i costi reali, e due simulazioni di prototipi che prevedono l'implementazione di architetture ibride. Ciascun file contiene tutti gli input necessari per la stima, dal peso ai vari parametri di complessità, ed i risultati ottenuti tanto per la fase di sviluppo che per quella di produzione, dettagliati per ciascun componente/sistema. Tutti gli scenari sono inoltre aperti a modifiche, con la possibilità di introdurre nuovi componenti e condurre studi di sensibilità variandone i parametri.

Il punto di partenza per tutte queste stime è rappresentato dalla PBS (Product Breakdown Structure), una struttura che racchiude tutti i principali componenti e sistemi del prodotto, in questo caso il velivolo, organizzati secondo una scala gerarchica. Le tre PBS per i velivoli tradizionali sono composte come rappresentato in figura 54.

Come si può vedere dallo schema, gli elementi della PBS appartengono a cinque diverse tipologie:

- Componenti (caselle bianche): possono essere singoli strumenti di bordo, equipaggiamenti, software, strutture e impianti, definiti in base al tipo di elemento, al peso (suddiviso tra parte strutturale e/o elettronica) e a vari parametri di complessità;
- Assemblaggi di primo livello (caselle grigie): racchiudono al loro interno i componenti collegati per formare un sottosistema. Il loro costo è relativo alle attività di integrazione dei vari elementi, in funzione della complessità dei componenti e del sistema stesso, nonché delle caratteristiche organizzative aziendali e dello staff di sviluppo e produzione;
- Assemblaggi di secondo livello (caselle arancioni): come per i primi, questi insiemi integrano i vari sottosistemi di primo livello contenuti al loro interno, tenendo in considerazione gli sforzi e i costi dell'integrazione;
- Velivolo complessivo (casella azzurra): questo livello corrisponde al sistema velivolo nella sua totalità, integrando i quattro sistemi di secondo livello previsti;
- Programma complessivo (casella blu): è il livello più alto di integrazione e corrisponde al programma totale di sviluppo e produzione del velivolo. Esso comprende i costi amministrativi, di gestione, pianificazione e documentazione, definiti in base alla complessità del progetto e alle caratteristiche aziendali.

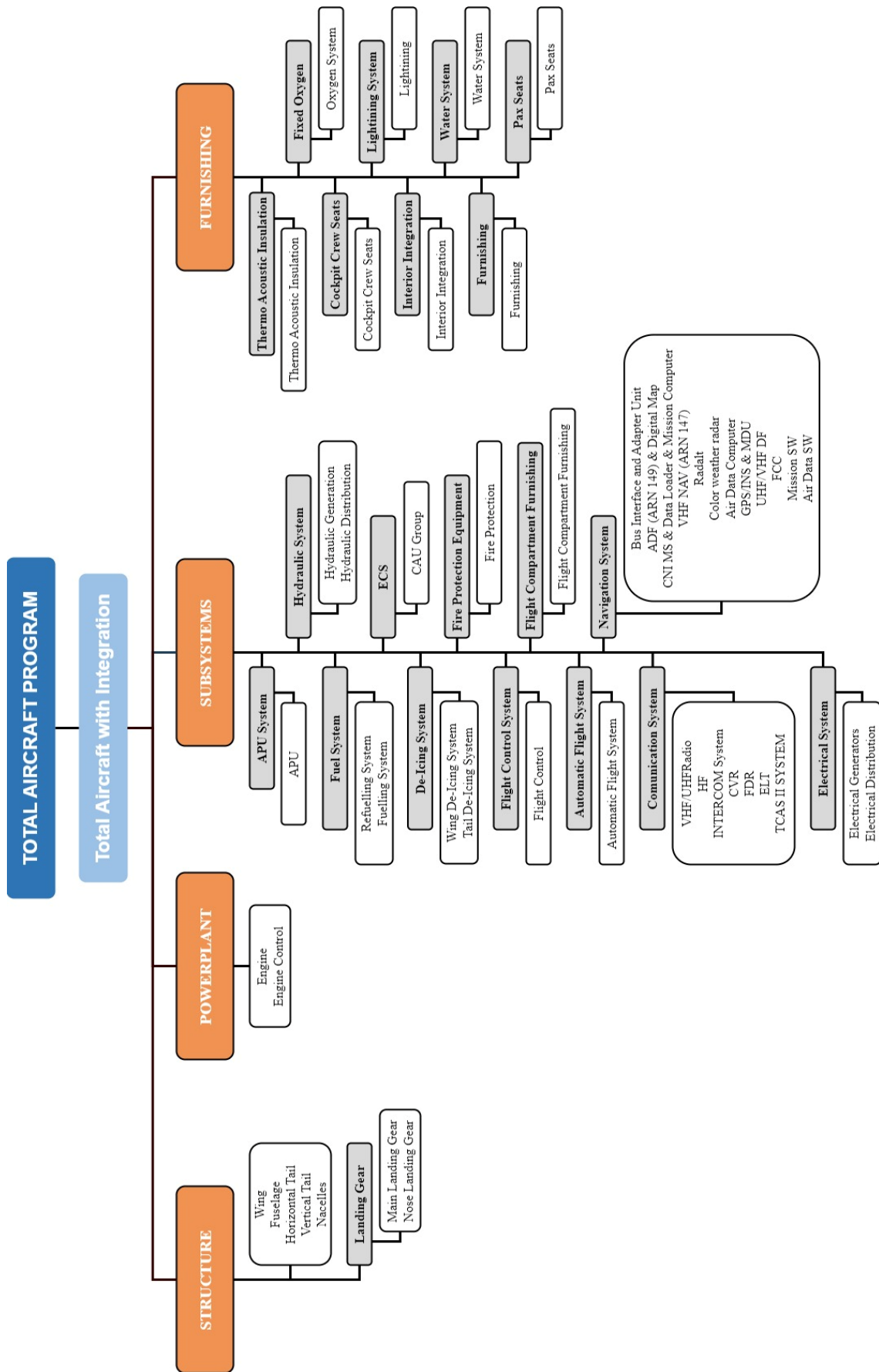


Figura 54: PBS velivolo con configurazione tradizionale

5.4 Formulazione CERs basate sul peso per componenti tradizionali

Per lo sviluppo delle equazioni si è partiti dalle tre stime disponibili per velivoli tradizionali. Queste riguardano tre differenti configurazioni di un velivolo della categoria ATR, denominate 42-72-90, in grado di ospitare, rispettivamente, 40, 70 e 100 passeggeri. Per calcolare i costi di produzione le stime dei primi due velivoli prevedono un totale di 600 esemplari, mentre per il terzo di 900. Agendo sul software PRICE è stato modificato quest'ultimo dato per uniformarlo ai primi due. Le elaborazioni eseguite a partire dai risultati ottenuti sono quindi basate su un volume di produzione pari a 600 aeromobili e in seguito ricalibrate, in modo tale da fornire un modello utile a stimare il costo totale in base a qualsiasi numero di velivoli l'utente scelga di inserire. È stato inoltre aggiunto, per tutte e tre le versioni, il componente FCC (Flight Control Computer), così come compare nelle stime per configurazioni ibride che verranno esaminate più avanti. Si è ritenuto utile fare ciò dal momento che il componente non è specifico per le architetture ibride ma può essere previsto anche su velivoli convenzionali, e inserendolo nelle rispettive stime è possibile tenere in considerazione il suo effetto sui costi di integrazione per il sistema di navigazione. Tutti i costi presi come riferimento sono espressi in dollari al 2017 e, come verrà descritto in seguito, il modello prevede l'attualizzazione al 2023, con la possibilità inoltre di effettuare la stima per un qualsiasi anno futuro tramite un fattore di inflazione scelto dall'utente. Si è quindi passati allo studio statistico dei dati ricavati dalle simulazioni PRICE. Come driver di costo principale si è scelto di utilizzare il peso complessivo (parte strutturale + parte elettronica) di ciascun componente, espresso in kg. Unica eccezione a questa regola è rappresentata dai software (*Mission e Air Data*), il cui "peso" è riferito alle linee di codice (LOC). Per i vari livelli di integrazione (sottosistemi, sistemi e così via) si è invece ritenuto opportuno impiegare come variabile la somma dei costi dei componenti racchiusi al loro interno, seguendo la catena di impacchettamenti descritta dalla PBS. Questo perché il costo di integrazione e assemblaggio di un sistema non dipende unicamente dal peso dei suoi componenti ma anche dalle loro complessità e scelte di design effettuate, ben valutate dai rispettivi costi. Nel prosieguo si continuerà intuitivamente a parlare di "peso", ma in relazione a un sistema ci si riferirà appunto alla somma dei costi dei suoi componenti/sottosistemi. In figura 55 è riportato come esempio uno schema logico per il processo di costruzione della stima del costo del carrello prima e del sistema "Struttura" poi. Analogamente accade per gli altri sistemi e sottosistemi.

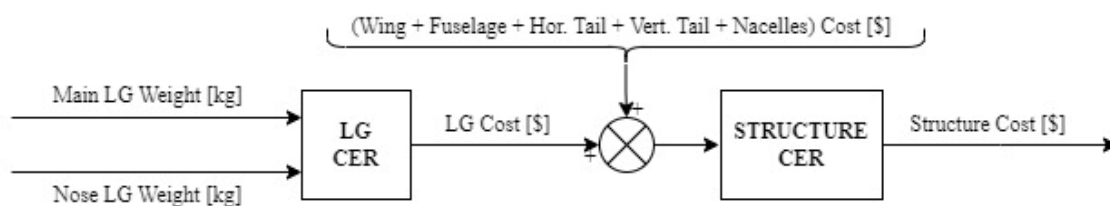


Figura 55: Schema costruzione stima costo struttura

5.4.1 Prima iterazione per la costruzione delle CERs

Per ogni voce della PBS sono stati estrapolati i valori del peso e i rispettivi costi di sviluppo e produzione, risultati delle simulazioni PRICE, per formare una base statistica su cui lavorare. È stata quindi condotta un'analisi di regressione per identificare i coefficienti della relazione che definisce il costo sulla base del peso del singolo componente/sistema. Per costruire tali relazioni si è cercata in primis una formulazione di tipo lineare, volendo impiegare la più semplice tra le curve a disposizione. Ogni singola CER è quindi scritta nella forma:

$$BASECOST_i = a_i \cdot W_i + b_i$$

dove W_i è il peso dell' i -esimo componente/sistema, mentre a_i e b_i sono i coefficienti polinomiali ottenuti grazie alla funzione MATLAB *polyfit* di grado 1 applicata ai set di peso-costo.

A titolo di esempio si riportano in figura 56 i grafici relativi alle regressioni linear (*Poly1*) effettuate per il primo elemento della PBS, l'ala, rispettivamente per i costi di sviluppo (RDTE, a sinistra) e di produzione (PROD, a destra). In entrambi i grafici i punti rappresentano i tre costi ricavati dalle stime di partenza, mentre le linee tratteggiate sono il risultato della regressione lineare e corrispondono alle equazioni che verranno usate per stimare il costo del componente, dato come input un qualsiasi valore per il peso.

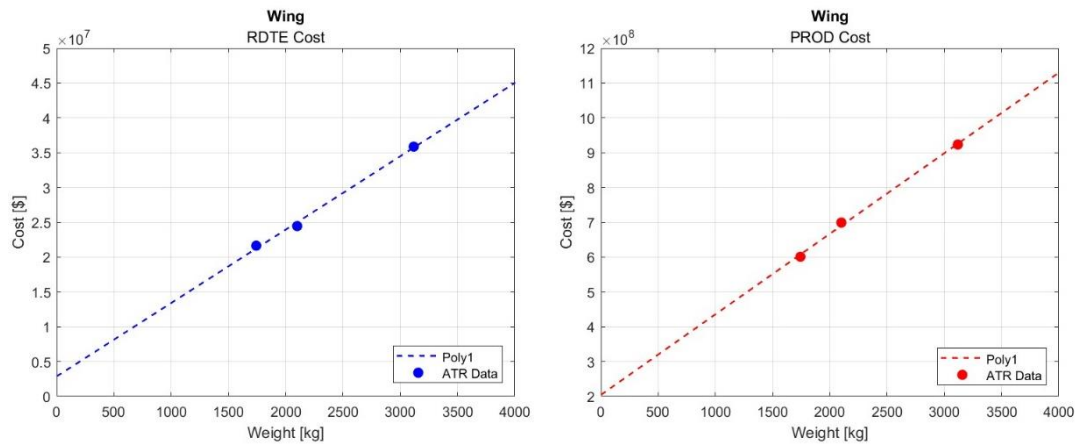


Figura 56: Regressione lineare costi di sviluppo e produzione per l'ala

Per analizzare la bontà di adattamento della regressione ai dati di partenza si è utilizzato il coefficiente di determinazione R^2 , che valuta la differenza tra i valori del campione statistico e quelli calcolati tramite le equazioni di stima ricavate. Tanto più il suo valore è alto, ossia vicino ad 1, tanto più è accurata la stima stessa. L'indice è stato calcolato sfruttando la norma dei residui r fornita dalla funzione *polyfit* e applicando la formula:

$$R_i^2 = 1 - \frac{r_i^2}{\|RefCost_i - RefCost_t\|^2}$$

dove $RefCost_i$ è il vettore contenente i costi dell' i -esimo componente/sistema delle tre stime. Analizzando i risultati ottenuti si è riscontrato come alcuni componenti/sistemi presentassero un'intercetta b_i con valore negativo. Questo porterebbe, per input di peso più o meno contenuti, alla determinazione di un costo inferiore allo zero, chiaramente impossibile. Inoltre, anche concettualmente si perderebbe la rilevanza dei costi fissi legati alle attività di progettazione e produzione, che devono persistere anche per componenti il cui peso tende ad annullarsi. Indice R^2 e segno dell'intercetta sono stati quindi definiti come parametri per valutare l'accettabilità o meno di ciascuna retta identificata.

In tabella 21 sono riportati i coefficienti e gli indici R^2 della regressione lineare calcolati per ogni singola voce della PBS, tanto per i costi di sviluppo quanto per quelli di produzione. Sono state evidenziate in verde tutte le voci con intercetta positiva e indice R^2 superiore a 0,85, considerato come livello di fedeltà accettabile. Per questi componenti si ritiene attendibile e quindi valida la relazione lineare identificata. In giallo sono invece evidenziate le voci che presentano problemi a vario titolo, come indice R^2 basso, intercetta negativa o andamento decrescente all'aumentare del peso (irrealistico a parità di tecnologia prevista per il componente). Infine, sono indicate in rosso le voci per cui non è stato possibile calcolare i coefficienti dell'equazione con questa prima iterazione. Per queste ultime due categorie si è provveduto a risoluzioni ad hoc, presentate nel paragrafo seguente.

Component	RDTE			PROD		
	a	b	R ²	a	b	R ²
Wing	10.535	2.877.335	0,996	231.324	204.430.103	0,998
Fuselage	15.724	11.582.256	0,997	223.874	258.553.898	0,999
Horizontal Tail	25.468	- 54.054	1,000	340.181	27.177.973	1,000
Vertical Tail	38.955	848.490	1,000	255.931	28.240.235	1,000
Nacelles	21.143	2.657.348	0,991	276.898	47.813.910	0,997
Main Landing Gear	9.166	585.065	1,000	- 394.158	639.294.330	0,996
Nose Landing Gear	19.140	407.248	0,998	18.351	53.364.718	0,046
Total Landing Gear with Assembly	1,67	- 142.282	1,000	0,91	69.209.819	1,000
TOTAL STRUCTURE with assembly	1,54	14.276.991	1,000	1,24	- 261.826.986	0,999
Equipped Engine	16.797	2.131.460	1,000	706.986	433.211.846	1,000
Engine Control	137.047	- 2.034.441	0,945	1.485.274	19.840.768	0,995
TOTAL POWERPLANT with assembly	1,35	867.965	1,000	1,47	- 162.171.775	1,000
APU						
Total APU System with Assembly						
Hydraulic Generation						
Hydraulic Distribution						
Total Hydraulic System with Assembly						
Refuelling System	40.319	115.079	1,000	- 399.907	13.455.503	0,985
Fuelling System	12.333	259.135	0,998	- 103.633	38.028.754	0,851
Total Fuel System with Assembly	1,29	- 14.606	1,000	0,89	6.821.774	0,998
Air Conditioning	23.152	1.212.286	0,999	215.965	33.865.091	0,999
Total ECS with Assembly	1,55	- 977.959	1,000	1,28	- 8.038.844	1,000
De-Icing Wing	15.508	829.904	0,686	515.825	- 24.416.598	0,402
De-Icing Tail	29.067	238.893	0,677	2.382.554	- 30.926.172	0,296
Total De-Icing System with Assembly	1,29	- 50.689	0,989	1,01	2.807.380	1,000
Fire Protection	83.730	593.482	1,000	143.617	4.363.004	0,998
Total Fire Protection Equipment with Assembly	1,47	- 40.703	1,000	1,20	- 604.111	1,000
Flight Controls	15.889	1.652.676	0,888	133.835	31.019.863	0,574
Total Flight Control System with Assembly	1,46	- 244.340	0,999	1,14	1.689.871	0,989
Flight compartment furnishing	436.253	- 12.947.067	0,418	388.359	89.584.577	0,887
Total Flight Compartment Furnishing with Assembly	1,41	114.318	1,000	2	- 37.915.302	0,984
Automatic Flight System	5.312.313	- 105.996.277	0,737	- 20.425.901	785.020.506	0,985
Total Automatic Flight System with Assembly	1,46	- 346.169	1,000	0,88	100.616.900	0,937
Bus interface and adapter unit	549.850	- 4.144.983	0,995	1.200.481	39.817.240	0,994
ADF (ARN 149) & Digital Map	5.052.919	- 4.330.026	0,995	34.621.607	33.243.196	1,000
CNI MS & Data Loader & Mission Computer	794.916	- 9.289.762	0,992	3.473.128	116.433.628	0,995
VHF NAV (ARN 147)	2.715.880	- 7.363.224	0,961	4.301.939	34.013.639	0,912
Radalt	1.143.072	527.327	0,997	- 1.921.828	16.924.403	0,611
Color weather radar	784.585	- 2.396.956	0,996	1.722.399	42.836.820	0,986
Air Data Computer	1.966.111	- 2.082.687	0,994	4.482.303	2.250.632	1,000
GPS/INS & MDU	449.111	- 6.101.019	0,995	388.737	17.067.858	0,991
UHF/VHF DF	- 2.379.148	5.644.578	0,095	24.379.705	- 11.016.907	0,550
FCC						
Mission SW						
Air Data SW						
Total Navigation System with Assembly	1,40	- 476.371	1,000	1,33	- 112.475.723	1,000
VHF/UHF Radio	1.121.942	- 4.013.635	0,998	1.258.369	13.342.793	0,997
HF	778.810	- 7.855.588	0,997	834.002	40.427.073	0,986
INTERCOM System	791.348	- 7.778.750	0,997	955.974	40.516.758	0,989
CVR	8.496.343	- 36.381.577	0,333	- 35.555.990	348.684.002	0,119
FDR	1.125.548	- 3.846.077	0,998	1.292.768	14.341.421	0,996
ELT	10.282.775	- 7.679.484	0,313	- 13.302.256	21.348.372	0,126
TCAS II SYSTEM	934.946	- 1.264.319	0,999	1.674.963	20.407.592	0,997
Total Communication System with Assembly	1,42	162.875	1,000	1,68	- 180.304.944	0,952
Electrical Generators	34.864	- 345.549	0,998	48.234	17.857.137	1,000
Electrical Distribution	- 73.367	27.012.895	0,601	- 318.196	116.255.789	0,644
Total Electrical System with Assembly	1,93	- 469.938	1,000	0,69	29.670.748	0,976
TOTAL AIRCRAFT SUBSYSTEMS with Assembly	1,31	- 8.078.752	1,000	2	- 1.524.855.842	0,976
Thermo Acoustic Insulation	20.797	73.222	0,968	28.857	8.887.818	0,772
Total Thermo Acoustic Insulation with Assembly	1,35	- 28.420	1,000	1,48	- 2.841.902	0,973
Cocpit Crew Seats	97.692	- 2.879.813	0,380	- 105.015	20.739.190	0,035
Total Cockpit Crew Seats with Assembly	1,58	- 81.902	1,000	1,03	41.415.627	0,505
Interior Integration	37.946	- 125.314	0,726	56.305	17.619.346	0,140
Total Interior Integration with Assembly	1,35	- 11.040	1,000	1,05	1.840.370	0,988
Furnishing	4.997	1.074.362	0,996	- 10.342	34.026.415	0,743
Total Furnishing with Assembly	1,29	- 39.472	1,000	0,81	5.786.268	0,993
Fixed Oxygen	330.729	1.589.596	0,997	4.010.451	109.639.190	0,951
Total Oxygen System with Assembly	1,45	- 445.551	1,000	1,23	- 19.157.131	0,998
Lighting	82.016	390.822	0,991	144.408	20.311.619	0,977
Total Lightning System with Assembly	1,43	- 161.604	1,000	1,29	- 4.749.799	0,999
Water System	14.626	119.745	1,000	- 19.543	3.123.179	0,998
Total Water System with Assembly	1,27	- 3.435	1,000	0,85	500.026	1,000
Pax Seats	7.360	232.945	0,989	6.492	11.281.072	0,706
Total Pax seat with Assembly	1,20	80.609	1,000	1,11	- 397.747	0,997
TOTAL FURNISHING with Assembly	1,26	- 1.247.797	1,000	2,08	- 347.507.579	0,966
TOTAL Aircraft with Integration	1,14	57.894.308	1,000	1,02	- 36.176.548	1,000
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	1,32	116.679.615	1,000	1,14	140.143.243	1,000

Tabella 21: Coefficienti regressione lineare e indice R² per elemento

5.4.2 Risoluzione problemi legati alla prima iterazione

Tra gli elementi per cui non è stato possibile calcolare i coefficienti di regressione vi sono l'APU e il sistema idraulico. Per questi, l'errore è dovuto al fatto che i componenti non sono presenti su tutti e tre i velivoli a cui si riferiscono le simulazioni di partenza. In particolare, l'APU è presente solo sul modello di taglia maggiore, mentre il sistema idraulico manca su quello di fascia intermedia (ed è invece presente sugli altri due). Per quest'ultimo si è semplicemente scelto di effettuare la regressione considerando esclusivamente i due punti disponibili per ciascuna delle tre voci: generazione, distribuzione e sistema complessivo. Per ovviare al problema dell'APU si è invece scelto di impiegare come input per l'analisi i dati disponibili per l'unico velivolo tradizionale sul quale è previsto il sistema, affiancati da quelli ricavati da una delle due stime per velivoli ibridi che verranno dettagliate in seguito. Anche in questo caso si dispone quindi di due coppie di dati, componente e relativo sistema, con cui trovare l'equazione di stima per le rispettive voci. In tabella 22 sono riportati i coefficienti e gli indici R^2 ottenuti, analogamente a quanto fatto per tutte le altre voci. Anche in questo caso si segnalano problemi legati all'intercetta negativa.

Component	RDTE			PROD		
	a	b	R ²	a	b	R ²
APU	76.538	- 1.563.690	1,000	2.202.787	- 337.250.887	1,000
Total APU System with Assembly	1	3.559.675	1,000	1	1.320.133	1,000
Hydraulic Generation	166.165	- 10.252.562	1,000	166.165	- 10.252.562	1,000
Hydraulic Distribution	246.919	- 9.886.114	1,000	246.919	- 9.886.114	1,000
Total Hydraulic System with Assembly	1	- 451.120	1,000	1	722.368	1,000

Tabella 22: Coefficienti regressione lineare e indice R^2 per APU e sistema idraulico

Il mancato calcolo per l'FCC e i due software di bordo è invece dovuto al fatto che questi elementi presentano lo stesso peso (o nel caso dei software il numero di linee di codice) per tutti e tre i velivoli. Avendo un'unica ascissa è quindi impossibile determinare i coefficienti della retta approssimante. Per questi componenti si è quindi provveduto a effettuare due nuove stime su PRICE, scegliendo il velivolo da 40 posti come riferimento e scalando i rispettivi pesi all'80% in un caso (V0.8) e al 120% nell'altro (V1.2). Utilizzando il punto del riferimento (ATR Ref) e i due nuovi punti identificati in questa maniera si è quindi provveduto all'analisi di regressione lineare. Come esempio si riporta in figura 57 il caso del Mission SW.

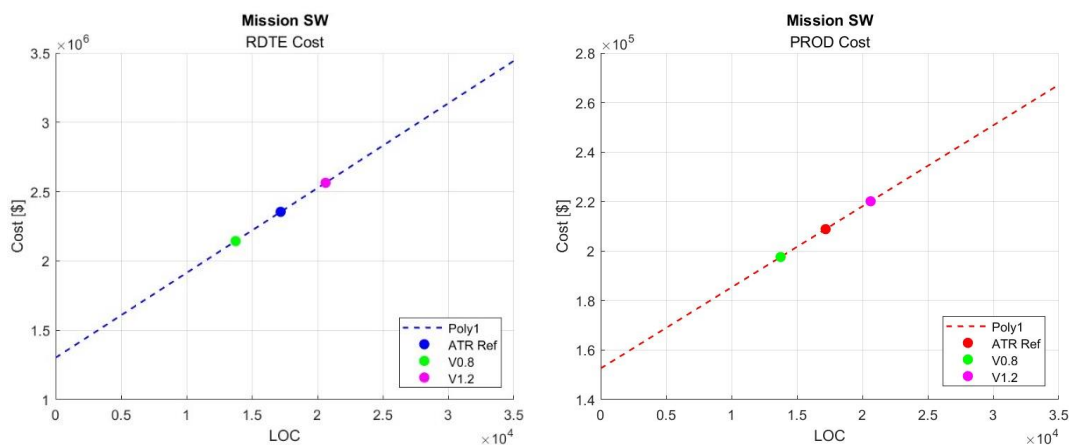


Figura 57: Regressione lineare Mission SW con dati alternativi

In tabella 23 sono invece riportati i risultati ottenuti per coefficienti ed R^2 . Come si può vedere, in questo caso tutte le regressioni lineari trovate per i tre elementi sono accettabili ed entrano quindi nel modello.

Component	RDTE			PROD		
	a	b	R ²	a	b	R ²
FCC	389.147	8.641.482	1,000	3.578.019	18.029.640	1,000
Mission SW	61,16	1.302.490	1,000	3,27	152.604	1,000
Air Data SW	61,16	1.302.490	1,000	3,27	152.604	1,000

Tabella 23: Coefficienti regressione lineare e indice R2 per FCC e software

Per tutti i componenti/sistemi che, pur disponendo di tre punti peso-costo distinti, hanno evidenziato problemi nella costruzione di un'accettabile retta approssimante, si è proceduto con la determinazione di un'alternativa. Ciò vale anche per quelle voci relative ad APU e sistema idraulico che, come visto, presentano i medesimi problemi. In primo luogo sono state valutate altre possibili curve di regressione tramite la funzione MATLAB *fit*. In particolare, oltre alla retta (*Poly1*), sono stati analizzati: il polinomio di secondo grado (*Poly2*), l'esponenziale di grado 1 (*Exp1*), il logaritmo in base e (*Log*), la potenza di grado 1 (*Pow1*) e grado 2 (*Pow2*). In figura 58 è riportato il grafico relativo al costo RDTE del componente *Engine Control* con evidenziate le varie curve studiate.

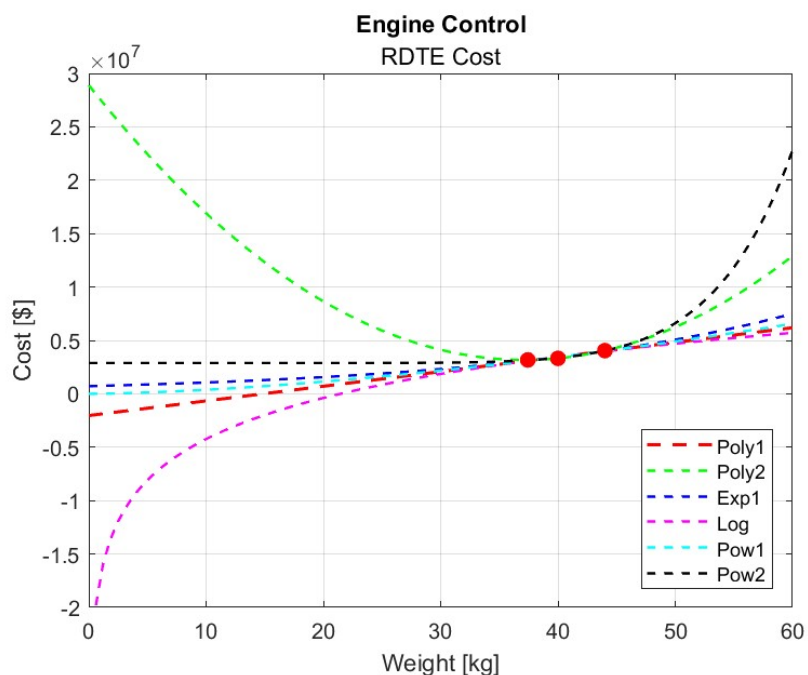


Figura 58: Analisi e confronto curve di regressione per l'Engine Control

Nessuna di queste curve si è rivelata valida per tutti gli elementi che hanno evidenziato dei problemi nella prima iterazione, in quanto mantengono l'intercetta negativa o divergono eccessivamente superato un certo peso. Si è dunque deciso di percorrere un'altra strada. Analogamente a quanto descritto per il caso dell'FCC e dei software, sono stati ricavati dei nuovi

dati su PRICE moltiplicando il peso di tutti i componenti interessati del modello base da 40 posti per un fattore 0,8 in un caso e 1.2 nell'altro. Considerando quindi i due nuovi punti più il riferimento si è cercata una regressione che soddisfacesse i requisiti mancati dalla prima iterazione e approssimasse al meglio i nuovi dati. Anche in questo caso sono state analizzate le varie curve a disposizione e valutati i requisiti (intercetta, crescita e R^2) per ciascuna voce della PBS, con lo scopo di individuare un tipo di curva che potesse essere adeguato a tutti gli elementi, al fine di utilizzare un unico criterio di determinazione delle equazioni e non complicare eccessivamente il modello con troppe personalizzazioni. La forma migliore di approssimazione è risultata essere il polinomio di secondo grado:

$$BASECOST_i = a_i \cdot W_i^2 + b_i \cdot W_i + c_i$$

Per tutti gli elementi studiati l'indice R^2 relativo a questa curva è risultato essere sempre pari a 1, dunque una perfetta approssimazione dei dati forniti dalle varianti considerate. Trattandosi di parabole è stata inoltre valutata la posizione del vertice. Per le curve convesse questo è posto ad ascisse negative, dunque le funzioni risultano sempre crescenti nell'intervallo di interesse. Le curve concave risultano inizialmente crescenti per poi cambiare andamento in corrispondenza di uno specifico valore del peso positivo. Fatta salva una singola eccezione che verrà discussa più avanti (relativa al *Total Aircraft Subsystems*), il vertice di queste parabole è posto sempre ad almeno 3,4 volte il peso del velivolo di riferimento della categoria ATR 42, e almeno 1,4 volte quello della versione da 90 passeggeri. Si può quindi affermare con sicurezza che nel range di interesse del modello queste curve siano monotone. Occorre sottolineare come alcuni di questi polinomi di secondo grado, in particolare quelli relativi ai costi totali dei vari sistemi compresi di integrazione, continuino a presentare un'intercetta negativa. Si è comunque scelto di tenerli validi in quanto il valore di queste intercette è diminuito di circa il 50-80%, a seconda dei casi, rispetto all'approssimazione lineare. Inoltre, il passaggio in campo positivo avviene per ascisse molto basse, mediamente un paio di ordini di grandezza inferiori rispetto ai valori in gioco per i velivoli a cui si riferisce il modello. Sebbene quindi concettualmente non descrivano adeguatamente il comportamento all'origine, risultano efficaci nel valutare i costi per il range di valori appropriato. Con motivazioni analoghe è stato gestito anche il caso dell'equazione per il costo dell'elemento *Total Aircraft Subsystems*. La curva di secondo grado ricavata per questa voce è risultata infatti essere totalmente al di sotto della retta ottenuta con la prima iterazione, peggiorandone le prestazioni per ascisse basse. Si è quindi deciso di tenere valida l'approssimazione lineare nonostante l'intercetta negativa, osservando come anche per questa circostanza il valore sia piuttosto contenuto, e si ottengano risultati positivi già in corrispondenza di valori ampiamente inferiori a quelli tipici riscontrati nelle varie stime.

Nell’ottica di non perdere la caratterizzazione dei risultati forniti delle stime PRICE calibrate e convalidate in passato, nonché per evitare divergenze o cambi di andamento delle parabole (nel caso in cui si superasse il vertice) si è scelto di utilizzare questa nuova curva solo fino alla sua prima intersezione con la retta ottenuta dalla prima iterazione. L’equazione per i componenti/sistemi “gialli” (in riferimento alle tabelle precedenti) è quindi definita per tratti, prevedendo di seguire il polinomio di secondo grado ottenuto con il set di dati alternativo fino all’incrocio con la retta di base, per poi procedere su quest’ultima. Il punto di intersezione è stato identificato tramite la funzione MATLAB *fzero*, ricavando la prima ascissa in cui si annulla la differenza tra le due curve. La figura 59 riporta una rappresentazione grafica della CER ottenuta per il costo di sviluppo relativo al componente *Engine Control*. Come si può notare confrontandolo con il grafico precedente, si eliminano i valori negativi per piccole ascisse e si rispecchia ampiamente l’andamento dei dati di partenza. Tornando sulla retta una volta superata l’intersezione si mantiene valida e significativa la stima relativa al velivolo di taglia maggiore, per il quale molti componenti risultano avere un costo leggermente superiore rispetto alla curva passante per i soli punti delle due varianti più piccole. Ciò è dovuto al fatto che il velivolo in questione si spinge ai limiti della categoria e prevede dunque complessità maggiori nei suoi elementi. Con questo tipo di relazione si è quindi in grado di stimare con buona approssimazione tutto il segmento di velivoli di tipo regionale.

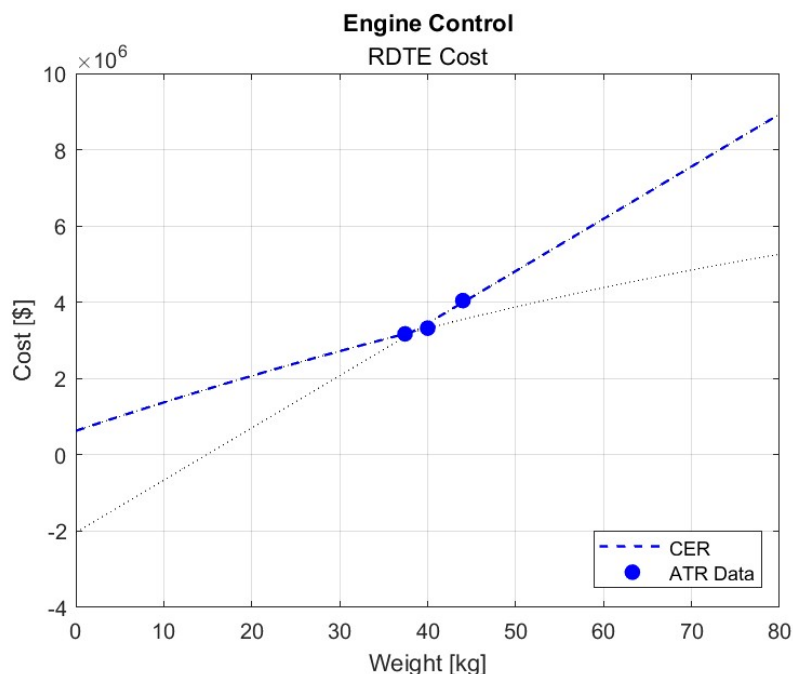


Figura 59: CER definita per tratti per i costi di sviluppo dell'Engine Control

Esistono tuttavia delle eccezioni, specialmente per i costi di produzione, in cui i componenti del velivolo da 90 posti risultano avere un costo inferiore rispetto a quelli degli altri due modelli, pur essendo più pesanti. Ciò si traduce in una retta approssimante con pendenza negativa.

Considerando questi risultati frutto di considerazioni diverse tra le varie configurazioni circa la complessità di alcuni componenti, e non ritenendo opportuno questo andamento decrescente a parità di livello tecnologico, si è scelto di impiegare per questi elementi la sola curva di secondo grado per tutto il dominio. Si sacrifica quindi in questi casi il punto dato dalla stima per il velivolo di taglia maggiore, ma si sfrutta un'equazione che risulta molto valida nell'approssimare i dati ricavati dalle altre due stime. Per sicurezza si è scelto infine di linearizzare la curva con una retta orizzontale (e dunque un costo costante) una volta superato il vertice della parabola, in modo tale da evitare la parte decrescente, che sarebbe risultata incoerente con la scelta effettuata. Si tratta comunque di un'eventualità rara in quanto, come detto, questi vertici risultano essere in corrispondenza di pesi molto più elevati di quelli comunemente in gioco per velivoli della categoria a cui si rivolge il modello. Un esempio è riportato in figura 60.

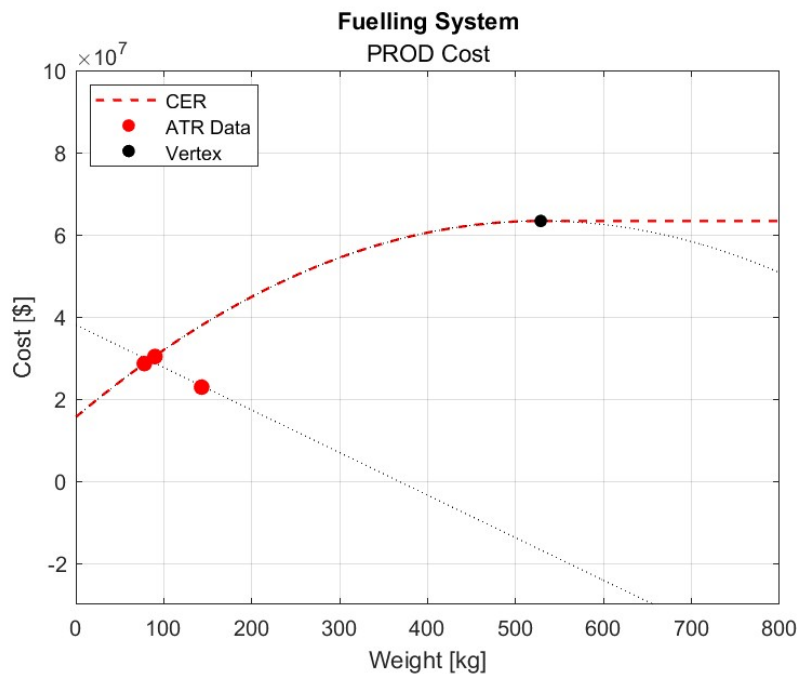


Figura 60: CER componenti Fuelling System, parabola e linearizzazione

5.4.3 Formulazione finale delle CERs basate sul peso

Unendo le regressioni lineari risultate valide, per le rispettive voci, fin dalla prima iterazione e le relazioni definite per tratti appena descritte, applicate a tutti gli elementi che hanno presentato problemi con l'approssimazione lineare, si ottiene il modello di base per la stima dei costi di velivoli regionali con propulsione tradizionale. Le equazioni complete, riportate in tabella 24, prevedono come unico input il peso dei singoli componenti e permettono di calcolare il costo previsto per ciascuna voce dalla PBS, sia per la fase di progetto che per quella di produzione. Si tenga conto del fatto che questi risultati sono riferiti ad un volume di produzione di 600 esemplari e prevedono livelli di complessità, organizzazione aziendale e numero di prototipi pari a quelli utilizzati per le stime dei velivoli della categoria ATR prese come riferimento. Il modello è in seguito stato espanso per prevedere la variazione di ciascuno di questi fattori, tanto il numero di velivoli quanto i vari parametri di complessità, come descritto ai paragrafi 5.6 e 5.7. In questo modo sarà possibile ottenere stime più precise in funzione della caratterizzazione che si vorrà dare ai vari componenti/sistemi e all'azienda produttrice, e si potrà inoltre sfruttare il modello per condurre analisi di sensibilità.

Item	RDTE	PROD
Wing	$10'535W + 2'877'335$	$231'324W + 204'430'103$
Fuselage	$15'724W + 11'582'256$	$223'874W + 258'553'898$
Horizontal Tail	$\begin{cases} -13.73W^2 + 23'037W + 897'049 & W < 189 \text{ kg} \\ 25'468W - 54'054 & W > 189 \text{ kg} \end{cases}$	$340'181W + 27'177'973$
Vertical Tail	$38'955W + 848'490$	$255'931W + 28'240'235$
Nacelles	$21'143W + 2'657'348$	$276'898W + 47'813'910$
Main Landing Gear	$9166W + 585'065$	$\begin{cases} -29W^2 + 216'017W + 299'840'396 & W < 3763 \text{ kg} \\ 706'313'655 & W > 3763 \text{ kg} \end{cases}$
Nose Landing Gear	$1'9140W + 407'248$	$\begin{cases} -417W^2 + 345'146W + 30'480'564 & W < 78 \text{ kg} \\ 18'351W + 53'364'718 & W > 78 \text{ kg} \end{cases}$
Total Landing Gear with Assembly	$\begin{cases} 3.98 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.65W - 31'282 & W < 8'223'144 \$ \\ 1.67W - 142'282 & W > 8'223'144 \$ \end{cases}$	$0.91W + 69'209'819$
TOTAL STRUCTURE with assembly	$1.54W + 14'276'991$	$\begin{cases} 1.44 \cdot 10^{-12}W^2 + 1.16W - 59'400'596 & W < 2'434'895'900 \$ \\ 1.24W - 261'826'986 & W > 2'434'895'900 \$ \end{cases}$
Equipped Engine	$16'797W + 2'131'460$	$706'986W + 433'211'846$
Engine Control	$\begin{cases} -3'235W^2 + 76'664W + 631'383 & W < 38 \text{ kg} \\ 13'7047W - 2'034'441 & W > 38 \$ \end{cases}$	$1'485'274W + 19'840'768$
TOTAL POWERPLANT with assembly	$1.34W + 867'965$	$\begin{cases} 1.06 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.36W - 26'452'675 & W < 1'521'670'843 \$ \\ 1.47W - 162'171'775 & W > 1'521'670'843 \$ \end{cases}$
APU	$\begin{cases} -37W^2 + 61'705W + 2'895'861 & W < 200 \text{ kg} \\ 76'538W - 1'563'690 & W > 200 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -159W^2 + 506'609W + 8'361'601 & W < 200 \text{ kg} \\ 2'202'787W - 337'250'887 & W > 200 \text{ kg} \end{cases}$
Total APU System with Assembly	$1.11W + 3'559'675$	$1.14W + 1'320'133$
Hydraulic Generation	$\begin{cases} -63 + 46'406W + 969'212 & W < 89 \text{ kg} \\ 166'165W - 10'252'562 & W > 89 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -110W^2 + 141'370W + 1'636'477 & W < 89 \text{ kg} \\ 1'487'199W - 119'646'303 & W > 89 \text{ kg} \end{cases}$
Hydraulic Distribution	$\begin{cases} -127W^2 + 54'921W + 680'576 & W < 53 \text{ kg} \\ 246'919W - 9'886'114 & W > 53 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -203W^2 + 153'891W + 2'398'657 & W < 53 \text{ kg} \\ 1'983'150W - 95'433'853 & W > 53 \text{ kg} \end{cases}$
Total Hydraulic System with Assembly	$\begin{cases} 7.62 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.37W - 41'645 & W < 7'855'015 \$ \\ 1.43W - 451'120 & W > 7'855'015 \$ \end{cases}$	$1.10W + 722'368$
Refuelling System	$40'319W + 115'079$	$\begin{cases} -1'891W^2 + 215'976W + 7'896'675 & W < 57 \text{ kg} \\ 14'063'138 & W > 57 \text{ kg} \end{cases}$
Fuelling System	$12'333W + 259'135$	$\begin{cases} -171W^2 + 180'689W + 15'597'938 & W < 529 \text{ kg} \\ 63'347'409 & W > 529 \text{ kg} \end{cases}$
Total Fuel System with Assembly	$\begin{cases} 1.17 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.29W - 4'626 & W < 1'888'448 \$ \\ 1.67W - 142'282 & W > 1'888'448 \$ \end{cases}$	$0.89W + 6'821'774$
Air Conditioning	$23'152W + 1'212'286$	$215'965W + 33'865'091$
Total ECS with Assembly	$\begin{cases} 7.44 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.44W - 74'392 & W < 8'537'671 \$ \\ 1.55W - 977'959 & W > 8'537'671 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 5.22 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.21W - 1'768'676 & W < 102'101'043 \$ \\ 1.28W - 8'038'844 & W > 102'101'043 \$ \end{cases}$

Tabella 24: CERs di sviluppo e produzione per un velivolo tradizionale

De-icing Wing	$\begin{cases} -27W^2 + 2'2240W + 437'019 & W < 94 \text{ kg} \\ 15'508W - 829'904 & W > 94 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -155W^2 + 198'935W + 6'489'885 & W < 93 \text{ kg} \\ 515'825W - 24'416'598 & W > 93 \text{ kg} \end{cases}$
De-icing Tail	$\begin{cases} -246W^2 + 39'423W + 133'481 & W < 17 \text{ kg} \\ 29'067W - 238'893 & W > 17 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -1'152W^2 + 274'435W + 5'876'280 & W < 17 \text{ kg} \\ 2'382'554W - 30'926'172 & W > 17 \text{ kg} \end{cases}$
Total De-icing System with Assembly	$\begin{cases} 8.57 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.27W - 7'766 & W < 2'411'642 \$ \\ 1.29W - 50'689 & W > 2'411'642 \$ \end{cases}$	1.01W + 2'807'380
Fire Protection	83'730W + 593'482	143'617W + 4'363'004
Total Fire Protection Equipment with Assembly	$\begin{cases} 2.21 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.46W - 20'217 & W < 2'832'342 \$ \\ 1.47W - 40'703 & W > 2'832'342 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 2.64 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.15W - 191'684 & W < 8'387'527 \$ \\ 1.20W - 604'111 & W > 8'387'527 \$ \end{cases}$
Flight Controls	15'889W + 1'652'676	$\begin{cases} -67W^2 + 215'316W + 18'554'493 & W < 179 \text{ kg} \\ 133'835W + 31'019'863 & W > 179 \text{ kg} \end{cases}$
Total Flight Control System with Assembly	$\begin{cases} 9.73 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.42W - 33'909 & W < 5'213'386 \$ \\ 1.46W - 244'340 & W > 5'213'386 \$ \end{cases}$	1.14W + 1'689'871
Flight compartment furnishing	$\begin{cases} -334W^2 + 242'656W + 6'512'062 & W < 87 \text{ kg} \\ 436'253W - 12'947'067 & W > 87 \text{ kg} \end{cases}$	388'359W + 89'584'577
Total Flight Compartment Furnishing with Assembly	1.41W + 114'318	$\begin{cases} 4.83 \cdot 10^{-12}W^2 + 1.24W - 1'431'182 & W < 125'268'370 \$ \\ 1.54W - 37'915'302 & W > 125'268'370 \$ \end{cases}$
Automatic Flight System	$\begin{cases} -3841W^2 + 1'007'094W + 3'913'626 & W < 25 \text{ kg} \\ 5'312'313W - 105'996'277 & W > 25 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -15'698W^2 + 9'371'595W + 37'422'090 & W < 298 \text{ kg} \\ 1'436'090495 & W > 298 \text{ kg} \end{cases}$
Total Automatic Flight System with Assembly	1.46W - 346'165	0.88W + 100'616'900
Bus interface and adapter unit	$\begin{cases} -1'140W^2 + 401'933W + 4'079'157 & W < 42 \text{ kg} \\ 549'850W - 4'144'983 & W > 42 \text{ kg} \end{cases}$	1'200'481W + 39'817'240
ADF (ARN 149) & Digital Map	$\begin{cases} -114'830W^2 + 3'284'714W + 2'193'885 & W < 3 \text{ kg} \\ 5'052'919W - 4'330'026 & W > 3 \text{ kg} \end{cases}$	34'621'607W + 33'243'196
CNI MS & Data Loader & Mission Computer	$\begin{cases} -1'227W^2 + 549'941W + 8'007'867 & W < 55 \text{ kg} \\ 794'915W - 9'289'762 & W > 55 \text{ kg} \end{cases}$	3'473'128W + 116'433'628
VHF NAV (ARN 147)	$\begin{cases} -25'514 + 1'353'326W + 1'948'062 & W < 6 \text{ kg} \\ 2'715'880W - 7'363'224 & W > 6 \text{ kg} \end{cases}$	4'301'939W + 34'013'639
Radalt	1'143'072W + 527'327	$\begin{cases} -87'147W^2 + 4'284'491W + 1'630'407 & W < 25 \text{ kg} \\ 54'291'253 & W > 25 \text{ kg} \end{cases}$
Color weather radar	$\begin{cases} -3'168W^2 + 604'911W + 3'260'516 & W < 23 \text{ kg} \\ 784'585W - 2'396'956 & W > 23 \text{ kg} \end{cases}$	1'722'399W + 42'836'820
Air Data Computer	$\begin{cases} -44'214W^2 + 1'146'899W + 852'494 & W < 3.07 \text{ kg} \\ 1'966'111W - 2'082'687 & W > 3 \text{ kg} \end{cases}$	4'482'303W + 2'250'632
GPS/INS & MDU	$\begin{cases} -566W^2 + 303'975W + 1'993'951 & W < 41 \text{ kg} \\ 449'111W - 6'101'019 & W > 41 \text{ kg} \end{cases}$	388'737W + 17'067'858
UHF/VHF DF	$\begin{cases} -343'639W^2 + 2'573'603W + 823'053 & W < 3.74 \text{ kg} \\ 5'641'644 & W > 3.74 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -584'355W^2 + 12'857'070W + 1'726'110 & W < 1.05 \text{ kg} \\ 24'379'705W - 11'016'907 & W > 1.05 \text{ kg} \end{cases}$
FCC	389'147W + 8'641'482	3'578'019W + 18'029'640
Mission SW	61W + 1'302'490	3.87W + 152'604
Air Data SW	61W + 1'302'490	3.87W + 152'604
Total Navigation System with Assembly	$\begin{cases} 4.95 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.39W - 104'108 & W < 51'231'835 \$ \\ 1.39W - 476'371 & W > 51'231'835 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 5.29 \cdot 10^{-12}W^2 + 1.21W - 9'725'805 & W < 927'678'466 \$ \\ 1.33W - 112'475'723 & W > 927'678'466 \$ \end{cases}$
VHF/UHF Radio	$\begin{cases} -8'109W^2 + 645'561W - 1'490'225 & W < 9.89 \text{ kg} \\ 1'121'942W - 4'013'635 & W > 9.89 \text{ kg} \end{cases}$	1'258'369W + 13'342'793
HF	$\begin{cases} 1967W^2 + 455'261W + 3'041'917 & W < 29 \text{ kg} \\ 778'810W - 7'855'588 & W > 29 \text{ kg} \end{cases}$	834'002W + 40'427'073
INTERCOM System	$\begin{cases} -2'023W^2 + 469'091W + 3'128'116 & W < 29 \text{ kg} \\ 791'348W - 7'778'750 & W > 29 \text{ kg} \end{cases}$	955'974W + 40'516'758
CVR	$\begin{cases} -55'554W^2 + 2'227'877W + 2'397'749 & W < 5.88 \text{ kg} \\ 8'496'343W - 36'381'577 & W > 5.88 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -157'462W^2 + 22'121'560W + 14'984'170 & W < 70 \text{ kg} \\ 791'937'832 & W > 70 \text{ kg} \end{cases}$
FDR	$\begin{cases} -38'330W^2 + 664'141W + 1'531'701 & W < 9.89 \text{ kg} \\ 1'125'548W - 3'846'077 & W > 9.89 \text{ kg} \end{cases}$	1'292'768W + 14'341'421
ELT	$\begin{cases} -303'313W^2 + 2'098'481W + 632'426 & W < 0.98 \text{ kg} \\ 10'282'775W - 7'679'483 & W > 0.98 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -398'865W^2 + 7'715'877W + 1'133'671 & W < 10 \text{ kg} \\ 38'448'806W & W > 10 \text{ kg} \end{cases}$
TCAS II SYSTEM	$\begin{cases} 8'371W^2 + 738'578W - 1'863'096 & W < 11 \text{ kg} \\ 934'946W - 1'264'319 & W > 11 \text{ kg} \end{cases}$	1'674'963W + 20'407'592
Total Communication System with Assembly	1.42W + 4'162'875	$\begin{cases} 8.87 \cdot 10^{-12}W^2 + 1.20W - 5'164'497 & W < 371'643'270 \$ \\ 1.68W - 180'304'944 & W > 371'643'270 \$ \end{cases}$
Electrical Generators	$\begin{cases} -12 + 30'711W + 2'252'852 & W < 322 \text{ kg} \\ 34'864W - 345'549 & W > 322 \text{ kg} \end{cases}$	48'234W + 17'857'137
Electrical Distribution	$\begin{cases} -12W^2 + 30'711W + 2'252'852 & W < 322 \text{ kg} \\ 18'978'262 & W > 322 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -29W^2 + 96'283W + 16'309'679 & W < 1675 \text{ kg} \\ 96'962'021 & W > 1675 \text{ kg} \end{cases}$
Total Electrical System with Assembly	$\begin{cases} 6.25 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.90W - 271'108 & W < 15'878'251 \$ \\ 1.93W - 469'938 & W > 15'878'251 \$ \end{cases}$	0.69W + 29'670'748
TOTAL AIRCRAFT SUBSYSTEMS with Assembly	1.31W + 8'078'752	2.16W - 1'524'855'842
Thermo Acoustic Insulation	20797W + 73222	$\begin{cases} -39W^2 + 69'008W + 3'380'644 & W < 163 \text{ kg} \\ 28'857W + 8'887'818 & W > 163 \text{ kg} \end{cases}$
Total Thermo Acoustic Insulation with Assembly	$\begin{cases} 1.94 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.34W - 18'037 & W < 1'504'897 \$ \\ 1.35W - 28'420 & W > 1'504'897 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 1.05 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.30W - 736'660 & W < 12'787'327 \$ \\ 1.48W - 2'841'902 & W > 12'787'327 \$ \end{cases}$
Cocpit Crew Seats	$\begin{cases} -84W^2 + 43'979W + 630'963 & W < 60 \text{ kg} \\ 97'692W - 2'879'813 & W > 60 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -238W^2 + 207'060W + 2'926'280 & W < 435 \text{ kg} \\ 47'965'279 & W > 435 \text{ kg} \end{cases}$
Total Cockpit Crew Seats with Assembly	$\begin{cases} 1.04 \cdot 10^{-8}W^2 + 1.54W - 57'321 & W < 781'338 \$ \\ 1.58W - 81'902 & W > 781'338 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 1.53 \cdot 10^{-8}W^2 + 4.05W - 6'745'919 & W < 14'823'766 \$ \\ 1.03W + 41'415'627 & W > 14'823'766 \$ \end{cases}$
Interior Integration	$\begin{cases} -33W^2 + 33'357W + 928'283 & W < 122 \text{ kg} \\ 37'946W - 125'314 & W > 122 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -98W^2 + 163'577W + 5'943'798 & W < 123 \text{ kg} \\ 56'305W + 17'619'346 & W > 123 \text{ kg} \end{cases}$
Total Interior Integration with Assembly	$\begin{cases} 1.03 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.34W - 22'377 & W < 4'772'152 \$ \\ 1.35W - 11'040 & W > 4'772'152 \$ \end{cases}$	1.05W + 1'840'370

Continua Tabella 24

Furnishing	$4'997W + 1'074'362$	$\begin{cases} -2.23W^2 + 15'189W + 16'132'477 & W < 3401 \text{ kg} \\ 41'960'713 & W > 3401 \text{ kg} \end{cases}$
Total Furnishing with Assembly	$\begin{cases} 1.77 \cdot 10^{-9}W^2 + 1.28W - 7'087 & W < 3'694'286 \$ \\ 1.29W - 39'472 & W > 3'694'286 \$ \end{cases}$	$0.81W + 5'786'268$
Fixed Oxygen	$330'729W + 1'589'596$	$4'010'451W + 109'639'190$
Total Oxygen System with Assembly	$\begin{cases} 9.99 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.41W - 39'315 & W < 11'662'446 \$ \\ 1.45W - 445'551 & W > 11'662'446 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 2.55 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.14W + 86'728 & W < 229'146'450 \$ \\ 1.23W - 19'157'131 & W > 229'146'450 \$ \end{cases}$
Lighting	$82'016W + 390'822$	$144'408W + 20'311'619$
Total Lightining System with Assembly	$\begin{cases} 7.03 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.41W - 42'040 & W < 8'083'171 \$ \\ 1.43W - 161'604 & W > 8'083'171 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 1.54 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.17W - 799'176 & W < 33'645'374 \$ \\ 1.29W - 4'749'799 & W > 33'645'374 \$ \end{cases}$
Water System	$14'626W + 119'745$	$\begin{cases} -366W^2 + 41'113W + 2'472'940 & W < 56 \text{ kg} \\ 3'626'950 & W > 56 \text{ kg} \end{cases}$
Total Water System with Assembly	$\begin{cases} 1.48 \cdot 10^{-8}W^2 + 1.26W - 1'027 & W < 288'007 \$ \\ 1.27W - 3'435 & W > 288'007 \$ \end{cases}$	$0.85W + 500'026$
Pax Seats	$7'360W + 232'945$	$\begin{cases} -5.43W^2 + 28'388W + 3'055'940 & W < 419 \text{ kg} \\ 6'492W + 11'281'072 & W > 419 \text{ kg} \end{cases}$
Total Pax seat with Assembly	$1.20W + 80'609$	$\begin{cases} 1.19 \cdot 10^{-10}W^2 + 1.09W - 175'335 & W < 12'595'462 \$ \\ 1.11W - 397'747 & W > 12'595'462 \$ \end{cases}$
TOTAL FURNISHING with Assembly	$\begin{cases} 8.07 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.24W - 168'080 & W < 56'119'010 \$ \\ 1.26W - 1'247'797 & W > 56'119'010 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 2.59 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.31W - 13'672'911 & W < 441'410'498 \$ \\ W & W > 441'410'498 \$ \end{cases}$
TOTAL Aircraft with Integration	$1.14W + 57'894'308$	$\begin{cases} -2.34 \cdot 10^{-14}W^2 + 1.02W - 8'974'105 & W < 8'530'762'562 \$ \\ 1.02W - 36'176'548 & W > 8'530'762'562 \$ \end{cases}$
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	$1.32W + 116'679'615$	$1.14W + 140'143'243$

Continua Tabella 24

5.5 Formulazione CERs basate sul peso per nuovi componenti

Una volta sviluppato il modello per la stima dei costi di sviluppo e produzione per tutti i componenti e i sistemi dei velivoli con architettura convenzionale si è passati allo studio dei nuovi elementi richiesti dalla propulsione ibrido-elettrica e con l'integrazione di fuel cell. Per la raccolta e la successiva elaborazione dei dati è stato seguito pressoché il medesimo flusso utilizzato per i componenti tradizionali e accuratamente dettagliato in precedenza, di cui ora si riportano e sottolineano solo i passaggi cruciali. Per i dettagli sul metodo e le relative considerazioni fare riferimento al paragrafo 5.4.

Il punto di partenza per lo studio statistico dei dati è rappresentato dai risultati ottenuti tramite il software PRICE per la valutazione dei costi di due ipotetiche varianti con architettura ibrido-elettrica del velivolo della categoria ATR 42: la versione *B*, che prevede l'aggiunta di un'elica all'estremità di ciascuna semiala trascinata da un motore elettrico, e la versione *C*, per la quale è invece prevista una propulsione distribuita composta da otto coppie elica-motore elettrico che si sommano ai due classici motori turboelica. Queste simulazioni impiegano una PBS analoga a quella del caso tradizionale visto in precedenza, con l'aggiunta dei nuovi componenti necessari per l'ibridazione del velivolo (come mostrato negli schemi del capitolo 2), opportunamente suddivisi tra sistema propulsivo ed elettrico. Volendo costruire un modello che sia in grado di stimare anche i costi dei componenti per l'eventuale implementazione delle fuel cell, nonché per valutare i rispettivi effetti sui totali dei vari sistemi, sono stati aggiunti manualmente sui due file PRICE anche i principali elementi necessari per queste architetture:

- la cella, modellata tramite l'oggetto *Fuel Cell Portable Power System* e con due tagli diversi di potenza, che sostituisce il peso come driver di costo (2X600kW e 2X1200kW);

- i serbatoi per l'idrogeno liquido, considerati come voce a sé stante e scorporata dal sistema combustibile, data la grande differenza tecnologica e in termini di volume e peso dettata dalle peculiarità dell'idrogeno (come densità e necessità di mantenere temperature criogeniche). Questi sono stati modellati seguendo le indicazioni del software per i componenti aeronautici legati alla gestione del carburante a bordo;
- i trasformatori DC-DC, necessari per adeguare la tensione in uscita dalle fuel cell a quella richiesta dai motori, e modellati analogamente ai convertitori già presenti nelle configurazioni ibride.

La PBS complessiva risulta perciò modificata ed espansa rispetto a quella vista per i velivoli convenzionali. In figura 61 sono riportate tutte le voci che mutano con l'introduzione delle architetture ibride. Per tutti gli altri componenti/sistemi che qui non vengono riportati si faccia riferimento alla figura 54. È importante sottolineare come i nuovi sistemi propulsivo ed elettrico vadano a sostituire integralmente quelli della PBS tradizionale.

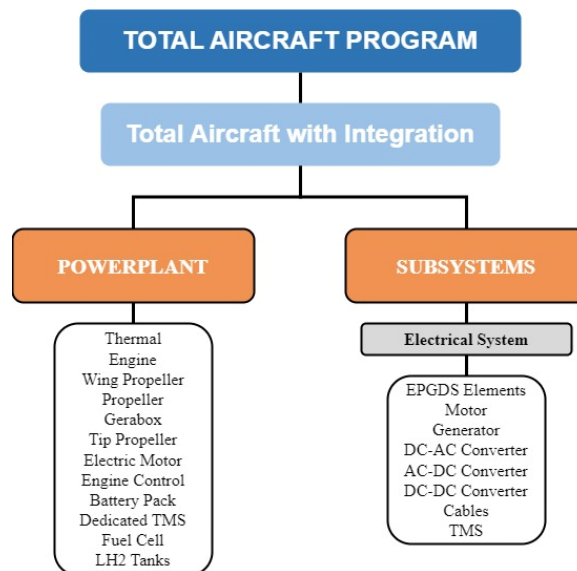


Figura 61: Modifiche alla PBS per il caso ibrido

I pesi e costi per le due configurazioni ibride ricavati dalle stime PRICE vanno a comporre il database statistico usato per la creazione delle CERs. Per tutti i componenti e sistemi tradizionali si è scelto di mantenere valide le equazioni ricavate nel paragrafo precedente, dal momento che questi elementi non vengono toccati dall'ibridazione del velivolo se non con modifiche di peso dettate dal design. Essendo proprio il peso la variabile di base i relativi costi sono già opportunamente valutati dal modello tradizionale. I nuovi dati sono stati quindi utilizzati esclusivamente per ricavare le equazioni di stima per tutti i componenti legati alle architetture ibride. Inoltre, dal momento che l'aggiunta di questi elementi si ripercuote anche sui relativi assemblaggi e sistemi, vengono modellate anche le nuove CERs relative a: *Total Powerplant*,

Total Electrical System, Total Aircraft Subsystems, Total Aircraft e Total Aircraft Program. Nel momento in cui si vorranno stimare i costi di un velivolo che preveda una o più delle nuove tecnologie, il programma provvederà a sostituire le equazioni del modello tradizionale con quelle specifiche dell'architettura ibrida per i sistemi interessati.

A partire dai dati delle due stime di partenza sono stati eseguiti gli stessi passaggi del caso tradizionale per ricavare le equazioni da inserire nel modello:

- è stata effettuata una prima iterazione con regressione lineare per ricavare i coefficienti della retta che approssima i dati. Avendo a disposizione solo due punti, la retta, se esiste, è quella che interpola i punti stessi e presenta quindi un indice R^2 unitario. I problemi riscontrati quindi si riferiscono solamente ai casi in cui i componenti dei due velivoli hanno lo stesso peso o la retta presenti uno o entrambi i coefficienti negativi;
- sono stati calcolati due nuovi punti scalando i componenti del velivolo B all'80% e al 120%. Con questi due nuovi punti, più il riferimento, è stata condotta una nuova regressione per trovare il coefficiente del polinomio interpolante di secondo grado;
- per ciascuna voce della PBS è stata quindi selezionata la miglior equazione: la retta, per quegli elementi per i quali è risultata valida dalla prima iterazione; la parabola con linearizzazione dopo il vertice, per gli elementi la cui retta non esiste o prevede un coefficiente angolare negativo; la parabola fino all'intersezione con la retta e a seguire la retta stessa per risolvere (o limitare) i problemi legati all'intercetta negativa in tutti gli altri casi. Inoltre, per gli elementi *Dedicated TMS* e *Total Powerplant* si è scelto di applicare la sola parabola, in quanto la retta presenta una pendenza eccessivamente elevata che ha prodotto risultati non accettabili durante le varie prove del modello.

In figura 62 sono riportati due esempi delle equazioni trovate, rispettivamente per i costi di sviluppo dei pacchi batteria e di produzione dei motori elettrici.

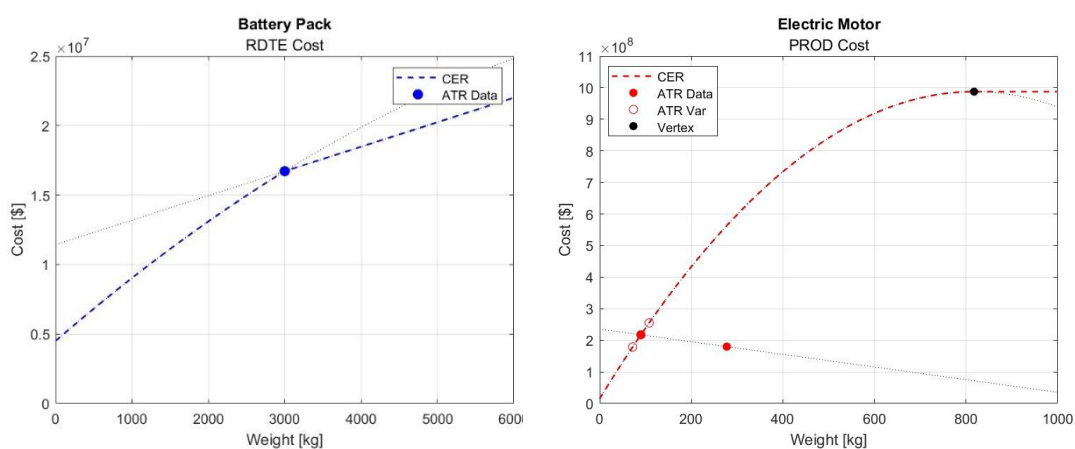


Figura 62: CER sviluppo batterie (a sinistra), CER produzione motori elettrici (a destra)

Discorso a parte merita il caso della *Fuel Cell*, per cui PRICE non calcola i costi relativi alla fase di sviluppo, ma solo a quella di produzione. In mancanza di dati si è quindi ritenuto opportuno impostare il modello affinché ricavi il costo RDTE dal valore stimato per la produzione, utilizzando la stessa proporzione riscontrata per la batteria (il componente più affine alla fuel cell per scopo e tecnologia) aumentato del 20%, per tenere in considerazione la maggiore complessità.

Le CERs ottenute per i componenti ibridi e i rispettivi sistemi sono riportate in tabella 25.

Item	RDTE	PROD
Thermal Engine	$31'397W + 5'150'024$	$1'601'985W + 169'786'713$
Wing Propeller	$\begin{cases} -6.44W^2 + 18'392W + 1'288'380 & W < 1'427 \text{ kg} \\ 14'411'713 & W > 1'427 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -76W^2 + 348'094W + 11'871'141 & W < 328 \text{ kg} \\ 215'909W + 47'020'411 & W > 328 \text{ kg} \end{cases}$
Propeller Gerabox	$12'750W + 2'525'770$	$280'906W + 26'884'948$
Tip Propeller	$3'124W + 4'301'324$	$145'748W + 52'055'351$
Electric Motor	$\begin{cases} -177W^2 + 135'891W + 2'724'321 & W < 385 \text{ kg} \\ 28'851'196 & W > 385 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -1'455W^2 + 2'378'774W + 15'279'627 & W < 817 \text{ kg} \\ 987'458'478 & W > 817 \text{ kg} \end{cases}$
Engine Control	$\begin{cases} -1'184W^2 + 166'832W + 709'884 & W < 70 \text{ kg} \\ 6'587'836W & W > 70 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -12'411W^2 + 4'122'546W & W < 19 \text{ kg} \\ 4'255'058W - 889'481 & W > 19 \text{ kg} \end{cases}$
Battery Pack	$\begin{cases} -0.23W^2 + 4'752W + 4'508'097 & W < 3000 \text{ kg} \\ 1'761W + 11'433'381 & W > 3000 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -3.14W^2 + 106'982W + 42'523'960 & W < 3000 \text{ kg} \\ 52'660W + 177'209'726 & W > 3000 \text{ kg} \end{cases}$
Dedicated TMS	$-35W^2 + 107'390W + 9'753'015$	$\begin{cases} -68W^2 + 558'053W + 15'129'215 & W < 379 \text{ kg} \\ 2'390'193W - 689'065'731 & W > 379 \text{ kg} \end{cases}$
Fuel Cell	$1.2 \cdot \frac{COST_{RDTE}^{Battery}}{COST_{PROD}^{FuelCell}}$	$74W + 62'419'877$
LH2 Tanks	$22'084W + 5'154'205$	$226'937W + 21'127'052$
TOTAL POWERPLANT with assembly	$1.56 \cdot 10^{-10}W^2 + 2.73W - 3'269'935$	$1.16 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.84W - 222'546'960$
EPGDS Elements	$\begin{cases} -3.73W^2 + 28'424W + 5'518'148 & W < 905 \text{ kg} \\ 249'054W - 197'208'430 & W > 905 \text{ kg} \end{cases}$	$\begin{cases} -8.16W^2 + 108'605W + 23'345'642 & W < 905 \text{ kg} \\ 663'021W - 485'082'584 & W > 905 \text{ kg} \end{cases}$
Motor Generator	$\begin{cases} -98W^2 + 113'027W + 3'355'590 & W < 576 \text{ kg} \\ 35'916'989 & W > 576 \text{ kg} \end{cases}$	$127'943W + 151'901'029$
DC-AC Converter	$82'848W + 7'227'165$	$1'135'455W + 37'241'884$
AC-DC Converter	$24'664W + 10'135'025$	$855'484W + 23'202'943$
DC-DC Converter	$82'860W + 6'323'195$	$1'011'991W + 38'074'602$
Cables	$153W + 13'841$	$317W + 68'429$
TMS	$15'669W + 1'655'286$	$\begin{cases} -272W^2 + 574'538W + 5'554'848 & W < 123 \text{ kg} \\ 666'135W - 9'824'405 & W > 123 \text{ kg} \end{cases}$
Total Electrical System with Assembly	$\begin{cases} 9.10 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.65W - 888'392 & W < 89'213'271 \$ \\ 3.40W - 156'306'675 & W > 89'213'271 \$ \end{cases}$	$\begin{cases} 1.11 \cdot 10^{-11}W^2 + 1.19W - 4'429'986 & W < 725'730'678 \$ \\ 1.20W - 1'640'254 & W > 725'730'678 \$ \end{cases}$
TOTAL AIRCRAFT SUBSYSTEMS with Assembly	$1.15W + 80'487'854$	$1.18W + 1'065'675'907$
TOTAL Aircraft with Integration	$1.07W + 177'081'945$	$1.01W + 114'401'847$
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	$1.32W + 155'370'356$	$1.11W + 370'091'300$

Tabella 25: CERs di sviluppo e produzione per un velivolo ibrido

5.6 Calibrazione equazioni e valutazione dei parametri

Il modello fin qui costruito permette di stimare i costi di sviluppo e produzione per componenti e sistemi sia tradizionali che ibridi, in funzione del solo peso di design. I risultati così ottenuti fanno riferimento agli elementi previsti per i velivoli di riferimento impiegati come dati di partenza, caratterizzati da livelli di complessità e organizzazione ben definiti. In questo modo si possono valutare esclusivamente delle versioni scalate del medesimo aeromobile. Volendo però generalizzare il modello, e renderlo applicabile ad una più larga gamma di velivoli, aziende produttrici e tecnologie previste, sono stati quindi individuati e valutati i principali parametri del software PRICE che definiscono la stima del costo. Per ciascuno di essi sono quindi state ricavate delle relazioni che, a seconda del valore assegnato dall'utente sulla base delle caratteristiche del prodotto che si vuole realizzare, forniscono un fattore correttivo per le CERs dei vari elementi della PBS coinvolti. In questo modo sarà possibile personalizzare le stime, valutando l'implementazione di componenti e sistemi più o meno complessi, con diversi livelli di innovazione e per varie capacità del team di sviluppo.

Come prima cosa sono stati individuati i parametri che maggiormente influenzano i costi stimati da PRICE, anche grazie al supporto dell'Ing. Guido Pavan, veterano del settore ed esperto del software. In tabella 26 sono riportati i nomi dei parametri selezionati, suddivisi per area di competenza a seconda che si riferiscano al progetto completo, al singolo sistema o componente.

Level	Parameter
Component	Engineering Complexity
	Percent of New Design
	Percent of Design Repeat
	Manufacturing Complexity
System	System Complexity
	Engineering Complexity
General	Multiple Site Development
	Management Team Complexity
	Management Organizational Productivity
	Project Complexity Factor
	Number of Prototypes

Tabella 26: Parametri selezionati per lo studio

Per ciascuno dei parametri identificati è stato condotto uno studio di sensibilità al variare del valore assegnato. Nel prossimo paragrafo viene descritto nel dettaglio il processo seguito per l'elaborazione relativa al primo parametro della lista, dai dati di partenza fino alla formulazione dell'equazione. Tale approccio è stato applicato in maniera del tutto analoga a ciascuno degli altri parametri, per i quali saranno riportati nei paragrafi successivi esclusivamente i dettagli principali.

5.6.1 Engineering Complexity per componenti

Il fattore di complessità ingegneristica rappresenta una misura della difficoltà di progettazione in relazione all'esperienza e alle qualifiche del team di design. Esso influenza considerevolmente i costi della fase di RDTE per ciascun componente hardware del velivolo, essendo rilevante nella determinazione degli sforzi necessari, della programmazione e delle tempistiche.

Prendendo come riferimento per i componenti tradizionali il file del velivolo di categoria ATR 42 (ad eccezione dell'APU, per la quale si è considerata la variante da 90 posti) e per gli elementi delle architetture ibride quello della versione B, si è scelto di eseguire nuove stime facendo variare di volta in volta il valore assegnato al parametro per ciascuna voce "componente" della PBS. In figura 63 è riportata una rappresentazione grafica dei valori consigliati da PRICE per questo fattore, a seconda della complessità del design e del livello di esperienza del personale.

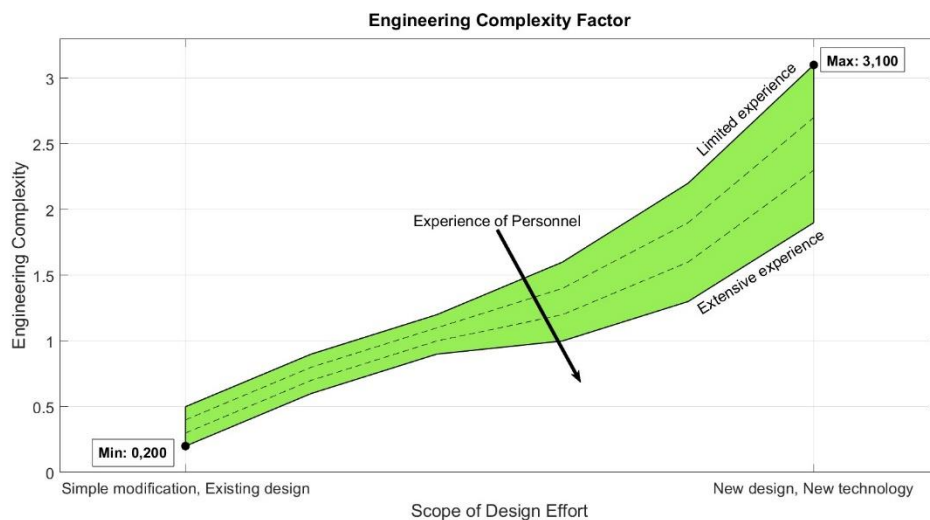


Figura 63: Valori consigliati di Engineering Complexity

Avendo osservato che il range previsto si estende tra 0,2 e 3,1, si è scelto di identificare cinque punti equidistanti [0,200 0,925 1,650 2,375 3,100] da utilizzare per le nuove stime. Il parametro di complessità per ciascun componente è stato quindi posto pari a 0,200 per la prima stima, a 0,925 per la seconda e così via, annotando di volta in volta i risultati ottenuti. Si è in questo modo ricavato un set di cinque costi diversi, al variare del parametro, per ogni elemento della PBS, eccezion fatta per la fuel cell e i due software per i quali questo fattore non è previsto come input. Ogni dato è stato quindi rapportato al suo costo base, quello impiegato per la determinazione della CERs descritta nei paragrafi 5.4 e 5.5, in modo tale da ottenere un semplice fattore moltiplicativo che leghi i due costi. È stata quindi condotta un'analisi di regressione al fine di identificare la curva, specifica per ciascun componente, che meglio approssimasse questi cinque punti. Per ciascun set sono state valutate diverse curve: i polinomi di primo (*Poly1*) e secondo grado (*Poly2*), l'esponenziale di grado 1 (*Exp1*), la potenza di primo (*Pow1*) e secondo grado (*Pow2*).

Analogamente a quanto visto per le equazioni basate sul peso, anche in questo caso si è voluto identificare un unico tipo di curva per tutti gli elementi, in modo tale da uniformare il più possibile il modello. Come esempio si riporta in figura 64 l'analisi di regressione per il caso dell'ala. Lo stesso andamento viene riscontrato per tutti gli altri componenti.

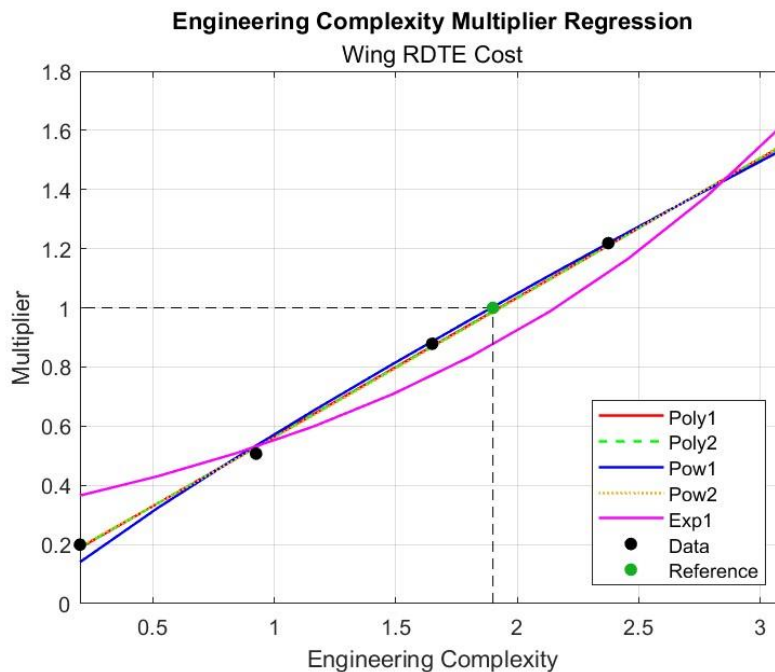


Figura 64: Analisi curve di regressione Engineering Complexity per l'ala

Tutte le curve, ad eccezione di quella esponenziale, approssimano con grande precisione ($R^2 > 0,98$) i cinque punti ricavati dall'analisi di sensitività. Si può osservare come all'aumentare del fattore di complessità ingegneristica crescano di conseguenza i costi per la fase di sviluppo. Tra le varie curve a disposizione è stata quindi selezionata la retta, ossia il polinomio di primo grado, per una pura questione di semplicità. Il calcolo del fattore moltiplicativo per l'i-esimo componente, una volta assegnato il valore per l'Engineering Complexity (EC_i), segue quindi la formula:

$$F_{EngComp_i} = a_i \cdot EC_i + b_i$$

dove a_i e b_i sono i coefficienti della retta determinati con la regressione lineare. Ottenuto il fattore questo viene moltiplicato al costo precedentemente calcolato dal modello in funzione del peso, ottenendo quindi la stima aggiornata mediante la formula:

$$COST_{RDTE_i} = BASECOST_{RDTE_i} \cdot F_{EngComp_i}$$

Questa sarà poi ulteriormente corretta per tutti gli altri parametri studiati che influenzano il costo del componente, moltiplicandola per i rispettivi fattori.

Sul grafico è stato riportato anche il valore assegnato al parametro nella stima originale usata per la definizione della CER basata sul peso, per il caso dell'ala pari a 1,9. Applicato all'equazione questo porta chiaramente ad un fattore moltiplicativo unitario, mentre il costo stimato verrebbe scalato verso l'alto o il basso nel caso in cui venisse fornito un valore diverso per il parametro. Analogamente avviene per ciascuno degli altri componenti, con il moltiplicatore che assume un valore pari a 1 in corrispondenza del parametro utilizzato nelle stime PRICE del database. Infine, è importante sottolineare come questo parametro di *Engineering Complexity* venga applicato solo ed esclusivamente alle equazioni di stima per i costi di sviluppo a livello dei componenti (ad eccezione dei software e della fuel cell). Il suo effetto sarà poi riscontrabile anche sui costi risultanti per i vari livelli di integrazione superiori, dal momento che questi vengono stimati a partire dai risultati ottenuti per i singoli componenti. Non si evidenziano invece variazioni significative per quanto riguarda i costi di produzione.

Nei paragrafi successivi vengono presentati gli altri parametri considerati nel modello, con particolare attenzione al range di valori che possono essere attribuiti, al tipo di equazione che viene individuata e agli elementi a cui questa viene applicata. Tutti i coefficienti ricavati per il calcolo dei fattori moltiplicativi dei vari parametri analizzati sono riportati in Appendice A.

5.6.2 Percent of New Design

La percentuale di novità quantifica il valore degli sforzi compiuti in fase di progettazione di un componente, in funzione dell'esistenza o meno di design precedenti su cui basarsi. Tanto più si ricalcano proprietà, requisiti e attività di prodotti già disponibili, tanto più il costo per la realizzazione di un nuovo progetto sarà limitato. L'opposto accade invece nel caso in cui si desideri sviluppare un nuovo componente da zero.

Il parametro viene chiaramente espresso tramite un valore percentuale ($\%ND_i$), che può spaziare tra 0%, nel caso di un prodotto del tutto identico ad uno già esistente, e 100%, nel caso di un design completamente innovativo. Per l'analisi di sensibilità sono stati selezionati i punti [0 0.25 0.5 0.75 1]. Non ammettendo ascissa nulla non sono state in questo caso considerate per l'approssimazione le curve di tipo potenza. Il risultato della regressione per il caso dell'ala è mostrato in figura 65.

Per questo parametro si è scelto di utilizzare un polinomio di secondo grado, che garantisce un $R^2 > 0.996$ per ciascun componente. Il relativo fattore moltiplicativo, esprimendo la percentuale con un valore decimale, si ottiene quindi con la formula:

$$F_{\%NewDesign_i} = a_i \cdot \%ND_i^2 + b_i \cdot \%ND_i + c_i$$

Questo fattore viene aggiunto alle CERs per il calcolo dei costi di sviluppo di tutti i componenti, ad eccezione della fuel cell e dei software.

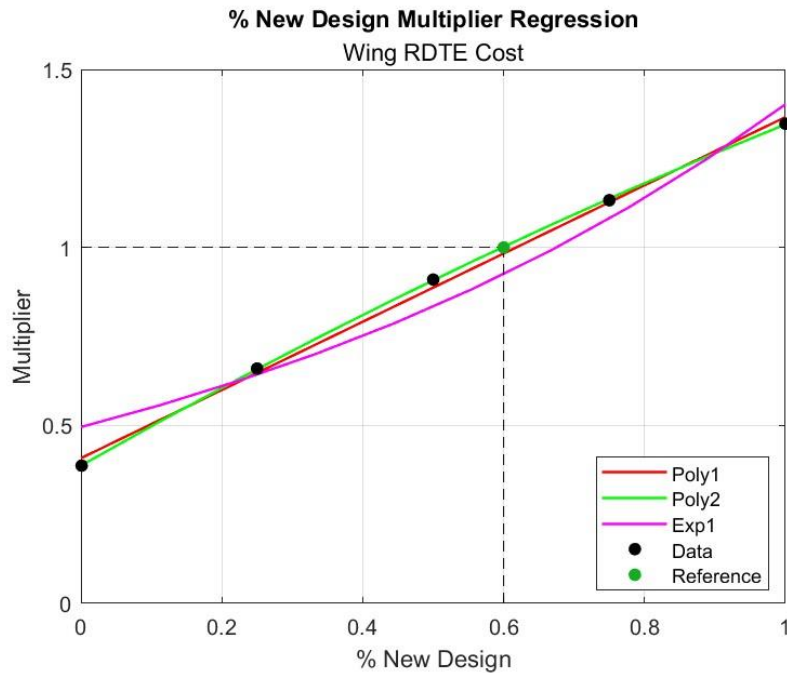


Figura 65: Analisi curve di regressione % New Design per l'ala

5.6.3 Percent of Design Repeat

Questo parametro indica la percentuale di ripetizione nella progettazione di un componente, che si ripercuote sull'entità delle attività necessarie per lo sviluppo del nuovo elemento. Se, ad esempio, un componente contiene al suo interno dieci pezzi identici tra loro, quel pezzo andrà progettato una volta sola, pur essendo prodotto in dieci unità per ciascun componente. Lo sforzo produttivo è dunque decisamente inferiore rispetto ad avere tutti pezzi diversi. Si pensi al caso delle singole pale di un'elica o delle celle di un pacco batteria, ripetute identicamente più volte all'interno di un unico componente.

Il parametro viene chiaramente espresso tramite un valore percentuale ($\%DR_i$), che può spaziare tra 0%, nel caso di soli pezzi unici, e 99%, nel caso di componente contenente quasi esclusivamente pezzi ripetuti. Il software PRICE non ammette un valore pari al 100% in quanto considera necessaria una minima parte di unicità. Per l'analisi di sensibilità sono stati selezionati i punti [0 0.25 0.5 0.75 0.99]. Anche in questo caso non sono state considerate le curve di tipo potenza, non potendo assegnare ad esse un'ascissa nulla. Il risultato della regressione per il caso dell'ala è mostrato in figura 66.

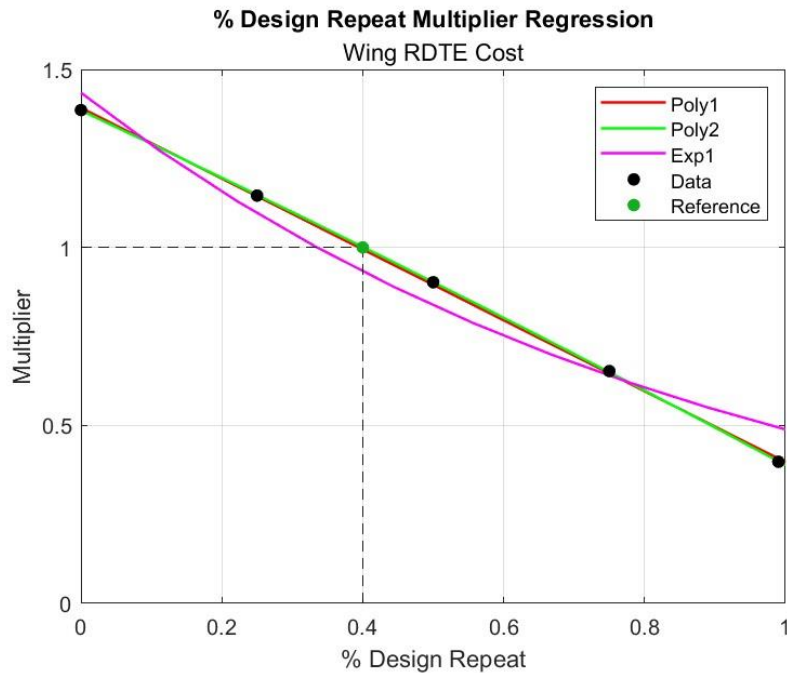


Figura 66: Analisi curve di regressione % Design Repeat per l'ala

Il polinomio di secondo grado è risultata la scelta migliore anche per questo parametro, garantendo un R^2 unitario per ciascun componente. Il relativo fattore moltiplicativo, espressa la percentuale in decimali, si ottiene quindi con la formula:

$$F_{\%DesignRepeat_i} = a_i \cdot \%DR_i^2 + b_i \cdot \%DR_i + c_i$$

Questo fattore viene aggiunto alle CERs per il calcolo dei costi di sviluppo di tutti i componenti, ad eccezione della fuel cell e dei software. Si noti che la percentuale si riferisce al singolo componente, anche nel caso in cui siano previste più unità su ciascun velivolo. Si consideri come esempio il caso dei sedili passeggeri, presenti a decine e identici gli uni agli altri. Anche qualora si esprimesse come input il peso complessivo, la percentuale di ripetizione deve essere riferita al singolo sedile, dunque agli eventuali pezzi ripetuti all'interno di ciascuno di essi.

5.6.4 Manufacturing Complexity

La complessità di produzione è un indice che misura la tecnologia del componente e la sua producibilità (composizione, densità di imballaggio, test e requisiti di affidabilità). Il suo valore viene assegnato attraverso una calibrazione di dati storici o sfruttando una serie di strumenti e tavole di riferimento. Essendo questo un processo piuttosto complicato e di difficile generalizzazione si è preferito non inserire nel modello il numero in sé, quanto piuttosto la sua variazione prevista rispetto al valore utilizzato per la stima del velivolo di riferimento da 40 passeggeri. Per ogni componente è quindi possibile considerare la stessa complessità con un input pari a 1, oppure aumentarla/diminuirla per un massimo del 50%.

Per l'analisi di regressione sono stati considerati, oltre al riferimento, quattro nuovi punti ottenuti impostando la complessità di produzione al 50%, 75%, 125% e 150% del valore di riferimento di ciascun componente. I risultati ottenuti per le varie curve sono mostrati in figura 67.

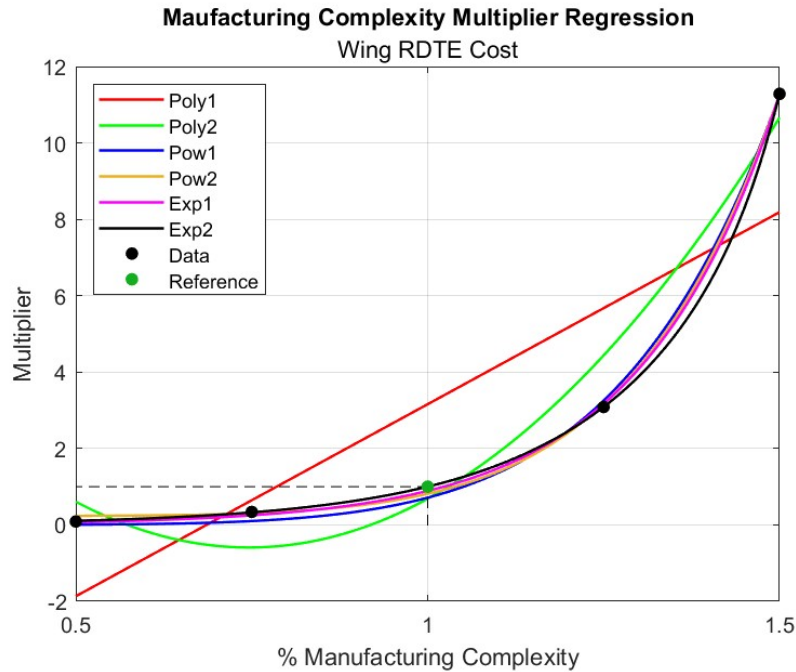


Figura 67: Analisi curve di regressione Manufacturing Complexity per costo RDTE ala

Come si può notare, per questo caso è stata considerata anche la curva esponenziale di secondo grado (*Exp2*). Ciò è stato fatto poiché le altre possibili approssimazioni, nonostante garantissero un elevato indice R^2 , avrebbero portato a un fattore moltiplicativo lontano dall'unità in corrispondenza del riferimento. Questo avrebbe condizionato eccessivamente il risultato per le stime che prevedono un valore di input pari a 1, che si immagina sia il caso più frequente di applicazione del modello. In figura 68 è possibile vedere il dettaglio nell'intorno del riferimento.

In virtù di queste considerazioni si è quindi scelto di considerare per il calcolo del fattore moltiplicativo un'equazione di tipo esponenziale di secondo grado, che garantisce un indice R^2 pressoché unitario per ciascun componente. La relazione è quindi espressa con la formula:

$$F_{ManufComp_i} = a_i \cdot e^{b_i \cdot MC_i} + c_i \cdot e^{d_i \cdot MC_i}$$

dove MC_i è il valore di complessità produttiva (rispetto al riferimento) assegnato al componente. Come si può notare dal grafico di dettaglio, e dato il comportamento esponenziale della curva approssimante, piccole variazioni di questo parametro comportano coefficienti moltiplicativi piuttosto rilevanti per i costi. Si consiglia dunque di spostarsi di pochi punti percentuali, sempre espressi in formato decimale, sopra e sotto l'unità, ad esempio nel range [0.85 1.15].

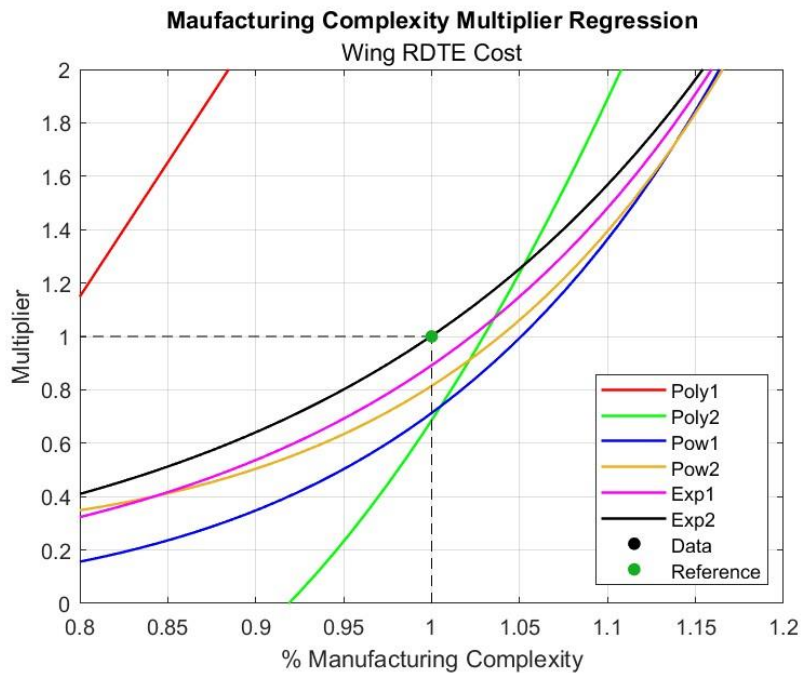


Figura 68: Dettaglio curve di regressione Manufacturing Complexity per costo RDTE ala

Questo fattore correttivo viene applicato alle CERs di tutti i componenti (escludendo al solito fuel celle e software) tanto per i costi di sviluppo quanto per quelli di produzione. I due moltiplicatori saranno tuttavia differenti tra di loro, ciascuno ricavato da una specifica equazione esponenziale calibrata con i coefficienti ottenuti da due distinte analisi di regressione, rispettivamente per i costi RDTE e PROD.

5.6.5 System Complexity

Questo fattore indica il livello di sforzo necessario per comprendere, progettare e integrare i vari componenti per la creazione di un sistema. Non è riferito alla complessità dei singoli elementi dell'assieme, quanto piuttosto alla difficoltà di integrazione degli stessi. Il suo valore è definito in funzione della complessità intrinseca del sistema e della familiarità del team di design, e influisce sui costi previsti per la fase di ricerca e sviluppo.

Il parametro è espresso tramite un valore (SC_i) che può spaziare tra un minimo di 15, nel caso di un sistema semplice, familiare ai progettisti e con poche tecnologie innovative, e un massimo pari a 65, nel caso in cui invece si tratti di un sistema estremamente complesso e totalmente nuovo per il team di sviluppo. Per l'analisi di sensibilità sono stati selezionati i punti [15 25 40 55 65]. Il risultato della regressione per il caso del sistema del carrello è mostrato in figura 69.

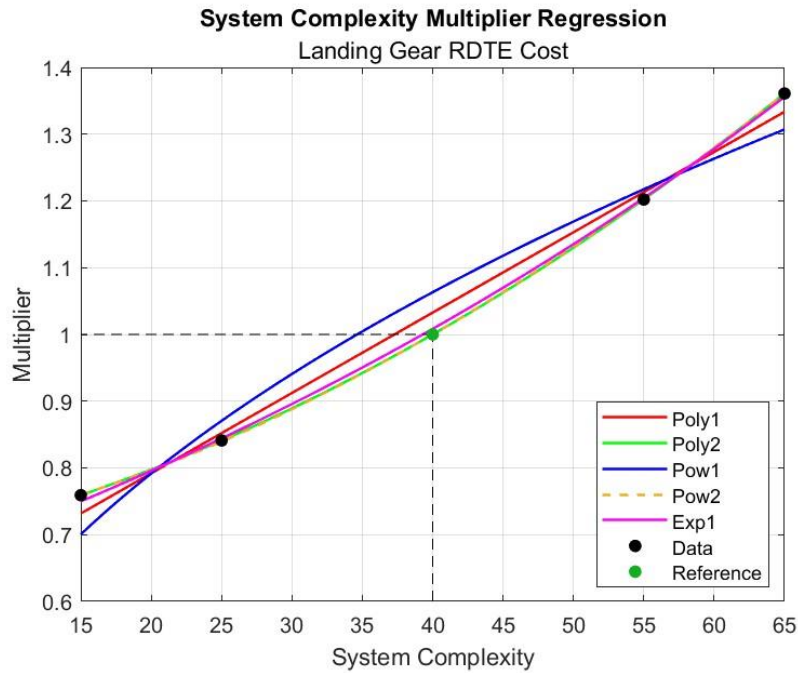


Figura 69: Analisi curve di regressione System Complexity per costo RDTE sistema carrello

Per questo parametro si è scelto di utilizzare un polinomio di secondo grado, che garantisce un $R^2 = 1$ per ciascun sistema. Il relativo fattore moltiplicativo, in funzione del fattore di complessità scelto, si ottiene quindi con la formula:

$$F_{SysComp_i} = a_i \cdot SC_i^2 + b_i \cdot SC_i + c_i$$

Questo fattore viene aggiunto alle CERs per il calcolo dei costi di sviluppo di tutti gli insiemi previsti dalla PBS: singoli sottosistemi (grigi, secondo il codice colore della figura 54), quattro sistemi principali (arancioni) e velivolo complessivo (azzurro). È importante sottolineare come per i livelli di integrazione maggiori lo studio di sensibilità sia stato eseguito lasciando tutti i rispettivi sottosistemi al livello originale, di modo che la correzione per la complessità sia relativa solo al nuovo livello di assemblaggio e risultati indipendente dai singoli componenti del sistema.

5.6.6 Engineering Complexity per sistemi

Analogamente a quanto visto per i componenti, il fattore di complessità ingegneristica è una misura dello sforzo richiesto per lo sviluppo dei sistemi in relazione all'innovazione del design e all'esperienza dei progettisti.

Il range di valori consigliati da PRICE in funzione delle varie caratteristiche del sistema è il medesimo già riportato in figura 63 e oscilla tra 0,2 e 3,1. I punti scelti per l'analisi di sensibilità sono quindi stati [0,200 0,925 1,650 2,375 3,100]. Si tenga conto del fatto che per ricavare i dati è stato fatto variare solo il parametro relativo al sistema, mentre i valori per i componenti racchiusi al suo interno sono sempre rimasti pari a quelli del caso base. In questo modo i risultati ottenuti

valutano esclusivamente la complessità ingegneristica associata all'integrazione dei vari componenti. Analogamente, per i livelli superiori di integrazione, ossia i quattro sistemi di alto livello e poi ancora il velivolo complessivo, è stato modificato solo il valore del parametro assegnato allo specifico assieme, lasciando invariati quelli dei singoli sottoinsiemi. Il risultato dell'analisi di regressione, prendendo sempre in considerazione il caso del sistema carrello, è mostrato dal grafico in figura 70.

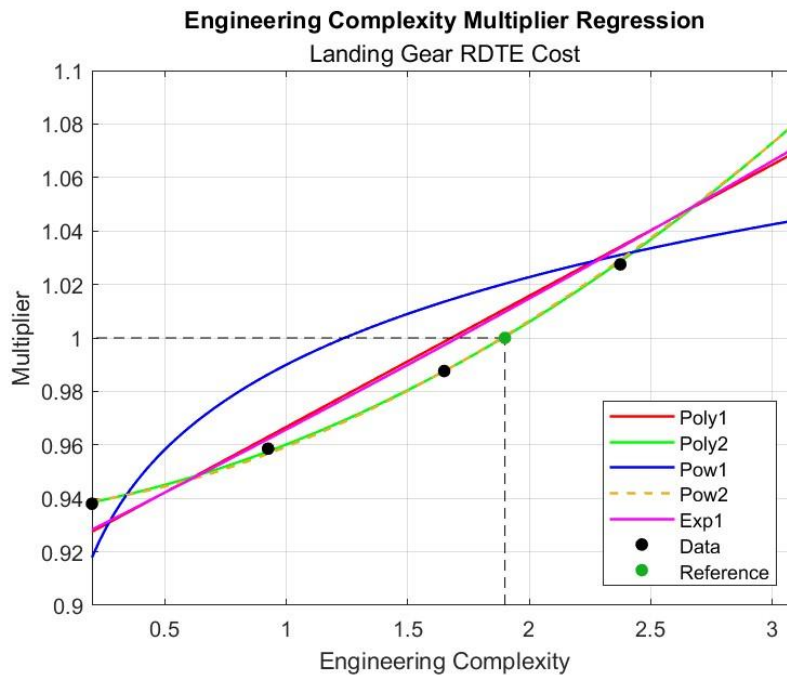


Figura 70: Analisi curve di regressione Engineering Complexity per costo RDTE sistema carrello

Anche per questo parametro si è scelto di utilizzare un polinomio di secondo grado, che garantisce un $R^2 > 0,997$ per ciascun sistema. Il relativo fattore moltiplicativo, in funzione del fattore di complessità scelto per il sistema (EC_S), si ottiene quindi con la formula:

$$F_{EngComp, System_i} = a_i \cdot EC_{S_i}^2 + b_i \cdot EC_{S_i} + c_i$$

Questo fattore viene aggiunto alle CERs per il calcolo dei costi di sviluppo di tutti gli insiemi previsti dalla PBS: singoli sottosistemi (grigi), quattro sistemi principali (arancioni) e velivolo complessivo (azzurro).

5.6.7 Multiple Site Development

Questo parametro descrive le sfide di comunicazione incontrate dai team che operano presso sedi differenti. La comunicazione influisce sulla produttività e diventa maggiormente complessa tanto più il personale è dislocato in giro per il mondo, con annessi problemi di fuso orario e barriere linguistiche. Il valore assegnato a questo parametro è definito in funzione del numero di sedi e del livello di comunicazione. In figura 71 è riportata graficamente una guida alla sua selezione.

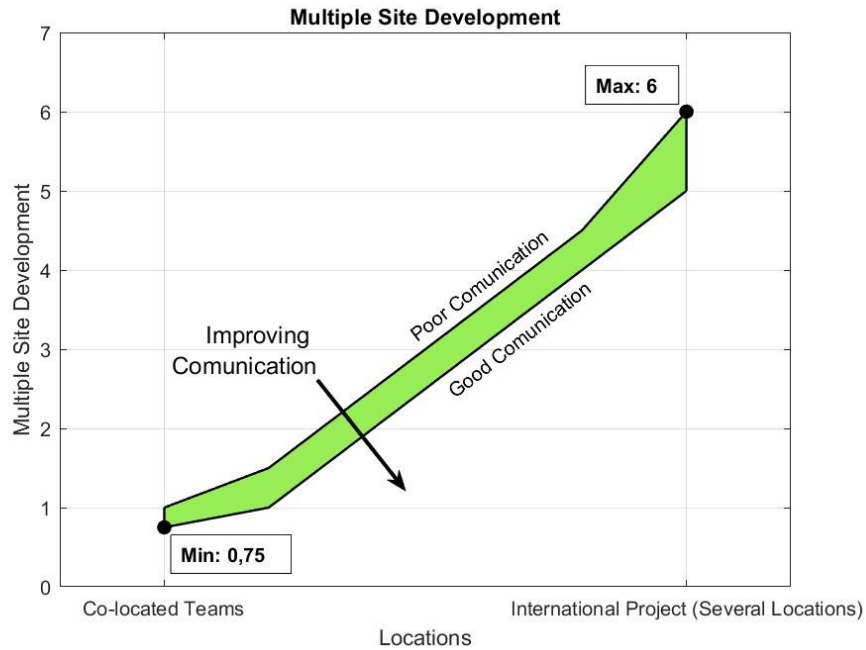


Figura 71: Range valori Multiple Site Development

Come è possibile osservare il parametro varia nel range 0.75-6. Si è quindi scelto di valutare i punti [0.75 2 3.33 4.66 6] per condurre l'analisi di sensibilità. Dai risultati ottenuti si è potuto notare come questo parametro influisca sui costi di progettazione dei componenti software e per i sottosistemi (grigi). Il risultato ottenuto dalla regressione per il caso del sistema carrello è mostrato in figura 72.

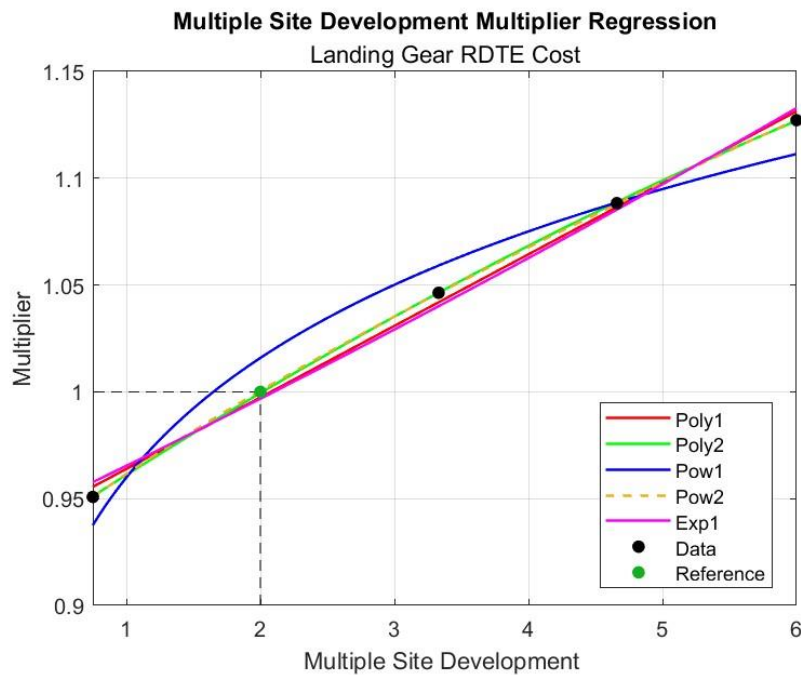


Figura 72: Analisi curve di regressione Multiple Site Development per costo RDTE sistema carrello

Anche in questo caso la miglior curva ($R^2 = 1$) è risultata essere quella descritta dal polinomio di secondo grado, con l'espressione:

$$F_{MultipleSite_i} = a_i \cdot MSD_i^2 + b_i \cdot MSD_i + c_i$$

dove MSD è il valore assegnato al parametro di *Multiple Site Development*.

Questo fattore viene quindi aggiunto alle CERs per la stima dei costi RDTE dei due software previsti dalla PBS e di tutti i sottosistemi di primo livello. Chiaramente anche i costi dei sistemi di livello superiore saranno influenzati, ma si ritiene che l'equazione base risulti ancora valida per la loro determinazione dopo aver corretto il costo dei sottosistemi con il fattore appena descritto.

5.6.8 Management Team Complexity

Questo parametro valuta la conoscenza, la capacità, l'esperienza e la continuità del team assegnato alla gestione del progetto, con un impatto sulla sua produttività. Quest'ultima cresce all'aumentare di fattori quali gli anni di esperienza sul prodotto e sul mercato di riferimento, così come con la riduzione del tasso di ricambio del personale. Un'alta produttività gestionale porta a minori costi per il prodotto e viceversa.

La scelta del valore da assegnare a questo parametro è molto complessa data la grande quantità di fattori considerati e la loro difficile interpretazione. All'interno di un'azienda, infatti, possono essere impiegati un gran numero di dipendenti nel settore amministrativo, ciascuno con le proprie capacità ed esperienze, anche molto diverse tra loro. Risulta quindi complicato quantificare globalmente le diverse variabili in gioco, a maggior ragione se si pensa alle società del settore aeronautico che prevedono una grande quantità di personale. I valori accettati dal parametro di complessità spaziano da un minimo di 1, per un team di esperti con più di 10 anni nel settore e meno del 3% di turnover, a un massimo di 5, se invece vengono impiegati dei novizi con un ricambio superiore al 20%. Nella stima di riferimento il parametro è impostato pari a 3, si può pensare di diminuirlo o aumentarlo a seconda che si ritenga l'organico impiegato in amministrazione rispettivamente più o meno produttivo rispetto alla media.

Per l'analisi di regressione sono stati considerati i punti [1 2 3 4 5]. I risultati ottenuti mostrano una variazione nella sola voce complessiva del costo totale previsto per il programma (in blu nella PBS), tanto per la fase RDTE che PROD. Questa è infatti l'unico elemento della PBS che considera i costi legati al reparto amministrativo. Le curve di regressione ottenute per la fase di sviluppo sono riportate in figura 73.

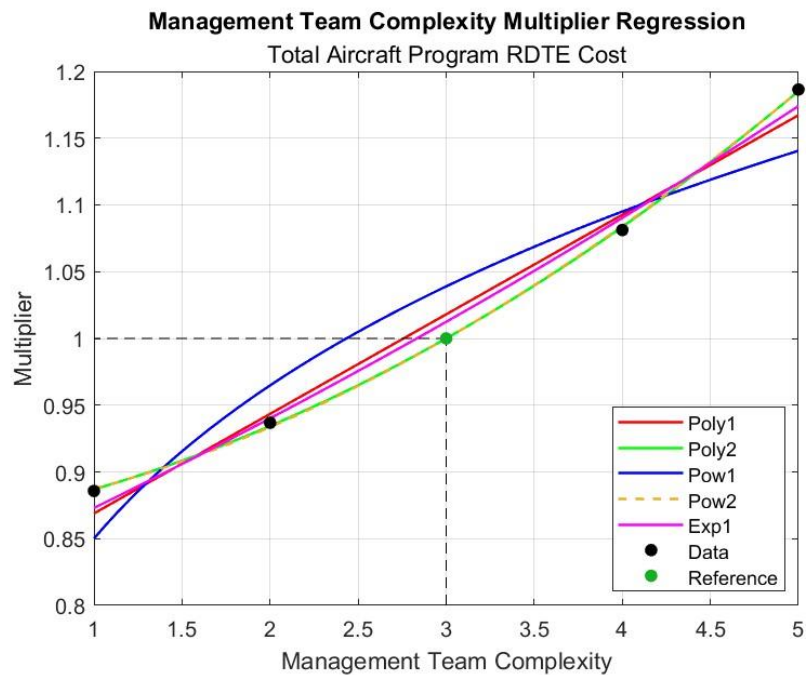


Figura 73: Analisi curve di regressione Management Team Complexity per costo RDTE totale

Anche per questo parametro la curva migliore ($R^2 = 0,9997$) è risultata essere quella ottenuta con il polinomio di secondo grado:

$$F_{ManagComp} = a \cdot MTC^2 + b \cdot MTC + c$$

dove MTC è il valore di *Management Team Complexity* assegnato. Il coefficiente così ottenuto viene aggiunto alle CERs per la determinazione del costo totale del programma, tanto per la fase di sviluppo quanto per quella di produzione.

5.6.9 Management Organizational Productivity

Questo parametro rappresenta un termine di confronto tra la produttività organizzativa di un'azienda e lo standard del settore di appartenenza. Il suo valore è definito in funzione di fattori che esprimono la capacità dell'azienda di portare a termine con successo i prodotti, come le specifiche operative, l'impiego di team di prodotto integrati, la coesione dello staff di amministrazione e la valutazione di quanto il processo di gestione sia radicato nell'organizzazione. Tanto più la produttività è alta tanto più il costo totale per il programma si ridurrà e viceversa.

Analogamente a quanto visto per il parametro di complessità del team, anche questo valore è difficile da selezionare, dipendendo da un gran numero di fattori spesso difficili da quantificare. Per un prodotto aeronautico i valori accettati dal parametro di complessità spaziano da un minimo di 0,53, per un nuovo team e in assenza di processi di gestione, a un massimo di 1,159, se invece l'azienda dispone di uno staff stabile, team di prodotto trasversali e processi in costante

miglioramento. Nella stima di riferimento il parametro è impostato pari a 1, si può pensare di aumentarlo o diminuirlo a seconda che si ritenga la struttura di gestione dell'azienda più o meno produttiva rispetto alla media di settore.

Per l'analisi di regressione sono stati considerati i punti [0.53 0.69 0.84 1 1.159]. I risultati ottenuti mostrano una variazione nella sola voce complessiva del costo totale previsto per il programma (in blu nella PBS), per la fase RDTE. Questa è infatti l'unico elemento della PBS che considera i costi legati al reparto amministrativo. Le curve di regressione ottenute per la fase di sviluppo sono riportate in figura 74.

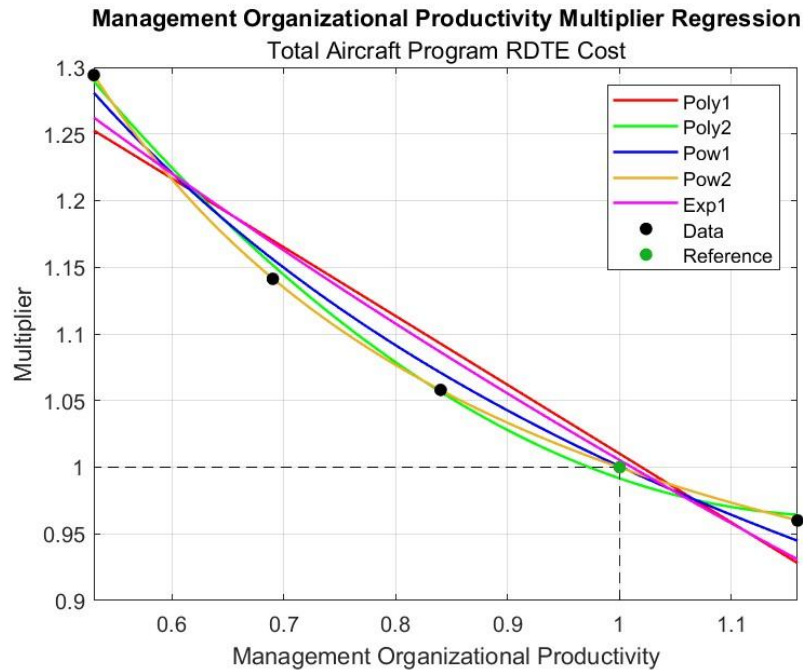


Figura 74: Analisi curve di regressione Management Organizational Productivity per costo RDTE totale

La curva migliore in questo caso ($R^2 = 1$) è risultata essere quella ottenuta con la potenza di secondo grado, secondo la formula:

$$F_{ManagProductivity} = a \cdot MOP^b + c$$

dove MOP è il valore di *Management Organizational Productivity* assegnato. Il coefficiente così ottenuto viene aggiunto alle CERs per la determinazione del costo totale del programma per la fase di sviluppo.

5.6.10 Project Complexity Factor

Questo parametro indica la complessità delle attività di pianificazione e supervisione del progetto, con una diretta ricaduta sui costi e gli sforzi necessari. La scala di valori che può essere assegnata spazia tra 0, nel caso non si vogliano considerare i costi di pianificazione, e 100, nel caso di un progetto di grandi dimensioni o altamente complesso. Chiaramente, tanto più il valore è alto tanto più saranno complicate e onerose le attività di pianificazione e controllo associate alle fasi di sviluppo e produzione.

Per l'analisi di sensibilità sono stati selezionati i punti [0 25 50 75 100]. Non ammettendo ascissa nulla non sono state in questo caso analizzate le funzioni potenza. I risultati ottenuti mostrano, come per tutti i parametri riguardanti l'organizzazione aziendale, una variazione nella sola voce complessiva del costo totale previsto per il programma, in questo caso sia per la fase RDTE che PROD. Le curve ottenute nel primo caso sono mostrate in figura 75.

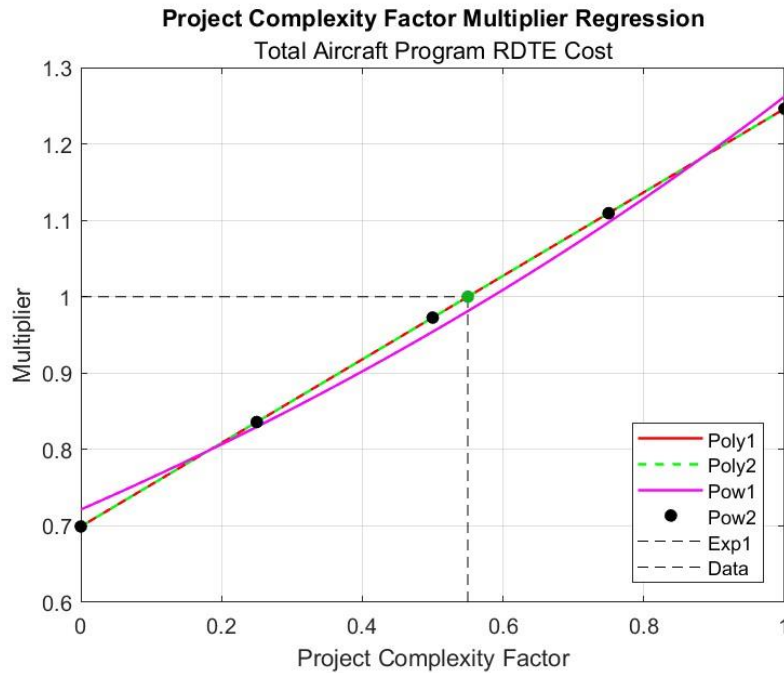


Figura 75: Analisi curve di regressione Project Complexity Factor per costo RDTE totale

I polinomi di primo e secondo grado si sono in questo caso rivelati identici, con uguale livello di approssimazione dei dati ($R^2 = 1$). Si è quindi scelto di considerare la funzione di grado uno per una pura questione di semplicità. Definito il valore di complessità (PCF) si ottiene il moltiplicatore con la formula:

$$F_{ProjectComp} = a \cdot PCF + b$$

Il coefficiente così ottenuto viene aggiunto alle CERs per la determinazione del costo totale del programma, tanto per la fase di sviluppo quanto per quella di produzione.

5.6.11 Number of Prototypes

Questo valore indica il numero di unità prodotte come prototipi per lo sviluppo di modelli ingegneristici e i test di funzionamento. Esso influenza ciascuna voce della PBS tanto per il costo associato alla fase di sviluppo, che aumenta con il numero di prototipi data la maggior produzione in fase preliminare, quanto a quella di produzione, che invece si riduce grazie alla maggior esperienza acquisita prima ancora dell'avvio della produzione in serie.

La stima di base prevede un numero di prototipi pari a 3, e non esistono limiti al range di valori assegnabili. Per l'analisi di sensibilità si sono voluti considerare alcuni casi prevedendo un numero di prototipi variabile ma comunque contenuto. Sono stati quindi analizzati i casi [1 3 5 7 9]. I risultati ottenuti hanno mostrato variazioni dei costi per tutti gli elementi della PBS ma, visto il diverso comportamento a seconda che si tratti dello sviluppo o della produzione si è scelto di trattare i due casi in maniera differente. Per quanto riguarda la fase RDTE le curve ottenute sono riportate in figura 76, per il caso dell'ala preso come esempio.

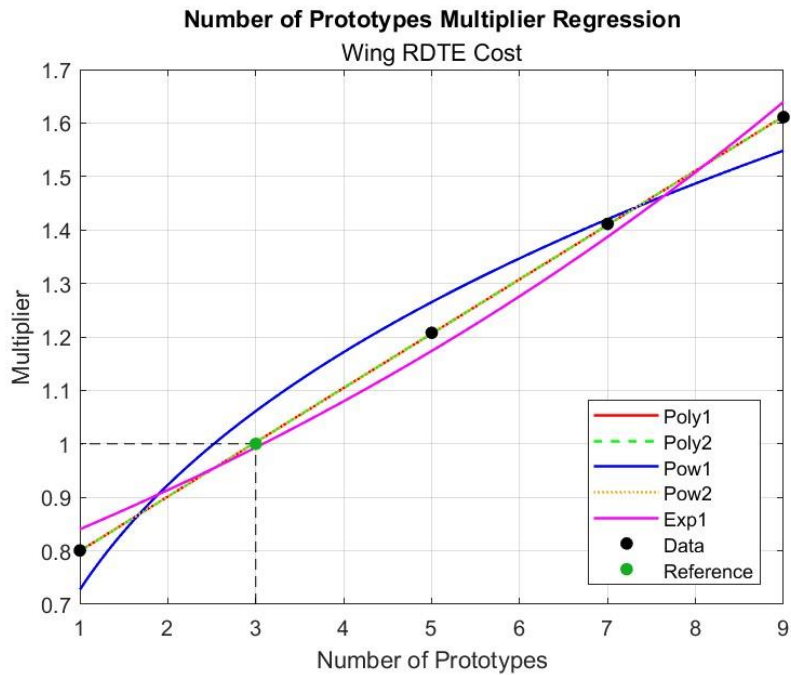


Figura 76: Analisi curve di regressione per costo RDTE ala in base al numero di prototipi

In questo caso l'approssimazione migliore è risultata essere quella lineare, assumendo quindi che il costo di un singolo prototipo influisca sul costo totale indipendentemente da quanti ne vengano prodotti. Il coefficiente moltiplicativo per ogni componente di può quindi determinare con:

$$F_{Prototypes_{RDTE_i}} = a_i \cdot \#P + b_i$$

dove con $\#P$ si è espresso il numero di prototipi previsti per il velivolo.

Per quanto riguarda invece i costi di produzione sono state ottenute le curve riportate in figura 77, sempre prendendo l'ala come esempio.

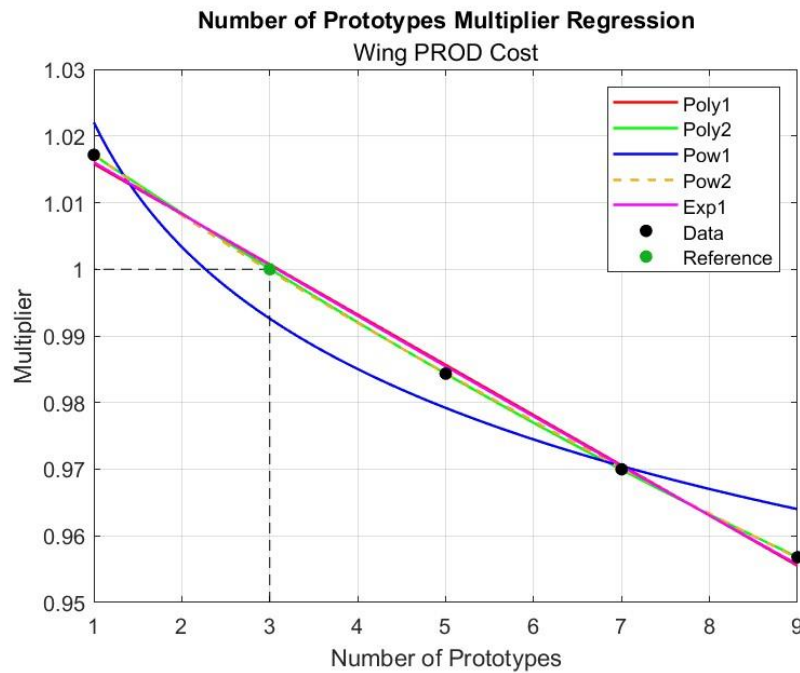


Figura 77: Analisi curve di regressione per costo PROD ala in base al numero di prototipi

In questo caso, come detto, l'aumento del numero di prototipi porta con sé una riduzione del costo totale di produzione. Questo decremento si riduce progressivamente con l'aumentare del numero di prototipi realizzati, in quanto cresce l'esperienza acquisita durante la fase di prototipazione e di conseguenza diminuisce il costo del primo esemplare prodotto in serie (e a sua volta di tutti quelli successivi). Non si parla ancora in questo caso di *Learning Curve*, che verrà introdotta più avanti in relazione alla produzione di massa, ma si considera comunque una curva con andamento parabolico decrescente. La relazione selezionata è quindi quella del polinomio di secondo grado:

$$F_{Prototypes_{PROD_i}} = a_i \cdot \#P^2 + b_i \cdot \#P + c_i$$

Onde evitare di raggiungere, o peggio superare, il vertice della parabola si definisce un numero massimo di prototipi pari a 15, ritenuto comunque sufficientemente elevato.

I fattori così ottenuti vengono applicati alle CERs di sviluppo e produzione di tutti i componenti, ad eccezione sempre di fuel cell e software.

5.7 Ulteriori fattori correttivi e finalizzazione modello

Dopo aver analizzato tutti i principali parametri che caratterizzano la stima dei costi, e individuato le espressioni per calcolare i rispettivi fattori correttivi, si dispone di CERs dettagliate e approfondite, adatte a descrivere una grande quantità di design differenti, ciascuno con le sue caratteristiche specifiche. Manca tuttavia all'appello ancora una serie di fattori non meno importanti da tenere in considerazione per completare il modello. Questi sono stati raccolti nel presente paragrafo e presentati di seguito.

5.7.1 Parametri specifici per i componenti software

Come si è visto il costo dei componenti software viene stimato a partire dalle linee di codice previste. Il suo valore è poi successivamente influenzato dal *Multiple Site Development*, ma rimane estraneo a tutti i principali parametri che riguardano i componenti hardware. Per una sua migliore definizione si ricorre dunque all'utilizzo di fattori specifici, per i quali viene condotta un'analisi analoga a quella svolta per tutti gli altri parametri al fine di identificare l'espressione più adatta per calcolare il rispettivo fattore moltiplicativo.

1. *Software Design Repeat*

Questo valore indica la percentuale delle linee scritte per il codice che vengono ripetute all'interno dello stesso in modo identico o con piccole modifiche. Si pensi ad esempio a una funzione che può essere copiata e incollata in più punti con adattamenti minimi. La possibilità di riutilizzare una parte del codice comporta chiaramente sforzi e costi minori per il suo sviluppo. Il valore assegnato al parametro può andare da 0 a 99%, a seconda della complessità del sistema per cui si sta progettando il software e delle funzioni che esso è chiamato a svolgere. Tipicamente si considera una ripetizione nulla per sistemi integrati e innovativi, mentre per applicazioni IT e business può arrivare al 50-80%. In figura 78 sono mostrate le curve ottenute dall'analisi di regressione.

L'equazione che meglio approssima i dati ($R^2 = 1$) è risultata essere quella esponenziale di secondo grado, nella forma:

$$F_{\%SWDesignRepeat_i} = a \cdot e^{b\%DR_i} + c \cdot e^{d\%DR_i}$$

dove $\%DR$ indica il valore scelto da assegnare al parametro.

Il fattore così calcolato viene quindi aggiunto alle CERs per la stima dei costi di sviluppo per entrambi i software previsti dal sistema di navigazione.

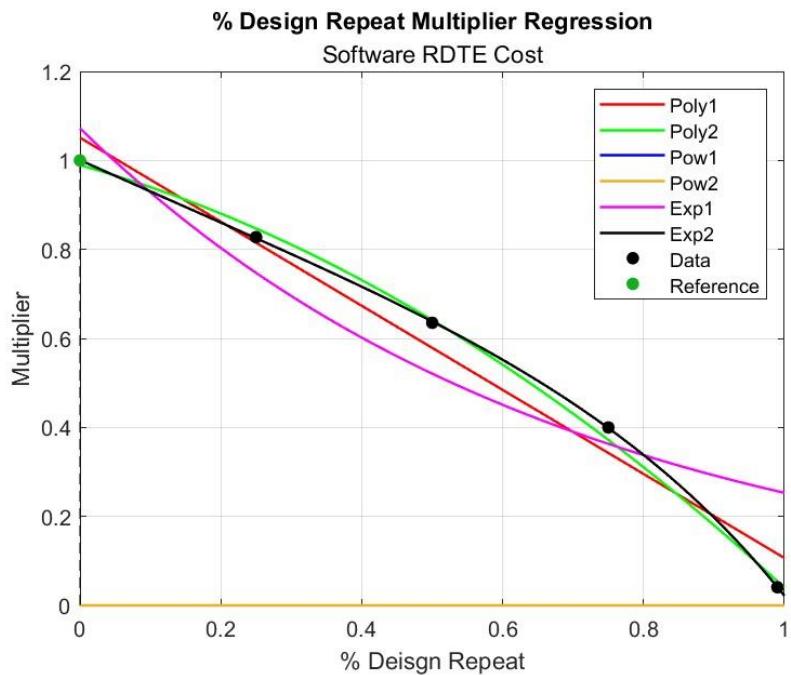


Figura 78: Analisi curve di regressione % Design Repeat per costo RDTE software

2. Development Team Complexity

Questo parametro richiama il già visto *Management Team Complexity*, adattandolo al caso del team assegnato allo sviluppo software. Esso rappresenta quindi la conoscenza, la capacità l'esperienza e la continuità dei programmatori, con un effetto sulla loro produttività e quindi sui costi previsti per lo sviluppo. Il valore può spaziare tra un minimo di 1, nel caso di un gruppo composto da sviluppatori esperti e stabili, a un massimo di 5, nel caso di novizi e con un alto tasso di ricambio. Il risultato della regressione è riportato in figura 79.

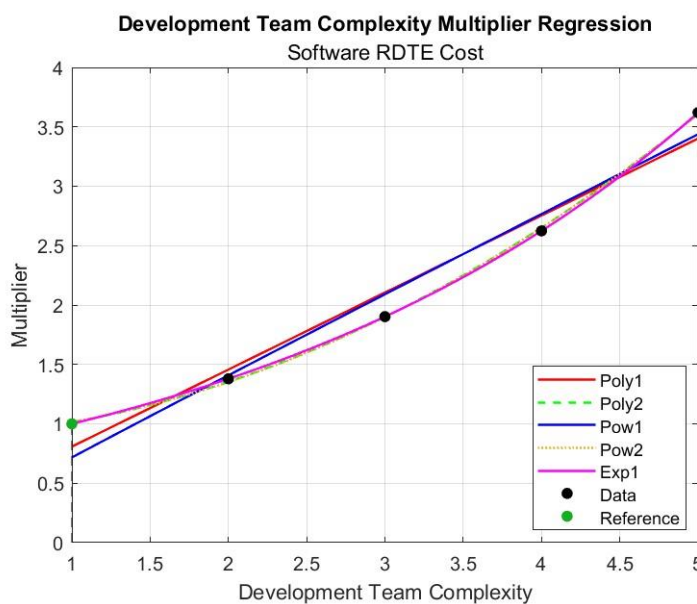


Figura 79: Analisi curve di regressione Development Team Complexity per costo RDTE software

La curva migliore in questo caso ($R^2 = 1$) è risultata essere l'esponenziale di primo grado:

$$F_{DevelopComp_i} = a \cdot e^{b \cdot DTC_i}$$

dove DTC indica il valore selezionato per il *Development Team Complexity*.

Il fattore così calcolato viene quindi aggiunto alle CERs per la stima dei costi di sviluppo per entrambi i software previsti dal sistema di navigazione.

3. *Functional Complexity*

Questo valore descrive l'effetto dei requisiti funzionali del software sulla complessità del codice. I valori più bassi contraddistinguono le applicazioni che richiedono semplici calcoli e manipolazione di stringhe, mentre quelli più alti contraddistinguono i programmi che richiedono applicazioni di controllo e comando interattive ed in tempo reale. Un'elevata complessità si traduce in una maggiore difficoltà di programmazione e quindi in una minore produttività. Dato il grande numero di possibili funzioni richieste, come interfaccia grafica, comunicazione on-line e funzioni logiche, solo per citarne alcune, la determinazione di un valore da assegnare al parametro risulta piuttosto complessa. Come visto nel caso del *Manufacturing Complexity*, sono quindi state analizzate esclusivamente delle variazioni percentuali rispetto al valore inserito nelle stime base, nel range 50-150%. Il risultato della regressione è mostrato in figura 80, per il range complessivo analizzato (a sinistra) e nell'intorno del riferimento (a destra).

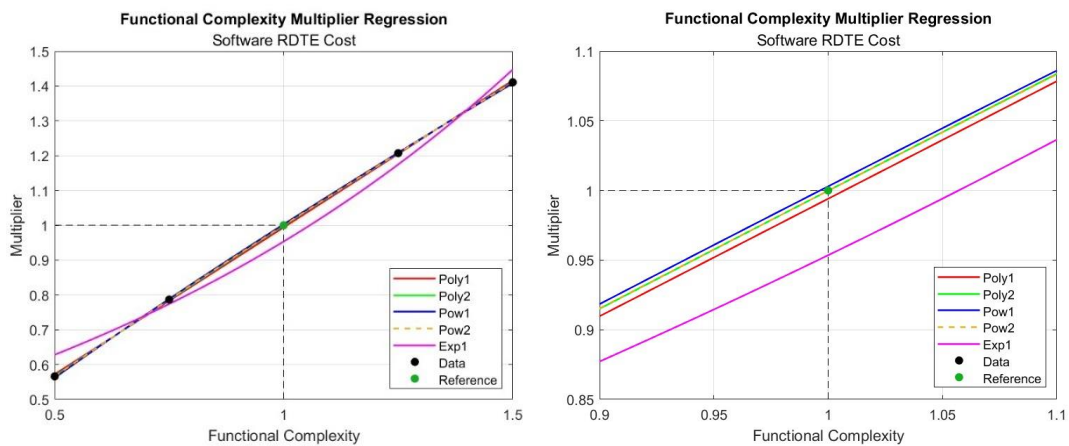


Figura 80: Analisi curve di regressione *Functional Complexity* per costo RDTE software

La curva migliore in questo caso è risultata essere quella data dal polinomio di secondo grado:

$$F_{FuncComp_i} = a \cdot FC_i^2 + b \cdot FC_i + c$$

Dove FC indica il valore assegnato alla *Functional Complexity*.

Si utilizza questa espressione per ricavare due fattori, uno per la fase di sviluppo e l'altro per quella di produzione, da inserire nelle rispettive CERs.

5.7.2 Percentuale di sviluppo condiviso

Un fattore che non viene considerato dai parametri studiati ma che risulta di grande importanza nel valutare le attività di progetto odierne è quello legato allo sviluppo condiviso. Nel settore aeronautico, infatti, è uso comune che più aziende collaborino per la ricerca e la progettazione di nuove tecnologie suddividendosi costi e responsabilità, dal momento che uno sviluppo completamente interno rischierebbe di risultare troppo oneroso. Allo stesso modo, fornitori esterni possono decidere di mettersi al lavoro su nuovi componenti solo in presenza di un numero sufficiente di clienti interessati.

Per tenere conto di questa possibilità si è scelto di introdurre un semplice fattore percentuale per ciascun componente, con effetto a cascata sui rispettivi sistemi, che permetta di indicare quale porzione dello sviluppo del dato elemento è a carico dell'azienda interessata dalla stima. Si potrà impostare un input pari al 100% nel caso l'elemento venga progettato internamente da una singola impresa, oppure una percentuale più bassa in base alla ripartizione prevista. Questo coefficiente viene quindi applicato alle CERS per il calcolo dei costi della fase RDTE per ognuno dei componenti

5.7.3 *Learning Curve* e volume di produzione

Come detto nell'introduzione allo sviluppo del modello, le stime PRICE utilizzate come database prevedono un volume di produzione pari a 600 esemplari. I costi della fase PROD calcolati con le equazioni ricavate fino a questo punto sono quindi calibrati per un tale volume. Si vuole però estendere la funzionalità dello strumento per un qualunque numero di velivoli si desideri effettuare la stima. Allo stesso tempo si vuole anche considerare l'effetto della *Learning Curve*. Questa esprime il tasso con il quale i costi di produzione decrescono grazie al miglioramento dell'efficienza e dell'esperienza dei lavoratori. Altri fattori che contribuiscono al ridursi dei costi con l'aumento del volume di produzione sono legati ad una migliore gestione delle risorse, all'ottimizzazione dei processi e allo sconto sulle materie prime. In generale si osserva che per i processi più complicati si tende ad avere un miglioramento più consistente rispetto a quelli più semplici, grazie al maggior numero di attività che possono essere perfezionate [60]. Per effetto della curva di apprendimento il primo esemplare prodotto risulterà quindi essere quello con il costo maggiore, mentre man mano che la produzione aumenterà si avrà una contrazione grazie alla sempre maggiore esperienza acquisita.

Il miglioramento associato alla *Learning Curve* può essere valutato con una relazione matematica, assumendo che al raddoppio delle quantità prodotte gli sforzi e i costi associati si riducano di una

percentuale fissa. L'espressione che calcola il costo di un certo esemplare della produzione in serie, considerando l'effetto della curva di apprendimento, è del tipo:

$$Y = Ax^b \quad \text{con} \quad b = \frac{\log(LC)}{\log 2}$$

dove x è il numero dell'esemplare che si sta valutando, Y è il suo costo, A è il costo del primo pezzo prodotto e LC è la pendenza della curva, ovvero la percentuale di riduzione ad ogni raddoppio delle unità prodotte. Un'interpretazione grafica dell'effetto di questa pendenza è mostrata in figura 81, in termini di costo percentuale rispetto alla prima unità prodotta.

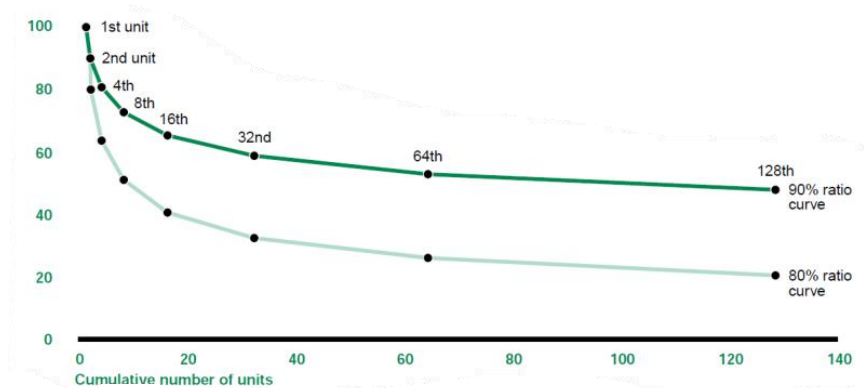


Figura 81: Effetto Learning Curve [60]

Le stime di partenza riportano il costo totale della produzione per 600 esemplari. Come primo passaggio per poter generalizzare il calcolo bisogna risalire al costo del primo velivolo prodotto. Dal momento che il valore impostato per la *Learning Curve* di ciascun componente nelle stime dei velivoli di riferimento, tradizionali e ibridi, è pari a 0,83, il costo totale fornito come risultato dalle CERs descritte in precedenza risulterà essere:

$$COST_{PROD_i} = \sum_{n=1}^{600} A_i n^{\frac{\log(0.83)}{\log 2}}$$

Il costo associato al primo esemplare prodotto si può quindi ricavare da:

$$A_i = \frac{COST_{PROD_i}}{\sum_{n=1}^{600} n^{\frac{\log(0.83)}{\log 2}}} = \frac{COST_{PROD_i}}{146.2415}$$

Una volta noto questo valore è possibile calcolare il costo complessivo per un qualunque volume di produzione (n_{prod}) e per una qualunque pendenza della *Learning Curve* impostata (LC_i), eventualmente diversificata a piacimento per ciascun componente. Una volta ottenuto il costo del primo esemplare prodotto, si ottiene il risultato finale con la formula:

$$COST_{PROD,LC_i} = \sum_{n=1}^{n_{prod}} A_i n^{\frac{\log(LC_i)}{\log 2}}$$

Questo procedimento viene applicato a tutti i componenti e insiemi della PBS. Dal momento che il costo dei sistemi è calcolato a partire dal risultato ottenuto per i componenti/sottosistemi contenuti al suo interno, l'effetto della *Learning Curve* per i sistemi viene applicato solo alla maggiorazione del costo data dall'integrazione nel passaggio da componente a insieme. In questo modo la valutazione del costo complessivo del sistema risulta scorporata dal valore della pendenza assegnato ai singoli componenti, che può anche essere diverso per ciascuno di essi, ed è possibile assegnare una *Learning Curve* per il sistema indipendente rispetto a quella degli elementi al suo interno.

Si noti che per i componenti software non è previsto alcun effetto della *Learning Curve*, mentre per la fuel cell la stima di partenza è stata eseguita con un valore suggerito per la pendenza di 0.97. In questo caso quindi i passaggi eseguiti sono i medesimi descritti per il generico componente, ad eccezione del divisore per il calcolo di A_i che risulta essere pari a 473,6256.

5.7.4 Attualizzazione per inflazione

I costi risultanti dalle stime PRICE per i velivoli di categoria ATR, utilizzati come database di partenza per la creazione delle equazioni, sono calibrati con il valore del dollaro all'anno 2017. Dal momento che si è impostato un nuovo modello che potrà essere utilizzato per effettuare delle stime future, si è ritenuto opportuno aggiornare i risultati delle CERs alla data corrente. Il fattore da tenere in considerazione per questo scopo è l'inflazione, ossia l'aumento del livello medio dei prezzi di beni e servizi in un dato lasso temporale, che genera una riduzione del potere d'acquisto della moneta. Tramite il portale del Bureau of Labor Statistics statunitense [61] si è ricavato che il tasso di inflazione del dollaro da dicembre 2017 a settembre 2023 (ultimo dati disponibile al momento della stesura di questa tesi) è risultato essere pari al 25%. Tutti i costi stimati vengono quindi moltiplicati per un fattore 1.25 per tenere in considerazione questo effetto economico.

Il modello prevede inoltre che l'utente possa inserire un ulteriore livello di inflazione, questa volta nei confronti del valore al 2023, previsto per l'anno per il quale desidera effettuare la stima. Può inoltre selezionare un output in Euro, impostando il relativo tasso di cambio attuale o previsto, in modo tale che i risultati stampati nel relativo file vengano aggiornati alla valuta scelta.

5.7.5 Riepilogo CERs

Avendo introdotto tutti i vari parametri e fattori considerati per la costruzione delle CERs, si riportano ora le equazioni complete che costituiscono il modello di stima dei costi, suddivise per

tipo di elemento della PBS e fase considerata. Vengono inseriti anche il fattore 1.25 per l'attualizzazione del valore del denaro e il fattore di sviluppo condiviso (%Share), che esprime la percentuale di pertinenza dell'azienda considerata all'interno del programma di sviluppo per ciascun componente.

- Componenti (ad eccezione di fuel cell e software)

$$COST_{RDTE_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_i} \cdot F_{EngComp_i} \cdot F_{\%NewDesign_i} \cdot F_{\%DesignRepeat_i} \cdot F_{ManufComp_{RDTE_i}} \cdot F_{Prototypes_{RDTE_i}} \cdot \%Share_i$$

$$COST_{PROD_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{PROD_i} \cdot F_{ManufComp_{PROD_i}} \cdot F_{Prototypes_{PROD_i}}$$

- Fuel Cell

$$COST_{PROD_{FC}} = 1.25 \cdot BASECOST_{PROD_{FC}}$$

$$COST_{RDTE_{FC}} = COST_{PROD_{FC}} \cdot \frac{COST_{RDTE_{Battery}}}{COST_{PROD_{Battery}}} \cdot 1.2$$

- Software

$$COST_{RDTE_{SW}} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_{SW}} \cdot F_{MultipleSite_{SW}} \cdot F_{\%SWDesignRepeat_i} \cdot F_{DevelopComp_i} \cdot F_{FuncComp_{RDTE_i}} \cdot \%Share_i$$

$$COST_{PROD_{SW}} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_{SW}} \cdot F_{FuncComp_{PROD_i}}$$

- Sistemi di primo livello (grigi)

$$COST_{RDTE_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_i} \cdot F_{SysComp_i} \cdot F_{EngComp, System_i} \cdot F_{MultipleSite_i}$$

$$COST_{PROD_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{PROD_i}$$

- Sistemi di secondo livello e totale velivolo (arancioni + azzurro)

$$COST_{RDTE_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_i} \cdot F_{SysComp_i} \cdot F_{EngComp, System_i}$$

$$COST_{PROD_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{PROD_i}$$

- Totale programma (blu)

$$COST_{RDTE_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{RDTE_i} \cdot F_{ManagComp_{RDTE}} \cdot F_{ManagProductivity} \cdot F_{ProjectComp_{RDTE}}$$

$$COST_{PROD_i} = 1.25 \cdot BASECOST_{PROD_i} \cdot F_{ManagComp_{PROD}} \cdot F_{ProjectComp_{PROD}}$$

I costi di produzione ottenuti con le CERs appena mostrate seguono poi i passaggi descritti al paragrafo 5.7.3 per tenere conto della *Learning Curve* e del volume di produzione, ottenendo il risultato finale complessivo. Infine, ciascun costo può poi essere eventualmente moltiplicato per il fattore di inflazione scelto dall'utente e per un tasso di cambio valuta, nel caso in cui si desideri ottenere un output diverso dal dollaro.

5.8 Sviluppo del tool di stima e gestione Input/Output

Una volta ricavate tutte le equazioni con cui assemblare il modello si è provveduto a sviluppare uno script MATLAB per la sua implementazione. Il tool richiede come input da parte dell'utente i valori del peso per ciascun componente previsto dalla PBS del velivolo e tutti i vari parametri descritti in precedenza. Per quanto riguarda il peso si può scegliere se inserire manualmente il valore per ciascuna voce o ricorrere a un file CPACS (*Common Parametric Aircraft Configuration Schema* [62]). Quest'ultimo consiste in un file .xml che racchiude un grande numero di dati di design del velivolo, con una formattazione standardizzata e condivisa tra le varie aziende e progettisti che consente un facile scambio di informazioni. I pesi di eventuali componenti non previsti dal CPACS ma presenti sul velivolo devono essere inseriti manualmente dall'utente, così come le percentuali di ripartizione per quegli elementi che vengono suddivisi in più voci. In questo caso è anche possibile scegliere di mantenere la medesima ripartizione percentuale del velivolo ATR di riferimento. L'esecuzione del programma richiama poi in automatico un file .xlsx che contiene i coefficienti delle CERs e li impiega per calcolare i costi previsti per ciascun elemento, sia per la fase di sviluppo sia per quella di produzione, seguendo le relazioni elencate nel paragrafo 5.7.5. Infine, vengono stampati i risultati ottenuti, suddivisi tra RDTE e PROD. Come si vedrà nel capitolo 7 dedicato ad alcuni casi di prova, l'output riporta per ciascun elemento della PBS il costo complessivo e unitario, in funzione del numero di velivoli indicato dall'utente. Infine, viene generato anche un diagramma a torta che permette di valutare il peso rispetto al costo totale delle principali voci di costo: i quattro sistemi di alto livello, l'integrazione del velivolo completo e il management.

Per la gestione dell'interfaccia tra il tool e l'utente, sia in input sia in output, è stato realizzato un apposito file .xlsx. Attraverso le sue varie tab l'utente viene guidato nella selezione e nell'immissione di tutti i valori e i parametri richiesti dal modello e, dopo l'esecuzione dello script, mostra i risultati ottenuti con tabelle e grafici.

Capitolo 6

6. Modello di stima dei costi operativi

Come introdotto nel capitolo 4, la principale voce di spesa sostenuta durante la vita di un aeromobile è rappresentata dai costi operativi. Questi si suddividono in costi operativi diretti (*DOC*) e indiretti (*IOC*). I primi riguardano le operazioni di volo, e dunque le spese sostenute per il carburante, l'equipaggio di bordo e la manutenzione, oltre ai costi sul capitale (deprezzamento e interessi), all'assicurazione e alle varie tasse aeroportuali e governative, incluse quelle sulle emissioni. I secondi invece includono le spese legate all'attività della compagnia e non direttamente connesse al singolo velivolo, come i costi per i servizi di terra, l'amministrazione, il marketing, le vendite e i servizi ai passeggeri. Per ognuna delle voci di costo è prevista nel modello un'apposita CER che, forniti gli opportuni input, effettua una stima e fornisce all'utente la previsione sulle spese totali annue. Queste vengono inoltre ripartite per singolo viaggio, ora di volo o sedile, in modo tale da poter utilizzare lo strumento per effettuare un'analisi economica più dettagliata sull'impiego del velivolo.

Come per i costi di sviluppo e produzione, anche in questo caso il lavoro è stato sviluppato a partire dal modello di stima del LCC realizzato in precedenza dal Politecnico di Torino. Per quanto riguarda i costi operativi il modello presentava già una serie di CERs per i velivoli a propulsione tradizionale, ricavate da un'approfondita analisi di letteratura sullo stato dell'arte dei metodi di stima. Essendo state ritenute tutt'ora valide ed efficacemente applicabili al modello, sono state confermate così come originariamente pensate ed aggiornate al valore del denaro odierno, in funzione del rapporto tra i CPI dell'anno di riferimento e del 2023 [63]. Sono invece state implementate da zero le equazioni relative ai nuovi componenti delle architetture ibride e alle nuove fonti di energia sfruttate, ovvero elettricità ed idrogeno liquido. Nei paragrafi che seguono vengono presentate tutte le CERs che costituiscono il modello, con particolare riferimento alle variabili in gioco e alle assunzioni fatte per l'introduzione delle nuove equazioni.

6.1 Costi Operativi Diretti

Le equazioni per i costi diretti sono suddivise in sei categorie: capitale, equipaggio, carburante ed elettricità, tasse, manutenzione e interruzioni operative. Per ciascuna sono riportate le relazioni utilizzate nel modello e le tabelle che raccolgono e descrivono tutte le variabili utilizzate in ogni equazione, analogamente a quanto previsto per l'input sul file .xlsx. Le CERs impiegate nella forma di partenza del modello provengono dalle seguenti fonti: il *Metodo DOC+I*, sviluppato da Liebeck et al. sulla base del precedente metodo ATA (Air Transport Association) [64]; il *Metodo AoEA* (Association of European Airlines) [65] ed infine il metodo proposto da Chen et al. [66].

6.1.1 Costi sul capitale

In questa voce rientrano i costi di ammortamento, ovvero la ripartizione del costo di acquisto dell'aeromobile su un certo numero di anni, gli interessi sul capitale investito e gli oneri assicurativi. Le successive formule fanno riferimento alle variabili riportate in tabella 27.

Nome	Variabile	Unità	Descrizione
Peso dell'Aeromobile	$Weight$	kg	Massa del velivolo, ottenuto sommando il peso di tutti i componenti previsti
Prezzo dell'Aeromobile	AC	US\$	Prezzo di acquisto dell'aeromobile, ricavato dal modello dei costi di sviluppo e produzione
Numero di Passeggeri	n_{seats}	-	Numero massimo di passeggeri previsto per il velivolo
Numero di motori	n_e	-	Numero di motori previsti dal design del velivolo
Flight Hours	FH	h	Durata del volo, dal decollo all'atterraggio
Block Hours	BH	h	Tempo in movimento del velivolo, comprensivo delle fasi di rullaggio
Range	$Range$	nm	Raggio di volo previsto per la specifica missione, espresso in miglia nautiche
Numero di Voli Anni	n_{trips}	-	Numero di voli previsti in un anno per il singolo aeromobile
Massa Carburante	m_f	kg	Quantità di carburante richiesta per lo svolgimento della specifica missione
Fattore di Scala dei Costi	CEF	-	Fattore di scala dei costi che tiene conto dell'inflazione rispetto al 2023
Tasso di Inflazione	p_{inf}	%	Tasso annuo di inflazione previsto
Valore Residuo	res	%	Valore di mercato al termine del periodo di deprezzamento, in percentuale sul prezzo di acquisto
Periodo di Deprezzamento	P_{Dep}	Anni	Periodo di deprezzamento previsto
Ricambi Airframe	AFS	%	Costo per i ricambi iniziali dell'airframe, in percentuale sul prezzo di acquisto totale del velivolo
Ricambi Motori	ES	%	Costo per i ricambi iniziali dei motori, in percentuale sul prezzo di acquisto totale del velivolo
Periodo di Interessi	P_{Int}	Anni	Numero di anni per cui è previsto il pagamento degli interessi
Tasso d'Interesse	IR	%	Percentuale annua da corrispondere come interesse sul valore dell'aeromobile
Valore Attuale	PV	US\$	Valore dell'aeromobile all'anno attuale, pari al prezzo di acquisto se non diversamente indicato
Valore Futuro	FV	US\$	Valore dell'aeromobile previsto al termine del periodo di interessi

Tabella 27: Variabili DOC generali, deprezzamento e interessi

Il costo annuo per l'ammortamento tiene in considerazione la spesa sostenuta per l'acquisto del velivolo e per i pezzi di ricambio iniziali di parti strutturali e motori. Il prezzo dell'aeromobile è ricavato applicando il modello descritto nel capitolo precedente, sommando i risultati ottenuti per il costo medio di produzione di un singolo esemplare e la quota parte derivante dai costi di sviluppo (totale RDTE diviso per il volume di produzione previsto). Il tutto è poi maggiorato di una certa percentuale, definita dall'utente, per tenere conto del margine di guadagno per il produttore. Analogamente si ricava anche il costo per il motore (EC), considerando esclusivamente i risultati ottenuti per i suoi vari componenti. Il prezzo dell'airframe (AFC) si ricava infine sottraendo al valore totale il prezzo dei motori appena definito. Al termine del periodo di deprezzamento può essere inoltre previsto un valore residuo, relativo al riutilizzo di alcuni componenti per altre applicazioni. Il costo annuo viene ricavato con la formula:

$$DOC_{Dep} = (1 - res) \frac{AC}{P_{Dep}} + AFS \frac{AFC}{P_{Dep}} + ES \frac{EC}{P_{Dep}}$$

Se l'acquisto dell'aeromobile ha coinvolto un intermediario, come ad esempio una banca, oltre ai costi di ammortamento vanno considerati i relativi interessi. Questi dipendono dal valore presente e futuro del velivolo e dal tasso di interesse, che può essere fortemente condizionato dall'economia globale, dalle politiche locali e dal tipo di cliente. L'importo annuo si calcola come:

$$DOC_{Int} = \frac{IR(PV - FV)}{1 - (1 + IR)^{-P_{Int}}} - \frac{PV}{P_{Int}}$$

Infine, bisogna valutare i costi assicurativi per aeromobile e passeggeri correlati ai rischi e ai potenziali risarcimenti in caso di incidente. Per velivoli di tipo regionale il tasso assicurativo annuo è stimato pari all'1% del prezzo di acquisto dell'aeromobile.

$$DOC_{Int} = 0.01 \cdot AC$$

6.1.2 Costi per l'equipaggio

Nei costi connessi al personale di bordo rientrano i salari di piloti (*Cockpit Crew*) e assistenti di volo (*Cabin Crew*), oltre alle spese da sostenere per la relativa formazione. Gli input richiesti in questo caso si limitano esclusivamente al numero di membri richiesti (n) e la rispettiva paga oraria (LR), che può variare a seconda del contratto e del paese di riferimento.

L'ammontare dei salari per singolo volo viene calcolato moltiplicando il costo orario per la durata della missione e il numero di membri dell'equipaggio impegnati. Il totale annuo è quindi dato da:

$$DOC_{CockpitCrew} = BH \cdot LR_{Cockpit} \cdot n_{Cockpit} \cdot n_{Trips}$$

$$DOC_{CabinCrew} = BH \cdot LR_{Cabin} \cdot n_{Cabin} \cdot n_{Trips}$$

Per quanto riguarda i costi di formazione, anch'essi espressi come spesa per ciascun volo, si effettua una stima in funzione del peso del velivolo, secondo una relazione ricavata da dati statistici. La sua formulazione è la seguente:

$$DOC_{CrewTraining} = 0.0184 \left(\frac{Weight}{1000} \right)^3 - 9.1399 \left(\frac{Weight}{1000} \right)^2 + 1621.7 \frac{Weight}{1000} + 8734.3$$

6.1.3 Costi per il carburante, l'elettricità e l'idrogeno

A seconda dell'architettura propulsiva prevista per il velivolo, l'energia richiesta viene fornita dal tradizionale cherosene, dall'elettricità immagazzinata nelle batterie, dall'idrogeno liquido o da una combinazione di queste fonti. Per ciascuna di esse si prevede una distinta CER in grado di calcolare il costo annuo previsto per l'approvvigionamento. Le variabili di riferimento sono introdotte in tabella 28.

Nome	Variabile	Unità	Descrizione
Prezzo Combustibile	P_{Fuel}	US\$/L	Prezzo sul mercato del combustibile tradizionale Jet A-1
Energia Elettrica Richiesta	E_{flight}	kWh	Quantità di energia elettrica richiesta per la specifica missione
Prezzo Elettricità	E_{price}	US\$/kWh	Prezzo sul mercato dell'energia elettrica. Utilizzare il valore più aggiornato o quello previsto
Efficienza Ricarica Elettrica	$\eta_{chargeE}$	-	Tiene conto delle perdite durante il processo di ricarica a terra delle batterie
Massa Idrogeno Richiesta	$LH2_{flight}$	kg	Quantità di idrogeno liquido richiesto dalle fuel cell per la specifica missione
Prezzo Idrogeno Liquido	$LH2_{price}$	US\$/kg	Prezzo sul mercato dell'idrogeno liquido. Utilizzare il valore più aggiornato o quello previsto
Efficienza Ricarica Idrogeno	$\eta_{chargeLH2}$	-	Tiene conto delle perdite durante il processo di ricarica a terra dei serbatoi di idrogeno liquido

Tabella 28: Variabili DOC carburante, elettricità e idrogeno

Il costo per il cherosene (Jet A-1) si ottiene moltiplicando il fabbisogno della missione per il costo al litro e per il numero di voli annuali. Nota la massa di carburante richiesto il volume si ottiene dividendola per la densità $\rho_{Fuel} = 0.815 \text{ kg/L}$.

$$DOC_{Fuel} = P_{Fuel} \cdot \frac{m_f}{\rho_{Fuel}} \cdot n_{Trips}$$

Se il sistema propulsivo viene alimentato, totalmente o in parte, da batterie installate a bordo, la spesa sostenuta per l'energia elettrica deve essere conteggiata. Questa si ricava moltiplicando la quantità di energia richiesta dai motori elettrici per l'intera missione, che non deve necessariamente coincidere con la capacità nominale della batteria, per il costo al kWh, scelto dall'utente in base al valore di mercato del paese e del periodo di riferimento. Se il dato per l'energia richiesta non dovesse essere disponibile è possibile considerare l'80% della capacità massima, tenendo in considerazione un utilizzo corretto che prevede di non scendere sotto una certa percentuale di carica. Inoltre, vanno tenute in considerazione le perdite dovute al processo di ricarica, ponendo al denominatore la relativa efficienza (stimata tra 0.82 e 0.92, [51]). L'equazione per il calcolo del costo annuale per l'energia elettrica è:

$$DOC_{Electricity} = \frac{E_{price} \cdot E_{flight}}{\eta_{charge_E}} \cdot n_{Trips}$$

Analogamente, bisogna introdurre nel modello la stima dei costi per l'idrogeno liquido nel caso di architetture che prevedono l'impiego di fuel cell. Anche in questo caso si considerano la quantità di idrogeno liquido richiesto per lo svolgimento della missione (in funzione dell'energia che le fuel cell devono fornire al sistema), il costo al chilogrammo e l'efficienza della ricarica. Il costo totale annuo si calcola quindi con la relazione:

$$DOC_{LH2} = \frac{LH2_{price} \cdot LH2_{flight}}{\eta_{charge_{LH2}}} \cdot n_{Trips}$$

6.1.4 Tasse

La voce relativa alle tasse racchiude tutte le tariffe aeroportuali e governative per l'atterraggio e l'assistenza alla navigazione, oltre agli oneri ambientali legati alle emissioni acustiche, di sostanze inquinanti e di CO₂.

Tasse aeroportuali e governative

Per quanto riguarda l'atterraggio, ogni aeroporto applica una propria tassazione in funzione del tipo di aeromobile e dei servizi offerti. Per quanto una generalizzazione su scala mondiale risulti piuttosto complicata in virtù delle molte variabili utilizzate dai singoli gestori, si è rilevato che il principale driver di costo è rappresentato dalla massa del velivolo. Si richiede quindi all'utente, in fase di input, di inserire il costo alla tonnellata tipico dell'aeroporto o della regione per cui si

vuole effettuare la stima ($K_{Landing}$), ed il relativo ammontare della tassa per un intero anno è calcolato come:

$$DOC_{Landing} = Weight_t \cdot K_{Landing} \cdot CEF \cdot n_{Trips}$$

Oltre agli oneri aeroportuali legati all'atterraggio e alla gestione a terra del velivolo, è prevista una tassazione per il sorvolo dello spazio aereo di ciascuna nazione e l'utilizzo dei relativi servizi di assistenza alla navigazione. L'addebito effettivo a carico dalla compagnia è specifico per ogni singola tratta, essendo calcolato a partire dai chilometri percorsi in volo su ciascun paese e dalla relativa tassazione prevista. Volendo fornire una stima per la generica missione internazionale del velivolo si utilizzano il range in miglia nautiche, il peso espresso in libbre e un coefficiente medio relativo al tipo di volo (K_{Nav}). Secondo il metodo DOC+I [64] questo fattore è pari a 0,065 US\$/nm/lb per i voli a corto raggio e 0,2 US\$/nm/lb per quelli a raggio medio-lungo. Tali valori sono riferiti al 1993, e vengono dunque attualizzati a causa dell'inflazione per mezzo del coefficiente $Coeff_1 = 2.13$. Ipotizzando che la rotta percorsa sia la medesima per ciascun volo, l'ammontare totale annuo si calcola come:

$$DOC_{Nav} = K_{Nav} \cdot Coeff_1 \cdot Range_{nm} \cdot \sqrt{\frac{Weight_{lb}}{1000}} \cdot CEF \cdot n_{Trips}$$

Tasse ambientali

Al fine di promuovere il tema del rispetto ambientale nel settore dell'aviazione commerciale sono state introdotte negli ultimi decenni alcune tasse sul rumore e sulle emissioni prodotte, con lo scopo di incoraggiare le compagnie aeree ad impiegare velivoli sempre più sostenibili. Prevedendo per il futuro una legislazione sempre più stringente e una tassazione più onerosa, sono state introdotte nel modello delle apposite CER per valutare queste imposte. Ciò risulta particolarmente utile nell'analisi di velivoli ibridi, da momento che il minore importo delle tasse ambientali rispetto alla controparte tradizionale potrebbe essere un importante volano nello sviluppo di tali tecnologie, come visto nel capitolo 4.

Nome	Variabile	Unità	Descrizione
Tassa sul Rumore	C_{Noise}	US\$/dB	Ammonntare della tassa sul rumore per decibel
Livello di Rumore Certificato - Approach	L_{App}	EPNdB	Livello di rumore registrato sul sentiero di approccio a 2 km dalla pista
Livello di Rumore Certificato - Flyover	$L_{Flyover}$	EPNdB	Livello di rumore registrato sul sentiero di decollo a 6,5 km dal rilascio dei freni
Livello di Rumore Certificato - Lateral	$L_{Lateral}$	EPNdB	Livello di rumore registrato durante il decollo a 450 m dall'asse della pista
Soglia - Aeroporto Partenza	T_d	EPNdB	Livello di rumore concesso dall'aeroporto di partenza
Soglia - Aeroporto Arrivo	T_a	EPNdB	Livello di rumore concesso dall'aeroporto di arrivo
Anno della Stima	n_y	-	Anno al quale si vuole riferire la stima
Aeroporti con Tassa sull'Inquinamento	n_a	-	Numero di aeroporti nei quali si applica la tassa sull'inquinamento
Emissioni HC	$e_{HC,LTO}$	g	Emissioni di HC nel ciclo LTO
Emissioni NOx	$e_{NOx,LTO}$	g	Emissioni di NOx nel ciclo LTO
Costo Certificati CO ₂	C_{t,CO_2}	US\$/ton	Costo dei certificati di emissione per tonnellata di CO ₂
CO ₂ Esentata	$p_{CO_2,free}$	%	Percentuale di CO ₂ concessa e non tassata

Tabella 29: Variabili DOC tasse ambientali

Per quanto riguarda la tassa sul rumore, questa viene richiesta dagli aeroporti presso cui opera il velivolo in accordo con la legislazione locale, che ha lo scopo di regolare le emissioni acustiche nel rispetto degli standard previsti dall'ICAO. Il metodo per calcolare l'importo dovuto è quello raccomandato dal Transport Aircraft Noise Classification Group, che si basa sui tre livelli di rumore prodotti dal velivolo e identificati secondo il metodo di certificazione dell'ICAO, sui valori di soglia caratteristici degli aeroporti di decollo e atterraggio e sul tasso unitario di rumore espresso in \$/dB. Il livello di rumorosità prodotto dal velivolo è espresso in EPNdB (Effective Perceived Noise Level in Decibels). La relazione inserita nel modello è la seguente:

$$DOC_{Noise} = C_{Noise} \cdot (10^{(L_{App}-T_a)/10} + 10^{\left(\frac{L_{Flyover}+L_{Lateral}}{2}-T_d\right)/10}) \cdot n_{Trips}$$

Passando alle sostanze inquinanti, particolare attenzione è posta sugli ossidi di azoto (NO_x) e sugli idrocarburi incombusti (HC), per i quali sempre più aeroporti nel mondo si stanno dotando di tassazioni specifiche al fine di contrastarne l'emissione. Il modello di Johanning e Scholz [67] prevede un'equazione per il calcolo in funzione della quantità di sostanza emessa dai motori durante il ciclo LTO definito dalla normativa ICAO ed espressa in grammi. Inoltre, per tenere conto degli sviluppi futuri di questa tassazione, si considerano il numero di aeroporti in cui si prevede venga adottata e il tasso di inflazione annua previsto. La formulazione della CER è la seguente, da moltiplicare poi per il numero di voli annui (n_{Trips}):

$$\begin{cases} DOC_{NO_x,HC} = 7.12 \cdot 10^{-4} \cdot \frac{n_a \cdot e_{NO_xLTO} \cdot n_e}{25} \cdot (1 + p_{inf})^{n_y-2011} & \text{se } e_{HC_{LTO}} < 19.6 \text{ g} \\ DOC_{NO_x,HC} = 2.12 \cdot 10^{-5} \cdot \frac{n_a \cdot e_{NO_xLTO} \cdot e_{HC_{LTO}} \cdot n_e}{25} \cdot (1 + p_{inf})^{n_y-2011} & \text{se } e_{HC_{LTO}} \geq 19.6 \text{ g} \end{cases}$$

Infine, si valuta il costo associato all'emissione di CO_2 . Nell'ambito dell'Emission Trading Scheme (ETS) promosso dall'Unione Europea per contenere, con il passare degli anni, la produzione di anidride carbonica, le compagnie aeree sono chiamate ad acquistare certificati di emissione tali da coprire la totalità della CO_2 generata ed evitare le conseguenti sanzioni. La spesa da sostenere per tali certificati dev'essere quindi inserita nel computo dei costi operativi. Essa dipende dalla CO_2 emessa, pari a 3,15 kg per ogni kg di combustibile bruciato, dall'anno per il quale si vuole effettuare la stima e dal costo alla tonnellata dettato dal mercato dei certificati di emissione. Inoltre, si tiene conto di una certa percentuale di gratuità concessa dall'ente regolatore. Il costo relativo alla compensazione dell'anidride carbonica emessa in ogni singolo volo è espresso dalla relazione seguente. Questo viene poi moltiplicato per il numero di voli annui.

$$DOC_{ETS} = \frac{3.15 \cdot 10^{-3} \cdot m_f \cdot C_{t,CO_2} \left(17.6 + 0.7(n_y - 2010)\right) \left(1 - \frac{p_{CO_2,free}}{100 + 2.5(n_y - 2005)}\right)}{64.4 + 3.1(n_y - 2010)}$$

6.1.5 Costi di manutenzione

Le spese legate alle attività di manutenzione necessarie per conservare l'aeronavigabilità del velivolo vengono suddivise in costi manutentivi diretti (*DMC*), associati ai materiali e al personale, e nel cosiddetto *Maintenance Burden*, ovvero gli oneri legati alle spese generali, alle infrastrutture e alle strumentazioni necessarie. Pur essendo questi ultimi dei costi indiretti si sceglie di includerli nella stima del DOC per considerare la spesa manutentiva nel suo complesso.

Manutenzione velivoli tradizionali

Il metodo utilizzato nel modello originale per i *DMC* suddivide il processo di manutenzione nelle varie attività previste per ogni componente del velivolo, e produce una stima per ciascuna di esse grazie ad un'apposita CER ricavata utilizzando dati forniti dalla IATA [68]. Le variabili specifiche introdotte ed utilizzate per le varie relazioni sono riportate in tabella 30.

Nome	Unità	Descrizione
Dimensione flotta	-	Numero di aeromobili posseduti dalla compagnia e soggetti a manutenzione
Utilizzo	FH/giorno	Numero di ore di volo al giorno
Lunghezza fusoliera	m	Lunghezza fusoliera
Età del tipo di aeromobile	Anni	Numero di anni trascorsi dalla data di certificazione del modello di aeromobile
Età media del velivolo	Anni	Media del numero di anni dei velivoli che compongono la flotta
Numero di pneumatici	-	Numero totale delle ruote dei carrelli
Spinta per motore (turbofan)	N	Spinta generata da ciascun singolo motore turbofan
Potenza per motore (turboprop)	kW	Potenza massima al decollo per ciascun motore turboprop
Numero di stadi del motore (turboprop)	-	Numero di stadi di ciascun turboprop, escluso l'albero di potenza
Consumo specifico	lb/hp/h	Massa di carburante necessaria per garantire una certa potenza per un dato periodo

Tabella 30: Variabili DOC manutenzione velivoli tradizionali

Per ciascuna attività manutentiva il costo viene stimato con una CER nella forma:

$$\gamma = \alpha + \beta_1 \cdot x_1 + \beta_2 \cdot x_2 + \dots + \beta_n \cdot x_n$$

dove: γ è il singolo elemento di costo (manutenzione di linea, base, motore o componente), α è una costante, i termini β sono i coefficienti e le x sono i driver di costo specifici per l'elemento considerato. I valori associati ai vari coefficienti e le variabili considerate per ciascuna relazione sono dettagliati nel lavoro di Fioriti et al., in cui viene descritto il metodo applicato [68].

Per i costi indiretti associati alla manutenzione è complicato costruire un'apposita CER, a causa dalla molteplicità dei fattori inclusi e della mancanza di una sufficiente base dati. Si definisce quindi come una percentuale sul costo manutentivo complessivo. Da evidenze statistiche emerge che i costi diretti pesano per il 60% sul totale, mentre il restante 40% è imputato a quelli indiretti. Una volta stimato il DMC grazie alle CERs del modello descritte in precedenza, il costo totale per la manutenzione si ricava con:

$$DOC_{Maint_{tot}} = DMC \cdot \frac{100}{60}$$

Il *Maintenance Burden* sarà quindi dato da:

$$DOC_{Main_{Burden}} = 0.4 \cdot DOC_{Maint_{tot}}$$

Si tenga conto del fatto che i costi così calcolati dal modello sono relativi alla singola ora di volo. Per ottenere il valore totale annuo bisogna dunque moltiplicarli per la durata del volo e per il numero di viaggi previsti.

$$DOC_{Maint_{year}} = DOC_{Maint} \cdot FH \cdot n_{Trips}$$

Manutenzione velivoli ibridi

Il modello di partenza fin qui descritto prevedeva di essere impiegato esclusivamente per velivoli con configurazione classica. Si è scelto di mantenere valide ed inalterate tali equazioni di stima per i componenti tradizionali, mentre sono state aggiunte delle CERs specifiche per valutare le spese manutentive dei nuovi elementi introdotti con le architetture propulsive ibride.

La manutenzione prevista per le batterie consiste nella sostituzione dei pacchi una volta raggiunto il numero di cicli massimo ($n_{cycles,max}$) previsto per la tecnologia con cui sono realizzati. Per ciclo si intende il processo di carica e successivo utilizzo del 100% della capacità disponibile. Dal momento che per la generica missione non è detto che venga sfruttata tutta l'energia immagazzinata nella batteria, e anzi si tenda a preservare una certa percentuale di carica per eventuali emergenze e per non comprometterne la vita utile, si introduce un fattore ($n_{cycles,flight}$) che esprima la porzione di un ciclo completo sfruttata nel singolo volo. In questo modo sarà possibile, ad esempio, considerare due voli che consumano ciascuno il 50% della batteria come un unico ciclo. Inoltre, è prevista la possibilità di assegnare un valore economico residuo per la batteria ($Res_{Battery}$) al termine della sua vita aeronautica, in quanto può essere successivamente utilizzata per altri impieghi meno esigenti dal punto di vista delle prestazioni o può essere smantellata per riciclarne alcuni componenti. Il costo totale annuo previsto per la sostituzione delle batterie è dato dalla formula:

$$DOC_{Maint_{Battery}} = \frac{Price_{Battery} \cdot (1 - Res_{Battery})}{n_{cycles,max}} \cdot n_{cycles,flight} \cdot n_{Trips}$$

Per quanto riguarda gli altri componenti dei sistemi propulsivi ibridi, che rimangono installati a bordo e richiedono una cura continuativa per tutta la vita operativa dell'aeromobile, è complicato ad oggi stimarne i costi di manutenzione a causa della mancanza di una base dati sufficiente per costruire un modello analogo a quello descritto per i componenti tradizionali. Si è dunque scelto di considerare la spesa per le varie attività manutentive e le eventuali sostituzioni come una percentuale sul prezzo di acquisto del componente ($MaintCost_i$) da sostenersi a intervalli di tempo regolari espressi in ore ($MTBMA_i$, Mean Time Between MAintenance). Il prezzo dei vari elementi ($Price_i$) viene ricavato dal modello di stima dei costi di sviluppo e produzione, includendo un margine di guadagno come visto in precedenza. Una volta calcolata la spesa prevista per il singolo ciclo di manutenzione questa viene suddivisa per il $MTBMA$, ottenendo

così un costo orario. L'ammontare totale annuo delle spese si ottiene infine moltiplicando per il tempo di utilizzo del velivolo ad ogni volo ed il numero di voli all'anno.

$$DOC_{Maint_i} = \frac{Price_i \cdot MaintCost_i}{MTBMA_i} \cdot BH \cdot n_{Trips}$$

Questa equazione viene applicata ai seguenti componenti (se previsti): motori elettrici, convertitori (DC/AC, AC/DC e DC/DC), generatori, fuel cell, serbatoi di LH2, TMS e cavi elettrici.

6.1.6 Costi per le interruzioni operative

Le compagnie aeree sono soggette a costi aggiuntivi in caso di ritardi e cancellazioni dei voli. I ritardi comportano una maggiore spesa per la fruizione dei servizi aeroportuali e la gestione dei passeggeri, mentre per le cancellazioni bisogna prevedere l'eventuale rimborso dei biglietti e il riposizionamento dell'aeromobile.

Il costo previsto per ogni minuto di ritardo (C_{Delay}) viene calcolato sfruttando le relazioni proposte da Cook et al. [69], rispettivamente per ritardi a terra e in volo. Dal momento che tali equazioni risalgono al 2004, i costi vengono attualizzati per tenere conto dell'inflazione con il coefficiente $Coeff_2 = 1.63$.

$$\begin{cases} C_{Delay_{ground}} = (0.0035 \cdot n_{Seats} + 0.2507) \cdot Coeff_2 \cdot CEF \\ C_{Delay_{Airborne}} = (0.0818 \cdot n_{Seats} - 1.3379) \cdot Coeff_2 \cdot CEF \end{cases}$$

Volendo considerare nel modello un ritardo generico, si tiene conto della media tra i due valori calcolati. Il costo totale annuo è quindi ricavato con la formula:

$$DOC_{Delay} = n_{Trips} \cdot DR \cdot t_{Delay} \cdot C_{Delay_{avg}}$$

dove DR è il tasso di ritardo, ovvero la percentuale dei voli che subiscono un qualunque tipo di ritardo durante l'anno, mentre t_{Delay} è la durata media di tali ritardi.

Per quanto riguarda i costi legati alla cancellazione del volo si ipotizza una spesa media di 160 € a passeggero (C_{Canc}). Tale cifra è stata ricavata considerando il valore proposto da Eurocontrol [70] nel 2014, e successivamente attualizzato con l'inflazione. Il costo annuo per la cancellazione si ottiene con la formula:

$$DOC_{Cancellation} = n_{Trips} \cdot CR \cdot n_{Seats} \cdot C_{Canc}$$

dove CR è il tasso medio di cancellazione dei voli in un anno.

Si tenga conto del fatto che le due relazioni utilizzate in questa sezione forniscono un risultato in euro. Per adeguarle al resto del modello che lavora, di base, in dollari statunitensi, i valori ottenuti vengono moltiplicati per il tasso di cambio già introdotto per il modello di stima dei costi di sviluppo e di produzione.

6.2 Costi Operativi Indiretti

Seguendo le definizioni del Roskam [52], i costi operativi indiretti vengono suddivisi nelle voci:

- Servizio ai passeggeri, che include tutto ciò che viene offerto a bordo (es. cibo);
- Costi di terra, che includono le spese per il mantenimento e l'ammortamento delle infrastrutture e dell'equipaggiamento a terra;
- Costi di vendita, prenotazione e pubblicità;
- Spese generali, che includono i costi amministrativi e di gestione della società;
- Servizi di traffico, che includono i costi per la gestione di passeggeri e bagagli.

Ritenendo che tali costi non siano legati al tipo di propulsione adottata dal velivolo si è scelto di mantenere invariate le equazioni presenti nel modello originale. Le relazioni per valutare le prime quattro voci sfruttano i costi per sedile per km presentati dal report IATA del 2013 [71], corretti mediante il fattore $Coef3 = 1.34$ per tenere conto dell'inflazione. Per i servizi di traffico si fa invece riferimento al valore di 15 \$/passeggero (al 2017, aggiornato con $Coef4 = 1.25$) riportato dall'ICAO [72]. Secondo il modello proposto, tale spesa si applica esclusivamente ai passeggeri effettivamente imbarcati, dunque richiede come input all'utente il tasso di riempimento previsto per il volo (Pax_{load}). Tutti i costi così ottenuti possono poi essere ulteriormente scalati per mezzo del fattore inserito dall'utente che tiene in considerazione l'inflazione futura, prevista per l'anno rispetto al quale si vuole effettuare la stima. Le CERs che costituiscono il modello per i costi indiretti, e ne valutano l'ammontare sono riportate di seguito.

$$IOC_{PaxService} = 0.0079 \cdot Coef3 \cdot n_{Seats} \cdot Range \cdot n_{Trips} \cdot CEF$$

$$IOC_{Ground} = 0.0092 \cdot Coef3 \cdot n_{Seats} \cdot Range \cdot n_{Trips} \cdot CEF$$

$$IOC_{Reserve\&Sales} = 0.0076 \cdot Coef3 \cdot n_{Seats} \cdot Range \cdot n_{Trips} \cdot CEF$$

$$IOC_{General\&Adm} = 0.0072 \cdot Coef3 \cdot n_{Seats} \cdot Range \cdot n_{Trips} \cdot CEF$$

$$IOC_{TrafficService} = 15 \cdot Coef4 \cdot n_{Seats} \cdot Pax_{load} \cdot n_{Trips} \cdot CEF$$

6.3 Integrazione nel modello e gestione Input/Output

Tutte le CER descritte nel corso di questo capitolo sono state implementate nel tool in coda alla stima dei costi di sviluppo e produzione. Nel file .xlsx è stata aggiunta un'apposita tab per l'input da parte dell'utente di tutte le variabili richiamate dalle equazioni ed una per la visualizzazione dei risultati. L'output riporta il costo annuo di ciascuna voce e, per tutti i DOC, anche la suddivisione per singolo viaggio, FH, BH, nm, sedile e sedile per nm. Viene inoltre assemblato un grafico a torta per visualizzare il peso delle sette categorie di costo descritte.

Capitolo 7

7. Casi di studio e test del modello

Con lo scopo di verificare il corretto funzionamento del tool sviluppato e la bontà del modello costruito, sono stati analizzati alcuni casi di studio. A questo scopo sono stati selezionati diversi aeromobili, con configurazioni tradizionali e ibride, e utilizzati i rispettivi dati come input per l'esecuzione dello script. Le caratteristiche e i pesi dei vari componenti provengono da precedenti lavori svolti dal Politecnico di Torino e sono rappresentativi di diverse soluzioni nella fascia di velivoli regionali per cui è stato realizzato il modello. Tra i casi applicati vi sono i velivoli impiegati come riferimento per lo sviluppo delle relazioni di stima più un paio di aeromobili in fase di design concettuale. Per ciascuno di essi vengono mostrati i risultati ottenuti per i costi di sviluppo e produzione, sia come valore totale (immaginando una produzione di 600 unità) sia come valor medio per il singolo esemplare. Per semplicità sono riportati solo i risultati complessivi per i livelli più alti di integrazione, ovvero i quattro sistemi principali, il totale del velivolo e il totale del programma, comprensivo di spese organizzative e logistiche. Sono inoltre presenti i diagrammi a torta generati dal file .xlsx di output, utili per valutare il peso delle diverse voci sul costo totale. Vengono riportati inoltre i risultati ottenuti per i costi operativi, ipotizzando una missione tipica per il velivolo e sfruttando i valori attuali per quanto concerne la tassazione e il costo di energia e combustibile. I risultati mostrano la spesa prevista per l'intero anno e per ciascuna ora di volo. Anche in questo caso l'esito della stima è riportato in forma grafica con il diagramma a torta prodotto dal file di output. Infine, vengono proposti alcuni confronti tra i diversi velivoli studiati al variare del numero di passeggeri e a seconda della configurazione adottata.

7.1 Velivoli tradizionali

7.1.1 Base di riferimento: Velivolo della categoria ATR 42

L'aeromobile che è stato selezionato come base di riferimento per lo sviluppo del modello, e quindi come primo caso di studio e verifica del funzionamento dello stesso, è un velivolo della categoria ATR 42. Esso presenta un'architettura convenzionale ad ala alta ed è pensato per trasportare 40 passeggeri lungo rotte regionali a corto raggio. È dotato di due motori a turboelica e presenta un peso a vuoto nell'ordine delle 11t. I singoli pesi sono stati ricavati da progetti svolti in precedenza dal Politecnico di Torino, mentre i vari parametri di complessità sono stati impostati per ricalcare quanto presente nelle stime utilizzate come banca dati di partenza. I risultati ottenuti per i costi di sviluppo e produzione sono mostrati in tabella 31 (con il medesimo codice colore utilizzato in precedenza) e nei grafici di figura 82.

	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]	RDTE Unit [\$]	PROD Unit [\$]
Total Structure	236.444.628	3.298.315.198	394.074	5.497.192
Total Powerplant	50.190.810	2.558.439.699	83.651	4.264.066
Total Subsystems	701.049.958	4.153.311.762	1.168.417	6.922.186
Total Furnishing	80.397.479	749.128.715	133.996	1.248.548
Total Aircraft with Integration	1.288.859.190	10.933.512.610	2.148.099	18.222.521
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	1.847.375.458	12.617.090.617	3.078.959	21.028.484

Tabella 31: Risultati costi di sviluppo e produzione per il velivolo della categoria ATR 42

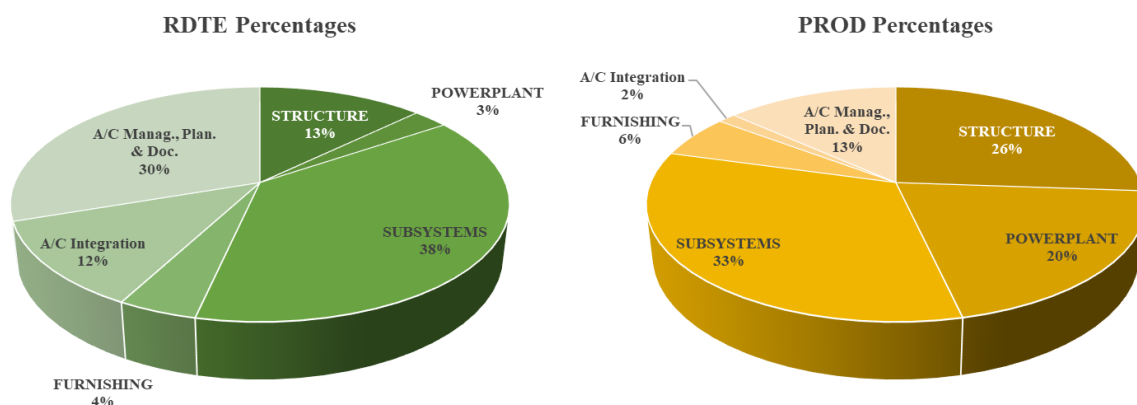


Figura 82: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione per il velivolo della categoria ATR 42

I valori ricavati lanciando l'esecuzione del tool di stima dei costi descritto nel capitolo 5 risultano in linea ($\pm 3\%$) con i dati delle stime PRICE di cui si è potuto disporre in partenza come database per la costruzione del modello, tenendo conto del fattore moltiplicativo introdotto per l'aggiornamento dei costi dovuto all'inflazione. Osservando nel dettaglio i grafici di figura 82 si può notare come il 58% circa dei costi di sviluppo sia legato ai quattro sistemi che compongono il velivolo, con particolare rilevanza della voce *Subsystems* per la quale contribuiscono in modo significativo le strumentazioni di navigazione e comunicazione. Importante è anche lo spicchio relativo ai costi per la progettazione delle strutture, che costituiscono più della metà del peso totale del velivolo. Arredi interni e sistema propulsivo comportano invece minori costi durante questa fase, richiedendo una minor innovazione rispetto allo stato dell'arte dei rispettivi componenti. Il 12% del costo totale è dovuto invece allo sforzo necessario per lo sviluppo dell'integrazione tra i vari sistemi. Infine, una porzione molto rilevante dei costi per questa fase, pari a circa il 30% sul totale, non è strettamente legata al velivolo ma riguarda le spese aziendali sostenute per l'organico amministrativo, la gestione, la pianificazione e la documentazione. La ripartizione percentuale dei costi cambia sostanzialmente osservando il grafico relativo alla produzione. In questa fase il peso dei quattro sistemi di cui è composto il velivolo cresce fino a raggiungere l'85%, spinto dalle voci della struttura e dell'impianto propulsivo. Per i componenti di questi sistemi infatti aumenta considerevolmente la percentuale sul costo totale rispetto alla fase di sviluppo, in funzione delle grandi quantità di materiali richiesti dalle ingenti masse e della complessità costruttiva dei vari

elementi. I costi per gli altri sistemi si mantengono invece in linea con quanto visto per il segmento RDTE. Si riduce invece drasticamente il peso della voce legata all'integrazione tra i vari sistemi, che per questa fase prevede principalmente l'assemblaggio finale del velivolo. Infine, i costi amministrativi mantengono una certa rilevanza, pari al 13% circa sul totale, sebbene il loro peso risulti piuttosto ridotto rispetto alla fase di sviluppo, in virtù di una pianificazione e gestione più lineare e costante caratteristica della produzione in serie.

Per valutare i costi operativi è stata ipotizzata una missione tipo che prevede un range di 200 nm e un tempo di volo pari a 52 minuti, da effettuarsi sei volte al giorno per 330 giorni all'anno. Sono quindi stati inseriti i valori caratteristici del velivolo e del propulsore per il calcolo dei costi manutentivi. Infine, sono stati immessi i valori correnti per le varie tasse e per il costo del carburante, mentre per il deprezzamento è stato selezionato un periodo di 20 anni con valore residuo pari al 20% del prezzo di acquisto. Questi ultimi input rimarranno costanti anche per le stime dei successivi velivoli, mentre verranno modificate di volta in volta le caratteristiche fisiche dell'aeromobile e la missione tipo prevista. I risultati ottenuti sono i seguenti.

	\$/Year	\$/Trip	\$/FH	\$/NM/Seat
Capital	1.843.851	931	1.083	0,116
Crew	754.939	381	443	0,048
Fuel	655.951	331	385	0,041
Charges	406.193	205	239	0,026
Environmental Charges	138.996	70	82	0,009
Maintenance	1.395.141	705	819	0,088
Operational Interruptions	135.712	69	80	0,009
TOTAL DOC	5.330.782	2.692	3.131	0,337
TOTAL IOC	1.942.703			

Tabella 32: Risultati costi operativi per il velivolo della categoria ATR 42

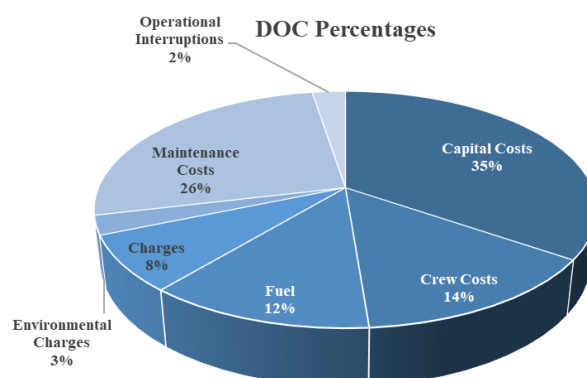


Figura 83: Dettaglio ripartizione DOC per il velivolo della categoria ATR 42

In tabella 32 sono stati riportati i totali per le sei categorie di costi operativi diretti implementati nel modello, oltre ai DOC e IOC complessivi. Per ciascuna voce è stato indicato il valore annuo,

per viaggio (con riferimento alla missione tipo), per ora di volo e per sedile al miglio, in modo tale da poter effettuare confronti tra velivoli diversi e sfruttare i risultati ottenuti per valutare la fattibilità economica dell'impiego di tali velivoli. Dalla ripartizione percentuale dei costi operativi diretti si può osservare come poco più di un terzo sia dovuto ai costi sul capitale investito, e in particolar modo al deprezzamento, che da solo contribuisce per circa il 22% sul totale. Si tenga conto del fatto che il prezzo di acquisto è stato valutato considerando un margine di guadagno del 10% sulla somma dei costi di sviluppo e produzione per singolo velivolo. La seconda voce per rilevanza è quella relativa ai costi manutentivi, dovuti principalmente ai motori che contribuiscono per circa la metà del totale. Seguono, in ordine decrescente, le spese previste per il personale di bordo, il carburante e le tasse. Queste ultime due voci sono quelle che possono presentare una maggiore variabilità nel corso del tempo, dovuta alle fluttuazioni del mercato dei combustibili e alle legislazioni e tassazioni previste dai vari paesi e aeroporti. Inoltre, carburante e tasse sono le due voci che vengono maggiormente influenzate dalla missione prevista per il velivolo, che in questo caso risulta piuttosto contenuta e dunque economica. Provando a stimare i costi per il range massimo crescono sia il consumo di carburante che le tasse di navigazione, per un totale che si aggira sul 50% dei *DOC* complessivi.

7.1.2 Altri velivoli studiati

Per completare lo studio sono stati stimati i costi per altri tre velivoli tradizionali, in modo tale da offrire una panoramica più ampia sul segmento degli aeromobili da trasporto regionale. Tali velivoli vengono brevemente introdotti nei primi paragrafi, mentre i risultati ottenuti sono riportati in seguito in modo aggregato e con dei grafici utili per gli eventuali confronti.

Velivolo della categoria ATR 72

Si tratta di una variante allungata basata sul modello studiato in precedenza, in grado di trasportare 70 passeggeri. Presenta tecnologie e configurazioni analoghe a quelle del fratello minore, eventualmente scalate in funzione del maggior numero di passeggeri, mentre il peso totale a vuoto cresce di circa il 18% per attestarsi sulle 13t. Per lo studio sono stati considerati i medesimi parametri del caso precedente, aggiornando i pesi laddove siano state riscontrate delle differenze. Anche la missione impostata per i costi operativi rimane la stessa, in modo tale da poter effettuare un confronto diretto.

Velivolo della categoria ATR 90

Questo velivolo è un design ipotizzato da un precedente studio del Politecnico di Torino per un nuovo esemplare della famiglia di aeromobili regionali. A partire dalla versione 72 impiegata come riferimento, è stato teorizzato un velivolo dotato delle medesime tecnologie e configurazioni, adatto ad ospitare fino a 90 passeggeri e con un peso a vuoto che raggiunge le

circa 20t. Per la stima dei costi di sviluppo e produzione sono stati impiegati i pesi aggiornati per i singoli componenti e i medesimi parametri di complessità utilizzati nei casi precedenti. Per i costi operativi è stata invece prevista una più realistica missione da 300 nm, percorse in un'ora esatta di volo.

Commuter da 17 passeggeri

Come caso aggiuntivo, oltre ai tre sfruttati per la costruzione del modello, si è voluto studiare un velivolo commuter da 17 posti aderente alla normativa CS23. Sebbene questo possa essere considerato al di fuori della fascia degli aeromobili regionali per cui è stato pensato il modello, si è scelto di valutare il comportamento di quest'ultimo spingendosi verso il limite inferiore della categoria. I dati utilizzati per le stime provengono da un progetto del Politecnico di Torino circa lo sviluppo di un piccolo velivolo da trasporto commerciale sulle orme del Beechcraft 1900, dotato di due motori a turboelica da 1 MW ciascuno e con un peso a vuoto operativo di 3t. Per l'analisi dei costi operativi sono stati sfruttati i dati a disposizione, ovvero la missione di lunghezza massima prevista dal design: un range di 391 nm percorso in 108 minuti.

Di seguito sono mostrati i risultati ottenuti per i velivoli appena descritti. Nei grafici che riportano le varie voci in percentuale per i costi di sviluppo e produzione sono mostrati anche i risultati precedentemente ricavati per il velivolo di riferimento, in modo tale da agevolare i confronti e le considerazioni.

	ATR 72		ATR 90		Commuter 17 Pax	
	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]
Total Structure	277.017.850	3.783.036.070	404.464.465	5.193.033.940	69.707.035	1.518.528.944
Total Powerplant	51.484.799	2.601.431.973	87.566.938	4.214.570.355	21.668.415	1.384.386.574
Total Subsystems	702.455.418	4.327.755.746	994.896.167	6.176.092.089	277.734.117	1.412.359.358
Total Furnishing	95.694.716	833.431.655	123.781.480	1.002.863.178	25.483.817	347.173.148
Total Aircraft with Integration	1.355.567.332	11.736.020.159	1.906.882.764	16.879.782.497	521.583.068	4.732.023.129
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	1.935.443.552	13.530.312.955	2.663.290.224	19.383.714.180	834.417.470	5.560.037.094

Tabella 33: Risultati costi di sviluppo e produzione per gli altri velivoli tradizionali

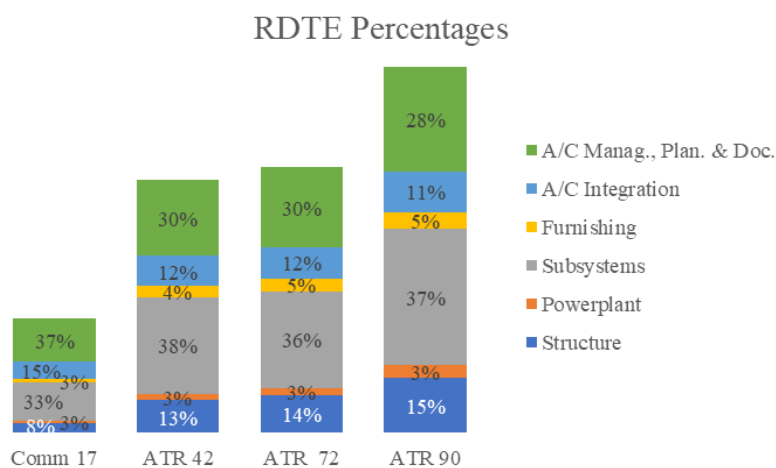


Figura 84: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo per i velivoli tradizionali

Osservando la ripartizione percentuale dei costi operativi mostrata in figura 84, si può notare come i tre velivoli regionali presentino all'incirca la medesima composizione, con la versione di taglia maggiore caratterizzata da un valore leggermente più alto per la struttura in virtù del considerevole aumento dei pesi in gioco. In termini assoluti le due versioni più piccole della famiglia presentano costi molto simili tra loro, derivando l'uno dall'altro e impiegando di fatto la medesima tecnologia, con solo alcuni componenti che vengono scalati per permettere di accogliere i 30 passeggeri in più. Il modello più capiente è invece stato pensato e riprogettato integralmente, con un costo per la fase di sviluppo incrementato di circa il 44% rispetto al riferimento base. Per quanto riguarda il velivolo più piccolo tra quelli studiati, ovvero il commuter da 17 posti, si osserva come il peso decisamente inferiore rispetto agli alti aeromobili analizzati comporti una ripartizione dei costi piuttosto diversa. A cambiare sono soprattutto le voci legate alla struttura e ai sottosistemi, in virtù del fatto che i vari componenti previsti dal progetto risultano piuttosto leggeri e meno complessi. Come conseguenza cresce il peso dei costi di integrazione e gestione, valutati dal modello alla pari un velivolo di classe CS25.

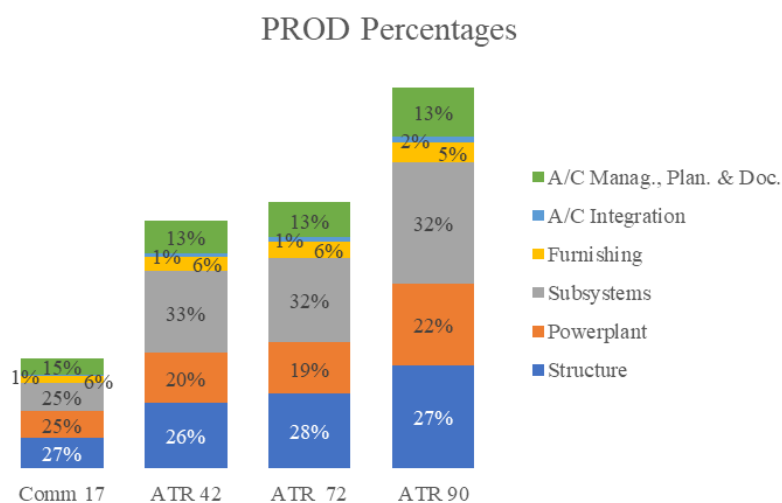


Figura 85: Dettaglio ripartizione dei costi di produzione per i velivoli tradizionali

Passando ai costi di produzione si può notare come tutti e quattro i velivoli presentino circa la stessa ripartizione percentuale, avendo configurazioni analoghe e portando quindi ad una simile distribuzione dei costi per l'approvvigionamento dei materiali e per i processi di lavorazione e assemblaggio. Ancora una volta i velivoli da 40 e 70 posti risultano piuttosto in linea, con una differenza di circa un milione e mezzo per ogni singola unità prodotta, mentre la versione da 90 posti presenta un incremento di circa il 50% rispetto al riferimento. Le maggiori differenze si riscontrano nuovamente per il velivolo da 17 passeggeri, il cui costo per il sistema propulsivo cresce di qualche punto percentuale rispetto agli altri velivoli studiati. Questo è dovuto principalmente al fatto che il design prevede pesi strutturali molto contenuti, mentre il motore mantiene una massa piuttosto elevata, pari al 17% del peso totale a vuoto (si noti che per il velivolo di riferimento tale percentuale scende al 13%). Risulta invece considerevolmente ridotto il costo per i vari sottosistemi, essendo in questo caso più semplici e decisamente meno pesanti.

	ATR 72		ATR 90		Commuter 17 Pax	
	\$/Year	\$/FH	\$/Year	\$/FH	\$/Year	\$/FH
Capital	1.971.769	1.158	2.810.012	1.453	979.690	275
Crew	821.015	482	1.228.988	635	1.617.290	454
Fuel	918.331	539	1.423.804	736	1.148.643	322
Charges	458.914	270	783.556	405	312.208	88
Environmental Charges	163.834	96	209.900	109	185.637	52
Maintenance	1.493.297	877	2.312.220	1.196	1.627.904	457
Operational Interruptions	240.516	141	303.174	157	55.362	16
TOTAL DOC	6.067.676	3.563	9.071.653	4.691	5.926.734	1.663
TOTAL IOC	3.399.731		5.010.544		1.099.348	

Tabella 34: Risultati costi operativi per gli altri velivoli tradizionali

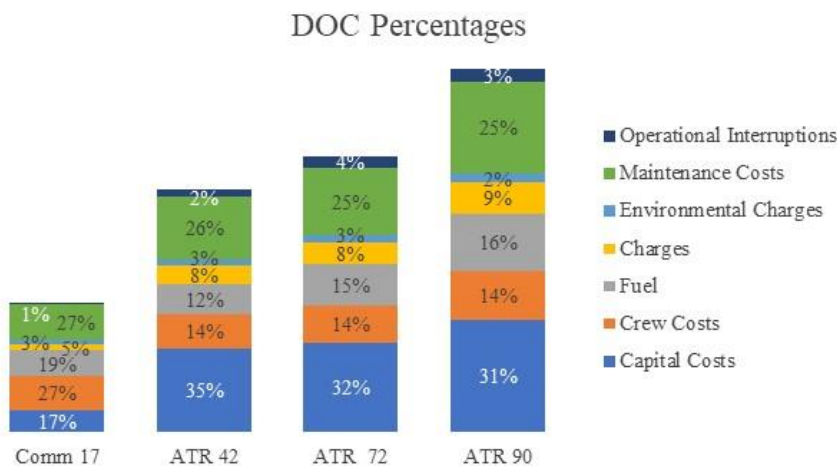


Figura 86: Dettaglio ripartizione DOC per i velivoli tradizionali

Per quanto riguarda i costi operativi si può osservare ancora una volta come i velivoli 42 e 72 presentino comportamenti perlopiù analoghi, con una leggera differenza presente esclusivamente per la voce relativa al carburante, dal momento che il modello più grosso prevede dei motori più potenti e dunque un maggior consumo di cherosene. Scostamenti più sostanziali si riscontrano nel caso del velivolo da 90 posti, per il quale si ricorda essere stata stimata una missione più lunga e più realistica per il velivolo in questione. In questo caso aumentano considerevolmente i costi relativi alla manutenzione, in virtù delle maggiori dimensioni e prestazioni del velivolo, ma anche della missione prevista, che porta a circa un'ora di volo in più al giorno e dunque ad un'usura più rapida dei componenti. Aumenta inoltre la spesa per il combustibile, in parte legata alla missione di più lunga durata e in parte alle maggiori potenze dei propulsori. Complessivamente, l'aumento del numero di passeggeri trasportabili porta il costo al sedile in linea con gli altri modelli considerati. Infine, per il velivolo da 17 posti è stata scelta come input la missione massima prevista dal design. In questo caso si osserva un aumento percentuale considerevole per il costo dell'equipaggio di volo. Ciò è dovuto al fatto che numero di membri e salari orari coincidono con i dati utilizzati per gli altri velivoli, dunque il valore assoluto della voce rimane costante mentre tutti gli altri costi si contraggono. Dall'altra parte si osserva una netta diminuzione dell'ammortamento, dovuto al prezzo di acquisto più contenuto rispetto ai modelli più capienti a fronte di uno stesso periodo di deprezzamento.

7.2 Velivoli ibridi

Dopo aver studiato alcuni casi di velivoli con configurazione tradizionale si è voluto testare il tool sviluppato per stimare i costi di aeromobili con architetture propulsive ibride. In particolare, sono stati analizzati due possibili design per versioni ibride del velivolo regionale da 40 posti di riferimento che sfruttano motori elettrici alimentati a batteria, più una variante del modello 90 che implementa nell'architettura elettrica anche l'utilizzo delle fuel cell ad idrogeno liquido. Per ciascun velivolo sono riportati nei paragrafi seguenti una breve descrizione e i risultati ottenuti, affiancati di volta in volta ai valori ricavati per i rispettivi riferimenti tradizionali, in modo tale da poter effettuare i dovuti confronti.

7.2.1 Varianti del velivolo di categoria ATR 42

Modello con propulsori elettrici al tip

Questo velivolo deriva da uno studio del Politecnico di Torino all'interno del progetto di ricerca europeo Clean Sky. L'obiettivo previsto era quello di sviluppare un design innovativo a partire dall'ATR 42, introducendo un'architettura propulsiva ibrida che sfruttasse l'energia immagazzinata nelle batterie. Questa versione prevede due eliche al tip trascinate da motori elettrici, una per ciascuna semiala, che si aggiungono ai due turboprop previsti dall'architettura originale. Il numero di passeggeri rimane invariato, mentre i nuovi componenti per il sistema propulsivo comportano un aumento del peso a vuoto del velivolo che si assesta sulle 16t, di cui 3 dovute ai soli pacchi batterie. Per il calcolo dei costi di sviluppo e produzione è stato utilizzato il set di parametri delle stime originali sfruttate per assemblare il modello, in modo tale da ricalcare i risultati ottenuti. Per i costi operativi è invece stata replicata la stessa missione descritta per il caso del velivolo di riferimento tradizionale, con una riduzione del carburante consumato a fronte dell'impiego di energia elettrica. Vengono inoltre introdotte tutte le caratteristiche dei nuovi componenti per l'architettura ibrida in termini di costi e tempi di manutenzione (*MTBMA*).

Modello con propulsione ibrida distribuita

Analogamente a quanto descritto per il caso precedente, anche questo velivolo è frutto di un design di revisione dell'ATR 42 con l'implementazione di un'architettura ibrido-elettrica. Questa variante prevede una propulsione distribuita realizzata con quattro motori a turboelica elettrici per ciascuna semiala, che si vanno a sommare ai propulsori già presenti sul velivolo tradizionale. Per la stima dei costi sono stati impiegati gli stessi dati, sia come parametri di complessità che come input per la parte operativa, mentre sono stati aggiornati i pesi dei vari componenti previsti da questa nuova configurazione. Nel complesso si ha un peso a vuoto superiore di circa mezza tonnellata rispetto alla versione vista in precedenza con solo due motori elettrici, mentre numero di passeggeri e peso delle batterie rimangono invariati.

	Tip		Distributed	
	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]
Total Structure	239.028.545	3.318.680.224	235.162.695	3.254.423.668
Total Powerplant	416.085.019	5.267.064.455	450.772.664	5.815.646.175
Total Subsystems	928.027.853	6.162.890.021	1.032.493.959	6.829.224.338
Total Furnishing	81.969.024	750.451.220	78.715.133	720.387.618
Total Aircraft with Integration	2.009.767.279	15.776.670.869	2.151.578.817	16.906.997.174
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	2.856.234.733	17.910.870.198	3.044.072.516	19.160.957.937

Tabella 35: Risultati costi di sviluppo e produzione per varianti ibride dell'ATR 42

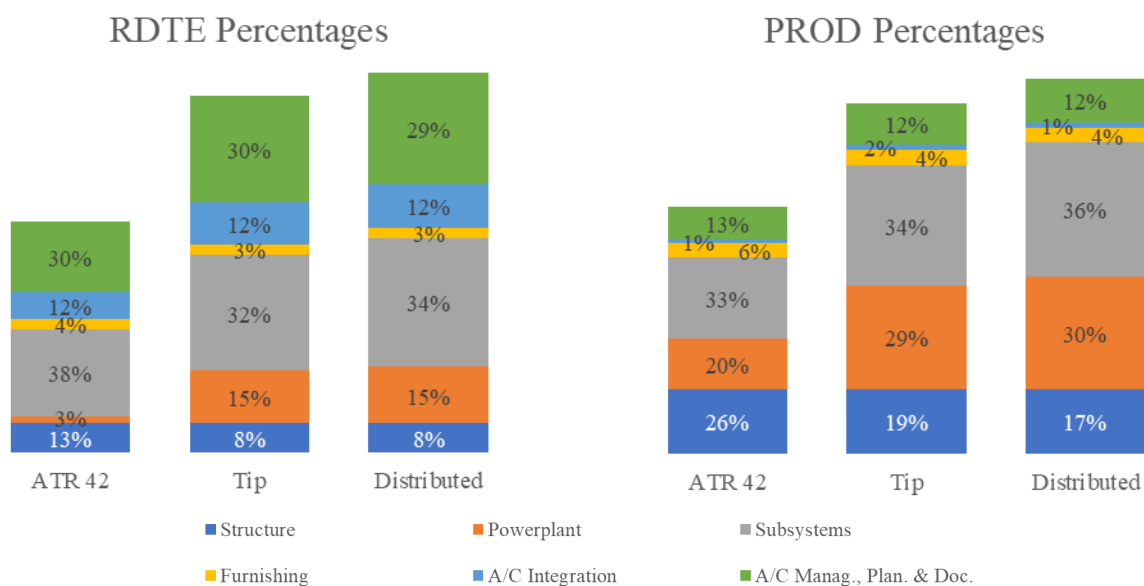


Figura 87: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione per varianti ibride dell'ATR 42

Come si può notare dai valori riportati in tabella 35, i costi per la fase RDTE delle varianti ibride lievitano rispettivamente del 55% e 65% nei confronti del velivolo tradizionale di riferimento. Questo aumento è imputabile prevalentemente ai nuovi sistemi propulsivi, per i quali vengono introdotti numerosi componenti aggiuntivi (tra cui batterie, motori elettrici, TMS ed eliche), ciascuno caratterizzato da ingenti masse e complessità elevate. Inoltre, questi componenti sono frutto nella maggior parte dei casi di sviluppi innovativi al 100%, e non possono dunque fare affidamento su design precedenti, come invece accade per le configurazioni tradizionali. Il peso dello sviluppo dei propulsori cresce così dal 3% al 15% del costo totale del velivolo, come è possibile rilevare dal grafico di figura 87. L'altra voce toccata dalla nuova architettura è quella relativa ai sottosistemi, tra i quali vengono aggiunti i componenti necessari alla generazione, conversione e trasporto dell'energia elettrica. Anche in questo caso si ha un aumento significativo dei costi previsti rispetto alla versione base, sebbene il peso sul totale diminuisca di qualche punto. A contrarsi in maniera più importante è invece la percentuale relativa alle strutture, che rimangono pressoché invariate rispetto al velivolo tradizionale, tanto nel design quanto nei costi. Le voci di integrazione e di spesa dovuta alla gestione aziendale crescono proporzionalmente al costo

complessivo, mantenendo invariato il loro peso sul totale. Per quanto riguarda i costi per la fase di produzione, si può osservare una minore ma pur sempre significativa crescita del totale, pari rispettivamente al 42% e 52% sul velivolo tradizionale. Anche in questo caso l'aumento è dovuto ai nuovi componenti introdotti nel sistema elettrico ed in quello propulsivo, i cui pesi crescono complessivamente di circa 5t e per i quali sono previsti alti valori per i parametri di complessità ingegneristica. I costi di produzione per questi due sistemi arrivano a raggiungere all'incirca i due terzi del totale, con le voci relative alle strutture e all'arredamento che si riducono in percentuale, rimanendo praticamente invariate rispetto al velivolo tradizionale. Infine, anche in questo caso restano costanti i pesi delle spese di assemblaggio complessivo e di gestione.

Tra le due varianti analizzate quella con la propulsione distribuita è risultata essere la più costosa, superando quella con i soli motori elettrici alle estremità alari di circa il 7%, tanto per i costi di sviluppo che per quelli di produzione. Questa differenza è senza dubbio legata al maggior numero di elementi richiesti dall'architettura propulsiva, e dunque al più elevato peso complessivo, in particolare per quanto riguarda i motori elettrici e le eliche aggiuntive.

	Tip		Distributed	
	\$/Year	\$/FH	\$/Year	\$/FH
Capital	2.648.375	1.555	2.831.469	1.663
Crew	762.064	448	762.915	448
Fuel + Electricity	744.468	437	744.468	437
Charges	529.853	311	544.474	320
Environmental Charges	111.949	66	111.949	66
Maintenance	2.019.630	1.186	2.042.187	1.199
Operational Interruptions	135.712	80	135.712	80
TOTAL DOC	6.952.050	4.083	7.173.173	4.213
TOTAL IOC	1.942.703		1.942.703	

Tabella 36: Risultati costi operativi per varianti ibride dell'ATR 42

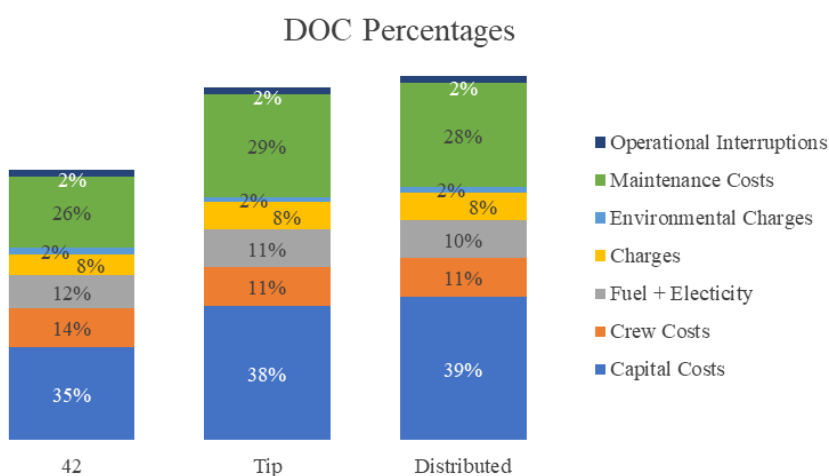


Figura 88: Dettaglio ripartizione DOC per varianti ibride dell'ATR 42

Passando all'analisi dei costi operativi si osserva un incremento dei *DOC* per le due varianti studiate, pari rispettivamente al 31% e 35% sui costi previsti per il velivolo tradizionale, precisamente in linea con gli aumenti previsti dai due studi di Hoelzen [54] e Scholz [56] presentati nel capitolo 4. Questi aumenti sono da imputarsi prevalentemente ai costi sul capitale investito, in funzione del maggior prezzo di acquisto previsto per il velivolo in conseguenza dei più alti costi di sviluppo e produzione discussi in precedenza. Il peso di queste voci sul totale cresce dal 35% al 38-39%, come si può osservare nel grafico riportato in figura 88. L'altra voce che aumenta considerevolmente è quella legata alle spese di manutenzione. Sebbene il costo per la manutenzione dei propulsori risulti persino inferiore rispetto alla configurazione tradizionale, dal momento che i motori termici sono stati ridimensionati e quelli elettrici risultano più economici da mantenere, in questa voce rientra anche la spesa da sostenere per la sostituzione delle batterie. Raggiunto infatti il numero di cicli massimo previsto per il loro impiego aeronautico, queste vengono rimosse e sostituite con pacchi nuovi, dal costo analogo a quelli inclusi nel velivolo al momento dell'acquisto. In funzione dei valori considerati per la vita utile ed il numero di cicli di carica/scarica previsti dalla missione ipotizzata, si stima che le batterie debbano essere sostituite all'incirca una volta all'anno, con un costo che da solo supera i 400mila dollari. Il peso complessivo dei costi manutentivi cresce quindi dal 26% al 28-29%. Rimangono pressoché invariati anche i costi per le interruzioni operative ed il personale di bordo, e diminuisce quindi il loro peso relativo in funzione dell'aumento del totale. Per quanto riguarda i costi di approvvigionamento delle fonti di energia per alimentare il sistema propulsivo si osserva un aumento del valore complessivo, a causa del fatto che le nuove versioni presentano una massa decisamente superiore e richiedono quindi una maggior potenza propulsiva. Tuttavia, il peso del cherosene diminuisce, essendo in parte rimpiazzato dall'elettricità, ed anche la percentuale sul costo totale subisce un'inflexione. Infine, si osserva una leggera riduzione percentuale del peso delle tasse. Analizzando i valori assoluti, si osserva un aumento degli oneri di navigazione e atterraggio, entrambi fortemente influenzati dal maggior peso dell'aeromobile, mentre si ha una riduzione delle tasse ambientali, grazie alla minor quantità di combustibile utilizzato e quindi di CO₂ rilasciata. Il peso di questi oneri ambientali è tuttavia molto limitato sul computo totale dei costi operativi. I costi operativi indiretti rimangono invece identici al caso tradizionale, non essendo cambiato il numero di passeggeri e la missione prevista. Confrontando tra loro le due versioni ibride analizzate si osserva come i costi operativi siano sostanzialmente in linea, con un incremento del 3% per la variante a propulsione distribuita rispetto a quella con solo due nuovi motori elettrici. Questa differenza si spiega con il maggior peso dell'architettura propulsiva ed il più elevato prezzo di acquisto, frutto dei costi di sviluppo e produzione, che si ripercuote sul deprezzamento.

7.2.2 Variante del velivolo di categoria ATR 90

Questo velivolo è frutto di un progetto sviluppato dal Politecnico di Torino con l'obiettivo di modificare l'ipotetico ATR 90 introducendo una propulsione ibrida. In particolare, vengono rimossi 10 sedili, portando quindi il totale dei posti disponibili per i passeggeri a 80, per fare spazio ai componenti necessari per la nuova architettura propulsiva. Questa prevede motori elettrici alimentati in parte dalle batterie, dal peso di circa una tonnellata in totale, e in parte da due fuel cell nell'ordine di 1 MW ciascuna, che impiegano l'idrogeno liquido immagazzinato in appositi serbatoi. Il peso totale a vuoto si attesta nell'ordine delle 23t, con un aumento di circa il 17% rispetto al modello tradizionale. Per la stima dei costi di sviluppo e produzione è stato impiegato lo stesso set di parametri degli altri due velivoli ibridi studiati, espandendolo ai nuovi componenti legati allo sfruttamento dell'idrogeno liquido. Per i costi operativi è stata considerata una missione analoga a quella prevista per il velivolo tradizionale, dimezzando però la quantità di cherosene consumato e rimpiazzandola con energia elettrica e idrogeno liquido.

	RDTE Total [\$]	PROD Total [\$]
Total Structure	242.782.122	4.143.540.240
Total Powerplant	412.291.669	7.102.240.814
Total Subsystems	933.153.970	5.940.338.080
Total Furnishing	95.869.047	867.680.443
Total Aircraft with Integration	2.030.159.645	18.353.567.858
TOTAL AIRCRAFT PROGRAM	2.883.245.630	20.760.797.087

Tabella 37: Risultati costi di sviluppo e produzione per la variante ibrida dell'ATR 90

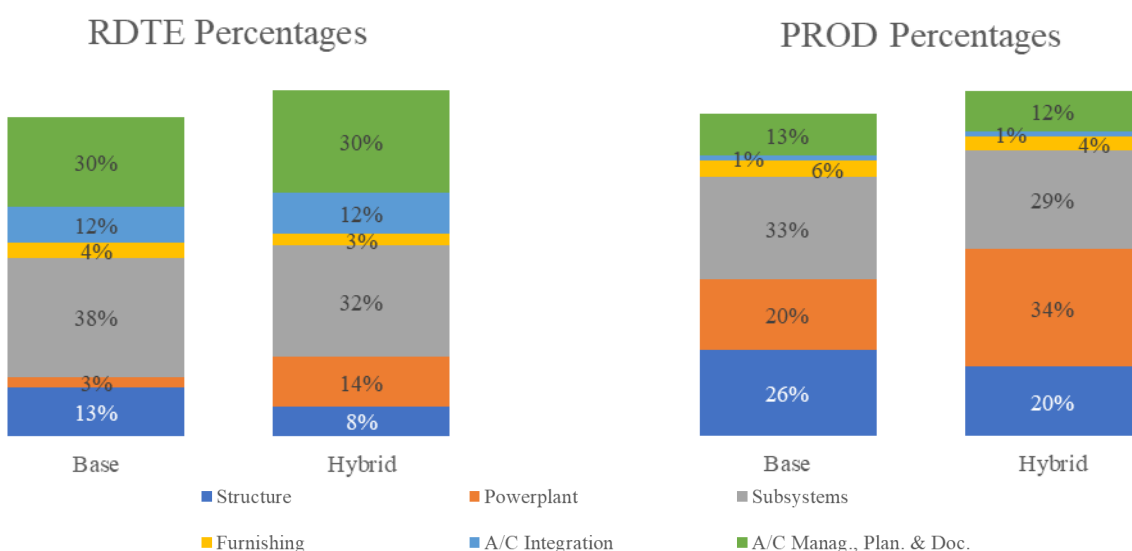


Figura 89: Dettaglio ripartizione dei costi di sviluppo e produzione per ATR 90 tradizionale e ibrido

Contrariamente ai velivoli appena descritti, in questo caso l'aumento dei costi di sviluppo e produzione per la configurazione ibrida risulta piuttosto contenuto, essendo entrambi nell'ordine del 7-8%. Questo è indubbiamente dovuto al minor incremento di peso previsto per questo aeromobile, pari a circa il 15% del totale, ottenuto grazie alla scelta di ridurre il numero dei passeggeri per compensare pesi e volumi dei nuovi componenti elettrici. Osservando la ripartizione percentuale dei costi presentata in figura 89 si ritrova un andamento in linea con quello riscontrato per gli altri due velivoli ibridi. Cresce infatti significativamente il costo per il sistema propulsivo, dato dalla maggiore quantità e complessità tecnologica dei nuovi componenti, in cui rientrano questa volta anche gli elementi necessari per l'impiego dell'idrogeno liquido, tra cui serbatoi criogenici e fuel cell. I costi per i sottosistemi risultano sostanzialmente analoghi al caso tradizionale, in quanto sono stati aggiunti generatori, convertitori e cablaggi, ma sono anche stati rimossi l'APU ed il sistema idraulico. Come visto in precedenza, i costi per la struttura e gli arredi interni riducono gradualmente il loro peso percentuale, mentre rimane invariato quello delle spese per l'integrazione dei vari sistemi e la gestione aziendale.

	\$/Year	\$/FH
Capital	3.016.632	1.560
Crew	1.229.655	636
Fuel + Electricity + LH2	2.393.464	1.238
Charges	797.074	412
Environmental Charges	142.506	74
Maintenance	2.025.220	1.047
Operational Interruptions	269.051	139
TOTAL DOC	9.873.601	5.105
TOTAL IOC	4.453.817	

Tabella 38: Risultati costi operativi per variante ibrida dell'ATR 90

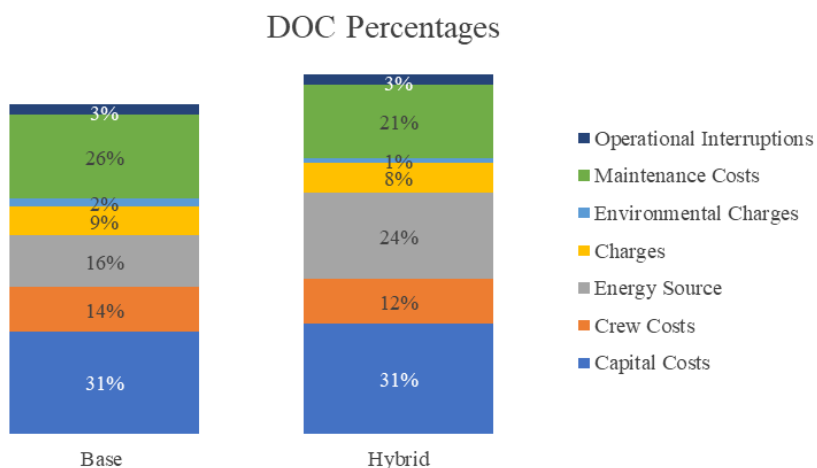


Figura 90: Dettaglio ripartizione DOC per variante ibrida dell'ATR 90

Diversamente da quanto riscontrato nei due precedenti velivoli ibridi, in questo caso i costi operativi subiscono un incremento più contenuto rispetto alla versione tradizionale, pari a circa il 9%. Da un lato si ha un maggior deprezzamento dovuto al più elevato prezzo di acquisto, sebbene in percentuale subisca una leggera diminuzione, e una più ampia spesa per l'energia, che in questo

caso comprende carburante, elettricità ed il costoso idrogeno liquido. Anche il peso di questa voce sul totale cresce notevolmente, passando dal 16% al 24%. Su altri elementi dei costi operativi si ottengono invece dei risparmi: -32% sulle tasse ambientali, grazie al minor consumo di combustibile fossile e dunque alle minori emissioni di anidride carbonica, e -12% sui costi di manutenzione, grazie al notevole ridimensionamento dei motori termici e all'impiego dei più economici componenti elettrici. Inoltre, la riduzione del numero di passeggeri porta ad una riduzione dei costi per ritardi e cancellazioni e dei costi indiretti pari all'11%.

7.3 Considerazioni finali e sviluppi futuri

Il modello sviluppato si è rivelato efficace nell'effettuare le stime di costo per tutti i velivoli considerati, sia convenzionali che ibridi, portando a risultati in linea con i dati di partenza ottenuti tramite software professionali e con le evidenze da letteratura. È stata inoltre dimostrata l'applicabilità per un'ampia fascia di velivoli a corto raggio, dalla classe CS23 fino ad aeromobili in grado di trasportare 90 passeggeri. L'ampia fase di test ha permesso di affinare il modello ed il tool in cui viene implementato, correggendone gli errori e migliorandone l'ottimizzazione.

Alla luce di quanto emerso dalle ricerche sullo stato dell'arte e dai casi di studio analizzati è possibile fare alcune considerazioni finali sulla propulsione ibrido-elettrica. Essa rappresenta senza dubbio una soluzione applicabile nel breve-medio termine per contribuire a ridurre l'impatto ambientale del settore, a patto che vengano portati avanti progressi tecnologici in grado di ridurre i pesi e migliorare le prestazioni dei componenti elettrici coinvolti nelle nuove architetture. Per quanto riguarda i costi la questione è più critica, poiché i design attuali passano necessariamente attraverso un aumento consistente delle masse in gioco e l'utilizzo di tecnologie ancora in via di sviluppo e dai costi elevati. Per gli stessi motivi anche le spese operative risultano ad oggi svantaggiose rispetto alle configurazioni tradizionali. Uno spiraglio positivo è però aperto dall'ultimo caso analizzato, in quanto da un lato il sottodimensionamento dei propulsori termici e l'impiego di motori elettrici può comportare una contrazione dei costi manutentivi, dall'altro la riduzione di combustibile consumato per il volo consente un notevole risparmio sulle tasse ambientali. Questo potrebbe in futuro essere un elemento di grande rilevanza, qualora i vari paesi ed enti internazionali spingessero per una penalizzazione sempre maggiore dei produttori di CO₂. Per quanto riguarda invece il modello sviluppato nel lavoro di tesi, si vuole evidenziare come questo rappresenti un buon punto di ingresso per la stima dei costi durante le prime fasi di design di un velivolo. Tuttavia la costruzione delle equazioni è stata portata avanti disponendo di dati in numero estremamente ridotto e scarsamente differenziati tra loro. Il possibile sviluppo futuro del modello potrà includere relazioni di stima sempre più precise e ottimizzate, ottenute grazie alle evidenze di costi reali che si spera possano essere messe a disposizione man mano che gli studi e la produzione effettiva di velivoli ibridi diventeranno realtà più diffuse.

Bibliografia

- [1] Nazioni Unite, *Accordo di Parigi*, 12 dicembre 2015
- [2] Commissione Europea, *European Green Deal*, 2019
- [3] Parlamento Europeo, *Emissions from planes and ships: facts and figures*, 2022
- [4] International Energy Agency, www.iea.org/energy-system/transport/aviation, 2023
- [5] Commissione Europea, *Flightpath 2050: Europe's Vision for Aviation*, 2011
- [6] International Air Transport Association, *Net zero carbon 2050 resolution*, 2023
- [7] International Air Transport Association, *Net zero 2050: new aircraft technology*, 2023
- [8] Air Transportation Action Group, *Waypoint 2050*, 2021
- [9] International Air Transport Association, *Aircraft Technology: Net Zero Roadmap*, 2023
- [10] Lorenz L., Seitz A., Kuhn H., Sizmann A., *Hybrid power trains for future mobility*, Deutsche Gesellschaft für Luft-und Raumfahrt-Lilienthal-Oberth eV, 2013
- [11] Felder J., *NASA electric propulsion system studies*, NASA Glenn Research Center 2017
- [12] Brejle B., Martins J., *Electric, Hybrid, and Turboelectric Fixed-Wing Aircraft: A Review of Concepts, Models, and Design Approaches*, Progress in Aerospace Sciences, 2019
- [13] Rendon M., Sanchez C., Gallo J., Anzai A., *Aircraft Hybrid-Electric Propulsion: Development Trends, Challenges and Opportunities*, Brazilian Society for Automatics, 2021
- [14] AIAA, *Guidelines for Analysis of Hybrid Electric Aircraft System Studies*, 2019
- [15] Smithsonian Institution, www.americanhistory.si.edu/fuelcells/basics.htm, 2017
- [16] Bradley M., *Identification and Description of Fuel Cell Architectures for Aircraft Applications*, 2022 IEEE Transportation Electrification Conference
- [17] Bradley M., Droney C., *Subconic Ultra Green Aircraft Research: Phase I Final Report*, Boeing Research & Technology, 2011
- [18] Marciello V., Orefice F., Nicolosi F., Cusati V., Corcione S., *State of the Art of Hybrid Aircraft Design Project*, ELICA Consortium, 2020
- [19] Antcliff K., Capristan F., *Conceptual Design of the Parallel Electric-Gas Architecture with Synergistic Utilization Scheme (PEGASUS) Concept*, 18th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis and Optimization Conference (2017)
- [20] NASA, www.sacd.larc.nasa.gov/asab/asab-projects-2/pegasus/
- [21] Thomassin J., Winn G., *The Pragmatic Future of Hybrid-Electric Flight: A Technical Analysis of United Technologies Advanced Projects' X-Plane*, 2019
- [22] ZUNUM Aero, www.zunum.aero/aircraft/
- [23] Heart Aerospace, www.heartaerospace.com/es-30/
- [24] EAG, www.electricaviationgroup.com/electric-flight/

- [25] Airbus, www.airbus.com/en/innovation/low-carbon-aviation/hybrid-and-electric-flight/e-fan-x
- [26] Ampaire, www.ampaire.com/vehicles/eco-otter-aircraft
- [27] Deutsches Zentrum für Luft- und Raumfahrt, www.dlr.de/en/latest/news/2020/01/20200217_electric-flight-from-mannheim-to-berlin-in-19-seater-aircraft
- [28] Larkens R., *A coupled propulsion and thermal management system for hybrid electric aircraft design*, TU Delft, 2020
- [29] Bills A., Sripad S., Fredricks W.L., Singh M., Viswanathan V., *Performance Metrics Required of Next-Generation Batteries to Electrify Commercial Aircraft*, ACS Energy Letters, 2020
- [30] Mauler L. et al., *Battery cost forecasting: a review of methods and results with an outlook to 2050*, Energy & Environmental Science, 2021
- [31] Our World in Data, based on Ember's Yearly Electricity Data; Ember's European Electricity Review; Energy Institute Statistical Review of World Energy, *Share of Electricity Production by Source, World*, 2023
- [32] Consiglio Europeo, *How is EU electricity produced and sold?*, 2023
- [33] U.S. Energy Information Administration, *What is U.S. electricity generation by energy source?*, 2023
- [34] Ember, www.ember-climate.org/countries-and-regions/regions/asia/
- [35] International Energy Agency, *World Energy Outlook*, 2022
- [36] Global Petrol Prices, www.globalpetrolprices.com/benchmark_electricity/
- [37] U.S. Energy Information Administration, *Factors Affecting Electricity Prices*, www.eia.gov/energyexplained/electricity/prices-and-factors-affecting-prices.php
- [38] Eurostat, *Electricity Price Statistics*
www.ec.europa.eu/eurostat/statistics-explained/index.php?title=Electricity_price_statistics
- [39] U.S. Department of Energy, *Comparison of Fuel Cell Technologies*, www.energy.gov/eere/fuelcells/comparison-fuel-cell-technologies
- [40] Akinyele D., Olabode E., Amole A., *Review of Fuel Cell Technologies and Applications for Sustainable Microgrid Systems*, Inventions, 2020
- [41] Gencell Energy, *Comparing Fuel Cell Technologies*
www.gencellenergy.com/news/comparing-fuel-cell-technologies/
- [42] Ortenero J., Choi A., Tan R., *Ranking Fuel Cell Technologies for Distributed Microgrid Stationary Power Application Using VIKOR*, Chemical Engineering Transactions, 2022
- [43] U.S. Department of Energy, *Hydrogen Program Annual Merit Review Plenary Remarks*, 2023
- [44] Arcos J., Santos D., *The Hydrogen Color Spectrum: Techno-Economic Analysis of the Available Technologies for Hydrogen Production*, Gases 2023

- [45] International Energy Agency, *Global Hydrogen Review 2023*
- [46] Det Norske Veritas, *Hydrogen Forecast to 2050*
- [47] McKinsey Sustainability, *Five charts on hydrogen's role in a net-zero future*, 2022
- [48] SG H2 Energy, www.sgh2energy.com/economics
- [49] U. S. Department of Defense, *Parametric Estimating Handbook*
- [50] NASA, *Cost Estimating Handbook v. 4.0*, 2015
- [51] Finger F., Goetten F., Braun C., Bil C., *Cost Estimation Methods for Hybrid-Electric General Aviation Aircraft*, Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology, 2019
- [52] Roskam J., *Airplane Design, Part VIII: Airplane Cost Estimation: Design. Development, Manufacturing and Operating*, 1990
- [53] Plötner K., Schmidt M., Baranowski M., Isikveren A., *Operating Cost Estimation for Electric-Powered Transport Aircraft*, Bauhaus Luftfahrt, 2013
- [54] Hoelzen J., Liu Y., Bensmann B., Winnefeld C., Elham A., Friedrichs J., Hanke-Rauschenbach R., *Conceptual Design of Operation Strategies for Hybrid Electric Aircraft*, Energies, 2018
- [55] Bardenhagen A., Gobbin A., *Flugzeugentwurf II*, Universität Stuttgart, 2017
- [56] Scholz A., Trifonov D., Hornung M., *Environmental life cycle assessment and operating cost analysis of a conceptual battery hybrid-electric transport aircraft*, CEAS Aeronautical Journal, 2022
- [57] International Society of Parametric Analyst (ISPA), *Parametric Estimating Handbook*
- [58] Clean Sky 2, www.clean-aviation.eu/clean-sky-2
- [59] Unison Cost Engineering, TruePlanning
- [60] Wideman M., *A Pragmatic Approach to Using Resource Loading, Production and Learning Curves on Construction Projects*, FCSCE, 1994
- [61] U.S. Bureau of Labor Statistic, *CPI Inflation Calculator*, www.data.bls.gov/cgi-bin/cpicalc.pl
- [62] CPACS, *A Common Language for Aircraft Design*, www.dlr-sl.github.io/cpacs-website
- [63] Calcolatore CPI ed inflazione: www.in2013dollars.com
- [64] Liebeck R., Andrastek D., Chau J., Girvin R., Lyon R., Rawdon B., Scott P., Wright R., *Advanced Subsonic Airplane Design and Economic Studies*, 1995
- [65] Association of European Airlines, *AoEA Requirements*, Brussels, 1989
- [66] Chen G., Yingming H., Nüßer H., Wilker D., *A method of evaluating civil aircraft market*, DLR, 1997
- [67] Johanning A., Scholz D., *Evaluation of worldwide noise and pollutant emission costs for integration into direct operating cost methods*, Hamburg University of Applied Sciences, 2012

- [68] Fioriti M., Vercella V., Viola N., *Cost-Estimating Model for Aircraft Maintenance*, Journal of Aircraft, 2018
- [69] Cook A., Tanner G., Anderson S., *Evaluating the true cost to airlines of one minute of airborne or ground delay: final report*, Eurocontrol, 2004
- [70] Eurocontrol, *Standard Inputs for EUROCONTROL Cost-Benefit Analyses*, 2015
- [71] Ferjan K., *IATA Airline Operational Cost Task Force (AOCTF)*, Airline Cost Conference Geneva, 2013
- [72] ICAO, *Airline Operating Costs and Productivity*, Tehran, 2017

Appendice A

In questa appendice sono riportati tutti i coefficienti, ricavati dalle analisi di regressione, che permettono di calcolare i fattori moltiplicativi per i vari parametri.

Engineering Complexity per componenti e % New Design.

SUB-SYSTEM	Component	$F_{EngComp_i} = a_i \cdot EC_i + b_i$		$F_{\%NewDesign_i} = a_i \cdot \%ND_i^2 + b_i \cdot \%ND_i + c_i$			
		a	b	a	b	c	
	Wing	0,4701	0,0946	-	0,1662	1,1246	0,3871
	Fuselage	0,4975	0,0422	-	0,1436	0,9230	0,2182
	Horizontal Tail	0,4984	0,0491	-	0,1690	1,2693	0,3022
	Vertical Tail	0,5305	-0,0098	-	0,1319	0,9900	0,1400
	Nacelles	0,5068	0,0337	-	0,1131	0,8717	0,2396
LANDING GEAR	Main Landing Gear	0,4687	0,1052	-	0,1306	1,0461	0,4225
	Nose Landing Gear	0,5109	0,0319	-	0,1712	1,3590	0,2524
TRADITIONAL POWERPLANT	Equipped Engine	0,6268	0,3367	-	0,0106	0,4027	0,8011
	Engine Control	0,8422	0,1025	-	0,0634	1,2153	0,4085
HYBRID POWERPLANT	Thermal Engine	0,3986	0,2038	-	0,0264	0,5782	0,7174
	Wing Propeller	0,6880	0,0372	-	0,0829	0,8388	0,2444
	Propeller Gerabox	0,6837	0,0407	-	0,0661	0,8124	0,2542
	Tip Propeller	0,6918	0,0341	-	0,0956	0,8591	0,2361
	Electric Motor	0,7039	0,0129	-	0,0993	0,8648	0,2342
	Engine Control	0,7094	0,0133	-	0,1832	1,6031	0,2433
	Battery Pack	0,7028	0,0124	-	0,1158	0,9548	0,1604
	Dedicated TMS	0,5113	-0,0297	-	0,1425	1,0227	0,1184
	LH2 Tanks	0,7110	0,0128	-	0,1126	0,8514	0,2590
APU	APU	0,7068	0,0130	-	0,0540	0,8443	0,2088
HYDRAULIC	Hydraulic Generation	0,7509	-0,0409	-	0,1239	1,0158	0,1061
	Hydraulic Distribution	0,7540	-0,0430	-	0,1257	1,0198	0,1036
FUEL	Refuelling System	1,0735	-0,0484	-	0,1074	0,9790	0,1268
	Fuelling System	1,0158	0,0307	-	0,0709	1,3229	0,3569
ECS	Air Conditioning	0,7263	0,0144	-	0,0882	1,0548	0,4960
DE-ICING	De-Icing Wing	0,7112	0,0181	-	0,1578	1,4635	0,3072
	De-Icing Tail	0,7218	0,0055	-	0,1848	1,5422	0,2777
FIRE PROTECTION	Fire Protection	0,7593	-0,0475	-	0,1245	1,0228	0,0994
FLIGHT CONTROL	Flight Controls	0,6975	0,0323	-	0,1722	1,2748	0,4051
FLIGHT COMPARTMENT FURNISHINGS	Flight compartment furnishing	0,7468	-0,0437	-	0,0630	0,9585	0,1036
AUTOMATIC FLIGHT	Automatic Flight System	0,7294	-0,0082	-	0,0565	0,8583	0,1974
NAVIGATION	Bus interface and adapter unit	0,7350	-0,0351	-	0,0786	0,9698	0,1085
	ADF (ARN 149) & Digital Map	0,6711	0,0541	-	0,1145	0,7963	0,3171
	CNI MS & Data Loader & Mission Computer	0,7364	-0,0149	-	0,0568	0,8728	0,1832
	VHF NAV (ARN 147)	0,7188	-0,0135	-	0,0908	0,9372	0,1540
	Radalt	0,7401	-0,0297	-	0,1341	1,0318	0,0998
	Color weather radar	0,7290	-0,0272	-	0,0864	0,9649	0,1216
	Air Data Computer	0,7351	-0,0239	-	0,1330	1,0157	0,1150
	GPS/INS & MDU	0,7572	-0,0558	-	0,1292	1,0699	0,0580
	UHF/VHF DF	0,7350	-0,0255	-	0,1269	1,0002	0,1252
	FCC	0,7320	-0,0210	-	0,0603	0,9079	0,1516
COMMUNICATION	VHF/UHF Radio	0,7403	-0,0316	-	0,1333	1,0369	0,0943
	HF	0,7366	-0,0340	-	0,1094	1,0061	0,1033
	INTERCOM System	0,7352	-0,0321	-	0,1090	1,0001	0,1088
	CVR	0,6936	0,0184	-	0,0569	0,8232	0,2329
	FDR	0,7390	-0,0300	-	0,1327	1,0311	0,0995
	ELT	0,7455	-0,0347	-	0,1319	1,0301	0,0994
TRADITIONAL ELECTRICAL	TCAS II SYSTEM	0,7344	-0,0284	-	0,1291	1,0208	0,1071
	Electrical Generators	0,7486	-0,0394	-	0,1263	1,0103	0,1144
HYBRID ELECTRICAL	Electrical Distribution	0,7492	-0,0391	-	0,1273	1,0120	0,1134
	EPGDS Elements	0,9841	-0,0644	-	0,0562	0,9441	0,1112
	Motor Generator	0,7023	0,0129	-	0,0777	0,8236	0,2550
	DC-AC Converter	1,0437	-0,0057	-	0,0433	0,8357	0,2071
	AC-DC Converter	1,0462	-0,0178	-	0,0464	0,8687	0,1771
	DC-DC Converter	1,0340	-0,0069	-	0,0455	0,8525	0,1923
	Cables	3,7510	-0,2041	-	0,0038	0,2946	0,7091
	TMS	2,4052	-0,1375	-	0,0367	0,8648	0,1714
THERMO ACOUSTIC INSULATION	Thermo Acoustic Insulation	0,7442	-0,0283	-	0,1164	0,9941	0,1207
COCKPIT CREW SEATS	Cocpit Crew Seats	0,7329	-0,0180	-	0,1179	0,9807	0,1358
INTERIOR INTEGRATION	Interior Integration	0,7312	-0,0180	-	0,1120	0,9717	0,1395
FURNISHING	Furnishing	0,7530	-0,0421	-	0,0615	0,9380	0,1230
FIXED OXIGEN	Fixed Oxigen	0,6644	0,0875	-	0,0397	0,6399	0,3992
LIGHTING	Lighting	0,7405	-0,0301	-	0,1280	0,9791	0,1471
WATER	Water System	0,7684	-0,0474	-	0,1007	0,9987	0,1004
PAX SEATS	Pax Seats	0,4555	0,3608	-	0,0772	0,0590	0,8657

Manufacturing Complexity per la fase di produzione.

		$F_{ManufCompPROD_i} = a_i \cdot e^{b_i \cdot MC_i} + c_i \cdot e^{d_i \cdot MC_i}$					
SUB-SYSTEM	Component	a	b	c	d		
	Wing	0,0321	-	0,6339	0,0008	7,0656	
	Fuselage	23.655.944	-	44.5072	0,0008	7,1148	
	Horizontal Tail	0,0016	3,7344	0,0009		6,9215	
	Vertical Tail	0,0098	-	1,1404	0,0013	6,6168	
	Nacelles	0,0008	4,9510	0,0008		6,9864	
LANDING GEAR	Main Landing Gear	0,6991	-	0,0164	0,0005	6,3708	
	Nose Landing Gear	0,5583	0,0055	0,0009		6,2237	
TRADITIONAL POWERPLANT	Equipped Engine	0,0008	6,8972	0,0000		11,2684	
	Engine Control	0,0006	7,2621	0,0000		10,0390	
HYBRID POWERPLANT	Thermal Engine	0,0016	5,8890	0,0000		10,4006	
	Wing Propeller	0,0016	6,4242	-	2.415.934	-	40,7992
	Propeller Gerabox	0,0015	6,4690	-	5.536.466	-	41,5649
	Tip Propeller	0,0006	6,7490	0,0014		5,8286	
	Electric Motor	0,0005	7,5901	0,0000		13,8171	
	Engine Control	0,0007	7,2467	0,0000		10,9207	
	Battery Pack	0,0061	5,1959	-	0,0344	1,1344	
	Dedicated TMS	0,0000	12,8170	0,0004		7,9197	
LH2 Tanks	0,0000	18,8900	0,0010		6,9315		
APU	APU	0,0000	28,5068	0,0009		7,0927	
HYDRAULIC	Hydraulic Generation	0,0093	2,5578	0,0010		6,7618	
	Hydraulic Distribution	0,1217	0,5890	0,0010		6,6745	
FUEL	Refuelling System	0,7920	0,0212	0,0004		6,0535	
	Fuelling System	0,4771	0,0576	0,0009		6,3230	
ECS	Air Conditioning	0,0073	4,2460	0,0000		9,5376	
DE-ICING	De-Icing Wing	0,1705	0,2271	0,0012		6,4864	
	De-Icing Tail	0,5025	0,0923	0,0008		6,3492	
FIRE PROTECTION	Fire Protection	0,1096	0,5114	0,0014		6,3975	
FLIGHT CONTROL	Flight Controls	0,1710	0,5967	0,0004		7,3461	
FLIGHT COMPARTMENT FURNISHINGS	Flight compartment furnishing	0,0066	3,1275	0,0002		8,3446	
AUTOMATIC FLIGHT	Automatic Flight System	0,0069	4,3274	0,0000		12,1866	
NAVIGATION	Bus interface and adapter unit	0,0094	3,1818	0,0001		8,7610	
	ADF (ARN 149) & Digital Map	0,0059	10,2005	-	0,0059	10,1798	
	CNI MS & Data Loader & Mission Computer	0,0006	7,1054	0,0000		12,7816	
	VHF NAV (ARN 147)	0,0019	5,8121	0,0000		12,2973	
	Radalt	0,0074	4,2189	0,0000		10,0988	
	Color weather radar	0,0035	4,9967	0,0000		10,3534	
	Air Data Computer	0,0048	4,8480	0,0000		11,1319	
	GPS/INS & MDU	0,0233	1,6512	0,0006		7,2504	
	UHF/VHF DF	0,0030	5,3476	0,0000		12,1030	
	FCC	0,0000	17,9371	0,0002		8,7706	
COMUNICATION	VHF/UHF Radio	0,0235	2,3584	0,0001		8,5756	
	HF	0,0152	2,7134	0,0001		8,6542	
	INTERCOM System	0,0096	3,3727	0,0001		8,8587	
	CVR	0,0225	1,8446	0,0000		11,7109	
	FDR	0,0155	2,9203	0,0001		8,7605	
	ELT	0,0062	4,5775	0,0000		11,1486	
	TCAS II SYSTEM	0,0035	4,9390	0,0000		10,0063	
TRADITIONAL ELECRITICAL	Electrical Generators	0,0427	1,1438	0,0018		6,1707	
	Electrical Distribution	0,3039	0,1990	0,0014		6,1341	
HYBRID ELECTRICAL	EPGDS Elements	0,0636	1,0185	0,0008		6,8722	
	Motor Generator	0,0003	7,9988	0,0000		14,9297	
	DC-AC Converter	0,0000	16,0816	0,0003		8,0948	
	AC-DC Converter	0,0000	16,8682	0,0004		7,7518	
	DC-DC Converter	0,0000	14,0087	0,0003		7,9775	
	Cables	3,1601	0,0000	-		0,0000	
TMS	0,0007	7,1842	0,0000		11,6245		
THERMO ACOUSTIC INSULATION	Thermo Acoustic Insulation	0,1164	0,4327	0,0028		5,6662	
COCKPIT CREW SEATS	Cocpit Crew Seats	0,0809	0,4768	0,0012		6,5763	
INTERIOR INTEGRATION	Interior Integration	0,1404	0,1470	0,0013		6,4949	
FURNISHING	Furnishing	0,6378	-	0,3574	0,0063	4,4884	
FIXED OXIGEN	Fixed Oxigen	-	11,3695	7,7733	11,3678	7,7735	
LIGHTING	Lighting	0,0869	0,8882	0,0006		7,2129	
WATER	Water System	0,8382	-	0,0367	0,0033	4,0661	
PAX SEATS	Pax Seats	0,1020	0,8770	0,0009		6,7307	

Number of Prototypes per le fasi di sviluppo e produzione.

SUB-SYSTEM	Component	$F_{Prototypes_{DE}} = a_i \cdot \#P + b_i$		$F_{Prototypes_{PROD}} = a_i \cdot \#P^2 + b_i \cdot \#P + c_i$			
		a	b	a	b	c	
	Wing	0,1016	0,6982	0,0002	-	0,0092	1,0262
	Fuselage	0,0533	0,8488	0,0002	-	0,0094	1,0266
	Horizontal Tail	0,0761	0,7773	0,0002	-	0,0094	1,0266
	Vertical Tail	0,0318	0,9157	0,0002	-	0,0095	1,0270
	Nacelles	0,0620	0,8150	0,0005	-	0,0182	1,0504
LANDING GEAR	Main Landing Gear	0,1146	0,6534	0,0002	-	0,0058	1,0159
	Nose Landing Gear	0,0599	0,8280	0,0001	-	0,0043	1,0122
TRADITIONAL POWERPLANT	Equipped Engine	0,2233	0,3176	0,0007	-	0,0252	1,0696
	Engine Control	0,1099	0,6664	0,0008	-	0,0269	1,0745
HYBRID POWERPLANT	Thermal Engine	0,1954	0,4028	0,0009	-	0,0320	1,0886
	Wing Propeller	0,0655	0,8042	0,0011	-	0,0377	1,1043
	Propeller Gerabox	0,0689	0,7938	0,0011	-	0,0377	1,1044
	Tip Propeller	0,0625	0,8134	0,0011	-	0,0377	1,1043
	Electric Motor	0,0575	0,8274	0,0010	-	0,0362	1,1000
	Engine Control	0,0597	0,8277	0,0003	-	0,0185	1,0527
	Battery Pack	0,0402	0,8902	0,0004	-	0,0226	1,0642
	Dedicated TMS	0,0239	0,9399	0,0002	-	0,0134	1,0382
	LH2 Tanks	0,0616	0,8152	0,0008	-	0,0276	1,0762
APU	APU	0,0519	0,8524	0,0002	-	0,0087	1,0249
HYDRAULIC	Hydraulic Generation	0,0207	0,9500	0,0002	-	0,0089	1,0254
	Hydraulic Distribution	0,0194	0,9540	0,0001	-	0,0077	1,0220
FUEL	Refuelling System	0,0275	0,9288	0,0000	-	0,0019	1,0054
	Fuelling System	0,0893	0,7359	0,0001	-	0,0048	1,0137
ECS	Air Conditioning	0,1107	0,6678	0,0001	-	0,0081	1,0231
DE-ICING	De-icing Wing	0,0750	0,7804	0,0001	-	0,0076	1,0216
	De-icing Tail	0,0630	0,8178	0,0001	-	0,0044	1,0127
FIRE PROTECTION	Fire Protection	0,0186	0,9565	0,0001	-	0,0081	1,0229
FLIGHT CONTROL	Flight Controls	0,0929	0,7240	0,0001	-	0,0070	1,0200
FLIGHT COMPARTMENT FURNISHINGS	Flight compartment furnishing	0,0227	0,9434	0,0002	-	0,0084	1,0239
AUTOMATIC FLIGHT	Automatic Flight System	0,0456	0,8714	0,0001	-	0,0072	1,0204
NAVIGATION	Bus interface and adapter unit	0,0236	0,9405	0,0001	-	0,0082	1,0233
	ADF (ARN 149) & Digital Map	0,0690	0,7972	0,0001	-	0,0069	1,0195
	CNI MS & Data Loader & Mission Computer	0,0429	0,8797	0,0001	-	0,0078	1,0223
	VHF NAV (ARN 147)	0,0339	0,9080	0,0001	-	0,0076	1,0215
	Radalt	0,0183	0,9569	0,0001	-	0,0078	1,0221
	Color weather radar	0,0267	0,9309	0,0001	-	0,0080	1,0226
	Air Data Computer	0,0221	0,9452	0,0001	-	0,0077	1,0218
	GPS/INS & MDU	0,0103	0,9823	0,0002	-	0,0086	1,0246
	UHF/VHF DF	0,0252	0,9352	0,0001	-	0,0074	1,0212
	FCC	0,0346	0,9060	0,0001	-	0,0083	1,0235
COMUNICATION	VHF/UHF Radio	0,0181	0,9578	0,0001	-	0,0079	1,0226
	HF	0,0219	0,9460	0,0001	-	0,0080	1,0229
	INTERCOM System	0,0231	0,9420	0,0001	-	0,0081	1,0230
	CVR	0,0529	0,8479	0,0001	-	0,0072	1,0205
	FDR	0,0192	0,9543	0,0001	-	0,0080	1,0227
	ELT	0,0183	0,9571	0,0001	-	0,0075	1,0215
	TCAS II SYSTEM	0,0220	0,9454	0,0001	-	0,0080	1,0229
TRADITIONAL ELECRTICAL	Electrical Generators	0,0237	0,9410	0,0002	-	0,0088	1,0251
	Electrical Distribution	0,0231	0,9427	0,0001	-	0,0063	1,0180
HYBRID ELECTRICAL	EPGDS Elements	0,0239	0,9402	0,0001	-	0,0083	1,0236
	Motor Generator	0,0629	0,8106	0,0007	-	0,0247	1,0683
	DC-AC Converter	0,0550	0,8356	0,0005	-	0,0168	1,0464
	AC-DC Converter	0,0467	0,8613	0,0005	-	0,0171	1,0473
	DC-DC Converter	0,0506	0,8492	0,0005	-	0,0168	1,0465
	Cables	0,1792	0,4586	0,0001	-	0,0080	1,0227
	TMS	0,0405	0,8877	0,0003	-	0,0174	1,0494
THERMO ACOUSTIC INSULATION	Thermo Acoustic Insulation	0,0271	0,9304	0,0002	-	0,0084	1,0238
COCKPIT CREW SEATS	Cocpit Crew Seats	0,0308	0,9187	0,0002	-	0,0084	1,0239
INTERIOR INTEGRATION	Interior Integration	0,0325	0,9132	0,0001	-	0,0080	1,0227
FURNISHING	Furnishing	0,0299	0,9224	0,0001	-	0,0047	1,0132
FIXED OXIGEN	Fixed Oxigen	0,0989	0,7039	0,0001	-	0,0074	1,0209
LIGHTING	Lighting	0,0298	0,9214	0,0001	-	0,0078	1,0222
WATER	Water System	0,0193	0,9551	0,0000	-	0,0018	1,0052
PAX SEATS	Pax Seats	0,2421	0,2705	0,0110	-	0,1688	1,4517

System Complexity, Engineering Complexity per sistemi e Multiple Site Development.

Aircraft	SYSTEM	$F_{SysComp_i} = a_i \cdot SC_i^2 + b_i \cdot SC_i + c_i$			$F_{EngComp_{System_i}} = a_i \cdot EC_{S_i}^2 + b_i \cdot EC_{S_i} + c_i$			$F_{MultipleSite_i} = a_i \cdot MSD_i^2 + b_i \cdot MSD_i + c_i$				
		a	b	c	a	b	c	a	b	c		
TRADITIONAL	Total Landing Gear	0,0001	0,0044	0,6723	0,0105	0,0145	0,9352	-	0,0013	0,0422	0,9201	
	TOTAL STRUCTURE	0,0001	0,0044	0,6652	0,0083	0,0027	0,9656	-	-	-	-	
	TOTAL POWERPLANT	0,0001	0,0044	0,8297	0,0365	0,0213	0,9240	-	-	-	-	
	Total APU System	0,0001	0,0033	0,7508	0,0048	0,0050	0,9831	-	0,0009	0,0287	0,9457	
	Total Hydraulic System	0,0001	0,0034	0,7425	0,0022	0,0051	0,9886	-	0,0009	0,0288	0,9455	
	Total Fuel System	0,0001	0,0049	0,8090	0,0090	0,0201	0,9702	-	0,0007	0,0238	0,9550	
	Total ECS	0,0001	0,0035	0,7401	0,0100	0,0152	0,9585	-	0,0010	0,0326	0,9383	
	Total De-Icing System	0,0001	0,0044	0,8296	0,0077	0,0172	0,9606	-	0,0007	0,0226	0,9573	
	Total Fire Protection Equipment	0,0001	0,0040	0,6975	0,0020	0,0054	0,9883	-	0,0010	0,0336	0,9364	
	Total Flight Control System	0,0001	0,0033	0,7479	0,0087	0,0149	0,9616	-	0,0010	0,0313	0,9407	
	Total Flight Compartment Furnishing	0,0001	0,0036	0,7316	0,0054	0,0074	0,9788	-	0,0010	0,0312	0,9411	
	Total Automatic Flight System	0,0001	0,0037	0,7216	0,0074	0,0097	0,9713	-	0,0010	0,0332	0,9371	
	Total Navigation System	0,0001	0,0035	0,7386	0,0057	0,0035	0,9835	-	0,0010	0,0342	0,9352	
	Total Communication System	0,0001	0,0037	0,7192	0,0042	0,0046	0,9850	-	0,0010	0,0318	0,9398	
	Total Electrical System	0,0001	0,0038	0,5341	0,0020	0,0028	0,9920	-	0,0016	0,0508	0,9040	
	TOTAL AIRCRAFT SUBSYSTEMS	0,0001	0,0027	0,7976	0,0038	0,0059	0,9838	-	-	-	-	
	Total Thermo Acoustic Insulation	0,0001	0,0029	0,7822	0,0068	0,0138	0,9671	-	0,0008	0,0269	0,9491	
	Total Cockpit Crew Seats	0,0001	0,0027	0,7978	0,0262	0,0613	0,8610	-	0,0012	0,0380	0,9282	
	Total Interior Integration	0,0001	0,0031	0,7665	0,0044	0,0089	0,9787	-	0,0008	0,0273	0,9483	
	Total Furnishing	0,0001	0,0027	0,7955	0,0047	0,0045	0,9843	-	0,0007	0,0237	0,9552	
	Total Oxygen System	0,0001	0,0034	0,7455	0,0058	0,0148	0,9676	-	0,0009	0,0310	0,9414	
	Total Lightning System	0,0001	0,0035	0,7370	0,0046	0,0129	0,9729	-	0,0010	0,0310	0,9413	
	Total Water System	0,0001	0,0026	0,8068	0,0023	0,0063	0,9866	-	0,0007	0,0221	0,9582	
	Total Pax Seat	0,0000	0,0021	0,8441	0,0045	0,0125	0,9729	-	0,0006	0,0202	0,9618	
	TOTAL FURNISHING	0,0000	0,0021	0,8390	0,0063	0,0109	0,9719	-	-	-	-	
	TOTAL Aircraft	0,0000	0,0019	0,8337	0,0006	0,0005	0,9975	-	-	-	-	
	HYBRID	TOTAL POWERPLANT	0,0001	0,0033	0,4117	0,0184	-	0,9648	-	-	-	-
		Total Electrical System	0,0001	0,0049	0,6298	0,0072	0,0050	0,9783	-	0,0013	0,0422	0,9202
TOTAL AIRCRAFT SUBSYSTEMS		0,0001	0,0027	0,7987	0,0043	0,0057	0,9831	-	-	-	-	
TOTAL Aircraft		0,0000	0,0018	0,8342	0,0006	0,0004	0,9977	-	-	-	-	

Parametri del programma totale: *Management Team Complexity* per sviluppo e produzione, *Management Organizational Productivity* e *Project Complexity Factor* per sviluppo e produzione

	TOTAL AIRCRAFT PROGRAM TRADITIONAL			TOTAL AIRCRAFT PROGRAM HYBRID		
	a	b	c	a	b	c
$F_{ManagComp_{PRDTE}} = a \cdot MTC^2 + b \cdot MTC + c$	0,0090	0,0204	0,8575	0,0089	0,0201	0,8601
$F_{ManagComp_{PROD}} = a \cdot MTC^2 + b \cdot MTC + c$	0,0040	0,0090	0,9373	0,0035	0,0080	0,9440
$F_{ManagProductivity} = a \cdot MOP^b + c$	0,2234	-1,3238	0,7764	0,2192	-1,3238	0,7806
$F_{ProjectComp_{PRDTE}} = a \cdot PCF + b$	0,5468	0,6993		0,5365	0,7049	
$F_{ProjectComp_{PROD}} = a \cdot PCF + b$	0,2406	0,8677		0,2149	0,8818	

Parametri per i software: *Multiple Site Development*, *Software Design Repeat*, *Development Team Complexity* e *Fuctional Complexity* per sviluppo e produzione.

	Software (Mission, Air Data)			
	a	b	c	d
$F_{MultipleSite_{SW_i}} = a_{SW} \cdot MSD_i^2 + b_{SW} \cdot MSD_i + c_{SW}$	-0,0041	0,1327	0,7497	
$F_{\%SWDesignRepeat_i} = a \cdot e^{b \cdot \%DR_i} + c \cdot e^{d \cdot \%DR_i}$	-0,0239	3,0949	1,0247	-0,6232
$F_{DevelopComp_i} = a \cdot e^{b \cdot DTC_i}$	0,7250	0,3216		
$F_{FuncComp_{PRDTE_i}} = a \cdot FC_i^2 + b \cdot FC_i + c$	-0,0461	0,9360	0,1100	
$F_{FuncComp_{PROD_i}} = a \cdot FC_i^2 + b \cdot FC_i + c$	-0,0177	0,9363	0,0813	