



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

ANNO ACCADEMICO 2021/2022

**VALUTAZIONE DEL COSTO DEL CICLO DI
VITA DI UN VELIVOLO MACH 5**

RELATORE:

D. FERRETTO

CANDIDATO:

LUCA PUGLIESE

CORRELATORI:

N. VIOLA

R. FUSARO

Acknowledgments

Questo spazio lo dedico alle persone che, con il loro supporto, mi hanno aiutato in questo meraviglioso percorso universitario.

Desidero ringraziare i miei genitori, Vincenzo e Livia, che, con i loro sacrifici, mi hanno dato la possibilità di intraprendere questo percorso. Li ringrazio per avermi insegnato ad affrontare i miei studi con tenacia e perseveranza e per la loro costante dimostrazione d'amore.

Desidero ringraziare mio fratello, Paolo, che c'è sempre stato e che ha sempre creduto in me, per la sua immensa disponibilità e per il suo interessamento passionato.

Desidero ringraziare la mia fidanzata, Angelica, che è stata luce nei momenti più bui, dimostrandomi il suo amore nella quotidianità e nascondendo le nostre fragilità per trasmettermi serenità d'animo.

Desidero ringraziare i miei amici, così tanti da non poterli citare tutti. Fonte primaria di leggerezza e svago.

Desidero ringraziare il mio relatore, Prof. Ferretto, per la sua costante disponibilità.

Il ringraziamento più grande lo rivolgo a me stesso, auspicando di raggiungere gli obiettivi futuri senza mai dimenticare questa bellissima esperienza di vita.

Abstract

Con il presente lavoro di Tesi si intende svolgere un'attività di ricerca circa la valutazione del costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico da trasporto passeggeri denominato STRATOFLY MR5.

La corretta valutazione dei costi sostenuti durante il ciclo di vita di un velivolo, fin dalle prime fasi di progettazione, risulta imprescindibile per garantire il successo commerciale. Tale valutazione, tuttavia, è particolarmente complessa e laboriosa per un progetto innovativo quale un velivolo ipersonico commerciale che sfrutta idrogeno liquido come carburante.

A questo proposito risulta necessario l'impiego di un modello matematico di stima dei costi che possa essere applicato su progetti altamente avanzati anche quando vi siano solo pochi input di alto livello riguardanti le caratteristiche fisiche e prestazionali del velivolo, la missione da svolgere e lo scenario economico. Il modello sviluppato si ottiene mediante l'assemblamento di modelli esistenti, modificando, laddove necessario, le equazioni di riferimento per garantire una miglior accuratezza.

In primo luogo, si descrive l'attività di analisi dei costi all'interno di un processo di progettazione ingegneristica, in particolare di progettazione aerospaziale, illustrando l'importanza della gestione e del controllo delle risorse economiche e finanziarie al fine di garantire il completamento dei progetti e il relativo successo commerciale. Parallelamente, vengono illustrate le principali motivazioni alla base delle recenti attività di ricerca inerenti al trasporto commerciale ad alta velocità, presentando le previsioni future sul traffico aereo globale.

Successivamente, il lavoro prosegue con la definizione del ciclo di vita di un velivolo, andando a dettagliare le fasi del progetto e correlando le stesse a opportune voci di costo. Inoltre, si considerano le metodologie ed i processi di stima dei costi, guardando ai vincoli di applicabilità e al grado di dettaglio fornito.

In seguito alla valutazione della fenomenologia del segmento di volo ipersonico e dello stato dell'arte dei progetti esistenti, si esamina il caso centrale di studio trattato in questa Tesi, ovvero il progetto STRATOFLY MR5.

In merito, si tenta di descrivere in un primo momento i modelli matematici esistenti ed inerenti al caso di studio esaminato, in un secondo momento, si transita all'analisi del modello elaborato per la stima del costo del ciclo di vita del velivolo di riferimento. La presentazione del modello si contraddistingue per la definizione della *baseline* e delle equazioni e per l'elencazione e l'illustrazione di tutti i *drivers* e i *parameters* che le compongono. Dunque, si procede alla valutazione degli stessi *drivers* per le varie voci di costo, motivando la loro derivazione ed i *range* di applicabilità.

Attraverso l'implementazione del nuovo modello di stima all'interno di uno script MATLAB sono calcolati i risultati relativi al presente studio. Questi sono stati presentati avvalendosi di tabelle e grafici per poi essere analizzati con riferimento alle variabili in gioco e all'influenza delle stesse sui risultati, riportando altresì le motivazioni e le ipotesi che hanno prodotto tali risultati. Affinché si possano validare i risultati riscossi tramite raffronti di natura tecno-economica, il modello di stima viene applicato a un secondo caso di studio, nonché predecessore del progetto di riferimento, il velivolo STRATOFLY MR3.

In conclusione, si propongono dei confronti tra i risultati ottenuti e le voci di costo componenti il ciclo di vita di velivoli convenzionali. In relazione ai risultati del costo di

acquisizione e dei costi operativi dei velivoli in esame, si cerca di preventivare un possibile prezzo del biglietto, osservando come questo si inserisce nel mercato dell'aviazione civile rispetto agli attuali vettori di linea.

Sommario

Acknowledgments	I
Abstract	III
Indice delle Figure	IX
Indice delle Tabelle	XI
Indice dei Grafici	XIII
1. Introduzione	1
1.1. Necessità della ricerca	1
1.2. Long-term Air Traffic Forecast	2
1.3. Scopo della ricerca	3
2. I costi nel settore aerospaziale	5
2.1. Definizioni di costo	5
2.2. Allocazione delle risorse nel progetto aerospaziale	5
3. Processo e metodologie di stima dei costi	7
3.1. Processo di stima dei costi.....	7
3.2. Metodologie di stima dei costi	9
3.2.1. Stima dei costi per analogia	11
3.2.2. Stima dei costi parametrica	12
3.2.3. Metodo ingegneristico Build-up (Bottom-up).....	15
3.2.4. Selezione della metodologia.....	16
4. Aircraft Program e Life Cycle Cost	19
4.1. Aircraft Program.....	19
4.2. Life Cycle Cost.....	20
4.3. LCC Breakdown.....	24
4.3.1. RDTE Cost	25
4.3.2. Acquisition cost.....	26
4.3.3. Operating Cost.....	30
4.3.4. Disposal Cost.....	33
5. Overview sul volo ipersonico e velivolo di riferimento	35
5.1. Introduzione ai velivoli ipersonici.....	35
5.2. Descrizione del volo ipersonico	36
5.3. Stato dell'arte dei velivoli ipersonici.....	38
5.4. Progetti HST attuali e futuri	44
5.4.1. Skylon.....	44
5.4.2. SpaceLiner.....	46

5.4.3. Sky Frontier.....	46
5.4.4. Boeing Hypersonic aircraft	47
5.4.5. Halcyon	48
5.4.6. Stargazer.....	49
5.4.7. HyPlane	51
5.5. Hypersonic Technology EU Co-Funded Projects	52
5.6. LAPCAT Projects.....	53
5.7. STRATOFly Project.....	56
5.7.1. STRATOFly MR3	57
5.8. Velivolo di riferimento: STRATOFly MR5	58
5.8.1. Missione di riferimento	63
6. Modelli matematici per la valutazione del LCC	65
6.1. Modelli esistenti in letteratura	65
6.2. Modello di stima del Life Cycle Cost del Politecnico di Torino ..	69
6.3. Overview del modello	71
7. Baseline del modello di stima del LCC.....	75
7.1. RDTE e PROD	75
7.2. OPS - DOC	78
7.3. OPS - IOC.....	81
8. Presentazione e valutazione delle CERs.....	83
8.1. RDTE CERs.....	83
8.1.1. Vehicle Level	84
8.1.2. Subsystem Level	93
8.2. PROD CERs	100
8.2.1. Vehicle Level	100
8.2.2. Subsystem Level	108
8.3. OPS – DOC CERs	114
8.3.1. Fuel DOC CER.....	114
8.3.2. Crew DOC CER.....	115
8.3.3. Insurance DOC CER.....	115
8.3.4. Depreciation DOC CER.....	116
8.3.5. Maintenance DOC CERs	117
8.4. OPS – IOC CERs.....	120
9. Valutazione dei RDTE & PROD Cost Drivers per il caso di studio	123
9.1. Cost Escalation Factor	123
9.2. MYr.....	124

9.3. Additional factors to TRANSCOST core CERs	125
9.3.1. Systems engineering/integration factor f_0	125
9.3.2. Development standard factor f_1	125
9.3.3. Technical quality factor f_2	126
9.3.4. Team experience factor f_3	126
9.3.5. Learning Curve factor f_4	126
9.3.6. Deviation from optimal schedule f_6	127
9.3.7. Program organization factor f_7	128
9.3.8. Productivity of region f_8	129
9.3.9. Impact of subcontractors f_9	130
9.3.10. Reduction factor due to experience/cost engineering f_{10}	131
9.3.11. Reduction factor due to absence of government contracts f_{11}	131
9.3.12. Production cost improvements factor f_{10}'	132
9.3.13. Government contracts factor for production f_{11}'	132
9.4. RDTE & PROD Mass Parameters	133
9.4.1. ATR/DMR engine dry Mass	133
9.5. Combined Cycle Engine Parameters	134
9.6. RDTE & PROD Performance Parameters	134
9.6.1. Heat Flux, Heat Load & Boil-off flow rate	135
9.6.2. Power produced by TEMS	138
9.6.3. Reference Fuel: Liquid Hydrogen (LH2)	140
9.7. Technology Readiness Level $KTRL$	140
10. Valutazione dei OPS Cost Drivers per il caso di studio	145
10.1. Input Cost from RDTE&PROD	145
10.2. Conversion factors	145
10.3. Load Factor	146
10.4. Flight Time, Block time & Block speed	146
10.5. Utilization	146
10.6. Insurance rate	147
10.7. Depreciation Life	147
10.8. Average Maintenance labor rate	148
10.9. Maintenance Labor & Material ratio	149
10.10. Thrust to Weight ratio & Lift to Drag ratio	149
10.11. Fuel Cost	150
10.11.1. Overview	150
10.11.2. Aspetti ambientali e tecnologici	152
10.11.3. Modello di stima del costo	155
10.11.4. Distribution & Storage and Airport Service	161
10.12. Reserve Fuel Fraction	163

11. Applicazione del modello e valutazione del LCC.....	165
11.1. STRATOFLY MR5 Life Cycle Cost	165
11.1.1. RDTE & PROD Inputs.....	165
11.1.2. RDTE Vehicle Level Results	168
11.1.3. RDTE Subsystem Level Results	170
11.1.4. PROD Vehicle Level Results.....	172
11.1.5. PROD Subsystem Level Results	175
11.1.6. DOC & IOC Inputs	178
11.1.7. DOC Results.....	180
11.1.8. IOC Results	184
11.1.9. TOC Results	186
11.2. Confronto con Caso di Studio STRATOFLY MR3	188
11.2.1. RDTE & PROD Inputs.....	188
11.2.2. RDTE Comparison Results	189
11.2.3. PROD Comparison Results.....	191
11.2.4. DOC & IOC Inputs	194
11.2.5. DOC Comparison Results	195
11.2.6. IOC Comparison Results.....	197
11.2.7. TOC Comparison Results	198
12. Conclusioni.....	201
12.1. Confronto con gli attuali velivoli subsonici	204
12.2. Stima del prezzo del biglietto	205
Bibliografia	207

Indice delle Figure

Figura 1	Total passenger traffic: history and forecasts	3
Figura 2	Life cycle cost committed	6
Figura 3	GAO cost estimating process	8
Figura 4	NASA cost estimating process	8
Figura 5	Use of Cost Estimating Methodologies by Phase.....	10
Figura 6	Strengths, Weaknesses, and Applications of Estimating Methods.....	10
Figura 7	Example of application of analogy method on new TJ engine	12
Figura 8	General Process of Developing CERs	12
Figura 9	Generic Aircraft Systems WBS	16
Figura 10	LCC Breakdown	20
Figura 11	Cost Impact vs Actual Cost	22
Figura 12	LCC History	22
Figura 13	The iceberg effect in aircraft program management	24
Figura 14	Production learning curve - GAO.....	30
Figura 15	Direct operating cost items.....	32
Figura 16	Flowchart of disposal process	34
Figura 17	C.A.V. and R.V.-W. flight attitude.....	38
Figura 18	XB-70 Valkyrie	39
Figura 19	On the left Neil Armstrong next to North American X-15. First X-15 aircraft built on the right.	39
Figura 20	X-24 experimental vehicles	40
Figura 21	Space Transportation System during lift-off.....	41
Figura 22	Columbia Space Shuttle Orbiter	42
Figura 23	X-43 Hypersonic Experimental Vehicle	43
Figura 24	Boeing X-51 WaveRider	44
Figura 25	Skylon with SABRE cutaway	45
Figura 26	SpaceLiner updated configuration.....	46
Figura 27	Illustration of the Jaxa's design concept Sky Frontier	47
Figura 29	Hermeus Product Roadmap	48
Figura 30	Halcyon Concept	49
Figura 31	Stargazer rendering.....	51
Figura 32	HyPlane, a hypersonic executive jet rendering	51
Figura 33	LAPCAT A-2 configuration.....	54
Figura 34	LAPCAT MR1 configuration.....	55
Figura 35	LAPCAT MR2 configuration.....	56
Figura 36	STRATOFLY PROJECT	57
Figura 37	STRATOFLY MR3 configuration	58
Figura 38	Scaling Process from MR3 to MR5.....	61
Figura 39	MR5 Concept Layout	61
Figura 40	Design Reference Mission (DMR) trajectory.....	63
Figura 41	DRM Phases	64
Figura 42	Design Reference Mission.....	64
Figura 43	TransCost Model Basic Structure.....	67
Figura 44	Nasa Methodology for hypersonic transport Baseline	69
Figura 45	Cost Estimation Model contents.....	71
Figura 46	Cost Estimation Model for High-speed Aircraft, Politecnico di Torino	73
Figura 47	Input parameters for DOC CERs.....	79
Figura 48	DOC Formula Summary.....	80

Figura 49	Cost Growth by Deviation from the Optimum Schedule (=100%).....	128
Figura 50	Cost Growth Factor for Parallel Contractor Organizations.....	129
Figura 51	Productivity Model for Different Countries/Regions.....	130
Figura 52	Integrated heat load during the MR2 and the A2 missions	137
Figura 53	Mass flow rate and total mass of boil-off fuel during the Mach 8 and the Mach 5 missions.....	137
Figura 54	Thermodynamic cycle layout of TEMS	139
Figura 55	Location of TRL Milestones on Project Phases for hypersonic	142
Figura 56	Technology roadmap for STRATOFLY propulsive technologies	143
Figura 57	TRL Coefficient function	143
Figura 58	Load factor level of 2022 by IATA.....	146
Figura 59	Total Cost of Employee for the Year (Hourly) by IATA.....	148
Figura 60	Energy Density of Fuels	151
Figura 61	Propellant Tanks.....	152
Figura 62	Effects of the choice of LH2 as propellant on aircraft design and performance	153
Figura 63	Relative CO2 emissions compared to Jet Fuel.....	153
Figura 64	Hydrogen cost estimation procedure	155
Figura 65	Topologies for H2 supply routes and LH2 refueling setups at airports	161
Figura 66	RDTE Costs as function of Vehicle Maturity	169
Figura 67	MR5 PROD Cost Items as function of Aircraft Unit Produced	175
Figura 68	DOC per n mile-pax (very long range, high fuel price.....)	204

Indice delle Tabelle

Tabella 1	High Level Parameters of STRATOFly MR5	62
Tabella 2	List of additional factors to TRANSCOST core CERs	76
Tabella 3	Average values for IOC items according to ICAO	82
Tabella 4	Average values for IOC items according to IATA	82
Tabella 5	Database to modified CERs	83
Tabella 6	Selected IOC CERs.....	120
Tabella 7	Cost Escalation Factor results	124
Tabella 8	Cost History of 1 Man-Work-Year in the US and Europe.....	124
Tabella 9	Development standard factor range	125
Tabella 10	Team experience Factor range	126
Tabella 11	Cost Increase Factor derived by subcontractors	131
Tabella 12	High Level Mass Parameters	133
Tabella 13	Engine Mass Parameters	134
Tabella 14	Combined Cycle Engine Parameters	134
Tabella 15	High level Performance/Operational Parameters.....	135
Tabella 16	TPS & TEMS Parameters	137
Tabella 17	Power produced by TEMS Expander	139
Tabella 18	Liquid Hydrogen Properties.....	140
Tabella 19	Technology Readiness Levels and Common Engineering Terms by ESA... 141	
Tabella 20	Maintenance Labor & Material ratio	149
Tabella 21	ATR Thrust	150
Tabella 22	Hydrogen production scenarios definition.....	156
Tabella 23	Hydrogen production Capital Expenditures.....	156
Tabella 24	Hydrogen production Electricity Expenditures	157
Tabella 25	Hydrogen production Operational Expenditures	157
Tabella 26	Levelized cost of gaseous hydrogen [LCOH].....	158
Tabella 27	Hydrogen liquefaction Capital Expenditures.....	159
Tabella 28	Hydrogen liquefaction Electricity Expenditures.....	159
Tabella 29	Hydrogen liquefaction Operational Expenditures	159
Tabella 31	Summary of liquid hydrogen cost.....	160
Tabella 32	Distribution & Storage and Airport Service Costs	163
Tabella 33	MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level.....	166
Tabella 34	MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level. 166	
Tabella 35	MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Parameters	167
Tabella 36	MR5 RDTE Cost Estimation results @ Vehicle level.....	168
Tabella 37	MR5 RDTE Cost Estimation results @ Subsystem Level.....	170
Tabella 38	MR5 PROD Cost Estimation results @ Vehicle level.....	173
Tabella 39	MR5 PROD Cost Estimation results @ Theoretical First Unit	173
Tabella 40	MR5 PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced	174
Tabella 41	MR5 PROD Cost Estimation results @ Subsystem Level	176
Tabella 42	MR5 DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers.....	178
Tabella 43	MR5 DOC & IOC Cost Estimation Input Parameters	179
Tabella 44	MR5 Direct Operating Cost Results – DOC Results	181
Tabella 45	MR5 Direct Operating Cost Results – Maintenance Cost Breakdown.....	182
Tabella 46	MR5 Direct Operating Cost Results – Cost per passenger (seat) & kilometre	183
Tabella 47	MR5 Indirect Operating Cost Results – IOC Results	184
Tabella 48	MR5 Total Operational Cost Results – TOC Results	186

Tabella 49	MR3 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level.....	188
Tabella 50	MR3 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level.	189
Tabella 51	MR3 RDTE Cost Estimation results compared with MR5 @ Vehicle level	189
Tabella 52	MR3 RDTE Cost Estimation results compared with MR5 @ Subsystem Level	190
Tabella 53	MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ Vehicle level	191
Tabella 54	MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ TFU	192
Tabella 55	MR3 & MR5 PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced	193
Tabella 56	MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ Subsystem Level	194
Tabella 57	MR3 DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers.....	195
Tabella 58	MR3 Direct Operating Cost Results compared with MR5 – DOC Results..	196
Tabella 59	MR3 Direct Operating Cost Results compared with MR5 – Cost per passenger & kilometre	197
Tabella 60	MR3 Indirect Operating Cost Results compared with MR5 – IOC Results.	198
Tabella 61	MR3 Total Operational Cost Results compared with MR5 – TOC Results.	199
Tabella 62	Development, Acquisition and Operating Costs of New Aircraft Programs	205
Tabella 63	Ticket Price for STRATOFLY MR5 & MR3.....	206

Indice dei Grafici

Grafico 1	Comparison of LCC's percentages of different systems	23
Grafico 2	RDTE Cost Breakdown	26
Grafico 3	Acquisition Cost Breakdown	28
Grafico 4	Direct Operating Costs Breakdown	33
Grafico 5	2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the vehicle dry mass (w/o Engine) using the Mach number as parameter.....	86
Grafico 6	2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the Mach number using the vehicle dry mass (w/o Engine) as parameter.....	86
Grafico 7	3D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the vehicle dry mass (w/o Engine) and the Mach number	87
Grafico 8	2D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the ATR engine dry mass using the maximum engine speed as parameter	89
Grafico 9	2D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the maximum engine speed using the ATR engine dry mass as parameter	90
Grafico 10	3D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the maximum engine speed and the ATR engine dry mass	90
Grafico 11	2D Variation of the DMR engine RDTE Cost as function of the DMR engine dry mass	91
Grafico 12	2D Variation of the Combined Cycle Engine RDTE Cost as function of the Engine dry mass	92
Grafico 13	2D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Engine dry Mass as parameter.....	94
Grafico 14	2D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Engine dry Mass using the Operating empty weight as parameter	94
Grafico 15	3D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Engine dry Mass and the Operating empty weight.....	95
Grafico 16	2D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Heat Flux as parameter	96
Grafico 17	2D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Heat Flux using the Operating empty weight as parameter	96
Grafico 18	3D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Heat Flux and the Operating empty weight.....	97
Grafico 19	2D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Power produced by TEMS as parameter.....	98
Grafico 20	2D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Power produced by TEMS using the Operating empty weight as parameter	99
Grafico 21	3D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Power produced by TEMS and the Operating empty weight.....	99
Grafico 22	Comparison of the Vehicle without engines PROD cost CER disclosed by POLITO and the original one.....	102
Grafico 23	2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Cruise speed as parameter	103
Grafico 24	2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Cruise speed using the Operating empty weight as parameter	103
Grafico 25	3D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Cruise speed and Operating empty weight	104
Grafico 26	2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the ATR engine dry mass using the maximum engine speed as parameter	105

Grafico 27	2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the maximum engine speed using the ATR engine dry mass as parameter	105
Grafico 28	2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the maximum engine speed and the ATR engine dry mass	106
Grafico 29	2D Variation of the DMR engine PROD Cost as function of the DMR engine dry mass	107
Grafico 30	2D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Engine dry Mass as parameter	109
Grafico 31	2D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Engine dry Mass using the Operating empty weight as parameter	109
Grafico 32	3D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Engine dry Mass and the Operating empty weight.....	110
Grafico 33	2D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Heat Load as parameter	111
Grafico 34	2D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Heat Load using the Operating empty weight as parameter	111
Grafico 35	3D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Heat Load and the Operating empty weight using the Heat Flux as parameter	112
Grafico 36	2D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Power produced by TEMS as parameter	113
Grafico 37	2D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Power produced by TEMS using the Operating empty weight as parameter	113
Grafico 38	3D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Power produced by TEMS and the Operating empty weight.....	114
Grafico 39	Learning curve chart	127
Grafico 40	MR5 RDTE Cost Breakdown – Vehicle Level	169
Grafico 41	MR5 RDTE Cost Breakdown – Subsystem Level	171
Grafico 42	MR5 PROD Cost Breakdown – Vehicle Level	173
Grafico 43	MR5 PROD Cost Breakdown – Subsystem Level	177
Grafico 44	MR5 Direct Operating Cost Breakdown	181
Grafico 45	MR5 Maintenance Cost Breakdown.....	182
Grafico 46	MR5 Indirect Operating Cost Breakdown.....	185
Grafico 47	MR5 Total Operating Cost Breakdown.....	187
Grafico 48	MR5 Operating Costs breakdown - DOC items & IOC	187

1. Introduzione

Quando Wilbur e Orville Wright volavano, per la prima volta, nel 1903 con un dispositivo a motore e azionato da uomini, non avrebbero mai immaginato che quella sfida così temeraria avrebbe cambiato per sempre la storia dell'umanità.

È dai primi anni del XX secolo che il mondo dell'aviazione è in continua evoluzione, adattandosi alle nuove tecnologie, alle idee, agli spunti provenienti dagli operatori del settore che si spostano in giro per il globo. Tuttavia, a più di centodieci anni dall'impresa pionieristica dei fratelli Wright, l'uomo non ha mai smesso di sognare e di cercare di spingersi, sempre più, oltre i limiti dell'aviazione, studiando soluzioni rivoluzionarie e all'avanguardia, che spaziano dagli aeroplani ecologici alimentati ad energia solare ai velivoli ipersonici (*HyperSonic Transports*, HST) in grado di fare il giro del pianeta in tempi incredibili.

Le tendenze in campo aeronautico mostrano chiaramente un continuo aumento del traffico aereo. Si prevede che nel 2050 il numero di passeggeri che viaggeranno a livello globale a bordo di aerei civili sarà sei volte superiore a quello attuale. Nuove e promettenti tecnologie consentono di pensare allo sfruttamento della stratosfera per rotte a lunga distanza, coperte in tempi più brevi rispetto ai tradizionali voli commerciali odierni.

I progressi in diversi campi scientifici e tecnologici hanno aperto la strada al volo ipersonico per consentire nuove missioni. A questo proposito, i veicoli ipersonici rivoluzioneranno il modo in cui viaggiamo sulla Terra, consentendo connessioni *point-to-point* ad alta velocità, ma allo stesso tempo faciliteranno l'accesso allo spazio con sistemi riutilizzabili.

Sicché, con gli attuali progetti, ci si sta avvicinando al design ottimale e perciò i margini per un ulteriore miglioramento si stanno riducendo. Solo cambiamenti drastici dei concetti di propulsione e nella configurazione dell'aeromobile permettono di raggiungere questi obiettivi. Per questo motivo l'Unione Europea ha finanziato e cofinanziato diversi progetti di ricerca e sviluppo tecnologico nel campo dei trasporti ad alta velocità.

1.1. Necessità della ricerca

Negli ultimi anni la comunità scientifica si è concentrata sulla fattibilità tecnica dei voli ipersonici mentre scarsi, risultano, gli studi volti a valutare la sostenibilità economica di tali iniziative. Valutare la fattibilità economica dei nuovi concetti di sistemi ad alta velocità sin dalle prime fasi di progettazione è fondamentale per il successo dei futuri veicoli ipersonici.

L'analisi dei costi di un progetto ingegneristico è imprescindibile in ambito industriale.

Il costo è sempre il fattore più sensibile e critico in qualsiasi attività aziendale. Come possa sopravvivere efficacemente un'azienda nell'attuale ambiente economico competitivo dipende dalla sua funzione e dalle prestazioni finanziarie, ovvero dalla sua capacità di controllare i costi (Asiedu, 1998) [5].

La fattibilità economica di un progetto deve essere determinata fin dalle prime fasi del progetto per capire se la soluzione sia effettivamente fattibile con le risorse a disposizione del costruttore e per capire se sia, o meno, possibile raggiungere il successo sul mercato da un punto di vista economico.

Il costo è diventato un fattore essenziale per la progettazione degli aeromobili, così come le prestazioni. Di conseguenza, conoscere il possibile costo prima di effettuare la spesa effettiva aiuterà i gestori a prendere decisioni in modo corretto e allocare le risorse in modo efficiente e, di riflesso, consentire ai progettisti di ottimizzare il loro lavoro.

Le prestazioni sono state l'unico obiettivo della progettazione degli aeromobili negli ultimi decenni. Tuttavia, altri fattori devono essere coinvolti nella fase di progettazione per raggiungere l'obiettivo consistente nel soddisfacimento dei requisiti dei clienti, in particolare quelli concernenti l'accessibilità. Pertanto, il costo di acquisizione diventa vitale per gli operatori come anche il costo operativo (Fielding, 1999) [7].

Per sviluppare un sistema avanzato e competitivo (non solo sulle prestazioni ma anche sui costi), al fine di prendere quote dal mercato globale attuale e futuro già occupato da molti prodotti di successo, il design dovrebbe essere definito seriamente e sistematicamente dall'inizio della fase di progetto concettuale, tenendo conto di tecnologia, prestazioni, ambiente, capacità e, il più importante problema sia per gli utenti che per i produttori, il costo.

Nella fase di progettazione concettuale dell'aeromobile, devono essere confrontate diverse configurazioni alternative per la scelta di una decisione finale. Essere consapevoli del costo di ogni configurazione sicuramente aiuterà prendere decisioni e ottimizzare il processo di design, soprattutto quando la maggior parte del costo del ciclo di vita è determinato in questa fase. Pertanto, gli approcci di stima dei costi sono richiesti all'inizio di un nuovo programma sia dai *managers* che dagli ingegneri.

1.2. Long-term Air Traffic Forecast

Il traffico aereo è in continua crescita dall'inizio della storia dell'aviazione commerciale fino ad oggi. È possibile analizzare l'andamento del traffico aereo futuro a livello mondiale nella Figura 1, dove si nota l'aumento del traffico aereo, misurato come *Revenue Passenger Kilometers* (RPK). Le previsioni mostrano come entrambe le tipologie di volo, nazionale ed internazionale, aumenteranno nei prossimi vent'anni in maniera esponenziale. È interessante l'evoluzione del volo internazionale, perché lo sviluppo di velivoli ipersonici ha senso solo per le rotte a lungo raggio. Il tasso di crescita medio annuo del traffico passeggeri e merci, nei prossimi due decenni, è previsto al 4,2%, e questo è un importante fattore trainante che promuove il cambiamento nel settore dell'aviazione [17].

L'ICAO sottolinea come la maggiore crescita del trasporto aereo sia ora nella regione Asia-Pacifico, dove sono presenti potenze emergenti, come la Cina o l'India. Ciò è dovuto all'aumento della loro potenza economica e alla presenza di vaste aree più facilmente raggiungibili attraverso un servizio aereo [17].

Alla luce delle seguenti previsioni di mercato per il trasporto aereo, si ritiene necessario aumentare i voli in tutto il mondo. Pertanto, gli aerei di linea di prossima generazione dovranno essere convenienti, sostenibili nel tempo e più veloci degli aerei attuali. Inoltre, è necessario trovare altre traiettorie di volo per ottimizzare il controllo del traffico aereo. La nascita di un nuovo segmento di volo, volto a colmare l'aumento costante dei passeggeri di voli internazionali, è oggetto di studi e ricerche di tutta la comunità scientifica globale.

In conclusione, il contesto altamente dinamico del settore del trasporto aereo sta spingendo l'industria aeronautica a raggiungere standard economici, ambientali e sociali sempre più elevati. Inoltre, l'aspetto di sostenibilità ambientale è diventato cruciale nella progettazione dei velivoli, evidenziando l'importanza di cambiamenti tempestivi e progressi verso uno sviluppo sostenibile.

Un'alternativa molto attesa e promettente si basa sull'uso dell'idrogeno (H₂) come principale fonte di carburante per la propulsione dei motori degli aerei commerciali a causa del suo impatto ambientale trascurabile, in modo da raggiungere l'obiettivo di decarbonizzazione, *Green Deal 2050*.

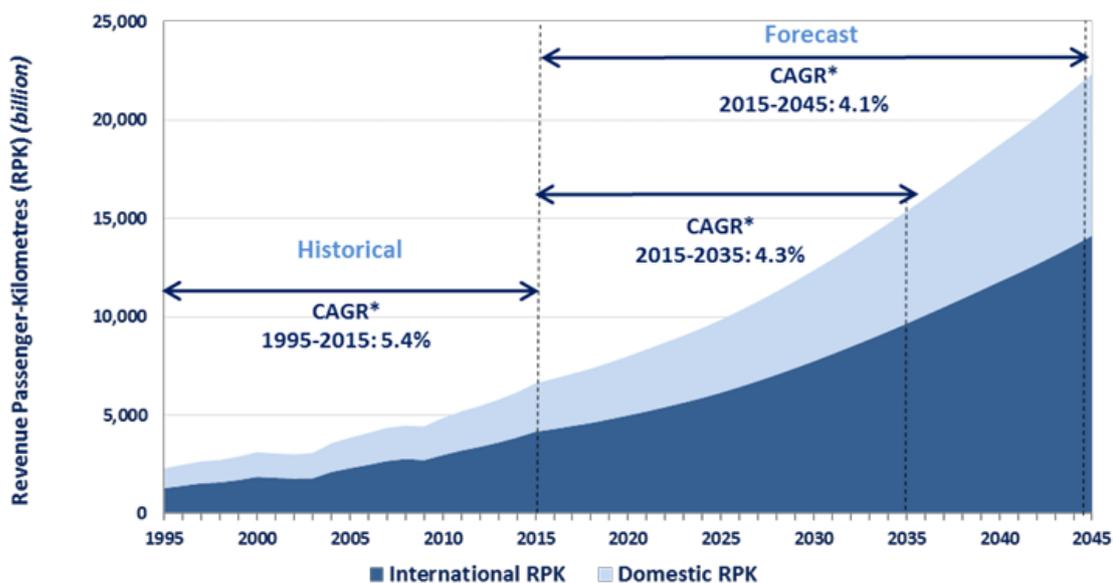


Figura 1 Total passenger traffic: history and forecasts

1.3. Scopo della ricerca

Un veicolo ipersonico è un progetto molto impegnativo che ha grandi costi sia per lo sviluppo che per la produzione. Per finanziare il progetto è importante avere investitori sia come istituzioni pubbliche che come imprese private. Gli *stakeholders* finanziano il progetto solo se hanno un ritorno economico. Ciò accade se il prodotto è conveniente. Per questo motivo, è importante elaborare una giusta valutazione dei costi sin dalle fasi iniziali del progetto. Infatti, il progettista dovrebbe essere in grado di valutare tutti i costi del ciclo di vita dell'aeromobile per capire se il velivolo possa avere successo sul mercato.

La valutazione del costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico è piuttosto difficile per alcune ragioni. Una di queste è rappresentata dal fatto che non ci sono aerei ipersonici in servizio. Non ci sono, quindi, elementi di riferimento per confrontare i risultati ottenuti con il modello matematico. Pochi sono, altresì, anche i dati sperimentali esistenti in questo campo.

Lo scopo della ricerca è quindi la valutazione del costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico. Questa tesi è stata sviluppata nell'ambito del progetto STRATOFLY, grazie al Politecnico di Torino.

Il progetto STRATOFLY ha ricevuto finanziamenti dal programma di ricerca e innovazione da parte dell'Unione Europea per lo sviluppo di un *concept* di velivolo ipersonico civile per il trasporto passeggeri, denominato STRATOFLY MR3, poi riprogettato in configurazione MR5, oggetto del seguente lavoro di Tesi.

2. I costi nel settore aerospaziale

In questo capitolo vengono definiti ad alto livello le tipologie di costo e la loro allocazione all'interno di un programma aerospaziale.

2.1. Definizioni di costo

La valutazione del costo è molto importante in tutti i campi. Quando vi è lo sviluppo di un nuovo prodotto, la stima dei costi è fondamentale perché offre la possibilità di determinare se ciò che viene creato sia competitivo dal punto di vista economico e se questo possa avere successo. In ambito industriale, in particolar modo nel settore aeronautico, tralasciando le caratteristiche tecniche, si tende a massimizzare i profitti ottenuti mediante la differenza tra il prezzo e il costo. Questi due concetti, nonostante possano sembrare equivalenti, sono distinti in quanto:

- Il *prezzo* è il quantitativo di denaro speso per acquistare un velivolo.
- Il *costo* è il quantitativo di denaro speso per produrre un velivolo.
- Il *profitto* è la differenza tra prezzo e costo. Per un prodotto commerciabile, esso deve essere strettamente positivo e il suo valore assoluto indica il margine di guadagno del prodotto.

Il modo in cui questi tre concetti vengono riconosciuti dipende dalla posizione occupata nel processo economico. Per un eventuale cliente il costo è equivalente al prezzo di un'azienda produttrice di aeromobili (costo di acquisizione) più i costi sostenuti per mantenere il velivolo operativo (costi operativi) [1].

Il concetto di costo, altresì, può essere classificato secondo la variabilità rispetto al livello di attività o secondo l'attribuzione all'oggetto di costo: nel primo caso si parla di costi fissi e costi variabili (ricorrenti e non ricorrenti); nel secondo caso si parla di costi diretti e costi indiretti.

I costi fissi sono quei costi che nel breve periodo non variano al variare del volume di produzione. Con l'attributo "fissi" si intende che essi variano con il tempo piuttosto che con la quantità. I costi variabili sono quei costi che variano in maniera proporzionale al variare del volume di produzione.

I costi diretti sono quei costi per i quali è possibile definire una relazione diretta ed oggettiva, tra voce di costo ed oggetto di calcolo, invece, i costi indiretti non sono "oggettivamente" riconducibili a nessun oggetto singolarmente.

Affinché si possa generare un profitto soggettivamente conveniente, le realtà industriali dovrebbero saper identificare, controllare e rimodulare le varie tipologie di costo, considerando queste ultime come variabili di progetto sin dalle prime fasi di design (*conceptual design*).

2.2. Allocazione delle risorse nel progetto aerospaziale

Come già anticipato, è importante analizzare l'aspetto dei costi fin dall'inizio del progetto perché questo è il momento in cui vengono prese le decisioni cruciali sulla configurazione del velivolo, con il massimo effetto sui costi totali impegnati (*committed cost*). Inoltre, queste scelte condizionano tutte le fasi successive del progetto [11].

La Figura 2 offre la possibilità di comprendere l'importanza della stima dei costi sin dalla fase iniziale del progetto. L'asse delle ascisse riporta il ciclo di vita complessivo di un

aeromobile generico dalla fase di *conceptual design* alla dismissione e smaltimento. L'asse delle ordinate mostra il valore dei costi del veicolo in termini percentuali del costo totale.

La curva azzurra rappresenta il costo impegnato. Nella fase di progettazione concettuale, dove si definisce la configurazione del velivolo e i principali sistemi e sottosistemi, viene allocato il 60% del costo. Ciò significa che questa attività preliminare ha un notevole effetto sull'*aircraft program* e sul *life cycle cost*, perché vengono deliberate le decisioni fondamentali che influenzano il progetto complessivo. In questa fase si decide il costo di fabbricazione e di equipaggiamento del velivolo. Questo definisce in parte i costi delle fasi successive.

La curva indicata con la voce "*cost incurred*" invece rappresenta il flusso di cassa. Notiamo come nella prima fase la curva rimane al di sotto del 10% perché il denaro investito è solo per la retribuzione degli ingegneri e dei ricercatori che si occupano del nuovo prodotto; il materiale richiesto è ancora molto basso. Nella fase di fabbricazione, il costo aumenta rapidamente perché si ha la produzione del velivolo e delle infrastrutture che lo supporteranno nella sua vita operativa. C'è un numero maggiore di lavoratori coinvolti rispetto alla fase precedente e la crescita del materiale necessario.

La curva indicata con la voce "*ease of change*" indica la facilità di apportare modifiche al progetto. Come è possibile notare, questa facilità diminuisce progressivamente durante l'avanzamento del progetto, arrivando al 20% all'inizio della fase di produzione. Nelle fasi di produzione, alcune parti possono risultare diverse dal progetto iniziale. Una modifica in questa fase del ciclo di vita dell'aeromobile è più onerosa rispetto alla stessa in fase di design. La conoscenza dei costi permette al progettista di controllarli e di realizzare un progetto che dia all'industria e al cliente il massimo profitto possibile.

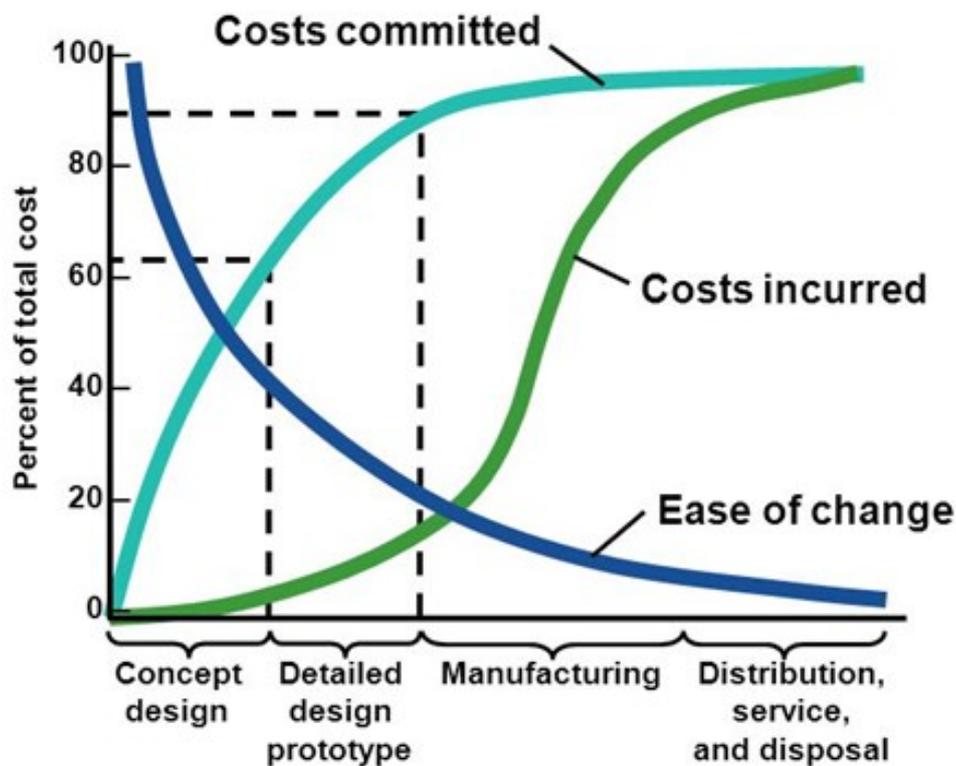


Figura 2 Life cycle cost committed

3. Processo e metodologie di stima dei costi

In questo capitolo, si introducono le caratteristiche di una stima dei costi affidabile e di alta qualità ottenibile attraverso un processo consolidato e ripetibile che regola l'esecuzione delle migliori pratiche e le metodologie di applicazione di tale processo.

3.1. Processo di stima dei costi

Il processo di stima dei costi si traduce in una stima che riflette quattro caratteristiche distinte di una stima dei costi affidabile. La guida [9] del *Government Accountability Office* (U.S.GAO) ha scoperto che una stima dei costi affidabile è completa, ben documentata, accurata e credibile.

Le stime dei costi complete definiscono il programma raggiungendo un adeguato livello di dettaglio per garantire che gli elementi di costo non siano né omessi né conteggiati doppiamente. Inoltre, devono documentare tutte le regole di base e le ipotesi che influenzano i costi.

Stime dei costi ben documentate possono essere facilmente ripetute o aggiornate e possono essere ricondotte alle fonti originali, in modo che un analista degli stessi che non sia a conoscenza del programma possa capire cosa è stato fatto e replicarlo. Una documentazione completa identifica esplicitamente i metodi, i calcoli, i risultati, le motivazioni o le ipotesi primarie e le fonti dei dati utilizzati per generare la stima di ciascun elemento di costo.

Suddette stime, accurate, vengono sviluppate stimando ogni elemento di costo utilizzando la migliore metodologia dai dati raccolti e implementando opportuni aggiustamenti. Le formule matematiche sottostanti, i database e gli input vengono convalidati e le stime risultanti contengono pochi, se non nessuno, errori matematici minori. Infine, vengono aggiornate regolarmente per riflettere cambiamenti significativi nel programma. Eventuali scostamenti tra i costi stimati e quelli effettivi vengono documentati, spiegati e rivisti.

Per concludere, le stime dei costi credibili discutono e documentano qualsiasi limitazione dell'analisi, inclusa l'incertezza o la distorsione relativa ai dati e alle ipotesi di origine. Le stesse credibili includono un'analisi del rischio e dell'incertezza che determina il livello di fiducia associato alla stima. Infine, la stima viene confrontata con una stima dei costi indipendente condotta da un gruppo esterno all'organizzazione acquirente.

Una serie di buone pratiche costituisce la base per un'efficace stima dei costi di un programma aerospaziale. A tale scopo il GAO e la NASA hanno formulato dei processi di stima dei costi. Il processo di stima dei costi fornisce la guida fondamentale per avviare, valutare e presentare una stima dei costi. Entrambi i processi sono suddivisi in dodici steps e ciascuno di essi è importante per garantire che le stime dei costi siano sviluppate per supportare importanti decisioni del programma.

Affidarsi a un processo standard che richiede di definire l'ambito tecnico del lavoro, identificare la qualità dei dati, determinare il livello di rischio e documentare accuratamente lo sforzo si traduce generalmente in stime dei costi che sono difendibili, coerenti e affidabili. Inoltre, questi processi sottolineano l'idea che una stima dei costi dovrebbe essere un "documento vivente", il che significa che verrà continuamente aggiornato, col passare del tempo, che i costi effettivi inizieranno a sostituire le stime originali. L'esame degli scostamenti tra la stima e il costo finale consente di trarre insegnamenti e di valutare gli effetti del rischio, fornendo informazioni preziose per rafforzare la credibilità delle stime dei costi future e consentendo il miglioramento continuo del processo. La Figura 3 mostra il processo di stima

dei costi proposto dal *Government Accountability Office (U.S.GAO)* e la Figura 4 mostra il processo proposto dalla NASA [8]. Come facilmente riscontrabile, i due processi sono quasi speculari.

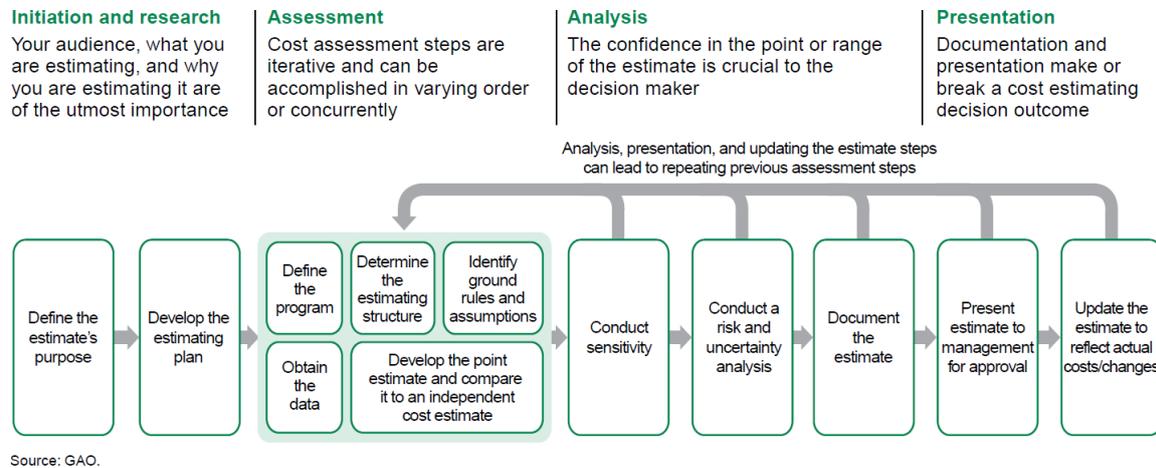


Figura 3 GAO cost estimating process

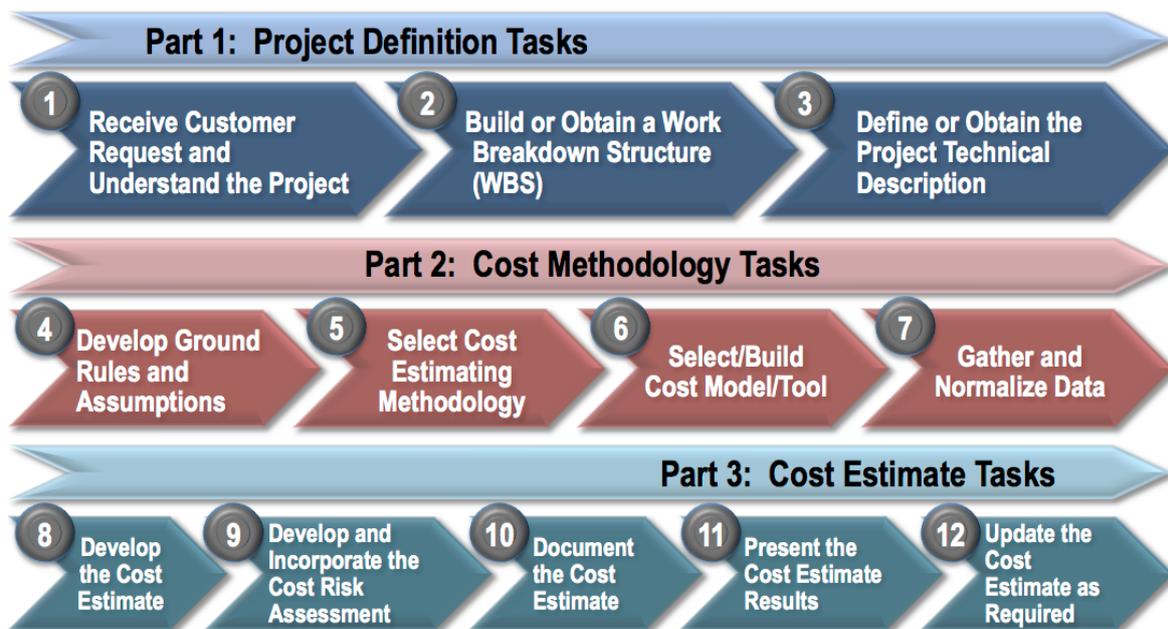


Figura 4 NASA cost estimating process

La prima parte del processo di stima dei costi della NASA è chiamata *Project Definition* ed è confrontabile alla fase *Initiation and Research* del processo GAO. Durante questa parte, il valutatore chiarisce lo scopo della stima e il programma per l'esecuzione della stima. Definisce, altresì, le aspettative e inizia a comprendere il progetto che verrà stimato. Man mano che la stima viene definita e vengono raccolti i dati, si ottengono una struttura di ripartizione del lavoro e una descrizione tecnica. Questi elementi aiutano a definire il progetto e costituiscono la base per la stima. Con il trascorrere del tempo, lo stimatore prosegue il processo di stima, sicché questi passaggi possono essere rivisitati ogniqualvolta che vengono ottenute nuove informazioni [8] [9].

La parte due del processo di stima dei costi NASA, la *Cost Methodology*, come la fase di *Assessment* del processo GAO, include quattro attività che creano l'approccio e la struttura per la stima. Lo sviluppo delle regole di base e le ipotesi, stabilendo i limiti della stima e i presupposti, sarà il compito più rivisitato in questa parte del processo. Vengono valutate le metodologie, vengono raccolti i dati e successivamente normalizzati per renderli coerenti e compatibili con la costruzione del modello di stima finale.

La parte tre del processo di stima dei costi, prevede determinate attività che includono la conduzione effettiva della stima, la presentazione e il mantenimento. Sviluppare la stima puntuale di ogni elemento, sottosistema o sistema, condurre test di sensibilità, condurre un'analisi del rischio e dell'incertezza e infine documentare e presentare i risultati sono compiti importanti di per sé e, insieme, diventano fondamentali per una stima difendibile e completa. Come indicato in precedenza, il processo di stima dei costi si presenta come una serie di fasi successive. In pratica è spesso un processo iterativo che raramente è lineare perciò è necessario aggiornare continuamente la stima per riflettere i costi effettivi e le modifiche.

3.2. Metodologie di stima dei costi

Ci sono molti approcci per stimare il costo di un programma aerospaziale o alcune fasi dello stesso. Il valutatore dei costi deve selezionare la metodologia di stima dei costi più appropriata (o combinazione di metodologie) in una particolare area o fase del ciclo di vita per sviluppare una stima altamente attendibile. I tre metodi di stima dei costi di base che possono essere utilizzati durante il ciclo di vita di un progetto, considerando la possibile idoneità nell'industria aerospaziale, sono rispettivamente: l'analogia, il parametrico e il metodo ingegneristico *bottom-up*. Questo paragrafo fornisce dettagli sui seguenti metodi di stima dei costi di base utilizzati durante il ciclo di vita di un progetto [8] [9] [11] [13].

Quando si sceglie una metodologia, l'analista deve ricordare che la stima dei costi è una previsione futura basata sull'estrapolazione dei costi storici disponibili e dei dati provenienti dalla progettazione. Il tipo di metodo di stima utilizzato dipenderà dall'adeguatezza della definizione del progetto/programma, dal livello di dettaglio richiesto, dalla disponibilità dei dati e dai vincoli temporali.

Il metodo dell'analogia trova il costo di un sistema/programma aerospaziale simile, corregge le differenze e calcola il costo del nuovo *concept*. Il metodo parametrico utilizza una relazione statistica per correlare il costo a uno o più attributi tecnici o programmatici (noti anche come variabili indipendenti). Il metodo ingegneristico è una stima dettagliata dei costi sviluppata dal basso verso l'alto stimando il costo di ogni attività/componente nella struttura di ripartizione del lavoro (WBS) di un progetto.

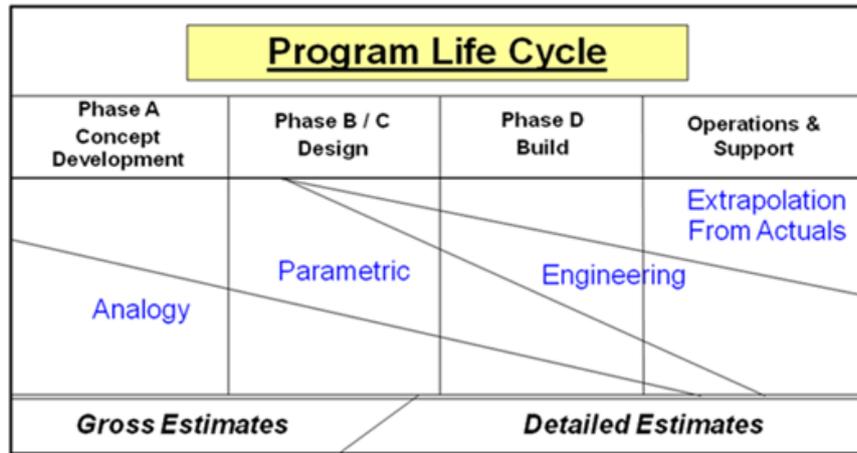


Figura 5 Use of Cost Estimating Methodologies by Phase

Methodology	Strengths	Weaknesses	Applications
Analogy Cost Estimating	Based on actual historical data	In some cases, relies on single historical data point	<ul style="list-style-type: none"> • Early in the design process • When less data are available • In rough order-of-magnitude estimate • Cross-checking • Architectural studies • Long-range planning
	Quick	Can be difficult to identify appropriate analog	
	Readily understood	Requires "normalization" to ensure accuracy	
	Accurate for minor deviations from the analog	Relies on extrapolation and/or expert judgment for "adjustment factors"	
Parametric Cost Estimating	Once developed, CERs are an excellent tool to answer many "what if" questions rapidly	Often difficult for others to understand the statistics associated with the CERs	<ul style="list-style-type: none"> • Design-to-cost trade studies • Cross-checking • Architectural studies • Long-range planning • Sensitivity analysis • Data-driven risk analysis • Software development
	Statistically sound predictors that provide information about the estimator's confidence of their predictive ability	Must fully describe and document the selection of raw data, adjustments to data, development of equations, statistical findings, and conclusions for validation and acceptance	
	Eliminates reliance on opinion through the use of actual observations	Collecting appropriate data and generating statistically correct CERs is typically difficult, time consuming, and expensive	
	Defensibility rests on logical correlation, thorough and disciplined research, defensible data, and scientific method	Loses predictive ability/credibility outside its relevant data range	
Engineering Build-Up	Intuitive	Costly; significant effort (time and money) required to create a build-up estimate; Susceptible to errors of omission/double counting	<ul style="list-style-type: none"> • Production estimating • Negotiations • Mature projects • Resource allocation
	Defensible	Not readily responsive to "what if" requirements	
	Credibility provided by visibility into the BOE for each cost element	New estimates must be "built up" for each alternative scenario	
	Severable; entire estimate is not compromised by the miscalculation of an individual cost element	Cannot provide "statistical" confidence level	
	Provides excellent insight into major cost contributors (e.g., high-dollar items).	Does not provide good insight into cost drivers (i.e., parameters that, when increased, cause significant increases in cost)	
	Reusable; easily transferable for use and insight into individual project budgets and performer schedules	Relationships/links among cost elements must be "programmed" by the analyst	

Figura 6 Strengths, Weaknesses, and Applications of Estimating Methods

3.2.1. Stima dei costi per analogia

La stima dei costi per analogia utilizza casi simili del passato per stimare i costi di un nuovo programma confrontando il programma proposto con uno o più programmi recenti analoghi esistenti con costi accurati e dati tecnici per trovare le ragionevoli relazioni comparative. Dipende dalla somiglianza o dalla differenziazione del programma precedente rispetto a quello nuovo con l'assunto di base che nessun nuovo programma è totalmente nuovo poiché la maggior parte dei nuovi programmi ha origine o sono evoluzioni di programmi già esistenti o rappresentano semplicemente una nuova combinazione di componenti esistenti.

In genere, viene utilizzato quando sono disponibili numerosi programmi simili e definizioni tecniche sia per la corretta selezione che per l'adeguamento di dati di costo comparabili nella fase di progettazione concettuale. Gli stimatori utilizzano questo metodo all'inizio del ciclo di vita di un nuovo programma o sistema quando la definizione tecnica è immatura e sono disponibili dati sui costi insufficienti. A quel tempo, non ci sono dati storici sufficienti per sviluppare un modello di stima parametrica statisticamente valido; o non sono disponibili informazioni, tempo o risorse sufficienti per condurre una stima ingegneristica. Sebbene immatura, la definizione tecnica dovrebbe essere sufficientemente stabilita per apportare aggiustamenti sufficienti. La stima per analogia può essere eseguita a qualsiasi livello della *Work Breakdown Structure WBS*.

Le estrapolazioni lineari dal progetto analogo sono relazioni di stima dei costi (CERs) rispetto a un punto singolo, ritenute accettabili supponendo che esista una relazione lineare valida. Il singolo punto è un parametro di riferimento considerato base dell'analogia che viene moltiplicato (relazione lineare) con un fattore di aggiustamento. I fattori di complessità o di aggiustamento sono applicati a una stima per analogia per tenere conto dell'anno di tecnologia, dell'inflazione, ma soprattutto la maturazione della tecnologia.

Queste regolazioni possono essere effettuate in sequenza o separatamente. Un fattore di complessità tradizionale è un moltiplicatore lineare che viene applicato al costo del sottosistema/sistema prodotto per riflettere l'alterazione di fattori come la maturità del progetto nel punto di selezione e parametri ingegneristici o prestazionali come la velocità, la massa, i materiali etc. Per ottenere stime affidabili, un metodo di stima per analogia richiede l'identificazione sia della somiglianza per il confronto sia delle differenze per definire i fattori di aggiustamento.

Il sistema di analogia si basa pesantemente sulle opinioni degli esperti per i fattori di aggiustamento generati soggettivamente da loro, ricadendo nell'introduzione di rischio e l'incertezza. Questa è una delle sue debolezze anche se in quel momento è necessario un giudizio esperto soggettivo. Tuttavia, la stima per analogia è ragionevolmente veloce, economica, facile da modificare e non richiede informazioni dettagliate.

Dopo che le stime dei costi sono state prodotte con l'approccio dell'analogia, i prodotti o progetti scelti per l'analogia, i fattori di aggiustamento, le considerazioni durante il processo e le stime dei costi devono essere documentati. Tutte le informazioni memorizzate saranno conservate come conoscenza collettiva anche dagli esperti. Questo è uno dei vantaggi di tale metodologia.

Parameter	Existing system	New system	Cost of new system (assuming a linear relationship)
Engine	F-100	F-200	
Thrust	12,000 lbs	16,000 lbs	
Cost	\$5.2 million	X	$(16,000/12,000) \times \$5.2 \text{ million} = \6.9 million

Figura 7 Example of application of analogy method on new TJ engine

3.2.2. Stima dei costi parametrica

La stima parametrica è la metodologia di stima del costo mediante equazioni matematiche che mettono in relazione il costo con una o più variabili fisiche o prestazionali associate all'elemento da stimare seguendo correlazioni logiche" (Stewart, 1995) [11]. Le stime dei costi parametriche sono il risultato di una metodologia di stima dei costi che utilizza relazioni statistiche tra i costi storici e altre variabili del programma (ad es. caratteristiche fisiche o prestazionali del sistema) per sviluppare una o più relazioni di stima dei costi. Queste equazioni o formule, chiamate *Cost Estimating Relationships* (CERs), rappresentano quanto le caratteristiche fisiche e le proprietà di un sistema influenzano il suo costo e vengono quindi applicate per dedurre dai dati di esempio passati e attuali il costo dei programmi futuri. Queste variabili fisiche o prestazionali sono talvolta note come "drivers di costo" e dovrebbero essere attributi misurabili. La tecnica viene utilizzata per misurare e/o stimare il costo del ciclo di vita o alcune fasi di esso di un progetto/programma fino alla produzione. Infatti, in fase di operatività è possibile utilizzare il metodo ingegneristico o confrontarsi direttamente con i costi reali. Generalmente, uno stimatore seleziona la stima parametrica dei costi quando sono noti solo pochi dati chiave (di alto livello) del sistema/sottosistema. L'assunzione implicita nella stima parametrica dei costi è che gli stessi parametri che hanno influenzato i costi in precedenza influenzeranno i costi in futuro. Il principale vantaggio dell'utilizzo di una metodologia parametrica è che la stima può essere solitamente condotta rapidamente ed essere facilmente replicata. La Figura 8 mostra i passaggi associati alla stima parametrica dei costi.

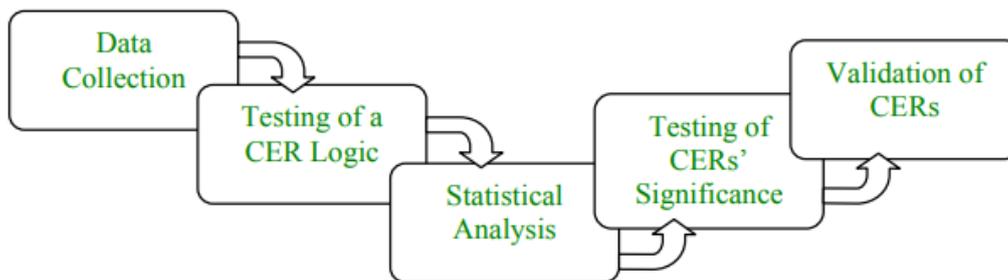


Figura 8 General Process of Developing CERs

Nella stima parametrica, uno stimatore dei costi utilizzerà equazioni/modelli generalmente accettati, "commercial off-the-shelf" (COTS) o genererà le proprie CERs. Per sviluppare una CER parametrica, lo stimatore dei costi deve determinare i *drivers* che influenzano maggiormente il costo.

La creazione del *database* è la prima attività per lo sviluppo di CERs. La stima parametrica dei costi necessita di dati storici (*database*) per sviluppare le CERs. Questo è il motivo per il quale sia anche chiamata stima statistica. Il *database* di stima stabilirà l'accuratezza e l'affidabilità dei risultati. La dimensione è il primo requisito per il *database*. Un numero

insufficiente di campioni ridurrà di conseguenza l'affidabilità e l'accuratezza delle CERs. Un altro requisito per il database è l'omogeneità, o comparabilità. Per esempio, è difficile trovare una relazione logica tra un caccia leggero come l'F-16 e un bombardiere "gigante" come il B-52. Pertanto, la normalizzazione diventa necessaria per rendere confrontabili i dati provenienti da fonti diverse. Le regole di base e le ipotesi devono presentare un'area comune e definiranno l'ambito della stima. Le regole di base e i presupposti appropriati sono in grado di evitare molti errori in grado di produrre stime imprecise o fuorvianti [8] [9] [10] [11].

Dopo aver studiato la linea di base tecnica e analizzato i dati tramite grafici a dispersione e altri metodi, il valutatore dei costi dovrebbe verificare i fattori di costo. La CER può quindi essere sviluppata con un'espressione matematica che mette in relazione il costo come variabile dipendente con variabili selezionate indipendenti, i *drivers*. Normalmente, le variabili dipendenti sono i costi monetari in dollari o altre forme come in ore di lavoro. D'altra parte, le variabili indipendenti sono i parametri delle CERs, come il peso e la velocità, la spinta etc.

In definitiva, l'obiettivo del metodo parametrico è trovare la migliore forma funzionale di un'equazione per adattarsi ai dati disponibili. Ci sono molti modi per costruire la curva migliore attraverso una serie di punti dati. L'analisi di regressione (interpolazione numerica) è il metodo principale con cui è abilitata la stima parametrica dei costi.

La regressione è una branca della statistica applicata che tenta di quantificare la relazione tra la variabile dipendente (l'elemento stimato) e una o più variabili indipendenti (variabili che influenzano la stima) e quindi di descrivere l'accuratezza di tale relazione mediante vari indicatori. L'equazione risultante è una CER parametrica (per stimare un costo). Il primo passaggio dell'analisi di regressione effettiva consiste nel postulare quale variabile o quali variabili indipendenti (ad esempio, il peso di un sistema, X) potrebbero avere un effetto significativo sulla variabile dipendente (ad esempio, il costo di un sistema, Y). Questo passaggio viene comunemente eseguito creando un grafico a dispersione delle coppie di dati (X, Y), quindi "osservando" per identificare una possibile tendenza. Per una CER, la variabile dipendente sarà sempre il costo e ogni variabile indipendente sarà un fattore di costo (*driver*). Ciascun fattore di costo dovrebbe essere scelto solo quando esiste una correlazione tra esso e il costo e perché esistono solidi principi per la relazione da indagare. Come notato, l'analisi di regressione non viene utilizzata per confermare la causalità, ma piuttosto per dedurre la causalità. In altre parole, indipendentemente dalla significatività statistica di un risultato di regressione, la causalità non può essere dimostrata [11] [12] [9].

Un analista applica l'analisi di regressione parametrica in un processo iterativo testando le relazioni funzionali, rispetto ai set di dati disponibili, sovente prima di selezionare l'equazione migliore. La migliore equazione è quella che:

- ha senso (cioè, il comportamento tra le variabili indipendenti e dipendenti è logico),
- si basa su dati rilevanti per la stima,
- è basata sulle variabili indipendenti che si trovano all'interno dell'intervallo del set di dati di origine,
- supera tutti i test statistici di significatività,
- genera la minima incertezza, e
- è la più semplice delle relazioni ugualmente accurate e statisticamente significative.

Nella maggior parte dei casi si presume che i dati seguano uno schema lineare o non lineare. Il metodo di regressione più utilizzato è il metodo OLS, metodo dei minimi quadrati, che può essere applicato per la modellazione di CER sia lineari che non lineari. Le due relazioni funzionali più comuni sono:

- Linear: $Cost = A + B \cdot (cost_{driver}) + \epsilon$

- Non-Linear (log): $Cost = A \cdot (cost_{driver})^B + \varepsilon$

Le funzioni mostrano solo un *cost driver* per semplicità. Le equazioni parametriche hanno spesso più di una variabile indipendente (*cost driver*). La teoria della regressione richiede che i parametri siano indipendenti l'uno dall'altro. Il termine di errore ε nelle forme funzionali rappresenta la differenza tra i dati e il risultato previsto dall'equazione. L'obiettivo dell'analisi di regressione è risolvere i coefficienti (ad esempio, A e B) che minimizzano ε .

La *Simple Linear Regression* (SLR) può quindi essere utilizzata per produrre una curva lineare partendo da una condizione non lineare, utilizzando dei dati trasformati. Le trasformazioni logaritmiche possono spesso essere utilizzate per linearizzare i dati, aiutandosi con grafici log-log.

Molte situazioni richiedono due o più variabili indipendenti per descrivere adeguatamente il processo o produrre previsioni sufficientemente precise. I modelli di regressione contenenti due o più variabili indipendenti sono chiamati modelli di regressione multipla e vengono utilizzati quando la regressione semplice non è sufficiente per spiegare le relazioni tra variabili indipendenti e dipendenti. La funzione potrebbe essere presentata nella seguente forma:

$$Cost = A \cdot (driver_1) + B \cdot (driver_2) + C \cdot (driver_3)^D + \dots + \varepsilon$$

L'approccio di regressione dipende dall'aderenza alle ipotesi parametriche, inclusa la selezione casuale dei dati, la misurazione precisa delle variabili indipendenti, la corretta specificazione della forma funzionale e la distribuzione normale dei termini di errore. È imperativo che l'analista conduca qualsiasi metodo di regressione con dati normalizzati e quindi proceda in modo graduale per sviluppare e valutare la qualità di ogni CER, selezionando infine la CER ottimale.

Quando l'analista utilizza l'analisi di regressione per sviluppare equazioni parametriche, deve documentare le condizioni in cui sono state stabilite le relazioni. Queste informazioni sono necessarie per supportare la validità della stima e influenzare il modo in cui affrontare l'incertezza. Ogni equazione utilizzata nella stima deve essere documentata con statistiche descrittive e di regressione, ipotesi e fonti di dati. Inoltre, le stime parametriche stabilite all'inizio del processo devono essere esaminate periodicamente per garantire che siano aggiornate per tutto il ciclo di vita e che l'intervallo di input dei dati da stimare sia applicabile al sistema. Tale output dovrebbe essere mostrato in dettaglio e ben documentato.

Sebbene sia dispendioso in termini di tempo e difficile mantenere aggiornati tutti i CER, il costo parametrico fornirà una stima rapida una volta che tutti i dati saranno disponibili. Anche la manutenzione del *database* è fondamentale per stime accurate poiché l'ambiente non smette mai di mutare.

Ad ogni modo, con informazioni limitate nelle prime fasi, l'approccio parametrico ha i suoi meriti ed è l'approccio, come dimostrato, preferito per lo sviluppo di stime dei costi fino a quando non saranno disponibili dati sui costi effettivi (DoD, 1992) [10].

Ricapitolando, la stima parametrica comporta quindi i seguenti passaggi nell'esecuzione dell'analisi di regressione e nella selezione della miglior CER, ovvero:

Esaminare la letteratura e i grafici a dispersione per postulare i fattori di costo della variabile dipendente.

- ✓ Selezionare le variabili indipendenti per ogni CER.
- ✓ Specificare la forma funzionale di ciascun modello (ad es. lineare, non lineare).
- ✓ Applicare metodi di regressione per produrre ogni CER.
- ✓ Eseguire test di significatività e analisi residue.

- ✓ Test di multicollinearità (se regressione multipla).
- ✓ Verifica se la causalità dell'equazione sembra logica (ad esempio, il segno del coefficiente di pendenza ha senso).
- ✓ Raccogliere dati aggiuntivi e ripetere i passaggi da 1 a 8 (se necessario).
- ✓ Documentare i risultati.

3.2.3. Metodo ingegneristico Build-up (Bottom-up)

Il terzo tipo di stima dei costi è il metodo *Build-up* ingegneristico, noto anche come approccio "dal basso" (*bottom-up*) o stima dettagliata. Il metodo di stima del costo *Build-up* (*bottom-up*) consiste nell'assemblare la stima del costo complessivo sommando o raggruppando le stime dettagliate create ai livelli inferiori degli elementi della struttura del progetto/programma.

Viene utilizzato principalmente quando esiste un'adeguata maturità del progetto per definire l'ambito del lavoro, programmare attività discrete e determinare le risorse necessarie per eseguire tali attività. Quindi, quando esistono dati di alta qualità provenienti da fonti strettamente correlate alla progettazione e/o alla produzione, il metodo *build-up* diventa una valida soluzione, fornendo molti più dettagli rispetto alle stime per analogia o parametriche. In genere, gli analisti collaborano con gli ingegneri di produzione e di progettazione per sviluppare le stime dettagliate. L'obiettivo dell'analista è ottenere informazioni dettagliate dagli ingegneri in modo completo e coerente con la definizione del programma e le sue regole e ipotesi di base. Il compromesso, tuttavia, è che la produzione di una stima ingegneristica è laboriosa, lenta e costosa.

Questa metodologia di determinazione dei costi comporta il calcolo del costo di ogni elemento al livello di dettaglio più basso in cui le risorse per realizzare l'elemento fisico o l'attività sono facilmente distinguibili e riconoscibili. Questo è spesso indicato come *Cost Breakdown Structure* (CBS) o *Cost Estimating Structure* (CES). Nella maggior parte dei casi, il costo della manodopera viene stimato separatamente dal costo del materiale. Le voci di costo generali per completare la stima, oltre ai costi di manodopera e materiali, sono i costi diretti (DOC), spese generali e amministrative (G&A), oneri e commissioni. È inoltre responsabilità del valutatore dei costi testare, comprendere e convalidare la base di conoscenze e i dati utilizzati per derivare le stime. Lo sviluppo della stima attraverso il metodo ingegneristico deve essere preceduto e basato sulla definizione dell'ambito/obiettivi e sulla definizione della struttura di stima, nonché sulla WBS, sulla raccolta di dati normalizzati e sulla definizione di regole di base e presupposti (GR&A) [9] [10].

conto di fattori come l'ambiente socioeconomico ed operativo del progetto. Se uno stimatore sceglie di costruire il proprio modello, seguire un processo disciplinato garantirà un risultato credibile. Una volta che lo stimatore ha identificato la necessità di un modello e determinato il tipo di modello, può iniziare la progettazione del modello. L'importanza di dedicare del tempo alla progettazione e alla comprensione del modello non può essere sottovalutata. Lo sviluppatore del modello deve definire l'ambito del modello, come verrà utilizzato alla fine e l'approccio per integrare i dati raccolti e i nuovi CER sviluppati.

Nell'ambito della seguente Tesi, a causa delle informazioni limitate, verranno introdotti alcuni approcci di stima dei costi, in particolare seguendo la metodologia parametrica, che diano un risultato di costo del ciclo di vita del progetto di riferimento considerato. L'obiettivo dell'implementazione di tali metodologie parametriche è generare risultati concreti e significativi che possano essere utili per lo sviluppo del programma e che possano quindi aiutare sia i managers che gli ingegneri a prendere decisioni adeguate e raggiungere il successo del progetto.

4. Aircraft Program e Life Cycle Cost

4.1. Aircraft Program

L'evoluzione di un velivolo dalla progettazione alla produzione, al funzionamento e, infine, allo smaltimento viene definita *Aircraft Program*. Secondo Roskam [1], un tipico *Aircraft Program* può essere suddiviso nelle seguenti sei fasi:

1. Planning and Conceptual Design

La pianificazione consiste principalmente nella definizione dei requisiti di progettazione del velivolo, commissionati dal cliente o definiti dall'analisi di mercato. Questa conduce alle principali caratteristiche dell'aeromobile e a specifici obiettivi di missione.

Durante questa fase vengono condotti anche alcuni studi di costo preliminari.

2. Preliminary Design and System Integration

Il velivolo è progettato secondo le esigenze e le caratteristiche precedentemente individuate. Vengono effettuati studi di trade-off per decidere la migliore soluzione tecnologica. Si valutano i sistemi e i sottosistemi necessari affinché venga elaborata la configurazione più "economica" che rispetti tutti i requisiti di prestazione.

3. Detail and Design Development

In questa fase avviene l'integrazione tra il velivolo e sistemi di bordo. Vengono eseguiti i *flight tests* e la valutazione degli stessi. Infine, si avvia il processo di certificazione delle componenti, sottosistemi e sistemi.

4. Manufacturing and Acquisition

In questa fase l'aeromobile viene costruito e consegnato al cliente. Vengono costruiti anche gli equipaggiamenti di terra per il supporto del velivolo e le componenti sostitutive iniziali.

5. Operation and Support

Il velivolo, già in possesso del cliente, opera le missioni designate e viene supportato attraverso attività ad esso correlate.

6. Disposal

Questa fase segna la fine della vita operativa dell'aereo. Le attività di smaltimento possono comprendere la distruzione dell'aereo e lo smaltimento dei materiali rimanenti. In caso di aerei militari può anche includere il rimessaggio. Lo smaltimento diventa necessario quando un aeroplano ha raggiunto il limite della sua vita tecnologica o economica.

4.2. Life Cycle Cost

Il ciclo di vita dell'aeroplano, *Aircraft Program Life Cycle*, è l'evoluzione temporale dell'*Aircraft Program* costituito dalle sei fasi presentate precedentemente. I costi associati al ciclo di vita sono denominati costi del ciclo di vita, *Life cycle cost (LCC)*. Tali costi sono definiti sia per un aereo civile che per uno militare. Infatti, poiché l'impresa aeronautica può essere privata e/o pubblica, lo stakeholder della progettazione di un aeromobile può essere un privato o un'entità governativa [1] [11].

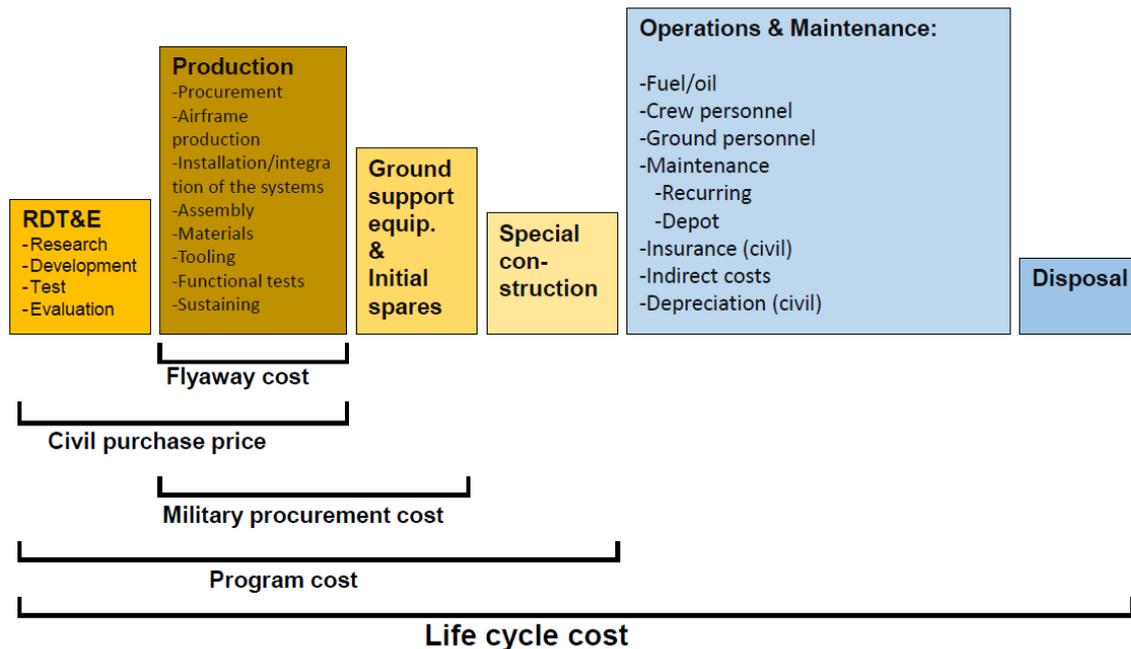


Figura 10 LCC Breakdown

Ai fini della presente tesi verranno presi in considerazione solo i costi per un velivolo civile.

Il *Flyaway Cost* considera solo i costi di produzione dell'aeromobile per una singola unità. Sommando al *Flyaway Cost* l'ammontare monetario delle infrastrutture di supporto di terra e le componenti di ricambio si ottiene il *Military Procurement Cost*.

Per gli aerei civili il *Flyaway Cost* è associato al costo di ricerca e sviluppo, ma per gli aerei militari è considerato singolarmente solo perché un governo può pagare separatamente in un altro contratto il costo di ricerca e sviluppo.

Secondo il riferimento [1], per un aeromobile civile i costi del ciclo di vita sono generalmente suddivisi in:

- Research, development, test and evaluation costs (RDT&E):

Questi costi sono legati alle prime tre fasi dell'*Aircraft Program*. Questi sono legati all'attività di ricerca utile per lo sviluppo di velivoli che risulta più onerosa quanto più sono avanzate le tecnologie (velivoli ipersonici). Parte di essi sono attribuiti alla remunerazione del lavoro di progettazione, alla fase di testing del velivolo e l'attività di valutazione e re-design. Questi costi includono le spese per la fabbricazione del prototipo.

- Acquisition cost (ACQ)

In questa voce di costo sono principalmente considerate le spese necessarie alla produzione e il profit dell'azienda produttrice del velivolo. Le voci di costo relative a questa fase sono legate a tutti quei termini che compongono fisicamente il prodotto come i materiali e l'assemblaggio. Inoltre, è possibile rinvenire la manodopera utilizzata per la realizzazione del prodotto, il costo per la realizzazione di linee di montaggio, fabbricati e macchinari per la produzione. In questa fase troviamo anche voci di costo relative alla realizzazione dei pezzi di ricambio detti *Initial Spares* (quando viene prodotto un aeromobile vengono prodotti tutti i pezzi di ricambio per dargli supporto durante tutta la sua vita operativa). Inoltre, si considerano le infrastrutture e gli equipaggiamenti di terra necessarie al supporto del velivolo (in alcuni casi soprattutto in campo spaziale essendo gli aerei dei pezzi unici sono richieste macchine di produzione uniche), ovvero *Ground support equipment & Special construction*.

- Operating cost (OPS)

Questa voce di costo rappresenta la quinta fase dell'*Aircraft Program*, durante la quale il velivolo è in operatività. I costi presenti si riferiscono a tutti quegli elementi che un aeromobile dovrà affrontare durante il suo utilizzo da parte del cliente. Tali voci possono essere raggruppate in due categorie: costi operativi diretti (carburante, personale di bordo, personale di terra, manutenzioni ricorrenti o straordinarie, assicurazioni e ammortamenti) e costi operativi indiretti (deprezzamento, spese pubblicitarie, servizi per i clienti e tasse).

Questi costi sono supportati in minima parte dai produttori. Essi rappresentano una frazione importante del LCC e sono a carico delle compagnie aeree, che puntano a ridurli il più possibile per massimizzare i propri profitti.

- Disposal cost (DISP)

Durante l'ultima fase della vita del prodotto aeronautico si hanno i costi di smaltimento del veicolo. Va sottolineato che, in ambito civile, in alcuni casi tale voce può rappresentare un guadagno e non un costo. Questo risultato è ottenuto dalla vendita di componenti ancora utilizzabili, o anche dai guadagni derivanti dalla semplice vendita di materiali riciclabili di cui è composto il veicolo, come nel caso della lega di alluminio. Quindi il fine vita di un velivolo può essere un costo aggiuntivo o una fonte di profitto.

Dal grafico riportato in Figura 11 si desume l'esistenza di una certa sovrapposizione tra le varie fasi di vita di un prodotto aerospaziale (es. l'inizio della fase di produzione può anche anticipare la conclusione della fase di progettazione). Sull'asse delle ascisse sono rappresentate le varie fasi dell'*Aircraft Program* e si delinea il loro raggruppamento all'interno delle quattro voci di costo del LCC. Sull'asse delle ordinate si evidenzia l'impatto dei *committed costs* sul LCC (curva continua) e il valore delle quattro voci di costo del LCC realmente sostenute (curva a tratti). In questo caso la prima categoria di costo RDT&E riunisce le prime tre fasi del programma aeronautico. Essa quindi si può valutare a partire dalla progettazione fino alla realizzazione del primo velivolo illustrando tutti i costi che andranno a definire quello che sarà poi il prezzo base di acquisto del velivolo sul mercato.

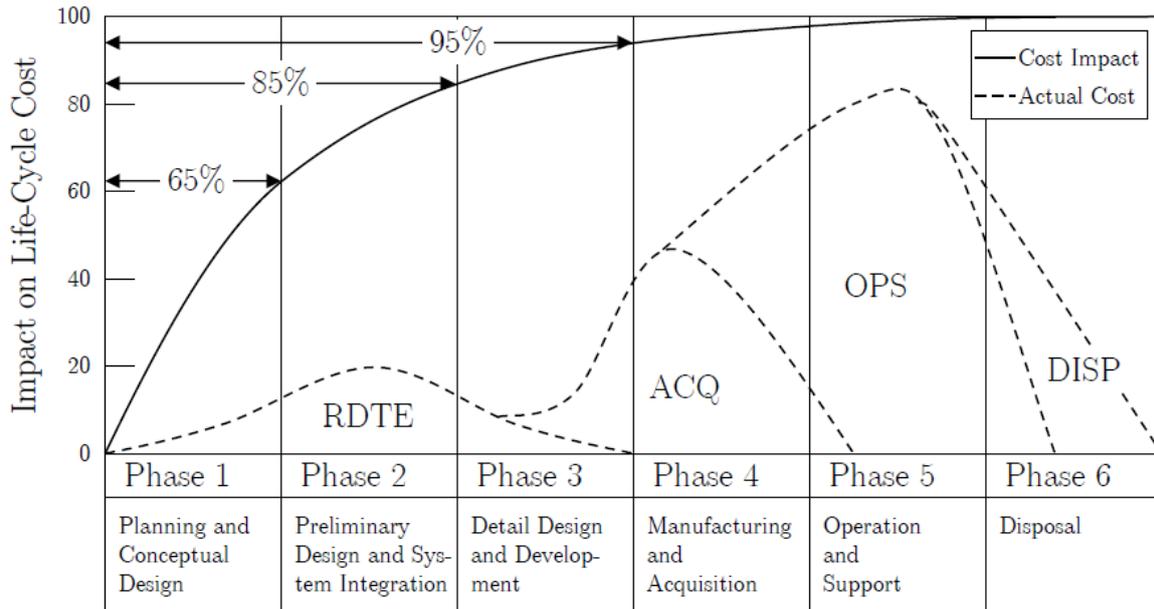


Figura 11 Cost Impact vs Actual Cost

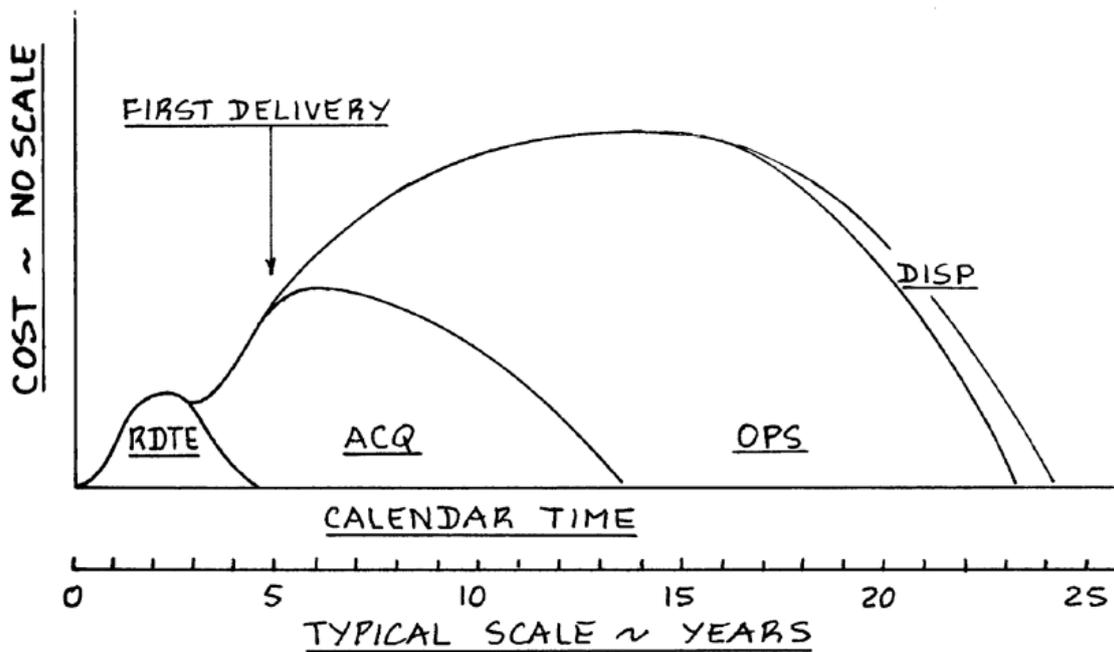


Figura 12 LCC History

La Figura 12 mostra un'interessante schematizzazione delle voci di costo dapprima analizzate e relazionate alla finestra temporale del ciclo di vita del velivolo. Sull'asse delle ascisse troviamo la vita in anni del velivolo, sull'asse delle ordinate troviamo invece il costo (non in scala) di ciascuna fase. Come era stato già accennato, la voce predominante di costo è quella relativa all'*Operating Cost* che inizia dalla prima consegna del velivolo e termina con il *Disposal*, coprendo il maggior arco temporale del ciclo di vita dell'aeromobile.

Impostare sin dall'inizio un'analisi di stima dei costi è, come sottolineato, estremamente importante. La fase RDTE è la più piccola in termini di entità di costo, ma rappresenterebbe un

errore sopprimerla al fine esclusivo di aumentare i profitti, poiché un corretto investimento nella ricerca e sviluppo in nuove tecnologie potrebbe andare ad alleviare la voce di costo più sostanziosa ovvero quella “*Operating*”. Ricordiamo infatti, come evidenziato in Figura 11, che le decisioni prese nella fase di *conceptual/preliminary design* hanno un grande effetto sul LCC dell’aeroplano. Particolare attenzione dovrà essere prestata all’inflazione, proprio perché il progetto di un velivolo richiede diversi anni, dunque, il “valore reale” del ritorno economico è soggetto a variazioni. L’*Acquisition Cost* risulta comunque confrontabile all’*Operating Cost*. Questa voce è influenzata dall’esperienza della linea di produzione del sistema, concetto chiarito dalla *Learning Curve* che sarà trattata successivamente. Il costo di smaltimento (DISP) ha un piccolo valore rispetto agli altri costi ma va considerato fin dall’inizio del progetto per trarre il massimo profitto dall’aeromobile.

Nel Grafico 1 sotto riportato si mostrano le percentuali di ciascun cost item del LCC per diversi sistemi. È degno di nota il confronto delle voci di costo RDT&E e OPS tra un sistema aeronautico e un sistema spaziale. In un sistema spaziale l’attività di progettazione risulta molto onerosa rispetto all’operatività del sistema. La ricerca e lo sviluppo si può protrarre per decenni impegnando molti ingegneri e specialisti, la fase di *testing and evaluation*, inoltre, risulta estremamente meticolosa e necessita di attività ed infrastrutture uniche realizzate “*ad-hoc*”. I costi operativi sono rappresentati dalle attività di terra di comando e controllo ma sopra tutto dall’attività di lancio.

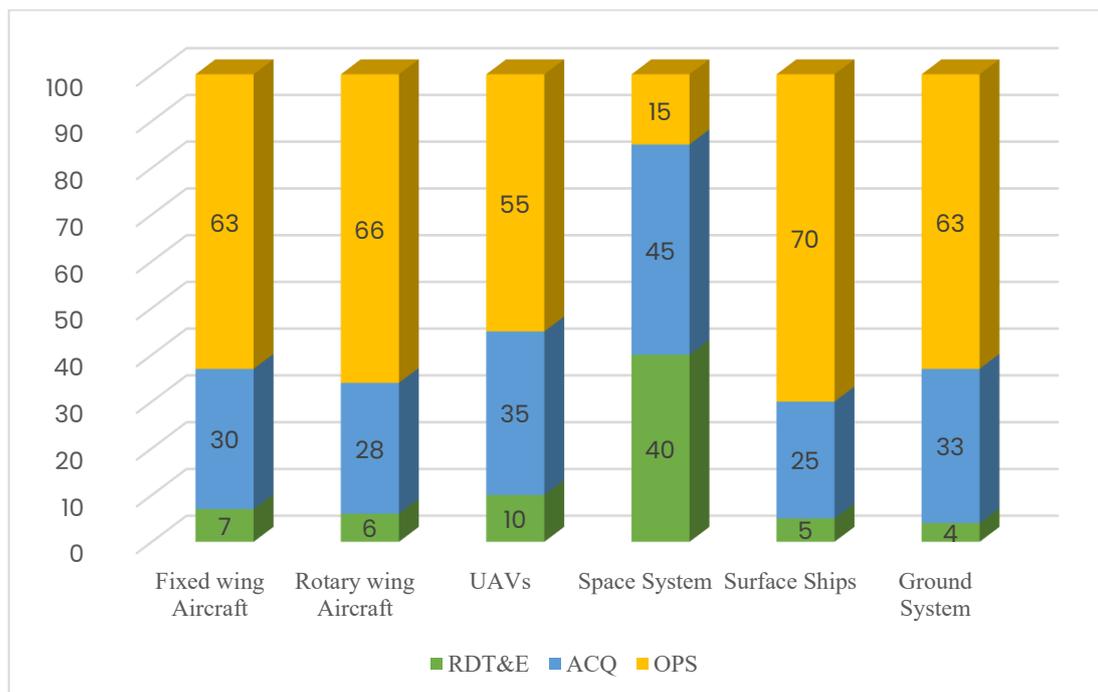


Grafico 1 Comparison of LCC's percentages of different systems

Tuttavia, per chiarire il concetto dell’importanza dei costi operativi, il professor Jan Roskam [1] presenta un esempio di ciò che è comunemente noto come “l’effetto iceberg”.

Come si può vedere nella Figura 13, nelle prime fasi del progetto è possibile vedere (a livello di costo) solo la punta di un iceberg che rappresenta i costi a breve termine. Infatti, la maggior parte dei costi è nascosta dietro la linea di vista, sotto la superficie dell’acqua, dove si nascondono i costi di produzione e i costi operativi, entrambi considerati costi a lungo termine. Questi ultimi rappresentano la parte più grande dell’iceberg.

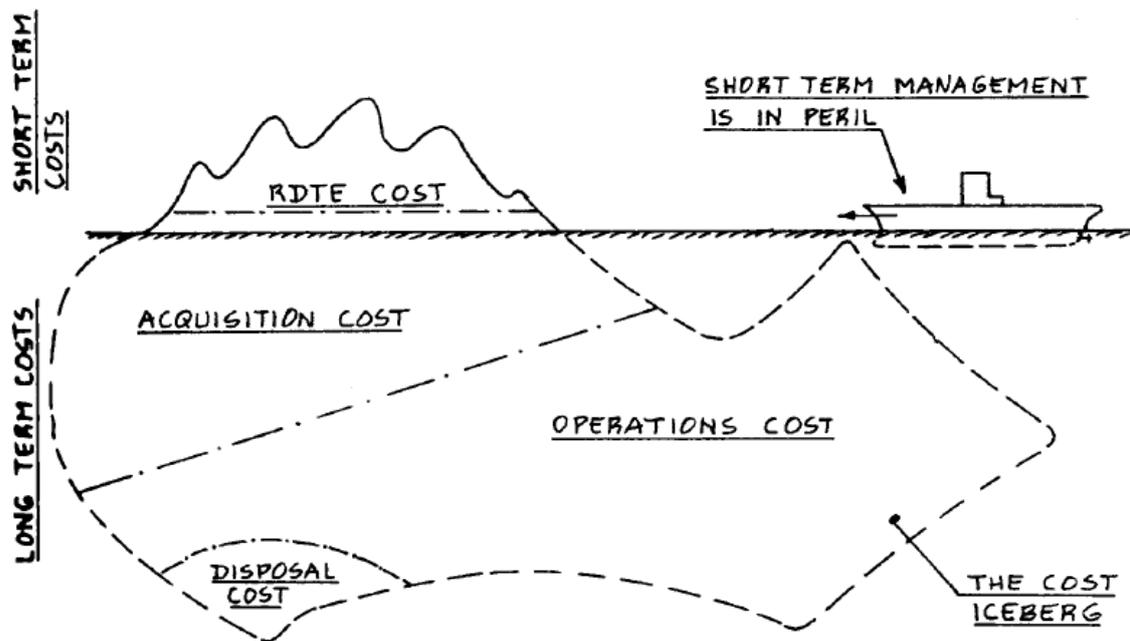


Figura 13 The iceberg effect in aircraft program management

Il responsabile dell'*Aircraft Program* è come il capitano di una nave che naviga vicino ad un iceberg. Il manager del programma subisce molte pressioni per abbassare i costi RDTE (le prospettive a breve termine). Cedere a queste pressioni, come già ribadito, può infatti aumentare il LCC. L'esecuzione di più lavoro di RDTE rivolto alla progettazione ma anche alla valutazione del LCC, può comportare risparmi significativi per il cliente e quindi per la società nel suo insieme. Ci vuole coraggio e saggezza per aumentare di proposito i costi RDTE in modo che il LCC sia inferiore [1] [11].

L'inconsapevolezza dell'importanza di questo concetto, unita alla scarsa lungimiranza, in passato ha portato al fallimento alcune aziende che non hanno considerato (o non hanno saputo valutare correttamente) l'andamento dei costi operativi.

Infatti, l'obiettivo delle industrie aerospaziali è massimizzare i propri profitti derivanti dalla differenza tra il prezzo di vendita e il costo di progettazione e produzione. D'altra parte, per le compagnie aeree il profitto è relativo alla vendita di servizi ai clienti, perciò, per massimizzare i propri profitti, devono acquistare l'aereo a basso prezzo e avere una spesa contenuta per mantenerlo operativo.

4.3. LCC Breakdown

In questo paragrafo vengono analizzate le voci di costo che compongono il *Life Cycle Cost* di un progetto aerospaziale. Viene quindi presentata la scomposizione (*breakdown*) di un generico LCC seguendo le linee guida del modello Roskam. La descrizione qualitativa proposta è riferita a progetti aeronautici tradizionali che implementano tecnologie convenzionali. Essendo il lavoro di Tesi focalizzato sul segmento di volo ipersonico, nella sezione conclusiva si analizzeranno le possibili variazioni sull'LCC in termini qualitativi derivanti dalle differenze tecnologiche e prestazionali del segmento di volo ad alta velocità.

4.3.1. RDTE Cost

Come sopra descritto, i costi relativi alle prime tre fasi di vita di un progetto aerospaziale sono raggruppati nella categoria RDTE. Rientrano in questa categoria tutte quelle attività che si sviluppano dalla fase di concept design e progettazione fino alla certificazione di un nuovo prodotto. Parte di queste attività consistono nella progettazione, realizzazione di prototipi da utilizzare sia per le prove a terra sia per le prove di volo.

I costi RTDE sono normalmente suddivisi in sette categorie di costo:

- Costi di ingegneria e progettazione della cellula – C_{aed}
- Supporto allo sviluppo e costi di testing – C_{dst}
- Costo dei Flight Test Airplanes – C_{fta}
- Costo delle operazioni di prova di volo – C_{fto}
- Costo delle strutture di test e simulazione – C_{tsf}
- Profitto RDTE – C_{pro}
- Costo per finanziare le fasi RDTE – C_{fin}

Il costo totale RTDE per un nuovo programma aereo può essere stimato da:

$$C_{RDTE} = C_{aed} + C_{dst} + C_{fta} + C_{fto} + C_{tsf} + C_{pro} + C_{fin}$$

Le attività di ingegneria e progettazione della cellula sono la pianificazione, la progettazione concettuale e studi preliminari del sistema *vehicle* e l'integrazione del sistema stesso, compresi eventuali studi sui costi associati. Sono comprese le attività di modellazione in galleria del vento, simulazione numerica, test motori e la progettazione e realizzazione degli impianti di prova dedicati. In questa voce di costo si contabilizzano le analisi di manutenibilità, le analisi delle modifiche progettuali e le attività di certificazione.

I costi di supporto allo sviluppo e testing derivano fisicamente dalle prove strutturali, sistemistiche e propulsive. Con essi si sommano i costi delle strutture di prova e simulazione.

Una voce di costo preponderante nel RDTE Cost è quella dei velivoli di prova (prototipi) per i *flight tests*. In questa categoria vanno conteggiati i costi della cellula, dei propulsori, dell'avionica, quindi i costi dei materiali, degli utensili, della manodopera per la produzione del prototipo e del controllo qualità. A questi si sommano i costi operativi delle prove di volo, che possono essere più o meno importanti in base alle ore di volo necessarie per raggiungere la certificazione di "tipo".

Nella maggior parte dei casi un'impresa privata vorrà realizzare un profitto sulle attività RDTE. Il costo totale delle attività RDTE può essere molto elevato e può richiedere anche molti anni. In molti casi un produttore prende in prestito denaro per finanziare le fasi RDTE. Prendere in prestito denaro a sua volta costa denaro. Questi aspetti sono contabilizzati nelle voci di costo C_{PRO} e C_{FIN} .

Normalmente il metodo per stimare il costo RDTE può essere applicato a programmi aerei sia militari che commerciali. Tuttavia, non tutti i programmi di aeroplani sono finalizzati alla produzione finale. Alcuni vengono avviati solo per motivi di sviluppo o dimostrazione di alcuni aspetti della tecnologia avanzata. Va notato che, negli ultimi anni, l'avvento di nuovi software a supporto della progettazione (es. software per computer *aided-design*, modellazione e simulazione) hanno notevolmente aiutato le aziende di progettazione riducendo in parte i costi legati alla progettazione e al collaudo.

Nel Grafico 2 viene mostrata una scomposizione in termini percentuali del RDTE Cost di un generico progetto aeronautico.

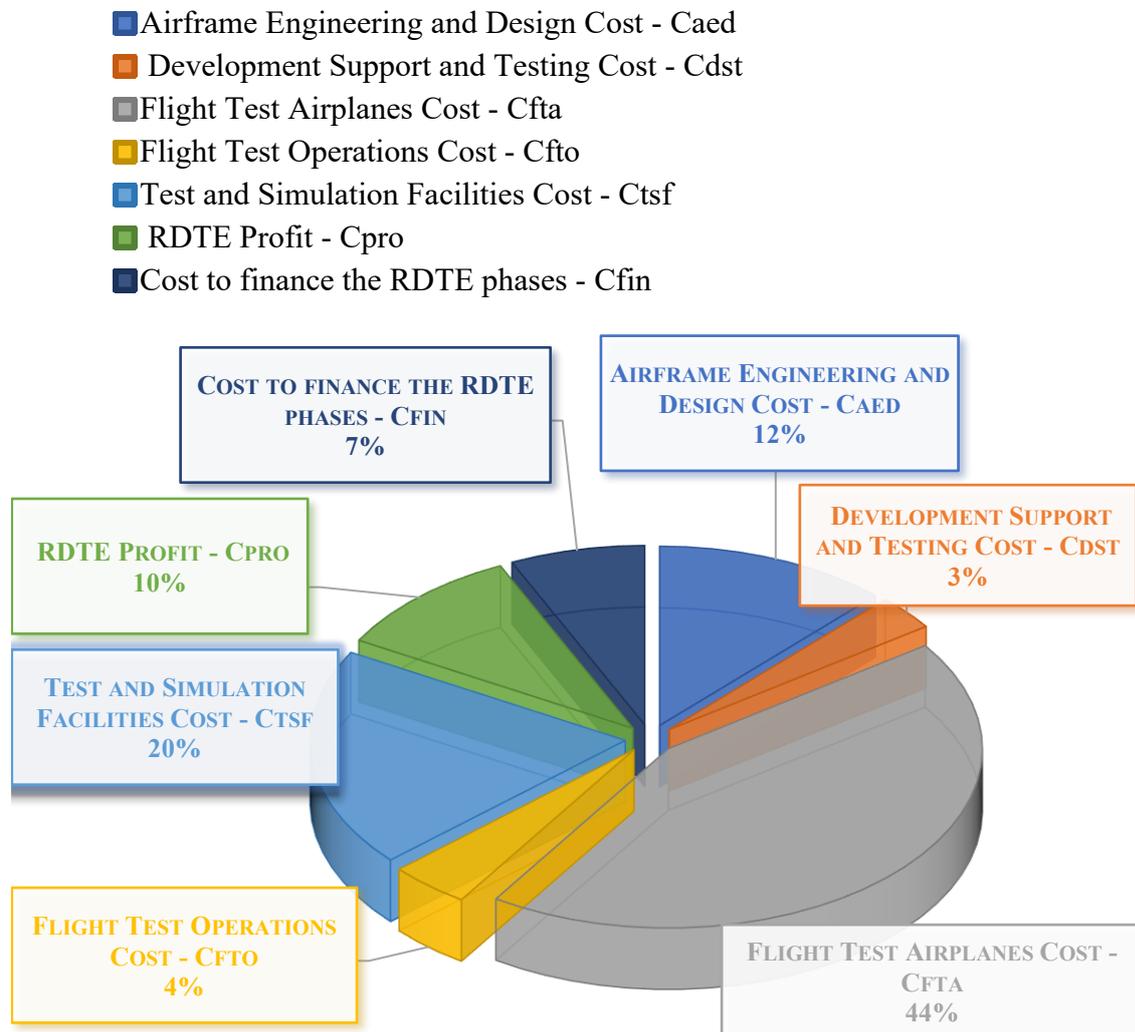


Grafico 2 RDTE Cost Breakdown

4.3.2. Acquisition cost

I costi caratterizzanti la quarta fase di vita di un programma aerospaziale sono relativi alla realizzazione e acquisizione del progetto. Il modello per stimare il costo di produzione è abbastanza simile a quello descritto per la fase RDTE, anche se questo rappresenta una spesa ricorrente. Ciò significa che il numero di unità costruite durante il programma N_{PROG} è importante per stimare il costo di acquisizione effettivo di un singolo veicolo e, in ultima analisi, il suo prezzo unitario. Il numero di unità costruite durante il programma N_{PROG} è inteso come la somma dei velivoli prodotti durante la fase RDTE (prototipi) più quelli prodotti durante la produzione effettiva).

$$N_{\text{PROG}} = N_{\text{RDTE}} + N_{\text{MAN}}$$

Spesso è possibile trascurare il termine che quantifica il numero di velivoli prodotti in fase RDTE poiché può riferirsi ad un unico prototipo.

I costi di acquisizione sono espressi come somma dei costi di fabbricazione più il termine legato ai profitti che il produttore vuole trarre dalla vendita dell'aeromobile.

$$C_{\text{ACQ}} = C_{\text{MAN}} + C_{\text{PRO}}$$

È plausibile che una società nel settore aeronautico operi con l'intento di trarre profitto dalla propria attività. Questi profitti derivano dal costo dell'aereo. Generalmente per realizzare tali profitti si adotta un fattore di profitto e tale fattore viene moltiplicato per i costi di produzione per poter capire quale sarà il guadagno che l'azienda avrà dalla vendita dell'aeromobile. Tale fattore, tuttavia, non è univocamente definito ma può variare sensibilmente a seconda delle condizioni di mercato e di particolari politiche aziendali.

Il prezzo pagato da un eventuale cliente (che è il suo costo di acquisto) dipende da una serie di fattori:

- il numero totale di aeroplani costruiti dai produttori;
- Il numero di aerei acquistati (generalmente nei programmi commerciali non c'è un solo cliente. Ogni cliente acquista solo una piccola percentuale del totale costruito. Nel settore militare invece il numero di aerei acquistati è spesso uguale al numero di aerei costruiti aeroplani);
- Il profitto della manifattura che può essere negoziato: per l'acquisto di grandi flotte una manifattura spesso offre un profitto inferiore per aumentare la sua quota di mercato;
- Il costo del programma RDTE C_{RDTE} .

Il *Aircraft Estimated Price* (AEP), prezzo stimato dell'aeromobile medio, può essere ottenuto sommando il costo di sviluppo rimanente al costo totale di acquisizione e dividendo per il numero di aeromobili prodotti durante la fase di fabbricazione può essere ottenuta da:

$$\text{Aircraft estimated Price}_{\text{average}} = \frac{C_{\text{MAN}} + C_{\text{PRO}} + C_{\text{RDTE}}}{N_{\text{MAN}}}$$

Il costo totale di produzione può essere suddiviso nelle seguenti categorie di costo:

- Costo di ingegneria e progettazione della cellula – C_{aed}
- Costo di produzione dell'aeroplano – C_{apc}
- Costo delle operazioni di test di produzione – C_{fto}
- Costo del finanziamento del programma di produzione – C_{fin}

Il costo totale di produzione può essere stimato da:

$$C_{\text{MAN}} = C_{\text{aed}} + C_{\text{apc}} + C_{\text{fto}} + C_{\text{fin}}$$

In seguito, nel Grafico 3, viene mostrata una scomposizione in termini percentuali dell'Acquisition Cost di un generico progetto aeronautico.

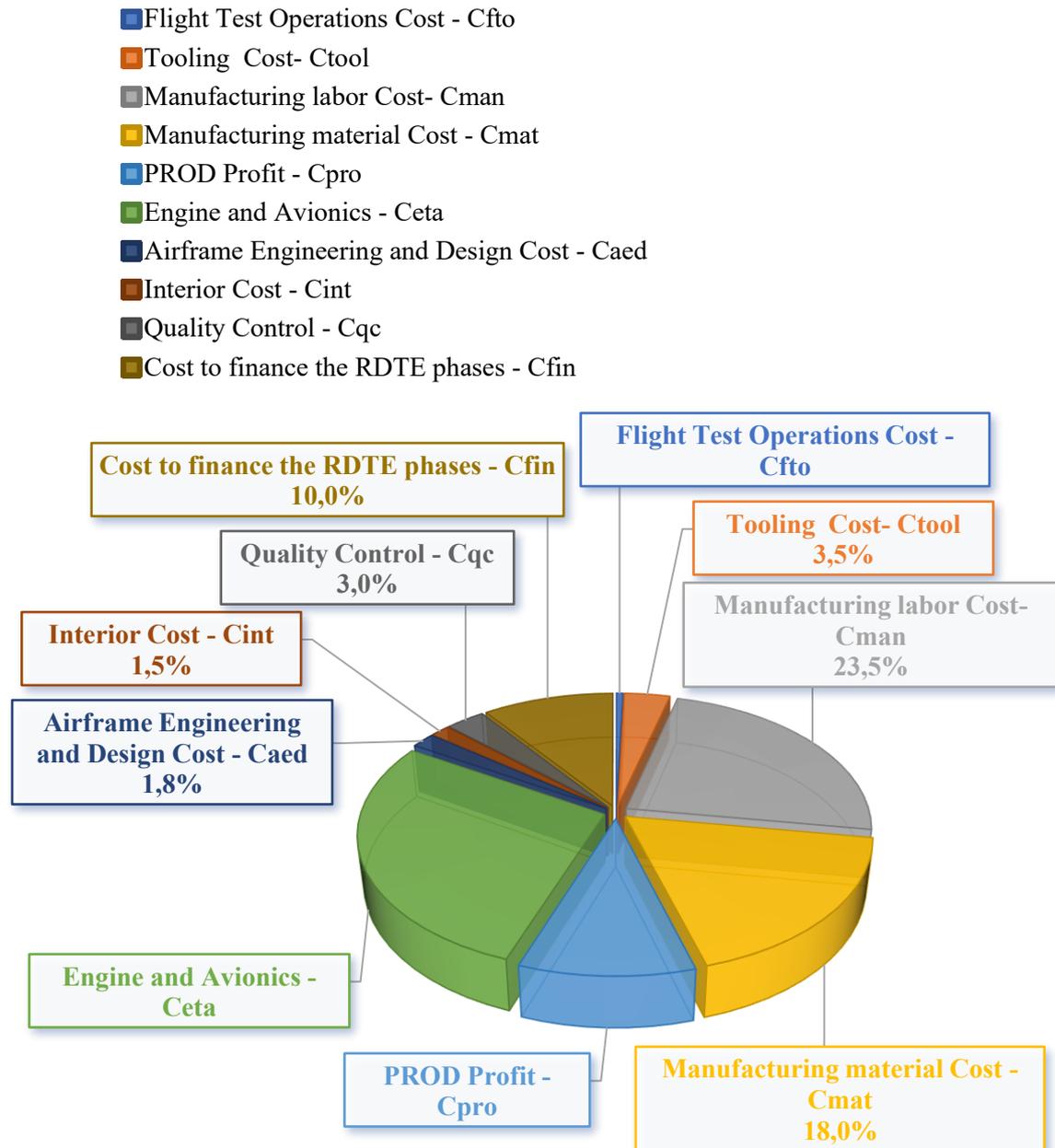


Grafico 3 Acquisition Cost Breakdown

In questa fase, la progettazione della produzione della cellula è associata ai processi che si tradurranno nella manifattura e eventuali modifiche apportate ai componenti o richieste speciali del cliente. A queste vengono spesso associati i costi di testing e delle infrastrutture dedite alla produzione del velivolo (stabilimenti, oneri annessi agli stabilimenti e *tooling*).

La categoria preponderante è il *aircraft production cost* C_{APC} . Questa categoria si compone di:

- Costo del motore e dell'avionica (se acquistati dai fornitori verrà sommato anche il profitto di questi ultimi);
- Costo degli interni;
- Costo del lavoro di produzione;
- Costo degli utensili;
- Costo del controllo di qualità

Come nella fase di RDTE, notevole importanza ha l'attività finanziaria associata alla produzione. Nella fase di produzione i costi realmente sostenuti richiedono liquidità multimilionarie, se non miliardarie, che, nella maggior parte dei casi, vengono erogati da enti creditizi come fondi o istituti bancari. Considerando ciò, il costo finanziario della fase di produzione viene attenzionato al livello manageriale e può determinare il successo aziendale del progetto, quantificato nella voce di profitto del costo di acquisizione.

All'interno dell'*aircraft production cost*, una frazione importante è il costo del sistema propulsivo e dell'avionica (circa il 30%). In generale, questi sistemi vengono acquistati da fornitori esterni. Storicamente, l'avionica è il sistema che ha avuto il maggior aumento di prezzo. Al giorno d'oggi, i costi dell'avionica sono i più alti rispetto a qualsiasi altro sottosistema. Allo stesso modo il sistema propulsivo risulta determinante in termini di costo in base alla complessità e al livello tecnologico.

Un altro elemento importante all'interno della fase di produzione è relativo al costo delle ore di produzione. Questo costo è ancora piuttosto elevato perché il ciclo produttivo dei prodotti aerospaziali è ancora poco automatizzato e molto manuale, e in alcuni casi richiede basi solide e personale qualificato.

I costi di produzione sono anch'essi suddivisi in ricorrenti e non ricorrenti. Il primo contributo indica i costi associati alla realizzazione effettiva del prodotto, mentre la seconda voce si riferisce al processo di approvvigionamento degli impianti e delle strutture produttive, che si affrontano una volta nella vita del programma. In realtà, c'è un'importante differenza da considerare nella valutazione dei contributi fissi e variabili al costo di produzione. Infatti, indipendentemente dal modo in cui il costo variabile associato alla realizzazione del prodotto è rappresentato, all'interno dello schema di costo di acquisizione o ricorrente, uno degli aspetti più importanti da considerare durante l'esecuzione dell'analisi è l'effetto della curva di apprendimento. Questo è un aspetto peculiare dei costi associati ai processi iterativi, dove l'esperienza di uomini e macchine sulle procedure di produzione (e sul prodotto stesso) cresce nel tempo. Il processo di produzione diventa intrinsecamente più efficace all'aumentare del numero di unità prodotte, in quanto i tempi di produzione si riducono a causa della maggiore conoscenza delle procedure e della tecnologia coinvolta. Un tipico andamento del costo di produzione, influenzato da un fattore della curva di apprendimento, che è un moltiplicatore decrescente del costo teorico della prima unità (TFU), può essere rappresentato come in Figura 14, dove il costo di produzione residuo (in percentuale e in ore uomo richieste) è funzione del numero di unità costruite.

Come si può vedere, la riduzione dei costi dovuta al processo di apprendimento può essere regolata in base all'impatto dell'esperienza sui costi di produzione. Il rapporto della curva viene solitamente valutato in funzione del tipo di processo produttivo (manuale, semiautomatico, completamente automatizzato etc.), nonché dell'esperienza pregressa del produttore e dell'arco temporale in cui tale esperienza è stata acquisita. L'esperienza maturata dai lavoratori all'aumentare del numero di velivoli prodotti fa diminuire il tempo necessario alla produzione del singolo velivolo, riducendo così anche il costo delle ore di fabbricazione

L'effetto della curva di apprendimento sulla produzione di un progetto aerospaziale, quantificando lo sforzo (costo) in ore uomo richieste, può essere espresso attraverso la formula:

$$\text{MHRS}_{\text{unit}} = \frac{\text{MHRS}_1}{N_{\text{PROG}}^n}$$

Dove:

- $\text{MHRS}_{\text{unit}}$ sono le ore uomo richieste per unità,

- $MHRS_1$ sono le ore uomo necessarie per costruire la prima unità,
- N_{PROG} è il numero di aeroplani costruiti,
- n è l'esponente della curva di apprendimento e dipende dalla percentuale della curva di apprendimento P .

L'esponente n può essere trovato da $P = \frac{100}{2^n}$

Cumulative average hours per unit (as a percent of first unit)
120%

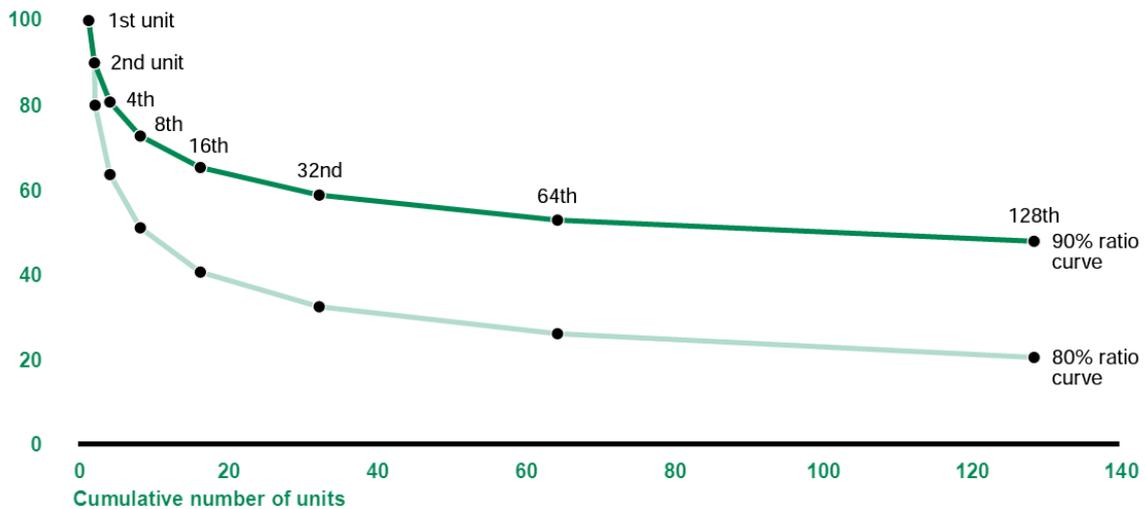


Figura 14 Production learning curve - GAO

4.3.3. Operating Cost

I Costi Operativi sono costi a lungo termine e rappresentano la percentuale maggiore del costo totale del ciclo di vita. Con il termine costi operativi o costi operativi totali si indica la somma dei costi operativi diretti (DOC) e dei costi operativi indiretti (IOC). La stima dei costi operativi è molto complessa in quanto soggetta a diverse variabili, una di queste è la dipendenza dal tempo. Questa dipendenza dal fattore tempo crea un notevole livello di complessità soprattutto se si considera che mediamente un programma aeronautico può durare alcuni decenni. Oltre alle variabili dipendenti dal tempo, esistono anche variabili legate a fattori economici (costo del carburante e costo annuo del personale). Tali costi durano per tutta la vita operativa dell'aeromobile e sono le voci di costo più importanti per le compagnie aeree, che mirano a ridurle al minimo per massimizzare i profitti.

Se si volesse stimare il costo operativo totale di un dato aeromobile sarebbe necessario sommare la somma di tutti i costi operativi diretti generati da quel particolare aeromobile utilizzato dall' i -esimo cliente per il numero di aerei acquistati dai clienti con la somma di tutti i costi operativi indiretti generati da quel particolare aeromobile utilizzato dall' i -esimo cliente anche in questo caso per il numero di aeromobili acquistati dall' i -esimo cliente

$$C_{OPS} = \sum_{i=1}^N (C_{OPS_{dir}})_i \cdot (N_{ACQ})_i + \sum_{i=1}^N (C_{OPS_{ind}})_i \cdot (N_{ACQ})_i$$

I costi operativi indiretti sono solo in parte direttamente correlati a uno specifico tipo di aeromobile. Sebbene la progettazione degli aeromobili possa avere un'influenza significativa sui costi indiretti (ad esempio, la necessità di nuove strutture di manutenzione e l'introduzione di nuove competenze per i progressi tecnologici) è difficile quantificare questa interrelazione. La gestione delle compagnie aeree e gli aspetti operativi sono fattori predominanti nei costi indiretti e questi sono al di fuori del controllo del progettista dell'aeromobile, variando notevolmente da un operatore all'altro. Seguendo il modello Roskam, l'IOC è composto da:

- Costi di acquisto impianti e ammortamento impianti
- Costi di locazione degli impianti
- Costi di manutenzione della struttura
- Ammortamento attrezzature di terra
- Costi miniaturizzati dell'attrezzatura a terra
- Spese generali di manutenzione
- Spese generali della sede centrale
- Amministrazione e servizi tecnici
- Spese pubblicitarie, promozionali e di vendita
- Relazioni pubbliche delle spese di costo
- Prenotazione, vendita biglietti e commissioni
- Servizio clienti
- Formazione

Per identificare il valore dei costi operativi indiretti è importante conoscere la politica della compagnia aerea in materia di servizi aeronautici e di traffico, promozione, vendita e servizi offerti ai passeggeri. Utile anche una raccolta delle spese generali e amministrative, sulle attrezzature di terra, sulle manutenzioni e sulle strutture con i rispettivi ammortamenti. La gestione dell'aeromobile e gli aspetti operativi sono i fattori più importanti e potrebbero non essere controllati dai progettisti dell'aeromobile. Solitamente se una compagnia aerea punta ad essere più competitiva, tende a ridurre i costi operativi indiretti perché sono più legati a fattori economici e non alla progettazione del velivolo [1] [2] [3] [14].

In alcuni casi i IOC possono essere stimati come una semplice percentuale dei DOC. I costi operativi indiretti sono compresi tra il 15 % e il 50 % dei costi operativi totali.

I costi operativi diretti, a differenza dei costi indiretti, sono legati alla progettazione dell'aeromobile. I principali riferimenti bibliografici definiscono alcune categorie di costo tipiche per i DOC, mostrati in Figura 14:

- Oneri fissi (ammortamento, assicurazione, oneri per interessi)
- Costi di volo
- Costi di manutenzione
- Tasse aeroportuali/navigazione
- Costi di finanziamento

I dati di riferimento sottolineano che i principali fattori che incidono sui costi operativi diretti sono:

- Distanza o ore di blocco (*block distance or hours*)
- Salario dell'equipaggio
- Prezzo del carburante
- Consumo specifico di carburante
- Ore di manodopera per la manutenzione della cellula e del sistema per ora di blocco
- Peso al decollo

Si definisce *block distance* la distanza percorsa dall'aeromobile, considerando anche le fasi che anticipano il decollo e dopo l'atterraggio. Le *block hours* quantificano rispettivamente il tempo impiegato nel ciclo del *block distance*. Questo parametro è molto rilevante per le formulazioni di stima dei costi operativi (in particolare i DOC) poiché permette di pesare le varie voci di costo dei DOC in base al loro impatto operativo e permettono di normalizzare i valori per sottoporli a confronti qualitativi.

È interessante sottolineare che il carburante sia la voce di costo più importante. Il prezzo del carburante ha un forte effetto sulla DOC. Se il prezzo di quest'ultimo aumenta, la DOC avrà la stessa tendenza ad aumentare.

Oltre al costo del carburante, un'altra voce importante è quella relativa al costo della manutenzione necessaria per mantenere l'aeromobile operativo. Infatti, laddove sia richiesto uno sforzo importante per la manutenzione, ciò si tradurrà in un aumento dei costi operativi diretti. Lo stipendio dell'equipaggio ha un effetto minore sui costi operativi diretti.

Come già accennato, per l'aviazione civile le voci di costo operativo possono facilmente raggiungere l'80% del costo totale del ciclo di vita. Una scomposizione tipica del segmento subsonico viene mostrata nel Grafico 4.

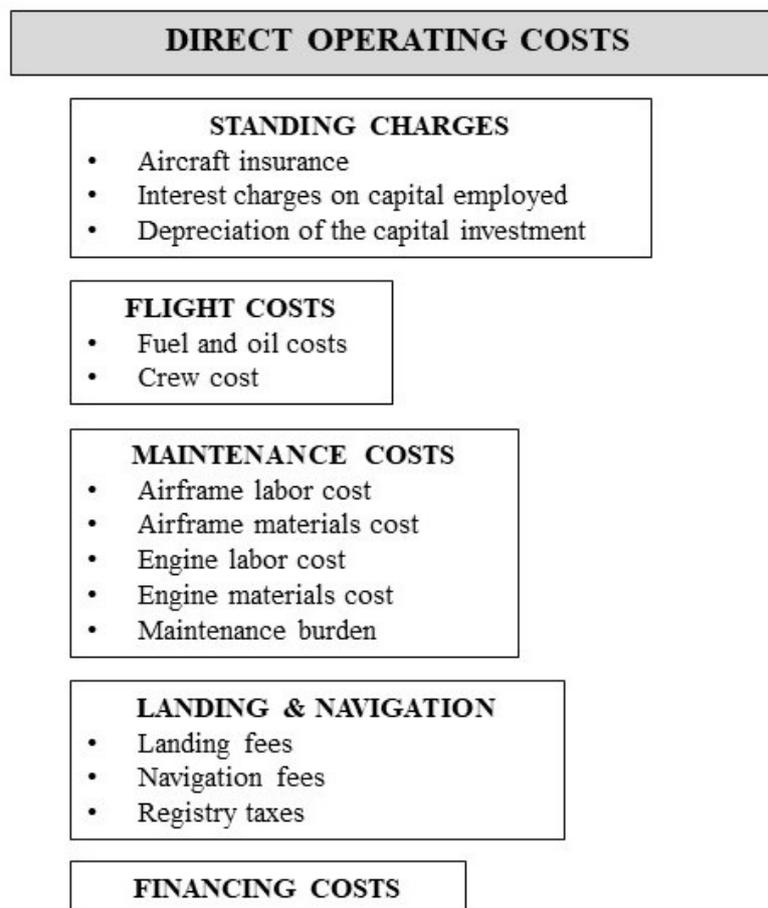


Figura 15 Direct operating cost items

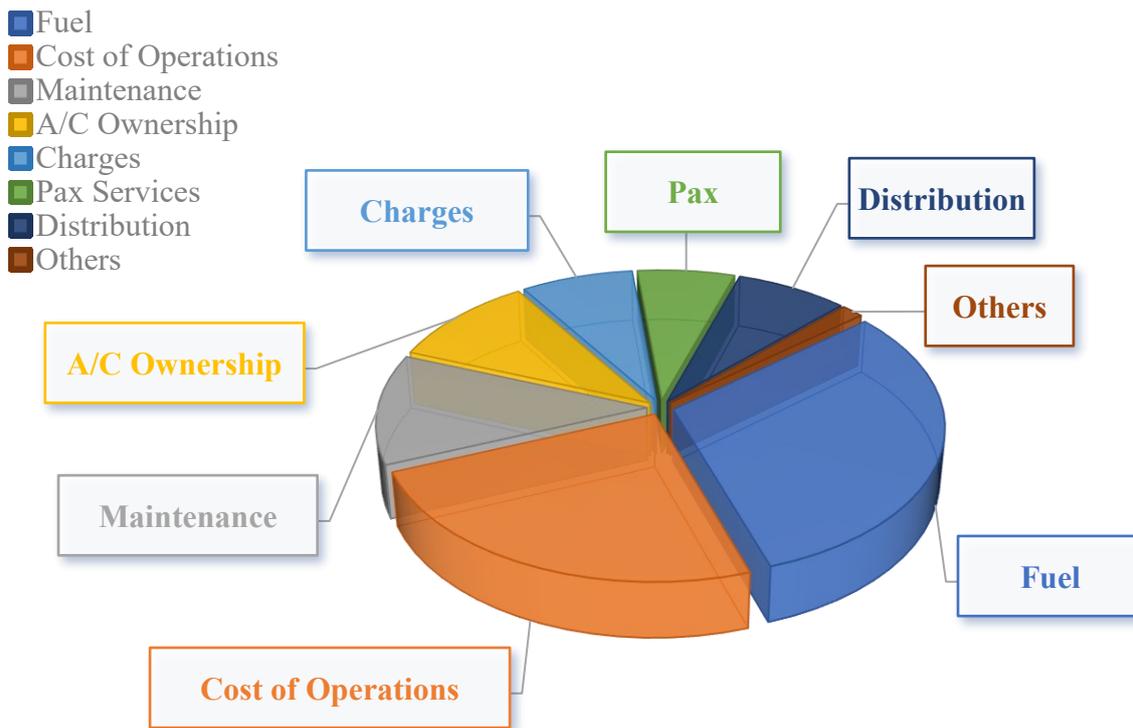


Grafico 4 Direct Operating Costs Breakdown

4.3.4. Disposal Cost

L'ultima fase del ciclo di vita è la dismissione del sistema. Arriva un momento in cui qualsiasi aeroplano non ha più valore commerciale e deve essere smaltito. Tale evento viene normalmente raggiunto quando:

- L'aereo ha raggiunto la fine della sua vita strutturale sicura e le riparazioni strutturali sono giudicate non economiche.
- L'aereo ha raggiunto la fine della sua vita economica: non può più competere efficacemente con gli aerei più moderni.
- È stato danneggiato irreparabilmente (ad esempio in alcuni incidenti o danni causati dalle intemperie).

Il costo di smaltimento dell'aeromobile dipende dai materiali utilizzati nella costruzione e dalla complessità e pericolosità delle operazioni di rimozione e disattivazione. Secondo Roskam, lo smaltimento di solito consiste in:

- Stoccaggio temporaneo,
- Drenaggio di liquidi e loro smaltimento,
- Smontaggio di motori e altri sistemi (come computer e avionica),
- Taglio della cellula e smaltimento dei materiali.

Ad ognuno di questi articoli è associato un costo, ma per alcuni di essi si possono riscontrare guadagni derivanti all'eventuale rivendita di componenti ancora utilizzabili o alla vendita di semplici rottami riciclabili e altri materiali. Eventuali costi di smaltimento sono quindi parzialmente compensati da tali valori di rivendita.

Nei velivoli vengono utilizzati materiali e liquidi che rappresentano un pericolo per l'ambiente se non vengono smaltiti con cura (ad esempio leghe di berillio, la maggior parte dei compositi non biodegradabili, oli e liquidi come i fluidi idraulici). È responsabilità dei

progettisti includere nel loro processo decisionale di progettazione alcune soluzioni a questi problemi.

Per stimare con credibilità i costi di smaltimento è necessario avvalersi dell'ausilio di ingegneri chimici e ambientali nel processo decisionale di progettazione. Allo stato attuale, non esistendo una formulazione precisa per la stima dei costi di smaltimento, sono generalmente considerati pari all'1% dell'LCC.

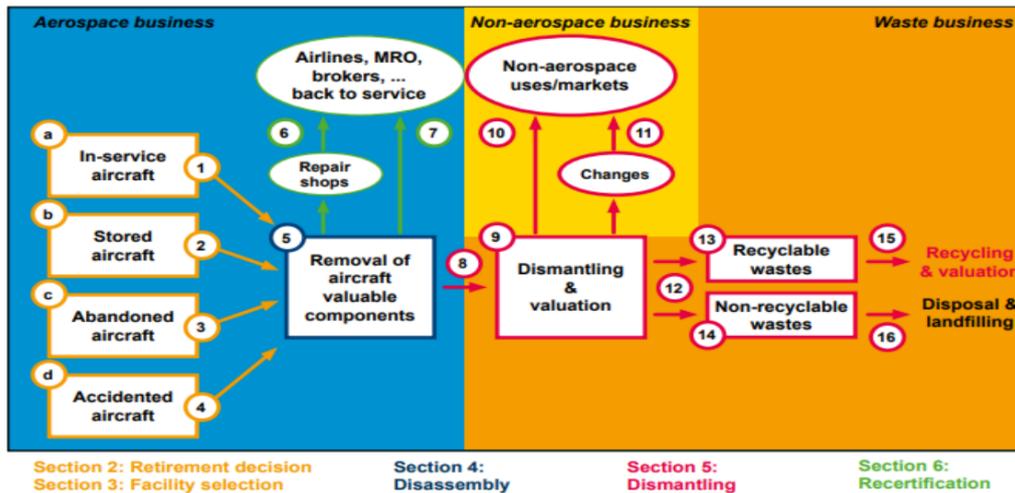


Figura 16 Flowchart of disposal process

5. Overview sul volo ipersonico e velivolo di riferimento

L'obiettivo della tesi è la valutazione del *Life Cycle Cost* di un velivolo ipersonico. Per questo motivo, in questo capitolo vi è un'introduzione e una descrizione degli aspetti principali dei velivoli ipersonici.

Nelle pagine che seguono si intende presentare una panoramica delle principali iniziative nel campo della velocità ipersonica. In particolare, dopo aver discusso i motivi principali per cui i sistemi di trasporto ipersonici sono attualmente così interessanti, vengono presentati gli aspetti peculiari di tale tecnologia e alcuni cenni storici dei loro sviluppi. Vengono altresì illustrati i velivoli ipersonici più importanti che hanno dato la possibilità di comprendere meglio le caratteristiche del volo ipersonico e che possono essere considerati di riferimento in alcuni aspetti della stima dei costi. Quindi, viene fatto un focus specifico sul STRATOFLY MR5, oggetto di indagine per la valutazione del LCC. Infine, viene analizzato il tipo di missione.

5.1. Introduzione ai velivoli ipersonici

Il trasporto ipersonico commerciale sembra essere la normale continuazione nella storia dell'aviazione civile del trasporto passeggeri ad alta velocità. È passato più di un decennio da quando l'ultimo velivolo supersonico civile è stato visto in volo. Da allora, non solo nessun aereo supersonico passeggeri è decollato, ma anche lo sviluppo di quasi tutti gli aerei di linea supersonici è stato interrotto. Dopo l'era pionieristica della prima generazione di velivoli supersonici, come il Concorde e il Tupolev (Tu-144), che furono piuttosto il risultato della corsa tecnologica e di prestigio tra le potenze mondiali nella seconda metà del XX secolo, i costruttori di aerei hanno per lo più abbandonato l'idea del viaggio ad alta velocità, a causa di un'ampia gamma di problemi legati a questo segmento di volo.

Nonostante un indiscutibile progresso nel campo dell'aviazione e dell'aerospazio, i progettisti devono ancora affrontare notevoli ostacoli tecnologici, operativi e legislativi, le quali spesso richiedono soluzioni complesse e costose, che si tradurrebbero per lo più in una non competitività economica rispetto agli altri velivoli contemporanei. Tuttavia, l'interesse per il volo ad alta velocità non è mai calato e oggi sono molti i progetti in fase di sviluppo che cercano di superare i limiti tecnologici di qualche decennio addietro per riportare in volo velivoli supersonici per il trasporto civile e rendere il trasporto ipersonico realtà.

Al giorno d'oggi il concetto di aereo passeggeri ipersonico si sta diffondendo molto velocemente. L'attenzione al volo ipersonico è elevata in ragione di numerosi *spin-off* tecnologici. Nella futura esplorazione spaziale le diverse fasi della missione saranno a velocità ipersonica per cui tale tecnologia sarebbe l'anello di congiunzione tra l'aeronautica e lo spazio. Il veicolo ipersonico può essere considerato "il futuro dell'aviazione commerciale e un primo passo verso il veicolo spaziale".

La missione di questi velivoli non è estremamente diversa da quella di trasporto tradizionale: collegare coppie di città portando passeggeri o più in generale carico utile e rispettando la normativa di aeronavigabilità. Tuttavia, l'elevatissima velocità di crociera nonché i conseguenti carichi termici che la struttura dovrà sopportare, rendono l'aereo ipersonico più vicino ad un veicolo spaziale, anche dal punto di vista dei sottosistemi di bordo richiesti.

L'utilizzo di velivoli così innovativi è conveniente per lunghe rotte, riducendo di oltre la metà il tempo di volo. Questo può dare adito a una nuova era dei viaggi a lungo raggio, in grado

di indurre un sensibile cambiamento di questo settore economico, in particolar modo delle compagnie aeree e degli aeroporti. Non solo, ma anche e soprattutto il modo di viaggiare. Con l'obiettivo di ridurre i costi operativi, l'idea sarebbe quella di sfruttare gli aeroporti esistenti, apportando i necessari miglioramenti del caso.

Considerando gli sforzi fatti, se per un verso sono stati raggiunti grandi progressi sul lato delle intuizioni tecnologiche nella maggior parte delle aree coperte, per l'altro verso, invece, sono stati ottenuti risultati alquanto insoddisfacenti in termini di realizzazione di prodotti operativi.

La chiave del successo è dare la possibilità di utilizzare questo tipo di volo ad una fascia più ampia di passeggeri e ciò può avvenire solo con una riduzione dei costi. Come è stato detto nel capitolo precedente, la stima dei costi dovrebbe essere effettuata sin dalle prime fasi preliminari del progetto, garantendo la fattibilità economica dell'intero Ciclo di Vita. Per i veicoli ipersonici, le stime preliminari dei costi riveleranno tecnologie molto costose e potenziali aumenti dei costi dovuti non solo a processi di progettazione e produzione onerosi ma soprattutto alle attività di manutenzione e supporto durante la fase operativa. Tutti questi aspetti possono avere effetti dannosi sui costi operativi, impedendo agli investitori di finanziare queste attività troppo rischiose e per tale motivo occorre prestare particolare attenzione alla ricerca di strategie per ridurle.

In questo contesto, il progetto STRATOFLY è sorto in un panorama europeo con l'obiettivo di studiare la fattibilità del volo passeggeri stratosferico ad alta velocità mediante un futuristico concetto di aeroplano che sarà in grado di effettuare crociere a 30 km di altitudine a velocità di volo Mach 8 tale da compiere un volo di riferimento Bruxelles-Sidney effettuato in meno di 3 ore. L'ambizione è raggiungere un TRL6 entro il 2035.

5.2. Descrizione del volo ipersonico

Gli aerei possono essere classificati in base alla velocità di volo.

Un aereo supersonico è un veicolo in grado di volare a numeri di Mach superiori a 1, dunque, quando esso è in grado di volare più velocemente rispetto alla velocità del suono. Un aereo può essere classificato come ipersonico quando è in grado di volare a velocità ipersonica. Non è però immediato definire la velocità ipersonica stessa: si può parlare di campo ipersonico quando la dissociazione dell'aria inizia a diventare significativa ed esistono carichi termici elevati provocati dall'interazione viscosa, e ciò accade a una velocità di circa Mach 5. Il termine è stato usato con questo significato per la prima volta da Husue-Shen Tien nel 1946 quando ha lavorato come aerodinamico al *California Institute of Technology*.

Quando si parla di volo ipersonico, si devono considerare diversi aspetti fisici e tecnologici. Il campo di moto è caratterizzato da onde d'urto molto vicine alla superficie del velivolo che interagiscono con lo strato limite. I materiali sono molto sollecitati termicamente perché l'elevata energia cinetica del flusso si trasforma in energia interna del fluido a causa di effetti viscosi. Infine, l'architettura di propulsione classica non fornisce una spinta sufficiente.

I velivoli ipersonici possono suddivisi in due differenti categorie: quelli appartenenti alla prima tipologia sono definiti *Cruise And Acceleration Vehicles* (CAV); mentre i secondi sono detti *Re-Entry Vehicles Winged* (RV-W). Entrambe le configurazioni sono in grado di raggiungere velocità pari o superiori a cinque volte quella del suono. Tuttavia, mentre i CAV sono più adatti a missioni aventi luogo nella stratosfera, i RV-W sono impiegati nel caso di rientro atmosferico [13].

Gli aeromobili appartenenti alla prima categoria sono in grado di mantenere un elevato valore del rapporto portanza/resistenza, anche nei regimi ipersonici. Questo vantaggioso risultato è ottenuto grazie alle basse incidenze di volo ed all'impiego di configurazioni *slender*. Tutto ciò riduce notevolmente la resistenza aerodinamica e con essa così i consumi. Quest'ultimo punto, risulta non indifferente, data la lunga durata della crociera. Inoltre, si sottolinea che i regimi di volo variano da pressioni dinamiche nulle a numeri di Mach pari a cinque o talvolta maggiori. Ciò comporta che il velivolo sia in grado di decollare ed atterrare autonomamente, senza l'ausilio di ulteriori stadi. Pertanto, si assiste ad un passaggio dei regimi di volo rispettivamente da subsonico, al transonico, al supersonico ed all'ipersonico per il raggiungimento delle condizioni di crociera, viceversa per la conclusione della missione. In tutte le condizioni, la portanza deve essere sufficiente a garantire un'adeguata sustentazione mentre la potenza del sistema propulsivo deve in grado di vincere la resistenza aerodinamica. La difficoltà risiede proprio in questo: le fasi di volo sono così differenti tra loro, da imporre barriere tecnologiche a volte insuperabili. Tuttavia, si anticipa che per incrementare il livello prestazionale, i velivoli sono progettati seguendo il criterio dei *waverider*. *Waverider* si riferisce in generale agli aeromobili che sfruttano la *compression lift* prodotta dalle proprie onde d'urto. La portanza di compressione consiste nel fatto che ogni corpo, se posto in un flusso supersonico o ipersonico, genera delle onde d'urto. Grazie a particolari conformazioni geometriche, è possibile sfruttare tali onde per incrementare la forza sustentatrice del velivolo. Sfruttando tale fenomeno si assiste ad un incremento di circa il 30% della portanza, aumentandone l'efficienza complessiva. Tuttavia, la condizione necessaria è che il numero di Mach di volo sia almeno superiore all'unità [13] [14].

La seconda tipologia di velivoli, invece, è composta da quelli che prevedono un rientro atmosferico, solitamente effettuato nella fase terminale della missione. Infatti, il ritorno sulla superficie terrestre è realizzato con un veleggiamento non propulso, concludendosi con un atterraggio orizzontale. Tuttavia, l'ascesa è molto differente ed è caratterizzata dalla necessità di uno stadio che li porti alla quota ed alla velocità prestabilite. Infatti, il decollo avviene verticalmente grazie all'ausilio di un razzo/vettore o orizzontalmente con l'aiuto di un sistema *multi-stage rocket* (generalmente TSTO). Questa categoria di aeromobili fu sviluppata antecedentemente a quella dei CAV. Nasce, sostanzialmente, dalla necessità di realizzare nuovi sistemi aventi la possibilità di controllare la traiettoria di discesa e di sostituire le costose capsule utilizzate nei primi anni della corsa allo spazio. In quel periodo, infatti, non vi erano limitazioni economiche di budget e la priorità assoluta era quella di vincere la competizione instaurata tra gli Stati Uniti d'America e l'Unione Sovietica nel clima della cosiddetta Guerra Fredda. Tuttavia, le capsule oltre ad essere causa di ingenti costi, erano anche di scomodo utilizzo: per gli astronauti, soggetti alle elevate accelerazioni di rientro; per le agenzie paganti, in seguito alla bassa capacità di trasportare *payload* (talvolta erano necessari più lanci) e per il difficoltoso recupero. Per la risoluzione di tali problemi, sono stati progettati i velivoli RV-W, tra i quali spicca il più noto: lo Space Shuttle. Dal nome si intuisce che la configurazione prevede la presenza di un'ala portante e ciò comporta delle efficienze di volo più alte. Inoltre, la possibilità di controllare la traiettoria garantisce un livello di comfort elevato, riducendo i g-loads. L'insieme di tutte queste motivazioni e considerando anche il fattore dell'abbattimento dei costi, hanno fatto in modo che i RV-W si affermassero al posto delle capsule. Tuttavia, tali velivoli stanno lasciando lentamente il posto ai più economici ed avanzati tecnologicamente CAV. Rispetto a quest'ultimi, infatti, sono caratterizzati da incidenze di volo maggiori. Inoltre, per ridurre i carichi termici sull'intera struttura, i velivoli da rientro sono connotati dalla configurazione *blunt*. Pertanto, la resistenza aerodinamica aumenta notevolmente, a differenza del rapporto *Lift-to-Drag* che si riduce notevolmente. In Figura 14 è mostrato il confronto tra gli assetti di volo di un CAV e di un RV-W. Si noti che per numeri di Mach superiori all'unità, si assiste alla generazione di urti obliqui attaccati, nel primo caso, e di urti curvi staccati, nel

secondo. Questi sono decisamente più intensi e quindi decisamente più penalizzanti dal punto di vista delle prestazioni aerodinamiche. Tuttavia, quelli obliqui sono causa di maggiori sollecitazioni termiche sulla struttura: da ciò la necessità di implementare avanzati sistemi di raffreddamento nei C.A.V.

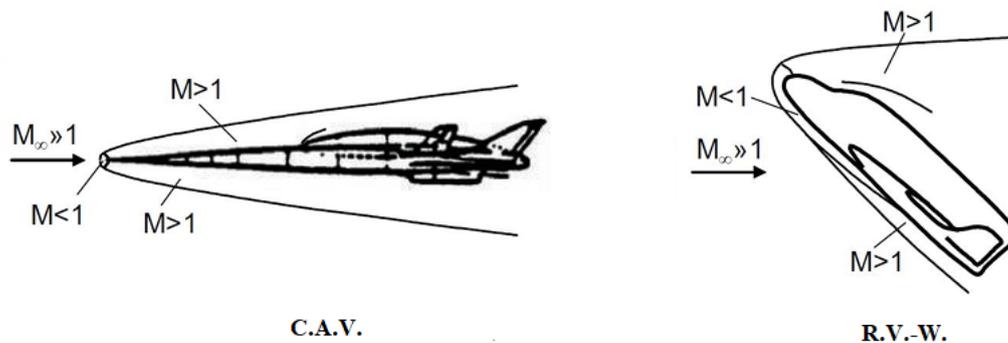


Figura 17 C.A.V. and R.V.-W. flight attitude

5.3. Stato dell'arte dei velivoli ipersonici

In questa sezione si vogliono riportare alcuni cenni storici sui velivoli ipersonici e descrivere la loro evoluzione dal punto di vista di tecnologico e di configurazione.

Durante la storia dell'aviazione, sono stati sviluppati diversi veicoli con l'obiettivo di dimostrare diverse tecnologie, supportare la ricerca in una moltitudine di campi tecnici e acquisire conoscenze su alcuni fenomeni fisici. L'aeronautica americana ha iniziato a studiare il veicolo ipersonico dopo la Seconda guerra mondiale, contemporaneamente all'inizio della "corsa allo spazio". L'USAF ha testato dispositivi ipersonici come missili balistici intercontinentali, veicoli di rientro e di lancio sin dagli anni Sessanta. Costruirono anche strutture per i test, come gallerie del vento ipersoniche. In questo periodo viene avviata la costruzione ed il collaudo dei veicoli "X-series". Era un programma americano che mirava a sviluppare un veicolo in grado di raggiungere la velocità ipersonica [1] [5].

Il primo velivolo che può essere qualificato come *Cruise And Acceleration Vehicle* è il Valkyrie XB-70, un bombardiere strategico con equipaggio progettato nel 1950 dalla North American Aviation. Furono costruiti solamente due esemplari, a causa degli ingenti costi: basti pensare che per la realizzazione di un singolo aeromobile furono spesi 750 milioni di dollari; mentre per l'intero progetto ne furono stanziati circa un miliardo e mezzo. Il volo inaugurale avvenne nel 1964, ed il ritiro ufficiale dal servizio nel 1969. Ha volato a Mach 3 con un'altitudine operativa di 70000 piedi (21000 m). Fu uno degli aerei più innovativi dell'epoca: nato come bombardiere supersonico, per la sostituzione del Boeing B-52 *Stratofortress*, rimase un dimostratore sperimentale. Tuttavia, racchiude tutti i progressi tecnologici dell'epoca: dalla "regola delle aree", alla portanza di compressione. La sua struttura fu realizzata con elementi a nido d'ape in acciaio e titanio. Un altro fattore innovativo, furono i motori impiegati: a circa tre volte la velocità del suono, sorgono problemi inerenti al surriscaldamento ed agli urti supersonici. Il problema fu poi risolto grazie all'impiego di una presa d'aria a geometria variabile (uno tra i primissimi esempi) ed all'uso di carburante JP-6 con lo scopo di raffreddare gli stadi delle turbine. Con quest'ultimo erano alimentati i motori YJ93: sei esoreattori convenzionali dotati di postbruciatore. Tale soluzione è utilizzata anche per velivoli più moderni, tra i quali il LAPCAT A2. Per l'atterraggio fu utilizzato un paracadute per aumentare la resistenza e per ridurre la lunghezza dell'atterraggio. Anche se i prototipi hanno effettuato

solo pochi voli, l'XB-70 ha dato la possibilità di valutare la configurazione ottimale per questo segmento di volo e di analizzare i problemi dovuti alla velocità supersonica. Uno dei prototipi ebbe un terribile incidente nel giugno 1966 e i membri dell'equipaggio morirono.



Figura 18 XB-70 Valkyrie

Il primo velivolo in grado di raggiungere Mach 6 fu il North American X-15. Era un aereo trans atmosferico a propulsione a razzo ed è stato il programma di ricerca di maggior successo nel campo del volo ad alta velocità. L'X-15 è stato fondamentale negli studi ipersonici, perché è stato il primo a testare l'elevato carico termico del volo ipersonico. Ha mostrato come fosse difficile superare gli effetti aerodinamici con le tecnologie disponibili in quel momento. La temperatura raggiunta è stata di circa 650°C, per questo motivo fu costruito con una speciale lega di nichel ad alta resistenza denominata Inconel X-750. Era un veicolo con equipaggio e i suoi piloti erano considerati degli astronauti per il tipo di volo e le altitudini. Il progetto X-15 è stato di grande aiuto per le attività di ricerca in molti campi come l'aerodinamica ipersonica, il rientro dallo spazio attraverso un *winged re-entry vehicle*, il riscaldamento aerodinamico, il trasferimento di calore e le attrezzature di supporto vitale. Le strutture, il sistema di propulsione e le tecniche di controllo sono state sviluppate appositamente per studiare il regime di volo ipersonico. Le prestazioni raggiunte dall'X-15 furono superate solo dallo Space Shuttle.

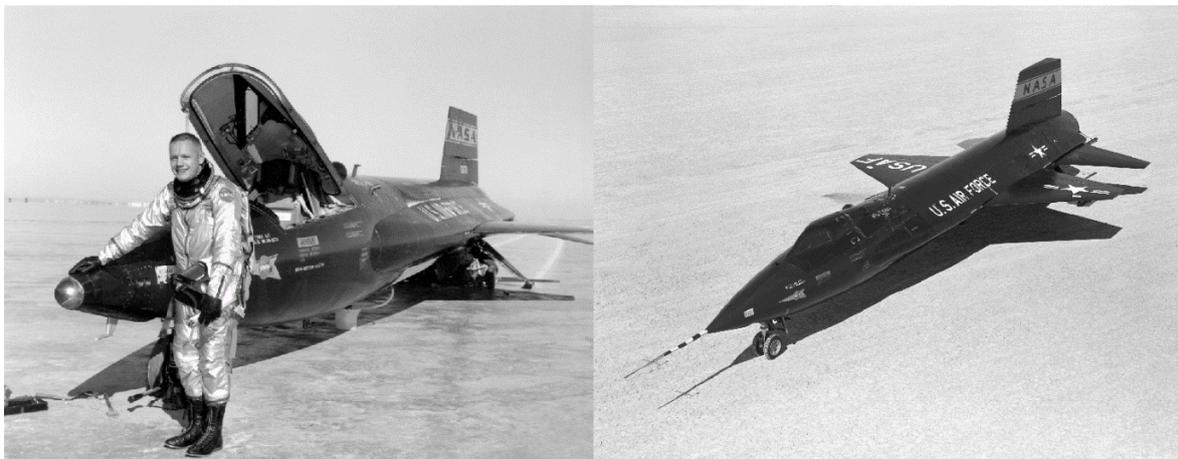


Figura 19 On the left Neil Armstrong next to North American X-15. First X-15 aircraft built on the right.

Nel 1957 iniziò lo sviluppo del Dyna-Soar (che sta per Dynamic-Soaring), un veicolo ipersonico *boostglide*. Si trattava di un programma multifase che mirava a progettare uno spaziplano in grado di bombardare, effettuare ricognizioni aeree, manutenzione di satelliti, *inceptor* e soccorso spaziale.

Successivamente a quei programmi, le ricerche tornarono a progettare dimostratori per testare le condizioni di volo ipersonico. I veicoli X-24A e X-24B non erano velivoli ipersonici ma mostravano come la configurazione *lifting-body* potesse rappresentare un'idea fattibile per i futuri aeroplani ad alta velocità.

I velivoli *lifting-body* sono stati utilizzati per addestrare i piloti a manovrare in modo corretto e progettati per tornare sulla Terra dopo una missione spaziale, atterrando in un sito definito come un comune aereo. Questi aeroplani non raggiunsero velocità ipersoniche ma furono utili per studiare l'aerodinamica dei *lifting-bodies aircrafts*. Anche la formazione dei piloti è stata un altro aspetto rilevante. Il programma X-24 ha aiutato anche per i primi studi sull'atterraggio dello Space Shuttle. Nello stesso periodo il programma Space Shuttle necessitava di maggiori finanziamenti e la ricerca in campo ipersonico proseguì più a rilento.



Figura 20 X-24 experimental vehicles

Lo Space Shuttle Orbiter è indubbiamente il più famoso e conosciuto RV-W di sempre. È meno noto che con il termine Space Shuttle non si intende soltanto il velivolo, ma l'intero sistema di lancio ed è composto da due razzi a propellente solido (*boosters*), un serbatoio esterno (*tank*) e il velivolo Orbiter. Il progetto fu avviato dalla NASA a partire dal 1969, in seguito al successo del programma Apollo. Il primo dei quattro test orbitali avvenne nel 1981, consentendo l'inizio operativo dello Space Shuttle nell'anno seguente. Lanciato dal Kennedy Space Center in Florida, consentì la messa in orbita del telescopio spaziale Hubble, della costruzione e manutenzione dell'I.S.S. (*International Space Station*), dello svolgimento di numerosi esperimenti in assenza di gravità e del lancio di numerosi satelliti e sonde interplanetarie. Dopo un totale di 135 missioni svolte in 1322 giorni, nel 2011 fu ritirato dal servizio. Gli Orbiter costruiti furono cinque in totale: Enterprise (1977), Columbia (1981), Challenger (1983), Discovery (1984), Atlantis (1985) ed Endeavour (1992). La configurazione era molto simile a quella di un comune aeroplano con ala a delta. La manovrabilità era garantita

da comandi di volo tradizionali attraverso superfici mobili. In sostanza, le superfici mobili funzionano come elevoni. Il comando di imbardata era garantito da un timone, montato su un impennaggio verticale singolo nella zona posteriore della fusoliera. L'intera struttura era in lega di alluminio, rivestita di materiale ablativo per sopportare le alte temperature della fase di rientro. Infatti, le piastrelle in ceramica schermavano i 1650°C sprigionati in tali condizioni. Come già citato, lo Space Shuttle era un sistema di lancio parzialmente riutilizzabile. Lo scopo, infatti, era quello di abbattere i tempi ed i costi manutentivi dei precedenti sistemi *Expendable*. Tuttavia, la manutenzione risultò eccessivamente onerosa: ogni singola mattonella veniva analizzata e ripristinata. Si stima che i tempi per rendere nuovamente operativo lo Space Shuttle erano circa di cento giorni dopo una missione. Sicché, a causa della lunga manutenzione prevista per le piastrelle dello scudo termico e per la costosa perdita del serbatoio esterno, lo Space Shuttle non risultò essere la soluzione ottimale.

A questo proposito, si stanno affermando nuove tipologie di velivoli, in grado di ovviare ai problemi appena esposti. Il profilo tipico di missione prevedeva un decollo verticale, con tutti i motori operativi. Questo era seguito da un'ascesa in cui si assiste alla separazione dei due razzi a propulsione solida dotati di un paracadute: il loro recupero avviene in mare. Lo sgancio del serbatoio principale, invece, non prevede il riutilizzo: si distruggeva con la discesa, per l'attrito con l'atmosfera. Successivamente alle operazioni orbitali, si aveva un de-orbitamento e la fase di rientro vera e propria concludendo la missione con un atterraggio planato non propulso. Durante la missione, quindi, si susseguivano tutti i regimi di volo, da subsonico ad alto ipersonico. Infatti, questo progetto, con il progetto X-15, può essere considerato una pietra miliare che ha aperto le frontiere del volo ipersonico.



Figura 21 Space Transportation System during lift-off



Figura 22 Columbia Space Shuttle Orbiter

A seguire, tra il 1982 e il 1985, nacque il programma NASP (*National Aereo SpacePlane*), un programma aeronautico integrato che mirava a progettare e costruire due velivoli di ricerca chiamati X-30. L'X-30 che era un velivolo a singolo stadio in orbita con decollo e atterraggio orizzontali. Secondo l'idea iniziale, questo veicolo avrebbe volato a Mach 25 utilizzando motori *air-breathing*. Negli anni Settanta, l'avvento del motore scramjet aveva prodotto effetti benefici per i velivoli ipersonici perché aveva un buon impulso specifico, anche se non poteva funzionare a un numero di Mach basso, quindi doveva essere utilizzato un motore ibrido. In questo programma sono stati condotti alcuni studi sui materiali ad alta temperatura: materiali carbonio-carbonio, leghe leggere di titanio e berillio e compositi in lega di titanio ad alta resistenza e resistenti alla corrosione. Il programma coinvolgeva le maggiori imprese aerospaziali degli Stati Uniti ma fu interrotto nel 1994 per l'alto costo e le difficoltà tecniche. È stato costruito solo un dimostratore concettuale in scala 1/3.

Con il passare degli anni, i componenti subirono una forte progressione tecnologica, consentendo il raggiungimento di velocità sempre maggiori. Per la precisione, in Germania, nel 1986, veniva lanciato un innovativo ed ambizioso progetto: il SAENGER T.S.T.O. Il suo nome deriva da Eugene Sänger, il pioniere del campo ipersonico insieme al progettista di Silbervogel. Il primo sviluppo era iniziato negli anni Sessanta. Il programma iniziale prevedeva un velivolo che potesse essere utilizzato sia come aereo passeggeri ipersonico sia come veicolo di lancio a due stadi per portare in orbita diversi carichi utili, compresi gli astronauti. L'interesse intorno al Saenger era aumentato, infatti, in quell'anno, il ministero tedesco decise di iniziare un'attività tecnologica riguardante esclusivamente i voli ipersonici. La ragione risiede nel fatto di beneficiare di velivoli più economici per l'accesso allo spazio, sostituendo in tal modo i sistemi *expendable* dei razzi e delle capsule o di quello del parziale sistema *reusable* dello Space Shuttle. Come già descritto, lo scopo principale era quello di abbattere i costi ed i tempi manutentivi. Ufficialmente il programma iniziò nel 1988 quando fu stabilita una prima configurazione iniziale. Il progetto è stato interrotto nel 1995 perché i costi sono molto più alti di quanto previsto e i risultati sono inferiori a quelli del lanciatore espandibile già operativo, l'Ariane 5.

L'X-33 è un progetto realizzato dalla NASA e da un gruppo di imprese guidato da Lockheed Martin. Si tratterebbe di un dimostratore suborbitale in grado di volare a Mach 15 (ridotto a Mach 12 dopo ulteriori studi). Aveva decollo verticale e atterraggio orizzontale. È stato sviluppato per testare il motore *aerospike*, il sistema di protezione termica metallica e i serbatoi

in materiale composito. Era un veicolo a pilotaggio autonomo. I problemi con questo progetto arrivarono presto. Ci sono stati alcuni guasti nei serbatoi del carburante e questo ha aumentato il costo complessivo. Questi aspetti hanno interrotto il programma. La caratteristica più interessante di questo veicolo era la configurazione *all-body*.

L'X-38 era un dimostratore di veicoli di salvataggio dell'equipaggio per la Stazione Spaziale Internazionale. È stato progettato dalla NASA, ma il programma è stato interrotto nel 2002. Aveva un design *lifting-body* e utilizzava un sistema di paracaduti per l'atterraggio. Il costo di sviluppo era stato ridotto in modo significativo utilizzando attrezzature standard e tecnologie disponibili (il costo finale era un quarto di quello originariamente stimato). Uno degli aspetti più interessanti del programma sono i materiali utilizzati: si trattava di un guscio realizzato in materiali compositi come fibra di vetro e grafite epossidica e rinforzato con acciaio e alluminio. La cabina pressurizzata per l'equipaggio è stata realizzata in alluminio. Il sistema di protezione termica copriva il compartimento dell'equipaggio e la fusoliera. Era realizzato con materiali simili allo Space Shuttle, ma più resistenti: tegole di carbonio e silice metallica per le parti più calde e materiale flessibile simile a una coperta per quelle più fredde.

Un motore scramjet è stato testato in volo per la prima volta a bordo dell'X-43 americano. L'X-43 *Hypersonic Experimental Vehicle*, conosciuto anche come Hyper-X è un velivolo senza pilota alimentato da un motore scramjet, famoso per essere stato il primo veicolo *air-breathing* ad aver raggiunto la velocità ipersonica e anche il velivolo più veloce della storia dell'aviazione. Nel 2004, infatti, l'X-43 ha raggiunto in due diversi voli effettuati a marzo ed ottobre rispettivamente la velocità di Mach 6.8 e Mach 9.6 volando a circa 33.000m di quota. Il programma Hyper-X è stato fondamentale per la NASA per consolidare le conoscenze acquisite sulla tecnologia scramjet dopo decenni di ricerca, dando un contributo importante per gli sviluppi futuri. In effetti, le applicazioni dei motori Scramjet includono futuri missili ipersonici, aeroplani ipersonici, il primo stadio di veicoli di lancio riutilizzabili a due stadi in orbita e veicoli di lancio riutilizzabili a singolo stadio in orbita.



Figura 23 X-43 Hypersonic Experimental Vehicle

Dai primi dimostratori e prototipi della storia del volo ipersonico c'è stato un grande passo avanti sotto gli aspetti delle tecnologie, dei materiali, del design e dei requisiti della missione. La costruzione degli aerei X-Models è ancora in corso oggi. L'USAF si unisce ad altri partner, come la NASA o la Boeing, per costruire velivoli per la valutazione della tecnologia ipersonica. Nel 2013, l'X-51 *Waverider*, un velivolo dimostrativo scramjet, raggiunse Mach 5 e volò a

questa velocità per 143 secondi. Questa performance è stata il record del volo ipersonico con motori *air-breathing*. Ciò dimostra che le tecnologie stanno raggiungendo il giusto livello di maturità per un volo ipersonico.

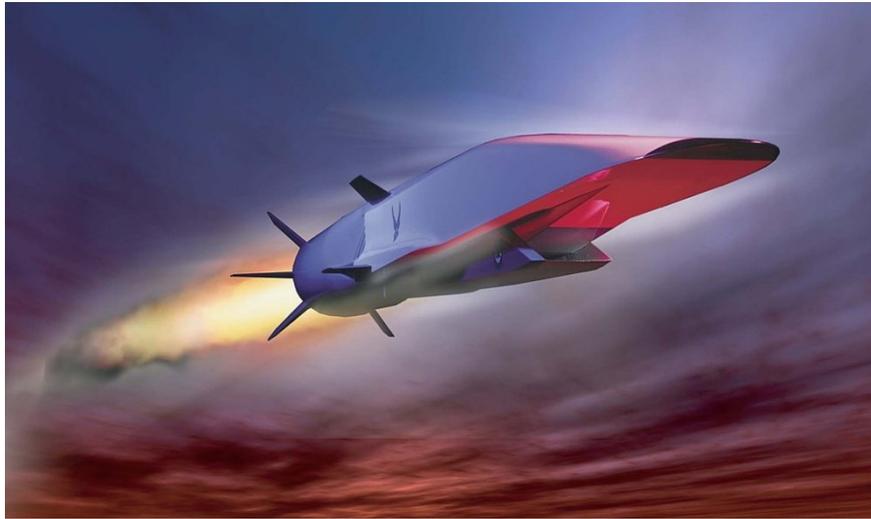


Figura 24 Boeing X-51 WaveRider

5.4. Progetti HST attuali e futuri

Già nei primi anni duemila, guardando l'elevato tasso di crescita dei passeggeri internazionali e le sue previsioni, le varie aziende del settore aerospaziale ha compreso l'importanza del trasporto ipersonico come chiave per soddisfare la necessità di viaggiare su lunghe rotte internazionali in tempi ridotti.

Al di là dei velivoli sviluppati per scopi sperimentali, per applicazioni militari o spaziali, sempre più attenzione viene data all'esplorazione dei concetti di trasporto commerciale ad alta velocità. Dopo che il trasporto commerciale supersonico (SST) è stato sperimentato grazie all'aereo passeggeri Concorde, diverse aziende e diversi paesi stanno attualmente lavorando non solo per sviluppare tecnologie SST più convenienti e sostenibili, ma anche e soprattutto per indagare sulle opportunità che consentiranno il trasporto ipersonico (HST).

Prima di parlare di alcuni dei progetti HST nel mondo, è importante notare che questo tipo di ricerche è strettamente connesso ad altri temi, tra cui le tecnologie di rientro atmosferico, l'accesso estensivo allo spazio e il turismo spaziale, pertanto, le ricerche nel campo dell'HST e le ricerche in altri campi simili dovranno trarre vantaggio reciproco.

. Questa sezione si propone di dare una panoramica di alcune di queste ricerche, dei relativi concetti di aeromobile, dei risultati conseguiti e possibili sviluppi futuri. Successivamente si presenteranno con particolare attenzione i progetti europei che rappresentano il patrimonio su cui si sta realizzando il Progetto H2020 STRATOFly.

5.4.1. Skylon

Lo Skylon è un progetto di REL, società britannica Reaction Engines Limited. Si tratta di uno spaziplano *unmanned*, ossia non vi è la presenza di equipaggio a bordo, in grado di raggiungere l'orbita terrestre bassa (LEO) con un solo stadio (SSTO, *Single Stage To Orbit*), decollando ed atterrando come un aeroplano convenzionale.

Il progetto nasce inizialmente nel 1982 nel programma H.O.T.O.L. dalla collaborazione reciproca della Rolls Royce con la British Aerospace. In quel periodo si cercava, infatti, di sviluppare sistemi in grado di abbattere i tempi ed i costi manutentivi. In particolare, si ricercava un dispositivo completamente riutilizzabile, in grado di raggiungere numeri di Mach compresi tra cinque e sei volte l'unità. Tuttavia, nel 1986 il programma non fu più sovvenzionato e si dovette aspettare il novembre del 2012, con la pubblicazione di uno studio dell'ESA (*European Space Agency*). Quest'ultimo ha validato gli studi di Alan Bond, Richard Varvill e John Scott sulla nuova tecnologia propulsiva SABRE, anch'essa progettata dalla Reaction Engines.

I motori impiegati, sono due S.A.B.R.E. (*Synergistic Air-Breathing Rocket Engine*), progettati anch'essi dalla Reaction Engines. Sono a ciclo combinato, ossia in grado di funzionare sia come esoreattori che come endoreattori. In particolare, nelle fasi iniziali della missione, in cui la densità dell'aria è decisamente alta e le velocità relativamente basse, sfruttano l'ossigeno presente nell'ambiente esterno. Viceversa, ad alte quote e numeri di Mach, le prestazioni si degradano a tal punto che, per mantenere un corretto funzionamento, l'ossigeno consumato viene prelevato da quello liquido stivato nei serbatoi. Inoltre, un preraffreddatore abbatte la temperatura del flusso in ingresso al compressore, ciò risulta necessario per il calore sprigionato alle velocità ipersoniche. Il carburante utilizzato è composto da una miscela di idrogeno e ossigeno, immagazzinati allo stato liquido, nei serbatoi della fusoliera. Quest'ultima ha una lunghezza superiore agli ottanta metri, per un diametro di quasi sette. Il motivo è la bassa densità dell'idrogeno liquido, che comporta ingenti volumi. La struttura della fusoliera è reticolare: elementi in fibra di carbonio, rinforzati con barre trasversali, contrastano gli sforzi torsionali ed i carichi di punta. Il tutto è protetto da un guscio composito ceramico per resistere alle alte temperature. Il payload è stivato nella zona centrale della fusoliera ed attualmente sono in fase di studio diverse configurazioni.

Il primo volo era inizialmente previsto per l'anno 2019, mentre nel 2022 avrebbero dovuto iniziare i voli con attracco verso la Stazione Spaziale Internazionale, ma i finanziamenti ricevuti non sono stati sufficienti o sono stati dedicati esclusivamente allo sviluppo del SABRE impedendo quindi uno sviluppo parallelo al motore dello spaziplano. Il primo volo di prova senza equipaggio è previsto nel 2025. Il costo del *Life Cycle Program* dello Skylon è stimato in 12 miliardi di dollari.

In Figura 25 è possibile apprezzare le caratteristiche della versione più recente.



Figura 25 Skylon with SABRE cutaway

5.4.2. SpaceLiner

Il concetto SpaceLiner è stato originariamente proposto dal Centro aerospaziale tedesco (DLR) ed è oggetto di studio dal 2005, con lo scopo principale di fornire un trasporto spaziale sostenibile a basso costo verso l'orbita. Lo SpaceLiner è un veicolo di trasporto suborbitale sperimentale ipersonico a propulsione a razzo a propellente liquido. La configurazione standard è composta da due stadi completamente riutilizzabili, un booster senza pilota e un orbiter da 50 passeggeri, mentre una variante estesa è progettata per ospitare fino a 100 passeggeri. La missione di riferimento dovrebbe coprire la distanza tra l'Europa occidentale e l'Australia (da Bruxelles a Sidney) in un volo di 90 minuti con una velocità di crociera di 20 Mach e un'altitudine massima di 80 chilometri. È allo studio anche una rotta alternativa tra l'Europa occidentale e la costa occidentale del Nord America. Questa nuova applicazione per lanciatori ha il potenziale per rivoluzionare il trasporto spaziale e potrebbe consentire viaggi a velocità *long-haul* tra due principali agglomerati sulla Terra, riducendo notevolmente il tempo di volo. Tuttavia, il numero di lanci all'anno dovrebbe essere fortemente aumentato per consentire una drastica riduzione dei costi operativi e di produzione. Al decollo i due stadi sono disposti in parallelo, con lo stadio passeggeri che è fissato sopra il booster. La prima parte del volo viene effettuata utilizzando nove razzi alimentati con ossigeno liquido LOX e idrogeno liquido LH2. Le due tappe si separano al termine della salita, quando il motore principale viene spento. La separazione degli stadi avviene a Mach 12.5. Lo stadio superiore continua la missione con un volo parabolico in planata ad alta velocità verso la sua destinazione. Il booster, invece, inizia una discesa non alimentata verso la Terra. Alcune configurazioni sono state sviluppate in DLR negli ultimi anni e la più recente è rappresentata dallo SpaceLiner 73 rappresentato in Figura 23. Nella configurazione presentata è implementato un sistema di fuga per espellere il vano di carico utile in caso di emergenza. Il progetto, iniziato nel 2005, ha terminato la Fase A di Conceptual design con il dimensionamento dei principali sottocomponenti in condizioni nominali e fuori nominali.

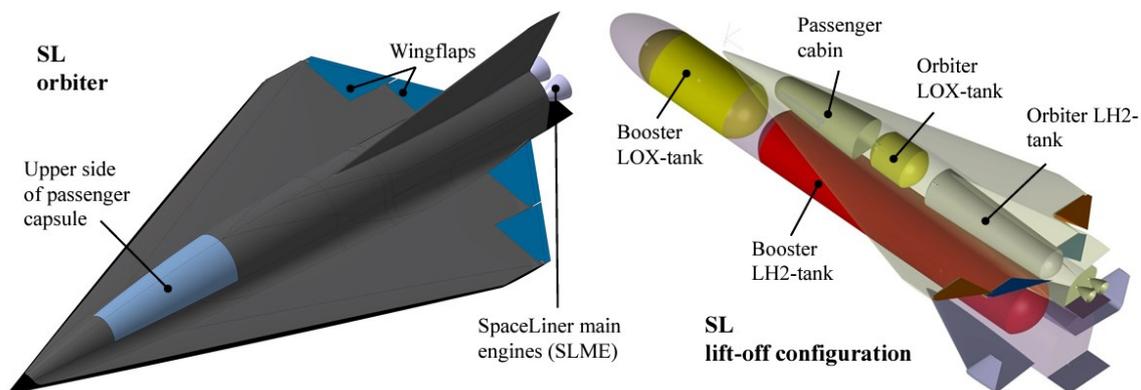


Figura 26 SpaceLiner updated configuration

5.4.3. Sky Frontier

La Japan Aerospace Exploration Agency, JAXA, sta attualmente lavorando ad un concetto di un aereo passeggeri ipersonico con il progetto *Sky Frontier*. L'obiettivo principale della ricerca è lo sviluppo di un motore turbogetto ipersonico, alimentato da idrogeno liquido, in grado di funzionare dal decollo alla crociera a Mach 5. La ricerca e lo sviluppo di JAXA in questo campo include anche l'analisi dei sistemi del velivolo ipersonico, il design aerodinamico, lo studio della resistenza al calore e altre importanti caratteristiche. Infatti, per risolvere la problematica della temperatura elevata (superiore ai 1000°C) nella zona di

aspirazione, gli ingegneri hanno pensato di aggiungere un preraffreddatore per ridurre la temperatura a circa 300°C. In questo modo, il seguente combustore può funzionare in maniera ottimale. Il concept design risultante è rappresentato nella Figura 24. L'aereo a forma piatta è progettato per essere lungo 90 metri e largo circa 10 metri, per ospitare 100 passeggeri volando ad una quota di circa 25 km. Secondo i vincoli di progetto, l'aereo è in grado di trasportare passeggeri fino a 9000 Km di distanza dal punto di partenza con l'obiettivo di collegare ogni punto della terra in meno di 4 ore. JAXA sta conducendo esperimenti sulla propulsione e l'aerodinamica utilizzando modelli in scala ridotta, e il Giappone mira a collaborare con altri progetti americani ed europei nello stesso campo per contribuire alla realizzazione dell'HST.

Nello stesso programma, il progetto D-SEND mira a ridurre i "sonic booms" grazie a un'adeguata configurazione della cellula. Sebbene questo studio sia condotto su velivoli supersonici, in futuro sarà degno di velivoli ipersonici.



Figura 27 Illustration of the Jaxa's design concept Sky Frontier

5.4.4. Boeing Hypersonic aircraft

Negli Stati Uniti, in passato la NASA ha svolto molte ricerche in merito concetti di trasporto ipersonico commerciale che sono stati di interesse per progetti futuri. Al giorno d'oggi, aziende private come Boeing stanno lavorando allo sviluppo di concetti HST. Al Farnborough Air show nel luglio 2018, Boeing ha affermato che il concept di velivolo ipersonico, rappresentato nella Figura 25, potrebbe essere in volo tra 20 e 30 anni. Questo velivolo può essere utilizzato sia applicazioni commerciali sia per missioni militari e sarà in grado di viaggiare a velocità superiori a Mach 5 grazie a un "motore turbofan opportunamente modificato" o un propulsore a ciclo combinato TBCC.



Figura 28 Rendering of the Boeing design concept of hypersonic

5.4.5. Halcyon

Hermeus Corporation è una startup americana di Atlanta, in Georgia, focalizzata sullo sviluppo di aerei di linea ipersonici commerciali [77].

La società è stata fondata nel 2018 e nel 2021 la società ha firmato un accordo Space Act con la NASA per la ricerca e lo sviluppo di velivoli ad alta velocità.

Il primo velivolo in costruzione è un prototipo a pilotaggio remoto chiamato Quarterhorse. Il velivolo in fase di sviluppo dovrebbe volare a Mach 5 con un'autonomia di 7.400 km. Per la propulsione il Quarterhorse utilizza Chimera, un sistema a ciclo combinato TBCC – *Turbine-Based Combined Cycle*. Un sistema TBCC combina un ramjet/scramjet con turbogetto con post-combustore più tradizionale. La parte della turbina convenzionale del TBCC di Hermeus è un turbogetto General Electric J85, un motore popolare utilizzato in vari velivoli. “Utilizzando la nostra tecnologia di preraffreddamento, abbiamo preso un motore a turbina a gas standard e lo abbiamo fatto funzionare più velocemente del famoso SR-71. Inoltre, abbiamo spinto il ramjet in condizioni di velocità Mach 4 e 5, dimostrando la piena capacità di propulsione ipersonica. “, ha affermato Glenn Case, CTO di Hermeus. Una configurazione TBCC consentirebbe a un aeromobile di decollare e atterrare su una pista come qualsiasi altro velivolo utilizzando il suo normale turbogetto, e potrebbe utilizzare il suo ramjet o scramjet durante la fase di crociera [77].

Hermeus spera di iniziare effettivamente a testare in volo questo progetto, con l'aiuto dell'aeronautica militare americana, già dal prossimo anno. La società aveva annunciato lo scorso agosto di aver ottenuto circa 60 milioni di dollari in finanziamenti dall'US Air Force e da altre aziende per supportare il programma di test di volo del Quarterhorse. L'US Air Force ha investito in Hermeus non solo per uno sforzo più ampio nell'esplorazione dei potenziali concetti futuri di velivoli da trasporto executive supersonici ed ipersonici ma anche perché le varie tecnologie in gioco potrebbero certamente avere altre applicazioni.



Figura 29 Hermeus Product Roadmap

Il 17 novembre 2022, il motore turbogetto Chimera di Hermeus ha eseguito con successo una transizione dalla modalità turbojet alla modalità ramjet in un volo ipersonico simulato. Secondo Hermeus, questo test è considerato notevole per dimostrare la velocità e l'efficienza con cui è stato sviluppato il motore Chimera (21 mesi con un budget di 18 milioni di dollari).

Hermeus prevede di avere il suo primo prototipo di Quarterhorse pronto per il volo entro il 2023. Successivamente, passerà alla costruzione di uno chiamato Darkhorse. "Quarterhorse effettivamente è la più piccola cellula possibile per testare in volo il nostro motore, Chimera, in tutte le modalità di funzionamento e numeri di Mach", ha detto il COO Skyler Shuford alla CNBC [77]. "Darkhorse sarà in grado di sostenere un volo ipersonico e sarà in grado di trasportare merci o carichi utili". Tutto ciò sarà il preambolo dell'aereo ipersonico da 20 posti della compagnia: Halcyon, rappresentato in Figura 27.

Poiché i regolamenti rendono ancora "illegale" viaggiare a velocità superiori a quelle supersoniche via terra, Halcyon potrebbe essere limitato a volare su rotte transatlantiche dato che il range previsto di circa 4.000 miglia nautiche non è sufficiente per le rotte transpacifiche. Ma è anche possibile che la FAA riveda le normative per tenere conto della tecnologia odierna più silenziosa, sostituendo il limite di velocità con una limitazione del rumore dovuto ai *sonic booms*.

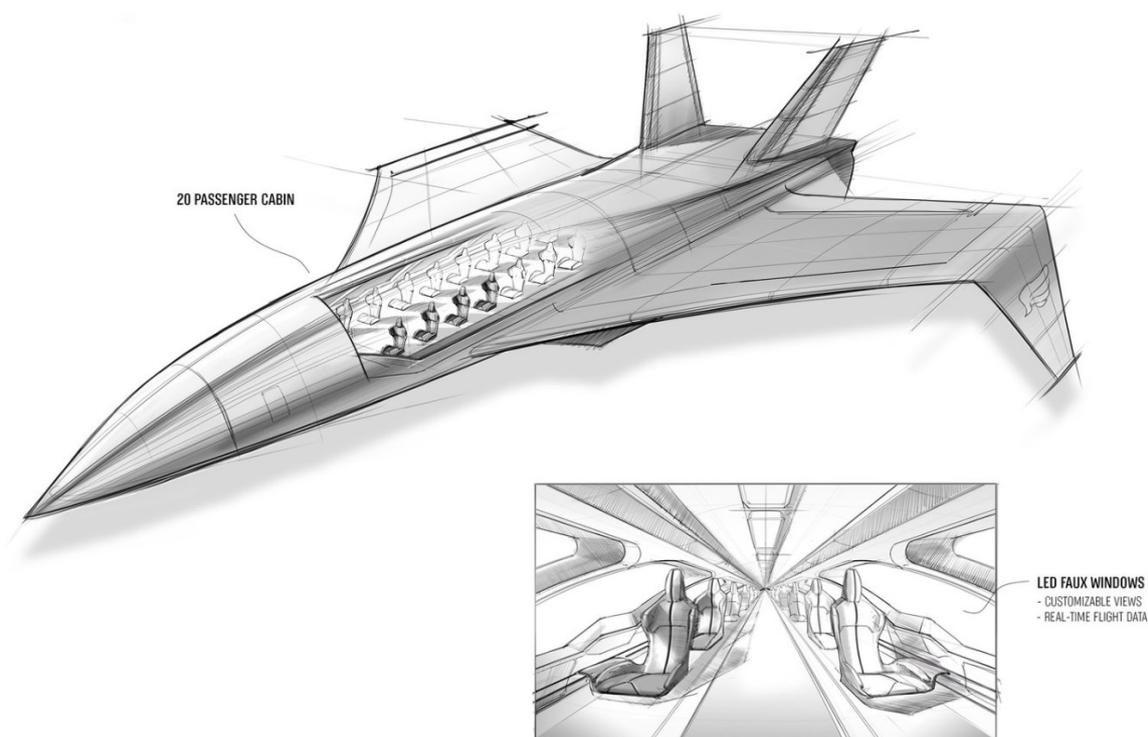


Figura 30 Halcyon Concept

5.4.6. Stargazer

Venus Aerospace è una deep tech startup in fase iniziale. Fondata da Sarah Duggleby e dal dott. Andrew Duggleby, Venus mira a sviluppare un velivolo commerciale ipersonico capace di raggiungere Mach 9. Con l'obiettivo a lungo termine di rendere il trasporto globale una realtà conveniente, il team Venus Vehicle Engineering ha lavorato al progetto Stargazer sin dalla fondazione dell'azienda nel 2020. Venus Aerospace ha presentato il suo concept, allegando dei rendering del velivolo, all'Up.Summit di Bentonville, in Arkansas.

Questo, per inciso, è anche il primo concept della startup, che in parallelo ha annunciato anche un drone con le stesse prestazioni.

Su questa realtà aziendale vi è stato uno sforzo finanziario di relevantissima entità. Supportata da un milione di dollari di contributi statali e da capitali privati, Venus è riuscita ad elevare a 33 milioni di dollari il budget operativo per questa prima fase. I capisaldi della sua filosofia e della sua sfida sono tre: zero emissioni grazie a una nuova generazione di propulsori; soluzioni aerodinamiche innovative; criteri rivoluzionari nel meccanismo di raffreddamento. Questo pacchetto tecnologico è messo a disposizione di Stargazer, sia nella declinazione del drone sia in quella del velivolo destinato a usi civili. Entrambe le versioni dovranno essere in grado di decollare e atterrare in regime subsonico da normali aeroporti. Tra questi due momenti ci sarà la fase di crociera in regime di volo ipersonico. Più nel dettaglio: l'aereo accelererà fino a Mach 9 e raggiungerà una quota di 170 mila piedi, pari a 51.800 metri. Il peso massimo al decollo sarà di 60 tonnellate. Le dimensioni annunciate sono di 46 metri come lunghezza e di 30,5 metri apertura alare. La prima versione dell'aereo, rappresentata in Figura 28, è pensata per trasportare 12 passeggeri.

Venus Aerospace è infatti diventata la prima azienda al mondo a far funzionare combustibili liquidi immagazzinabili a temperatura ambiente in un motore a razzo a detonazione rotante (*rotating detonation rocket engine* - RDRE). La detonazione rotante significa che la combustione supersonica avviene continuamente all'interno del motore: una o più detonazioni si muovono continuamente attorno a un canale anulare. Il carburante e l'ossidante vengono iniettati nel canale, normalmente attraverso piccoli fori o fessure. La detonazione viene avviata nella miscela carburante/ossidante da una qualche forma di accenditore. Dopo aver avviato il motore, le detonazioni sono autosufficienti. Una detonazione accende la miscela carburante/ossidante, che rilascia l'energia necessaria per mantenere la detonazione. Nella combustione detonativa, l'onda d'urto si sviluppa a velocità supersonica. La combustione detonativa è teoricamente più efficiente della combustione deflagrativa convenzionale fino al 25%. Un tale aumento di efficienza consentirebbe di ottenere significativi risparmi di carburante. Gli svantaggi includono instabilità e rumore.

Venus Aerospace fin qui ha progettato e costruito un motore dimostrativo, ha avviato studi fondamentali nelle gallerie del vento ipersoniche e ha cominciato test a terra allo Spaceport di Houston. Per il 2023 sono invece programmati voli subsonici e supersonici con un drone in scala. Se tutto andrà per il verso giusto, il vero Stargazer sarà realtà in un futuro più vicino. I test del motore sono stati completati in tre mesi presso il quartier generale della Venus Aerospace, situato nello Spaceport Houston, attraverso un banco di prova progettato realizzato ad hoc.

Dimostrare questa tecnologia è un passo fondamentale per portare i viaggi commerciali ad alta velocità al grande pubblico in un certo numero di anni. "Venus Aerospace continua a impressionarmi sia con il suo approccio intenzionale alla progressione tecnologica sia con l'abbattimento del rischio operativo in anni, non decenni", afferma Jim Bridenstine, ex amministratore della NASA, aviatore militare e membro del Congresso degli Stati Uniti. "Questa importante pietra miliare per quanto riguarda la tecnologia del motore a razzo a detonazione rotante rappresenta un progresso chiave verso i sistemi di volo reali, sia per le applicazioni di difesa che per i viaggi commerciali ad alta velocità. L'azienda ha raggiunto importanti obiettivi attraverso la costruzione di un team qualificato e di un'esperienza lavorativa di caratura internazionale, finalizzando la possibilità di trasporto ipersonico ma anche ponendo attenzione ai test di volo, alla certificazione, alla sicurezza e alla produzione.

"Ora disponiamo sia delle conoscenze tecniche che dell'ingegneria per avanzare completamente nelle fasi successive dello sviluppo e dei test di volo", afferma il dott. Andrew

Duggleby, CTO e co-fondatore di Venus Aerospace. “In parallelo, abbiamo migliorato le nostre tecnologie aerodinamiche, avioniche e di gestione del calore. Ora è il momento di iniziare a mettere insieme tutti i pezzi, prima con il nostro piccolo drone Mach 5, e infine con il Mach 9 "Stargazer", il nostro aereo passeggeri, che avrà un duplice utilizzo sia per applicazioni commerciali che militari", afferma Duggleby. Il primo test a terra di Stargazer non dovrebbe avvenire prima del 2025 e ci sarebbero "non meno di cinque anni di test di volo per garantire sicurezza, affidabilità e prestazioni", ha aggiunto.

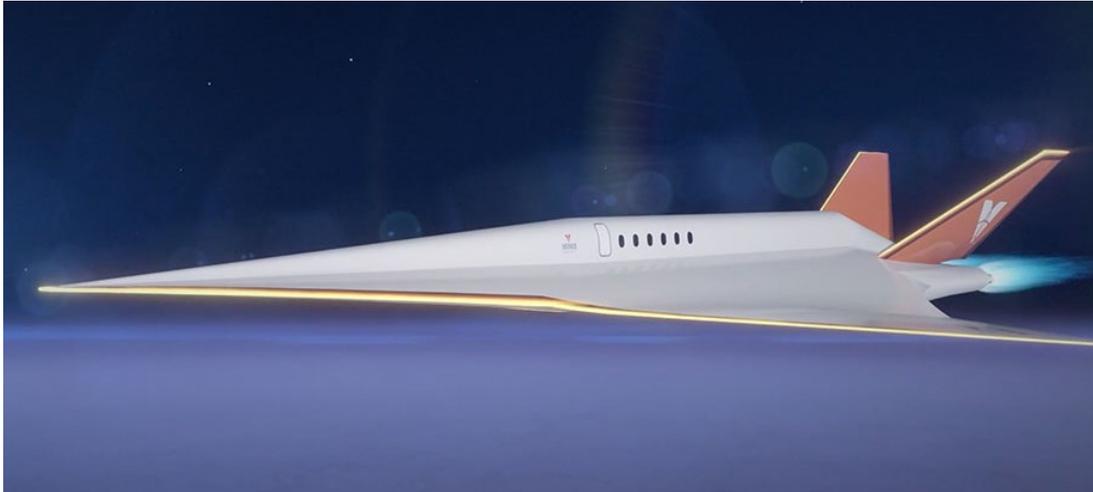


Figura 31 Stargazer rendering

5.4.7. HyPlane



Figura 32 HyPlane, a hypersonic executive jet rendering

Lo sviluppo di un grande velivolo ipersonico commerciale, caratterizzato da centinaia di tonnellate di peso e in grado di trasportare a bordo centinaia o più passeggeri, sembra essere un compito molto complesso e, a tal fine, sono necessari ancora molti sforzi e tempo prima di vederlo tipo di aereo nel cielo. Per tale ragione, molte ricerche sono state fatte con l'obiettivo di studiare soluzioni più "piccole" e meno dispendiose, come jet ipersonici executive, che potrebbero essere più fattibili e potrebbero, al contempo, richiedere meno tempo per la realizzazione. È il caso di HyPlane, rappresentato nella Figura 29, un business jet in grado di volare nella stratosfera, ad una velocità di Mach 4 - 6, portando a bordo sei passeggeri. Il sistema di propulsione è basato su motori a razzo/turbina a ciclo combinato. L'aereo sarebbe in grado di eseguire il decollo e l'atterraggio in orizzontale utilizzando aeroporti comuni. Il progetto è stato realizzato all'interno dell'Ateneo di Napoli Federico II in Italia, in collaborazione con la società Trans-Tech.

Savino R., coordinatore del progetto, afferma che il passo prima della realizzazione effettiva di un grande e complesso sistema di trasporto ipersonico sarà rappresentato dallo sviluppo di soluzioni più piccole, come un aereo ipersonico delle dimensioni di un executive jet, che possono avvalersi di precedenti esperienze nell'aviazione generale e rappresentare l'occasione per testare e dimostrare nuove tecnologie nei campi della propulsione *air-breathing* ad alta velocità, dell'aerodinamica, dei materiali e delle strutture

Pertanto, in futuro, sarebbe più facilmente concepibile la realizzazione di un tale tipo di jet prima di vedere effettivamente nel cielo grandi velivoli commerciali ipersonici. Questa soluzione più piccola e semplice, tuttavia, può rappresentare l'iniziatore del futuro trasporto ipersonico, offrendo l'opportunità di testare nuove tecnologie non solo per applicazioni di volo ad alta velocità, ma anche per l'accesso allo spazio e turismo spaziale. HyPlane è un esempio dell'enorme numero di ricerche e progetti che si stanno svolgendo in Europa nel campo delle tecnologie di volo ipersoniche. Di seguito viene fornita una panoramica dei progetti più rilevanti co-fondati dalla Comunità Europea.

5.5. Hypersonic Technology EU Co-Funded Projects

L'Europa ha mostrato molto interesse allo sviluppo di nuovi concetti e tecnologie nel campo del trasporto ipersonico, co-fondando diversi progetti. I risultati raggiunti da tali progetti rappresentano la base su cui attualmente si sta portando avanti STRATOFly, il progetto europeo su cui si basa questa Tesi.

Ogni progetto co-fondato dall'UE nel campo del trasporto ipersonico è stato focalizzato su un particolare aspetto e sviluppo tecnologico che rappresenta una questione critica per la futura realizzazione di un velivolo ipersonico. È stato intrapreso un approccio incrementale. Andando in ordine cronologico, i principali progetti realizzati sono LAPCAT-I e LAPCAT-II, ATLLAS-I e ATLLAS-II e FAST20XX e HEXAFly [37] [38] [39] [40] [67] [68] .

Il progetto LAPCAT è iniziato nel 2005 sotto la guida di ESA ESTEC, che ha coordinato dodici partner tra industrie, università e centri di ricerca. L'obiettivo principale di LAPCAT (*Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies*) era progettare concetti di propulsione per il volo ipersonico sostenibile. L'idea è quella di ridurre i tempi di volo e raggiungere in poche ore una città agli antipodi del mondo, ottenendo come risultati due diversi concetti di velivoli ipersonici relativi rispettivamente a un veicolo Mach 5 e Mach 8.

Il progetto LAPCAT-II, avviato nel 2008, sfruttando l'eredità dei risultati raggiunti dal suo predecessore, il progetto LAPCAT-I, ha continuato a studiare possibili soluzioni di propulsione ad alta velocità per un aereo passeggeri ipersonico e ha realizzato come risultato importante il concetto di velivolo LAPCAT MR2 che rappresenta il punto di partenza su cui il progetto STRATOFly è stato sviluppato.

I progetti ATLLAS I e II sono stati condotti dal 2006 con l'obiettivo di sviluppare concetti innovativi di materiali leggeri e resistenti al calore da utilizzare come componenti di un futuro velivolo ipersonico.

Un altro importante progetto realizzato con la collaborazione di fondi europei nel campo del trasporto ipersonico è FAST20XX. Questo progetto, iniziato nel 2009, mirava a esplorare il confine tra aviazione e spazio indagando sui veicoli suborbitali. L'obiettivo principale, tuttavia, era l'identificazione e la padronanza delle tecnologie critiche per tali veicoli piuttosto che lo sviluppo del veicolo stesso. Come risultato importante del progetto, è stato sviluppato il concetto di veicolo suborbitale SpaceLiner trattato precedentemente nella sezione 4.4.1. Il

concetto SpaceLiner è stato introdotto dal Centro aerospaziale tedesco (DLR) e poi migliorato nell'ambito del progetto FAST20XX.

Al fine di convalidare e testare le tecnologie ad alta velocità per i voli futuri, nel 2014, è nato l'*HighSpeed Experimental Fly Vehicles – International* (HEXAFLY-INT). Il progetto ha come obiettivo quello di validare in volo alcune delle tecnologie chiave del volo ipersonico (fino a Mach 8) trans-atmosferico per un futuro utilizzo in capsule, spaziplani per il rientro atmosferico e jet ipersonici per il trasporto commerciale e civile. Il veicolo sperimentale è costituito da due moduli: l'*Experimental Flight Test Vehicle* (EFTV) e l'*External Support Module* (ESM). I principali campi di ricerca sono stati divisi in sei macroaree: concept design di velivolo ad alta velocità per valutare le performance generali in termini di efficienza di crociera, autonomia, equilibrio aero-propulsivo, integrazione aerotermico-strutturale; aerodinamica ad alta velocità, manovrabilità e stabilità; propulsione ad alta velocità compresi fenomeni quali combustione ad alta velocità, processi di miscelazione ad iniezione; materiali e strutture ad alta temperatura, concetti di raffreddamento attivo/passivo, aspetti di riusabilità in termini di ossidazione e fatica; controllo di volo ad alta velocità che richiede test in tempo reale di GNC (*Guidance Navigation Control*) in combinazione con tecnologie HMS / FDI (*Health Monitoring Systems* / Rilevamento e isolamento dei guasti); impatto ambientale ad alta velocità concentrato sulle tecniche di riduzione del boom sonico e sulla sensibilità delle emissioni ad alta quota di H₂O, CO₂, NO_x sulla stratosfera.

I risultati più importanti ottenuti dai progetti sopra elencati sono convogliati nei progetti STRATOFly e More&Less supportati del programma H2020. Horizon 2020 è un programma di finanziamento creato dalla Commissione europea, organo amministrativo dell'Unione europea, per sostenere e promuovere la ricerca nello spazio europeo della ricerca (ERA). È l'ottavo dei programmi per la ricerca e lo sviluppo tecnologico e l'innovazione. Di seguito saranno discussi i progetti LAPCAT. Particolare attenzione sarà data al progetto LAPCAT-II poiché è di estrema importanza ai fini di questa Tesi.

5.6. LAPCAT Projects

Il progetto LAPCAT-I è stato realizzato tra il 2005 e il 2008 grazie alla cooperazione di diverse industrie, istituti di ricerca e università coordinati dal Centro europeo di ricerca e tecnologia spaziale ESTEC-ESA. La sfida principale del progetto era la propulsione air-breathing sostenibile ad alta velocità per ridurre significativamente il tempo di percorrenza a lunga distanza a prezzi accessibili. Quindi, l'attenzione è stata rivolta all'ottimizzazione dell'integrazione cellula/motore, agli scambiatori di calore, agli esperimenti di combustione supersonica e allo sviluppo di modelli. A causa del relativo accoppiamento di questioni aerotermodinamiche dell'ingresso del sistema di propulsione con quelle dell'intero veicolo, la progettazione del veicolo è stata effettuata in combinazione con la progettazione del motore. In particolare, è possibile definire questo progetto come "*technology pushed*".

I turboreattori tradizionali non possono sostenere queste velocità e carichi termici. Non sono in grado di operare a tali altitudini. Possono essere sostituiti da diversi tipi di sistemi di propulsione. In particolare, oltre ai motori a razzo, possono essere sfruttati motori air-breathing avanzati, che utilizzano diversi cicli combinati come TBCC e RBCC, *Turbine Based Cycle* e *Rocket Based Cycle*.

Il primo concept di velivolo ipersonico, ottenuto come uno dei risultati del progetto LAPCAT-I, è relativo a un veicolo Mach 5, con un MTOW di 400 tonnellate, in grado di trasportare 300 passeggeri in rotte antipodali. Questo veicolo, chiamato LAPCAT-A2 e

rappresentato in Figura 30, è stato sviluppato principalmente da ReactionEngines, una delle istituzioni industriali che hanno preso parte al progetto.

Il sistema propulsivo del LAPCAT A2, eseguito da quattro motori, è legato a un ciclo combinato a turbina (TBCC), alimentato da idrogeno liquido denominato Scimitar. I motori Scimitar utilizzano la tecnologia dei motori SABRE ma adattata a questo segmento di volo. Questo motore è un *turboramjet* ad alto rapporto di by-pass (4:1) con una buona efficienza sia in condizioni ipersoniche che subsoniche rispettando le normative per gli aeroporti convenzionali. Una delle caratteristiche fondamentali di questo motore è l'utilizzo di un preraffreddatore, ovvero uno scambiatore di calore posto dopo la presa d'aria che trasferisce il calore dall'aria all'ingresso del motore al combustibile criogenico, rendendo il fluido compatibile con le condizioni ottimali di combustione.



Figura 33 LAPCAT A-2 configuration

Il carburante è l'idrogeno liquido perché è l'unico propellente in grado di raggiungere il volo agli antipodi per il suo alto contenuto di energia specifica. Sfortunatamente, è criogenico con un punto di ebollizione molto basso, una bassa densità e un volume richiesto intrinsecamente alto. I serbatoi per lo stoccaggio dovrebbero essere più pesanti e con un volume maggiore di un jet subsonico. Per questo motivo non pare sia possibile utilizzare il volume alare come negli aerei convenzionali perché troppo piccolo. I serbatoi di LH2 quindi sono integrati in fusoliera assolvendo alla funzione di refrigerare il compartimento dedicato al payload. Un altro aspetto critico per i motori ipersonici è l'impatto ambientale. In particolare, è importante controllare la produzione di NOx che danneggiano severamente l'Ozono. L'attuale configurazione dello Scimitar non è "rispettosa" dell'ambiente, perché comporta una produzione significativa di NOx. Alcune modifiche per migliorare le emissioni possono ridurre le prestazioni, ma sono allo studio per evitare problemi e limitazioni ambientali.

Nel caso di veicolo ipersonico, va considerato che i percorsi tradizionali non possono essere utilizzati e vanno modificati. Ci sono i problemi del "sonic boom" e della sovrappressione al suolo prodotto da un volo supersonico/ipersonico. La massima sovrappressione tollerabile per le regioni poco popolate è di 50 Pa. Questo livello è troppo basso per i velivoli ipersonici, infatti il Concorde aveva una sovrappressione di 93 Pa. I primi studi sul LAPCAT A2 mostrano una sovrappressione di 85 Pa al suolo e circa 70 Pa a metà crociera. Perciò le rotte supersoniche/ipersoniche dovrebbero attraversare regioni a minore densità di popolazione, come i Poli, gli oceani o regioni desertiche.

Il secondo risultato del progetto LAPCAT-I si basa su un veicolo molto più veloce del precedente in grado di raggiungere una velocità di crociera di Mach 8. Il concetto di aereo civile Mach 8 era chiamato LAPCAT MR1 ed è rappresentato nella Figura 31. Il GTOW è fissato a 600 tonnellate. L'obiettivo era quello di ottenere buone caratteristiche aerodinamiche sia ipersoniche che subsoniche. Sono stati integrati due tipi di propulsione: un turborazzo ad aria per lo stadio iniziale fino a raggiungere Mach 4. Successivamente un'unità di propulsione ramjet dual mode si attiva per spingere il velivolo fino a Mach 8 in crociera. Il gruppo propulsore a idrogeno è posto nella zona dorsale posteriore preceduto da un'ampia presa d'aria a rampa. Le prestazioni aerodinamiche si basano su un concetto misto di waverider e ala a delta.



Figura 34 LAPCAT MR1 configuration

In conclusione, il progetto LAPCAT-I ha dato un contributo rilevante nella valutazione di nuove tecnologie di propulsione ad alta velocità e ha dimostrato come i due concetti di aereo civile ipersonico Mach 5 e Mach 8, in grado di volare su rotte agli antipodi, soprattutto tenendo conto delle tendenze generali nell'evoluzione delle prestazioni degli aeromobili e delle possibili efficienze aerodinamiche e propulsive conseguibili. Tuttavia, quando il progetto stesso è stato chiuso, dovevano ancora essere eseguiti ulteriori analisi e studi di fattibilità sui risultati del progetto LAPCAT-I. Per questo motivo, nel 2008 l'UE ha co-finanziato un altro progetto simile, LAPCAT-II, a cui hanno partecipato 16 istituzioni partner di 6 diversi paesi europei. Procedendo lungo l'esito di LAPCAT-I e facendo tesoro dei risultati raggiunti, il progetto LAPCAT-II ha valutato e incrociato diverse configurazioni per il veicolo Mach 8. I requisiti della missione del progetto LAPCAT-II rimangono invariati, ma l'attenzione è stata rivolta ai punti critici emersi durante il progetto LAPCAT-I.

Secondo J. Steelant [67], le prime fasi del progetto LAPCAT-II sono state finalizzate alla progettazione di diversi concetti di aerei civili ipersonici Mach 8 arrivando a definire fondamentalmente tre diverse configurazioni concettuali di cui una configurazione waverider proposta dall'ESA.

Il principale risultato del progetto LAPCAT-II II è stato denominato LAPCAT MR2, rappresentato nella Figura 32. MR2 si basa sul concetto MR1, ovvero una configurazione waverider con motore dorsale altamente integrato. Il veicolo, caratterizzato da un peso massimo al decollo (MTOW) di circa 400 tonnellate, è progettato per fornire servizi di volo commerciale a lunga distanza a 300 passeggeri. Poiché i progetti LAPCAT si sono concentrati principalmente su nuovi concetti e tecnologie di propulsione ad alta velocità, il progetto

LAPCAT MR2 è stato anch'esso sviluppato principalmente attorno al concetto di sottosistema propulsivo. Consiste in sei *Air Turbo Rocket* (ATR) e un *Dual Mode Ramjet* (DMR), questo insieme di motori, alimentati da idrogeno liquido, permettono al veicolo di volare a tutti i regimi: subsonico, supersonico e ipersonico. Una presa d'aria centrale è opportunamente progettata per guidare il flusso d'aria verso l'ATR o verso il DMR a seconda delle condizioni di volo. Il velivolo è inoltre dotato di un sofisticato sistema di gestione dell'energia termica, studiato a partire dai risultati del LAPCAT A2. Esso permette di raffreddare la cabina passeggeri sfruttando le proprietà fisiche del carburante, infatti, è possibile utilizzare il suo vapore per raffreddare tutte le parti critiche della struttura.

Vengono eseguite quattro iterazioni sul layout fino alla versione MR2.4. Una particolare attenzione è stata posta nel design della sezione trasversale per ridurre il peso e aumentare la rigidità strutturale. Si ottiene così un forte accoppiamento tra la cellula e l'unità di propulsione. L'area in pianta è di 2365 m² con una luce di 41 m. Queste dimensioni hanno portato a comprendere una cabina passeggeri che ha un volume totale di 1200 m³, suddivisa in tre aree. Si possono così ospitare 312 posti: 300 per i passeggeri paganti, 10 per gli assistenti di bordo e due piloti. Allo scopo di ottimizzare il volume interno, è stata utilizzata una struttura del serbatoio a più lobi integrata.



Figura 35 LAPCAT MR2 configuration

5.7. STRATOFLY Project

Il progetto STRATOFLY (*STRATO*spheric *FLY*ing opportunities for high-speed propulsion concepts) è stato finanziato tramite il programma di ricerca e innovazione Horizon 2020 dell'Unione Europea. Il progetto ha integrato le conoscenze rilevanti dai precedenti progetti europei nel campo del trasporto ad alta velocità, in particolare, può essere considerato un follow-up del progetto LAPCAT II [68] [73].

Il progetto STRATOFLY è iniziato a giugno 2018 e si è concluso a novembre 2020. Esso è stato realizzato grazie alla collaborazione di 10 istituzioni partner di 7 diversi paesi europei, coordinati dal Politecnico di Torino.

Il veicolo concepito in fase di progettazione nell'ambito del progetto STRATOFLY si chiama STRATOFLY MR3, caratterizzato da un design simile a quello del LAPCAT MR2,

già descritto nel paragrafo precedente, ma con alcune differenze rilevanti che verranno discusse in seguito.

Il progetto STRATOFLY si è concentrato sull'indagine e sull'analisi di fattibilità delle opportunità di volo stratosferico ad alta velocità. Il progetto mirava a perfezionare il design del LAPCAT MR2.4, considerato come veicolo di riferimento iniziale del progetto, tenendo conto di fattori tecnologici, economici e ambientali che permettessero lo sfruttamento sostenibile di possibili nuove rotte stratosferiche, con l'obiettivo di ridurre drasticamente i tempi di trasferimento, garantendo i livelli di sicurezza richiesti e riducendo il rumore e le emissioni.

Una delle ragioni dirimenti per cui l'UE si è spesa considerevolmente in progetti come STRATOFLY e i suoi predecessori risiede nel fatto che, come già discusso, si prevede che il numero di passeggeri dell'aviazione civile aumenterà globalmente di sei volte nel 2050. Pertanto, lo sfruttamento del nuovo spazio aereo e lo studio delle opportunità di volo ad alta velocità per lunghe distanze e tempi più brevi rispetto ai velivoli convenzionali possono rappresentare la chiave per il sostegno del futuro dell'aviazione civile [68].

Gli obiettivi principali di STRATOFLY sono i seguenti:

- Proseguire sull'eredità dei passati progetti UE per raggiungere l'ambizioso obiettivo di TRL6 per il concept del velivolo entro il 2035. Il veicolo ipersonico STRATOFLY è stato progettato per svolgere una missione di trasporto passeggeri antipodale, volando a un numero di Mach di 8 sopra i 30 km di altitudine, diminuendo drasticamente i tempi di trasferimento dei voli civili a lungo raggio.
- Diminuire il rumore e le emissioni, valutando l'impatto climatico e garantendo al tempo stesso gli standard di sicurezza richiesti per il trasporto passeggeri.
- Valutare la sostenibilità economica della futura operatività dei veicoli ipersonici.
- Rappresentare un passo avanti per raggiungere l'obiettivo dei futuri sistemi di trasporto spaziale riutilizzabili.

STRATOFLY ha incluso quindi questioni non tecnologiche che sono della massima importanza per il futuro del trasporto civile di passeggeri nella stratosfera: la stima dei costi del ciclo di vita del veicolo, l'analisi di mercato, i fattori umani legati al consenso pubblico, le norme di sicurezza e di aeronavigabilità.

5.7.1. STRATOFLY MR3



Figura 36 STRATOFLY PROJECT

Il design del velivolo STRATOFLY MR3 può essere considerato un perfezionamento del concetto LAPCAT MR2.4. Sebbene le caratteristiche principali siano le stesse per i due veicoli, vi sono alcune rilevanti differenze concernenti la configurazione sia esterna che interna.

Dal punto di vista della configurazione esterna, anche il velivolo STRATOFLY MR3, mostrato in Figura 34, è caratterizzato da un'architettura *waverider*, con un condotto del sistema propulsivo dorsale, una configurazione canard e un layout V-Tail per stabilità e controllo direzionale. Viene conservata l'integrazione del sistema propulsivo nella parte superiore del veicolo consentendo di massimizzare l'area in pianta disponibile per la generazione di portanza senza ulteriori penalizzazioni di resistenza, aumentando così l'efficienza aerodinamica, e ottimizzando il volume interno. Nello specifico, STRATOFLY MR3 integra 6 motori *Air Turbo Rocket* (ATR) che operano fino a Mach 4 - 4.5 e un *Dual Mode Ramjet* (DMR) utilizzato per il volo ipersonico da Mach 4.5 fino a Mach 8.

Le dimensioni esterne sono caratterizzate da una lunghezza di 94 m (esclusi timoni sporgenti) e da un'apertura alare di 41 m. L'area planimetrica (canard escluse) è quindi di circa 2491 m² con una disposizione volumetrica interna complessiva di circa 10000 m³.

Il veicolo STRATOFLY MR3 dovrebbe coprire rotte antipodali con un'autonomia chilometrica di circa 19000 km, effettuando la crociera ad altitudine stratosferica (30-35 km) a Mach 8. La traiettoria di riferimento considerata è la missione da Bruxelles a Sydney. Il veicolo è progettato per ospitare 300 passeggeri come carico utile. La massa di propellente considerata come riferimento per la missione è stata di 181,25 tonnellate con un peso massimo al decollo di 400 tonnellate.

Durante la prima parte della missione i motori ATR vengono utilizzati fino a Mach 4 – 4.5. Al termine di questa fase si spengono i motori ATR e si attiva il DMR per accelerare fino a Mach 8 a quota 32-33 km (salita ipersonica). Qui inizia la crociera compresa tra un'altitudine di circa 33 e 35 km [72].



Figura 37 STRATOFLY MR3 configuration

5.8. Velivolo di riferimento: STRATOFLY MR5

A conclusione di questo capitolo, questa sezione si propone di presentare il velivolo di riferimento sul quale si fonderà lo studio del Life Cycle Cost, oggetto della presente Tesi.

Come ampiamente mostrato nelle sezioni precedenti, l'Europa sta mostrando un rinnovato interesse e uno slancio positivo per il trasporto civile di passeggeri ad alta velocità. I risultati ottenuti dai diversi progetti cofinanziati dall'UE, menzionati nelle sezioni precedenti, mostrano

come il trasporto ad alta velocità sia concettualmente fattibile. In particolare, tali progetti hanno fornito un contributo rilevante nella comprensione dei principali *drivers* tecnologici per il successo di un futuro programma di trasporto ad alta velocità.

In questo contesto, la Commissione Europea sta finanziando il progetto H2020 MORE&LESS (*MDO and REgulations for Low boom and Environmentally Sustainable Supersonic Aviation*), con l'obiettivo di supportare l'Europa nella definizione delle normative ambientali globali per la futura aviazione supersonica ed ipersonica. Il progetto MORE&LESS è partito all'inizio del 2021 e durerà quattro anni. Uno degli obiettivi cruciali perseguiti nei primi mesi del progetto è la definizione del nuovo paradigma dell'aviazione ad alta velocità, al fine di fornire al progetto una serie di casi studio reali significativi da analizzare [52] [78].

Tra i vari velivoli ad alta velocità e concetti di missione attualmente allo studio nel progetto H2020 MORE&LESS, si vuole porre l'attenzione sul cosiddetto concept MR5 [52].

Durante il congresso dell'ICAS (*International Council of the Aeronautical Sciences*) svolto a Stoccolma a settembre del 2022, il dipartimento di ingegneria meccanica e aerospaziale del Politecnico di Torino, in collaborazione con il Centro Italiano Ricerche Aerospaziali (CIRA) e l'Istituto Von Karman per la dinamica dei fluidi (VKI), ha presentato un'attività di re-design di configurazione e di missione del velivolo ipersonico STRATOFLY MR3, progettato nell'ultimo progetto co-finanziato dall'Europa. STRATOFLY MR5 è pensato per essere un aereo passeggeri civile con velocità crociera Mach 5 e sviluppato sfruttando i risultati provenienti dal precedente progetto H2020 STRATOFLY [50] [53] [54].

Per garantire che le massime prestazioni aerodinamiche, propulsive e operative vengano raggiunte nella fase di fase di crociera a Mach 5, invece dell'originale Mach 8, è stata sviluppata e applicata una metodologia multidisciplinare al fine di integrare gli aspetti aerodinamici e propulsivi, generando una configurazione di velivolo che soddisfa i requisiti di alto livello.

La metodologia sviluppata per passare da un velivolo Mach 8 a uno Mach 5 è consistita nella rielaborazione del *layout* originale del velivolo mantenendo una configurazione simile in termini di aerodinamica e tecnologia propulsiva per non pregiudicare un concept che ha dimostrato di essere efficiente sia in termini di prestazioni che di operatività a Mach 8. Ragion per cui, anche il concept derivato Mach 5 sfrutta l'idrogeno liquido per alimentare un set di *Air Turbo Rockets* (ATR) fino a Mach 4 e una tecnologia propulsiva *Dual Mode Ramjet* (DMR) in condizioni di crociera.

Si è effettuata una prima valutazione sulle capacità del velivolo di operare la crociera a Mach 5 senza modifiche alle dimensioni originali. La valutazione è avvenuta testando teoricamente il velivolo su un diverso profilo di missione caratterizzato da una crociera Mach 5 ad un'altitudine fissata a 25 km per coerenza con il concetto operativo originale (in termini di accoppiamento altitudine - numero di Mach). Ovviamente, il velivolo MR3 originale era già concepito per volare attraverso le condizioni Mach 5 lungo la missione di riferimento ma non a effettuare una vera e propria crociera in tali condizioni.

Essendo, dunque, quest'ultima una condizione fuori progetto, dalle analisi sulle prestazioni aerodinamiche e propulsive, nonché sulla missione complessiva, si è potuto notare un eccesso di portanza durante l'intero regime di *cruise* a Mach 5. Come conseguenza sarebbe stato difficile mantenere la quota di crociera di 25 km, anche in caso di angoli d'attacco negativi. Inoltre, analizzando le prestazioni propulsive, anche il consumo di carburante è risultato decisamente inferiore rispetto a quello originario a causa del punto di funzionamento più favorevole del propulsore. Anche se il consumo di propellente non sembra essere un problema, il *layout* complessivo è risultato inefficiente, caratterizzato da superficie portante sproporzionata e volumi eccessivi. Infine, l'efficienza aerodinamica è risultata piuttosto ridotta

durante la fase di accelerazione. La riduzione dell'efficienza è stata parzialmente associata sia *all'excess of spillage* dalla presa d'aria, non progettata e ottimizzata per il volo stabile e sostenuto a Mach 5, sia ai problemi di *exhaust* ai lati dell'ugello, dove quest'ultimo non avrebbe più rispettato il proprio punto di adattamento.

Sicché, considerando che una perdita di efficienza globale non è accettabile all'interno di un paradigma di aviazione ad alta velocità sostenibile, anche se i requisiti della missione sembrano essere soddisfatti, è stata necessaria una riprogettazione del *layout* del veicolo per correggere le incoerenze sulle prestazioni principali risultanti dalla modifica del regime di volo e del profilo della missione. Pertanto, è stata implementata un'attività di re-design ovviando alla necessità di una sorta di processo di *scaling* per ridurre le dimensioni del velivolo (mostrato in Figura 38) [50] [53].

Gli approcci presi in esame per il ridimensionamento sono stati due: il ridimensionamento omogeneo applicando un fattore di scala lineare in tutte le direzioni (x, y, z) e il ridimensionamento 1D applicando un fattore di scala lineare univoco alla dimensione x, al fine di ridurre solo la lunghezza del veicolo. Il fattore di scala inizialmente scelto è stato 0,68, così da corrispondere alla lunghezza ridotta del velivolo di 64 m, suggerita dalle analisi aerodinamiche e propulsive (riduzione totale di 30 m rispetto al veicolo originale MR3). È inoltre chiaro che canard e *vertical tail* sono state aggiornate di conseguenza rispetto al nuovo CoG. L'approccio di *scaling* omogeneo ha il vantaggio di mantenere la stessa configurazione del velivolo, mantenendo inalterato l'indice di prestazione aerodinamica ma provoca svantaggi generati dai problemi associati al percorso del flusso propulsivo e all'equilibrio aerodinamico. D'altra parte, il processo di ridimensionamento 1D produce una diversa configurazione del veicolo, generando una ridotta snellezza poiché la lunghezza complessiva è ridotta, ma l'apertura alare rimane la stessa. La riduzione delle superfici principali e dei volumi è tuttavia moderata e sono stati modificati anche alcuni parametri di configurazione (come l'angolo di sweep alare) [50].

Durante un secondo meeting programmato nell'ambito del progetto MORE&LESS, il fattore di scala è stato aggiornato ad un valore di 0.80. Tale aggiornamento è stato causato dall'impossibilità di raggiungere la lunghezza del velivolo precedentemente identificata di circa 64 m poiché le successive analisi aeropropulsive sul *nozzle* e sull'*intake* non hanno permesso di ridurre le dimensioni longitudinali come ipotizzato. Conseguenza di tale aggiornamento è stata la generazione di un velivolo avente dimensione longitudinale di 75 m, installando un DMR di 8 m (o 71 m con DMR di 4 m e quindi fattore di scala di 0.75) [53].

Nel complesso, l'MR5 in scala 1D è apparso più promettente in termini di equilibrio aerodinamico, capacità del volume e disponibilità di autonomia. Ciò significa che la configurazione aggiornata può essere considerata *waverider* coerente con la condizione Mach 5. Ragion per cui, tutti i parametri di riferimento utili alla stima del Life Cycle Cost sono estrapolati da questa configurazione.

In Tabella 1 vengono riportati i parametri di alto livello del velivolo di riferimento, STRATOFly MR5 [50] [53].

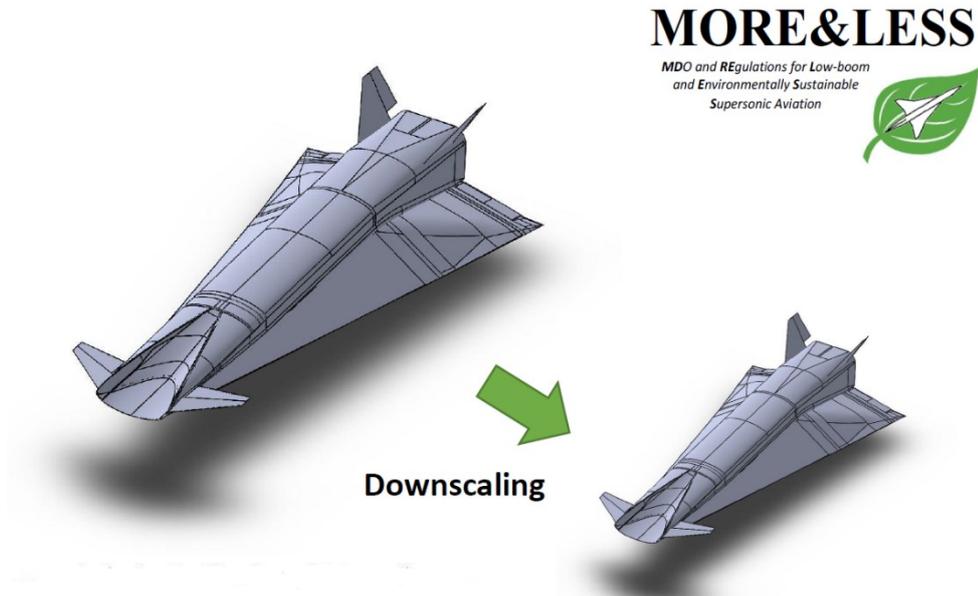


Figura 38 Scaling Process from MR3 to MR5

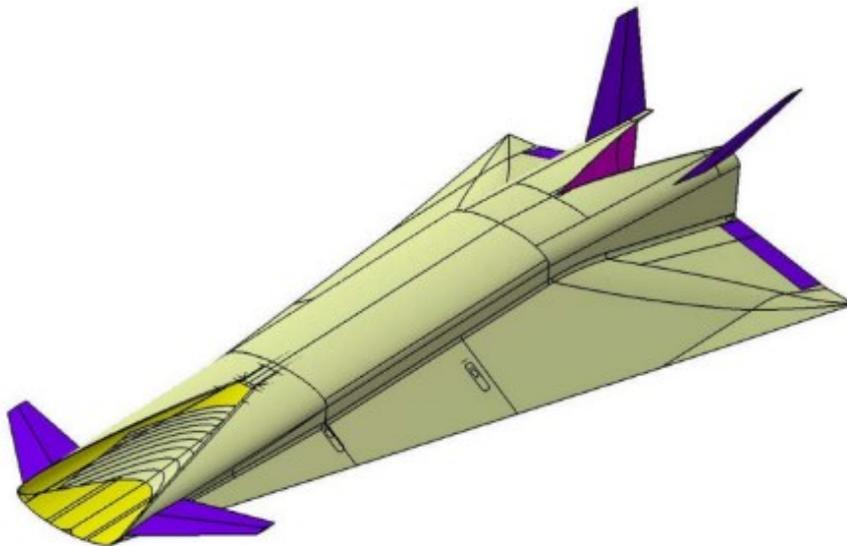


Figura 39 MR5 Concept Layout

High Level Configuration Parameters		
Mach	5	
Overall length	75.15	[m]
Wingspan	41.0	[m]
Reference lifting surface	2000	[m ²]
Internal volume arrangement	8000	[m ³]
Available fuel volume	1582	[m ³]
Expected payload capacity	26400	[kg]
Reference range	19000	[km]
Expected MTOW	288400	[kg]
Expected OEW	150000	[kg]
Available fuel mass	112000	[kg]

Tabella 1 High Level Parameters of STRATOFly MR5

5.8.1. Missione di riferimento

Obiettivo di questo paragrafo è descrivere lo scenario nominale della missione effettuata dal velivolo di riferimento. Lo scenario nominale è relativo alla situazione nella quale il veicolo sta svolgendo la missione come previsto, quindi in condizioni nominali. Descrivere lo scenario nominale significa definire tutte le diverse fasi della missione, identificando le principali caratteristiche di ciascuna di esse in termini di eventi di inizio e fine, ambiente esterno ed eventuali vincoli. Questo studio fornisce la cosiddetta Design Reference Mission (DRM), che rappresenta uno dei risultati più importanti per lo sviluppo dell'analisi del Concept of Operations e quindi i costi operativi ad essi associati.

Il punto di partenza da cui è stata definita la missione di riferimento del progetto MR5 è rappresentato dalla traiettoria della missione di riferimento del suo predecessore, lo STRATOFLY MR3. La rotta principale che è stata considerata come missione di riferimento è Bruxelles-Sidney [50] [53].

Durante la fase di validazione della configurazione MR5 si è valutato *l'equivalent all-out range* attraverso il metodo analitico di Breguet. Esso ha decretato un range disponibile di 19000 km imbarcando 112 tonnellate di LH2 e terminando la missione con 20 tonnellate residue (utilizzabili per fasi non nominali). La missione Bruxelles-Sidney è rappresentata in Figura 40 e può essere definita come *step climb trajectory*: un particolare tipo di missione point-to-point in cui sia la salita che la discesa sono suddivise in diversi *steps* o gradini, come rappresentato in Figura 41.



Figura 40 Design Reference Mission (DRM) trajectory

La missione di riferimento del concept MR5, come simulato dal programma ASTOS e rappresentato in Figura 42, durerebbe circa 4 ore e 33 min con una velocità di crociera di Mach 5 a un'altitudine di circa 27 chilometri (incremento di quota dovuto all'eccesso di portanza della configurazione non scalata). Questa rotta è considerata la missione di base perché sono necessarie molte ore per raggiungere quelle città con un aereo tradizionale, quindi, l'introduzione di un aereo ipersonico potrebbe portare grandi vantaggi [45] [73].

Overview sul volo ipersonico e velivolo di riferimento

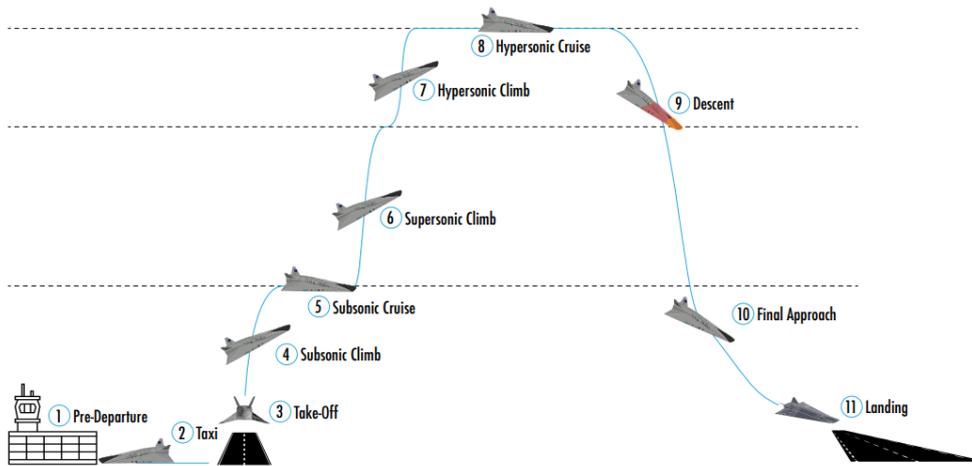


Figura 41 DRM Phases

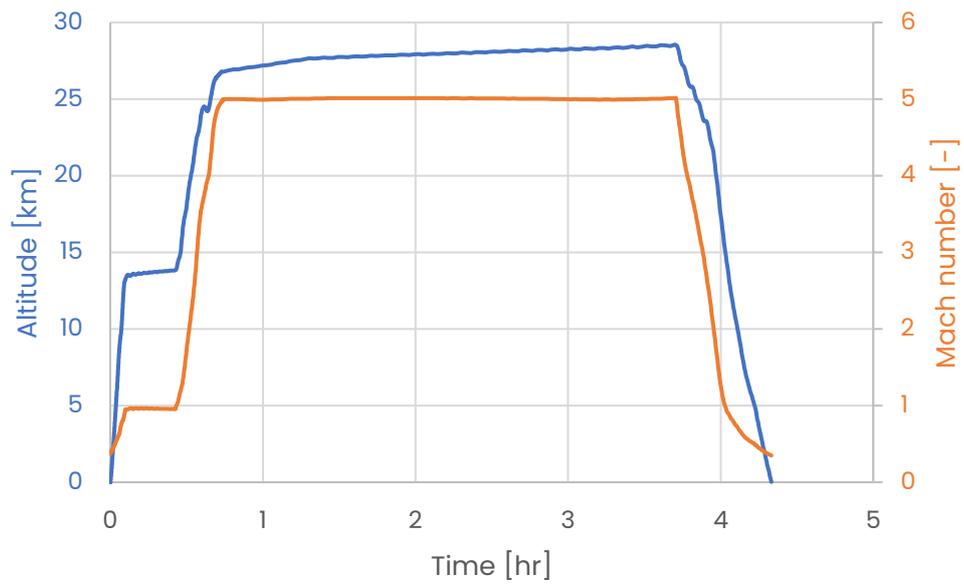


Figura 42 Design Reference Mission

6. Modelli matematici per la valutazione del LCC

Durante le fasi di progettazione, al fine di ottenere un consistente successo sul mercato di un veicolo, è necessario che i progettisti lavorino per creare un veicolo che sia economicamente sostenibile. La realizzazione di aeromobili con un basso costo di produzione e soprattutto con bassi costi operativi, può incentivare l'acquisto da parte di eventuali clienti (sempre in relazione ad un trade-off con le prestazioni per massimizzare l'economicità), così da massimizzare nel tempo i propri profitti e quindi il loro successo commerciale.

Perseguendo l'obiettivo di stimare il *Life Cycle Cost* dei sistemi di trasporto ipersonici con particolare attenzione al caso di studio STRATOFLY MR5, come già accennato nel paragrafo di selezione della metodologia, la seguente Tesi si avvale principalmente dell'approccio di stima dei costi parametrico.

Il modello di costo proposto trae vantaggio dai pochi modelli di costo parametrici esistenti, disponibili in letteratura, sia per i prodotti aeronautici ad alta velocità che per quelli spaziali, come brevemente descritto nel paragrafo seguente.

Infine, si descrive un nuovo modello parametrico di stima dei costi sviluppato dal Politecnico di Torino e dall'Agenzia spaziale europea (ESA) per supportare la stima del costo del ciclo di vita (LCC) per i sistemi di trasporto ad alta velocità. Questo strumento integrato *ad-hoc* mira a supportare gli ingegneri nelle stime dei costi durante le fasi di progettazione concettuale e preliminare. Ciò include la valutazione dei costi di ricerca, sviluppo, test e valutazione (RDTE), costi di produzione (PROD) e costi operativi diretti e indiretti (DOC e IOC). Si trascurano i costi di smaltimento (DISP).

6.1. Modelli esistenti in letteratura

La valutazione diretta del costo del ciclo di vita per un veicolo ipersonico è piuttosto difficile per alcuni motivi. Uno di questi è il fatto che non ci sono aerei ipersonici in servizio. Non ci sono quindi dati di riferimento per confrontare i risultati ottenuti con il modello matematico. A questo proposito, pochi sono anche i dati sperimentali esistenti in questo campo. Questo tipo di veicolo può avere configurazioni e profili missione completamente differenti. Per questo motivo occorre prestare attenzione ad utilizzare un modello matematico che tenga conto delle caratteristiche del velivolo. Sfruttare metodi basati su analisi statistiche potrebbe portare a errori considerevoli. Ciò, quindi, porta alla necessità di sviluppare un modello matematico, presentato nel paragrafo seguente, che ben si adatti a questo caso andando a realizzare una stima plausibile del LCC.

A Partire dalla metà del XX secolo sono stati sviluppati alcuni modelli matematici per la valutazione dei costi nel settore aerospaziale. Sono stati sviluppati alcuni modelli matematici per la valutazione dei costi sia per il settore aeronautico che per quello spaziale. Si è scelto di elencare e selezionare come riferimento i modelli implementabili su entrambi i segmenti perché un velivolo ipersonico ha alcune caratteristiche vicine alle tecnologie spaziali, altre simili ai dispositivi aeronautici.

I principali modelli considerati come riferimento sono:

- Roskam, Aircraft Design – Part VIII Airplane cost estimation: design, development, manufacturing and operating [1];
- TransCost 7.2 - Handbook of cost engineering for space transportation systems [19] [20] [21];
- NASA Methodology for hypersonic transport technology planning [23] [24];

- NASA Cost Estimating Handbook [8];
- Dod Cost Estimating Guide [10];
- GAO Cost Estimating and Assessment Guide [9];
- Standard method for estimating comparative direct operating costs of Turbine Powered Transport Aircraft (Air Transport Association of America) [23].

La parte VIII del Roskam - Airplane Design (Roskam, 1990) fornisce una metodologia per la valutazione dei costi del ciclo di vita degli aerei sia civili che militari. La metodologia proposta in questo testo si basa sul metodo ATA ed è utilizzata per i velivoli tradizionali. La maggior parte delle equazioni proposte in questo metodo si basano sulla conoscenza dei parametri prestazionali del velivolo e su alcuni parametri economici. Il metodo base utilizza alcune formule per ottenere valori difficilmente conoscibili, presentando tabelle di raccolta dati e curve caratteristiche per i vari tipi di aeromobile. Tutto ciò offre la possibilità di ottenere coefficienti complessi semplicemente conoscendo le caratteristiche fondamentali del veicolo.

Il TRANSCOST -*Model for Space Transportation Systems Cost Estimation and Economic Optimization* si basa sugli studi di ricerca dell'autore nel periodo 1965-1970, intitolati *Statistic-Analytical Cost Models for the Development and Fabrication of Space Systems* ed è stato pubblicato nel 1971 da D. E. Koelle. Il TRANSCOST Model è stato concepito come un modello di stima dei costi per i sistemi spaziali, in particolare i lanciatori [19] [20]. Il TRANSCOST Model è il risultato di un processo di sviluppo durato oltre 35 anni. Nel 2000 il modello è stato migliorato ed esteso in diverse fasi fino all'attuale versione 7.2 a partire dall'aprile 2007. Utilizza i dati storici dei sistemi di lancio convenzionale per valutare il costo dei futuri lanciatori riutilizzabili. La valutazione viene effettuata con lo sviluppo di relazioni di valutazione dei costi, basate sulle caratteristiche fisiche e sulle prestazioni del sistema. È probabilmente il modello di costo più utilizzato nell'area del trasporto spaziale.

Si basa su una raccolta completa e continuamente aggiornata di dati sui costi dei veicoli e dei motori relativi a un periodo di oltre 47 anni (dal 1960 al 2007). Vengono mostrati i progetti di riferimento utilizzati per ogni CER, fornendo un'univoca visibilità dei dati di costo di base. Rappresenta non solo un mezzo per la stima dei costi, ma è stato concepito come uno strumento per il *Cost Engineering*. È dedicato allo sviluppo, alla produzione e ai costi operativi dei sistemi spaziali ed è concepito in modo tale da consentire di eseguire una progettazione del veicolo ottimizzata in termini di costi.

Le caratteristiche specifiche sono riassunte come segue: il TRANSCOST – Model:

- è stato concepito per la fase iniziale di progettazione concettuale di sistemi e propulsioni per il trasporto spaziale;
- è un modello che non cerca di andare oltre i sottosistemi poiché ciò non è considerato appropriato o fattibile nella fase iniziale di progettazione del veicolo;
- è un modello “trasparente” con rappresentazione grafica dei dati di riferimento
- si basa su una banca dati completa raccolta su un periodo di circa 47 anni (dal 1960 al 2007) dai progetti di motori e veicoli spaziali statunitensi, europei e giapponesi;
- è stato concepito in modo tale da non essere utilizzato solo per la progettazione di veicoli convenzionali, ma anche per concetti avanzati (riutilizzabili) di trasporto spaziale;
- utilizza lo “sforzo uomo-annuo” (MYr - *Man-Year effort*) come unità di costo, ovvero la quantità di lavoro svolto da un individuo durante l'intero anno, espressa in numero di ore, al fine di ottenere dati sui costi validi a livello internazionale e indipendenti dalle variazioni annuali dovute all'inflazione e ad altri fattori, come le fluttuazioni del tasso di conversione della valuta;

- ha un intervallo dei dati dei progetti di riferimento compreso tra +/- 15 e 20 %, che è considerato la migliore accuratezza possibile sui costi storici per la regressione dei dati.

Il modello TRANSCOST è organizzato in tre sottomodelli interconnessi, tenendo conto delle tre diverse aree di costo nel settore del trasporto spaziale:

- il sub-model del costo di sviluppo,
- il sub-model del costo del veicolo (produzione, integrazione e verifica) e
- il sub-model delle operazioni di terra e di volo.

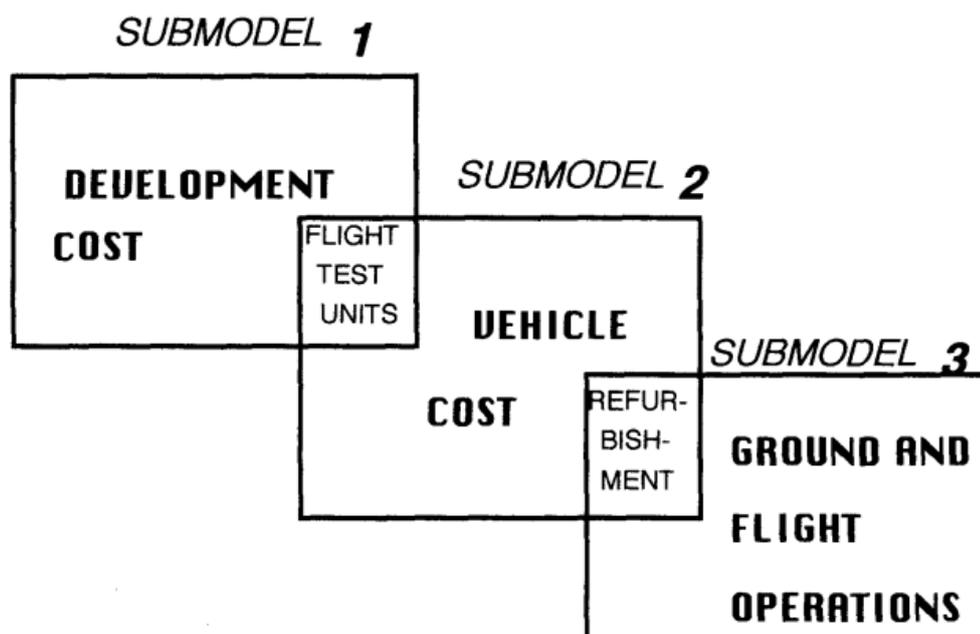


Figura 43 TransCost Model Basic Structure

Il vantaggio di questa struttura del modello è la possibilità di effettuare una valutazione dei costi in tutte e tre queste aree separatamente e/o anche combinarle, a seconda del caso specifico di applicazione. La suddivisione nei tre sottomodelli ha dimostrato di fornire la flessibilità richiesta per le diverse applicazioni. Il livello di suddivisione dei *sub-models* è dettato dalle varie tipologie di sistema e di propulsione.

Il metodo standard per la stima dei costi operativi diretti comparativi degli aerei da trasporto a turbina è una metodologia di base per la stima dei costi sviluppata dall'ATA, *Air Transport Association of America* [23]. L'edizione di riferimento è quella del 1967. Tali equazioni venivano aggiornate annualmente dai costruttori aeronautici. Questo metodo è il primo metodo standardizzato per la valutazione del costo operativo di un velivolo subsonico. Questo metodo è ancora oggi utilizzato come base di riferimento per lo sviluppo di altri modelli, essendo considerato come pietra miliare della stima dei costi nel campo aeronautico.

Il Manuale per la stima dei costi della NASA mirava a essere una guida per la stima dei costi per i programmi della NASA [24]. Fornisce informazioni sul rischio di costi di un progetto, alternative di costo all'interno dei progetti e informazioni per prendere decisioni sull'allocazione delle risorse. Questo permette di controllare le risorse disponibili, evitando sprechi di denaro.

L'ultimo modello è la metodologia della NASA per la pianificazione della tecnologia di trasporto ipersonico. È stato sviluppato nel 1972 ed è una versione modificata del metodo ATA per i velivoli ipersonici. L'obiettivo dello studio è stato quello di valutare i costi dei velivoli ipersonici considerando alcuni parametri tecnologici. I costi considerati erano solo costi operativi diretti, definiti secondo il modello ATA [24].

In generale, il metodo proposto dalla NASA è applicabile a tutti i velivoli passeggeri o cargo in grado di operare una crociera a velocità ipersonica e con capacità di decollo e atterraggio orizzontale, utilizzando per la propulsione motori *airbreathing*.

Entro questi limiti di definizione della baseline, il metodo ha una buona flessibilità per tenere conto di numerose variabili di missione e progettazione. Per tale motivo, il metodo può essere comunque utilizzato al di fuori di questi parametri avendo cura di valutare correttamente l'impatto dei parametri tecnologici.

La metodologia è suddivisa in più fasi.

La prima fase inizia con la definizione HST di base. L'output di questa prima fase sono i dati del velivolo e della missione necessari per le fasi successive della metodologia.

La seconda fase del metodo consiste nell'utilizzare le formule per il calcolo dei costi operativi diretti (DOC) per la *baseline*. Queste formule sono conformi alle convenzioni proposte dall'*Air Transport Association of America* (ATA) [23] [24]. La NASA ha poi esteso queste equazioni agli aerei ipersonici utilizzando l'estrapolazione e l'introduzione di nuovi fattori. In questa fase, quindi, vengono identificati i DOC *Drivers*, cioè tutti quei parametri che compaiono nelle relazioni e che sono direttamente riconducibili agli aerei ipersonici.

Il terzo passo del metodo è quello di calcolare l'impatto che la variazione dei parametri tecnologici (TP) ha sui DOC *Drivers*. Per definizione, i TP sono parametri di livello inferiore ai *Drivers* e riferibili a specifiche aree del segmento ipersonico, specificati nella baseline ottenuta dalla prima fase.

Le ultime fasi hanno l'obiettivo di prevedere i progressi tecnologici oltre allo stato dell'arte. Le proiezioni sono fatte a livello di parametri tecnologici visti nella fase precedente. Questi poi diventano gli input per produrre stime dei potenziali risparmi di DOC derivanti dai progressi delle tecnologie ipersoniche.

Come accennato in precedenza, la *baseline* è riferita specificamente agli aerei ipersonici che utilizzano motori *airbreathing* che possono decollare e atterrare orizzontalmente. Entro questi limiti, tuttavia, la linea di base ha la capacità di adattarsi a determinate variabili di missione e progettazione. Nella Figura 40 sono riportati i limiti di applicazione delle ATA CERs modificate dalla NASA [24].

Variable category	Major alternatives accommodated
Payload	Cargo, passengers or combination
Cruise Mach no.	5 - 12
Fuel type	Liquid hydrogen, jet fuels, methane, etc., and combinations
Structure	Actively cooled, uncooled, or combination Integral or non-integral fuel tanks
Aero configuration	Blended wing-body, all-body or conventional.
Propulsion	Separate turbojets and ramjets or integrated propulsion systems; supersonic or subsonic combustion, or dual-mode ramjets

Figura 44 Nasa Methodology for hypersonic transport Baseline

Per concludere, sono stati presi in esame anche modelli di costo esistenti commerciali e militari che utilizzano diverse metodologie. Tra questi, uno strumento per lo più accademico è il modello TRASIM dell'Università di Berlino. Questo si focalizza principalmente sui sistemi e sottosistemi spaziali con l'obiettivo di formulare il costo del ciclo di vita di questi ultimi. Oltre a questo modello specifico per il trasporto spaziale, ci sono modelli di costo con una portata più ampia, come il modello commerciale PRICE-H e i modelli militari dell'USAF e della NASA (NAFCOM), entrambi con database riservati. Tutti questi modelli sono basati sulla definizione dei sottosistemi e dei componenti, ovvero è richiesta una progettazione dettagliata del veicolo, e cercano di elaborare prevalentemente i costi di progettazione e produzione. Nonostante la struttura ermetica dei *database*, la loro applicabilità è molto estesa, facendo risultare tali modelli efficaci per lo studio dei costi dei progetti aerospaziali [34] [37] [45] [46].

6.2. Modello di stima del Life Cycle Cost del Politecnico di Torino

La valutazione della fattibilità economica del velivolo ipersonico e del suo concetto di missione è attualmente considerata una delle principali sfide della progettazione di veicoli ad alta velocità. Attualmente, nel settore aeronautico, il costo del ciclo di vita (LCC) può essere stimato fin dall'inizio del processo di progettazione grazie alla disponibilità di *database* e dati statistici. Tuttavia, considerando proprio i *database* e le varie *baselines*, molti dei modelli predittivi attualmente disponibili non possono essere applicati alla stima dei costi poiché i velivoli ipersonici sono caratterizzati da un altissimo livello di innovazione. Le attività svolte dal Politecnico di Torino hanno cercato di superare queste problematiche sviluppando un modello parametrico in grado di prevedere l'LCC di un sistema di trasporto ad alta velocità. In particolare, in questo contesto, l'attenzione è stata posta su un velivolo ipersonico in grado di effettuare una missione *point-to-point*, solitamente indicato in letteratura come Cruise and Acceleration Vehicle (CAV).

Nel campo dei sistemi di trasporto ad alta velocità, il modello più utilizzato è il modello TRANSCOST ed è un mirabile esempio di formalizzazione della metodologia di stima dei costi per concetti innovativi. Questo modello di costo, come già espresso nel paragrafo precedente, è stato concepito per valutare la fattibilità economica dei sistemi di lancio ed è tuttora utilizzato come valido punto di partenza per studiare il potenziale di nuovi sistemi. Tuttavia, l'applicazione del modello TRANSCOST originale per stimare il costo del ciclo di vita di un caso ipersonico non è adeguata. Un'approfondita revisione della letteratura ha confermato la possibilità di utilizzare il modello TRANSCOST come base per lo sviluppo di nuove equazioni per le relazioni di stima dei costi di ricerca, sviluppo, test e valutazione (RDTE) e di produzione (PROD). Al contrario, la formulazione TRANSCOST non è stata ritenuta adeguata a elaborare i Costi Operativi Diretti e Indiretti (OPS). Per quanto riguarda i costi operativi diretti (DOC),

esistono suggerimenti per l'estensione delle metodologie classiche di stima dei costi alle applicazioni ipersoniche e si basano su versioni modificate dei modelli proposti dall'*Air Transport Association of America* (ATA), dall'*Association of European Airlines* (AEA), da Liebeck. In questo contesto, la NASA ha sintetizzato tutti gli sforzi e ha suggerito un approccio più generico, specificamente adattato ai futuri sistemi di trasporto ipersonico, che si è rivelato un valido punto di partenza [27] [45] [46] [47].

Oltre all'evidente necessità di aggiornare la popolazione statistica e, di conseguenza, la formulazione matematica delle CERs già disponibili in letteratura, è quanto mai importante stabilire un collegamento diretto con le più recenti metodologie di progettazione concettuale. In effetti, la fiorente attività di ricerca mondiale nel campo dell'ipersonico è caratterizzata da un ampio spettro di configurazioni di veicoli, scenari di missione, tecnologie propulsive e configurazioni di sottosistemi, che devono essere opportunamente rappresentate nel modello di costo per valutarne eventualmente l'impatto sul costo di ciclo di vita del veicolo e infine sul prezzo del biglietto. L'instaurazione di un legame diretto con la progettazione concettuale consente quindi l'integrazione dei parametri di configurazione, prestazionali e operativi del velivolo (oltre alla massa) nelle formulazioni matematiche dei costi, come fattori di costo. Oltre a ciò, la creazione di un collegamento diretto con le attività di progettazione preliminare consente stime dei costi a livello di sottosistema e l'allocazione dei costi a livello di veicolo sui sottosistemi costituenti, apparecchiature e componenti (allocazione sulla *Product Breakdown Structure*). Inoltre, essendo la popolazione statistica disponibile per i veicoli ipersonici esigua e dispersa, la nuova formulazione di stima dei costi qui presentata è integrata con margini di previsione che tengono conto delle incertezze sulle correlazioni dai dati e che formalizzano l'allocazione di tali incertezze sulle varie voci di costo.

Infine, è opportuno sottolineare che tutte le metodologie disponibili in letteratura, compresi i più recenti tentativi di formulazione, includono solo parzialmente la possibilità di affrontare le tecnologie in fase di sviluppo, semplicemente attraverso fattori arbitrari di difficoltà di sviluppo, senza una chiara e razionale giustificazione. Per ovviare a questa lacuna, è stato introdotto il *Technology Readiness Level* (TRL) come parametro di costo. Il TRL è un indice per valutare la maturità tecnologica degli elementi innovativi e quindi critici. Si basa su una scala da uno a nove, dove uno indica che la tecnologia è in fase di ricerca e nove che è pronta per essere utilizzata. Ciò aumenta il costo RDTE di un aereo ipersonico rispetto a uno tradizionale. Questo miglioramento consente lo sfruttamento del modello di costo lungo il processo di *Technology Roadmapping*, dove viene proposto un percorso di sviluppo incrementale delle tecnologie innovative insieme a una stima delle risorse economiche e di tempo richieste [52] [60].

In Figura 41 vengono riassunti graficamente i contenuti del Modello di stima dei costi sviluppato dal Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale (DIMEAS) del Politecnico di Torino, evidenziando le molteplici connessioni con le altre attività di progettazione preliminare di un sistema complesso e avanzato come un velivolo ipersonico. Tutti e tre i moduli del modello di stima dei costi parametrici sono stati affinati e sfruttati nell'ambito del progetto Horizon 2020 STRATOFly (2018-2021), dove sono stati studiati gli aspetti tecnologici, operativi, ambientali, e fattibilità economica di un concetto di *waverider* (MR3). Nell'ambito della seguente Tesi, il *Module 1* del Modello descritto costituisce il riferimento principale per la stima del costo del ciclo di vita (LCC) del velivolo di riferimento [45] [46] [47].

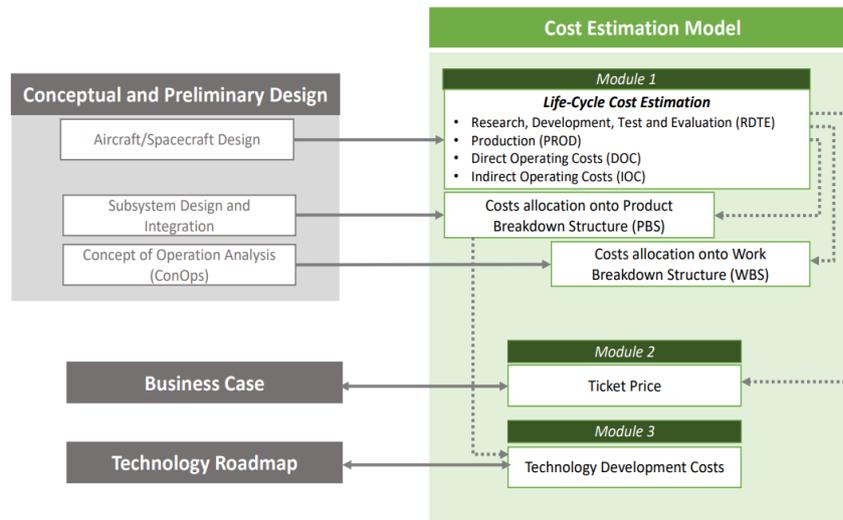


Figura 45 Cost Estimation Model contents

6.3. Overview del modello

Secondo la Figura 46, la stima del costo del ciclo di vita di un veicolo ipersonico è scomposta in quattro principali categorie di costo: RDTE, PROD, DOC e IOC. Come già anticipato nella sezione precedente, l'analisi della letteratura evidenzia chiaramente l'indisponibilità di un modello completo specificamente adattato ai veicoli ipersonici. Pertanto, a seconda della specifica categoria di costo, sono stati perseguiti diversi approcci per sviluppare le relazioni di stima dei costi. In alcuni casi, i CER già disponibili si sono dimostrati in grado di prevedere i costi associati al segmento ipersonico, mentre in altri casi sono state formulate e adottate relazioni modificate o inedite. I dettagli sullo sviluppo delle CER sono forniti per ciascuna categoria di costo nelle seguenti sottosezioni.

Per la categoria di costo di *research, development, test and evaluation* (RDT&E) è stata selezionata la *baseline* a livello sistema (*vehicle*) del modello TRANSCOST, dove secondo Koelle, il costo di sviluppo può essere semplicemente suddiviso in due contributi: il contributo della cellula (inclusi tutti i sottosistemi) e il contributo del sistema propulsivo. Le equazioni sono state poi opportunamente modificate introducendo numerosi coefficienti di correzione per valutare il livello tecnologico e per integrare le caratteristiche peculiari del segmento di volo considerato, rendendole significative per il velivolo di riferimento. I costi di sviluppo di alcuni sottosistemi (Fuel Subsystem, Thermal Protection Subsystem e Thermal and Energy Management Subsystem) sono stati valutati attraverso delle nuove relazioni analitiche modellate *ad-hoc*. I costi di sviluppo dei restanti sottosistemi sono stati ricavati come percentuale del residuo totale RDTE del veicolo. Queste percentuali sono state ottenute attraverso una modellazione dettagliata di tre veicoli ipersonici (vale a dire, LAPCAT A2, LAPCAT MR2.4 *basic* e LAPCAT MR2.4 *all electric*), sfruttando il modello PRICE-H incluso all'interno di strumenti commerciali. Infine, il costo totale di RDTE è stato valutato considerando il TRL (*Technology Readiness Level*) del progetto di riferimento [45] [46] [47].

Un approccio del tutto analogo è stato seguito per i costi di produzione (PROD), valutando successivamente l'effetto dell'esperienza nel processo produttivo (*learning factor*) sul costo totale di produzione. Questo effetto produce una variazione di costo totale dalla prima unità (TFU) all'ultima prodotta. Il volume di produzione è stato proposto valutando il contesto socioeconomico globale del segmento ipersonico. Anche in questa voce di costo (PROD) vengono presentati due livelli: il *vehicle level* e *subsystems level*. Analogamente alla categoria

RDTE, le CERs proposte da Koelle in TRANSCOST sono state rivalutate attraverso l'introduzione di nuovi cost drivers e una migliore regressione statistica (variazione degli esponenti e dei coefficienti). L'attività di *improvement* delle CERs di riferimento di TRANSCOST, come spiegato in seguito, è stata possibile grazie a nuovi dati di costo di velivoli ipersonici (*concepts* e non) comparabili a quello di riferimento, provenienti dall'attività progettazione avanzata o dalle valutazioni reali degli stessi. Per il livello sottosistema, l'approccio utilizzato nella categoria di sviluppo è stato riproposto. Sono stati valutati con delle relazioni ad-hoc i sottosistemi peculiari per il segmento ipersonico. I costi per gli altri sottosistemi sono stati quantificati con delle percentuali provenienti da PRICE-H scalate in funzione dei costi precedentemente calcolati [45] [46] [47].

Per valutare correttamente i costi operativi diretti (DOCs) di un velivolo ipersonico destinato a essere utilizzato in modo simile a un aereo civile sia in termini di missione che di funzionalità, è stato necessario un approccio di stima dei costi orientato al campo aeronautico. In questo senso, il metodo NASA, teorizzato da Repic et al., è uno strumento fondamentale in quanto fornisce alcune importanti considerazioni per affrontare la maggiore complessità dei velivoli ipersonici. In questo contesto, le attività di ricerca svolte dal Politecnico di Torino si sono concentrate sull'analisi del set di equazioni fornito dalla NASA, valutandone l'applicabilità al caso studio di riferimento, sull'identificazione delle modifiche da implementare per aggiornare queste CERs e sullo sviluppo di un flusso di attività in cui le CERs modificate possano consentire di prevedere l'impatto dei miglioramenti tecnologici su DOCs. Per la valutazione dei DOCs si è valutato un ampio set di input, in parte proviene dalle fasi precedenti. Molti cost drivers sono stati estrapolati valutando le caratteristiche fisiche e prestazionali del velivolo di riferimento, provenienti dall'attività di re-design svolta dal Politecnico di Torino. Inoltre, altri drivers sono stati calcolati considerando il suo livello tecnologico e di progettazione attuale e alcune considerazioni socioeconomiche globali. La valutazione del costo del carburante e dell'attività di manutenzione, per esempio, è stata ben approfondita per rispecchiare le caratteristiche peculiari del segmento ipersonico che sfrutta idrogeno liquido come propellente e che implementa strutture particolari per le fenomenologie derivate dal campo di flusso ipersonico. I costi operativi diretti infine sono presentati con opportune unità di misura, significative per la *market economy* dell'aviazione globale.

Per quanto riguarda i costi operativi indiretti (IOC), solo poche metodologie esistenti forniscono CERs per stimare questo contributo ai costi operativi. Ciò è dovuto principalmente alla consistente mancanza di dati IOC e al fatto che il costo indiretto è strettamente correlato alla strategia manageriale della specifica compagnia aerea, variando notevolmente tra le principali compagnie aeree, i vettori low cost, le compagnie aeree regionali e così via. Le difficoltà aumentano quando si affrontano veicoli ipersonici, tenendo conto che rappresentano una complessa combinazione di caratteristiche di velivoli e veicoli spaziali. Per gli IOC dei veicoli spaziali, la metodologia TRANSCOST fornisce utili linee guida (anche se le CERs non sono direttamente incluse). Tuttavia, le differenze in termini di profilo di missione tra veicoli spaziali e trasporto ipersonico e l'idea che, in futuro, ci saranno compagnie aeree con veicoli ipersonici nella loro flotta, portano a considerare che per i veicoli ipersonici possono essere sfruttati come riferimento i dati IOC forniti dall'*International Air Transport Association* (IATA) e dall'*International Civil Aviation Organization* (ICAO), attualmente in uso in aeronautica. Inoltre, considerando l'obiettivo futuro del trasporto ipersonico studiato (ovvero comportarsi come un veicolo dell'aviazione civile tradizionale), ci si può aspettare che gli IOC non cambino considerevolmente. Infine, è importante considerare che i dati IATA e ICAO sono abbastanza recenti e affidabili [45].

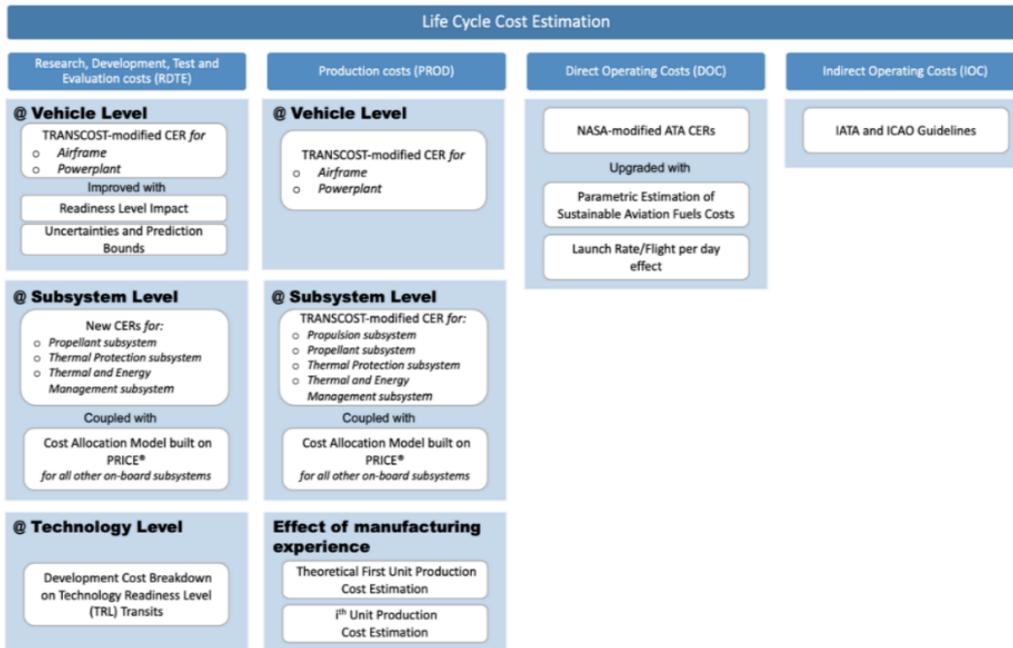


Figura 46 Cost Estimation Model for High-speed Aircraft, Politecnico di Torino

7. Baseline del modello di stima del LCC

Questo paragrafo presenta la *baseline* del modello parametrico di stima dei costi, oggetto della presente Tesi, che integra la progettazione del veicolo e i parametri operativi attraverso i *drivers* di costo, introducendo margini di previsione che tengano conto delle incertezze sulle correlazioni guidate dai dati, fornendo una prima stima dei costi a livello sistema e sottosistema, compreso il sistema di propulsione a ciclo combinato e i sottosistemi multifunzionali, e delle varie voci di costo operativo, diretti e indiretti.

7.1. RDTE e PROD

Seguendo il riferimento TRANSCOST [19] [20] [21], i modelli RDTE e di produzione (PROD) sono organizzati su alcune relazioni di costo fondamentali, contenenti equazioni matematiche costituite dai principali fattori di costo, che vengono poi arricchiti mediante l'uso di opportuni "fattori di regressione" (Tabella 1). L'equazione matematica fondamentale è definita in Eq. (1), dove un costo generale C è correlato a un *driver* di costo, in questo caso è la massa di riferimento M del sistema, nonché più comune.

$$C = a \cdot M^x \quad (1)$$

Dove:

a è un coefficiente costante specifico del sistema,

x è un fattore di sensitività del rapporto *cost-to-mass* specifico del sistema.

La maggior parte delle CERs si basa su una massa di riferimento del sistema o dell'unità. Ciò non significa, tuttavia, che il costo sia direttamente proporzionale alla massa. La situazione reale è molto più complessa e ci sono casi in cui una massa inferiore significa un costo maggiore, ad esempio l'introduzione di tecnologie avanzate per ridurre il peso.

La CER finale è quindi derivata come composizione della relazione centrale (*CER Core*) e dei diversi fattori f_i (Tabella 1), ove applicabili, come in Eq. (2).

$$C_{\text{final}} = a \cdot M^x \cdot \prod_{i=1}^{n_{\text{factor}}} f_i \quad (2)$$

La descrizione dettagliata dei valori assunti per questi fattori verrà analizzata durante l'applicazione del modello. Per alcuni fattori la letteratura propone dei range di valori di applicabilità, per i restanti valori sono state proposte delle relazioni empiriche o delle raccomandazioni per poterli ipotizzare.

Additional Factors to CERs	Acronym	Type of CER
Systems engineering / integration factor (Development)	f_0	RDTE
Development standard factor	f_1	RDTE
Technical quality factor	f_2	RDTE
Team experience factor	f_3	RDTE
Learning Curve factor	f_4	PROD
Not defined	f_5	N/A
Deviation from optimal schedule	f_6	RDTE
Program organization factor	f_7	RDTE
Productivity of region	f_8	RDTE / PROD
Impact of subcontractors	f_9	RDTE / PROD
Reduction factor due to experience / cost engineering	f_{10}	RDTE
Reduction factor due to absence of government contracts	f_{11}	RDTE
Systems engineering / integration factor (Production)	f'_0	PROD
Production cost improvements factor	f'_{10}	PROD
Government contracts factor for production	f'_{11}	PROD

Tabella 2 List of additional factors to TRANSCOST core CERs

Uno degli aspetti peculiari del modello TRANSCOST, come già preannunciato, è l'unità di misura della stima, ossia l'anno lavorativo (WYr). Ciò è giustificato dal fatto che le stime dei costi sono generalmente influenzate dall'inflazione, dalle fluttuazioni valutarie e dalle conversioni. L'anno di lavoro può essere quindi utilizzato indipendentemente da tali aspetti e quindi convertito in valori di valuta a seconda delle esigenze dell'utente. Le CERs descritte di seguito sono quindi espresse in WYr.

Un formato esplicito dell'equazione matematica riportata in Eq. (2) è mostrato in Eq. (3) per il sottomodulo di RDTE.

$$H_{\text{system}} = C \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \cdot f_8 \cdot f_9 \cdot f_{10} \cdot f_{11} \quad (3)$$

dove H_{system} è il costo del sistema in WYr e i coefficienti sono presenti a seconda della tipologia del sistema stesso. Il costo totale di sviluppo del sistema, inclusa l'integrazione, è derivato da Eq. (4).

$$C_{\text{TOT}} = f_0 \cdot \sum_{i=1}^{N \text{ item}} H_{\text{system}} \cdot f_6 \cdot f_7 \quad (4)$$

Il sottomodulo del costo di produzione TRANSCOST si occupa dei costi ricorrenti relativi alla produzione dei propulsori e della cellula del velivolo. In particolare, si concentra sull'identificazione di opportuni CER per la stima del costo teorico di prima unità (TFU). Come già detto, questo è particolarmente importante in quanto il costo complessivo di produzione di una serie di veicoli, a differenza di quanto accade per i costi RDTE, è fortemente influenzato dal numero di veicoli prodotti. Il sottomodulo propone un insieme di equazioni simili a quelle presentate per il calcolo dei costi RDTE, essendo caratterizzato da una formulazione CER di base (sia per i motori che per le cellule) arricchita da fattori specifici a seconda dell'elemento considerato. Il costo totale di produzione di una singola unità è quindi derivato dalla combinazione dei contributi del costo del motore e della cellula. I risultati finali sono sempre espressi in WYr. Il formato generico di una CER per il sottomodulo del costo di produzione TRANSCOST è mostrato in Eq. (5), dove un costo generale C è correlato a un *driver* di costo, anche in questo caso è la massa di riferimento M del sistema.

$$C = b \cdot M^y \quad (5)$$

Dove:

b è un coefficiente costante specifico del sistema,

y è un fattore di sensitività del rapporto cost-to-mass specifico del sistema.

Un formato esplicito dell'equazione matematica riportata in (5), che tiene conto anche del numero di unità costruite e dell'effetto della curva di apprendimento, è mostrato in Eq. (6).

$$F_{\text{system TOT}} = \sum_{i=1}^n C \cdot f_{4i} \quad (6)$$

Dove:

$$f_{4i} = i^{\frac{\log P}{\log 2}} \quad (7)$$

è il fattore che considera la percentuale di riduzione del costo dell'unità i -esima della serie di produzione rispetto al TFU. È importante evidenziare che l'espressione Eq. (6) consente di calcolare il costo totale di produzione di un sistema selezionato e non il valore n -esimo. Il fattore f_4 è solo uno dei fattori utilizzati per adeguare le CERs di produzione del sottomodulo. Infatti, una generica CER per la stima dei costi di produzione può essere espressa come in Eq. (8), dove è rappresentato l' i -esimo costo unitario.

$$F_i = b \cdot M^y \cdot f_{4i} \cdot f_8 \cdot f'_{10} \cdot f'_{11} \quad (8)$$

Il costo totale di produzione di un velivolo è quindi la combinazione dei costi di produzione dei motori e della cellula, come indicato in (9).

$$C_{\text{TOT}} = f_0'^N \cdot \left(\sum_{i=1}^n F_{\text{airframe}_i} + \sum_{i=1}^{n_e} F_{\text{engine}_i} \cdot f_9 \right) \quad (9)$$

Dove:

n è il numero di velivoli (cioè il numero di cellule) costruiti,

n_e è il numero di propulsori costruiti,

N è il numero di stadi del velivolo,

F_{airframe_i} è il costo dell' i -esima cellula derivato dalla CER della cellula,

F_{engine_i} è il costo dell' i -esimo propulsore derivato dalla CER del propulsore.

Vale la pena notare che il *systems engineering / integration factor* per il sottomodello di produzione è leggermente diverso quello del sottomodello di sviluppo.

L'approccio TRANSCOST è simile a quello descritto da Roskam anche se le CER proposte sono definite in modo più semplice. A causa dei dati che sottendono alle correlazioni statistiche proposte da TRANSCOST, più vicine al campo del caso studio, tali CER costituiscono il punto di partenza per la definizione del modello proposto (Paragrafo 8), anche se vengono aggiunte alcune variabili utilizzate da Roskam come driver di costo per migliorare la formulazione TRANSCOST. Anche i costi operativi sono inclusi nel modello TRANSCOST, ma il dominio di applicazione appare troppo lontano dal caso studio considerato [19] [20] [21]. Per questo motivo non sono considerati come modello di riferimento, essendo sostituiti nella Sezione 7.2. da una metodologia più consistente proposta da Repic e validata dalla NASA.

7.2. OPS - DOC

L'approccio fornito da Roskam, presentato nel Capitolo 4, è applicabile agli aerei convenzionali. Tuttavia, la NASA ha definito un modello specifico di stima del DOC per i sistemi di trasporto ad alta velocità, partendo dall'analisi dei dati e dei metodi proposti dall'*Air Transport Association of America* (ATA). Questo approccio ha prodotto CERs interessanti per alcune voci di costo DOC come qui descritto. La ripartizione dei costi del DOC derivato è simile a quella descritta da (Roskam, 1985), anche se vengono calcolate solo alcune delle voci [23] [24].

Le equazioni per il calcolo del costo operativo diretto (DOC) per un velivolo HST sono in funzione dei vari *Drivers* e della variazione del DOC che risulterebbe dal miglioramento dei valori dei *Drivers* stessi. Per definizione, i *Driver Parameters* sono parametri che compaiono nelle formule DOC che sono direttamente riconducibili alla tecnologia ipersonica.

Le formule DOC sono state organizzate per esprimere i *Driver Parameters* in forma normalizzata o altre forme che sono convenienti ai fini del metodo generale.

Le variazioni del DOC derivanti dal miglioramento dei Drivers sono calcolate mediante equazioni denominate *Driver Equations* e sono espresse nel rapporto $\frac{\frac{\Delta \text{DOC}}{\text{DOC}}}{\frac{\Delta \text{Driver}}{\text{Driver}}}$.

I rapporti $\frac{\frac{\Delta \text{DOC}}{\text{DOC}}}{\frac{\Delta \text{Driver}}{\text{Driver}}}$ sono qui chiamati per comodità "*Driver Partial*s".

I valori dei costi operativi sono calcolati utilizzando le relazioni DOC e sono espressi in $\frac{\$}{\text{ton} \cdot \text{statute mile}}$.

In questo lavoro tutte le CERs sono state riformulate in tonnellate-miglia nautiche. Inoltre, considerando che i costi sono espressi in USD, sarà introdotto un opportuno tasso di cambio da USD a euro. Le formule e gli input sono espressi con coefficienti in unità SI.

I dati di input per questa fase sono costituiti dai parametri dell'aeromobile e della missione forniti dall'output della fase HST *Definition*.

Symbol	Units	Parameter
Driver Parameters		
L/D	-	Cruise lift-drag ratio
sfc	kg/N-hr	Specific fuel consumption
W_{AF} / W_{GTO}	-	Airframe weight fraction
$(W/T)_{TJ}$	-	Turbojet specific weight
$(W_{RJ}) / (A_C C_{TRJ})$	kg/m ²	Ramjet sizing parameter
Other Aircraft Parameters		
A_C	m ²	Total cowl inlet area, ramjet engines
N_{TJ}	-	Number of turbojet engines per aircraft
N_{RJ}	-	Number of ramjet engine modules per aircraft
T_{TJ}	N	Turbojet thrust (SL static) per engine
$(T/W)_{GTO}$	-	Maximum thrust to weight ratio at take-off
W_{AV} / W_{GTO}	-	Avionics equipment weight fraction
W_{FT} / W_{GTO}	-	Fuel weight fraction
W_{GTO}	kg	Gross take-off weight
W_{PL} / W_{GTO}	-	Payload weight fraction
W_{RJ} / W_{GTO}	-	Installed ramjet engines weight fraction
W_{TJ} / W_{GTO}	-	Installed turbojet engine and duct weight fraction
Mission Parameters		
K_D	-	Descent fuel fraction
K_R	-	Reserve fuel fraction
K_CL	-	Climb fuel fraction
Mission Parameters	-	Cruise Mach no.
R_T	km	Operational range
t_F	hr	Time of flight
V_B/V_CR	-	Ratio, block velocity to cruise velocity

Figura 47 Input parameters for DOC CERs

I dati di input sono utilizzati per:

- Determinare il valore di costo per ciascuno degli elementi DOC e per il totale DOC utilizzando le DOC CERs.
- Determinare il *driver* parziale utilizzando le *driver equations*.

Esiste una CER per ogni elemento dei DOC. Questi vengono poi sommati per calcolare il *Total DOC*. Le costanti operative e i fattori di costo che non sono indicati nella definizione HST di base, ma necessari per risolvere le equazioni DOC, sono forniti da fonti esterne al testo.

La ripartizione dei costi adottata per il calcolo del DOC è la stessa utilizzata da Repic (NASA), come riportato in Figura 48. In particolare, una serie di cinque equazioni è stata analizzata e considerata applicabile. I *cost items* riguardano l'assicurazione, il deprezzamento, il personale di volo, il carburante e la manutenzione. Inoltre, considerando la complessità della CER di manutenzione, sono state incluse equazioni che riguardano sei diversi *maintenance cost items*: manodopera della cellula, materiale della cellula, manodopera del turbogetto, materiale del turbogetto, manodopera (sc)ramjet e materiale (sc)ramjet.

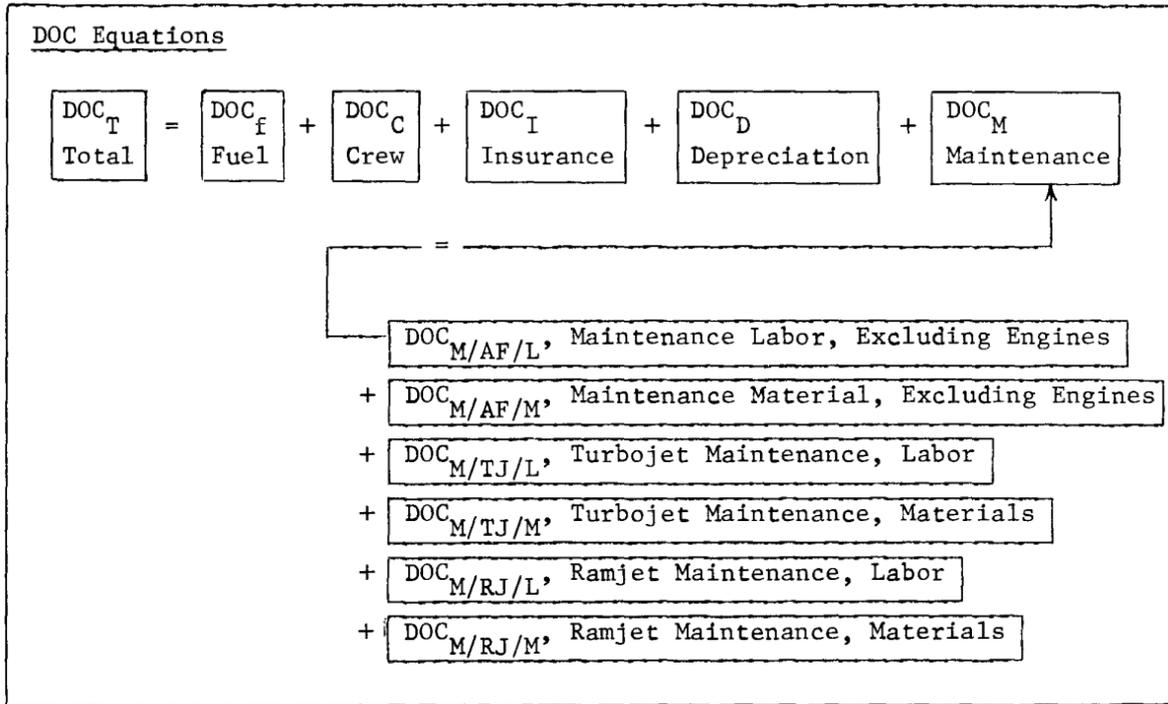


Figura 48 DOC Formula Summary

La formulazione generica delle ATA CERs modificate dalla NASA viene rappresentata dalla Eq. (10) [23] [24].

$$DOC_i = a_i \cdot \frac{W_{AF}}{W_{GTO}} \cdot b_i \cdot \left(\frac{W}{T}\right)_{TJ} \cdot c_i \cdot \left(\frac{W_{RJ}}{ACC_{TRJ}}\right) \cdot d_i \cdot sfc \cdot e_i \cdot \left(\frac{L}{D}\right) \quad (10)$$

Le equazioni hanno la forma del prodotto dei *drivers* e di alcuni coefficienti numerici. Questi cambiano a seconda delle diverse unità di misura, a causa dei fattori di conversione. Nella maggior parte delle equazioni, i *drivers* sono correlati a due rapporti: il rapporto tra la massa del carburante e il peso massimo al decollo $\frac{W_{fT}}{W_{GTO}}$ e il rapporto tra la massa del carico utile e il peso massimo al decollo $\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$.

Infatti, è possibile scrivere che:

$$\frac{W_{fT}}{W_{GTO}} = f\left(sfc, \left(\frac{L}{D}\right)\right) \quad (11)$$

$$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}} = f\left(\left(\frac{W_{AF}}{W_{GTO}}\right), \left(\frac{W}{T}\right)_{TJ}, \left(\frac{W_{RJ}}{ACC_{TRJ}}\right)\right) \quad (12)$$

Il modello proposto da Repic nel report NASA è considerato il riferimento principale per la stima del DOC per i sistemi HST. Infine, gli IOC non vengono calcolati dal riferimento della NASA e, per questo motivo, al fine di poter definire un modello di stima più consistente (rispetto a Roskam), si considerano i riferimenti riportati nella sezione seguente.

7.3. OPS - IOC

I costi operativi indiretti (IOC) si sommano ai DOC per completare i costi operativi totali (TOC). Come già anticipato nell'overview del modello, è abbastanza difficile trovare in letteratura un metodo plausibile per la valutazione dei costi operativi indiretti (IOC) per gli aeromobili civili. I costi operativi indiretti variano ovviamente in un ampio intervallo a seconda del tipo di missione/operazione della flotta e di attività e gestione della compagnia aerea. Sebbene la progettazione degli aeromobili possa avere un'influenza significativa sui costi indiretti, ad esempio richiedendo nuove strutture di manutenzione e l'introduzione di nuove competenze manageriali per i progressi tecnologici, è difficile quantificare il costo esatto dell'interrelazione tra IOC e il singolo aeromobile. Quando vengono trattati i velivoli ipersonici la difficoltà aumenta, tenendo conto che sono dei progetti che incorporano caratteristiche fisiche e prestazionali di velivoli convenzionali e veicoli spaziali. Tuttavia, le somiglianze tra il trasporto ipersonico point-to-point e l'aeronautica convenzionale in termini di servizi forniti, infrastrutture di terra richieste e personale, portano a considerare che i veicoli ipersonici saranno probabilmente caratterizzati da IOC simili agli attuali velivoli commerciali subsonici (tipicamente i “*large aircraft*”).

In considerazione di ciò, sono stati sfruttati i dati IOC disponibili, forniti da ICAO e IATA [16] [30], per fornire stime IOC per velivoli ipersonici commerciali. In particolare, in seguito, si introduce e definisce gli elementi IOC trattati in questo lavoro come definiti dall'ICAO.

Gli IOC items considerati sono:

- Aircraft Servicing Costs
Spese relative alle operazioni di Handling di terra e landing fees;
- Traffic Servicing Costs
Spese relative alle attività di gestione dei passeggeri, dei bagagli e dei cargo negli aeroporti;
- Passenger Servicing Costs
Spese relative agli assistenti di volo, pulizia della cabina, food e beverage e in-flight services;
- Reservations and Sales Costs
Spese relative agli uffici o mezzi informatici per le prenotazioni, la vendita dei biglietti, commissioni delle agenzie di viaggio etc;
- Other Indirect and System Overhead Costs
Spese generali di pubblicità e di marketing, spese amministrative e gestionali;
- Airport Charges and Air Navigation Charges
Spese relative alle tasse aeroportuali, oneri e commissioni sull'atterraggio, le emissioni inquinanti e di aeronavigabilità.

È stata anche suggerita una strategia di derivazione di alto livello di questi elementi IOC come nella Tabella 3, dove sono mostrati i principali fattori di costo coinvolti secondo (ICAO).

Dalla definizione degli IOC e da come essi sono quantificati è possibile notare che:

- Gli *Aircraft Servicing Costs* rappresentano solitamente un importo fisso per decollo (ciclo di volo) dell'aeromobile (questo valore è probabilmente leggermente influenzato dalle dimensioni dell'aeromobile);
- I *Traffic Servicing Costs* sono calcolati per passeggero a bordo; sono quindi funzione del fattore di carico (*Payload*);

- I *Passenger Servicing Costs*, ovvero i costi di assistenza ai passeggeri sono indicati per *Revenue Passenger Miles* (RPM);
- I *Reservations and Sales Costs* rappresentano una frazione delle entrate totali della compagnia aerea;

Gli altri costi indiretti e generali di sistema sono espressi in percentuale del costo operativo totale (TOC, dato dalla somma di DOC e IOC). Comprendono pubblicità e spese generali e amministrative.

IOC Item	High-level estimation (average values)
Aircraft Servicing Costs	\$800 per Aircraft Departure
Traffic Servicing Costs	\$15 per Enplaned Passenger
Passenger Servicing Costs	\$0.015 per RPM
Reservations and Sales Costs	14% of Total Airline Revenue
Other Indirect and System Overhead Costs	13% of Total Operating Expense, including: Advertising and Publicity (2% of TOC) General and Administrative (6% of TOC) System Overhead (5% of TOC)

Tabella 3 Average values for IOC items according to ICAO

Un approccio alternativo per stimare gli IOC è fornito da IATA, dove sono identificate diverse voci di costo come indicato in Tabella 4, insieme ai relativi valori (media). I costi forniti nella Tabella sono dati per posto disponibile per chilometro (*Available Seat Kilometres*, ASK).

IOC Item	\$ per ASK (average values)
General and Administrative	0.0072
Reservation, Ticketing, Sales and Promotion	0.0076
Station and Ground	0.0092
Airport Charges and Air Navigation Charges	0.0083
Passenger Service and Cabin Attendants	0.0079

Tabella 4 Average values for IOC items according to IATA

È quindi interessante confrontare le voci IOC dei due riferimenti per comprendere le differenze attraverso le quali vengono calcolati i costi. Il confronto non è finalizzato a valutare la differenza relativa ai valori quantitativi, che non possono essere discussi direttamente a causa della diversa attualizzazione. Tuttavia, osservando le voci di costo, sembra che i dati ICAO e IATA siano complementari. Pertanto, lo sfruttamento dei dati provenienti dalle due fonti consente di coprire tutte le principali voci di costo dei IOC [16] [30].

8. Presentazione e valutazione delle CERs

In questo capitolo vengono presentate le CERs del modello parametrico per la stima del costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico. In particolare, le CERs relative ai costi di sviluppo, produzione e operativi sono presentati rispettivamente nelle sezioni 8.1, 8.2, 8.3 e 8.4.

Per la formulazione e la validazione dei trend statistici (attività di regressione) delle CERs di sviluppo e di produzione sono stati considerati alcuni velivoli del segmento ipersonico, citati nei paragrafi 5.3 e 5.4, e sono stati riportati nella Tabella 5, con le loro principali caratteristiche. Questi veicoli fungeranno da database aggiuntivo per migliorare le formulazioni TRANSCOST [19] [20].

Vehicle	Mach	OEW [kg]	Engine	(One) Engine Thrust [kN]	(One) Engine Dry Mass [kg]	Updated Vehicle TFU [2017 M€]
X-15	6	6620	Rocket	27	95	93.1
Concorde	2	78770	TJ with AB	155	3175	620.4
SR-71	3	30600	TJ/RJ with AB	151	2700	317
XB-70	3	93000	TJ with AB	114	2300	651.4
SpaceLiner Orbiter	20	140000	Rocket	2050	3375	517.1
LAPCAT A2	5	200000	Scimitar	300	10200	1340.6
LAPCAT MR2	8	200000	ATR+DMR	250+5000	4000+1400	N/A

Tabella 5 Database to modified CERs

Come si può vedere, la popolazione statistica è piuttosto scarsa, considerando che solo pochi veicoli hanno raggiunto la fase operativa, e per la maggior parte di quelli che non hanno mai completato la fase di sviluppo sono disponibili in letteratura solo dati parziali. La scelta trainante per la selezione di questi candidati è stata quindi la disponibilità di un set completo di dati, al fine di non pregiudicare la soluzione ottenuta dalla regressione statistica. Il modello ottenuto va comunque considerato provvisorio, in quanto una stima più attendibile potrà essere formulata solo quando la popolazione statistica raggiungerà un numero maggiore di elementi.

8.1. RDTE CERs

L'approccio di definizione delle CERs di ricerca, sviluppo, test e valutazione (RDTE) consiste nell'individuazione di opportune equazioni derivanti dalla *baseline* del modello considerato. Il risultato è un insieme di equazioni che hanno una "forma" simile a quella

proposta da TRANSCOST, anche se i *drivers* principali possono essere diversi dalla massa. In particolare, i *drivers* di costo sono opportunamente individuati e selezionati in funzione della correlazione con il costo. La formulazione originale delle CERs proposte in TRANSCOST viene quindi valutata implementando i dati di costo dei veicoli riportati in Tabella 4 (poiché alcuni di essi non erano inclusi nel modello originario) per verificare la validità generale dei risultati e quindi valutare la loro applicabilità. Nelle relazioni in cui siano stati necessari aggiornamenti, sono stati adottati nuovi *drivers* di costo o modifiche ai coefficienti.

8.1.1. Vehicle Level

Nello specifico, per quanto riguarda la categoria di costo RDTE, il costo totale può essere semplicemente suddiviso nella cellula (inclusi tutti i sottosistemi) (H_{VA}) e i contributi del sistema propulsivo (H_{ET} , H_{ER} , H_{CCE}).

Rispetto all'equazione originale fornita in TRANSCOST, l'equazione del costo totale di sviluppo di veicolo ad alta velocità (Eq. (13)) è arricchita con:

- la capacità di stimare il costo a completamento del progetto sulla base dell'attuale livello di maturità tecnologica,
- un fattore di escalation dei costi $\frac{(CPI)_{year}}{(CPI)_{2016}}$ per garantire stime aggiornate.

Per quanto riguarda il primo aggiornamento, la formulazione originale consente di stimare il costo associato all'intero processo di sviluppo del veicolo, da TRL 1 a 9. Si tratta di un approccio conservativo che si adatta perfettamente agli scopi di una fase di progettazione concettuale. Tuttavia, per evitare sovrastime, la formulazione del costo RDTE a livello veicolo è stata arricchita di un parametro che consente di valutare i costi reali previsti in funzione della maturità media del sistema. Intuitivamente, può essere introdotto un fattore che tiene conto della maturità del veicolo nella forma $(1 - K_{TRL})$, dove il fattore K_{TRL} varia da 0 per un TRL1 a 1 per un TRL9.

La CER del costo di sviluppo totale del veicolo è descritta dall'Eq. (13)

$$C_{TOTRDTE} = \left[(1 - K_{TRL}) \cdot f_0^{n_{stages}} \cdot \left(\sum_{i=1}^{N_{ITEMS}} H_i \right) \cdot f_6 \cdot f_7 \cdot f_8 \right] \cdot 0.3101 \cdot \frac{(CPI)_{year}}{(CPI)_{2016}} \quad (13)$$

Dove

$C_{TOTRDTE}$ è il costo RDTE dell'intero progetto di velivolo ad alta velocità in [M€];

K_{TRL} è un fattore che tiene conto della maturità tecnologica del veicolo e varia da 0 per un TRL medio di 1 a 1 per un TRL medio di 9;

H_i è il costo del sistema (cioè cellula o motore) in [WYr];

f_0 è il fattore di integrazione ingegneristica dei sistemi, *Systems engineering / integration factor*;

f_6 è un fattore che tiene conto dello scostamento temporale dalla programmazione ottimale, *deviation from optimal schedule*;

f_7 è il fattore di organizzazione del programma, *program organization factor*;

f_8 è definito come l'impatto della produttività della regione, *productivity of region*;

$(CPI)_{year}$ è l'Indice dei Prezzi al Consumo dell'anno di riferimento per la stima dei costi;

$(CPI)_{2016}$ è l'indice dei prezzi al consumo dei dati della letteratura;

0,3102 è il fattore che consente di passare da [WYr] a [M€].

▪ **Vehicle (w/o engines) - Advanced aircraft development cost**

Secondo il modello TRANSCOST, la prima componente del costo di sviluppo complessivo del veicolo è la cellula (con i sottosistemi) che qui viene denominata *vehicle without engines*. La formulazione originale (14) è la seguente:

$$H_{VA} = 2880 \cdot (M_{OEW})^{0.241} \cdot f_1 \cdot f_2 \cdot f_3 \quad (14)$$

In questo caso, i trend proposti dal modello originale sono stati valutati criticamente rispetto a una serie di dati più recenti relativi a progetti ad alta velocità in corso. In particolare, l'aggiornamento della popolazione statistica porta ad una nuova formulazione dell'equazione parametrica Eq. (14), principalmente in termini di coefficienti numerici, piuttosto che nella forma dell'equazione stessa.

$$H_{VA} = 1746 \cdot \left(M_{dry_{vehicle\ no-engine}} \right)^{0.284} \cdot f_1 \cdot Mach^{0.15} \cdot f_3 \quad (15)$$

Dove:

H_{VA} è il costo di sviluppo del veicolo senza motori [WYr];

$M_{dry_{vehicle\ no-engine}}$ è la massa a secco del veicolo senza motore [kg];

f_1 è il fattore standard di sviluppo (da una variazione di un progetto esistente; a un nuovo concetto che coinvolge nuove tecniche e tecnologie);

f_3 è il fattore di esperienza del team nel progetto.

Come mostrato chiaramente in Grafico (7), le previsioni sono risultate in buon accordo con i dati storici con un corretto adeguamento di tutti i parametri dell'equazione. In particolare, rispetto alla formulazione originaria dell'Eq. (14), i parametri f_{10} (fattore di riduzione per esperienza/costo ingegneria) e f_{11} (fattore di riduzione per assenza di appalti pubblici) sono stati trascurati in quanto non direttamente applicabili al caso in esame e di difficile stima.

Inoltre, per rivelare meglio la dipendenza di questa voce di costo rispetto al numero di Mach di crociera, nella CER è stato esplicitamente inserito il parametro f_2 .

$$f_2 = Mach^{0.15} \quad (16)$$

La CER per la stima dei costi RDTE dei veicoli ad alta velocità (*Advanced*) è testata sull'elenco degli aeromobili fornito in Tabella 4, mantenendo anche il dataset originale. Questo test viene eseguito per verificare se la stima sia ancora valida quando si considerano concetti innovativi di velivoli ipersonici, come l'A2 o anche lo Spaceliner Orbiter. Applicando l'Eq. (15) è possibile ottenere i risultati rappresentati in Grafico (5) e Grafico (6).

È interessante notare come la CER interpola correttamente il set di dati all'aumentare del numero di Mach e al variare del peso a vuoto della cellula.

Dagli andamenti 2D è possibile apprezzare la curva definita dalla CER (15), parametrizzando uno per volta i due cost drivers. Al contempo l'andamento 3D, Grafico (7), delinea il piano generato dalla CER al variare dei due cost drivers simultaneamente. La

variazione di questi è stata impostata in maniera da generare un *meshing* molto fitto per garantire l'accuratezza dell'output (H_{VA}).

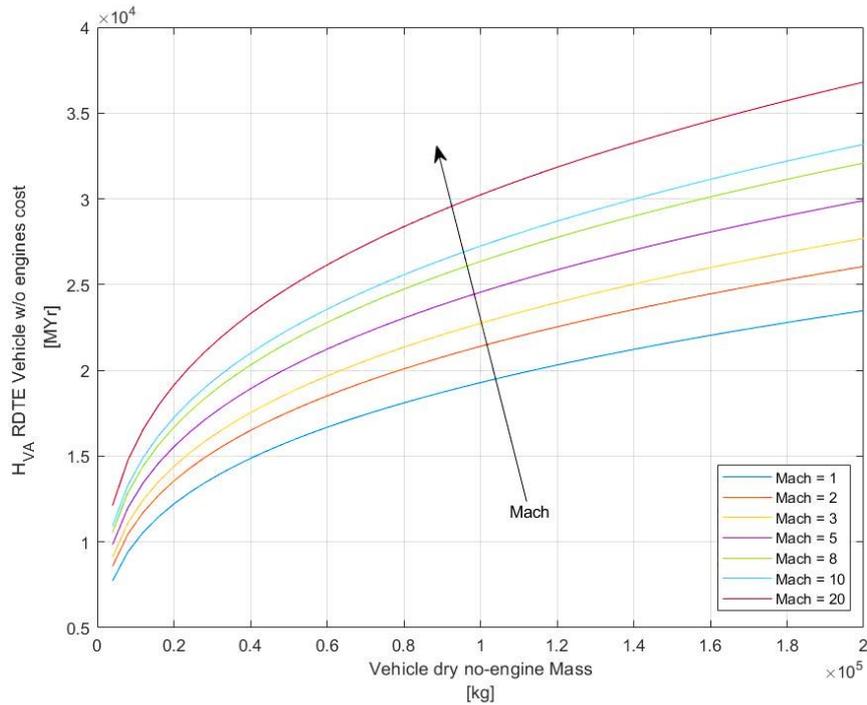


Grafico 5 2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the vehicle dry mass (w/o Engine) using the Mach number as parameter

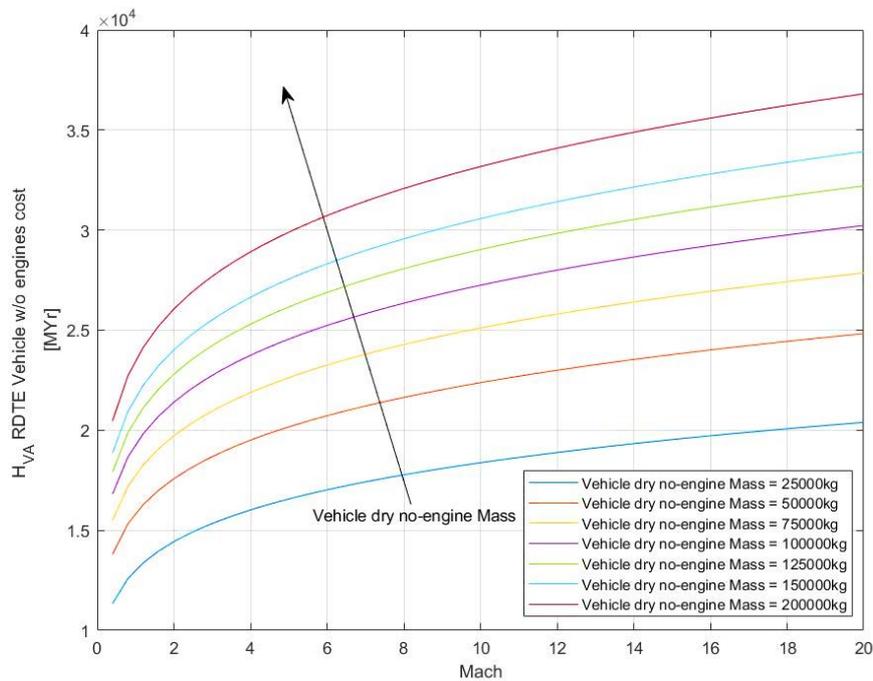


Grafico 6 2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the Mach number using the vehicle dry mass (w/o Engine) as parameter

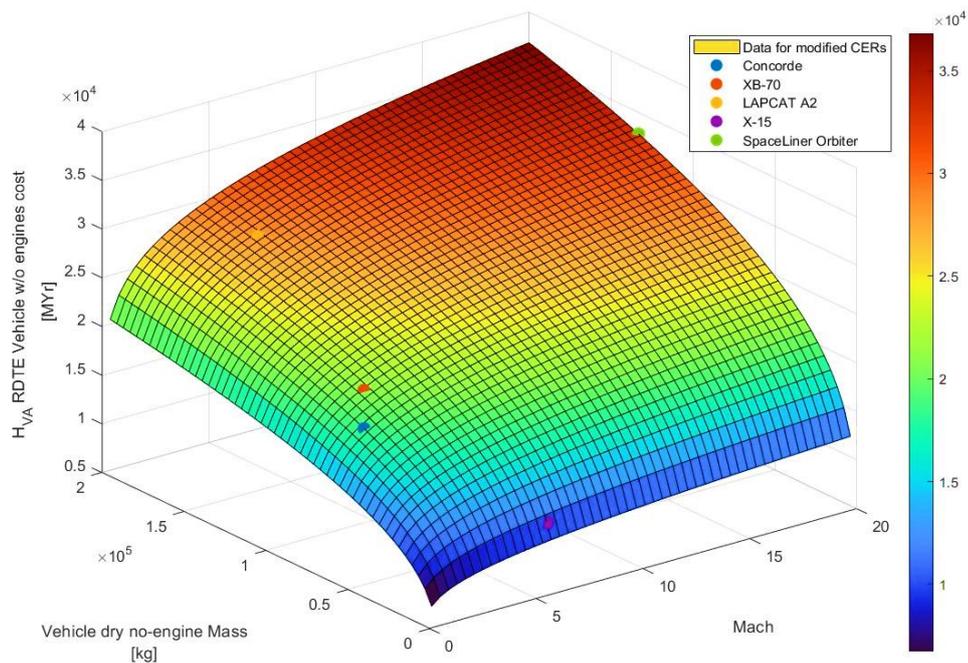


Grafico 7 3D Variation of the Vehicle (w/o Engine) RDTE Cost as function of the vehicle dry mass (w/o Engine) and the Mach number

Sia i trend 2D che 3D sembrano essere in linea con i dati reali, considerando anche i nuovi concetti. Osservando più da vicino i risultati 3D e analizzando le viste parametriche 2D, sembra che la correlazione tra stima e dati sia buona. La CER modificata, derivante da TRANSCOST, appare valida e può essere utilizzata per la stima dei costi di sviluppo HST.

▪ Engines development cost

Le attività di ricerca passate e recenti [45] mostrano chiaramente che i futuri velivoli ipersonici civili opereranno per una delle due principali opzioni propulsive di seguito descritte:

- installazione a bordo di due sottosistemi propulsivi indipendenti. Uno in grado di supportare operazioni “a bassa velocità”, estendendosi dal regime subsonico a quello di alto supersonico, e un secondo in grado di supportare fasi “ad alta velocità”, accelerando il veicolo fino a Mach maggiori di cinque e consentendo la crociera a velocità ipersonica.

Come motore "a bassa velocità", è possibile selezionare una delle seguenti alternative:

- Turbojet o Turbofan senza postbruciatore;
- Turbojet o Turbofan con postbruciatore;
- Turbogetto o Turbofan preraffreddato con postbruciatore.

Complementari, la famiglia di motori “ad alta velocità” comprende:

- Ramjet
- Scramjet
- Ramjet dual mode
- Integrazione delle capacità di "bassa velocità" e "alta velocità" in un motore a ciclo combinato basato su turbina (*Turbine Based Combined Cycle - TBCC*).

Questi motori possono essere classificati in due gruppi a seconda dell'integrazione del turbojet e del ramjet:

- Motori tandem TBCC: Turbogetto o Turbofan (preraffreddato) in cui un flusso di bypass può aggirare il combustore e la turbina a bassa velocità per utilizzare il postbruciatore come combustore ramjet per velocità elevate (ad es. motore SR-71);
GGC-ATR (Gas generator cycle - Air Turbo Rocket/Ramjet);
EXC-ATR (Expander cycle - Air Turbo Rocket/Ramjet).
- Motori TBCC upper/lower o side/side: il flusso può essere suddiviso in due motori nettamente separati: uno appartenente alla famiglia turbojet o tandem TBCC e uno appartenente alla famiglia ramjet.

Sfortunatamente, la mancanza di dati storici sui costi per tutte queste architetture di sistemi propulsivi ha impedito di suggerire formulazioni CER dettagliate personalizzate *ad-hoc* per ogni variante. Tuttavia, il ruolo cruciale dei sistemi propulsivi per i futuri velivoli civili ad alta velocità richiede di fornire almeno una prima stima per il loro costo di sviluppo.

L'approccio utilizzato si adatta meglio alle esigenze di progettazione concettuale, in cui si prevede di definire solo il layout generale del sottosistema propulsivo. In questo caso sono state sviluppate tre diverse formulazioni, una per i motori "a bassa velocità", una per i motori "ad alta velocità" e una per i "motori a ciclo combinato".

Vale la pena notare che anche se le equazioni divulgate non sono sviluppate per descrivere una specifica tecnologia del motore, possono essere adattate per rispondere meglio alle esigenze specifiche grazie ai parametri inclusi nelle formulazioni.

In dettaglio, l'Eq. (18) e l'Eq. (19) sono suggerite per configurazioni di sottosistemi propulsivi in cui è possibile identificare un motore a bassa velocità e un motore ad alta velocità (ramjet o scramjet).

Turbojet engine RDTE cost

Per quanto riguarda il motore *airbreathing* a bassa velocità, la formulazione originale fornita da TRANSCOST (17) si adatta bene ai dati di costo dei motori a bassa velocità derivanti dai velivoli del database aggiuntivo, ovvero l'Olympus del Concorde e il motore GEYJ93 dell'XB-70.

$$H_{ET} = 1380 \cdot (M_{ET\ dry})^{0.295} \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (17)$$

Tuttavia, diversamente dalla formulazione originale, l'Eq. (18) comprende un secondo termine in cui viene introdotta la dipendenza dalla velocità massima di esercizio del motore. In questo modo la formulazione originaria viene modificata suggerendo la dipendenza da un nuovo parametro operativo, oltre al peso a vuoto del propulsore già presente.

$$H'_{ET} = \left[1380 \cdot (M_{ET\ dry})^{0.295} + 1.12 \cdot v \right] \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (18)$$

Dove:

H'_{ET} è il costo RDTE del motore a bassa velocità in [WYr];

$M_{ET\ dry}$ è la massa a secco del motore ATR di riferimento [kg];

v è la velocità massima di esercizio del motore [m/s].

È importante sottolineare che, considerando il set di dati disponibile (TRANSCOST più nuovi punti), la validità dell'Eq. (18) è confermata per motori di massa a secco compresa tra 500 kg e 10.000 kg.

La situazione è chiarita in Grafico (8) e Grafico (9), dove è possibile notare come il nuovo andamento si adatti meglio alle innovative configurazioni propulsive, anche se è presente uno scostamento maggiore (non visibile) con la formulazione originaria per bassa massa a secco del motore (che è comunque fuori dai confini dell'analisi). Dagli andamenti 2D è possibile apprezzare la curva definita dalla CER (18), parametrizzando uno per volta i due cost drivers.

Nella vista 3D riportata in Grafico (10) è possibile vedere come il contributo della velocità di volo influisca positivamente sulla stima. La nuova CER dimostra anche una buona correlazione tra velocità di volo e parametri di massa a secco del motore.

Inoltre, la nuova correlazione (18) fornisce risultati migliori a partire da 1000 kg di massa secca, considerando che le masse inferiori sono molto rare per i turbogetti nelle applicazioni ipersoniche, perciò tale valore viene selezionato come parametro iniziale (da cui viene generato il *meshing*) per il modello di costo aggiornato.

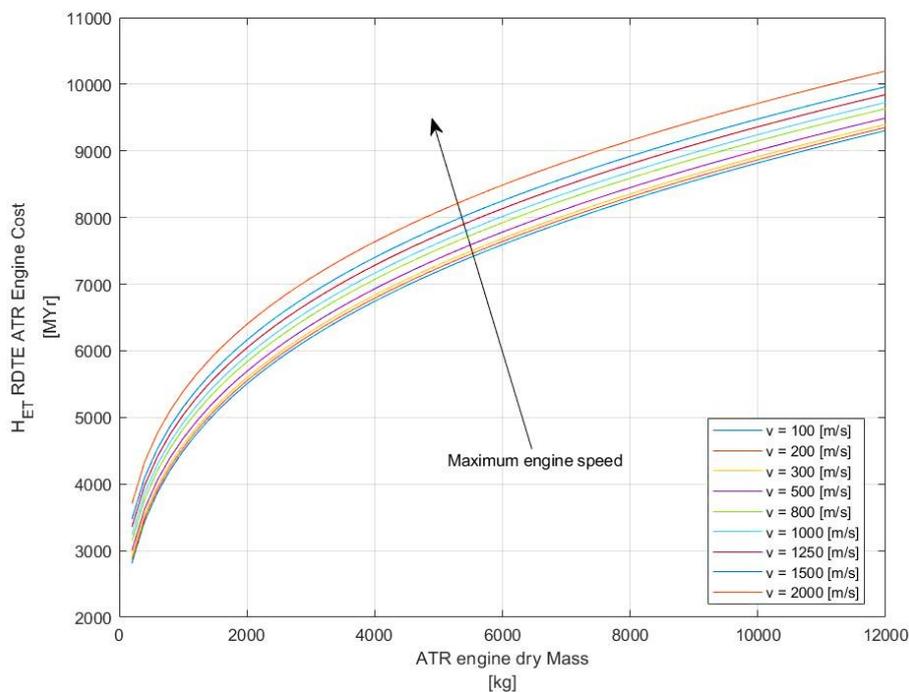


Grafico 8 2D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the ATR engine dry mass using the maximum engine speed as parameter

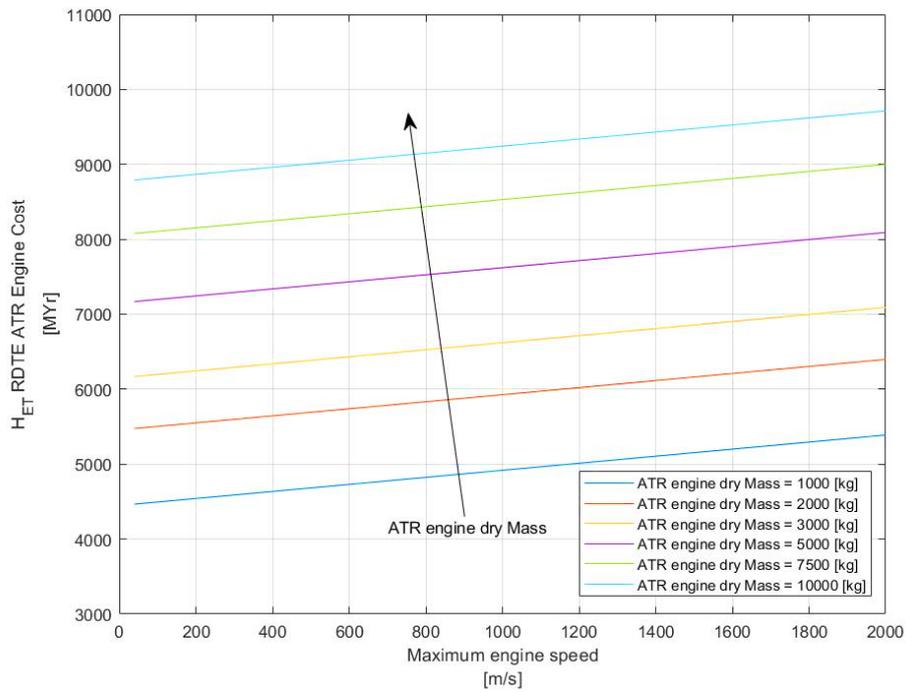


Grafico 9 2D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the maximum engine speed using the ATR engine dry mass as parameter

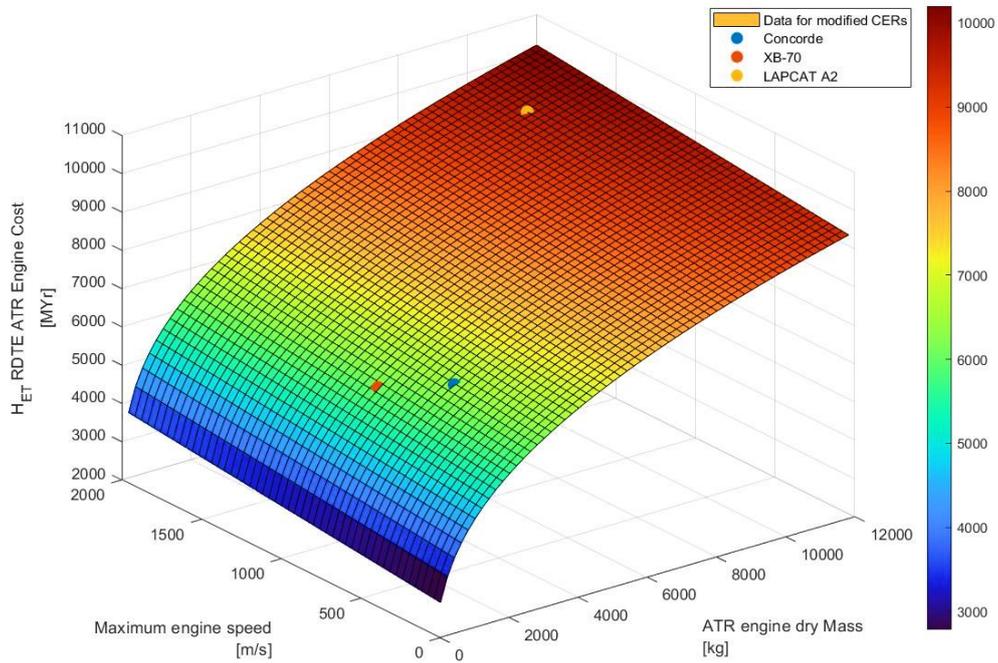


Grafico 10 3D Variation of the ATR engine RDTE Cost as function of the maximum engine speed and the ATR engine dry mass

Ramjet engine RDTE cost

Per quanto riguarda il motore ad alta velocità, la formulazione originale TRANSCOST, riportata in Grafico (11), si rivela valida per nuovi concetti di motore. Pertanto, essa può essere inclusa nel modello parametrico senza ulteriori modifiche, come riportato nell'Eq. (19).

$$H_{ER} = 355 \cdot (M_{ER\,dry})^{0.295} \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (19)$$

Dove:

$M_{ER\,dry}$ è la massa a secco del motore DMR di riferimento [kg];

L'equazione riportata in (19) è molto semplice, essendo funzione solo della massa a secco del propulsore *dual mode*. La formulazione sembra ragionevole considerando che nel database originale di TRANSCOST sia stato considerato il costo stimato per il ramjet del Sanger.

È difficile convalidare ulteriormente la CER poiché il numero di ramjet operativi per i quali è disponibile un valore di costo dichiarato è piuttosto basso. Tuttavia, la relazione viene utilizzata all'interno del modello proposto, poiché non sono note correlazioni alternative trovate in letteratura.

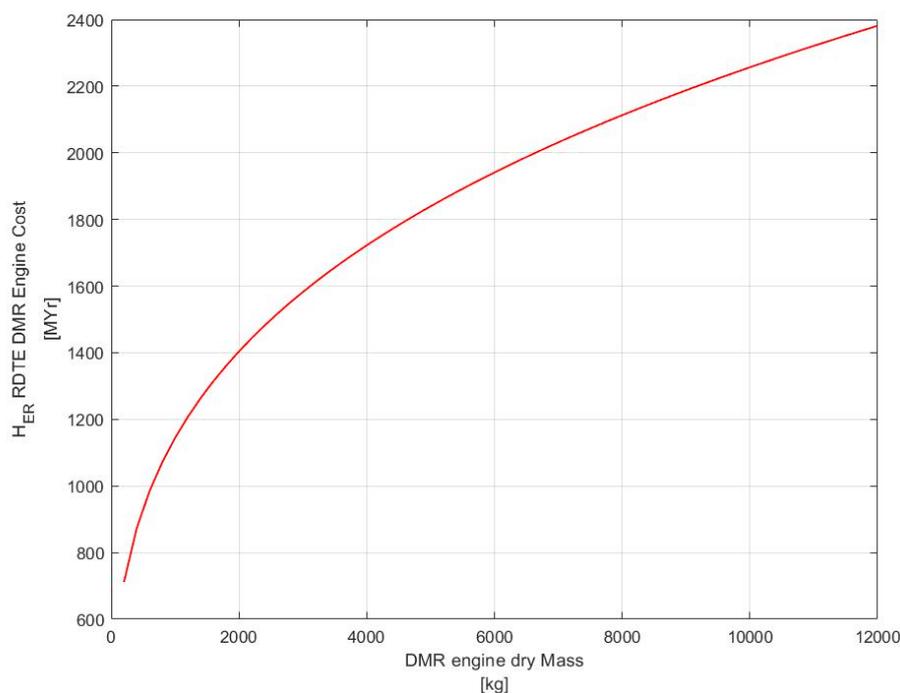


Grafico 11 2D Variation of the DMR engine RDTE Cost as function of the DMR engine dry mass

Combined Cycle engines RDTE cost

Tuttavia, come affermato all'inizio di questa sottosezione, i più recenti concetti di aeromobili ad alta velocità prevedono le tecnologie dei motori TBCC.

In questo caso, l'Eq. (20) è stata sviluppata per supportare la stima dei costi RDTE dei motori a ciclo combinato, ovvero quando la stessa unità può funzionare a diversi regimi di velocità. La formulazione è una combinazione delle equazioni a bassa velocità e ad alta velocità riportate nell'Eq. (18) e l'Eq. (19), arricchita dalla possibilità di personalizzare al meglio la

stima sulla base di un parametro numerico, di seguito denominato fattore di complessità. La CER finale è riportata di seguito (20):

$$H_{CCE} = C_{complexity} \cdot (k_{TJ} \cdot H'_{ET} + k_{RJ} \cdot H_{ER}) \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (20)$$

Dove:

H_{CCE} è il costo RDTE del motore a ciclo combinato [WYr];

k_{TJ} e k_{RJ} sono i coefficienti di configurazione a bassa e alta velocità usati per rappresentare le caratteristiche del motore (cioè se è più vicino a un turbojet o a un ramjet), che vanno da 0 a 1;

$C_{complexity}$ è un fattore di moltiplicazione utilizzato per confrontare il progetto considerato con uno esistente (ovvero può essere sfruttato come fattore di escalation o riduzione dei costi a seconda della configurazione globale del motore considerato).

Il Grafico (12) mostra l'andamento dell'equazione (20) in funzione della massa totale del sistema propulsivo con il valore di $C_{complexity}$ pari all'unità e un uguale contributo (0.5) delle configurazioni turbojet e ramjet. Osservando l'evoluzione dei costi del sistema propulsivo a ciclo combinato, la nuova formulazione del turbogetto (18) e quella originale TRANSCOST per il Dual Mode Ramjet sembrano ben rappresentate dall'andamento medio.

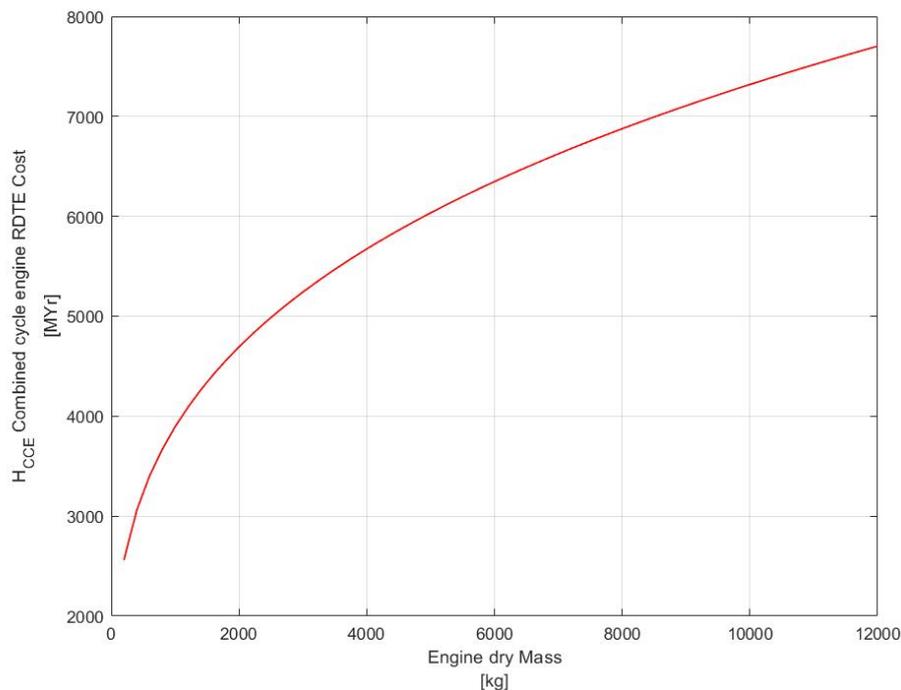


Grafico 12 2D Variation of the Combined Cycle Engine RDTE Cost as function of the Engine dry mass

8.1.2. Subsystem Level

La necessità di stabilire un collegamento con le attività di progettazione richiede di aumentare il livello di granularità del modello di stima dei costi, passando così dal livello *vehicle* a quello *subsystem*.

In questa fase, considerata l'indisponibilità di formulazioni parametriche per sottosistemi specifici (ad eccezione dei motori), si opta per un approccio ibrido. Considerando che i dati sui costi storici non sono sufficienti per definire equazioni parametriche complesse, i costi dei sottosistemi possono essere suggeriti come percentuale del totale RDTE del veicolo. Queste percentuali sono state ottenute attraverso lo sfruttamento del modello PRICE-H incluso all'interno di strumenti commerciali. Ogni voce di costo della *Product Breakdown Structure* (PBS), ovvero di ogni sottosistema, è stata calcolata attraverso il modello PRICE-H utilizzando parametri rappresentativi della complessità, del livello di innovazione e della tecnologia alla base del sottosistema stesso.

Sicché la formazione storica del progetto LAPCAT II riassunto nelle sezioni precedenti, ovvero il caso studio LAPCAT A2 e il caso studio LAPCAT MR2.4, avendo l'ESA fornito i dati di costo di riferimento [45], è stata utilizzata per suggerire i costi dei sottosistemi in termini percentuali rispetto al costo RDTE complessivo e per creare un database dei costi di sottosistemi.

In particolare, i dati di costo ottenuti sfruttando il modello PRICE-H sono stati utilizzati per suggerire nuove formulazioni matematiche per il sottosistema propellente, il sottosistema protezione termica e il sottosistema gestione termica ed energetica. Tra tutti i possibili sottosistemi, i tre sopra menzionati sono stati selezionati per la generazione di una vera e propria CER perché è stato possibile identificare i driver principali per le equazioni, come riportato nelle successive sottosezioni.

▪ Propellant/Fuel Subsystem development cost

La CER per lo sviluppo del sistema carburante/propellente non è disponibile in letteratura. Pertanto, grazie alla disponibilità di un insieme di dati di costo raggruppati utilizzando il modello PRICE-H e seguendo la generica formulazione CER suggerita in TRANSCOST, è stata ottenuta la formulazione parametrica riportata in Eq. (21). Per questo sottosistema vengono considerati tre *drivers* principali: il peso a vuoto operativo del veicolo, la massa a secco del motore e il tipo di carburante.

$$S_{PROP_{RDTE}} = \left[(0.1 \cdot M_{OEW}^{0.68}) + (0.5 \cdot \rho_{fuel}^{-0.6}) + (0.49 \cdot M_{E_{dry}}^{0.51}) \right] \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (21)$$

Dove:

$S_{PROP_{RDTE}}$ è il costo di sviluppo per il sottosistema propellente [WYr];

$M_{E_{dry}}$ è la somma delle masse a secco dei motori [kg] (es. 1 ATR+ 1 DMR);

M_{OEW} è il peso operativo a vuoto del velivolo [kg];

ρ_{fuel} è la densità del carburante [kg/m³].

In particolare, l'applicazione della massa a vuoto del propulsore come *driver* aggiuntivo consente di ridimensionare il costo del sistema in base alle dimensioni e alla complessità dell'architettura propulsiva. La formulazione Eq. (21) è plottata in Grafico (15). Il *plot* 3D rappresenta la superficie generata dalla CER (21) facendo variare entrambi i *cost drivers*.

I precedenti Grafici (13) e (14) mostrano il costo di sviluppo del sottosistema in funzione della variazione di un solo *driver* (parametrizzando l'altro).

Il contributo principale è dovuto all'OEW in quanto rappresenta la dimensione del veicolo, anche se la massa a secco del propulsore consente di regolare i risultati finali.

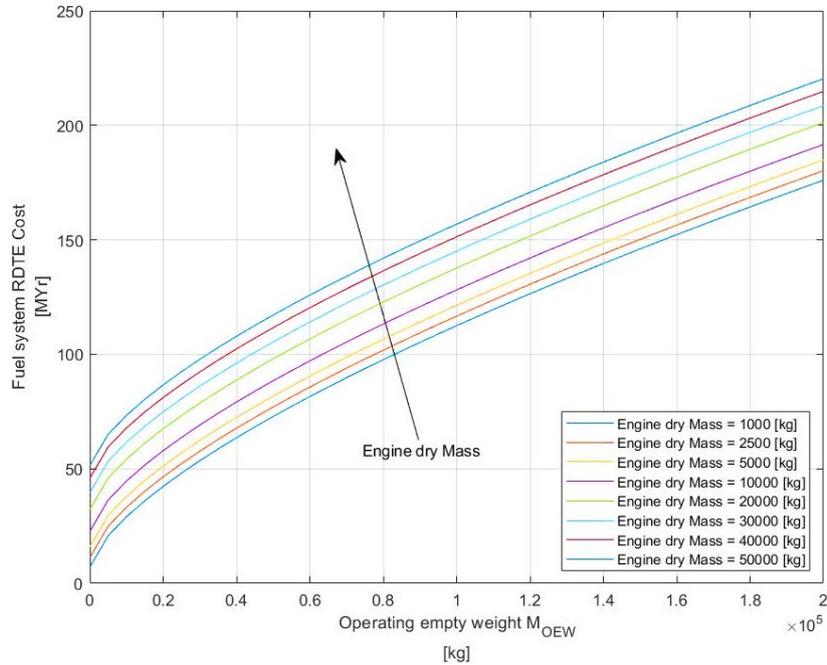


Grafico 13 2D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Engine dry Mass as parameter

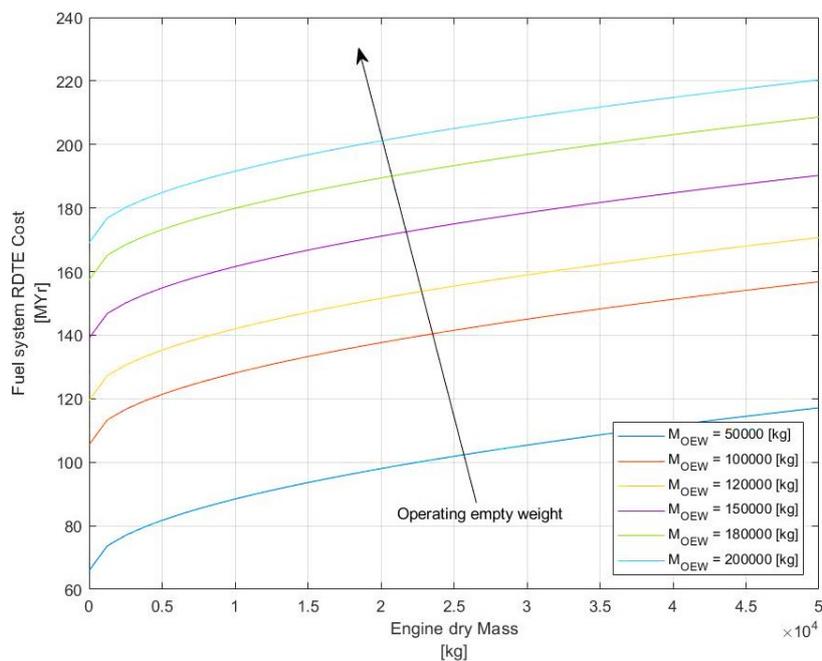


Grafico 14 2D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Engine dry Mass using the Operating empty weight as parameter

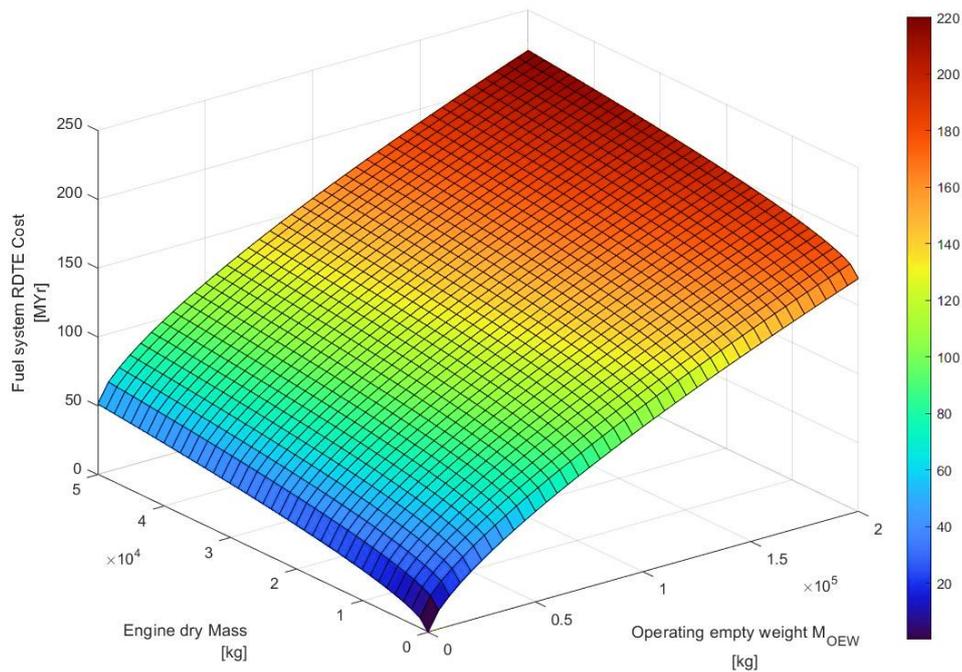


Grafico 15 3D Variation of the Fuel system RDTE Cost as function of the Engine dry Mass and the Operating empty weight

▪ **Thermal Protection Subsystem (TPS) development cost**

Un approccio simile viene applicato per derivare la CER (Eq. (22)) relativa allo sviluppo del sistema di protezione termica (TPS). In questo caso, oltre all'OEW, viene incluso come fattore di costo il flusso di calore massimo previsto lungo la missione.

$$S_{TPS_{RDTE}} = [(0.56 \cdot M_{OEW}^{0.59}) + (1.8 \cdot q^{0.51})] \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (22)$$

Dove:

$S_{TPS_{RDTE}}$ è il costo di sviluppo per il TPS [MYr]

q è il flusso termico di riferimento per il TPS del veicolo considerato [W/m²].

L'andamento risultante è riportato in Grafico (18). I contributi dei due fattori di costo sono in questo caso più equilibrati rispetto ai contributi nella CER del sistema carburante/propellente, anche se il parametro principale è ora il flusso di calore. Ciò è ragionevole considerando la natura del sistema in fase di progettazione.

Nello specifico, per il lavoro di Tesi proposto, il flusso termico di riferimento è calcolato al punto di stagnazione, nelle condizioni più critiche (valore massimo riscontrato lungo il profilo di missione), considerando che la temperatura di parete è valutata in condizioni di equilibrio radiativo, come specificato nei riferimenti. La scelta di questo valore di riferimento per il flusso termico è giustificata dalla necessità di identificare una sorta di affidabilità in termini di prestazioni del TPS che deve essere progettato e sviluppato al fine di garantire la fattibilità del concept del veicolo e un volo sicuro durante la condizione operativa prevista. Questo è stato considerato un presupposto ragionevole per raccogliere le informazioni rilevanti necessarie per stimare il costo del sistema, anzitutto in fase di sviluppo.

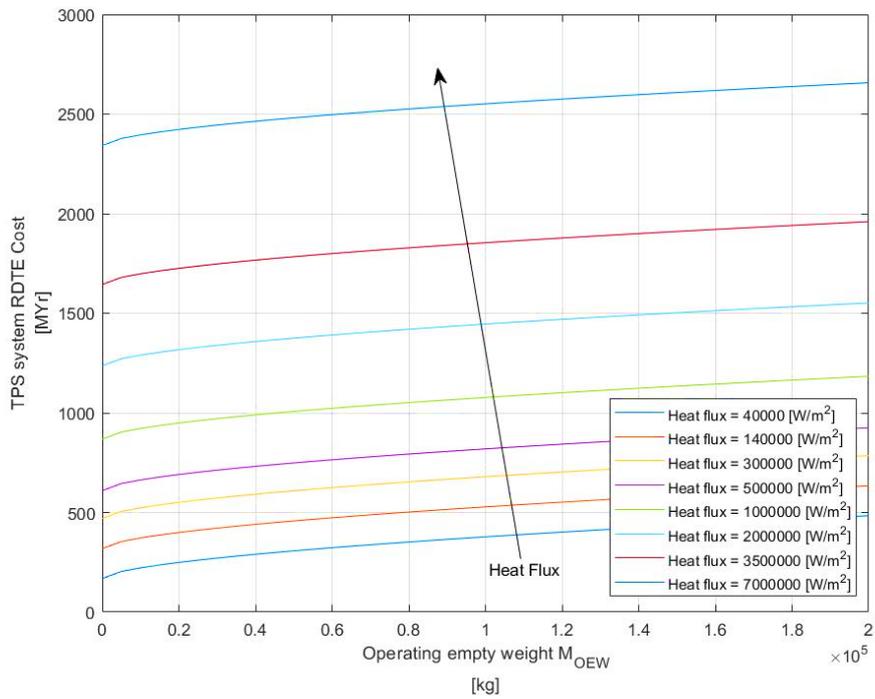


Grafico 16 2D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Heat Flux as parameter

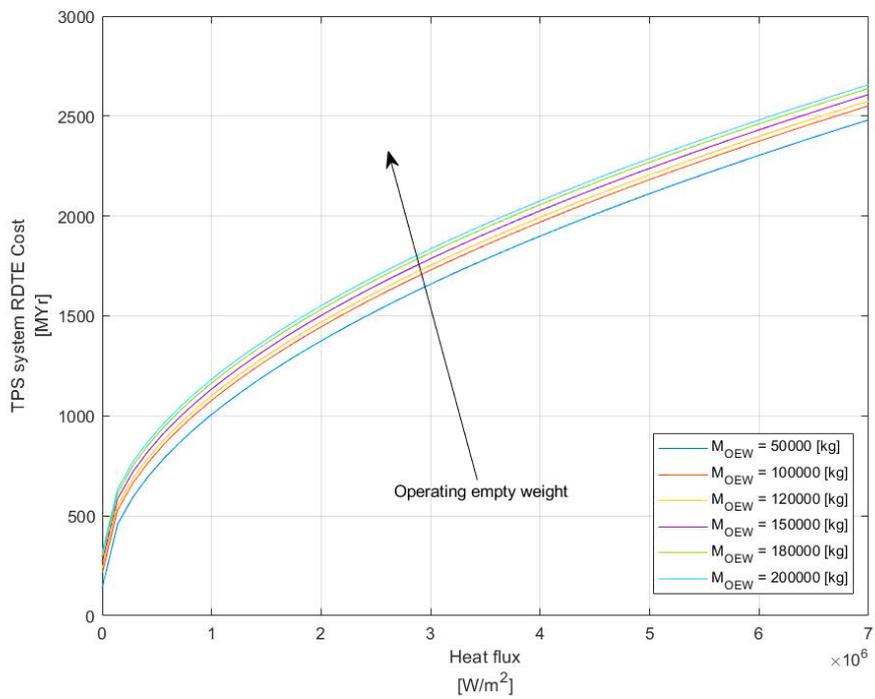


Grafico 17 2D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Heat Flux using the Operating empty weight as parameter

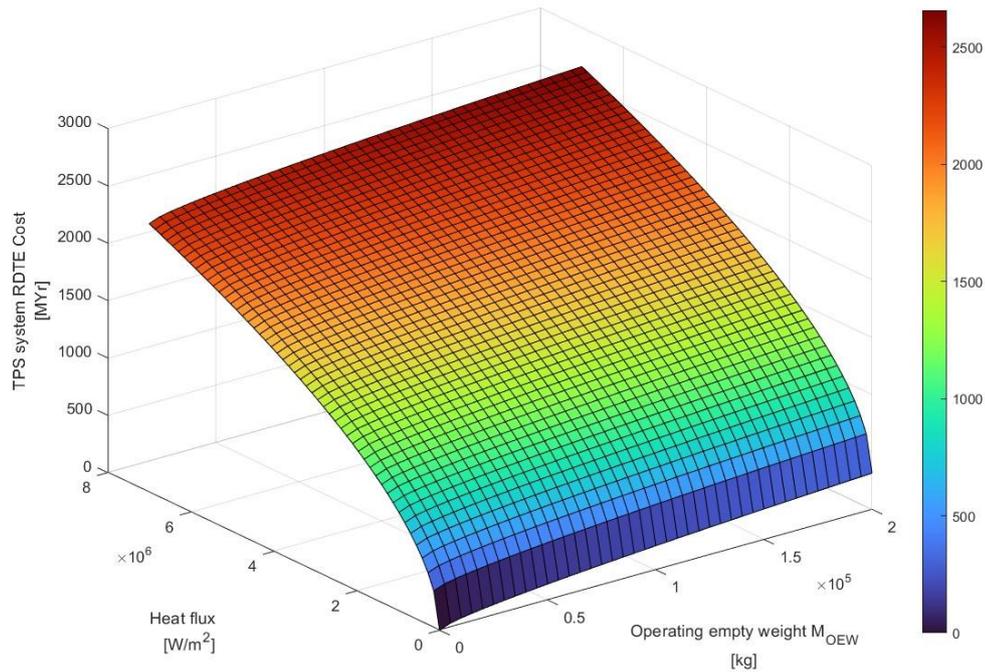


Grafico 18 3D Variation of the TPS system RDTE Cost as function of the Heat Flux and the Operating empty weight

▪ **Thermal & Energy Management Subsystem (TEMS) development cost**

Gli aeromobili ad alta velocità sono un esempio unico di sistemi altamente integrati, come testimoniato dai concetti di sistema di gestione termica ed energetica, anzitutto in caso di adozione di propellenti criogenici. Esso integra il sistema di propulsione, il sistema carburante, la protezione termica, il controllo termico, il controllo elettrico e ambientale.

Riportando le informazioni dei riferimenti [55] [56] [57] [58] [59], i carichi termici che penetrano lo scudo termico (*aeroshell*) generano il fenomeno del *boil-off* all'interno dei serbatoi criogenici. La linea di evaporazione raccoglie il vapore di idrogeno dai diversi serbatoi e questo viene utilizzato come mezzo refrigerante, prima di essere iniettato nella camera di combustione del sistema di propulsione. L'idrogeno liquido ad alta pressione raffredda anche l'impianto di propulsione (*cooling jacket*) e viene espanso attraverso una turbina per fornire potenza meccanica e successivamente energia elettrica.

Il TEMS è pertanto un sistema molto particolare, ipotizzato solo su LAPCAT MR2 (e successivamente su STRATOFly MR3). Per delineare un possibile andamento viene simulata anche l'applicazione del TEMS ad A2. Il costo finale viene calcolato sulla base di alcuni dei principali parametri operativi del sistema in fase di progettazione e, in particolare, della potenza generata e della portata di evaporazione, *boil-off flow rate*, (unitamente all'OEW).

La CER finale, valida solo per una specifica architettura, simile a quella di riferimento, è riportata in (23) e rivela l'impatto della potenza e della portata di idrogeno sul costo di sviluppo di questo sottosistema, oltre al peso operativo a vuoto.

$$S_{TEMSRDTE} = \left[(5.73 \cdot M_{OEW}^{0.26}) + (0.8 \cdot P^{0.17}) + (0.53 \cdot m_{flow\ rate_{H_2}}^{0.19}) \right] \cdot f_1 \cdot f_3 \quad (23)$$

Dove:

$S_{TEMSRDTE}$ è il costo di sviluppo per il TEMS [MYr];

P è la potenza generata dal TEMS [W];

$m_{flow\ rate\ H_2}$ è la portata di evaporazione, *boil-off flow rate*, all'interno del ciclo TEMS (si ipotizza l'idrogeno) [kg/s].

Dagli andamenti 2D è possibile apprezzare la curva definita dalla CER (23), parametrizzando uno per volta i due *cost drivers*. Al contempo l'andamento 3D, Grafico (21), delinea il piano generato dalla CER al variare dei due *cost drivers* simultaneamente.

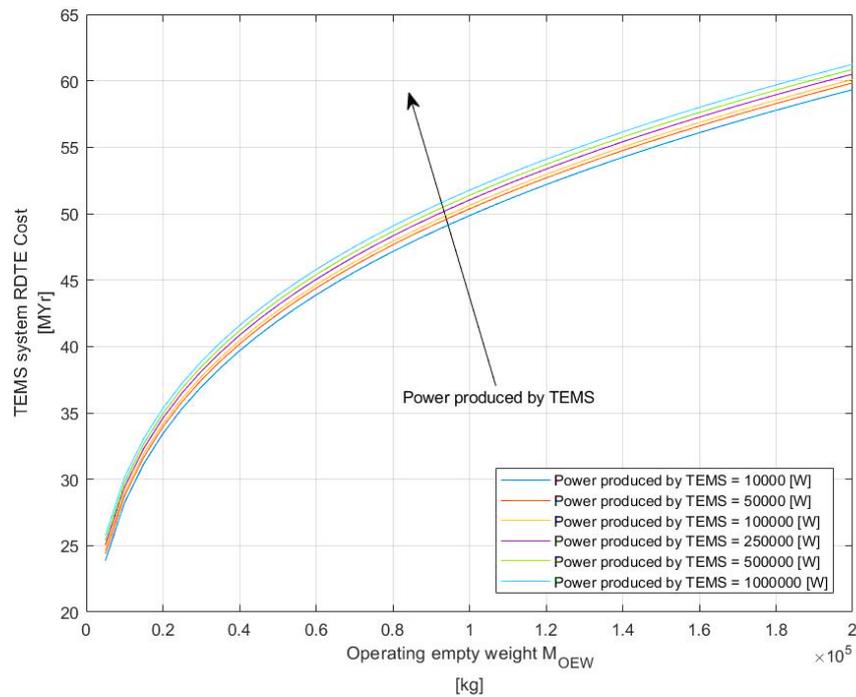


Grafico 19 2D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Operating empty weight using the Power produced by TEMS as parameter

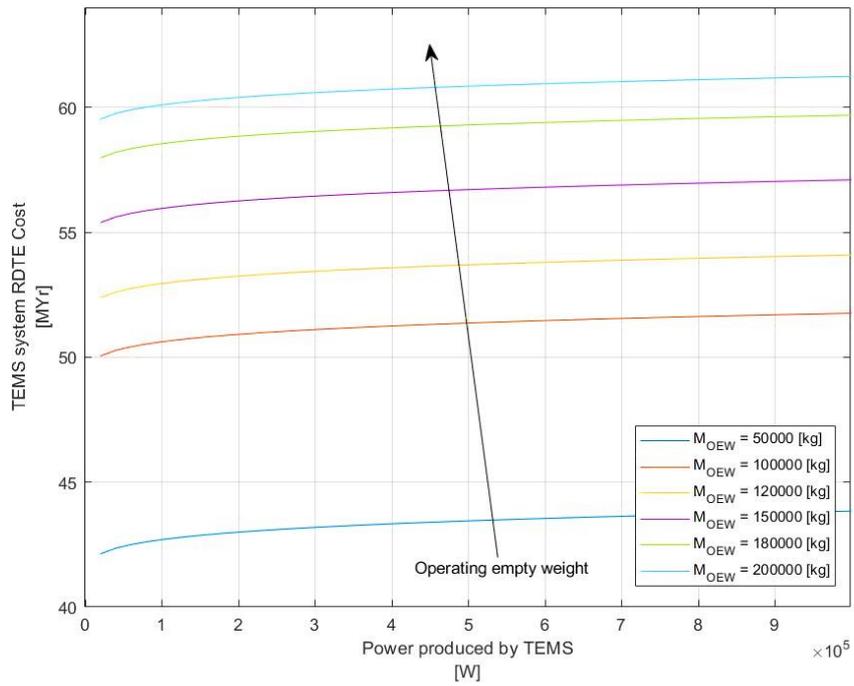


Grafico 20 2D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Power produced by TEMS using the Operating empty weight as parameter

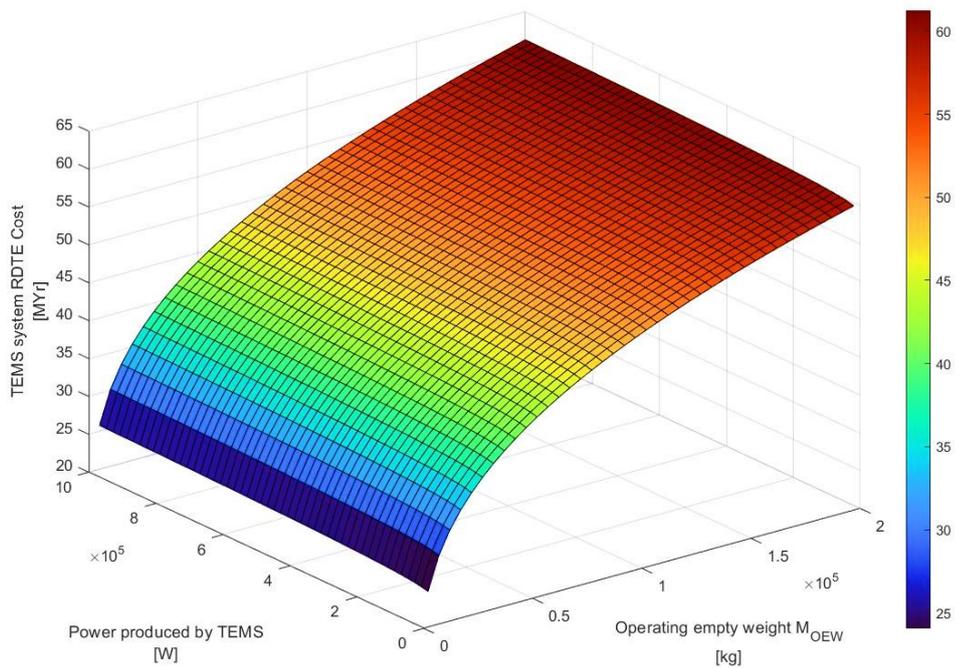


Grafico 21 3D Variation of the TEMS system RDTE Cost as function of the Power produced by TEMS and the Operating empty weight

▪ Other Subsystems development cost

Per tutti gli altri sottosistemi, il modello PRICE-H, opportunamente personalizzato per i veicoli ad alta velocità, è impiegato per definire una ripartizione percentuale del costo complessivo di sviluppo del veicolo.

Seguendo le percentuali del riferimento MR3 [45] [46], il costo totale di sviluppo del caso studio della seguente Tesi viene rapportato al costo totale di sviluppo del riferimento implementato su PRICE-H. Lo stesso procedimento viene adottato a tutte le voci di costo a livello sistema e sottosistema calcolate con CERs specifiche.

Il termine derivato dalla sottrazione di tutte le voci di costo dei sottosistemi al costo totale di sviluppo della cellula (con tutti i sottosistemi) è rappresentato dall'Eq. (24).

$$(C_{OTHER\ SUBSYSTEMS})_{RDTE} = H_{VA} - [S_{PROP_{RDTE}} + S_{TPS_{RDTE}} + S_{TEMS_{RDTE}}] \quad (24)$$

$$\frac{\left(\frac{(C_{OTHER\ SUBSYSTEMS})_{RDTE}}{C_{TOT_{RDTE}}}\right)_{Study\ case}}{\left(\frac{(C_{OTHER\ SUBSYSTEMS})_{RDTE}}{C_{TOT_{RDTE}}}\right)_{MR3}} = \text{percentages scaling factor} \quad (25)$$

Il fattore di scaling delle percentuali dei sottosistemi viene applicato alle percentuali dei sottosistemi del riferimento MR3 per ricavare le percentuali risultanti per il caso di studio della seguente Tesi.

8.2. PROD CERs

Lo sviluppo del modello di costo parametrico per stimare il costo di produzione di un futuro velivolo ad alta velocità segue lo stesso approccio descritto per i costi di sviluppo nella sezione 8.1. Le formulazioni TRANSCOST originali sono state applicate e analizzate per verificarne la validità rispetto al costo dei sistemi HST e, se necessario, aggiornate.

Tutte le CERs di produzione visualizzate in questa sezione si riferiscono alla Prima Unità Teorica (TFU), ovvero al costo associato alla prima unità realizzata durante la fase di fabbricazione (produzione in serie). Verrà applicata successivamente un'opportuna curva di apprendimento, moltiplicando il *Learning Curve factor* (f_{4i}) per mostrare l'andamento della riduzione dei costi in funzione del numero di unità costruite.

8.2.1. Vehicle Level

In questo caso, il costo complessivo di produzione del veicolo può essere stimato utilizzando l'Eq. (26), che a parte il fattore di escalation dei costi e gli *additional factor*, risulta come quella originale fornita da TRANSCOST.

$$C_{TOT_{PROD}} = \left[f_0^{n_{stages}} \cdot \left(\sum_{i=1}^{N_{ITEMS}} F_i \right) \cdot f_8 \cdot f_9 \cdot f'_{10} \cdot f'_{11} \right] \cdot 0.3101 \cdot \frac{(CPI)_{year}}{(CPI)_{2016}} \quad (26)$$

Dove:

$C_{TOT_{PROD}}$ è il costo totale di produzione del veicolo in [WYr];

$f_0^{n_{stages}}$ è il fattore di integrazione ingegneristica dei sistemi, *Systems engineering/integration factor*, elevato al numero di stadi;

F_i è il costo di produzione del sistema (cioè cellula o motore) in [WYr];

f_8 è definito come l'impatto della produttività della regione, *productivity of region*;

f_9 è il fattore che tiene conto dell'impatto dei *subcontractors*;

f'_{10} è il fattore che scala il costo di produzione a seguito di miglioramenti del processo;

f'_{11} è il *Government contracts factor for production*.

$(CPI)_{year}$ è l'Indice dei Prezzi al Consumo dell'anno di riferimento per la stima dei costi;

$(CPI)_{2016}$ è l'indice dei prezzi al consumo dei dati della letteratura;

0,3102 è il fattore che consente di convertire i [WYr] in [M€].

▪ Advanced Aircraft production cost (TFU)

Seguendo l'approccio applicato ai costi di sviluppo, l'analisi delle TRANSCOST CERs esistenti è il punto di partenza per elaborare le formulazioni di produzione da includere in questo modello. Innanzitutto, viene valutata la CER originale (Eq. (27)) per il costo di produzione della categoria di *High speed Advanced Aircraft*.

$$F_{VF} = 0.357 \cdot (M_{OEW})^{0.762} \cdot (n_i)^{\frac{\log P}{\log 2}} \quad (27)$$

Questa formulazione include l'OEW come fattore di costo unico. Tuttavia, poiché gli intervalli di velocità per questo segmento di volo possono variare molto, si ottiene una migliore correlazione introducendo la velocità di volo all'interno dell'equazione, come mostrato in Grafico (22). L'Eq. (28) costituisce la nuova formulazione matematica:

$$F_{VF} = [0.34 \cdot (M_{OEW})^{1.75} + 7.06 \cdot (v_{cr})^{0.4}] \cdot f_{4_i} \quad (28)$$

Con

$$f_{4_i} = (n_i)^{\frac{\log P}{\log 2}} \quad (29)$$

Dove:

F_{VF} è il costo di produzione del sistema cellula senza motori in [WYr];

M_{OEW} è il peso operativo a vuoto [t];

v_{cr} è la velocità massima di crociera del velivolo [km/h];

n_i è il numero di i-esimi esemplari prodotti;

P è la percentuale di riduzione del costo da applicare ogni volta che il numero di unità prodotte raddoppia. Questo valore è tipicamente intorno all'88 – 85% per l'industria aerospaziale.

Vale la pena notare che la CER originale TRANSCOST, per quanto dichiarato nella fonte, è stata costruita su pochissimi dati di costo, per di più si presuppone siano datati. Pertanto, si è ritenuto che questa formulazione originale possa seriamente risentire dell'obsolescenza dei dati, soprattutto perché il processo di produzione dei nuovi velivoli ad alta velocità è stato rivoluzionato grazie all'introduzione di nuovi materiali, processi e tecnologie.

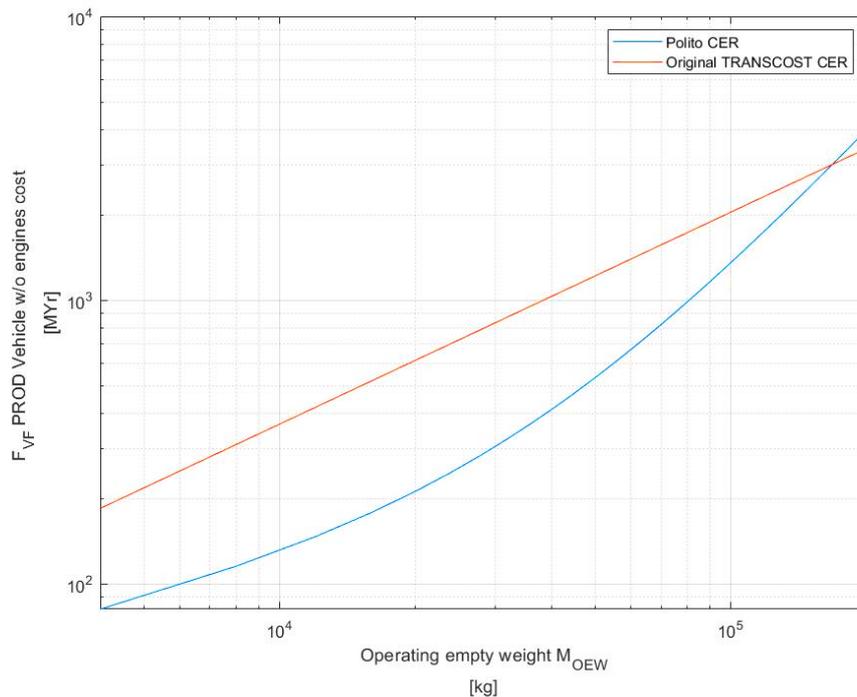


Grafico 22 Comparison of the Vehicle without engines PROD cost CER disclosed by POLITO and the original one

Alla luce di queste considerazioni, si è deciso di aggiornare la correlazione. In Grafico (22) vengono riportati gli andamenti in un grafico bi-logaritmico. La nuova funzione si adatta abbastanza bene ai concetti più recenti, specialmente in caso di elevato OEW. La TRANSCOST CER, rispetto all'andamento proposto, tende a sovrastimare il costo del TFU all'interno del range considerato. Inoltre, l'aumento della velocità di volo produce una maggiore escalation dei costi per un maggiore OEW poiché la nuova formulazione non è lineare all'interno del grafico bi-logaritmico. Con il trend originale, invece, questo effetto non viene colto.

Tuttavia, l'indisponibilità di dati sui costi del velivolo inferiori a otto tonnellate di OEW suggerisce che l'applicazione della formulazione aggiornata è riservata a valori di OEW più elevati, mentre per valori di OEW inferiori non è ancora disponibile un'equazione soddisfacente. Ne consegue che l'introduzione della velocità di crociera (o, in generale, della velocità di progetto) è cruciale per l'individuazione di un costo di produzione più accurato.

Osservando attentamente l'analisi parametrica dell'Eq. (28) è possibile comprendere l'andamento globale delle viste 3D e 2D, come riportato in Grafico (23), Grafico (24) e Grafico (25). Come si può notare, l'effetto dell'OEW è ancora dominante, anche se la velocità di crociera ha un impatto non trascurabile sul risultato finale.

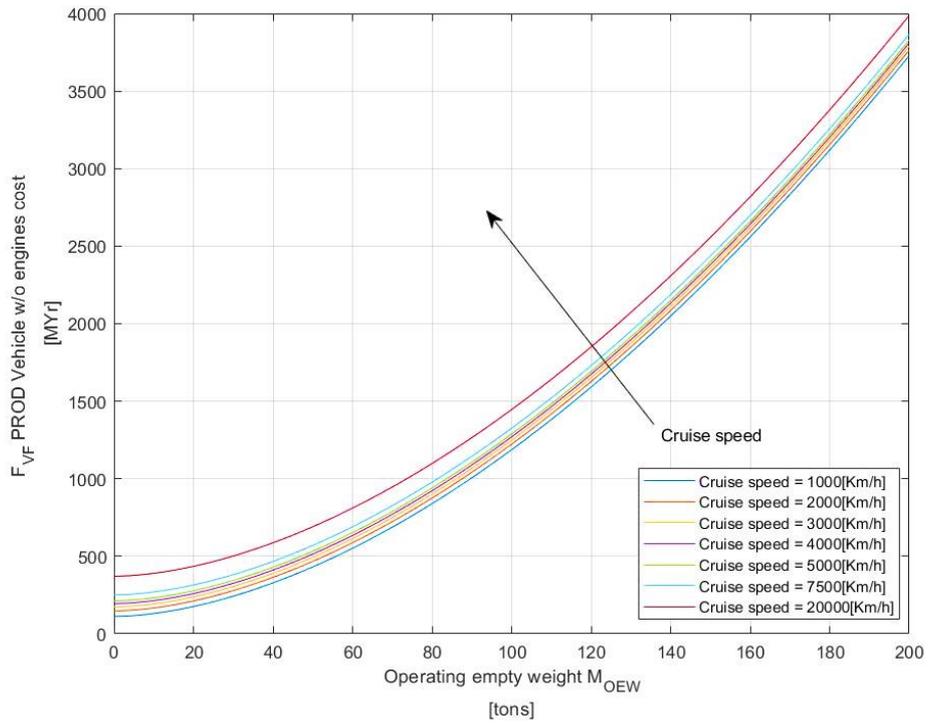


Grafico 23 2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Cruise speed as parameter

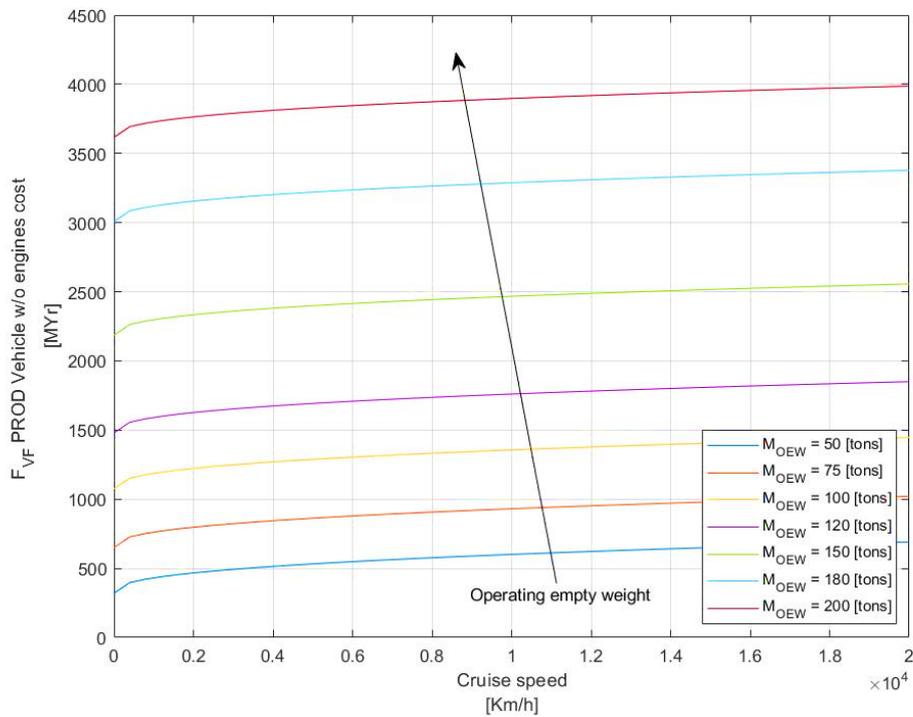


Grafico 24 2D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Cruise speed using the Operating empty weight as parameter

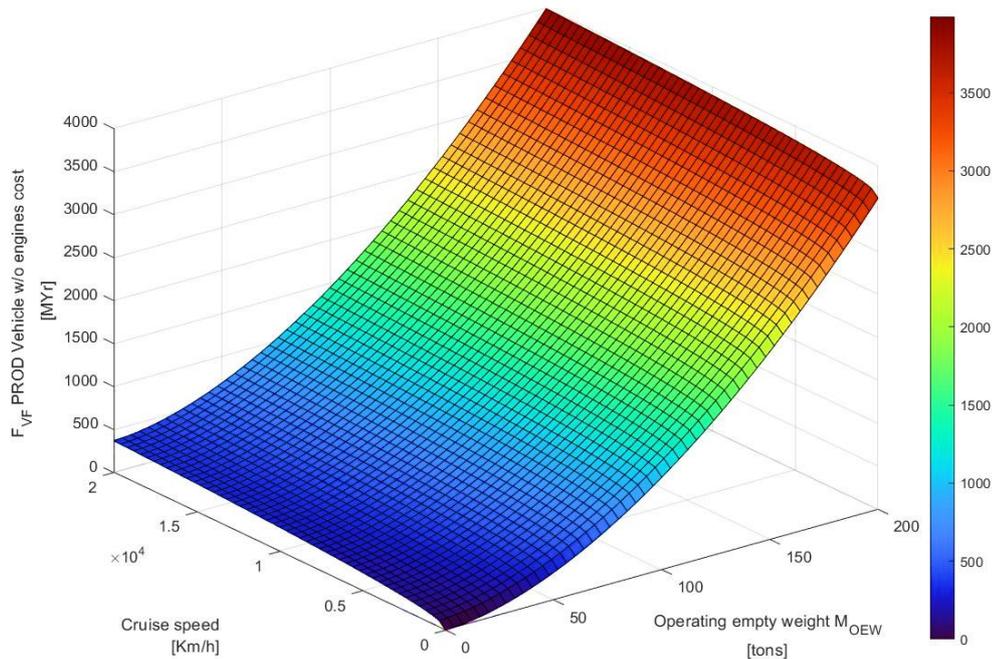


Grafico 25 3D Variation of the Vehicle (w/o Engine) PROD Cost as function of the Cruise speed and Operating empty weight

- **Engine production cost (TFU)**

Turbojet engine production cost

In analogia al processo di convalida delle CERs proposto per il costo RDTE del sistema propulsivo, anche in questa sezione si parte dalla formulazione originale di TRANSCOST.

Un'affine correzione viene applicata alla CER di produzione del turbogetto (30), che in TRANSCOST è espressa solo in funzione della massa a vuoto del motore, $M_{ET\ dry}$.

$$F_{ET} = 2.29 \cdot \left(M_{ET\ dry}\right)^{0.545} \cdot f_{4_i} \quad (30)$$

La CER aggiornata può essere visualizzata nell'Eq. (31), dove la velocità operativa massima del motore, in [m/s], viene aggiunta come *driver* di costo per migliorare la regressione (questo è il valore di velocità più alto nell'intervallo operativo del turbogetto per il velivolo selezionato).

$$F'_{ET} = \left[2.29 \cdot \left(M_{ET\ dry}\right)^{0.53} + 0.5 \cdot v^{0.6}\right] \cdot f_{4_i} \quad (31)$$

Dove:

F'_{ET} è il costo di produzione (PROD) del motore a bassa velocità in [WYr];

$M_{ET\ dry}$ è la massa a vuoto del motore ATR di riferimento [kg];

v è la velocità massima di esercizio del motore [m/s];

f_{4_i} è il *learning curve factor*.

I risultati sono riportati nei grafici seguenti.

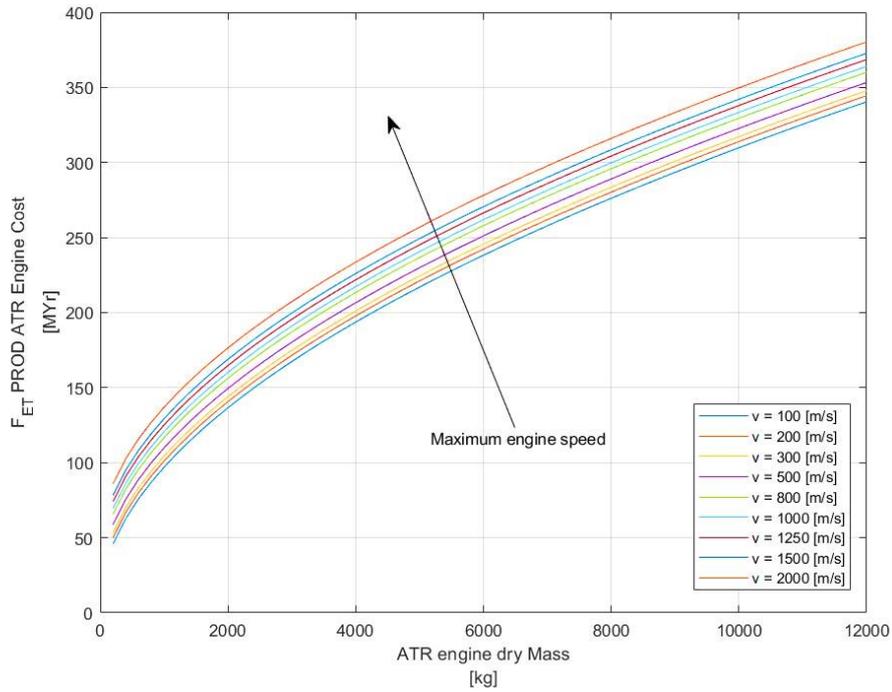


Grafico 26 2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the ATR engine dry mass using the maximum engine speed as parameter

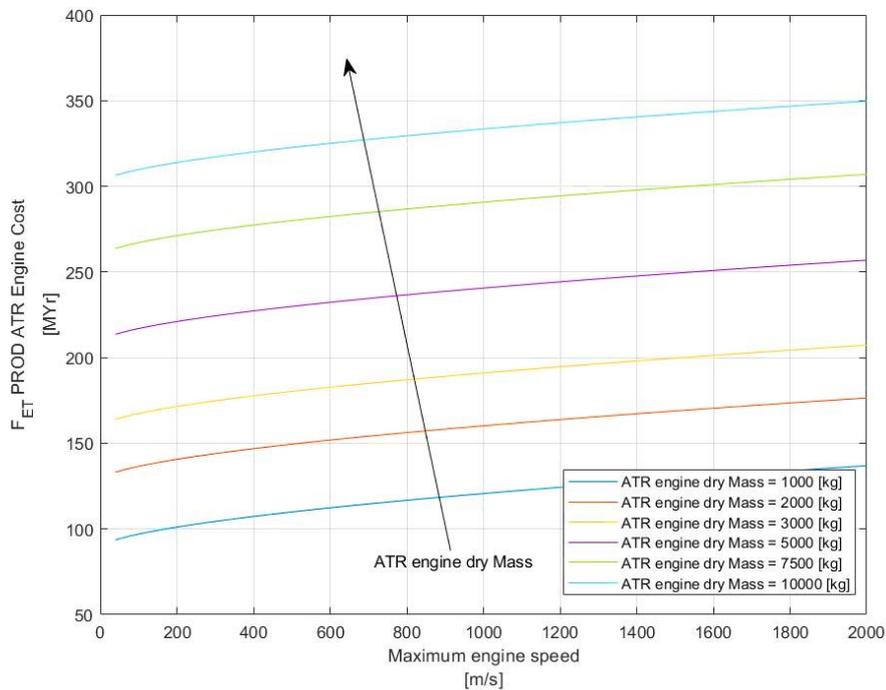


Grafico 27 2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the maximum engine speed using the ATR engine dry mass as parameter

L'effetto della correzione della velocità, insieme a coefficienti di regressione leggermente modificati, porta a una leggera sovrastima con un andamento finale simile a quanto proposto da TRANSCOST. La nuova stima appare più in linea con concetti avanzati di propulsione relativi a soluzioni *air-breathing* per velivoli ad alta velocità, come è possibile vedere dalla regressione. Pertanto, l'equazione (31) viene presa come riferimento per questo tipo di motori all'interno del modello proposto.

Dai trend 2D, mostrati in Grafico (26) e Grafico (27) appare chiaro come il contributo della correzione attraverso la velocità di volo all'interno della CER sia importante per la stima complessiva dei costi. L'effetto di entrambi i *drivers* di costo è, infatti, più bilanciato rispetto alla stima del costo di produzione del veicolo (Grafico (28)).

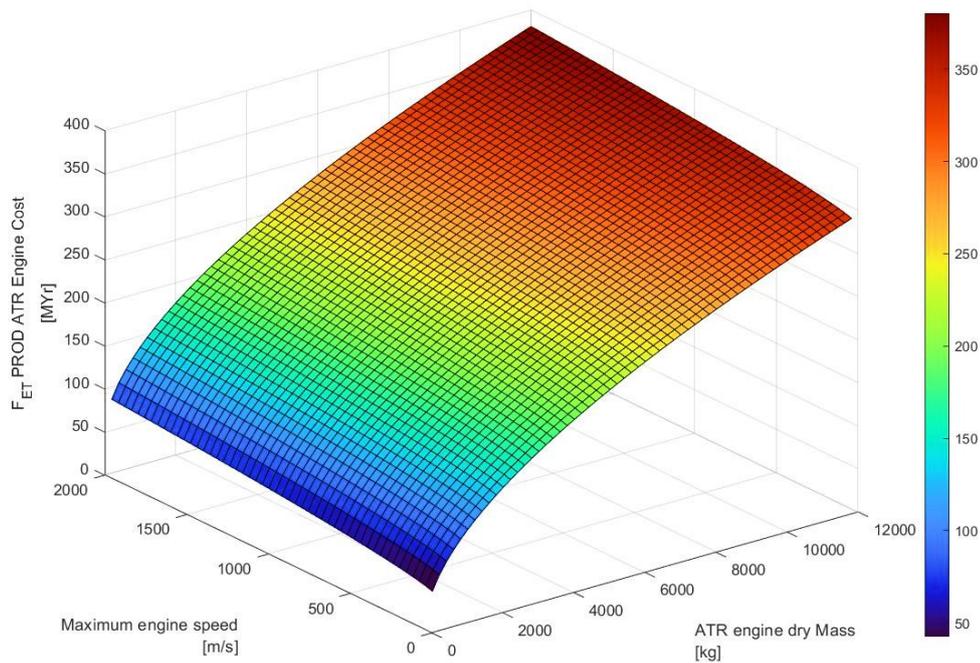


Grafico 28 2D Variation of the ATR engine PROD Cost as function of the maximum engine speed and the ATR engine dry mass

Ramjet engine production cost

In TRANSCOST, a causa della mancanza di dati, non viene fornita alcuna equazione per la stima dei costi di produzione del ramjet. Tuttavia, poiché è stata proposta una CER per i costi di sviluppo, è obbligatorio formulare una relazione da includere all'interno del modello proposto per il costo di produzione.

Un'indagine della letteratura sui dati di costo disponibili rivela che il costo di produzione dei propulsori ad alta velocità può anche essere associato alla massima spinta generata in condizioni di crociera. Seguendo questo approccio, l'Eq. (32) può essere derivata:

$$F_{ER} = 5.63 \cdot (T_{RJ})^{0.35} \cdot f_{4i} \quad (32)$$

Dove:

F_{ER} è il costo di produzione (PROD) del motore ad alta velocità in [WYr];

T_{RJ} è la spinta del ramjet in [kN];

f_{4_i} è il *learning curve factor*.

Il Grafico (29) riporta l'andamento generato dalla CER proposta per i motori ad alta velocità.

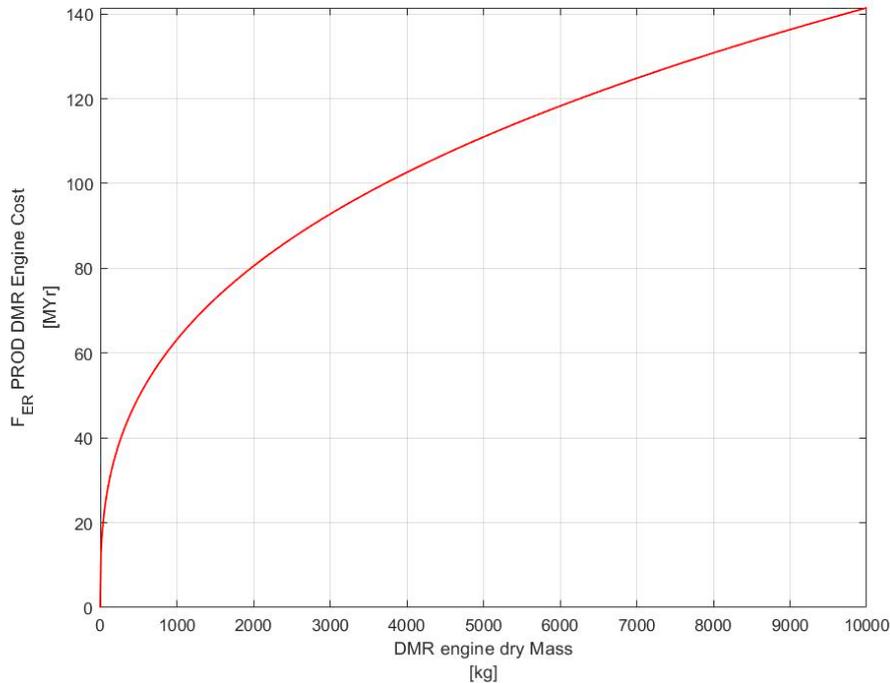


Grafico 29 2D Variation of the DMR engine PROD Cost as function of the DMR engine dry mass

Ricordando che i dati di costo, utilizzati per modellazione della relazione sopra graficata, siano esigui, la valutazione del costo del DMR può essere confrontata con alcuni motori a turbogetto aventi spinte all'interno di un intervallo simile. Questo approccio convalida una legge simile, almeno considerando la forma, anche se con un costo maggiore, a conferma che questa tendenza può essere veritiera. Il costo più elevato del turbogetto è previsto a causa della maggiore complessità del motore rispetto a un ramjet, che ha un numero inferiore di componenti meccanici.

Combined Cycle engines production cost

Per i propulsori ibridi, aventi caratteristiche tipiche sia del turbojet che del ramjet, o che possono lavorare in configurazioni diverse a seconda del regime di volo, si propone una formulazione mista, come già fatto per i costi di sviluppo in Eq. (20).

La formulazione (33) è una combinazione delle equazioni a bassa velocità e ad alta velocità riportate nell'Eq. (31) e l'Eq. (32).

$$F_{CCE} = C_{complexity} \cdot (k_{TJ} \cdot F'_{ET} + k_{RJ} \cdot F_{ER}) \cdot f_{4_i} \quad (33)$$

Dove:

F_{CCE} è il costo di produzione (PROD) del motore a ciclo combinato [WYr];

k_{TJ} e k_{RJ} sono i coefficienti di configurazione a bassa e alta velocità usati per rappresentare le caratteristiche del motore (cioè se è più vicino a un turbojet o a un ramjet), che vanno da 0 a 1;

$C_{complexity}$ è un fattore di moltiplicazione utilizzato per confrontare il progetto considerato con uno esistente (ovvero può essere sfruttato come fattore di escalation o riduzione dei costi a seconda della configurazione globale del motore considerato);

f_{4_i} è il learning curve factor.

8.2.2. Subsystem Level

Per la stima dei costi di produzione dei sottosistemi è stato replicato lo stesso processo di modellazione delle CERs applicato ai costi RDTE.

▪ Propellant/Fuel Subsystem production cost

La CER per la produzione del sistema carburante/propellente non è disponibile in letteratura. Pertanto, la formulazione parametrica riportata nell'Eq. (34) è stata definita grazie alla disponibilità di un insieme di dati di costo per i veicoli ad alta velocità costruiti utilizzando il modello PRICE-H e seguendo la struttura di una generica formulazione CER suggerita in TRANSCOST.

Per questo sottosistema vengono considerati due *drivers* principali: il peso a vuoto operativo del veicolo e la massa a secco del motore.

$$S_{PROPPROD} = \left[(0.48 \cdot M_{OEW}^{0.38}) + (0.5 \cdot M_{Edry}^{0.39}) \right] \cdot f_{4_i} \quad (34)$$

Dove:

$S_{PROPPROD}$ è il costo di produzione di un generico sottosistema propellente [WYr];

M_{Edry} è la somma delle masse a secco dei motori [kg] (es. 1 ATR+ 1 DMR);

M_{OEW} è il peso operativo a vuoto del velivolo [kg];

f_{4_i} è il *learning curve factor*.

È importante notare che l'Eq. (34), a differenza di quella di sviluppo Eq. (21), può essere applicata con diversi carburanti e propellente in quanto l'effetto del tipo di fluido, in fase preliminare, non influisce in modo consistente sul risultato. I risultati provenienti da questo CER possono essere rappresentati come in Grafico (30), Grafico (31) e Grafico (32).

Come si può vedere, l'effetto di entrambi i *drivers* è simile ed entrambi i contributi sono quasi ugualmente necessari per produrre il risultato desiderato.

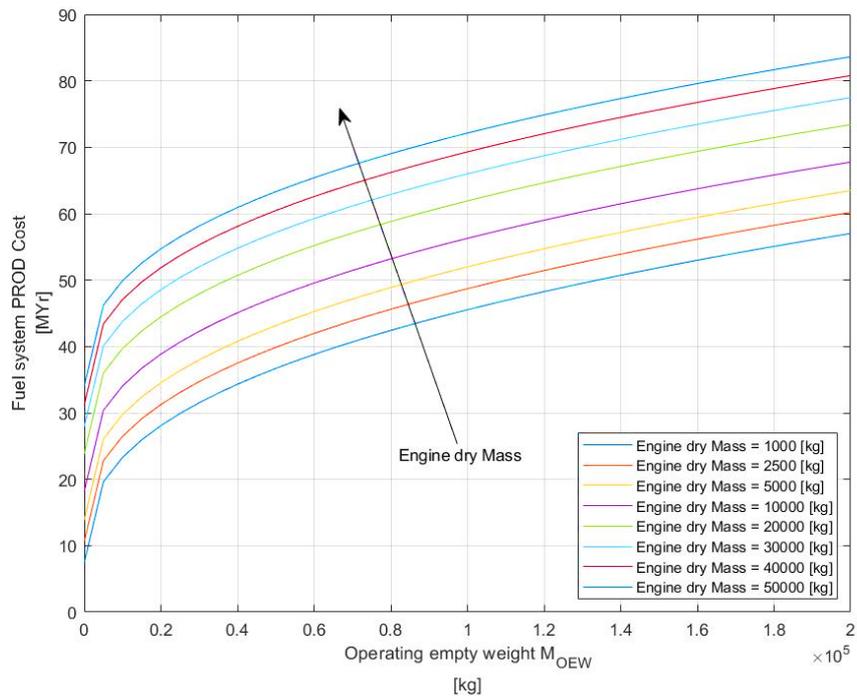


Grafico 30 2D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Engine dry Mass as parameter

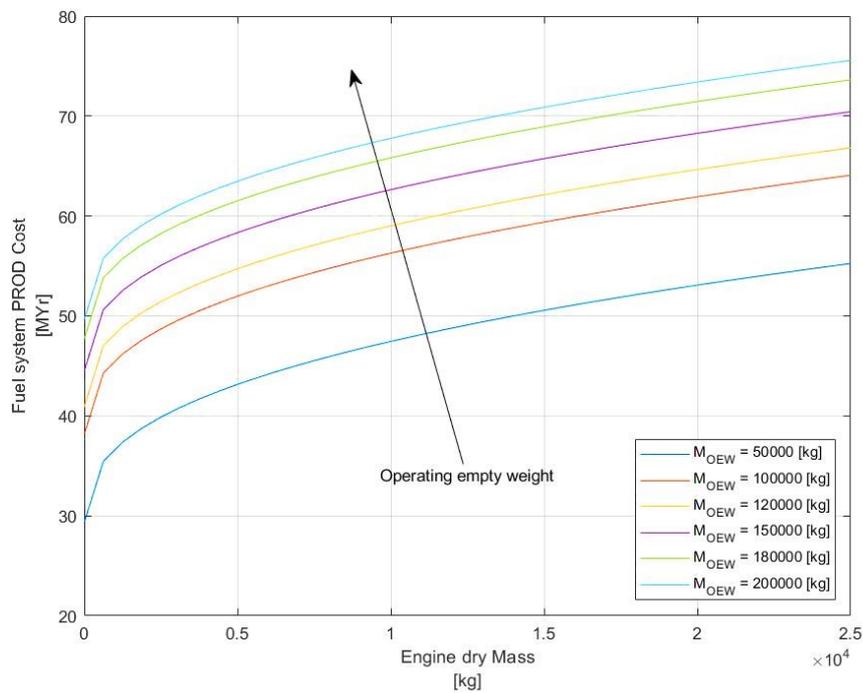


Grafico 31 2D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Engine dry Mass using the Operating empty weight as parameter

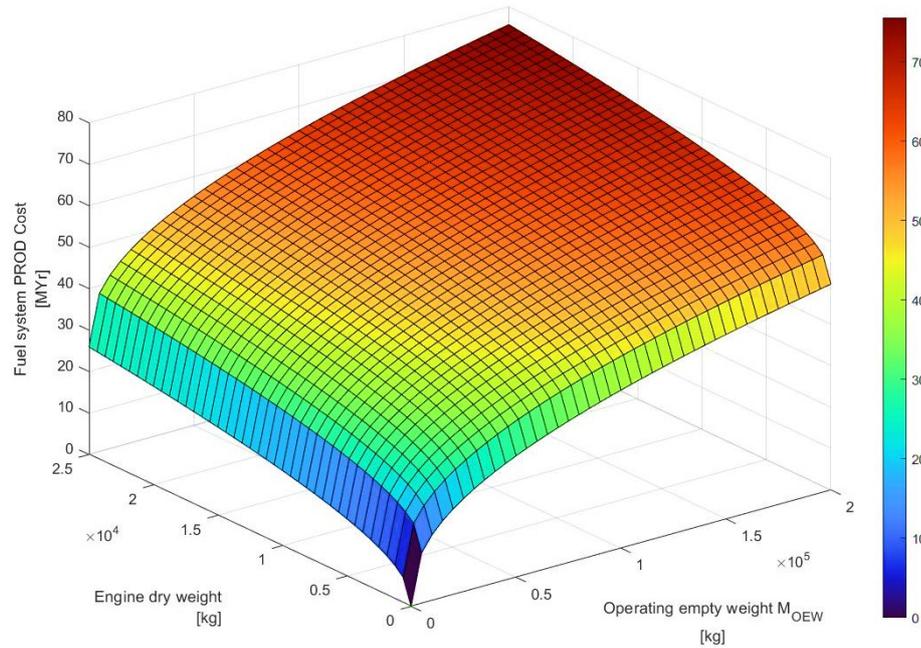


Grafico 32 3D Variation of the Fuel system PROD Cost as function of the Engine dry Mass and the Operating empty weight

▪ **Thermal Protection Subsystem (TPS) production cost**

Allo stesso modo, non è disponibile in letteratura una CER specifica per il sottosistema di protezione termica per i veicoli ad alta velocità.

La CER relativa al costo di produzione del TPS utilizza tre fattori di costo poiché include anche il carico termico insieme al flusso di calore e all'OEW, già definiti nell'equazione Eq. (22) del costo di sviluppo. Il carico termico rappresenta il calore accumulato durante l'intera missione, calcolato integrando nel tempo il flusso attraverso tutti i pannelli dell'aeroshell, come specificato nel riferimento [55] [56] [57] [58]. Questo perché, anche se il flusso termico è il parametro principale utilizzato per selezionare il tipo di materiale (quindi il TPS) che provoca un grande effetto sul costo di produzione, il carico termico può essere utilizzato per specificare la quantità di materiale (spessore) da realizzare, con conseguente contributo al costo finale.

La CER finale è presentata nell'equazione (35).

$$S_{TPSPROD} = [(0.5 \cdot M_{OEW}^{0.19}) + (3.41 \cdot q^{0.12}) + (0.68 \cdot Q^{0.11})] \cdot f_{4i} \quad (35)$$

Dove:

$S_{TPSPROD}$ è il costo di produzione per il TPS [MYr];

M_{OEW} è il peso operativo a vuoto del velivolo [kg];

q è il flusso termico di riferimento per il TPS del veicolo considerato [W/m²];

Q è il carico termico di riferimento per il TPS del veicolo considerato [J/m²];

f_{4i} è il *learning curve factor*.

L'aggiunta del carico termico come *driver* di costo consente di tenere conto della riduzione del materiale del TPS, bilanciando il costo di produzione che potrebbe essere troppo elevato se

basato solo sul flusso di calore. La tendenza risultante può essere osservata in Grafico (33), Grafico (34) e Grafico (35). Le tendenze 2D sono mostrate per OEW e carico termico, mentre la superficie 3D mostra anche l'effetto del flusso di calore.

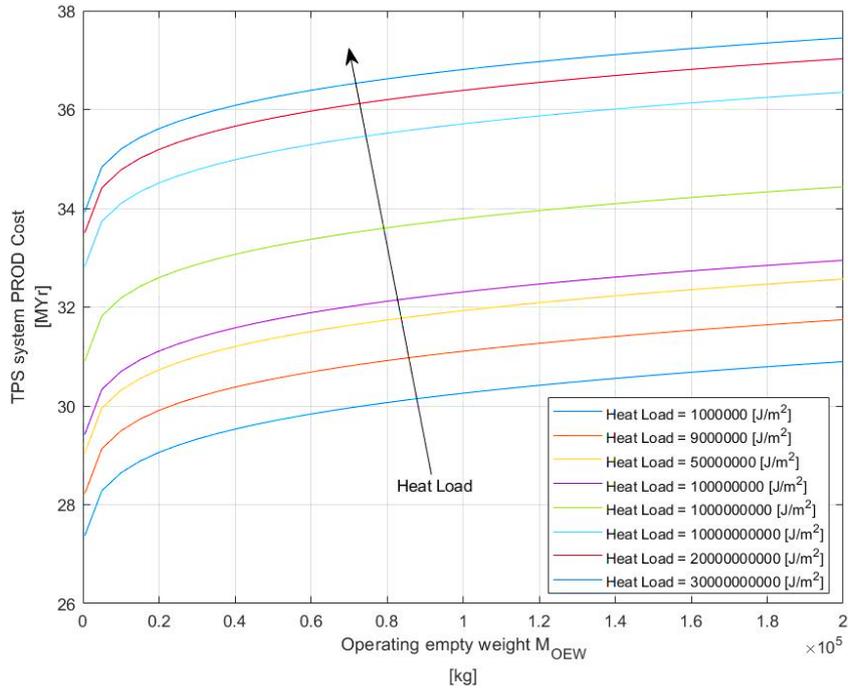


Grafico 33 2D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Heat Load as parameter

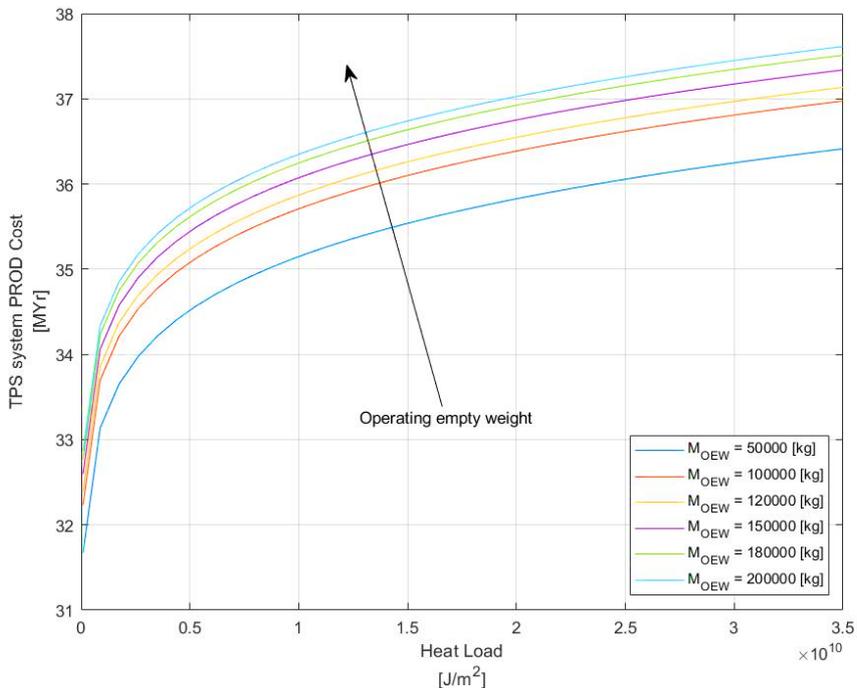


Grafico 34 2D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Heat Load using the Operating empty weight as parameter

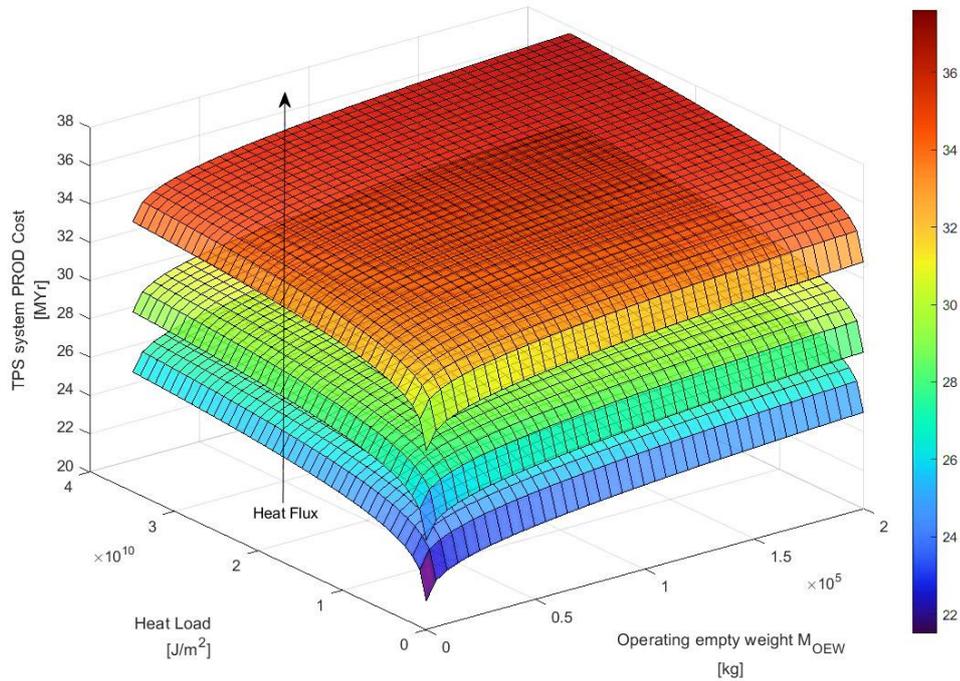


Grafico 35 3D Variation of the TPS system PROD Cost as function of the Heat Load and the Operating empty weight using the Heat Flux as parameter

▪ **Thermal & Energy Management Subsystem (TEMS) production cost**

La valutazione del costo di produzione del TEMS viene invece effettuata con gli stessi cost *drivers* già adottati per il calcolo del costo di sviluppo. Di nuovo, anche in questo caso, la CER proposta è applicabile solo a concetti TEMS menzionati nel riferimento [55] [56] [57] [58] e in breve presentati nella sezione dei costi di sviluppo. In particolare, sono utilizzati come *drivers* principali il peso a vuoto operativo, la potenza generata dal TEMS e la portata di evaporazione.

La CER finale è presentata nell'equazione (36).

$$S_{TEMS_{PROD}} = \left[(5.41 \cdot M_{OEW}^{0.23}) + (0.79 \cdot P^{0.15}) + (0.52 \cdot m_{flow\ rate_{H_2}}^{0.19}) \right] \cdot f_{4i} \quad (36)$$

Dove:

$S_{TEMS_{PROD}}$ è il costo di produzione per il TEMS [MWy];

M_{OEW} è il peso operativo a vuoto del velivolo [kg];

P è la potenza generata dal TEMS [W];

$m_{flow\ rate_{H_2}}$ è la portata di evaporazione, *boil-off flow rate*, all'interno del ciclo TEMS (si ipotizza l'idrogeno) [kg/s].

La tendenza risultante è mostrata in Grafico (36) e Grafico (37), facendo variare un solo *driver*, e Grafico (38) facendo variare i *drivers* di massa e di potenza simultaneamente.

Come si è già notato dai risultati ottenuti considerando i costi di sviluppo del TEMS (Grafico (21)), l'effetto principale è prodotto dall'OEW, che è il *driver* che influenza la scalabilità dell'equazione in quanto identifica la dimensione del velivolo in progetto. L'effetto della potenza è minore anche se è utile per calibrare il risultato finale. La portata di evaporazione ha invece un impatto ridotto sul costo complessivo.

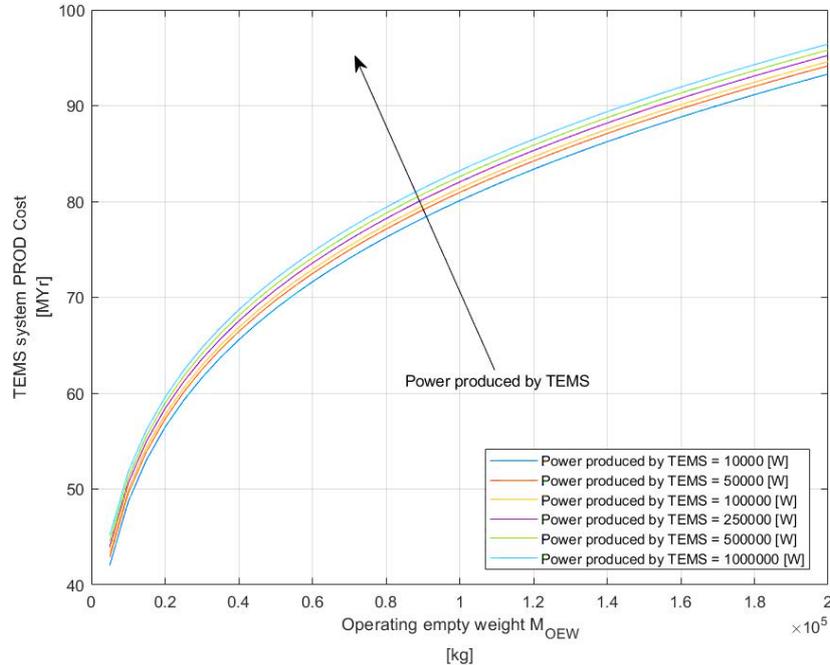


Grafico 36 2D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Operating empty weight using the Power produced by TEMS as parameter

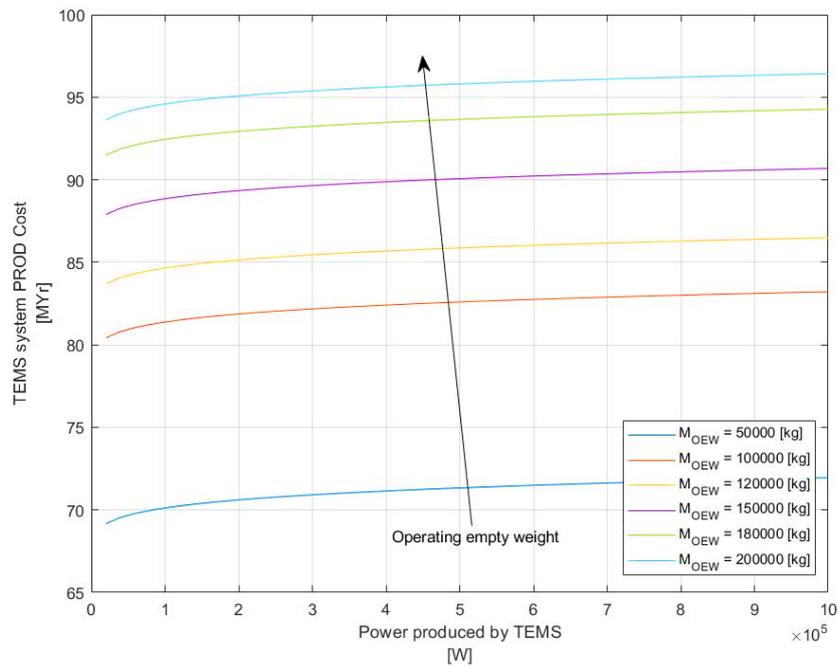


Grafico 37 2D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Power produced by TEMS using the Operating empty weight as parameter

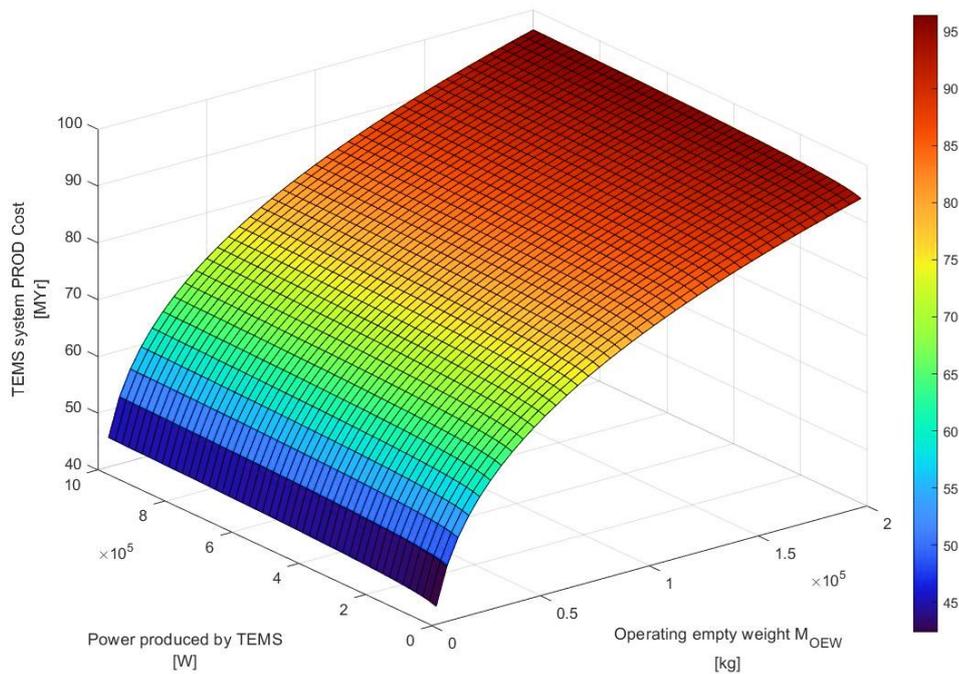


Grafico 38 3D Variation of the TEMS system PROD Cost as function of the Power produced by TEMS and the Operating empty weight

▪ Other Subsystems production cost

I contributi dei restanti sottosistemi di bordo sono stati calcolati con lo stesso processo utilizzato per i costi RDTE. Per tutti gli altri sottosistemi, il modello PRICE-H, opportunamente personalizzato per valutare i veicoli ad alta velocità, viene utilizzato per definire una ripartizione dei costi in percentuale del costo complessivo di produzione del veicolo.

8.3. OPS – DOC CERs

Come già accennato nel capitolo precedente, i DOC per un veicolo HST sono determinati sfruttando una versione modificata delle equazioni sviluppate dalla *Air Transport Association of America* (ATA, 1967) (ottenendo i “NASAModified ATA CERs”). Le equazioni sotto riportate sono relazioni che presentano i *drivers* correlati al velivolo e i coefficienti che possono variare a seconda delle diverse unità di misura (fattori di conversione). Le equazioni sono scritte in modo tale da utilizzare grandezze nelle unità di misura del SI.

I valori dei costi operativi DOC_i sono espressi in $\frac{\$}{\text{ton} \cdot \text{statute mile}}$.

8.3.1. Fuel DOC CER

Il costo associato al carburante è fornito da (37):

$$DOC_{fuel} = \frac{1460 \cdot C_f \cdot \frac{W_{fT}}{W_{GTO}} \cdot (1 - K_R)}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (37)$$

Dove:

C_f è il costo del carburante (*fuel*) per unità di massa [\$/kg];

W_{fT} è il peso del carburante [kg];

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

K_R è la *reserve fuel fraction* (solitamente definita dalla legislazione); è una percentuale del peso totale del carburante è inferiore all'unità;

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

R_T è il range operativo [km].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{W_{fT}}{W_{GTO}}$ *Fuel Weight Fraction*;

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*.

8.3.2. Crew DOC CER

Il costo associato all'equipaggio è fornito da (38):

$$DOC_{crew} = \frac{\frac{320}{W_{GTO}}}{0.725 \cdot LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot M \cdot \frac{V_B}{V_{CR}}} \quad (38)$$

Dove:

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*);

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

M è il numero di Mach di crociera (*cruise Mach number*);

V_B è la *block velocity* (*operational range/elapsed time from engines-on to engines-off*) [km/h];

V_{CR} è la velocità di crociera (*cruise velocity*) [km/h].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*;

$\frac{V_B}{V_{CR}}$ rapporto tra *block velocity* e *cruise velocity*.

8.3.3. Insurance DOC CER

Il costo dell'assicurazione può essere espresso attraverso l'equazione (39):

$$DOC_{Insurance} = \frac{(IR) \cdot \frac{C_{HST}}{W_{GTO}}}{0.725 \cdot LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot M \cdot \left(\frac{V_B}{V_{CR}}\right) \cdot U} \quad (39)$$

Dove:

IR è il tasso di assicurazione annuale in percentuale (*annual insurance rate*) [%/100];

C_{HST} è il costo del velivolo HST [\$];

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

M è il numero di Mach di crociera (*cruise Mach number*);

V_B è la *block velocity* (*operational range/elapsed time from engines-on to engines-off*) [km/h];

V_{CR} è la velocità di crociera (*cruise velocity*) [km/h].

U è l'utilizzo del velivolo [block hrs/yr].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{C_{HST}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo totale del velivolo e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*;

$\frac{V_B}{V_{CR}}$ rapporto tra *block velocity* e *cruise velocity*.

8.3.4. Depreciation DOC CER

Il costo del deprezzamento può essere calcolato come in (40)

$$DOC_{Depreciation} = \frac{1.1 \cdot \frac{C_{HST}}{W_{GTO}} + 0.3 \cdot \left(\frac{C_{TJ}}{W_{GTO}} + \frac{C_{RJ}}{W_{GTO}} \right)}{0.725 \cdot LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot M \cdot \left(\frac{V_B}{V_{CR}} \right) \cdot U \cdot (L_d)} \quad (40)$$

Dove:

C_{HST} è il costo del velivolo HST [\$];

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

C_{TJ} è il costo del *turbojet engine set* per aircraft [\$];

C_{RJ} è il costo del *ramjet engine* per aircraft [\$];

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

M è il numero di Mach di crociera (*cruise Mach number*);

V_B è la *block velocity* (*operational range/elapsed time from engines-on to engines-off*) [km/h];

V_{CR} è la velocità di crociera (*cruise velocity*) [km/h];

U è l'utilizzo del velivolo [block hrs/yr];

L_d è il tempo di deprezzamento (*depreciation life of aircraft*) [years].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{C_{HST}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo totale del velivolo e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{C_{TJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *turbojet engine* set e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{C_{RJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *ramjet engine* e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*;

$\frac{V_B}{V_{CR}}$ rapporto tra *block velocity* e *cruise velocity*.

8.3.5. Maintenance DOC CERs

Il costo di manutenzione è suddiviso in diversi contributi che tengono conto sia della manodopera che del materiale. Sono state sviluppate quindi delle CERs specifiche per la cellula e le tipologie di sistema propulsivo.

$$DOC_{Maintenance} = DOC_{M/AF/L} + DOC_{M/AF/M} + DOC_{M/TJ/L} + DOC_{M/TJ/M} + DOC_{M/RJ/L} + DOC_{M/RJ/M} \quad (41)$$

Dove:

$DOC_{M/AF/L}$ *airframe and subsystems maintenance labor, excluding engines*;

$DOC_{M/AF/M}$ *airframe and subsystems maintenance material, excluding engines*;

$DOC_{M/TJ/L}$ *turbojet maintenance labor*;

$DOC_{M/TJ/M}$ *turbojet maintenance material*;

$DOC_{M/RJ/L}$ *ramjet maintenance labor*;

$DOC_{M/RJ/M}$ *ramjet maintenance material*.

La manodopera di manutenzione e il costo del materiale per la cellula sono forniti rispettivamente in (42) e (43).

$$DOC_{M/AF/L} = \frac{(3.22 + 1.93 \cdot t_F) \cdot \left(0.05 \cdot \left(\frac{W_{AF}}{W_{GTO}} + \frac{W_{AV}}{W_{GTO}}\right) + 0.09\right) \cdot M^{\frac{1}{2}} \cdot r_L}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (42)$$

$$DOC_{M/AF/M} = \frac{(4.52 \cdot t_F + 9.04) \cdot \left(\frac{C_{HST}}{W_{GTO}} - \frac{C_{TJ}}{W_{GTO}} - \frac{C_{RJ}}{W_{GTO}}\right)}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T \cdot 10^3} \quad (43)$$

Dove:

t_F è il tempo di volo (*Flight Time*) [hours];

W_{AF} è il peso strutturale (*Airframe weight*) [kg];

W_{AV} è il peso dell'avionica (*Avionic system weight*) [kg];

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

M è il numero di Mach di crociera (*cruise Mach number*);

r_L è il “*labor rate*” di manutenzione medio del personale (*average maintenance labor rate*) [\$/manhours];

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

R_T è il range operativo [km];

C_{HST} è il costo del velivolo HST [\$];

C_{TJ} è il costo del *turbojet engine set* per aircraft [\$];

C_{RJ} è il costo del *ramjet engine* per aircraft [\$].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{W_{AF}}{W_{GTO}}$ *Aircraft Weight Fraction (excludes engines and avionics)*;

$\frac{W_{AV}}{W_{GTO}}$ *Avionics Weight Fraction*;

$\frac{C_{HST}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo totale del velivolo e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{C_{TJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *turbojet engine set* e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{C_{RJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *ramjet engine* e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*.

I costi di manutenzione del turbogetto sono forniti in (44) e (45) rispettivamente per manodopera e materiale.

$$DOC_{M/TJ/L} = \frac{\left(\frac{T}{W}\right)_{GTO} \cdot (1 + 0.3 \cdot t_F) \cdot \left(\frac{8.6}{T_{TJ}} + 0.087\right) \cdot M^{\frac{1}{2}} \cdot r_L \cdot K_{LTJ}}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (44)$$

$$DOC_{M/TJ/M} = \frac{\frac{C_{TJ}}{W_{GTO}} \cdot (0.011 \cdot t_F + 0.029) \cdot K_{MTJ}}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (45)$$

Dove:

$\left(\frac{T}{W}\right)_{GTO}$ è il rapporto spinta/peso al decollo (*Thrust to Weight GTO ratio*);

t_F è il tempo di volo (*Flight Time*) [hours];

T_{TJ} è la spinta di un singolo propulsore turbogetto (*turbojet thrust per engine SL*) [N];

M è il numero di Mach di crociera (*cruise Mach number*);

r_L è il “*labor rate*” di manutenzione medio del personale (*average maintenance labor rate*) [\$/manhours];

K_{LTJ} è il “*labor correction factor*” per valutare la complessità di un velivolo HST rispetto a un velivolo convenzionale (*ratio, maintenance labor for HST turbojet engines to present subsonic engines; use 2.0 unless specified otherwise*);

K_{MTJ} è il “*material correction factor*” per valutare la complessità di un velivolo HST rispetto a un velivolo convenzionale (*ratio, maintenance material for HST turbojet engines to present subsonic engines; use 2.0 unless specified otherwise*);

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

R_T è il range operativo [km];

C_{TJ} è il costo del *turbojet engine set* per aircraft [\$].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{C_{TJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *turbojet engine set* e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*.

Infine, i costi di manodopera e materiale associati alla manutenzione del ramjet sono riportati rispettivamente in (46) e (47).

$$DOC_{M/RJ/L} = \frac{(1 + t_F) \cdot \left(\frac{0.876 \cdot N_{RJ} \cdot \frac{L}{D}}{\frac{W_{GTO}}{10^3}} + 0.087 \right) \cdot r_L \cdot K_{LRJ}}{\frac{L}{D} \cdot LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (46)$$

$$DOC_{M/RJ/M} = \frac{\frac{C_{RJ}}{W_{GTO}} \cdot (0.036 \cdot t_F + 0.029) \cdot K_{MRJ}}{LF \cdot \frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \cdot R_T} \quad (47)$$

Dove:

$\frac{L}{D}$ è l'efficienza aerodinamica del velivolo (*Lift to Drag ratio*);

t_F è il tempo di volo (*Flight Time*) [hours];

N_{RJ} è il numero di moduli ramjet del velivolo;

W_{GTO} è il peso massimo al decollo (*gross take-off weight*) [kg];

r_L è il “*labor rate*” di manutenzione medio del personale (*average maintenance labor rate*) [\$/manhours];

K_{LRJ} è il “*labor correction factor*” per valutare la complessità di un velivolo HST rispetto a un velivolo convenzionale (*ratio, maintenance labor for HST ramjet engines to present subsonic engines; use 2.0 unless specified otherwise*);

K_{MRJ} è il “*material correction factor*” per valutare la complessità di un velivolo HST rispetto a un velivolo convenzionale (*ratio, maintenance material for HST ramjet engines to present subsonic engines; use 3.0 unless specified otherwise*);

LF è il fattore di carico medio (*aircraft load factor*) per HST si suggerisce 0.6;

W_{PL} è il peso del *Payload* [kg];

R_T è il range operativo [km];

C_{RJ} è il costo del *ramjet engine* per aircraft [\$].

I rapporti (ratio) sono definiti come:

$\frac{C_{RJ}}{W_{GTO}}$ rapporto tra costo del *ramjet engine* e il peso massimo al decollo[\$/kg];

$\frac{W_{PL}}{W_{GTO}}$ *Payload Weight Fraction*.

8.4. OPS – IOC CERs

Come discusso nella sezione 7.3, la definizione di un modello di costo adeguato per i costi operativi indiretti (IOC) risulta complicata poiché questa categoria di costi dipende solitamente dall’organizzazione della compagnia aerea che gestisce i velivoli. Nella sezione della baseline relativa ai IOC sono stati confrontati i due modelli di riferimento suggeriti da ICAO e IATA. Il modello proposto sfrutta le equazioni più interessanti proposte da questi riferimenti, cercando di identificare l’entità delle voci di costo in modo da renderle coerenti per l’applicazione HST.

L’esito di tale processo di selezione è riportato nella Tabella 6, dove è riportato l’elenco delle CERs applicabili con il relativo riferimento.

IOC Item	CER	Source
General and Administrative	0.0072 \$ per ASK	IATA
Reservation, Ticketing, Sales and Promotion	0.0076 \$ per ASK	IATA
Station and Ground	0.0092 \$ per ASK	IATA
Airport Charges and Air Navigation Charges	0.0083 \$ per ASK	IATA
Passenger Service and Cabin Attendants	0.015 \$ per RPM	ICAO
Aircraft Servicing Costs	\$800 per Aircraft Departure	ICAO
Traffic Servicing Costs	\$15 per Enplaned Passenger	ICAO

Tabella 6 Selected IOC CERs

In particolare:

- I *General and Administrative Costs* sono calcolati seguendo la formulazione IATA considerando che nel riferimento ICAO questa voce IOC è inclusa in *Other Indirect*

and System Overhead Costs ed è espressa come percentuale del TOC, che non è noto. Analoghe considerazioni valgono per la voce *Station & Ground*;

- Le spese di *Reservations, Ticketing, Sales and Promotion* sono determinate dalla formulazione IATA. È stata preferita questa relazione di costo considerando che, in ICAO, questa voce è suddivisa in *Advertising and Publicity* in *Other Indirect and System Overhead Cost* e *Reservations and Sales Costs*, valutati come percentuale del TOC e come percentuale delle entrate della compagnia aerea, che potrebbero essere sconosciute. Seguendo tali considerazioni, la formulazione IATA è stata preferita;
- I *Airport Charges and Air Navigation Charges* sono calcolati secondo IATA, tenendo conto che ICAO non fornisce linee guida specifiche per questo IOC;
- Il costo del servizio passeggeri e degli assistenti di cabina (*Passenger Service and Cabin Attendants*) può essere calcolato seguendo entrambi i riferimenti. È stato verificato che le due formulazioni forniscono risultati simili. In considerazione di ciò, è stata selezionata la CER ICAO poiché è più recente;
- *Aircraft and Traffic Servicing Costs* sono valutati seguendo il modello ICAO perché non sono disponibili dati specifici nel riferimento IATA.

Per concludere, si ricorda che il modulo dei valori risultanti dalle formulazioni proposte per i costi operativi indiretti devono essere corrette attraverso il *cost escalation factor* (CEF) che vada a contestualizzare i riferimenti (ICAO 2017 e IATA 2013) all'anno di stima scelto.

9. Valutazione dei RDTE & PROD Cost Drivers per il caso di studio

In questo capitolo vengono presentati i *Cost Drivers/Additional Factors* che compaiono nelle CERs di RDTE e PROD del modello di stima dei costi presentato. Per ogni *driver* di costo si espongono i range di applicabilità, i processi di selezione dei valori che questi assumono per il caso di studio e le ipotesi alla base della selezione. Inoltre, qualora sia possibile, alcuni *cost drivers* sono scomposti o calcolati secondo delle relazioni matematiche derivanti dalle conoscenze e dall'esperienza alla base della Tesi.

La trattazione viene arricchita riempiendo alcuni fattori moltiplicativi utilizzati per scalare le CERs e quindi per renderle più accurate e funzionali per i velivoli ipersonici.

La valutazione dei *cost drivers* viene eseguita a partire dai requisiti fisici, prestazionali e di missione del velivolo di riferimento per la seguente Tesi, il velivolo STRATOFLY MR5.

9.1. Cost Escalation Factor

Una delle prime considerazioni da fare quando si pratica un'attività di “*Cost engineering*” è che i valori numerici, specialmente se associati alle valute, devono essere proposti con riferimento a una specifica “età tecnica” e contesto sociale. Ciò significa che i valori monetari assoluti non sono significativi senza un riferimento a un determinato anno. Di conseguenza, è una *best practice* dell'ingegneria dei costi, per il calcolo di tutti i tipi di costi, indicare l'anno in/per il quale la stima è eseguita/prevista.

Al fine di scalare i valori di costo per attualizzare il processo di stima, è molto comune adottare un approccio basato sul *Cost Escalation Factor* (CEF).

Il CEF, *Cost Escalation Factor*, è un fattore di scala che consente di aggiornare i risultati delle CERs all'anno per il quale verrà effettuata la stima dei costi. Si consideri che le stime inserite all'interno del modello di stima presentato sono attualizzate al 2016 per le voci di costo RDTE e PROD, 2013 e 2017 per le voci di costo che si riferiscono ai dati provenienti da NASA, e ICAO e IATA.

Un modo semplice per stimare il CEF è considerare il tasso di inflazione attraverso il *Consumer price index* (CPI), dall'inglese indice dei prezzi al consumo. Il CPI è un indice che viene calcolato per mezzo di una media ponderata dei prezzi relativi ad un paniere (insieme) di beni e servizi in un determinato periodo di tempo. Tale paniere è rappresentativo delle abitudini di spesa del consumatore (urbano) americano medio. Il CPI è importante in quanto, misurando le variazioni dei prezzi, segnala l'aumento dell'inflazione.

Ciò significa che, passando dai risultati proposti da una vecchia stima ad una nuova, sarà necessario applicare un fattore di attualizzazione pari a (48), che è funzione degli anni di riferimento e obiettivo (a parità di valuta). Passando dalle stime passate a quelle future, il CEF è superiore a 1, salvo in caso di recessione.

$$CEF = \frac{(CPI)_{TARGET}}{(CPI)_{REFERENCE}} \quad (48)$$

Attraverso il solutore numerico online *MeasuringWorth* [65] vengono forniti i CEF utilizzati successivamente per contestualizzare i vari valori di costo ricavati dal modello di stima (Tabella 7).

Target Year	(CPI) _{Target Year}	Cost Escalation Factor using as (CPI) _{REFERENCE} the		
		(CPI) ₂₀₁₃ =232,96	(CPI) ₂₀₁₆ =240,01	(CPI) ₂₀₁₇ =245,12
2014	236.74	1.016		
2015	237.02	1.017		
2016	240.01	1.030		
2017	245.12	1.052	1.021	
2018	251.11	1.078	1.046	1.024
2019	255.66	1.097	1.065	1.043
2020	258.81	1.111	1.078	1.055
2021	270.97	1.163	1.129	1.105
2022	292.66	1.256	1.219	1.194

Tabella 7 Cost Escalation Factor results

9.2. MYr

Una caratteristica specifica del TRANSCOST Model è l'applicazione dello sforzo *Man-Work-Year* (MYr o WYr) come *costing value*. Questa non è una caratteristica comunemente utilizzata, tuttavia, è l'unico modo da utilizzare per stimare e confrontare i costi di progetti di periodi temporalmente differenti, tra il 1960 e l'anno 2013, e in paesi con valute diverse [19].

Il costo dell'anno di lavoro di un lavoratore del settore aeronautico (MYr) è per definizione il budget ingaggi annuale totale dell'azienda (esclusi i subappalti) diviso per il numero di persone produttive a tempo pieno. Ciò significa che sono inclusi tutti i costi secondari come costi d'ufficio, viaggi, materiale, ecc., nonché tasse e profitti, oltre a una certa quota di costi di amministrazione, gestione e personale di supporto. Questa quota dipende dallo schema contabile dell'azienda specifica, ovvero in che misura il personale dirigente e di supporto (ad esempio capi dipartimento e/o segretarie) è contabilizzato direttamente a un progetto o meno.

Il costo per anno di lavoro cresce di anno in anno a causa dell'inflazione e dell'aumento delle tariffe orarie o dei salari. La Tabella 8 riporta i valori storici del costo medio di 1 MWY nelle industrie aerospaziali di USA e Europa al 2016, ultimo anno fornito da TRANSCOST.

Target Year	USA [\$]	Europe [€]
2016	347200	310200

Tabella 8 Cost History of 1 Man-Work-Year in the US and Europe

Uno studio di Deloitte, citato nel riferimento TRANSCOST, sul costo dell'industria aerospaziale statunitense ha portato nel 2012 a un reddito per dipendente di 279 542 USD. Ciò conferma il valore di costo TRANSCOST MYr di 296 000 USD/2010 tenendo conto di una quota del 5,5% del personale non produttivo (*overhead*).

Ci sono ovviamente differenze tra le aziende rispetto ai valori medi di MYr. Tuttavia, poiché i progetti spaziali sono normalmente realizzati da un gruppo di società, il risultato del costo totale per un progetto specifico dovrebbe essere vicino alla media.

9.3. Additional factors to TRANSCOST core CERs

Al fine di produrre delle CERs con una precisione soddisfacente, nonché per le stime dei costi di sviluppo e di produzione, è necessario introdurre una serie di fattori che possono avere un impatto consistente sui costi. Nel modello TRANSCOST vengono definiti i fattori sotto riportati [19] [20].

9.3.1. Systems engineering/integration factor (f_0)

Il *Systems engineering/integration factor* valuta il numero di stadi del *Vehicle* implementati (N_{stages}). Per le voci di costo RDTE e PROD, tale fattore è espresso come segue:

$$f_0(RDTE) = 1.04^{N_{stages}} \quad (49)$$

$$f'_0(PROD) = [1.02 \sim 1.03] \quad (50)$$

9.3.2. Development standard factor (f_1)

Lo sforzo di sviluppo è influenzato dallo stato relativo del progetto rispetto allo stato dell'arte o dalla relazione con altri progetti simili. Ciò significa che potrebbe trattarsi di un sistema di prima generazione completamente nuovo che coinvolge nuove tecniche e nuove tecnologie. Oppure può essere un nuovo sviluppo, ma basato sullo stato dell'arte esistente. D'altra parte, un progetto può anche essere composto da sottosistemi esistenti oppure è solo una modifica di un sistema già esistente. Queste considerazioni, valutate secondo un giudizio soggettivo, vengono rappresentate dal *Development standard factor*. A titolo indicativo potrebbero essere applicati i valori numerici in Tabella 9.

f_1	1.3 ~ 1.4	First generation system, new concept approach, involving techniques and new technologies
	1.1 ~ 1.2	New design with some new technical and operational features
	0.9 ~ 1.1	Standard projects, state-of-the-art (similar systems are already in operation)
	0.6 ~ 0.8	Design modification of existing systems
	0.3 ~ 0.5	Variation of an existing project

Tabella 9 Development standard factor range

9.3.3. Technical quality factor (f_2)

Il *Technical quality factor* è un fattore derivato dalle caratteristiche tecniche del progetto. Questo fattore è diverso e caratteristico per ogni sistema e può essere l'*additional factor* più importante. Il fattore si basa sulla frazione di massa netta relativa o sulle prestazioni.

Per il caso studio di riferimento, appartenente alla categoria *High-speed Advanced Aircraft*, il primo approccio per un TQF è l'applicazione della capacità di velocità massima.

La formulazione derivata è presentata in (51):

$$f_2 = Mach^{0.15} \quad (51)$$

Il TQF deve essere considerato preliminare solo fino a quando non sarà confermato o modificato da futuri progetti di velivoli ad alta velocità.

9.3.4. Team experience factor (f_3)

L'esperienza del team incaricato (o da incaricare) dello sviluppo di un nuovo progetto genera un altro fattore addizionale di costo importante. Chiaramente un nuovo team senza esperienza avrà bisogno di uno sforzo di sviluppo maggiore rispetto a un team che ha affrontato, ad esempio, un'esperienza molto simile in precedenza.

Il "team" può appartenere a una sola società oppure può essere costituito da un gruppo di società diverse, a seconda dell'attività di sviluppo. Per una stima dei costi si dovrebbe assumere il caso più probabile nel caso in cui i potenziali contraenti siano ancora sconosciuti.

Alcuni valori per il *Team experience factor* sono presentati in Tabella 10.

f_3	1.3 ~ 1.4	New Team, no relevant direct company experience
	1.1 ~ 1.2	Partially new project activities for the Team
	1.0	Company/industry Team with some related experience
	0.7 ~ 0.9	Team has performed development of similar projects
	0.5 ~ 0.7	Team has superior experience with this type of project

Tabella 10 Team experience Factor range

9.3.5. Learning Curve factor (f_4)

Il cosiddetto *Learning Factor* tiene conto della riduzione dello sforzo richiesto per la fabbricazione delle unità successive rispetto alla prima unità, la *Theoretical First Unit*.

La percentuale P di riduzione del costo da applicare ogni volta che il numero di unità prodotte raddoppia è tipicamente intorno all'85 – 88% per l'industria aerospaziale. Il *Learning Factor* con $P = 0.85$ ci dice che ogni raddoppio del numero di unità prodotte ridurrà il costo all'85%. Ciò significa che la seconda unità costerà l'85% della prima unità (o meglio: richiederà solo l'85% della manodopera originale), la quarta unità richiederà solo l'85% delle risorse della seconda unità, l'ottava unità richiederà l'85% della quarta unità, etc.

Il *Learning curve factor* è espresso nella relazione (52), sotto riportata:

$$f_{4_i} = (n_i)^{\frac{\log P}{\log 2}} \quad (52)$$

L'andamento di tale fattore, rappresentato in Grafico (39), viene ricavato andando a stabilire il numero di unità da produrre, n_i , e la percentuale di riduzione del costo, P .

Per il caso studio analizzato sono stati considerati i seguenti input:

$$\begin{cases} n_i = 100 \\ P = 0.85 \end{cases} \quad (53)$$

Secondo l'analisi di mercato del trasporto commerciale ad alta velocità, la produzione del velivolo considerato come caso di studio non è paragonabile all'odierna produzione di velivoli commerciali tradizionali. Infatti, il numero di unità da produrre è di uno o due ordini di grandezza inferiore a causa dell'elevato costo di acquisizione e operativo stimato per un segmento di volo così innovativo. Inoltre, alla base di tali considerazioni, si può facilmente intuire che le rotte commerciali antipodali rappresentano una bassa percentuale dei voli commerciali totali effettuati in tutto il globo. Ulteriori considerazioni sul numero di unità di produzione scelto saranno espresse nei capitoli successivi.

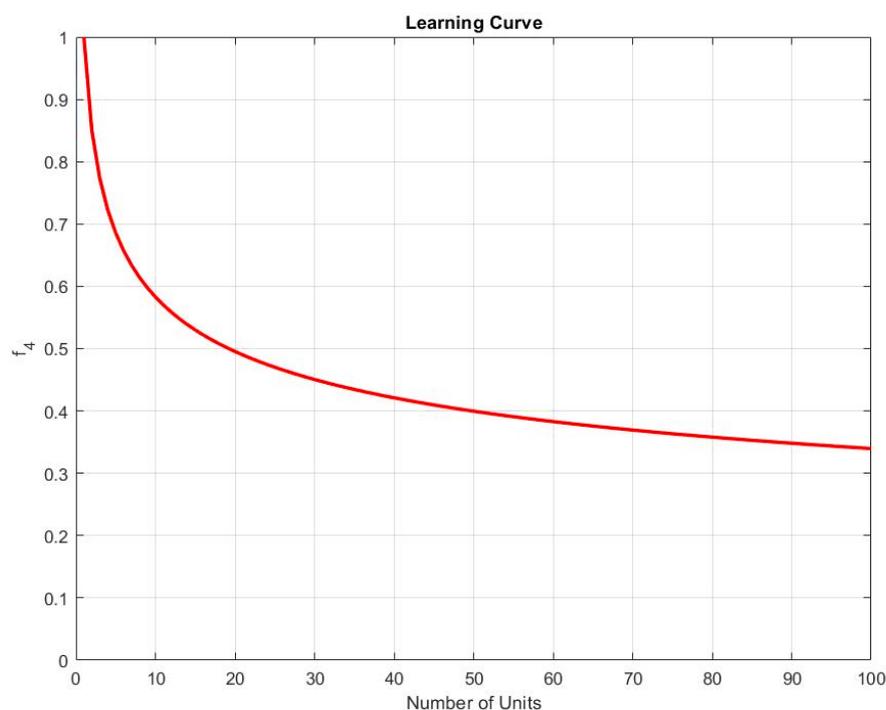


Grafico 39 Learning curve chart

9.3.6. Deviation from optimal schedule (f_6)

La *roadmap* (tabella di marcia) di un programma di sviluppo e produzione e/o il relativo finanziamento annuale ha un impatto importante sul costo del progetto. Ogni ritardo temporale rispetto al programma "ottimale" iniziale provoca un aumento del costo. Esistono diversi motivi per un ritardo nella pianificazione, ad esempio:

- modifiche ai requisiti durante lo sviluppo,
- modifiche tecniche come "miglioramenti",
- componenti tecnici/guasti software,
- cambiamenti nella struttura dirigenziale o nel personale,
- limiti di finanziamento (per anno di bilancio).

Dato che nessun progetto è immune da questi imprevisti, quasi nessun programma è stato ancora realizzato secondo il programma inizialmente previsto (a meno che non fosse stato previsto un margine di ritardo all'inizio).

La durata ottimale di un programma di sviluppo che si traduce in un costo minimo dipende dal tipo di veicolo e dallo sforzo di sviluppo del totale. Tuttavia, non è solo la durata del programma ad avere un impatto maggiore sui costi, ma anche il profilo di finanziamento, vale a dire la distribuzione del finanziamento nel periodo di sviluppo.

Qual è il periodo di sviluppo "ideale" per un sistema di lancio spaziale? Certamente dovrebbe essere il più breve possibile, e questo dipende dall'organizzazione e dalle risorse disponibili. Come primo approccio empirico il modello TRASCOST deduce dallo stato dell'arte che un ritardo o una proroga del programma di circa il 20 % causerà un aumento dei costi dal 10 al 15 %, e un ritardo di circa il 40 % un aumento dei costi dal 30 al 35 %. Questo è illustrato nella Figura (49). Come indicato, anche una programmazione accelerata comporterà un maggior costo dovuto alle ore di lavoro straordinarie e/o a turni integrativi da pagare, e un lavoro parallelo aggiuntivo.

Il fattore f_6 tiene conto degli aspetti appena trattati e può essere ricavato graficamente dal *plot* fornito nel modello TRASCOST rappresentato in Figura (49).

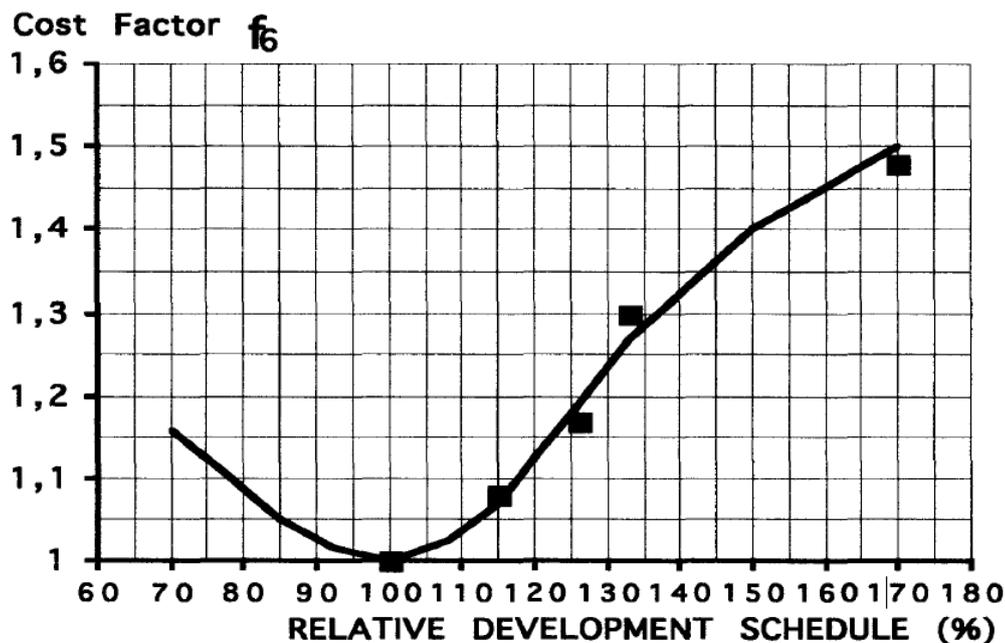


Figura 49 Cost Growth by Deviation from the Optimum Schedule (=100%)

9.3.7. Program organization factor (f_7)

La struttura organizzativa per lo sviluppo di un progetto complesso richiede un chiaro rapporto capocommessa/subappaltatore con responsabilità ben definite. Per quanto semplice sia questa regola ben collaudata, tanto più sorprendente è il fatto che spesso questa regola viene ignorata a favore di diversi appaltatori "paralleli" senza un unico appaltatore principale, principalmente per ragioni politiche o di "prestigio". In TRASCOST viene dimostrato come qualsiasi altro principio di organizzazione con diversi appaltatori paralleli con il coordinamento da parte del cliente o di un'organizzazione aggiuntiva porti a un costo del progetto più elevato.

Da casi storici si può stabilire un modello empirico, basato sul numero di organizzazioni appaltatrici parallele o associate. A volte tali relazioni sono private o nascoste per ragioni di natura commerciale ma possono essere determinate rivelando le linee di finanziamento ai progetti. È intuitivo capire perché una tale organizzazione comporta un aumento dei costi del progetto: più manodopera, più interfacce, attività parallele pianificate e non pianificate e, di conseguenza, ritardi nella pianificazione.

Il fattore di crescita del costo risultante è valutato dall'Eq. (54) e l'andamento è graficato in Figura (50):

$$f_7 = (n_{co-contractors})^{0.2} \quad (54)$$

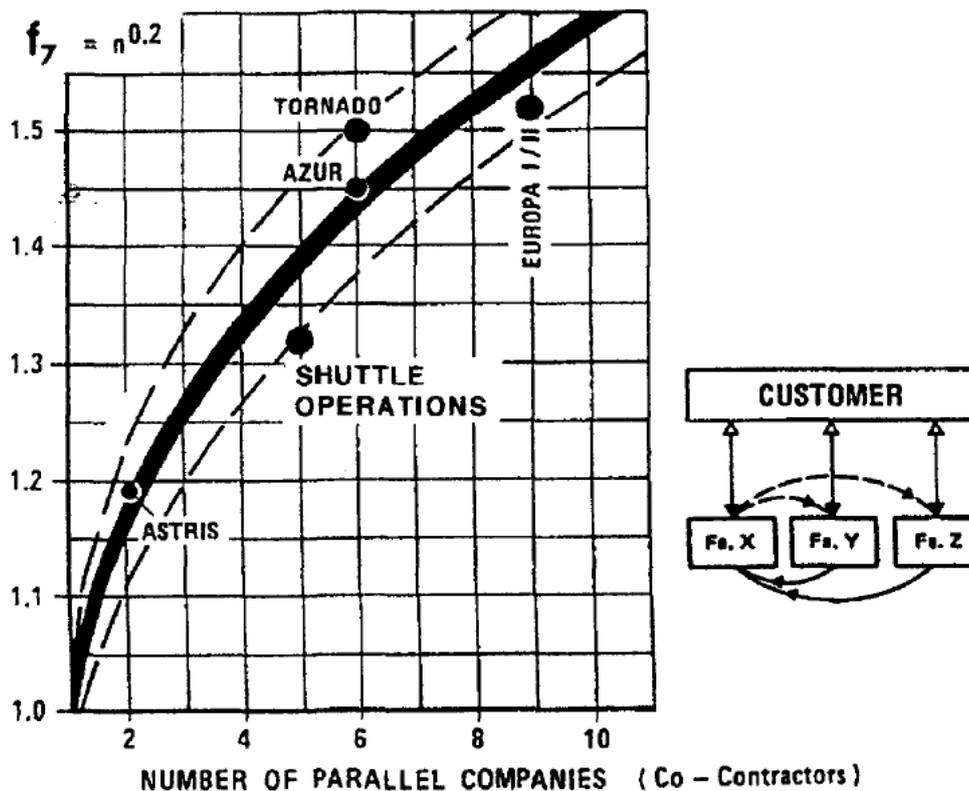


Figura 50 Cost Growth Factor for Parallel Contractor Organizations

La conoscenza di tali relazioni contrattuali tra capocommessa/subappaltatore è subordinata a informazioni fornite dalle aziende stesse. La mancanza di informazioni riguardanti le considerazioni sopra esposte potrebbe provocare errori che si ripercuoterebbero in una sovra/sottostima dei costi. Per tale motivo il modello TRANSCOST consiglia di omettere questo fattore qualora non si avessero informazioni ritenute veritiere.

9.3.8. Productivity of region (f_8)

Nel modello TRANSCOST viene esaminata una differenza di produttività in alcune aree del mondo rispetto ad altre che può influenzare il numero di *Man-Work-Years* (MYr) necessari per l'attività di produzione. Il database per il modello TRANSCOST deriva principalmente da progetti statunitensi ed è, quindi, basato sulla produttività dell'industria aerospaziale statunitense. Se la produttività è definita come una combinazione di ore lavorative annuali, istruzione e dedizione al lavoro, allora dovrebbe essere fattibile stabilire un fattore di correzione della produttività rispetto alla produttività negli Stati Uniti. La tabella rappresentata

in Figura (51) è un tentativo di derivare una sorta di fattore numerico che è certamente soggettivo rispetto alla qualità dell'istruzione e della dedizione.

Queste considerazioni permettono di applicare tale fattore e/o modificarlo secondo il proprio giudizio. Tuttavia, l'applicazione di tale fattore di correzione della produttività ai dati sullo sforzo MYr potrebbe migliorare la coerenza dei dati di riferimento internazionali.

COUNTRY	(1) Effective Working Hours per year	(2) Relative Education	(3) Relative Dedication	Relative Productivity (Product of items 1-3)	MYr Correction Factor f_8	
USA (REF.)	1847, $h^{0.7} = 1.94$	1.00	1.00	194 = 1.00	1.00 (Ref.)	
Europe (ESA)	1583	174	1.20	1.08	225 = 1.16	0.86
France	1611 1561*	176 172	1.30 1.30	1.10 1.10	252 = 1,30 246 = 1.27	0,77 0.79
Germany	1568 1674*	172 180,5	1.30 1.30	1.13 1.13	252 = 1,30 265 = 1.37	0,77 0,73
Japan	2052	208	1.13	1.18	278 = 1.43	0.70
Russia	est. 1600	175	0.75	0.70	92 = 0.47	2.11
China	1958	201	0.85	0.85	145 = 0.75	1.34

Figura 51 Productivity Model for Different Countries/Regions

9.3.9. Impact of subcontractors (f_9)

Lo schema standard di un "capocommessa" industriale e di un certo numero di subappaltatori coinvolti ha un impatto sul costo totale. L'impatto sul costo totale dipende, in primo luogo, dallo sforzo di gestione e controllo dell'appaltatore principale che sarà influenzato dal valore totale dei subappalti (relativo all'appalto principale) e dal numero di subappaltatori. Inoltre, bisogna considerare anche l'utile addebitato dai subappaltatori, oltre all'onere complessivo dell'appaltatore principale sul valore totale dell'appalto principale (dal 6 al 14%).

Valutare l'impatto dei *subcontractors* è, per i motivi sopra citati, un'analisi difficoltosa, in particolar modo per lo stato di avanzamento dell'attività progettuale del caso di studio considerato. In un caso rappresentativo proposto da TRANSCOST, un valore del 40% del progetto subappaltato ad altre cinque società, provoca un aumento dei costi risultante di circa il 21 %, rispetto a un caso in cui il lavoro completo dell'appalto è svolto internamente, senza grandi subappalti, ad eccezione di materiale e componenti.

Tenendo presente tali considerazioni, si valuta il fattore f_9 come segue in Tabella (11), considerando un *profit of subcontractors* costante del 10% e un valore del 50% di progetto subappaltato:

f_9	Number of subcontractors
1.0 ~ 1.1	1-2
1.1 ~ 1.2	2-5
1.2 ~ 1.3	5-10
1.3 ~ 1.4	10-15
1.4 ~ 1.5	15-25

Tabella 11 Cost Increase Factor derived by subcontractors

9.3.10. Reduction factor due to experience/cost engineering (f_{10})

Il progresso tecnologico nel settore aerospaziale ha raggiunto una certa maturità in modo che i progetti industriali commerciali possano essere realizzati attraverso un'impresa privata. Per tali progetti basati su finanziamenti e capitale di rischio privati ci sono altre dinamiche aziendali che portano a una gestione dei costi molto diversa.

Un aspetto rilevante è il massimo utilizzo di tecnologie comprovate e dell'esperienza pregressa. Inoltre, le configurazioni aziendali sono spesso start-up e piccole imprese, ciò significa piccoli team dedicati con bassi costi generali (nessuna organizzazione, amministrazione e strutture complesse), con conseguenti bassi costi MYr, molto inferiori a quelli dell'industria aerospaziale tradizionale.

L'applicazione del modello TRANSCOST per futuri progetti richiede l'implementazione di fattori tecnici di riduzione dei costi grazie all'esperienza passata, al progresso tecnologico e all'applicazione dell'ingegneria dei costi, come f_{10} .

Alcuni studi hanno dimostrato che l'esperienza degli ultimi decenni consente una riduzione dei costi dei progetti futuri mediante l'applicazione delle "lessons learning" e la raccolta dei dati. Le moderne procedure di calcolo supportate dalla tecnologia e l'applicazione dei principi dell'ingegneria dei costi risultano importanti. Si stima che questo pieno utilizzo dell'esperienza passata e del progresso tecnico consenta almeno una riduzione dei costi dal 15 al 25 % rispetto ai progetti storici. Ciò si traduce in un fattore di riduzione dei costi compreso tra 0,85 e 0,75, come mostrato in (55).

$$f_{10}(RDTE) = [0.75 \sim 0.85] \quad (55)$$

9.3.11. Reduction factor due to absence of government contracts (f_{11})

La riduzione dei costi dei progetti aerospaziali può avvenire non solo grazie all'esperienza passata, al progresso tecnologico e all'applicazione dell'ingegneria dei costi, ma anche grazie alla natura commerciale delle imprese private, che sono indipendenti dalle entità governative.

Per quantificare questa riduzione dei costi, il modello TRANSCOST propone il fattore f_{11} .

Questo fattore tiene conto della mancanza di requisiti governativi e requisiti procedurali, ad esempio, l'ampia documentazione di ciascun componente e delle attività con una dettagliata garanzia della qualità. Questi requisiti, così come le condizioni contrattuali dei contratti governativi, richiedono anche il coinvolgimento di avvocati e personale amministrativo che aumenta le spese generali delle società.

Sulla base di numerosi esempi analizzati da TRANSCOST, si può concludere che lo sforzo di sviluppo su base puramente commerciale, senza specifiche, requisiti, procedure e relazioni governative, è inferiore di circa il 45-55% rispetto ai contratti con le tradizionali società aerospaziali.

Il fattore di correzione del costo di sviluppo risultante è espresso in (56).

$$f_{11}(RDTE) = [0.45 \sim 0.55] \quad (56)$$

Una delle principali cause di questa riduzione dei costi deriva da un periodo di sviluppo ridotto grazie all'assenza dei rallentamenti procedurali amministrativi.

9.3.12. Production cost improvements factor (f'_{10})

Nell'ambito dei costi di produzione, il fattore f'_{10} considera i miglioramenti sui processi produttivi, sulle attività di testing e validazione, l'automazione delle attività e il controllo qualità. Con l'avanzare del progresso tecnologico, anche il processo produttivo ha subito notevoli miglioramenti.

Le attività di testing sono state ottimizzate al fine di seguire l'alta integrazione dei sistemi aerospaziali di nuova generazione. Le attività di testing seguono la granularità dei sistemi integrati, validando il sistema completo partendo dal livello componente, sottosistema e così via. Questo approccio provoca un risparmio delle risorse andando a scorporare le analisi dei singoli componenti dalle analisi degli interi sistemi.

Inoltre, la *quality assurance* è ritenuta costosa se viene eseguita da un'organizzazione parallela separata. Si è potuto constatare che gestire internamente il processo di controllo qualità dei processi porti ad un risparmio considerevole.

Infine, i moderni processi di fabbricazione automatizzata possono ridurre i costi di produzione dal 15 al 30 % rispetto ai metodi convenzionali di progetti passati. Seguire gli standard di produzione e progettare in maniera robusta implementando delle ispezioni specifiche provoca un processo produttivo più economico.

Alla luce delle considerazioni appena esposte, il modello TRANSCOST propone un fattore risultante di riduzione dei costi per progetti futuri definito come segue (57):

$$f'_{10}(PROD) = [0.70 \sim 0.85] \quad (57)$$

9.3.13. Government contracts factor for production (f'_{11})

La riduzione dei costi dei processi produttivi dei progetti aerospaziali può avvenire non solo grazie al miglioramento tecnico dei processi stessi, ma può anche essere subordinata alla correlazione delle entità governative con le società appaltatrici della produzione.

Come riportato in TRANSCOST, ogni contratto di appalto dalla NASA o DOD deve osservare una serie di requisiti e procedure ed è attentamente controllato da un team di progetto dedicato. Una caratteristica importante è la vasta documentazione di ciascun componente e attività con una determinata garanzia della qualità, coadiuvata da numerosi rapporti di avanzamento, presentazioni e revisioni formali. Questi requisiti e le condizioni contrattuali dei contratti governativi richiedono anche il coinvolgimento di personale giuridico e amministrativo che aumenta le spese generali delle società. Questo vale anche per il contesto europeo.

In conclusione, si può presumere che lo sforzo richiesto per la produzione, i test e le operazioni di una società con una strategia di lavoro puramente industriale/commerciale, senza interferenze governative, sia inferiore del 30 al 50 % rispetto alle aziende che lavorano sotto i contratti governativi. Ciò si traduce in un fattore di correzione dei costi applicabile f'_{11} , presentato in Eq. (58), per attività di produzione puramente commerciali senza condizioni contrattuali governative, influenzate anche dalla concorrenza internazionale.

$$f'_{11}(PROD) = [0.50 \sim 0.70] \quad (58)$$

9.4. RDTE & PROD Mass Parameters

Come già ampiamente esposto nel Capitolo 7, inerente alla presentazione del modello di stima dei costi, e nel Capitolo 8, inerente alla presentazione delle *Cost Estimating Relationships* (CERs), i parametri di massa sono alla base della metodologia proposta da TRANSCCOST.

La definizione dei parametri di massa è in stretta correlazione con gli output derivanti dall'attività di re-design del *concept* STRATOFLY MR3 finalizzata all'ottenimento del *concept* di velivolo denominato STRATOFLY MR5, caso di studio della seguente Tesi. Alcuni parametri di massa sono quindi già stati ricavati dalla progettazione concettuale del velivolo di riferimento, già riportati in Tabella 1 e riepilogati in Tabella 12. A questi si aggiungono i parametri di massa elencati delle successive sezioni.

High Level Mass Parameters		
Payload capacity	26400	[kg]
MTOW	288400	[kg]
OEW	150000	[kg]
Available fuel mass	112000	[kg]

Tabella 12 High Level Mass Parameters

9.4.1. ATR/DMR engine dry Mass

I valori di massa dei due differenti sistemi propulsivi integrati nel velivolo di riferimento sono stati identificati dal progetto STRATOFLY MR3. Nonostante il progetto STRATOFLY MR5 incorpori caratteristiche fisiche e prestazionali differenti dal suo predecessore, derivanti da requisiti di missione differenti, la tecnologia propulsiva precedentemente utilizzata è stata mantenuta valida. Per tale motivo i parametri di massa sono stati considerati invariati.

Engine Mass Parameters		
Single ATR dry mass	4000	[kg]
DMR dry mass	1400	[kg]
Engine dry mass (single ATR unit + DMR)	5400	[kg]

Tabella 13 Engine Mass Parameters

9.5. Combined Cycle Engine Parameters

Le formulazioni che riguardano la stima dei costi di sviluppo e di produzione del sistema propulsivo sono state integrate da alcune CERs specifiche per la tecnologia propulsiva a ciclo combinato. Queste ultime, rispettivamente Eq. (20) ed Eq. (30), presentano dei fattori di *scaling* e *weighting* che rendono la relazione più accurata e quindi affidabile.

I parametri in questione sono i seguenti:

- k_{TJ} e k_{RJ} sono i coefficienti di configurazione a bassa e alta velocità usati per rappresentare le caratteristiche del motore (cioè se è più vicino a un turbojet o a un ramjet);
- $C_{complexity}$ è un fattore di moltiplicazione utilizzato per confrontare il progetto considerato con uno esistente (ovvero può essere sfruttato come fattore di escalation o riduzione dei costi a seconda della configurazione globale del motore considerato).

Il valore dei parametri in questione è stato selezionato attraverso un'analisi critica delle fonti alla base del seguente lavoro di Tesi. I coefficienti di configurazione sono stati scelti considerando che le prestazioni richieste dal sistema propulsivo per questo nuovo segmento di volo (Mach 5) siano prossime alla capacità massima operativa della tecnologia ATR. La tecnologia propulsiva DMR provvede, per la maggior parte del tempo di missione, a generare la spinta necessaria per la fase di crociera a Mach 5. Il sistema propulsivo a “bassa velocità” provvede a generare la spinta necessaria al raggiungimento della condizione di velocità pari a Mach 4 – 4.5, prossima alla fase di crociera. Pertanto, i valori selezionati, attraverso un giudizio soggettivo, cercano di rappresentare le considerazioni appena esposte.

Il valore del coefficiente di complessità del sistema propulsivo è stato selezionato seguendo un approccio conservativo, sovrastimando il costo di tale sistema del 20% per mantenere un margine di stima che tenga conto delle difficoltà derivanti dalla progettazione e dalla produzione di questa configurazione innovativa.

Combined Cycle Engine Parameters	Range	Selected
k_{TJ}	[0 ~ 1]	0.6
k_{RJ}	[0 ~ 1]	0.4
$C_{complexity}$	N.D.	1.2

Tabella 14 Combined Cycle Engine Parameters

9.6. RDTE & PROD Performance Parameters

Oltre ai parametri di massa, nel modello di stima dei costi proposto sono stati utilizzati anche alcuni parametri prestazionali e operativi come *cost drivers*. Come i parametri di massa, alcuni parametri prestazionali e operativi sono già stati ricavati dalla progettazione concettuale del velivolo di riferimento, mediante l'attività di re-design del *concept* STRATOFly MR5. I parametri di interesse sono riassunti in Tabella 15. A questi si aggiungono i parametri presentati nelle sezioni seguenti.

High level Performance/Operational Parameters		
Cruise Mach number	5	
ATR maximum Mach number	4	
ATR maximum operating altitude	24370	[m]
ATR maximum operating speed	1190	[m/s]
Cruise altitude	27000	[m]
Cruise speed	1495	[m/s]
Single Ramjet Thrust	600	[kN]
Mission Flight Time	4.33 (15596)	[hr] ([s])

Tabella 15 High level Performance/Operational Parameters

È importante precisare che le velocità sono state ricavate sfruttando la relazione del numero di Mach in accoppiamento alle proprietà del fluido alla quota operativa di riferimento, come espresso nell'Eq. (59).

$$(v)_{reference} = (Mach)_{reference} \cdot (Speed\ of\ sound)_{@Altitude\ reference} \quad (59)$$

9.6.1. Heat Flux, Heat Load & Boil-off flow rate

Per valutare correttamente il costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico è necessario tenere conto della temperatura operativa, dei carichi e dei flussi termici e del tempo di esposizione. Tra i sottosistemi più complessi per i veicoli appartenenti al segmento ipersonico è significativo notare l'alta integrazione dei sistemi che si occupano della gestione termica ed energetica e della protezione della cellula dalle alte temperature raggiunte a parete durante la missione (TEMS e TPS). Ai fini della seguente Tesi, si vuole quindi indagare sui principali *drivers* prestazionali che influenzano il costo dei sottosistemi appena citati [55] [56] [57] [58].

I veicoli di trasporto ad alta velocità richiedono l'uso di materiali ad alta temperatura per resistere agli elevati flussi termici durante il volo. Inoltre, la lunga durata della missione richiede un sistema di protezione termica in grado di far fronte al carico termico accumulato durante il volo, considerando che parte di questo calore deve essere smaltito dopo l'atterraggio.

I flussi di calore sull'*aeroshell* durante le missioni transatmosferiche tipiche di un velivolo ipersonico, aumentano con la potenza cubica della velocità del flusso libero.

$$q \propto \frac{1}{2} \rho v^2 \cdot v \quad (60)$$

Già un'analisi adimensionale semplificata può evidenziare che questa approssimazione non generi una grande accuratezza dei risultati. Infatti, sfruttando i risultati delle analisi condotte da Johan Steelant ed esposte durante l'*International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conferences*, si può concludere che il flusso termico durante il volo Mach 8 risulta essere dal 25 al 35% più alto rispetto a Mach 5. Inoltre, i tempi di volo ridotti a Mach 8 producono una riduzione dal 20 al 25% del carico termico complessivo integrato dalla cellula

rispetto alla crociera Mach 5. Ciò significa che il carico termico integrato diminuisce con l'aumentare del numero di Mach di volo diminuendo il tempo di missione.

L'analisi del riferimento considerato si basa su un bilancio di scambio termico convettivo-radiativo-conduttivo. Inoltre, lo studio si concentra generalmente sull'*aeroshell* ma non si occupa delle aree di stagnazione come i bordi d'attacco. Infatti, nonostante la loro elevata temperatura, il contributo alla gestione termica complessiva è in realtà molto limitato.

Ai fini della seguente Tesi, si è scelto di reputare valido l'andamento del flusso di calore tipico delle missioni transatmosferiche, andando a caratterizzare il flusso termico convettivo massimo attraverso l'*aeroshell* tramite la legge di Sutton-Graves, rappresentata in Eq. (61).

$$q = k \cdot \left(\frac{\rho_s}{R_n} \right)^{0.5} \cdot V^3 \quad (61)$$

Dove:

k è un coefficiente specifico per l'atmosfera di riferimento ($1.7415e-4$ for *Earth*);

ρ_s è la densità statica funzione della quota di operatività e Mach (Z_{cruise} & Mach) [kg/m^3];

R_n è il *nose radius* di riferimento [m];

V è la velocità di riferimento (V_{cruise})[m/s].

Il carico termico convettivo su un elemento planare dell'*aeroshell* dell'aeromobile può essere calcolato integrando il flusso di calore, considerando le aree di riferimento e il tempo di esposizione al flusso.

La missione Bruxelles-Sydney ha fornito le condizioni di flusso libero per il calcolo dei carichi termici della cellula. La missione comprende, come già presentato, 53 minuti di salita e accelerazione, 167 minuti di crociera e 57 minuti di decelerazione e discesa, accumulando un tempo di volo totale di 4 ore e 33 minuti.

Questi risultati devono quindi essere considerati preliminari, prima dell'ottimizzazione degli isolamenti, del *boil-off*, della programmazione del carburante e delle temperature di fine missione.

Il grafico in Figura (52) mostra il calore accumulato durante entrambe le missioni Mach 5 e Mach 8, che è stato calcolato in base al tempo, integrando il flusso di calore attraverso tutti i pannelli dell'*aeroshell*. Per quanto riguarda la missione Mach 5, il calore accumulato durante l'intera missione è stato di 30,6 GJ, con un contributo rispettivamente di 2,8 GJ, 25,6 GJ e 2,2 GJ dalle fasi di salita, crociera e discesa.

Il grafico di Figura (53) mostra la portata massica di evaporazione e la massa di evaporazione accumulata durante entrambe le missioni Mach 5 e Mach 8. La massa di carburante evaporato prodotto durante la missione Mach 8 ammontava a 78 t, ovvero il 43% del carburante di viaggio, mentre la missione Mach 5 ha prodotto 102 t, pari al 59% del carburante di viaggio della missione. Queste cifre producono una produzione totale di evaporazione inferiore del 24% per la missione Mach 8 rispetto alla missione Mach 5.

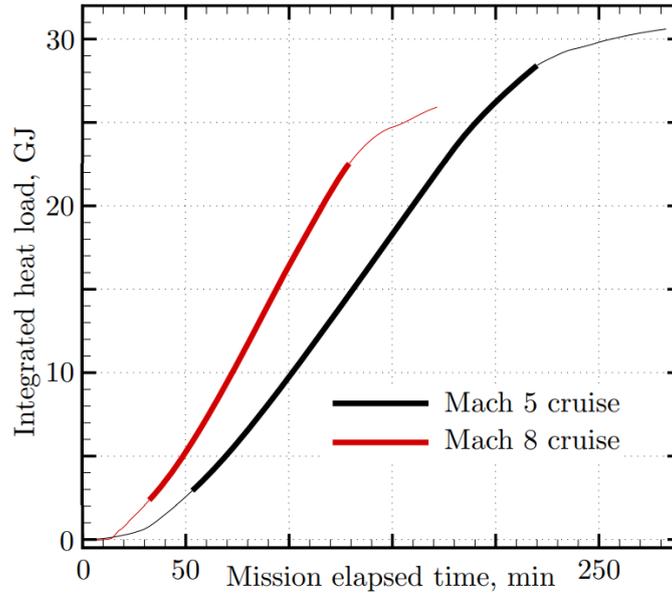


Figura 52 Integrated heat load during the MR2 and the A2 missions

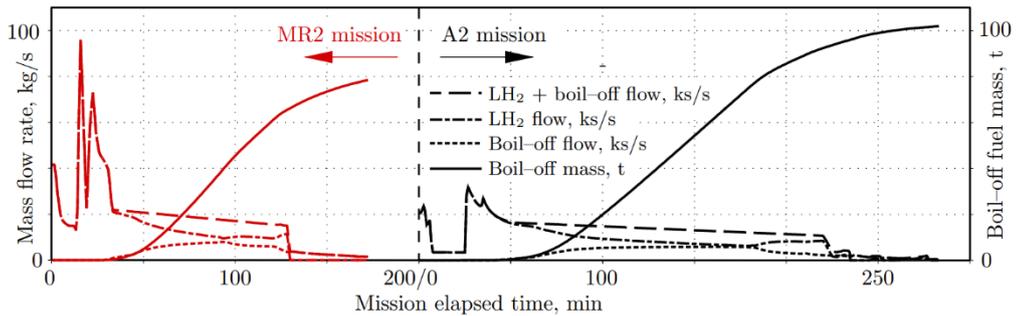


Figura 53 Mass flow rate and total mass of boil-off fuel during the Mach 8 and the Mach 5 missions.

I *drivers* d'interesse per le CERs dei sottosistemi di gestione e protezione termica ed energetica sono riassunti in Tabella 16.

TPS & TEMS Parameters		
Static Atmospheric Density ($f(z_{cruise})$)	0,03021	[kg/m ³]
Nose radius	0.02	[m]
Heat Flux	715.17	[kW/m ²]
Heat Load	30.6	[MJ]
Boil-off flow rate	8	[kg/s]

Tabella 16 TPS & TEMS Parameters

La metodologia di Johan Steelant, riferimento di questa sezione, ha consentito la stima delle temperature esterne e dei flussi e carichi termici previsti attraverso l'aeroshell e all'interno

dell'aeromobile durante la missione di riferimento. Questi risultati hanno supportato le tendenze precedenti e hanno fornito una preziosa panoramica della configurazione interna dell'aeromobile per la gestione dell'energia termica e per la distribuzione della temperatura, cioè la cabina dei passeggeri, i serbatoi, la cellula e infine per le esigenze di raffreddamento post-missione. Questi aspetti sono approfonditi nella sezione seguente.

9.6.2. Power produced by TEMS

Nell'ambito del progetto HIKARI, utilizzato come riferimento di questa sezione, che si è occupato della progettazione preliminare di sottosistemi per aerei da trasporto civile ad alta velocità, sono stati studiati i potenziali cicli di gestione energetica e termica. Questi velivoli sono esposti a flussi di calore molto elevati sia sulle superfici esterne della fusoliera e delle ali che all'interno del sistema di propulsione. Pertanto, la gestione termica dell'intero sistema è fondamentale in quanto deve fornire il raffreddamento necessario sia per la cabina passeggeri che per le varie apparecchiature di bordo. Allo stesso modo, questi elevati flussi termici, se gestiti correttamente, possono coprire anche il fabbisogno energetico di bordo [55] [56] [57] [58].

Valutando la gestione termica ed energetica, sono stati effettuati alcuni studi che hanno decretato la concreta possibilità di trovare un ciclo termodinamico in grado di raffreddare sia la cellula che le apparecchiature di bordo, nonché di fornire la potenza richiesta a bordo durante il volo.

Gli studi hanno in primo luogo evidenziato le problematiche termiche ed energetiche derivanti dal segmento di volo ipersonico. Gli elevati flussi di calore emanati dall'attrito, inerenti al volo ad alta velocità, dovranno essere smaltiti per evitare temperature strutturali troppo elevate all'interno del veicolo e in particolare per la cabina passeggeri. La temperatura interna della cabina deve essere ben regolata entro certi margini per il comfort dei passeggeri. Allo stesso tempo, durante la parte principale del volo (accelerazione ipersonica, crociera e decelerazione), il sistema di propulsione *ramjet dual-mode* non è in grado di fornire direttamente energia meccanica o elettrica per alimentare tutti i consumatori di energia a bordo, che possono richiedere alcuni megawatt di potenza. Il carburante è l'unica fonte "fredda" a bordo e deve assorbire la maggior parte del calore che penetra nel veicolo.

Il risultato del progetto sopra citato è stato quindi il dimensionamento di un sistema di gestione termica ed energetica attraverso un ciclo termodinamico avanzato ed altamente integrato. Le simulazioni sono state basate sui progetti LAPCAT I/II, per due diverse missioni: una missione LAPCAT A2 e MR2 rispettivamente a Mach 5 e 8. La missione a Mach 5 è stata presa come riferimento per il dimensionamento del TEMS implementato su STRATOFLY MR5.

Il ciclo elaborato realizza il raffreddamento della cellula mediante il combustibile criogenico evaporato all'interno dei serbatoi del propellente. Il carico termico che penetra nell'*aeroshell* genera l'ebollizione all'interno dei serbatoi criogenici. Una frazione di questo combustibile gassoso provvede al raffreddamento della cabina e viene successivamente compressa mescolandosi con il restante combustibile evaporato. Pertanto, l'ebollizione del carburante non è stata considerata persa ma è stata ulteriormente utilizzata per raffreddare altri componenti prima dell'iniezione nella camera di combustione. L'idrogeno compresso viene quindi utilizzato per raffreddare l'impianto di propulsione (*intake*) e l'*air-pack* dell'impianto di condizionamento della cabina, per poi essere espanso attraverso una turbina per fornire potenza meccanica. Infine, il carburante viene iniettato nella camera di combustione. Il sistema energetico proposto per il velivolo del veicolo MR2 è mostrato in Figura (54).

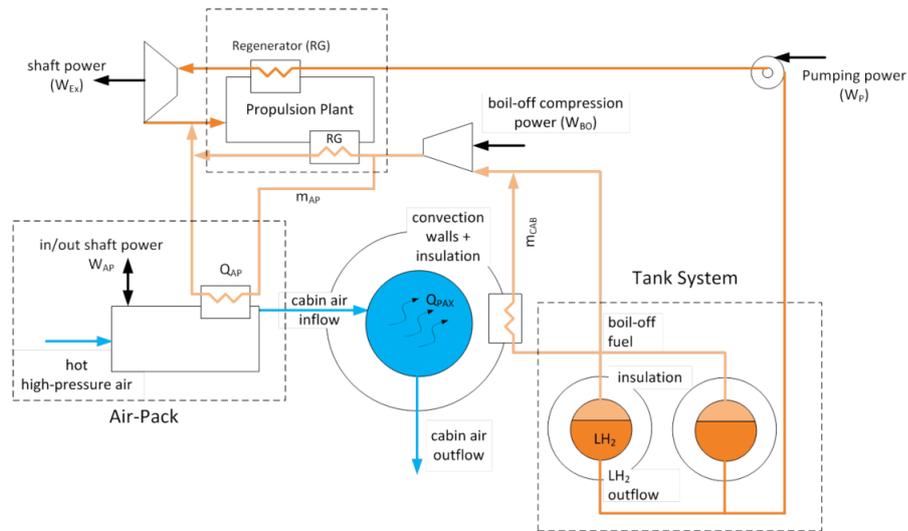


Figura 54 Thermodynamic cycle layout of TEMS

I principali consumatori/generatori di potenza meccanica dell'aeromobile sono la pompa del carburante, il compressore di evaporazione, il sistema *air-pack* e la turbina principale (espansore). Il fabbisogno energetico di bordo stimato (elettrico, idraulico, ecc.) è di 130W per passeggero, mentre i servizi di bordo per i passeggeri (intrattenimento e illuminazione) sono di 70W per passeggero. È quindi previsto nel bilancio di potenza meccanica un carico totale di 45-60 kW per un aeromobile da 200-300 passeggeri (Eq. (62)).

$$W_{BAL} = W_{EXPANDER} - W_{PROP} - W_{BO_COMPRESSOR} - W_{AP} - [45 \sim 60 \text{ kW}] \quad (62)$$

Il risultato del bilancio di potenza restituisce la potenza massima generata dalla turbina (expander) del TEMS. È utile ricordare che la potenza generata è funzione della portata in massa del fluido, quindi del combustibile gassoso fatto espandere prima di essere iniettato nel sistema propulsivo, come espresso dall'Eq. (63).

$$W_{EXPANDER} = f(\text{mass flow}) \quad (63)$$

Individuando la condizione di volo d'interesse (Mach 5), ovvero il *Flight Time* della missione di riferimento (MR3) in cui si attraversa la condizione di volo a Mach 5, si può valutare la potenza prodotta dal TEMS. Un altro approccio del tutto congruente consiste nel scalare la potenza generata dal TEMS per una missione a Mach 8 tenendo conto della diminuzione di portata in massa del fluido che espande in turbina per un velivolo che opera a Mach 5. Il *cost driver* di interesse (Power produced by TEMS) viene quindi presentato in Tabella 17.

TEMS Expander			
	MR3	MR5	
Expander Mass flow	[50 ~ 60]	[30 ~ 36]	[kg/s]
Expander Power	16	10.5	[MW]

Tabella 17 Power produced by TEMS Expander

9.6.3. Reference Fuel: Liquid Hydrogen (LH2)

Nel contesto del segmento di volo ipersonico, l'introduzione dell'idrogeno liquido è necessaria per raggiungere le performance fisiche ed operative derivate dai requisiti di progetto, sottintendendo l'obiettivo di decarbonizzazione del settore dell'aviazione. In questa sezione vengo riportate solamente le grandezze fisiche del carburante di riferimento, Liquid Hydrogen (LH2), rimandando un'analisi dettagliata alla sezione successiva.

Liquid Hydrogen Properties		
Specific Energy Density	120	[MJ/kg]
Volumetric Mass Density	70.85	[kg/m ³]
Melting point	-259.14 (14.01)	[°C] ([K])
Boiling point	-252.87 (20.28)	[°C] ([K])

Tabella 18 Liquid Hydrogen Properties

9.7. Technology Readiness Level (K_{TRL})

Valutare e gestire in modo efficace il rischio scientifico e tecnologico e, al contempo, la maturazione di nuove tecnologie critiche è fondamentale per il successo dei progetti di sviluppo di sistemi tecnologici avanzati. I sistemi che dipendono dall'applicazione di nuove tecnologie devono inevitabilmente affrontare tre sfide principali durante lo sviluppo: prestazioni, pianificazione e *budgeting*. I programmi di ricerca e sviluppo che implementano nuove tecnologie risultano più onerosi rispetto a programmi di ricerca di progetti standard. Questo aspetto è derivato dagli investimenti in tecnologia atti a ridurre l'incertezza prestazionale, di pianificazione e *budgeting*.

In questo contesto, quindi, è necessaria una metrica per supportare la valutazione della maturità di una data tecnologia nell'ambito dell'applicazione prevista. Il *Technology Readiness Level* (TRL) ha lo scopo di fornire una risposta a questa esigenza.

La metrica moderna per la maturità tecnologica, il *Technology Readiness Level* (TRL), o "livello di prontezza tecnologica", originata dalla NASA nel 1974, utilizza una scala da 1 a 9. Fondamentalmente, i TRLs sono, un insieme di metriche che consentono la valutazione della maturità di una particolare tecnologia e il confronto coerente della maturità tra diversi tipi di tecnologia, il tutto nel contesto di uno specifico sistema, applicazione e ambiente operativo. La Tabella 15 fornisce il set completo di definizioni dei TRL applicabili [52] [60].

Readiness Level	Definition	Engineering / RDTE Terms commonly used
TRL 1	Basic principles observed and reported	Scientific Research
TRL 2	Technology concept and/or application formulated	Systems Analyses. Pre-Phase A Studies
TRL 3	Analytical and experimental critical function and/or characteristic proof-of concept	Laboratory Experiments
TRL 4	Component and/or breadboard validation in laboratory environment	Component and Breadboard
TRL 5	Component and/or breadboard validation in relevant environment	High-Fidelity Breadboard. Brassboard. Engineering Breadboard. Function-Oriented Model
TRL 6	System/subsystem model or prototype demonstration in a relevant environment (ground or space)	High-Fidelity Laboratory Prototype. Engineering Qualification Model. Subsystem model. Development Model. System Model.
TRL 7	System prototype demonstration in a space environment	System Demonstration.
TRL 8	Actual system completed and “flight qualified” through test and demonstration (ground or space)	Theoretical First Unit. Flight Unit. Flight Spare.
TRL 9	Actual system “flight proven” through successful mission operations	Mission Operations. Flight Qualified Hardware.

Tabella 19 Technology Readiness Levels and Common Engineering Terms by ESA

La padronanza delle tecnologie per abilitare i futuri sistemi di trasporto ad alta velocità è una sfida mondiale: per competere in un contesto così innovativo e dinamico, le metodologie e gli strumenti di *roadmapping* tecnologico sono attori chiave nello stabilire le priorità nello sviluppo tecnologico. Sulla base di obiettivi prestazionali ben definiti per il prodotto finale, le metodologie di *roadmapping* tecnologico possono supportare l’identificazione delle tecnologie abilitanti insieme alle attività necessarie per perseguire lo sviluppo tecnologico, le capacità operative e gli elementi costitutivi coinvolti, tenendo conto dei bisogni e delle aspettative degli *stakeholders*.

Sfruttando il patrimonio delle precedenti attività di ricerca europee, il progetto Horizon 2020 (H2020), *Stratospheric Flying Opportunities for High-Speed Propulsive Concepts* (STRATOFLY), ha l’obiettivo di valutare il potenziale di un veicolo di trasporto ad alta

velocità per raggiungere il *Technology Readiness Level* (TRL) 6 entro il 2035 per quanto riguarda i principali aspetti tecnologici, sociali ed economici.

Inoltre, in questo contesto, è stata implementata una metodologia, *Technology Roadmapping Strategy* (TRIS), sviluppata presso il Politecnico di Torino, per valutare e aggiornare il TRL delle tecnologie implementate nel progetto. Questa metodologia fornisce anche un'indicazione sulle attività di ricerca e sviluppo da intraprendere per dare priorità a tecnologie che richiedono più sforzi per raggiungere il TRL desiderato.

Per migliorare l'accuratezza nella stima delle risorse economiche necessarie per la fase RDTE, definite anche come *Cost at Completion* (CaC) delle tecnologie, si è rivelata vantaggiosa la connessione con le attività di progettazione concettuale. Il CaC è il costo da sostenere per aumentare il TRL da 1 fino a TRL 9, come mostrato in Figura (55).

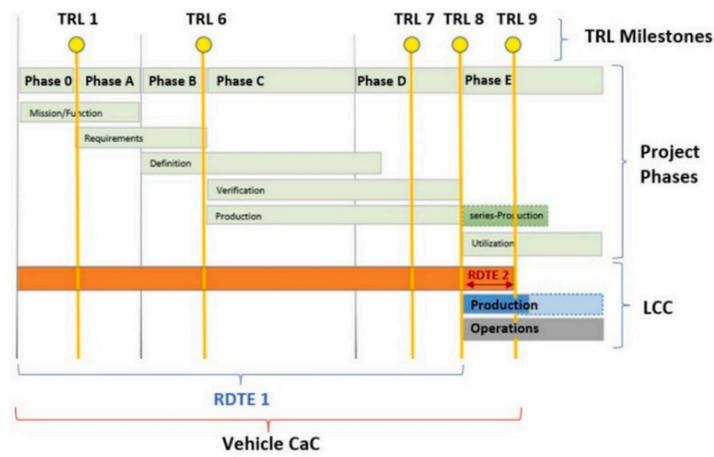


Figura 55 Location of TRL Milestones on Project Phases for hypersonic

Per valutare il costo complessivo RDTE del caso studio oggetto della seguente Tesi, la formulazione originale TRANSCOST è stata modificata inserendo, come già presentato, numerosi parametri di correzione (*Additional Factors*). Tra questi, per tenere conto della maturità delle tecnologie implementate, il fattore moltiplicativo $(1 - K_{TRL})$ tende a ridimensionare il costo complessivo calcolato dall'Eq. (13).

Considerando i progressi tecnologici raggiunti nell'ambito del segmento di volo ipersonico, in particolare nei precedenti progetti finanziati dall'Europa, è opportuno considerare il costo totale dell'attività di RDTE diverso dal CaC corrispondente al transit TRL 1-9. Questa considerazione è guidata dall'analisi dei TRL delle tecnologie implementate per STRATOFly MR3, come mostrato in Figura (56) per il sistema propulsivo. Dall'analisi dei riferimenti, è possibile constatare che alcune tecnologie hanno già raggiunto una "maturità tecnologia" maggiore rispetto ad altre. Queste considerazioni portano a rielaborare il costo totale di sviluppo in funzione di un TRL medio delle tecnologie dell'intero sistema velivolo considerato.

Valutazione dei RDTE & PROD Cost Drivers per il caso di studio

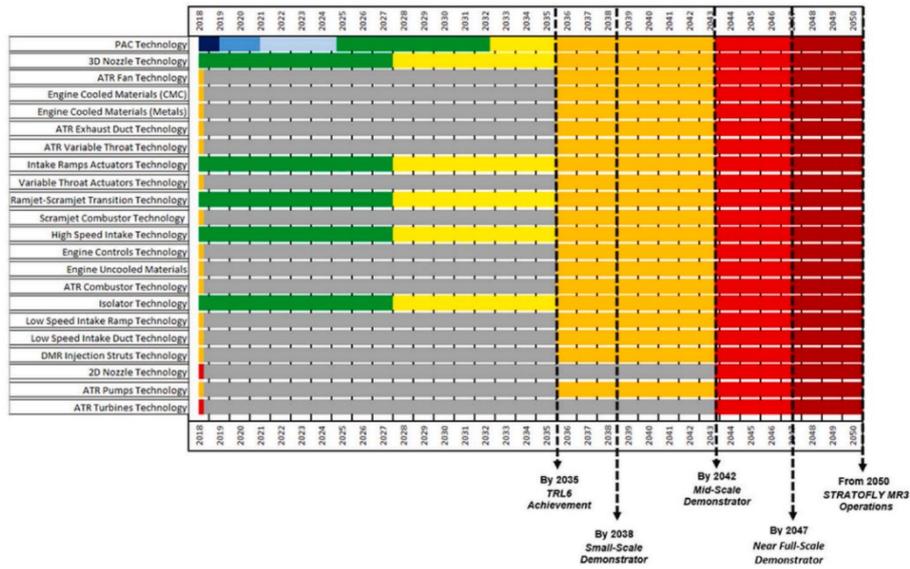


Figura 56 Technology roadmap for STRATOFly propulsive technologies

La valutazione del TRL medio del progetto STRATOFly MR5 si traduce nel coefficiente K_{TRL} . Il K_{TRL} assume valori compresi tra 0 e 1 e segue una metrica congruente a quella del TRL, ovvero assume valore 0 per TRL 1 e valore 1 per TRL 9.

In conclusione, il coefficiente K_{TRL} viene definito nel range rappresentato in Eq. (64), poiché si considera raggiunto un TRL medio del progetto compreso tra TRL4 e TRL5. Nella sezione seguente verrà valutato il costo di sviluppo totale in funzione del suddetto coefficiente.

$$K_{TRL} = [0.012 \sim 0.0464] \tag{64}$$

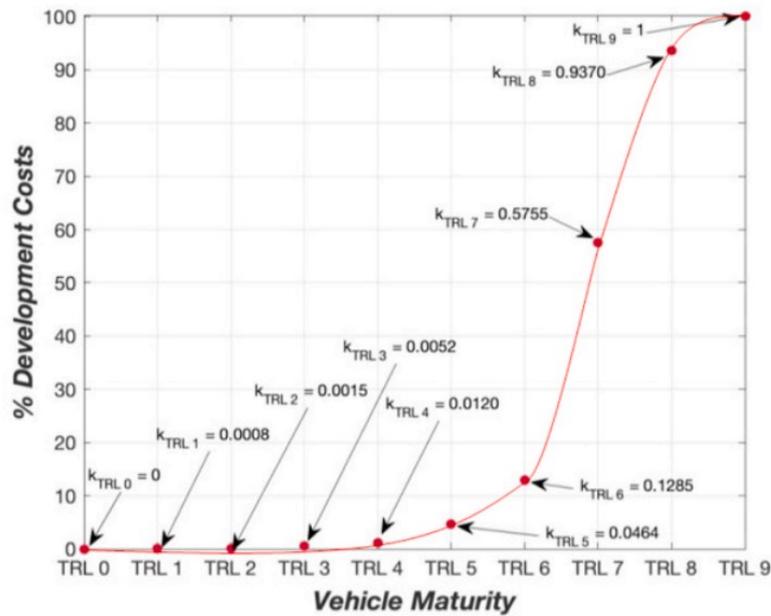


Figura 57 TRL Coefficient function

10. Valutazione dei OPS Cost Drivers per il caso di studio

In questo capitolo vengono presentati i *Cost Drivers* delle CERs di OPS del modello di stima dei costi presentato. Anche in questa sezione vengono presentati i processi di selezione dei valori dei *drivers* dei DOC e IOC implementati dal metodo “NASAModified”.

In particolare, per i costi operativi risulta di notevole importanza la conoscenza dei requisiti fisici, prestazionali e di missione del velivolo di riferimento per la seguente Tesi, lo STRATOFly MR5. Inoltre, qualora sia possibile, alcuni *cost drivers* sono scomposti o calcolati secondo delle relazioni matematiche derivanti dalle conoscenze e dall’esperienza alla base della Tesi.

10.1. Input Cost from RDTE&PROD

Per la stima dei costi operativi diretti (DOC), in particolare per i costi di *Insurance*, *Depreciation* e *Maintenace*, sono necessari alcuni parametri di costo derivanti dalle categorie di RDTE e PROD. Nello specifico, alcuni outputs della sezione precedente vengono considerati come *drivers* per i costi operativi. I *drivers* in questione sono stati calcolati come segue:

$$C_{item} = \frac{(C_{item})_{RDTE}}{N_{Aircrafts\ to\ build}} + (C_{item})_{PROD\ Mean} \quad (65)$$

Per stimare i costi operativi diretti sono necessari degli inputs di costo di acquisizione calcolati secondo l’Eq. (65). Il costo di acquisizione viene calcolato sommando il contributo di RDTE per velivolo prodotto con il costo medio di produzione del velivolo. È utile notare che il costo di acquisizione è funzione del volume di produzione e dell’esperienza del processo produttivo (*learning curve*). Le voci di costo utili per la stima dei DOC sono il costo totale del velivolo, il costo dell’ATR e del DMR.

10.2. Conversion factors

Come spiegato nella sezione di presentazione della *baseline* del metodo di stima, Capitolo 8, i costi operativi calcolati con le “NASAModified ATA CERs” sono espressi in $\frac{\$}{ton \cdot statute\ mile}$. Per poter confrontare i valori dei DOC e IOC di altri velivoli dello stesso segmento di volo e non, è utile attuare un processo di conversione dell’unità di misura.

A tal proposito, il riferimento Nasa fornisce i fattori moltiplicativi sotto riportati.

$$\frac{\$}{ton \cdot miles} \rightarrow \frac{\$}{bhr} \times (LF) \cdot \left(\frac{W_{PL}}{2000}\right) \cdot 680 \cdot M \cdot \left(\frac{V_B}{V_{cr}}\right) \quad (66)$$

$$\frac{\$}{bhr} \rightarrow \frac{\$}{flight} \times \frac{R_T}{680 \cdot M \cdot \left(\frac{V_B}{V_{cr}}\right)} \quad (67)$$

Essendo i risultati contestualizzati al *Financial Year 2022* (FY2022), sono stati utilizzati i fattori di attualizzazione (CEF) riportati in Tabella 7 e un tasso di cambio medio da Dollaro [\$] a Euro [€] pari a 0.951.

10.3. Load Factor

Il fattore di carico LF è un rapporto tra il carico utile medio trasportato in ogni volo e il carico utile totale che può essere imbarcato. Infatti, non tutti i voli hanno il carico massimo trasportabile per ogni volo. Per la valutazione economica è importante definire un valore medio del carico utile. È quindi intuibile che, per massimizzare i profitti della compagnia aerea, è importante che il fattore di carico sia il più alto possibile. Esso può essere raccolto dalle analisi di mercato e dalle statistiche. Nel 2022 IATA ha stimato un fattore di carico medio mondiale dell'81,8% per il trasporto subsonico, come mostrato in Figura 58. Considerando il segmento di volo a lungo raggio e rimando conservativi nella stima, per il velivolo di riferimento è stato scelto un *Load Factor* del 75%, leggermente maggiore rispetto a quello proposto dal riferimento (60%) [28] [29].

	<i>World share</i> ¹	August 2022 (% year-on-year)			
		RPK	ASK	PLF (%-pt) ²	PLF (level) ³
TOTAL MARKET	100.0%	67.7%	43.6%	11.8%	81.8%
International	37.7%	115.6%	68.4%	18.2%	83.2%
Domestic	62.3%	26.5%	18.9%	4.7%	79.7%

¹% of industry RPKs in 2021

²Year-on-year change in load factor

³Load factor level

Figura 58 Load factor level of 2022 by IATA

10.4. Flight Time, Block time & Block speed

Il primo termine considerato è il tempo di volo. Questo è legato alla missione ed è stato calcolato e riportato in Tabella 15.

Il termine "tempo di blocco" o "ore di blocco" corrisponde al tempo trascorso dal movimento iniziale dell'aeromobile prima del rullaggio e del decollo (rimozione dei "blocchi" delle ruote) fino allo spegnimento dei motori dopo l'atterraggio (posizionamento dei "blocchi" delle ruote). Le ore di blocco, quindi, corrispondono all'incirca al tempo da motori accesi a motori spenti. Per il calcolo del *Block Time*, la procedura ATA suggerisce l'adozione di un fattore moltiplicativo che vada a maggiorare il *Flight Time* del 25%. Infine, la *Block Speed* viene calcolata andando a dividere il range operativo per il *Block Time*.

$$t_B = t_F \cdot 1.25 ; \quad V_B = \frac{R_T}{t_B} \quad (68)$$

10.5. Utilization

L'utilizzo dell'aeromobile è il numero medio di ore di utilizzo dell'aeromobile in un anno. L'utilizzo tipico per il settore dell'aviazione commerciale varia da circa 3000 ore a 4500 ore durante i periodi normali a seconda dell'aeromobile e delle compagnie aeree coinvolte. Per il caso di studio, l'utilizzo (U) è stato calcolato analiticamente mediante l'Eq. (69). L'utilizzo dell'aeromobile è funzione del numero di voli giornalieri e del numero di giorni in un anno in cui il velivolo effettua la missione. Tali informazioni sono state ipotizzate andando ad esaminare un'analisi di mercato per il segmento di volo di riferimento, ma posso variare a seconda delle strategie di mercato della compagnia aerea. È utile notare che il risultato è prossimo al valore suggerito dal riferimento [24].

$$\begin{aligned}
 & \text{Flight per day} = 2 \\
 & \text{Weekdays a year} = 305 \\
 & U = t_B \cdot \text{Flight per day} \cdot \text{Weekdays a year} \cong 3170 \text{ hr/year} \quad (69)
 \end{aligned}$$

10.6. Insurance rate

Il tasso assicurativo annuo è difficile da stimare poiché questo dipende dalla legislazione e dalla polizza della compagnia aerea. Come già riportato nel modello NASA e dal riferimento ATA, il costo operativo di assicurazione può essere espresso in percentuale del costo totale del veicolo. Facendo riferimento ai valori proposti dallo studio NASA, all'inizio della vita operativa il tasso assicurativo di un aeromobile dovrebbe essere pari al 5% del valore iniziale dell'aeromobile nei primi anni per scendere al 2% dopo pochi anni, media tipica del settore aerospaziale [24].

Per un velivolo ipersonico, è da considerarsi un valore diverso da un aereo civile, perché la presenza di tecnologie di alto livello a bordo e il raggiungimento di velocità che potrebbero rappresentare un rischio sia per il passeggero che per l'aereo. Il costo assicurativo di un veicolo ipersonico è superiore a quello di un jet subsonico.

Alla luce di tali considerazioni e in assenza di dati specifici sulla voce di costo di *insurance*, si suggerisce di utilizzare un IR medio prossimo a quello fornito dal riferimento. Tuttavia, questo valore è adatto al caso di studio in analisi tenendo presente il tempo di utilizzo e di deprezzamento dei velivoli ipersonici. A tal proposito, considerando uno scenario operativo quasi convenzionale, si è preferito utilizzare una media aritmetica che stimasse con maggiore precisione IR portando quindi alla scelta di un valore IR compreso tra il 2% e il 3%.

$$IR = [2\% \sim 3\%] \rightarrow [0.02 \sim 0.03] \quad (70)$$

10.7. Depreciation Life

Il deprezzamento è correlato alla perdita annuale del valore dell'aeroplano durante la sua vita operativa. Il costo di deprezzamento (ammortamento) è strettamente correlato al recupero dei costi iniziali di acquisizione del velivolo su un fissato lasso di tempo [24].

Per il costo di *depreciation* è importante valutare la vita utile operativa che la compagnia aerea decide di destinare all'aeromobile prima di dimetterlo. Ogni compagnia può scegliere il valore residuo finale da attribuire al velivolo o alle parti che lo compongono prima della dismissione. Pertanto, se il valore residuo non è zero è possibile per la compagnia aerea trarre profitto dalla vendita del velivolo o parte di esso. Così come per l'*insurance*, anche tale voce di costo dipende quindi dalla *policy* della compagnia, dalla sua condizione economica e operativa in quanto l'aereo è mantenuto in condizioni di piena navigabilità per tutta la sua vita e dalle tecnologie a bordo.

Il valore della *depreciation life* è quindi un *driver* molto variabile a seconda del segmento di volo. Il modello NASA suggerisce per HST un valore di 10 anni con un valore residuo dello 0% mentre 15 anni per i velivoli subsonici. Gli attuali valori di mercato suggeriscono per un jet subsonico una vita di ammortamento da 15 a 25 anni con un valore residuo che va dallo 0 al 20% del prezzo iniziale. Volendo rimanere in linea con i dati attuali senza allontanarsi dal riferimento si è scelto quindi di utilizzare per il caso di studio in esame un valore di vita di ammortamento compreso tra 10 e 15 anni ed un valore residuo dello 0%. Ciò è dovuto al fatto che le tecnologie di alto livello a bordo perdono valore più rapidamente rispetto alle tecnologie di un velivolo tradizionale.

$$L_d = [10 \sim 15] \text{ years} \quad (71)$$

10.8. Average Maintenance labor rate

Nelle CERs di *Maintenance* è possibile individuare un importante driver di costo: *l'average maintenance labor rate* (r_L). Esso rappresenta la paga oraria del personale che si occupa della manutenzione. Essendo il costo di manutenzione direttamente proporzionale al *labor rate*, se la retribuzione oraria aumentasse, anche il costo del lavoro di manutenzione crescerebbe.

Volendo entrare nel dettaglio di questo *driver* di costo, facendo riferimento a quanto pubblicato da IATA nel 2013 [30], possiamo notare come ci siano tre aspetti importanti da considerare: la retribuzione lorda del dipendente, la retribuzione degli straordinari del dipendente e i contributi dell'azienda per i benefici del dipendente. Per determinare il costo totale del dipendente su base oraria, il costo totale del dipendente (compresa la retribuzione degli straordinari) sarà diviso per il numero totale di ore (programmate e straordinarie) per quell'anno. È importante essere in grado di determinare la produttività dei dipendenti in quanto ciò contribuirà a determinare quanto costano i dipendenti della manutenzione a una compagnia aerea (o entità di manutenzione) rispetto al lavoro che stanno svolgendo. La produttività viene utilizzata anche per stimare il numero di dipendenti necessari per svolgere determinate attività.

Per tutto il personale addetto alla manutenzione, l'ATA (1967) fornisce \$ 4,00 come valore di input per la tariffa media del lavoro di manutenzione. Tuttavia, questo valore è stato aumentato a \$ 5,30 nel modello NASA (1973) [30].

Il valore attribuito al maintenance labor rate dal modello NASAModified può essere contestualizzato al 2022 considerando il CEF di riferimento, come mostrato in Eq. (72).

$$(r_L)_{2022} = (r_L)_{1973} \cdot (CEF)_{1973-2022}$$

$$\text{dove } (CEF)_{1973-2022} = \frac{(CPI)_{2022}}{(CPI)_{1973}} = 6.58 \quad (72)$$

Un secondo approccio per stimare il driver in questione è quello di considerare la retribuzione orario proposta da IATA (2013), riferita perlopiù al segmento commerciale, e contestualizzarla considerando il CEF di riferimento. La Figura 59 mostra la retribuzione oraria proposta dal riferimento e il CEF può essere estrapolato dalla Tabella 7.

Average Gross Salary	\$32,000.00	
<ul style="list-style-type: none"> • Assume \$15.38 /hr • Scheduled at 2,080 hrs per year • (\$15.38 x 2,080 = \$32,000.00) 		
Company's Contributions – Benefits	\$10,000.00	
Overtime Allocation (if applicable)	\$2,307.70	
<ul style="list-style-type: none"> • Assume overtime is paid at 1.5 x regular time • (\$15.38 x 1.5 = \$23.07) • Assume 100 overtime hours have been worked • (\$23.07 x 100 = \$2,307.70) 		
Total Cost of Employee for the Year	\$44,307.70	
	Annual	Hourly (2,180 hrs)
Total Cost of Employee for the Year	\$44,307.70	\$20.33

Figura 59 Total Cost of Employee for the Year (Hourly) by IATA

10.9. Maintenance Labor & Material ratio

Nelle CERs di *Maintenance* è possibile individuare altri quattro *additional factors*, ovvero i coefficienti di manutenzione del sistema propulsivo.

Questi coefficienti sono presenti nelle ATA CERs modificate dalla NASA per confrontare il mantenimento degli aerei ipersonici con quello dei jet subsonici. Essi sono necessari perché le informazioni sull'attività di manutenzione non sono facilmente disponibili. Non avendo dati reali sulle attività di manutenzione su velivoli ipersonici, durante la progettazione sono stati implementati questi scaling factors per prevedere la complessità dei sistemi propulsivi per il segmento di volo considerato.

I valori suggeriti per i coefficienti di manutenzione dei propulsori provengono dal modello NASA. Questi coefficienti considerano la manodopera e il materiale di manutenzione per il sistema propulsivo turbogetto (ATR per il caso di studio) e per il sistema propulsivo ramjet (DMR per il caso di studio).

Gli *additional factors* per il DOC di manutenzione sono riassunti in Tabella 20. È possibile notare che il costo del lavoro e del materiale di manutenzione per il sistema propulsivo a bassa velocità di un velivolo ipersonico è il doppio rispetto ai suddetti costi per un velivolo convenzionale. Questo aspetto è intuitivamente correlato alle differenze fisiche e prestazionali del sistema stesso. Allo stesso modo per l'unità ramjet si nota che il lavoro di manutenzione raddoppia mentre il costo del materiale per la manutenzione del ramjet triplica. Quest'ultimo aspetto deriva dall'operatività del ramjet: nonostante il sistema ramjet non incorpori parti rotanti in movimento, esso è sottoposto a carichi aerodinamici rilevanti per un tempo di missione maggiore rispetto all'unità turbojet.

Maintenance Labor & Material ratio		
Turbojet maintenance labor ratio	K_{LTJ}	2
Turbojet maintenance material ratio	K_{MTJ}	2
Ramjet maintenance labor ratio	K_{LRJ}	2
Ramjet maintenance material ratio	K_{MRJ}	3

Tabella 20 Maintenance Labor & Material ratio

10.10. Thrust to Weight ratio & Lift to Drag ratio

Per la stima dei costi operativi diretti (DOC), in particolare quelli riguardanti la manutenzione del sistema propulsivo, sono necessari due rapporti prestazionali del velivolo. I *cost drivers* in questione sono il rapporto spinta-peso al decollo e l'efficienza aerodinamica (rapporto portanza-resistenza).

Il valore del rapporto spinta-potenza viene calcolato analiticamente avendo disponibile il peso massimo e la spinta al decollo. Quest'ultima è stata ricavata dalla simulazione della missione di riferimento utilizzando il programma ASTOS. Si ricorda che la spinta al decollo da considerare è la spinta massima totale erogabile dalle sei unità ATR. Nella CER di *Labor Maintenance* del sistema propulsivo a bassa velocità interviene anche il valore massimo di spinta della singola unità ATR. I valori di spinta sono riassunti in Tabella 21.

ATR Thrust			
ATR single engine Thrust	T_{TJ}	287.3	[kN]
ATR Total Axial Thrust	$(T)_{GTO}$	1724	[kN]

Tabella 21 ATR Thrust

Il valore del rapporto *Lift to Drag* è stato ricavato dagli output dell'attività di re-design della configurazione MR3 che ha prodotto la configurazione MR5. Il valore dell'efficienza aerodinamica teorica è funzione dello scaling factor non omogeneo applicato durante il re-design. Questo valore risulta essere prossimo al valore sperimentale generato dalla simulazione della missione di riferimento. Il range che ne deriva dal confronto dei due output è espresso in Eq. (73).

$$\left(\frac{L}{D}\right) = [5.13 \sim 5.35] \quad (73)$$

10.11. Fuel Cost

L'ultimo *cost driver*, analizzato in questa sezione, è il costo del carburante. Osservando i vari termini che compongono la *Fuel DOC CER*, è possibile costatare che il prezzo del carburante (C_f) ricopre un ruolo fondamentale nella stima dei costi operativi e quindi dell'intero *Life Cycle Cost*. Oggigiorno, secondo gli ultimi risultati delle attività di ricerca nel campo del trasporto ad alta velocità, il costo del carburante costituisce il maggior contributo al costo operativo diretto (DOC). In particolare, nel caso di sistemi di trasporto antipodale ipersonici che sfruttano LH2, il costo del carburante può rappresentare fino al 80% del DOC. Pertanto, il *Fuel Cost* può essere considerato tra le voci di costo più rilevanti del *Life Cycle Cost* complessivo.

Di seguito vengono presentate alcune sezioni che espongono, in modo sintetico, lo studio della letteratura e dei riferimenti [47] [51] [71] utile alla derivazione del Fuel Cost, implementato in seguito nel modello di stima dei costi operativi.

10.11.1. Overview

Le varie tipologie di carburante hanno proprietà fisiche e chimiche differenti, che ne modificano il costo. In aeronautica, vengono solitamente utilizzati i carburanti a base di idrocarburi. Nel caso dei velivoli ipersonici, risulta necessaria l'introduzione dell'idrogeno liquido (*Liquid Hydrogen* – LH2) essendo questo l'unico carburante in grado di consentire il raggiungimento di determinati requisiti prestazionali e di missione. L'idrogeno ha un'energia specifica (circa 120 MJ/kg) tre volte superiore a quella del tipico carburante aeronautico, ovvero il Jet A (circa 43 MJ/kg).

L'idrogeno è un vettore energetico versatile che può essere prodotto in vari modi e da molte fonti. Le sue caratteristiche uniche come disponibilità globale, sicurezza, alto contenuto energetico per unità di massa e bassi indici di inquinamento ne fanno un carburante ideale.

L'idrogeno ha una lunga tradizione nei viaggi spaziali sia come propellente che come fonte di energia a bordo dei lanciatori, dove i sistemi di propulsione devono soddisfare requisiti severi in termini di robustezza, prestazioni e sicurezza. Sebbene l'idrogeno liquido criogenico sia utilizzato come propellente in ambito spaziale sin dagli anni Cinquanta, sono stati sviluppati

pochissimi modelli di stima dei costi per prevedere il costo del carburante durante le fasi di progettazione concettuale e preliminare.

Alcuni centri di ricerca hanno sviluppato modelli di stima per valutare la fattibilità dell'LH2 come carburante per l'aviazione. In particolare, per i velivoli in fase di sviluppo, sono stati valutati i costi del ciclo di vita, l'allocazione del capitale, l'utilizzo delle risorse energetiche, la produzione di carburante, lo stoccaggio aeroportuale, le strutture di distribuzione e la compatibilità ambientale. Questi aspetti sono stati analizzati per valutare economicamente l'opportunità commerciale che potrebbero creare i vari concetti di trasporto civile ad alta velocità elaborati nei progetti citati nelle sezioni precedenti, tra cui quello di riferimento STRATOFly MR5.

Valutando questi concept, si può affermare che, a parità di GTOW, i velivoli alimentati ad idrogeno hanno un'autonomia di circa 1,75 volte maggiore rispetto agli aeromobili alimentati da propellente tradizionale (idrocarburi). Sicché, l'altissimo contenuto di energia dell'idrogeno per unità di massa lo rende quindi molto attraente e competitivo nel settore aerospaziale. Tuttavia, l'elevata energia gravimetrica dell'idrogeno (circa 120 MJ/kg) deve essere rapportata alla sua bassa densità di energia volumetrica (inferiore a 10 MJ/l), come mostrato in Figura 60. Pertanto, sono necessari serbatoi più grandi e più pesanti per il suo stoccaggio nel velivolo. Ciò può essere osservato nel velivolo di riferimento (Figura 61), avente la fusoliera quasi completamente occupata dai serbatoi per lo stoccaggio dell'idrogeno liquido. Inoltre, per il trasporto e il rifornimento in aeroporto, dovrebbero essere studiati adattamenti alle infrastrutture e procedure speciali.

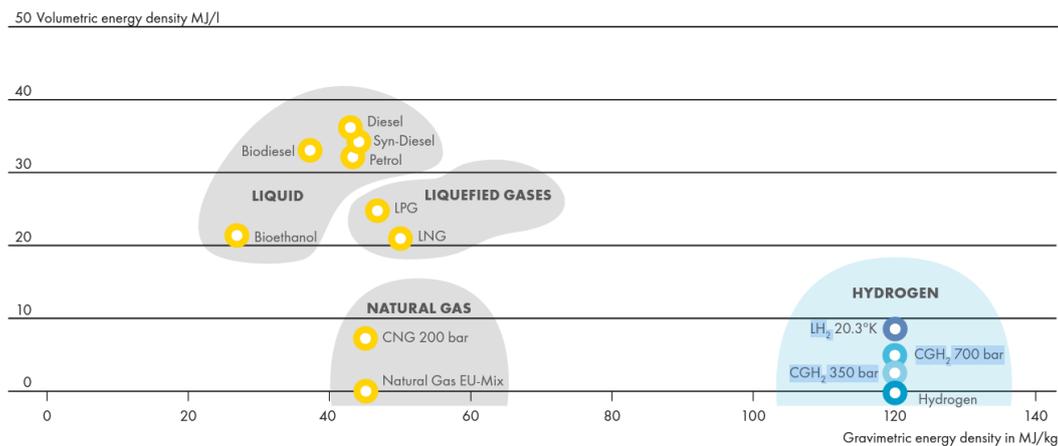


Figura 60 Energy Density of Fuels



Figura 61 Propellant Tanks

10.11.2. Aspetti ambientali e tecnologici

Lo sfruttamento dell'idrogeno come propellente può contribuire all'obiettivo di decarbonizzazione del settore dell'aviazione, considerando che una completa sostenibilità ambientale può essere garantita solo guardando all'intero ciclo di vita dell'idrogeno, compresa la fase di produzione.

Sfruttando risorse rinnovabili, la compatibilità ambientale dell'intero ciclo di vita rende LH2 un combustibile molto interessante con emissioni limitate a pochi grammi di CO₂/MJH₂. L'idrogeno consente una combustione molto stabile per la maggior parte delle condizioni operative, derivata dalla sua alta velocità di combustione e bassa energia di accensione, consentendo di riflesso una minore produzione di ossidi di azoto (NO_x). Infatti, sono assenti monossido di carbonio (CO), anidride carbonica (CO₂), idrocarburi incombusti e particolato. È importante ricordare che, come per qualsiasi tipo di carburante, la quantità di (NO_x) cambia in modo esponenziale con la temperatura di fiamma (combustione) e linearmente con il tempo di permanenza nella zona di reazione. Queste caratteristiche di combustione positive rendono l'idrogeno il combustibile ideale per i motori a turbina a gas. Tuttavia, il prodotto principale della combustione dell'H₂ è il vapore acqueo. Essendo il vapore acqueo un gas serra, per ridurre al minimo l'impatto climatico deve essere eseguita un'attenta indagine del suo tempo di permanenza a diverse altitudini e latitudini.

Dal punto di vista chimico, lo sfruttamento dell'idrogeno come propellente potrebbe causare l'infragilimento dei materiali, ponendo seri vincoli sulla loro selezione.

Inoltre, per il settore aerospaziale, lo stoccaggio criogenico è l'unica opzione praticabile, e questo pone alcune sfide ai progettisti. I serbatoi devono essere adeguatamente isolati, ma la presenza di carburante criogenico a bordo, come già esaminato in precedenza, rappresenta un vantaggio importante per la gestione termica, consentendo lo sfruttamento dell'ebollizione in un ciclo termodinamico innovativo e integrato (TEMS).

La Figura 62 riassume i principali vantaggi e svantaggi dello sfruttamento dell'idrogeno liquido a bordo degli aerei, guardando in particolare al futuro trasporto civile ipersonico a lungo raggio.

Properties	Advantages	Disadvantages
High heat of combustion	Reduced fuel weight Reduced gross weight Reduced SFC	More stringent safety requirements
Low Molecular weight	High specific heat Higher cooling capabilities	Materials more prone to (hydrogen) embrittlement Innovative material shall be developed
Low density	Lower wing loading	Increased tank volume Larger external wetted area resulting in larger viscous drag
Cryogenic	Lighter tank and fuel system Lowering of thermal management system mass Larger on-board cooling capability Lighter tank and fuel system Enables lowering the thermal management system mass. Larger cooling on-board capability	Specific light weight cryogenic insulation system required e.g. avoiding cryo pumping New and expensive materials might be required

Figura 62 Effects of the choice of LH2 as propellant on aircraft design and performance

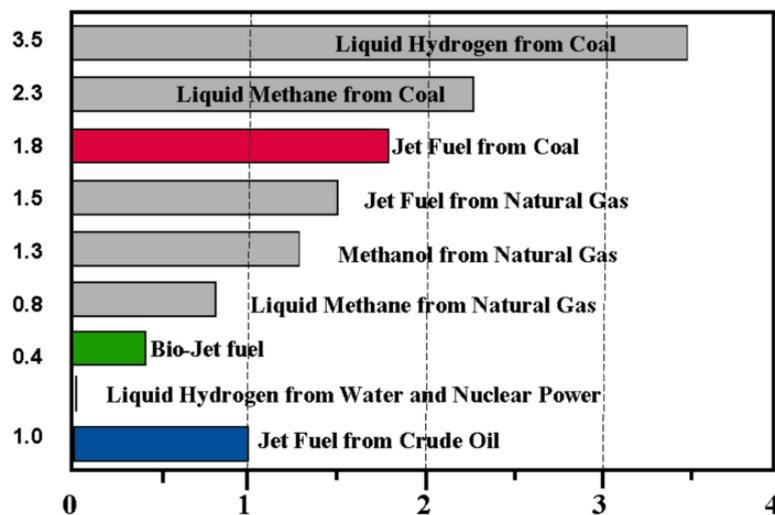


Figura 63 Relative CO2 emissions compared to Jet Fuel

Un'approfondita revisione della letteratura ha rivelato che il costo dell'LH2 è influenzato principalmente da diversi fattori come il contesto geografico in cui viene prodotto, la sua produzione giornaliera e il processo di produzione. In effetti, esiste una netta differenza tra gli scenari degli Stati Uniti (USA) e dell'Unione Europea (UE), principalmente a causa del costo dell'energia utilizzata per trasformare l'idrogeno. Secondo TRANSCOST, l'LH2 prodotto in Europa può essere due volte più costoso che negli Stati Uniti a causa dei diversi costi dell'energia elettrica. Inoltre, la quantità di LH2 prodotta al giorno influenza fortemente i costi di LH2. A tal proposito, è doveroso evidenziare come il costo finale del prodotto è dato dalla somma di tutti i costi sostenuti durante le fasi del processo produttivo, principalmente la produzione di idrogeno gassoso e la successiva liquefazione.

Attualmente, l'idrogeno viene prodotto principalmente utilizzando combustibili fossili con elevate emissioni di carbonio (il cosiddetto idrogeno "grigio"). Di talché, adottando adeguate tecnologie di *Carbon Capture Utilization and Storage* (CCUS), si potrebbe prevedere una versione più pulita, l'idrogeno "blu", per cui le emissioni di carbonio vengono catturate e immagazzinate, o riutilizzate. Il più pulito di tutti è l'idrogeno "verde", che viene generato da fonti di energia rinnovabile senza produrre emissioni di carbonio in primo luogo.

Guardando i dati storici raccolti da IEA (*International Energy Agency*), la produzione complessiva di H₂ è in forte aumento. L'attuale produzione annua è superiore a 77 milioni di tonnellate con un aumento previsto di circa il 20% entro il 2030 e del 60% entro il 2050.

Le tecnologie di produzione dell'idrogeno possono essere raggruppate in due diverse famiglie:

- Separazione dell'idrogeno dagli idrocarburi;
- Estrazione di idrogeno dall'acqua.

Per la prima famiglia, sono utilizzati come fonti primarie sia il carbone che il gas naturale, con diverse tecnologie coinvolte e, quindi, con un diverso impatto ambientale.

La disponibilità di carbone e gas naturale è elevata. Per il gas naturale esistono notevoli disparità regionali e ciò può portare a differenze nel prezzo finale dell'idrogeno a seconda dell'ubicazione dei siti di produzione. Le tecniche di *Stream Methane Reforming* (SMR), gassificazione del carbone, ossidazione parziale e autotermica permettono la produzione di idrogeno mediante reazione del metano gassoso o syngas generico con acqua. Secondo IEA, 48 milioni di tonnellate all'anno vengono prodotte attraverso idrocarburi, coprendo circa il 66% della produzione complessiva globale. È importante considerare che l'idrogeno estratto dal gas naturale o carbone contiene una miscela di monossido di carbonio, anidride carbonica e metano non convertito. Per tale ragione, è richiesto un processo di purificazione. Questo può ottenere H₂ "blu" evitando un semplice scarico in atmosfera della CO₂ sottratta, ma adottando tecnologie di cattura della CO₂, riducendo le emissioni da 19 kgCO₂/kgH₂ a meno di 1,5 kgCO₂/kgH₂.

Considerando la produzione di idrogeno dall'acqua, è opportuno analizzare diverse fonti di energia. Sebbene l'energia elettrica possa essere utilizzata direttamente per far funzionare gli elettrolizzatori, al fine di valutare l'impatto ambientale ed economico della soluzione, devono essere opportunamente valutate le diverse modalità di produzione dell'energia elettrica occorrente, con particolare riguardo all'energia rinnovabile. Infatti, l'energia elettrica necessaria può derivare da combustibili fossili, energia nucleare, eolica, solare o biomassa. Guardando in modo specifico alle tecnologie di elettrolisi, due tecnologie principali sono attualmente utilizzate per la produzione di idrogeno: le tecnologie alcaline e a membrana a scambio protonico (PEM). Sebbene la tecnologia PEM sia molto promettente, principalmente a causa della maggiore capacità di densità di corrente e tensione, è caratterizzata da un costo di investimento più elevato dovuto principalmente al tipo di materiali da utilizzare.

È importante ricordare che la scelta del metodo di produzione di LH₂ influenza fortemente il costo operativo diretto del combustibile. In altri termini, oggi produrre idrogeno risulta essere una sfida soprattutto per quanto riguarda l'impatto ambientale e i costi. L'opzione migliore, condivisa dall'ESA nei progetti sviluppati, appare l'elettrolisi dell'acqua accoppiata con una fonte di energia rinnovabile come celle fotovoltaiche e turbine eoliche, quindi la produzione di idrogeno "green", perseguendo l'obiettivo di decarbonizzazione.

10.11.3. Modello di stima del costo

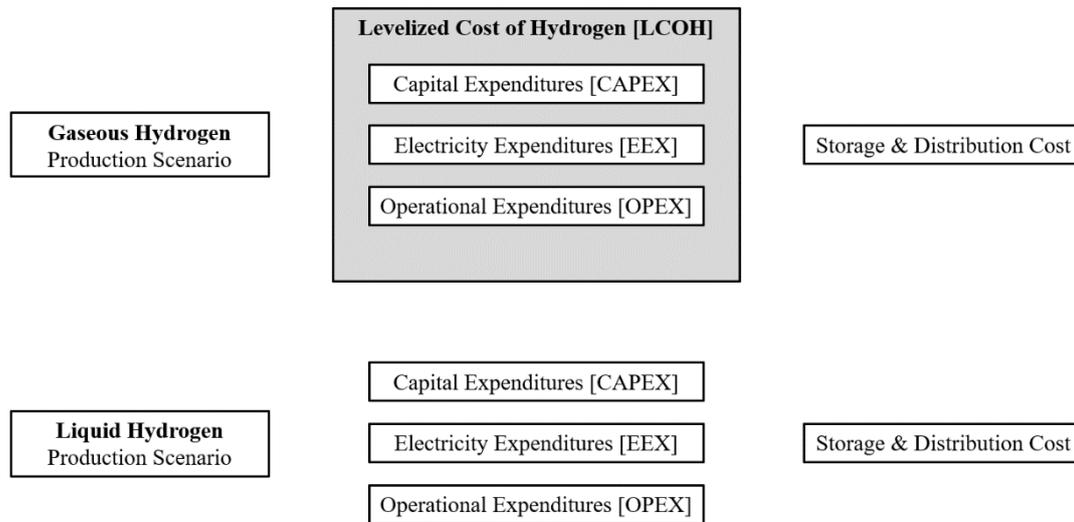


Figura 64 Hydrogen cost estimation procedure

La Figura 64 riassume la scomposizione logica dei costi associati all'idrogeno liquido da sfruttare nel modello di stima dei costi. In primo luogo, verrà valutato il costo di produzione dell'idrogeno gassoso, che include le spese in conto capitale (CAPEX), direttamente collegate al costo dell'investimento, le spese per l'energia elettrica (EEX) necessarie per far funzionare gli elettrolizzatori e le spese operative (OPEX) associate ai costi di gestione e manutenzione delle infrastrutture. In effetti, l'obiettivo principale della stima dei costi è valutare il costo livellato dell'idrogeno (LCOH). Il LCOH può essere definito come il valore attuale del prezzo dell'idrogeno prodotto, considerando la vita economica dell'impianto e i costi sostenuti per la costruzione, l'esercizio e la manutenzione, e il costo dell'energia. Pertanto, l'LCOH può essere facilmente stimato una volta che CAPEX, EEX e OPEX sono noti. Inoltre, seguendo un approccio simile, è possibile stimare il costo della liquefazione dell'idrogeno. Quindi, a seconda dello scenario specifico, è possibile prevedere anche i costi di stoccaggio e distribuzione, consentendo la stima del prezzo previsto di LH2 per chilogrammo.

L'odierna produzione di idrogeno tramite elettrolisi rappresenta solo il 4% della produzione globale di H₂ (ovvero circa 3 Mton/anno nel 2020). Tuttavia, l'attuale spinta verso le fonti rinnovabili si riflette in un maggior numero di impianti e in un aumento dimensionale degli stessi. Per valutare correttamente l'attuale scenario produttivo di H₂ per l'elettrolisi e per prevedere le tendenze per gli scenari futuri a breve e lungo termine, il database fornito dall'Agenzia internazionale per l'energia (IEA) è stato considerato come riferimento principale [47] [51] [71]. Dall'analisi del database IEA sono stati derivati gli intervalli degli scenari produttivi (Tabella 22).

Hydrogen production scenarios definition			
	Current scenario (2020) [ton/day] per plant Min–Max (avg)	Near-future scenario (2030) [ton/day] per plant Min–Max (avg)	Long-term future scenario (2050) [ton/day] per plant Min–Max (avg)
H ₂ from fossil fuels	166.2–281.2 (221)	1124–1270 (1254)	7587–13,650 (11,940)
H ₂ from SOEC electrolysis	0.017–0.047 (0.031)	0.021–0.066 (0.43)	0.028–0.10 (0.064)
H ₂ from PEM electrolysis	2.06–11.4 (6.38)	8.3–43.1 (24.6)	32.36–158.2 (92.13)
H ₂ from alkaline electrolysis	0.36–4.11 (2.13)	1.35–12.21 (7.05)	8-42 (25)

Tabella 22 Hydrogen production scenarios definition

L'investimento di capitale richiesto per la realizzazione di una nuova infrastruttura per l'estrazione di H₂ può essere espresso in funzione della tecnologia adottata, della dimensione dell'impianto e dell'anno di realizzazione. A seconda del tipo di tecnologia considerata, il costo dell'investimento potrebbe incidere notevolmente sul costo finale dell'idrogeno. La dimensione dell'impianto può essere direttamente correlata alla capacità produttiva giornaliera e quindi alla potenza media installata, cioè alla massima potenza di picco disponibile nell'impianto.

Per ogni scenario è stata definita la potenza installata, sia per l'elettrolisi alcalina che per quella PEM. Inoltre, è stata formulata una correlazione che suggerisce l'investimento previsto per kW (potenza richiesta dalla rete) in tutti gli scenari. Quindi, sfruttando tale correlazione, è stato valutato un valore di riferimento per il costo dell'investimento per ogni scenario.

Infine, ipotizzando un *load factor* (90%) e gli anni di attività (20 anni), è possibile valutare il cosiddetto *Capital Expenditure* [CAPEX] (Tabella 23). Il modello prevede correttamente maggiori costi di investimento per la tecnologia PEM in linea con le aspettative esposte dai riferimenti.

Hydrogen production CAPEX			
	Current scenario (2020) [€2022/kg]	Near-future scenario (2030) [€2022/kg]	Long-term future scenario (2050) [€2022/kg]
H ₂ from PEM electrolysis	0.183	0.092	0.023
H ₂ from alkaline electrolysis	0.092	0.035	0.015

Tabella 23 Hydrogen production Capital Expenditures

Concentrandosi sui processi di elettrolisi, la spesa principale per ottenere H₂ è sicuramente legata alla richiesta di energia elettrica per estrarre le molecole dall'acqua. A tal fine, sulla base della previsione del costo dell'energia elettrica, è stato ipotizzato un prezzo medio dell'energia

elettrica pari a 0,224 €2022/kWh per gli scenari attuali e prossimi, mentre, di 0,218 €2022/kWh per lo scenario futuro a lungo termine. Pertanto, è stato valutato il costo per l'energia elettrica [EEX] per unità di peso di H₂ prodotto per il processo di elettrolisi PEM e alcalina (Tabella 24).

Vale la pena notare che il costo della generazione di energia rinnovabile è diminuito drasticamente negli ultimi anni, raggiungendo valori di 0,05 €2022/kWh. Inoltre, EEX dipende fortemente dalla posizione geografica dell'impianto. Ad esempio, l'elettricità di rete in Europa è quasi due volte più costosa che negli Stati Uniti, e quattro volte più costosa nei Paesi arabi.

Hydrogen production EEX			
	Current scenario (2020) [€2022/kg]	Near-future scenario (2030) [€2022/kg]	Long-term future scenario (2050) [€2022/kg]
H ₂ from PEM electrolysis (from grid)	5.10	4.85	4.76
H ₂ from alkaline electrolysis (from grid)	3.70	2.32	1.66
H ₂ from PEM electrolysis (renewables)	1.04	0.99	0.98
H ₂ from alkaline electrolysis (renewables)	0.75	0.48	0.34

Tabella 24 Hydrogen production Electricity Expenditures

A differenza della spesa energetica, le spese operative [OPEX] sono meno influenzate dalla localizzazione geografica dell'impianto. Infatti, analizzando sia uno scenario europeo che uno statunitense, risulta che l'OPEX è circa il 5% del CAPEX iniziale. Tuttavia, per una valutazione più precisa dell'OPEX, è stata introdotta la dipendenza dalla dimensione dell'impianto. Gli OPEX derivati sia per il PEM che per l'elettrolisi alcalina per lo scenario considerato sono raccolti in Tabella 25.

Hydrogen production OPEX			
	Current scenario (2020) [€2022/kg]	Near-future scenario (2030) [€2022/kg]	Long-term future scenario (2050) [€2022/kg]
H ₂ from PEM electrolysis	0.126	0.103	0.035
H ₂ from alkaline electrolysis	0.057	0.023	0.006

Tabella 25 Hydrogen production Operational Expenditures

Avendo determinato le voci di costo di precedentemente elencate, è possibile stimare il costo complessivo (LCOH) per unità di massa di produzione di idrogeno gassoso utilizzando l'espressione mostrata nell'Eq. (74).

$$LCOH = (CAPEX)_{GH2} + (EEX)_{GH2} + (OPEX)_{GH2} \quad (74)$$

Infine, la Tabella 26 riporta il costo livellato dell'idrogeno gassoso per le tecnologie di elettrolisi analizzate (considerando separatamente l'elettricità da rete e da fonti rinnovabili) per gli scenari attuali e futuri.

Levelized cost of gaseous hydrogen [LCOH]			
	Current scenario (2020) [€2022/kg]	Near-future scenario (2030) [€2022/kg]	Long-term future scenario (2050) [€2022/kg]
H ₂ from PEM electrolysis (from grid)	5.409	5.045	4.818
H ₂ from alkaline electrolysis (from grid)	3.849	2.378	1.681
H ₂ from PEM electrolysis (renewables)	1.349	1.185	1.038
H ₂ from alkaline electrolysis (renewables)	0.899	0.538	0.361

Tabella 26 Levelized cost of gaseous hydrogen [LCOH]

Il secondo processo, utile alla produzione del carburante LH₂, è il processo di liquefazione dell'idrogeno gassoso. Gli attuali sistemi di liquefazione sono basati sul ciclo *Reversed Helium Brayton* o sul ciclo. Il tipo di ciclo Brayton è oggi utilizzato per gestire piccole capacità di liquefazione ed è caratterizzato da minori costi di capitale, mentre i costi operativi sono più elevati. Il ciclo *Claude* a idrogeno è adottato per impianti di liquefazione più grandi ed è solitamente associato a maggiori costi di capitale e minori costi operativi. Entrambe le soluzioni utilizzano l'evaporazione di azoto liquido (LN₂) a 80 K per il preraffreddamento. Più specificatamente, si può notare che lo scenario europeo complessivo è in grado di sostenere una produzione giornaliera di circa 20 ton/giorno, una quantità molto piccola rispetto a una capacità di liquefazione globale di circa 350 ton/giorno. In questo contesto, vale la pena ricordare che la maggior parte della produzione attuale avviene negli Stati Uniti (215 ton/giorno) e in Canada (81 ton/giorno).

In linea con il modello di stima dei costi per la produzione di idrogeno gassoso, anche per la liquefazione dell'idrogeno sono stati definiti tre diversi scenari di produzione. Secondo i dati riportati dall'IEA, in futuro saranno adottati solo i cicli *Claude* considerando l'aumento delle dimensioni degli impianti. Infatti, considerando l'elevata quantità di LH₂ richiesta dal settore aerospaziale, solo la tecnologia del ciclo *Claude* può essere interessante.

Per la stima dei costi degli impianti di liquefazione sono state analizzate diverse metodologie riportate in letteratura. Le curve di regressione costruite sulle informazioni fornite dalle fonti, consentono la stima del costo minimo e massimo dell'investimento per capacità giornaliera. Quindi, ipotizzando 20 anni di funzionamento e il 95% del fattore di carico dell'impianto, sono stati definiti i CAPEX per i diversi scenari. I risultati sono riportati nella Tabella 27.

Hydrogen liquefaction CAPEX			
	Current scenario (2020)	Near-future scenario (2030)	Long-term future scenario (2050)
CAPEX [€2022/kg]	0.252 – 0.79	0.217 – 0.493	0.1

Tabella 27 Hydrogen liquefaction Capital Expenditures

Analogamente al caso dell'elettrolisi, il costo del processo di liquefazione è determinato principalmente dal consumo di energia elettrica. Pertanto, considerando la previsione del costo dell'elettricità, l'EEX per la liquefazione di H₂ può essere stimato una volta che la domanda di energia è nota per ogni scenario. I risultati sono riportati nella Tabella 28.

Hydrogen liquefaction EEX			
	Current scenario (2020)	Near-future scenario (2030)	Long-term future scenario (2050)
EEX [€2022/kg] with electricity from grid	2.427	1.729	1.649
EEX [€2022/kg] with electricity from renewables	0.492	0.355	0.345

Tabella 28 Hydrogen liquefaction Electricity Expenditures

Il modello di costo per la stima dell'OPEX per la liquefazione di H₂ è stato ottenuto, come per il costo dell'investimento, attraverso una regressione dei dati forniti dai riferimenti che consente una stima diretta dell'OPEX per i diversi scenari. I risultati numerici sono riportati nella Tabella 29.

Hydrogen liquefaction OPEX			
	Current scenario (2020)	Near-future scenario (2030)	Long-term future scenario (2050)
OPEX [€2022/kg]	0.217	0.035	0.023

Tabella 29 Hydrogen liquefaction Operational Expenditures

Il costo totale di liquefazione (TLC) per i tre diversi scenari può essere stimato utilizzando l'Eq. (75). I risultati sono riportati nella Tabella 30.

$$TLC = (CAPEX)_{LH_2} + (EEX)_{LH_2} + (OPEX)_{LH_2} \quad (75)$$

Total liquefaction hydrogen cost [TLC]			
	Current scenario (2020) [€2022/kg]	Near-future scenario (2030) [€2022/kg]	Long-term future scenario (2050) [€2022/kg]
Total liquefaction cost (electricity from grid)	2.896 – 3.434	1.981 – 2.257	1.292
Total liquefaction cost (electricity from renewables)	0.961 – 1.499	0.607 – 0.883	0.468

Tabella 30 Total liquefaction hydrogen cost [TLC]

In sostanza, il costo totale del dell'idrogeno liquido è la somma del costo dell'idrogeno gassoso (GH₂) e della sua liquefazione (LH₂). La Tabella 31 riporta gli esiti finali dell'analisi sul costo medio del combustibile LH₂, ipotizzando un mix equilibrato delle tecnologie di produzione (PEM e *Alkaline electrolysis*) e diverse percentuali di energia elettrica proveniente dalla rete o da fonti rinnovabili.

Liquid hydrogen cost variation depending on electricity source				
Electricity from grid (%)	Electricity from renewables (%)	Liquid hydrogen total cost [€2022/kg]		
		Current scenario (2020)	Near-future scenario (2030)	Long-term future scenario (2050)
100	0	7.78	5.84	5.04
90	10	7.21	5.38	4.69
80	20	6.75	5.04	4.24
70	30	6.18	4.58	3.89
60	40	5.61	4.12	3.44
50	50	5.04	3.78	3.09
40	60	4.58	3.32	2.75
30	70	4.00	2.86	2.29
20	80	3.44	2.40	1.95
10	90	2.86	2.06	1.60
0	100	2.40	1.60	1.15

Tabella 31 Summary of liquid hydrogen cost

Il costo del carburante per unità di massa considerato per il calcolo del *Fuel DOC* è riferito al valore di 5.04 €2022/kg. Il prezzo dell'idrogeno liquido assunto come riferimento viene ricavato ipotizzando la produzione e la successiva liquefazione in uno scenario attuale di transizione ecologica. Infatti, il prezzo di riferimento corrisponde ad uno scenario di

produzione che si avvale del 50% di energia rinnovabile. Esso trova riscontro nell'accettazione socioeconomica e nello sviluppo sostenuto attuato in Nord Europa negli ultimi anni.

10.11.4. Distribution & Storage and Airport Service

Oltre ai costi di produzione e liquefazione dell'idrogeno, sono da tenere in considerazione anche i costi relativi al trasporto e allo stoccaggio. Il trasporto e lo stoccaggio dell'idrogeno come liquido criogenico impongono difficoltà tecniche e operative che potrebbero rendere queste attività economicamente non convenienti. Inoltre, è importante considerare un livello di rischio associato rilevante.

L'individuazione di una collocazione idonea per l'impianto di produzione è un prerequisito basilare per valutare correttamente l'impatto dei costi di distribuzione sul prezzo finale del carburante. In considerazione della disponibilità dell'immobile, dei costi e dei requisiti di sicurezza, l'opzione più conveniente è localizzare la produzione nelle vicinanze dell'aeroporto e prevedere un'adeguata distribuzione. In un'ottica realistica, la produzione di idrogeno nei pressi delle infrastrutture aeroportuali risulta spesso impraticabile. Ragion per cui sono stati indagate e progettate le infrastrutture che assolvono al trasporto e alla distribuzione dell'idrogeno verso gli aeroporti.

Si prevede che l'LH2 come carburante per gli aeromobili provenga da vari sistemi di approvvigionamento come mostrati in Figura 65.

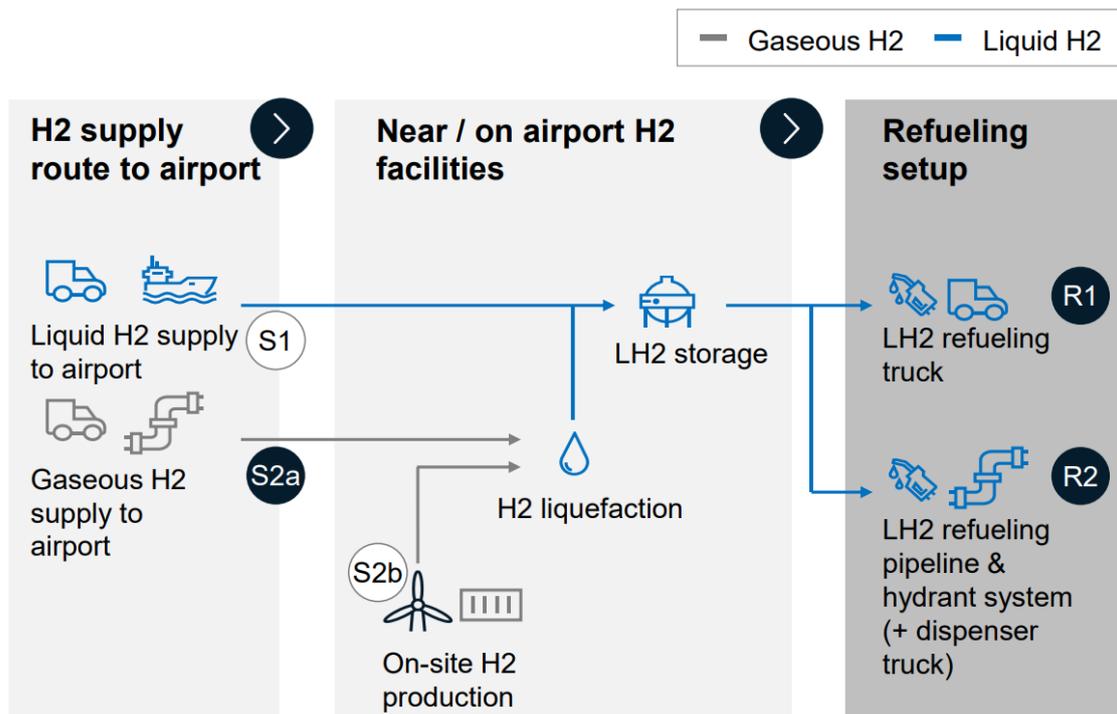


Figura 65 Topologies for H2 supply routes and LH2 refueling setups at airports

In primo luogo, ci sono diverse "rotte" di rifornimento di H2 verso un aeroporto. Se l'H2 venisse prodotto al di fuori dell'aeroporto, questo potrebbe essere trasportato sia nella sua forma liquida che in forma gassosa. Le modalità di trasporto potrebbero essere camion-cisterna, vagoni-cisterna, navi o gasdotti sia per LH2 (S1) che per GH2 (S2a). In questi percorsi, la produzione di H2 tramite impianti di elettrolisi alimentati da energia rinnovabile è collocata in una posizione ottimale spesso fuori sito dalla domanda di H2 (aeroporto). Questo potrebbe

trovarsi nello stesso paese, ma anche più lontano in altri continenti per sfruttare condizioni favorevoli e a basso costo per l'approvvigionamento di energia rinnovabile.

Se l'H₂ venisse prodotto *in loco* o nelle vicinanze dell'aeroporto (S2b), come espresso in precedenza, i costi di trasporto di GH₂ risulterebbero pressoché nulli o irrilevanti, rappresentando la soluzione economicamente più efficace. In entrambi i percorsi di approvvigionamento S2a e S2b, il GH₂ viene liquefatto presso o nelle vicinanze di un aeroporto. Dopo la liquefazione dell'H₂ o se l'H₂ è già consegnato nella sua forma liquida, l'LH₂ viene stoccato in serbatoi all'interno o nelle vicinanze dell'aeroporto. Questi impianti di stoccaggio di LH₂ sono principalmente necessari per tamponare le fluttuazioni giornaliere e stagionali della domanda di carburante, ma anche per garantire l'affidabilità della fornitura di LH₂ per diversi giorni, nel caso in cui la catena di approvvigionamento venga interrotta da altri eventi.

Infine, per distribuire l'LH₂ dai "depositi" ai velivoli, ci sono attualmente due possibilità di rifornimento: camion-cisterna (R1) o un sistema di tubazioni e idranti (R2).

Mentre il trasporto su gomma consente un'opzione di distribuzione più flessibile, questi contribuirebbero ad aumentare il traffico sui piazzali aeroportuali. L'investimento per i camion di rifornimento è piuttosto limitato e il numero di camion necessari può essere adattato in modo flessibile alla domanda di LH₂ negli aeroporti. Tuttavia, il volume di carico di LH₂ di un camion di rifornimento è limitato e lo spazio per un numero elevato di questi ultimi potrebbe essere raro negli aeroporti.

Una maggiore sicurezza e un rifornimento di carburante degli aeromobili potenzialmente più rapido sono i motivi per cui le condutture di rifornimento di LH₂ e i sistemi di idranti sono visti come miglior soluzione. Questi sistemi potrebbero essere costruiti sotto il piazzale dell'aeroporto e accessibili tramite idranti in ogni terminal/gate. Rispetto all'impiego di camion-cisterna per il rifornimento, l'installazione di un sistema di rifornimento di gasdotti e idranti comporta spese iniziali elevate. Pertanto, il dimensionamento di questo sistema e quindi i suoi costi non sono così flessibili come con i camion di rifornimento. Considerazioni simili vengono esaminate per la progettazione degli attuali sistemi di rifornimento di cherosene negli aeroporti convenzionali.

Oltre all'attività progettuale tecnico-economica del sistema di trasporto, stoccaggio e rifornimento di LH₂, bisogna considerare tre aspetti collaterali. In primo luogo, la disponibilità di spazio per collocare ulteriori sistemi storage e distribuzione negli aeroporti è spesso molto limitata. In secondo luogo, bisognerebbe aggiornare i contratti tra le compagnie aeree, le società di gestione degli aeroporti e le società che provvedono alla produzione e distribuzione dell'LH₂. La maggior parte delle infrastrutture per il carburante negli aeroporti non è gestita dalla società di gestione dell'aeroporto, ma da terzi come le compagnie petrolifere. Questi sono spesso organizzati mediante l'impiego di concessioni sottoscritte dalle compagnie aeroportuali per lunghi periodi di tempo. In terzo luogo, le infrastrutture aeroportuali e il funzionamento degli aeromobili sono altamente regolamentati per garantire operazioni sicure. Il che rende alquanto probabile che la progettazione dei sistemi di LH₂ negli aeroporti e le procedure di rifornimento di LH₂ dovranno rispettare elevati standard di sicurezza che vengono applicati anche alle infrastrutture del cherosene.

Nella pubblicazione scientifica "*H₂-powered aviation at airports*" di J. Hoelzen et al. [47] [51] [71] viene presentata un'attività di progettazione dei sistemi di approvvigionamento e rifornimento di idrogeno per gli aeromobili. Attraverso la determinazione di alcuni scenari di domanda di H₂ in aeroporti di riferimento di varie dimensioni, vengono altresì derivati i requisiti generali per le configurazioni di rifornimento di idrogeno liquido in un ambiente

aeroportuale. Infine, vengono formulati dei modelli tecno-economici per lo stoccaggio e il trasporto di LH2 all'aeromobile. Attraverso questi modelli vengono stimati i costi associati alla costruzione delle infrastrutture, nonché le operazioni di terra attraverso un sistema di idranti (*pipelines*) e camion-cisterna.

Si è riscontrato che per gli aeroporti con una media di 50000 voli commerciali all'anno (hub nazionali e continentali), l'installazione del sistema camion-cisterna per il rifornimento di LH2 è la scelta più economica. Negli aeroporti internazionali, aventi un numero di voli commerciali che supera i 100000 decolli l'anno, e quindi con richieste annuali di LH2 più elevate, un sistema di condutture e idranti può portare a leggere riduzioni dei costi e consentire un rifornimento più sicuro e veloce. Tuttavia, in tutti gli scenari di domanda, i costi del sistema di rifornimento rappresentano una piccola percentuale dei costi totali di fornitura di LH2. Questi ultimi, come visto nelle sezioni precedenti, sono dominati dai costi di produzione dell'H2 verde, seguiti dai costi per la liquefazione dell'H2 in un aeroporto. Inoltre, per entrambe le configurazioni di trasporto, bisogna considerare le elevate perdite per evaporazione causate dall'ingresso di calore. Per tale motivo la liquefazione in loco rimane la scelta più appropriata.

Sfruttando il riferimento in oggetto [47] [51] [71], è possibile estrapolare il costo per unità di peso delle operazioni di trasporto, storage e di rifornimento (*pump/refueling operations*). Considerando costante il costo del dell'idrogeno liquido calcolato nella sezione precedente, il prezzo finale del carburante è determinato sommando al costo totale preso in considerazione nella sezione precedente (5.04 €2022/kg) le spese sopra elencate riportate in Tabella 32, determinando così il *Fuel Cost* (C_f) pari a 5.20 €2022/kg.

Distribution & Storage and Airport Service Costs	
	Additional cost [€2022/kg]
Transport	0.05
LH2 Storage	0.06
Pump & Refueling	0.05

Tabella 32 Distribution & Storage and Airport Service Costs

La progettazione e l'implementazione delle strutture LH2 comportano rischi finanziari. Il rischio dell'investimento è dovuto principalmente ai costi operativi, oltre che all'esercizio degli impianti durante la prima fase di sviluppo. Si dovrebbero pertanto prendere in considerazione le sinergie tra i velivoli LH2 e altre applicazioni a idrogeno all'interno o all'esterno degli aeroporti. Le apparecchiature e i veicoli di supporto a terra alimentati a idrogeno, le piccole applicazioni e il traffico terrestre diretto all'aeroporto (ad esempio autobus, taxi, ecc.) aumenterebbero la domanda complessiva di idrogeno in aeroporto, causando non trascurabili effetti di economia di scala.

10.12. Reserve Fuel Fraction

L'ultimo coefficiente da definire, presente nella *Fuel DOC CER*, è la frazione di carburante di riserva K_R . Questo coefficiente, solitamente definito dalla legislazione, è una percentuale del peso totale del carburante e rappresenta la quantità di carburante non utilizzata per la missione nominale che rimane nei serbatoi criogenici del velivolo. Questa percentuale è assunta pari all'8% della massa totale di carburante imbarcato.

11. Applicazione del modello e valutazione del LCC

In questo capitolo verrà presentata l'applicazione del modello di stima del *Life Cycle Cost* al caso studio STRATOFLY MR5. Si vedranno in primo luogo gli input forniti all'interno di uno strumento di calcolo sviluppato in MATLAB per il calcolo delle varie categorie di costo del ciclo di vita del velivolo.

La presentazione dei risultati è suddivisa nelle tre categorie di costo rappresentanti l'intero ciclo di vita del velivolo, vale a dire *Research, Development, Testing & Evaluation Costs* (RDTE), *Production Costs* (PROD) e *Operating Costs*, questi ultimi suddivisi in *Direct & Indirect Operating Costs* (DOC & IOC).

A seguito di tale presentazione, il modello di stima verrà poi applicato al caso di studio STRATOFLY MR3 per comparare e valutare l'influenza della variazione della configurazione originale del velivolo di riferimento.

Infine, nel capitolo conclusivo, i risultati ottenuti saranno analizzati e commentati al fine di validare il modello. Attraverso l'applicazione di opportune conversioni, i valori di costo ottenuti saranno confrontati con dati di costo reali di velivoli convenzionali presenti in letteratura. Per concludere si proporrà la stima del prezzo del biglietto evidenziando gli aspetti vantaggiosi del segmento di volo ipersonico.

11.1. STRATOFLY MR5 Life Cycle Cost

Il modello di stima dei costi presentato in questo lavoro di Tesi è stato sviluppato per valutare il *Life Cycle Cost* del progetto di riferimento STRATOFLY MR5. La presentazione dei risultati viene suddivisa in due macro-sezioni seguendo la struttura del modello di stima.

Per i costi di RDTE e PROD, calcolati tramite l'applicazione del modello derivato da TRANSCOST [19], vengono presentati gli Input (*Drivers e Parameters*) e successivamente i *Results*, prima a livello *Vehicle* per poi dettagliare la scomposizione a livello *Subsystem*. Ai risultati vengono affiancati alcuni grafici significativi per facilitare la comprensione del modello.

Allo stesso modo, proseguendo con i costi operativi (OPS), vengono riassunti gli input necessari definiti dal modello NASA modificato [24], e successivamente i risultati ottenuti in termini di costi operativi diretti, indiretti e totali.

11.1.1. RDTE & PROD Inputs

Per stimare i costi delle varie categorie del ciclo di vita di un progetto aerospaziale sono richiesti i valori da associare ai *drivers* e ai coefficienti che compaiono nelle *Cost Estimation Relationships*, prelevati dai riferimenti o calcolati attraverso formulazioni matematiche.

La Tabella 33 e la Tabella 34 riassumono gli *Input Drivers* a livello *Vehicle* e *Subsystem*, elencati nel capitolo di presentazione del modello e analizzati nel capitolo successivo. La Tabella 35, allo stesso modo, riassume gli *Input Parameters* che vengono utilizzati per calibrare le relazioni parametriche ottenute dalle regressioni attuate nel modello TRANSCOST.

Per semplicità espositiva, vengono omesse tutte le variabili che non sono state implementate nel modello di stima e quindi nel processo di calcolo. Tali variabili possono essere indagate successivamente, seguendo le linee guida proposte nel Capitolo 9, ed eventualmente inserite nel processo di calcolo affinché si possa perfezionare la stima dei costi e rendere i risultati più dettagliati ed attendibili.

RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR5	
Mach Number	$Mach$	5	
Maximum Take-off Weight	$MTOW$	288400	kg
Operating Empty Weight	M_{OEW}	150000	kg
Single ATR dry mass	$M_{ET\ dry}$	4000	kg
DMR dry mass	$M_{ER\ dry}$	1400	kg
Engine dry mass	$M_{E\ dry}$	5400	kg
Vehicle dry mass no-engine	$M_{dry\ vehicle\ no-engine}$	124600	kg
ATR maximum operating Speed	v	1190	m/s
Cruise Speed	v_{cr}	1495	m/s
Single Ramjet Thrust	T_{RJ}	600	kN

Tabella 33 MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level

RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR5	
Fuel density	ρ_{fuel}	70.85	kg/m ³
Heat Flux	q	715.17	kW/m ²
Heat Load	Q	30.6	MJ
Boil-off flow rate	$m_{flow\ rate\ H_2}$	8	kg/s
Power produced by TEMS (Expander Power)	P	10.5	MW

Tabella 34 MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level

Particolare attenzione deve essere prestata alla revisione dei parametri di “scaling” integrati nelle formulazioni proposte da TRANSCOST. In primo luogo, viene ipotizzata l’assenza di contratti di subappalto e la considerazione di uno scenario di progettazione nominale senza scostamenti dalla schedulazione ottimale. Complementare, considerando che tutte le attività sono state svolte in Europa, il fattore di produttività regionale è posto pari a 0,86. Per STRATOFLY MR5, secondo le definizioni dei fattori riportate in TRANSCOST, il *development standard factor* è impostato su un range di valori che considera il caso di studio

come un nuovo *concept* con nuove tecniche e tecnologie, mentre il *team experience factor* è impostato in considerazione del fatto che il team ha già lavorato insieme in progetti simili in precedenza. Per quanto riguarda il sistema propulsivo, il fattore di complessità è stato scelto considerando l'alta integrazione delle due tecnologie propulsive. I coefficienti di configurazione del propulsore, infine, sono stati calcolati analizzando la progettazione del ciclo combinato.

RDTE & PROD Cost Estimation Input Parameters			
Input Parameters		Value for STRATOFLY MR5	
Technology Readiness Level factor	K_{TRL}	0.034	
Systems engineering / integration factor (Development)	f_0	1.04	
Systems engineering / integration factor (Production)	f'_0	1.03	
Development standard factor	f_1	1.20	@Vehicle
		1.20	@CCEngine
		1.10	@Fuel Sys
		1.20	@TPS
		1.40	@TEMS
Team experience factor	f_3	0.80	
Deviation from optimal schedule	f_6	1.00	
Program organization factor	f_7	1.00	
Productivity of region	f_8	0.86	
Learning curve factor	$P_{learning\ curve}$	0.85	
Production volume	n_i	100 units	
Complexity factor	$C_{complexity}$	1.20	
Turbojet configuration coefficient	k_{TJ}	0.6	@RDTE
		0.75	@PROD
Ramjet configuration coefficient	k_{RJ}	0.4	@RDTE
		0.25	@PROD

Tabella 35 MR5 RDTE & PROD Cost Estimation Input Parameters

11.1.2. RDTE Vehicle Level Results

La Tabella 36 riporta i risultati dei costi RDTE per STRATOFLY MR5.

La voce di costo di RDTE predominante, come visibile in Grafico 40, è quella associata alla cellula con i sottosistemi (*Vehicle w/o engines*) che supera i ventuno miliardi di euro, rappresentante più del 79% del costo totale. Successivamente sono presentati i costi di sviluppo del sistema propulsivo nelle sue configurazioni. È importante notare che la maggior parte del costo di sviluppo del sistema propulsivo proviene dalla progettazione dell'unità *Air Turbo Rocket*, la quale risulta implementare tecnologie non ancora consolidate e un livello di complessità ed integrazione rilevante.

Per concludere viene riportato il costo di sviluppo complessivo (*overall*) del velivolo. Anzitutto, questo viene calcolato tramite la *CER Core* escludendo l'applicazione dei parametri addizionali, per poi integrare tali parametri e considerare l'influenza del livello di prontezza tecnologica del progetto (TRL). L'attuale livello medio di prontezza delle tecnologie più significative è stato stimato pari a TRL4 nel 2020, per cui si è ritenuto opportuno calcolare il *TRL Transit* a partire dal suddetto livello, oltre al *TRL Transit* globale. La prevista riduzione dei costi di RDTE dovuta alla maturazione tecnologica è riportata in Figura 66.

RDTE Cost Estimation results @ Vehicle level		
Vehicle (w/o engines)	21414	M€ FY2022
Low speed Engine	5944	M€ FY2022
High speed Engine	1035	M€ FY2022
Combined Cycle Engine	4544	M€ FY2022
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - No Additional Factors	26994	M€ FY2022
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - (TRL1 - TRL9)	24143	M€ FY2022
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - (TRL4 - TRL9)	23321	M€ FY2022

Tabella 36 MR5 RDTE Cost Estimation results @ Vehicle level

RDTE @VEHICLE LEVEL

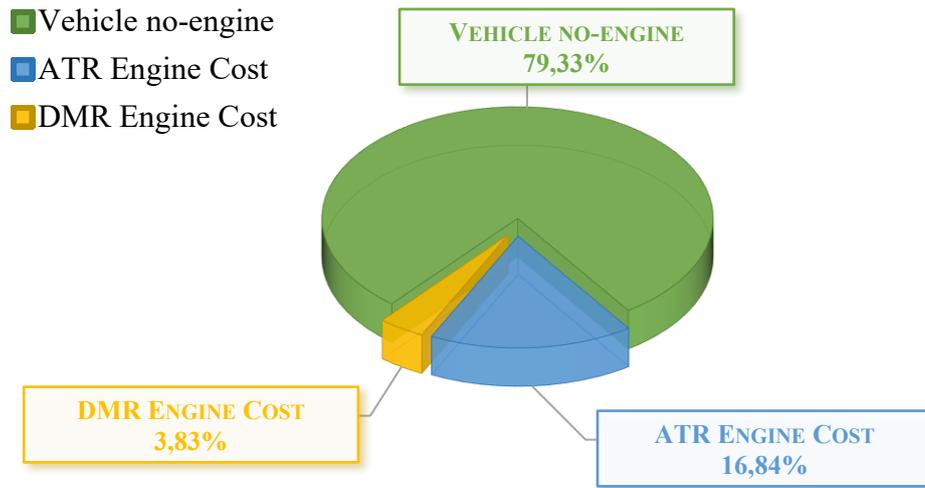


Grafico 40 MR5 RDTE Cost Breakdown – Vehicle Level

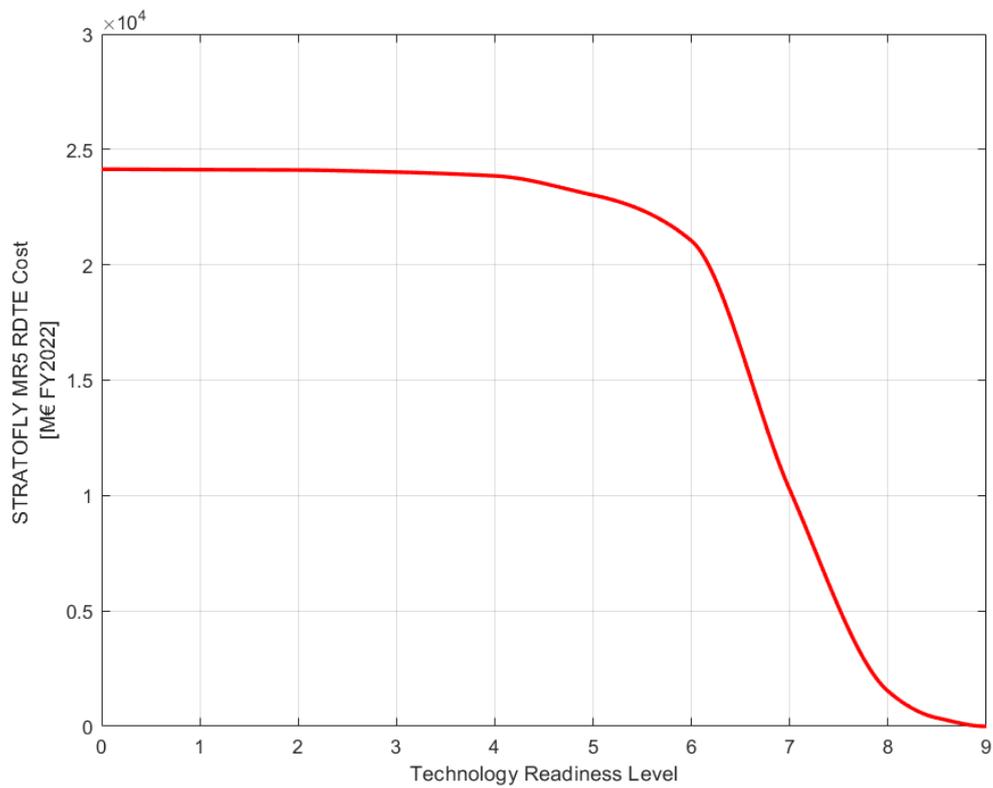


Figura 66 RDTE Costs as function of Vehicle Maturity

11.1.3. RDTE Subsystem Level Results

RDTE Cost Estimation results @ Subsystem Level			
Subsystem costs calculated by CERs			
Propellant Subsystem	107,8	M€ FY2022	0,4 %
Thermal Protection Subsystem (TPS)	754,7	M€ FY2022	2,8 %
Thermal and Energy Management Subsystem (TEMS)	52,0	M€ FY2022	0,2 %
Other Subsystem by PRICE-H			
Integration	4878,3	M€ FY2022	18,1 %
Structure	12908,3	M€ FY2022	47,8 %
Landing Gear	109,6	M€ FY2022	0,4 %
Environmental Control Subsystem (ECS)	438,5	M€ FY2022	1,6 %
Ice Protection Subsystem (IPS)	137,0	M€ FY2022	0,5 %
Fire Protection Subsystem (FPS)	164,4	M€ FY2022	0,6 %
Flight Control Subsystem (FCS)	602,9	M€ FY2022	2,2 %
Avionic Subsystem	191,8	M€ FY2022	0,7 %
Electrical Power Subsystem (EPS)	712,6	M€ FY2022	2,6 %
Water Subsystem	109,6	M€ FY2022	0,4 %
Oxygen Subsystem	109,6	M€ FY2022	0,4 %
Lights Subsystem	54,8	M€ FY2022	0,2 %
Furnishing	82,2	M€ FY2022	0,3 %
Vehicle (w/o engines)	21414	M€ FY2022	79,3 %

Tabella 37 MR5 RDTE Cost Estimation results @ Subsystem Level

RDTE @SUBSYSTEM BREACKDOWN

- ATR Engine Cost
- DMR Engine Cost
- Propellant/Fuel Subsystem
- Thermal Protection Subsystem (TPS)
- Thermal & Energy Management Subsystem (TEMS)
- Integration
- Structure
- Environmental Control Subsystem (ECS)
- Flight Control Subsystem (FCS)
- Avionic Subsystem
- Electrical Power Subsystem (EPS)
- Other subsystems

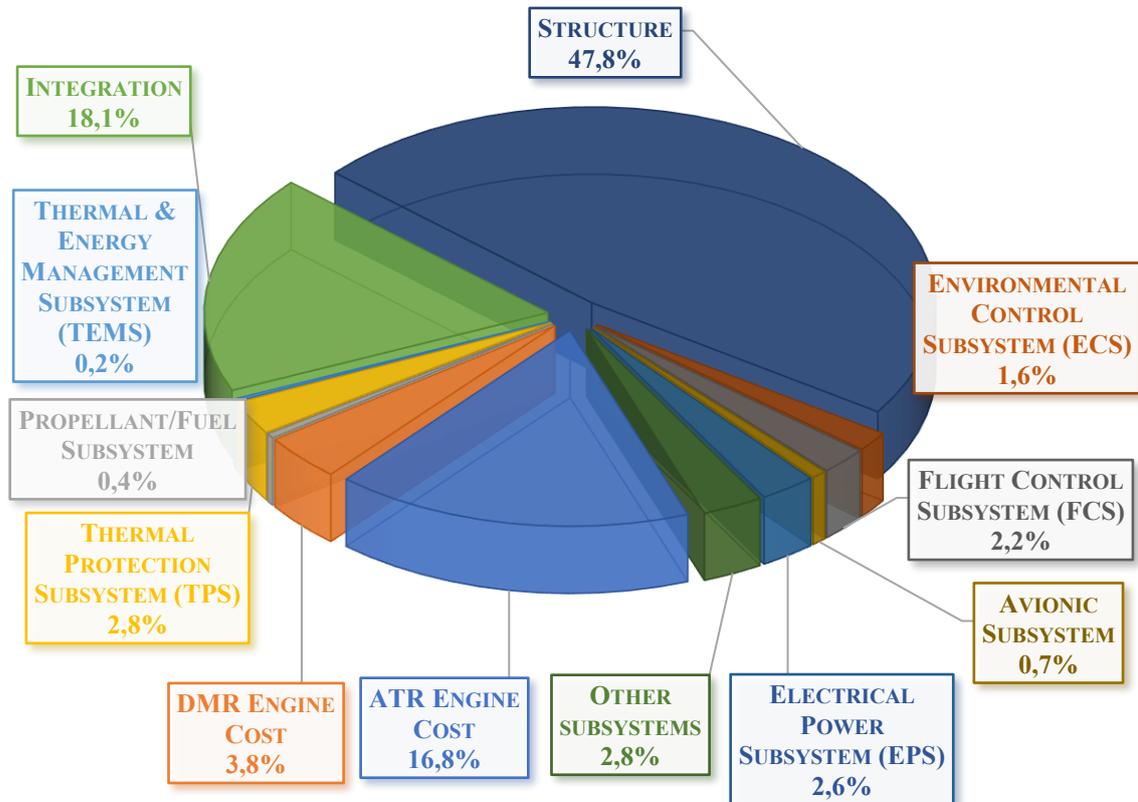


Grafico 41 MR5 RDTE Cost Breakdown – Subsystem Level

Le CERs riguardanti il *Fuel Subsystem*, il *Thermal Protection Subsystem* e il *Thermal and Energy Management Subsystem*, implementate nel modello di stima dei costi, integrano dei *development standard factors* differenti per rappresentare l'alta integrazione e complessità, oltre che l'effettivo stato di maturazione tecnologia delle componenti e delle funzioni.

Nello specifico, il sottosistema del carburante progettato rappresenta un nuovo design del sottosistema (ovvero serbatoi criogenici integrati *bubble-structured*) con alcune nuove caratteristiche tecniche e operative (ad esempio idrogeno liquido da preservare durante la missione). Per quanto riguarda la protezione termica, la progettazione ha dovuto considerare i molteplici vincoli fisici, tecnici ed operativi derivanti dalla fenomenologia del volo ad alta velocità, nonché l'utilizzo di carburante criogenico, oltre che al nuovo design. Infine, il TEMS è considerato un sistema di prima generazione, un nuovo concetto di sottosistema altamente integrato, che coinvolge nuove tecniche e tecnologie, quindi richiedente un grande lavoro di ricerca, progettazione e testing.

Come mostrato in Tabella 37, tra i sottosistemi che risultano economicamente onerosi, si può notare che la progettazione strutturale rappresenta circa il 48% del costo di RDTE globale del velivolo, seguita dall'integrazione dei vari sottosistemi con una percentuale prossima al 18%. Per il segmento di volo ipersonico si ha la necessità di attenzionare le funzioni innovative che svolgono alcuni sottosistemi presenti anche su velivoli convenzionali. Oltre al TPS, l'*Electrical Power Subsystem* richiede un'attività di sviluppo rilevante, considerando la configurazione *All-Electric* del velivolo e quindi la mancanza di attuazione idraulica e pneumatica. Il *Flight Control Subsystem* deve garantire i requisiti di stabilità e manovrabilità del velivolo, infatti, richiede un'importante attività di progettazione che comporta una spesa di circa 600 Mln di euro. Infine, complementare al TEMS, si può notare che la progettazione dell'*Environmental Control Subsystem*, sottosistema essenziale per garantire il comfort del volo, impiega circa 1,6% della spesa di sviluppo globale.

Dal Grafico 41 si può apprezzare la ripartizione percentuale a livello sottosistema del costo totale di RDTE del progetto STRATOFLY MR5.

11.1.4. PROD Vehicle Level Results

La Tabella 38 e la Tabella 39 riportano i risultati dei costi PROD per STRATOFLY MR5.

Le voci di costo di PROD calcolate vengono riferite alla prima unità prodotta (*Theoretical First Unit*). Nello specifico, nella Tabella 38 vengono riportati i costi di produzione della cellula incorporante tutti i sottosistemi, delle configurazioni propulsive e dell'intero velivolo (considerando nel calcolo i parametri addizionali proposti da TRANSCOST).

La Tabella 39 mostra i costi di produzione della prima unità teorica evidenziando la scomposizione a livello sistema (Vehicle) dello STRATOFLY MR5: oltre alla cellula con i sottosistemi, sono stati calcolati i costi del sistema ATR (composto da un set di sei unità) e del sistema DMR. Il calcolo delle percentuali viene poi elaborato attraverso il costo totale del velivolo derivato dalla Core CER (esente da fattori addizionali).

La frazione maggioritaria, come visibile in Grafico 42, è quella associata alla cellula con i sottosistemi (Vehicle w/o engines) che supera ottocento milioni di euro, rappresentante più del 63% del costo totale. Il set di propulsori ATR rappresenta il 35,7% del costo totale (circa il 6% per unità propulsiva), mentre il sistema DMR, essendo un sistema che incorpora un numero ridotto di componenti (variazione strutturale delle aree di un condotto con assenza di parti rotanti), rappresenta circa l'1,5% del costo di produzione del velivolo.

PROD Cost Estimation results @ Vehicle level		
Vehicle (w/o engines)	856,4	M€ FY2022
Low speed Engine	83,5	M€ FY2022
High speed Engine	19,9	M€ FY2022
Combined Cycle Engine	81,1	M€ FY2022
STRATOFLY MR5 - overall PROD Cost – Theoretical First Unit (TFU)	1207,5	M€ FY2022

Tabella 38 MR5 PROD Cost Estimation results @ Vehicle level

PROD Cost Estimation results @ Theoretical First Unit		
ATR Engine Set	486,8	M€ FY2022
DMR Engine	19,9	M€ FY2022
Vehicle (w/o engines)	856,4	M€ FY2022
STRATOFLY MR5 - No Additional Factors - Theoretical First Unit (TFU)	1363,2	M€ FY2022

Tabella 39 MR5 PROD Cost Estimation results @ Theoretical First Unit

PROD @VEHICLE LEVEL

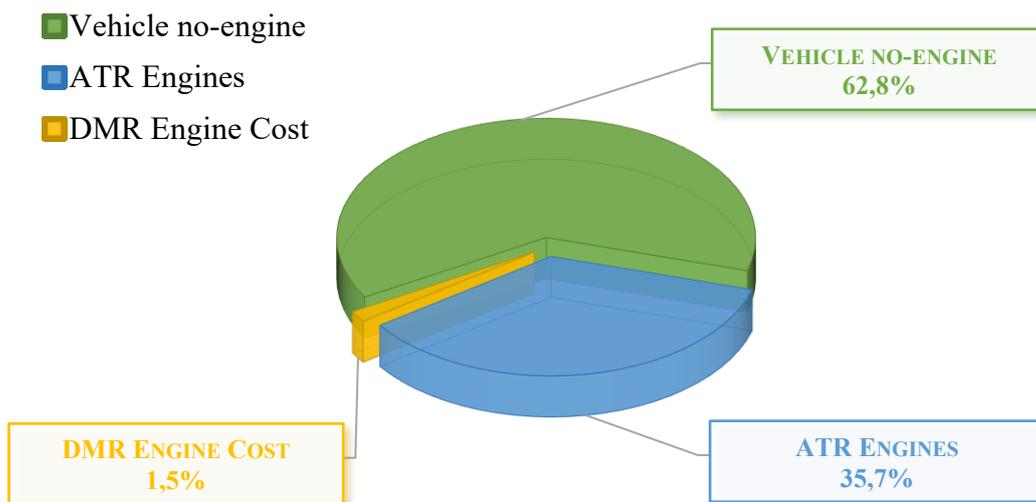


Grafico 42 MR5 PROD Cost Breakdown – Vehicle Level

Per concludere, nel modello di stima viene valutato l’impatto della riduzione del costo di produzione dovuta all’apprendimento e quindi all’aumento di efficienza del processo produttivo, utilizzando un *learning factor* pari a 0.85. La Tabella 40 riporta il costo delle componenti di alcune unità selezionate fino all’ultima unità prodotta (supponendo un volume di produzione di cento unità) e in ultima analisi viene calcolato il costo medio delle componenti. I risultati appena descritti sono graficati in Figura 67, dove è possibile apprezzare l’andamento della riduzione dei costi di produzione in funzione del numero di unità prodotte. È importante puntualizzare che, per ogni Set ATR, vengono considerate sei unità *Air Turbo Rocket*, perciò, le unità complessive risultano seicento (*).

PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced [M€ FY2022]				
Unit Produced	Vehicle (w/o engines)	ATR Single Engine *	DMR Engine	STRATOFLY MR5 - overall PROD Cost
TFU	856,37	81,14	19,98	1207,49
2° Unit	727,92	68,97	16,98	1026,37
3° Unit	661,90	62,71	15,44	933,29
5° Unit	587,19	55,63	13,70	827,94
10° Unit	499,11	47,29	11,64	703,75
25° Unit	402,62	38,15	9,39	567,70
50° Unit	342,23	32,42	7,98	482,54
100° Unit	290,89	27,56	6,79	410,16
Average Cost per Unit	374,70	35,50	8,74	528,32

Tabella 40 MR5 PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced

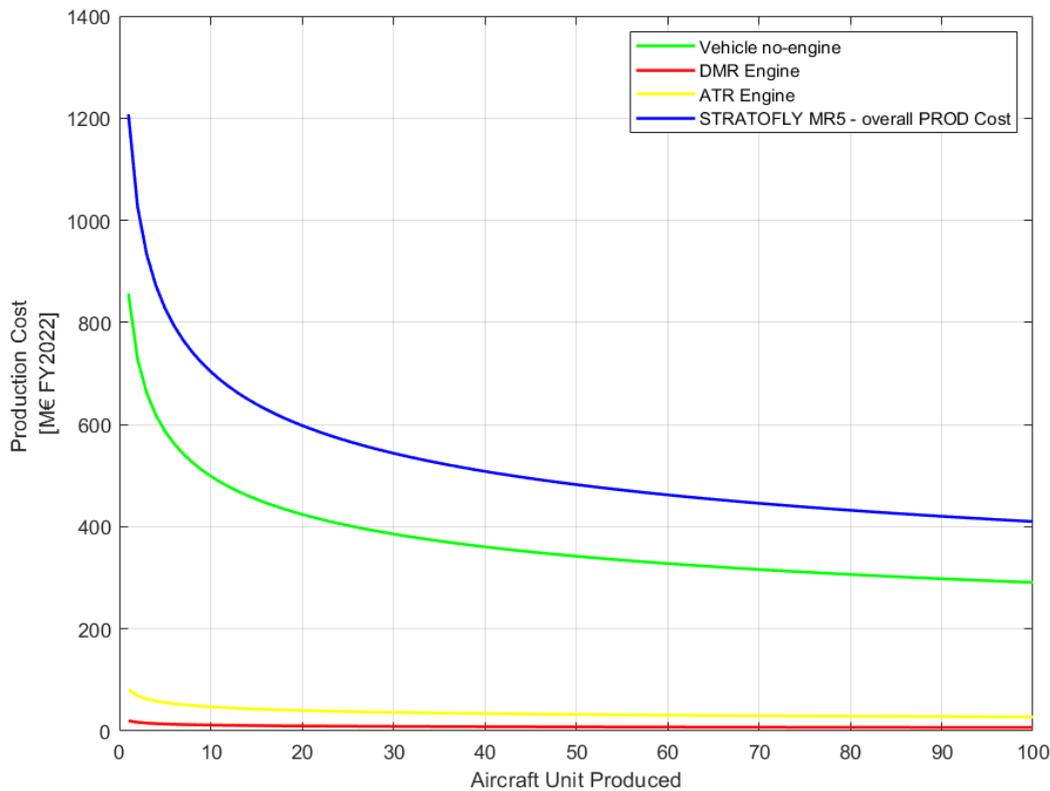


Figura 67 MR5 PROD Cost Items as function of Aircraft Unit Produced

11.1.5. PROD Subsystem Level Results

La tabella 41 elenca i costi di produzione a livello sottosistema.

Le considerazioni espone nel paragrafo 11.1.3., riguardanti i costi di RDTE, restano alla base anche del calcolo dei costi di produzione. Tra i costi dei sottosistemi calcolati mediante le CERs dedicate, è possibile notare il rilevante dispendio economico derivato dalla produzione del *Thermal and Energy Management Subsystem*, sottosistema che si avvale di una grande mole di componenti. Tra i sottosistemi che risultano economicamente onerosi, si può notare che la produzione degli elementi strutturali rappresenta circa il 37% del costo di produzione globale del velivolo, seguita dalla produzione dell'*Electrical Power Subsystem*, sottosistema che si avvale di materiali preziosi necessari per realizzazione di componenti elettrici ed elettronici. Inoltre, economicamente importante risulta la spesa dovuta alla realizzazione del *Flight Control Subsystem*, *Environmental Control Subsystem* e *Propellant Subsystem*.

Dal Grafico 43 si può apprezzare la ripartizione percentuale a livello sottosistema del costo totale di produzione del progetto STRATOFLY MR5.

PROD Cost Estimation results @ Subsystem Level			
Subsystem costs calculated by CERs			
Propellant Subsystem	22,2	M€ FY2022	1,6 %
Thermal Protection Subsystem (TPS)	12,0	M€ FY2022	0,9 %
Thermal and Energy Management Subsystem (TEMS)	35,4	M€ FY2022	2,6 %
Other Subsystem by PRICE-H			
Integration	21,7	M€ FY2022	1,6 %
Structure	509,3	M€ FY2022	37,4 %
Landing Gear	8,3	M€ FY2022	0,6 %
Environmental Control Subsystem (ECS)	24,8	M€ FY2022	1,8 %
Ice Protection Subsystem (IPS)	7,2	M€ FY2022	0,5 %
Fire Protection Subsystem (FPS)	2,1	M€ FY2022	0,2 %
Flight Control Subsystem (FCS)	22,8	M€ FY2022	1,7 %
Avionic Subsystem	8,3	M€ FY2022	0,6 %
Electrical Power Subsystem (EPS)	173,9	M€ FY2022	12,8 %
Water Subsystem	1,0	M€ FY2022	0,1 %
Oxygen Subsystem	6,2	M€ FY2022	0,5 %
Lights Subsystem	1,0	M€ FY2022	0,1 %
Furnishing	0,1	M€ FY2022	>0,1 %
Vehicle (w/o engines)	856,4	M€ FY2022	62,8 %

Tabella 41 MR5 PROD Cost Estimation results @ Subsystem Level

PROD @SUBSYSTEM BREACKDOWN

- ATR Engine Set
- DMR Engine
- Propellant/Fuel Subsystem
- Thermal Protection Subsystem (TPS)
- Thermal & Energy Management Subsystem (TEMS)
- Integration
- Structure
- Landing Gear
- Environmental Control Subsystem (ECS)
- Flight Control Subsystem (FCS)
- Avionic Subsystem
- Electrical Power Subsystem (EPS)
- Other Subsystems

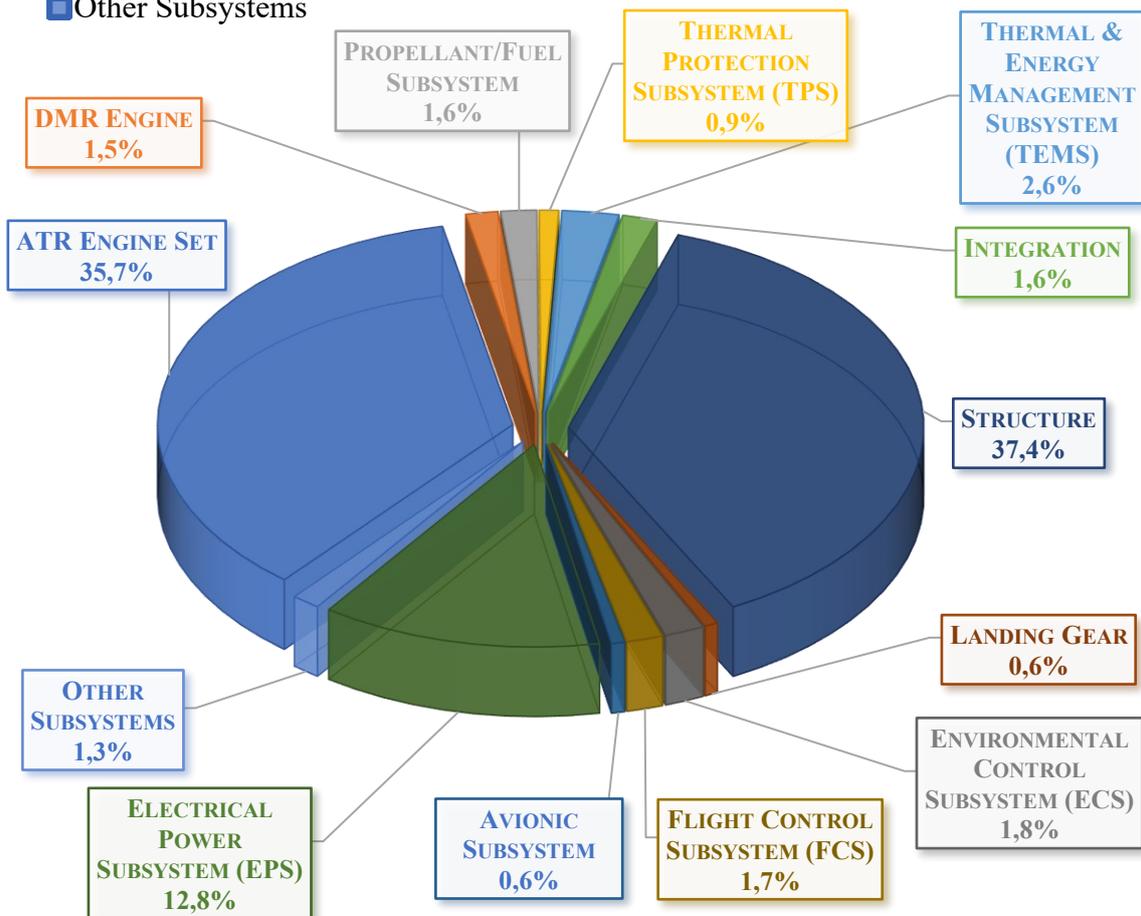


Grafico 43 MR5 PROD Cost Breakdown – Subsystem Level

11.1.6. DOC & IOC Inputs

In questa sezione vengono presentati gli input utili per il calcolo dei costi operativi diretti ed indiretti del progetto STRATOFLY MR5.

Gli input necessari per la definizione dei costi operativi racchiudono caratteristiche del velivolo e della missione di riferimento, alcuni parametri operativi e di configurazione e alcuni dati di costo. La suddivisione degli stessi è stata impostata in maniera analoga a quella attuata per gli input di RDTE e PROD.

DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR5	
Payload Weight	W_{PL}	26400	kg
Available Seat	pax	240	
Available Fuel Weight	W_{fT}	112000	kg
Airframe Weight	W_{AF}	124000	kg
Avionic System Weight	W_{AV}	600	kg
Operational Range	R_T	19000	km
Flight Time	t_F	4.33	hr
Block Time	t_B	5.19	hr
Block Speed	V_B	1015	m/s
Cruise Speed	V_{CR}	1495	m/s
ATR Thrust per engine (SL)	T_{TJ}	287	kN
Lift to Drag ratio	$\frac{L}{D}$	5.15	
Average Vehicle Cost	C_{HST}	761.54	M€ FY2022
Average ATR Cost	C_{TJ}	80.94	M€ FY2022
Average DMR Cost	C_{RJ}	19.09	M€ FY2022
Fuel Cost	C_f	5.20	€/kg

Tabella 42 MR5 DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers

Le tabelle riportate in questa sezione, Tabella 42 e Tabella 43, elencano gli *Input Drivers e Parameters* che compaiono nelle CERs per il calcolo dei DOC e degli IOC implementati nel modello di stima e derivanti dal metodo NASA. Molti di questi sono stati analizzati nelle sezioni precedenti o sono stati già implementati per il calcolo dei costi di RDTE e PROD. Per semplicità espositiva, vengono omesse le procedure di calcolo o i riferimenti di letteratura utilizzati per la determinazione di questi ultimi, rimandando tali analisi al Capitolo 10 nel quale sono stati analizzati e definiti.

È importante specificare che i costi medi, *Average Costs*, della cellula con i sottosistemi e delle due configurazioni propulsive, nonché input per i costi operativi diretti, sono stati calcolati attraverso i risultati presentati nelle sezioni precedenti (RDTE & PROD Results). La metodologia di calcolo è stata anch'essa descritta nel Capitolo 10.

DOC & IOC Cost Estimation Input Parameters			
Input Parameters		Value for STRATOFLY MR5	
Reserve Fuel Fraction	K_R	0.08	
Aircraft Load Factor	LF	75 % (0.75)	
Annual Insurance Rate	IR	2 % (0.02)	
Utilization	U	3171.2	[hr/year]
Depreciation Life of Aircraft	L_d	10	[years]
Average Maintenance Labor Rate	r_L	35.25	[€/manhours]
ATR/DMR Labor Correction Factor	$K_{LTJ} - K_{LRJ}$	2.0	@ATR
		2.0	@DMR
ATR/DMR Material Correction Factor	$K_{MTJ} - K_{MRJ}$	2.0	@ATR
		3.0	@DMR
ATR / DMR engine time of operation (percentage of flight time)	$k_{TJ} - k_{RJ}$	25 %	@ATR
		55 %	@DMR

Tabella 43 MR5 DOC & IOC Cost Estimation Input Parameters

11.1.7. DOC Results

In questa sezione sono riportati i risultati dei costi operativi diretti (DOC) del progetto STRATOFLY MR5 calcolati attraverso il modello di stima del *Life Cycle Cost* elaborato nella seguente Tesi.

Prima di iniziare, è necessario precisare che le equazioni derivate dal modello NASA presentano il costo in dollari per tonnellata per miglio nautico come unità di misura. Visto l'interesse a confrontare i valori derivati dalla stima con riferimenti in letteratura e con altri modelli, si è deciso di sviluppare i risultati dei costi operativi convertendo gli output provenienti dallo script MATLAB in modo che restituissero valori in euro per *block hour* e euro per *flight*. La procedura di conversione implementata nello script è stata illustrata nel Paragrafo 10.2.

La Tabella 44 riporta i risultati associati ai costi operativi diretti, raggruppati nelle cinque macrocategorie di costo come descritto nel modello. I risultati vengono espressi in €/flight, €/block hour e in termini percentuali rispetto al costo operativo diretto totale, quest'ultimi apprezzabili attraverso il Grafico 44.

È agevole constatare che la voce di costo maggioritaria è quella associata al costo del carburante, la quale supera il 71% dei costi operativi totali. Il motivo per cui il costo del carburante gravi in maniera importante sui costi operativi può essere spiegato analizzando il costo per unità di peso del carburante di riferimento e la massa di carburante necessaria per svolgere la missione antipodale designata. Il costo dell'idrogeno liquido, come spiegato nel Paragrafo 10.11, è stato stimato andando a valutare l'intero processo di produzione del carburante (produzione di idrogeno gassoso e successiva liquefazione) con la conseguente distribuzione. Come tentato di illustrare in precedenza, il costo del carburante è fortemente influenzato dal tipo di processo produttivo, dal costo dell'energia necessaria al processo e quindi dal contesto geografico di produzione. Si vuole infatti precisare che la stima risultante potrebbe subire importanti variazioni se si variasse il costo dell'energia e quindi del prezzo per unità di peso.

Il costo dell'equipaggio, come visibile dalla CER dedicata, è funzione di alcune caratteristiche fisiche e di missione del velivolo. Questo rimane sotto il 2%, percentuale prossima al costo dell'equipaggio di velivoli convenzionali, e rappresenta la voce di costo minore.

Il costo di assicurazione è fortemente influenzato dall'*Acquisition Cost* del velivolo e dall'*Insurance Rate* applicato. In particolare, quest'ultimo è stato ipotizzato a partire da alcuni riferimenti bibliografici in linea con i tassi medi di velivoli convenzionali che svolgessero una missione a lungo raggio. È lecito immaginare che l'elevata complessità del progetto di riferimento all'interno di un segmento di volo ipersonico possa ripercuotersi sull'aumento dell'*Insurance Rate* in prossimità dell'entrata in servizio del velivolo.

La seconda spesa più onerosa, dopo il costo del carburante, è associata al deprezzamento del velivolo durante la sua vita operativa. Il *depreciation cost* è funzione della *depreciation life* e del costo di acquisizione medio del velivolo e delle unità propulsive. Avendo un costo di acquisizione elevato e una vita utile di esercizio di dieci anni, inferiore ai progetti subsonici commerciali, il costo operativo associato all'ammortamento del velivolo risulta elevato e quantificabile intorno al 19% del costo operativo totale.

Infine, in Tabella 44 è riportato il costo operativo associato alla manutenzione del velivolo. Questa voce di costo condensa tutte le voci di costo manutentive (Labour e Material) associate

alle varie componenti a livello sistema del progetto STRATOFLY MR5. La ripartizione dei costi manutentivi è riportata in Tabella 45 ed è mostrata in Grafico 45.

Direct Operating Cost Results – DOC Results			
DOC Item	%	[€/Flight] FY2022	[€/Block Hour] FY2022
Fuel	71,1	391140	47437
Crew	1,6	8653	1049
Insurance	3,4	18572	2252
Depreciation	19,2	105805	12832
Maintenance	4,7	25838	3134
Total Direct Operating Cost	100,0	550008	66704

Tabella 44 MR5 Direct Operating Cost Results – DOC Results

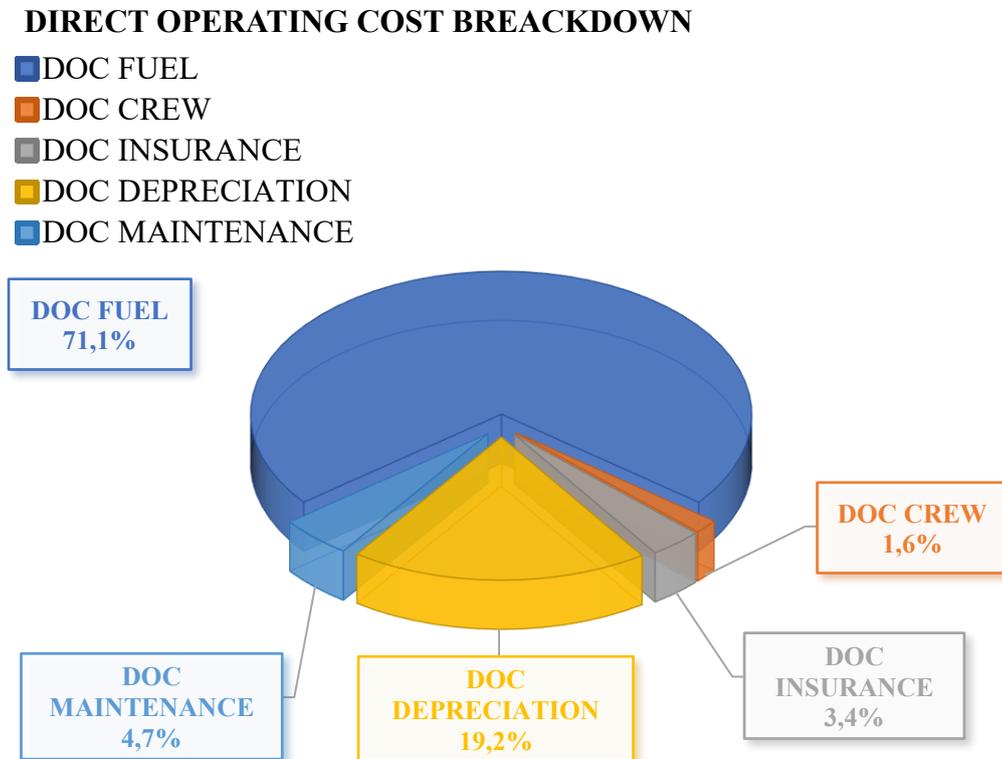


Grafico 44 MR5 Direct Operating Cost Breakdown

Direct Operating Cost Results – Maintenance Cost Breakdown				
DOC Maintenance Item	% DOC _T	% DOC _M	[€/Flight] FY2022	[€/Block Hour] FY2022
Airframe Labour	1,0	21,6	5579	677
Airframe Material	1,7	36,6	9467	1148
ATR Labour	0,6	13,6	3508	425
ATR Material	0,6	12,8	3312	402
DMR Labour	0,1	2,7	685	83
DMR Material	0,6	12,7	3287	399
Total Maintenance Cost	4,7	100,0	25838	3134

Tabella 45 MR5 Direct Operating Cost Results – Maintenance Cost Breakdown

MAINTENANCE COST BREAKDOWN

- DOC M_AF_L
- DOC M_AF_M
- DOC M_TJ_L
- DOC M_TJ_M
- DOC M_RJ_L
- DOC M_RJ_M

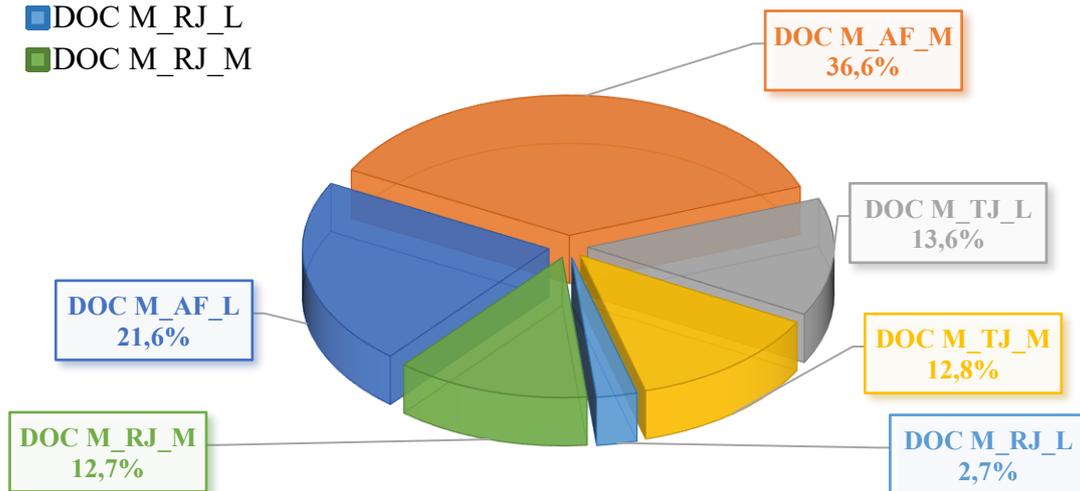


Grafico 45 MR5 Maintenance Cost Breakdown

I costi manutentivi associate all'*Airframe* risultano maggiori rispetto ai costi di manutenzione derivati dalle attività e dal materiale necessari per i sistemi propulsivi. Il grande sforzo manutentivo per garantire l'aeronavigabilità e la sicurezza del volo di progetto complesso ed innovativo gioca un ruolo importante sui costi operativi ed è uno dei costi di maggiore interesse per gli operatori quali le compagnie aeree. Il costo degli ingegneri e dei tecnici di manutenzione aumenta in maniera direttamente proporzionale alle ore di lavoro necessarie e alla retribuzione oraria del personale dedicato. Il costo del materiale è funzione del tempo di operatività dei componenti e quindi dell'usura (fatica) che ne deriva, oltre che al costo del componente stesso.

La Tabella 46 riporta i costi operativi diretti, mostrati in Tabella 44, convertiti in euro per passeggero e per chilometro. Il costo per passeggero è stato eseguito considerando un *load factor* conservativo (suggerito da normativa) pari a 75% ed il *load factor* massimo del 100%. Convertendo ulteriormente questi risultati, andando a dividere per la distanza percorsa lungo la missione eseguita da STRATOFLY MR5, è possibile valutare i costi operativi diretti attraverso due metriche standard utilizzate nel settore aeronautico per analizzare e confrontare il traffico commerciale. In funzione del numero di passeggeri, quindi del *load factor*, vengono definite due metriche differenti: il *Revenue Passenger Kilometers* e l'*Available Seat Kilometers*. Il costo diviso per passeggero e per chilometro rappresenta una figura di merito importante per le compagnie aeree e rende possibile l'analisi e il confronto del velivolo di riferimento con altri velivoli commerciali operanti nel segmento di volo subsonico.

Direct Operating Cost Results – Cost per passenger (seat) & kilometre [FY2022]				
DOC Item	[/passenger] LF = 75%	[/passenger] LF = 100%	[/RPK] LF = 75%	[/ASK] LF = 100%
FUEL	2173	1630	0,114	0,086
CREW	48	36	0,003	0,002
INSURANCE	103	77	0,005	0,004
DEPRECIATION	588	441	0,031	0,023
MAINTENANCE	144	108	0,008	0,006
Total Direct Operating Cost	3056	2292	0,161	0,121

Tabella 46 MR5 Direct Operating Cost Results – Cost per passenger (seat) & kilometre

11.1.8. IOC Results

In questa sezione sono riportati i risultati dei costi operativi indiretti (IOC) del progetto STRATOFly MR5 calcolati attraverso il modello di stima del *Life Cycle Cost* elaborato nella seguente Tesi.

Come mostrato in Tabella 47, i costi operativi indiretti di maggiore entità risultano essere gli oneri di navigazione ed aeroportuali, le spese associate ai servizi offerti ai passeggeri, le spese generali e amministrative e i costi associati alle attrezzature di terra.

I costi operativi indiretti sono fortemente condizionati dalla politica aziendale della compagnia aerea operante. Solitamente, una compagnia aerea che punta ad essere più competitiva, tende a ridurre i costi operativi indiretti perché sono più legati a fattori socioeconomici e non alla progettazione del velivolo.

La ripartizione dei costi operativi indiretti in termini percentuali può essere apprezzata attraverso il Grafico 46.

Indirect Operating Cost Results – IOC Results [FY2022]				
IOC Item	%	[€/Flight]	[€/Block Hour]	[€/passenger] LF = 75%
General and Administrative	16,5	39216	4756	218
Reservation Ticketing Sales and Promotion	17,4	41395	5020	230
Station and Ground	21,0	50110	6077	278
Airport Charges and Air Navigation Charges	19,0	45208	5483	251
Passenger Service and Cabin Attendants	24,5	58251	7065	324
Aircraft Servicing Costs	0,4	908	110	5
Traffic Servicing Costs	1,3	3066	372	17
Total Indirect Operating Cost	100,0	238154	28883	1323

Tabella 47 MR5 Indirect Operating Cost Results – IOC Results

INDIRECT OPERATING COST BREAKDOWN

- General and Administrative
- Reservation Ticketing Sales and Promotion
- Station and Ground
- Airport Charges and Air Navigation Charges
- Passenger Service and Cabin Attendants
- Aircraft Servicing Costs
- Traffic Servicing Costs

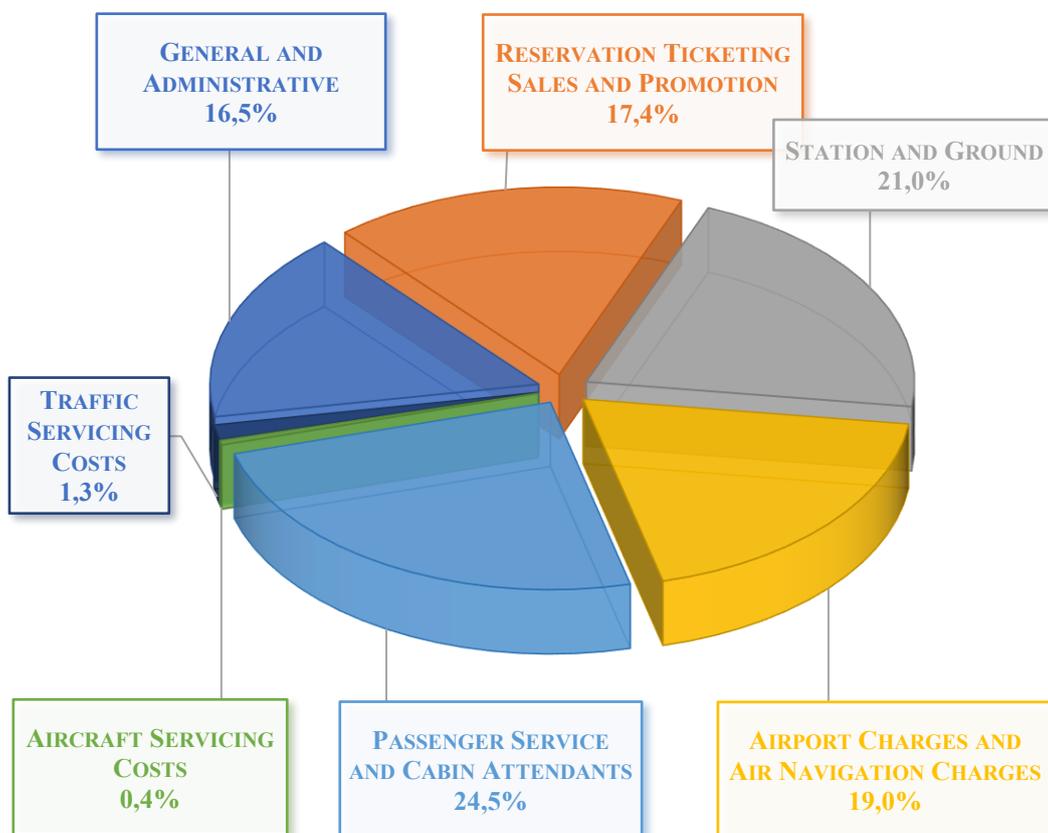


Grafico 46 MR5 Indirect Operating Cost Breakdown

11.1.9. TOC Results

In conclusione, in questa sezione viene mostrato il costo operativo totale (TOC) del progetto STRATOFLY MR5. I costi operativi diretti ed indiretti vengono così sommati, congruentemente alle unità di misura, al fine di ottenere il costo operativo totale del velivolo.

Come mostrato in Tabella 48 e visibile in Grafico 47, il costo operativo diretto risulta essere circa il 70% del costo operativo totale. Questo risultato, confermando le aspettative, deriva dall'elevato costo operativo diretto associato al carburante. Infatti, come mostrato in Grafico 48, il costo del carburante rappresenta circa il 50% del costo operativo totale. I costi operativi indiretti si assestano intorno al 30% dei costi operativi totali e rimangono in linea con i costi operativi indiretti del trasporto commerciale a lungo raggio.

Anche per i TOC si è voluto calcolare il costo per passeggero per chilometro considerando un *load factor* conservativo, quindi considerare il numero di passeggeri paganti ridotto del 25% rispetto ai posti disponibili. È bene precisare che la scelta di un *load factor* inferiore al 100% fornisce la possibilità di confrontare i risultati derivanti con i risultati riferiti a velivoli commerciali subsonici che distribuiscono i passeggeri in più classi e quindi non operano a capienza massima. Inoltre, considerare un *load factor* conservativo permette di sovrastimare i costi associati garantendo un margine operativo utile al management della compagnia aerea.

Total Operational Cost Results – TOC Results [FY2022]					
Operating Cost Item	%	[€/Flight]	[€/Block Hour]	[€/passenger] LF = 75%	[€/RPK] LF = 75%
Direct Operating Cost	69,8	550008	66704	3056	0,16
Indirect Operating Cost	30,2	238154	28883	1323	0,07
Total Operating Cost	100,0	788162	95587	4379	0,23

Tabella 48 MR5 Total Operational Cost Results – TOC Results

TOTAL OPERATING COST BREACKDOWN

- DIRECT OPERATING COST
- INDIRECT OPERATING COST

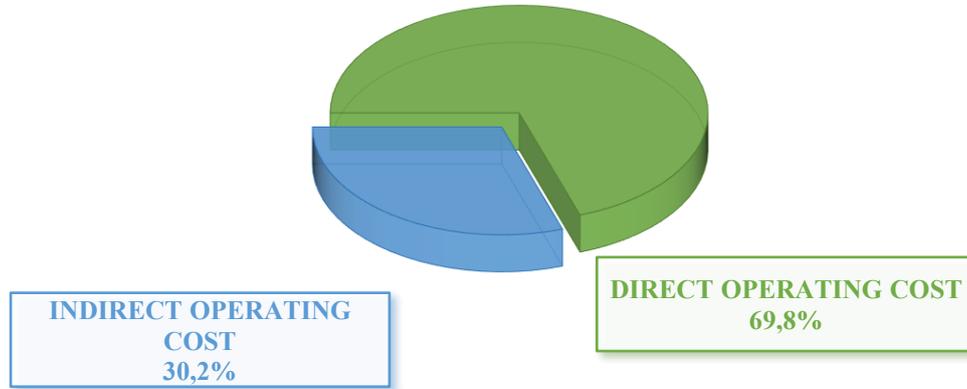


Grafico 47 MR5 Total Operating Cost Breakdown

- DOC FUEL
- DOC CREW
- DOC INSURANCE
- DOC DEPRECIATION
- DOC MAINTENANCE
- INDIRECT OPERATING COST

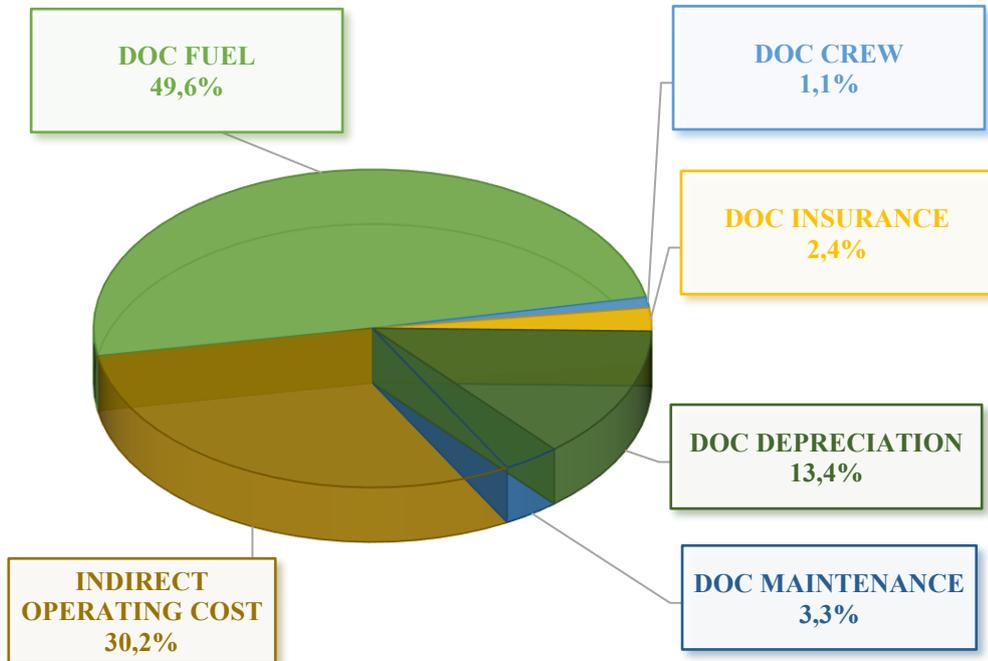


Grafico 48 MR5 Operating Costs breakdown - DOC items & IOC

11.2. Confronto con Caso di Studio STRATOFLY MR3

In questo paragrafo viene presentata la valutazione del *Life Cycle Cost* per il caso di studio STRATOFLY MR3. Applicando il modello di stima, elaborato nella seguente Tesi, al *concept* MR3, vengono calcolati i costi di RDTE, PROD e OPS al fine di valutare l'effetto della variazione della configurazione e quindi di instaurare un confronto con il concept MR5.

11.2.1. RDTE & PROD Inputs

Analogamente a quanto asserito nella sezione 11.1.1, per stimare i costi delle varie categorie del ciclo di vita sono richiesti i valori da associare ai *drivers* e ai coefficienti che compaiono nelle *Cost Estimation Relationships*.

La Tabella 49 e la Tabella 50 riassumono gli *Input Drivers* a livello *Vehicle* e *Subsystem*, forniti dai riferimenti o prelevati dalla letteratura. Gli *Input Parameters* implementati sono stati considerati costanti e quindi invariati rispetto al caso di studio STRATOFLY MR5, presentati in Tabella 35.

Dalle tabelle è possibile constatare che i valori di massa associati al sistema propulsivo nonché la velocità massima operativa dell'ATR rimangono costanti. Il sistema propulsivo delle due configurazioni, MR3 e MR5, è stato ritenuto valido per entrambi i segmenti di volo, infatti, l'attività di re-design ha interessato esclusivamente le geometrie dei condotti di ingresso e scarico dei propulsori per garantire i requisiti aerodinamici e prestazionali.

RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR3	
Mach Number	$Mach$	8	
Maximum Take-off Weight	$MTOW$	400000	kg
Operating Empty Weight	M_{OEW}	200000	kg
Single ATR dry mass	$M_{ET\ dry}$	4000	kg
DMR dry mass	$M_{ER\ dry}$	1400	kg
Engine dry mass	$M_{E\ dry}$	5400	kg
Vehicle dry mass no-engine	$M_{dry\ vehicle\ no-engine}$	174600	kg
ATR maximum operating Speed	v	1190	m/s
Cruise Speed	v_{cr}	2427	m/s
Single Ramjet Thrust	T_{RJ}	510	kN

Tabella 49 MR3 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Vehicle Level

Gli Input Drivers a livello sottosistema, in particolare i drivers del *Thermal Protection System* e del *Thermal and Energy Management System*, sono variati rispetto alla configurazione MR5, essendo correlati alla variazione delle caratteristiche operative del progetto MR3.

RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR3	
Fuel density	ρ_{fuel}	70.85	kg/m ³
Heat Flux	q	1000	kW/m ²
Heat Load	Q	30.6	MJ
Boil-off flow rate	$m_{flow\ rate\ H_2}$	8	kg/s
Power produced by TEMS (Expander Power)	P	15.0	MW

Tabella 50 MR3 RDTE & PROD Cost Estimation Input Drivers @ Subsystem Level

11.2.2. RDTE Comparison Results

La Tabella 51 riporta i risultati dei costi RDTE per STRATOFLY MR3, accostati ai risultati presentati precedentemente per STRATOFLY MR5.

RDTE Cost Estimation results @ Vehicle level [M€ FY2022]		
	Value for STRATOFLY MR5	Value for STRATOFLY MR3
Vehicle (w/o engines)	21414	25289
Low speed Engine	5944	5942
High speed Engine	1035	1035
Combined Cycle Engine	4544	4544
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - No Additional Factors	26994	30867
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - (TRL1 - TRL9)	24143	27608
STRATOFLY MR5 - overall RDTE Cost - (TRL4 - TRL9)	23321	26668

Tabella 51 MR3 RDTE Cost Estimation results compared with MR5 @ Vehicle level

RDTE Cost Estimation results @ Subsystem Level [M€ FY2022]				
	Value for STRATOFly MR5		Value for STRATOFly MR3	
Subsystem costs calculated by CERs				
Propellant Subsystem	0,4 %	107,8	0,4 %	128,6
Thermal Protection Subsystem (TPS)	2,8 %	754,7	2,9 %	895,1
Thermal and Energy Management Subsystem (TEMS)	0,2 %	52,0	0,2 %	55,9
Other Subsystem by PRICE-H				
Integration	18,1 %	4878,3	17,8 %	5494,4
Structure	47,8 %	12908,3	47,1 %	14538,6
Landing Gear	0,4 %	109,6	0,4 %	123,5
Environmental Control Subsystem (ECS)	1,6 %	438,5	1,6 %	493,9
Ice Protection Subsystem (IPS)	0,5 %	137,0	0,5 %	154,3
Fire Protection Subsystem (FPS)	0,6 %	164,4	0,6 %	185,2
Flight Control Subsystem (FCS)	2,2 %	602,9	2,2 %	679,1
Avionic Subsystem	0,7 %	191,8	0,7 %	216,1
Electrical Power Subsystem (EPS)	2,6 %	712,6	2,6 %	802,6
Water Subsystem	0,4 %	109,6	0,4 %	123,5
Oxygen Subsystem	0,4 %	109,6	0,4 %	123,5
Lights Subsystem	0,2 %	54,8	0,2 %	61,7
Furnishing	0,3 %	82,2	0,3 %	92,6
Vehicle (w/o engines)	79,3 %	21414	81,9 %	25289

Tabella 52 MR3 RDTE Cost Estimation results compared with MR5 @ Subsystem Level

La voce di costo che determina la differenza di costo totale di RDTE è quella associata alla cellula con i sottosistemi (*Vehicle w/o engines*), superando i venticinque miliardi di euro e

rappresentando circa l'82% del costo totale di ricerca e sviluppo. Come già esposto, il sistema propulsivo del concept MR3 è stato mantenuto anche per il progetto MR5. Per tale motivo, essendo le CERs associate al sistema propulsivo dipendenti da *drivers* e parametri mantenuti costanti, i costi di RDTE delle configurazioni propulsive risultano identici per entrambi i progetti.

Anche in questo caso viene riportato il costo di sviluppo complessivo (*overall*) del velivolo. Analogamente a quanto visto in precedenza, questo viene calcolato tramite la *CER Core* escludendo l'applicazione dei parametri addizionali, per poi integrare tali parametri e considerare l'influenza del livello di prontezza tecnologica del progetto (TRL). Considerando l'attuale livello medio di prontezza delle tecnologie, il costo totale di RDTE per STRATOFLY MR5 risulta inferiore di oltre tre miliardi di euro rispetto a STRATOFLY MR3, equivalente ad una riduzione assoluta del 12.5%.

La Tabella 52 confronta i risultati RDTE a livello sottosistema delle due configurazioni. È possibile notare che i costi dei sottosistemi calcolati attraverso le CERs dedicate risultano maggiorati per il velivolo MR3. Questi risultati rispecchiano l'aumento dei valori associati al carico termico e alla potenza prodotta dal TEMS, nonché all'aumento del peso operativo a vuoto del velivolo. Tuttavia, rapportando questi valori al costo totale, è possibile osservare una certa congruenza in termini percentuali.

11.2.3. PROD Comparison Results

La Tabella 53 e la Tabella 54 riportano i risultati dei costi PROD per STRATOFLY MR3, accostati ai risultati presentati precedentemente per STRATOFLY MR5.

PROD Cost Estimation results @ Vehicle level [M€ FY2022]		
	Value for STRATOFLY MR5	Value for STRATOFLY MR3
Vehicle (w/o engines)	856,4	1403,6
Low speed Engine	83,5	83,5
High speed Engine	20,0	18,9
Combined Cycle Engine	81,1	80,8
STRATOFLY MR5 - overall PROD Cost – Theoretical First Unit (TFU)	1207,5	1689,3

Tabella 53 MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ Vehicle level

Nello specifico, si può concludere che il costo della cellula con i sottosistemi della configurazione MR5 corrisponde al 61% del costo della stessa della configurazione MR3, corrispondente ad un risparmio di oltre 547 Mln di euro. Tale riduzione rispecchia la differenza di peso operativo a vuoto e del Mach di volo (*drivers* presenti nella CER) tra le due configurazioni. Inoltre, essendo il costo del sistema propulsivo ad alta velocità funzione della spinta in crociera del Ramjet, il costo associato al DMR risulta leggermente inferiore per il velivolo MR3.

La Tabella 54 mostra i costi di produzione della prima unità teorica evidenziando la scomposizione a livello sistema (*Vehicle*) di STRATOFly MR3 e MR5. Il costo di produzione della prima unità teorica del velivolo MR3 risulta maggiore di circa 480 Mln di euro corrispondenti al 40% del totale.

PROD Cost Estimation results @ Theoretical First Unit [M€ FY2022]		
	Value for STRATOFly MR5	Value for STRATOFly MR3
ATR Engine Set	486,8	484,6
DMR Engine	19,9	18,9
Vehicle (w/o engines)	856,4	1403,6
STRATOFly MR5 - No Additional Factors - Theoretical First Unit (TFU)	1363,2	1907,1

Tabella 54 MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ TFU

PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced [M€ FY2022]				
	Value for STRATOFly MR5		Value for STRATOFly MR3	
Unit Produced	Vehicle (w/o engines)	Overall PROD Cost	Vehicle (w/o engines)	Overall PROD Cost
TFU	856,37	1207,49	1403,64	1689,35
2° Unit	727,92	1026,37	1193,09	1435,94
3° Unit	661,90	933,29	1084,89	1305,72
5° Unit	587,19	827,94	962,43	1158,34
10° Unit	499,11	703,75	818,07	984,59
25° Unit	402,62	567,70	659,91	794,24
50° Unit	342,23	482,54	560,93	675,10
100° Unit	290,89	410,16	476,79	573,84
Average Cost per Unit	374,70	528,32	614,15	739,15

Tabella 55 MR3 & MR5 PROD Cost as function of Aircraft Unit Produced

PROD Cost Estimation results @ Subsystem Level [M€ FY2022]				
	Value for STRATOFly MR5		Value for STRATOFly MR3	
Subsystem costs calculated by CERs				
Propellant Subsystem	1,6 %	22,2	1,3 %	24,2
Thermal Protection Subsystem (TPS)	0,9 %	12,0	0,6 %	12,4
Thermal and Energy Management Subsystem (TEMS)	2,6 %	35,4	2,0 %	37,7
Other Subsystem by PRICE-H				
Integration	1,6 %	21,7	2,1 %	40,0
Structure	37,4 %	509,2	49,2 %	938,3
Landing Gear	0,6 %	8,3	0,8 %	15,3
Environmental Control Subsystem (ECS)	1,8 %	24,8	2,4 %	45,8
Ice Protection Subsystem (IPS)	0,5 %	7,2	0,7 %	13,3
Fire Protection Subsystem (FPS)	0,2 %	2,1	0,2 %	3,8
Flight Control Subsystem (FCS)	1,7 %	22,8	2,2 %	42,0
Avionic Subsystem	0,6 %	8,3	0,8 %	15,3
Electrical Power Subsystem (EPS)	12,8 %	173,9	16,8 %	320,4
Water Subsystem	0,1 %	1,0	0,1 %	1,9
Oxygen Subsystem	0,5 %	6,2	0,6 %	11,4
Lights Subsystem	0,1 %	1,0	0,1 %	1,9
Furnishing	>0,1 %	0,1	>0,1 %	0,2
Vehicle (w/o engines)	62,8 %	856,4	73,6 %	1403,6

Tabella 56 MR3 PROD Cost Estimation results compared with MR5 @ Subsystem Level

La Tabella 55 valuta l'impatto della riduzione del costo di produzione dovuta all'apprendimento e, di conseguenza, all'aumento di efficienza del processo produttivo, utilizzando un *learning factor* pari a 0.85. Infatti, vengono riportati i costi di produzione della cellula con i sottosistemi e dell'intero velivolo di alcune unità selezionate fino all'ultima unità prodotta (supponendo un volume di produzione di cento unità). Infine, viene calcolato il costo medio.

La Tabella 56 riassume i costi di produzione delle due configurazioni a livello sottosistema. Come per i costi RDTE, i sottosistemi di STRATOFLY MR3 risultano maggiori ma in termini percentuali congruenti. Il costo di produzione associato alla struttura attesta un incremento dell'85%. Questo è facilmente riconducibile alle dimensioni originarie del progetto MR3.

11.2.4. DOC & IOC Inputs

In questa sezione vengono presentati gli input utili per il calcolo dei costi operativi diretti ed indiretti del progetto STRATOFLY MR3, riportati in Tabella 57.

Anche per STRATOFLY MR3 è importante specificare che i costi medi, *Average Costs*, della cellula con i sottosistemi e delle due configurazioni propulsive, nonché input per i costi operativi diretti, sono stati calcolati attraverso i risultati presentati nelle sezioni precedenti.

Per semplicità espositiva, avendo mantenuto costanti i parametri addizionali presenti delle CERs dei costi operativi diretti ed indiretti, viene omessa la tabella di presentazione degli *Input Parameters*, rimandando alla Tabella 43 presente nel paragrafo 11.1.6.

DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers			
Input Drivers		Value for STRATOFLY MR5	
Payload Weight	W_{PL}	33000	kg
Available Seat	pax	300	
Available Fuel Weight	W_{fT}	180000	kg
Airframe Weight	W_{AF}	161000	kg
Avionic System Weight	W_{AV}	600	kg
Operational Range	R_T	19000	km
Flight Time	t_F	3.40	hr
Block Time	t_B	4.08	hr
Block Speed	V_B	1294	m/s
Cruise Speed	V_{CR}	2427	m/s
ATR Thrust per engine (SL)	T_{TJ}	287	kN
Lift to Drag ratio	$\frac{L}{D}$	6.50	
Average Vehicle Cost	C_{HST}	989.87	M€ FY2022
Average ATR Cost	C_{TJ}	81.78	M€ FY2022
Average DMR Cost	C_{RJ}	18.72	M€ FY2022
Fuel Cost	C_f	5.20	€/kg

Tabella 57 MR3 DOC & IOC Cost Estimation Input Drivers

11.2.5. DOC Comparison Results

In questa sezione sono riportati i risultati dei costi operativi diretti (DOC) del progetto STRATOFLY MR3, accostati ai risultati presentati precedentemente per STRATOFLY MR5.

I costi operativi, in particolare quelli diretti, impattano vistosamente sulla competitività del progetto e quindi sul successo commerciale che il velivolo potrebbe in futuro riscuotere. Infatti, le compagnie aeree tendono ad esaminare e controllare in maniera approfondita i costi operativi cercando di accrescere il margine di guadagno derivante dalla vendita dei biglietti, o più in generale dai servizi offerti. Per tale motivo il confronto operativo in termini economici tra le due configurazioni potrebbe determinare delle previsioni circa il successo commerciale dei

progetti e quindi avviare delle analisi di *trade-off* che aiutino i progettisti ed i costruttori a scegliere il progetto sul quale investire e procedere nella progettazione e nella successiva realizzazione.

La Tabella 58 riporta i costi operativi diretti per entrambe le configurazioni, raggruppati nelle cinque macrocategorie di costo come descritto nel modello. I DOC in Tabella 58 vengono espressi in €/flight, €/block hour e in termini percentuali rispetto al costo operativo diretto totale.

Analizzando i risultati si può concludere che il costo del carburante associato alla missione di riferimento, compiuta dalla configurazione MR3, sia aumentato circa del 60% rispetto al costo del carburante associato alla missione svolta dalla configurazione MR5. In questo caso, il costo del carburante rappresenta circa il 76% del totale operativo diretto. Come facilmente riscontrabile dalla CER del *Fuel DOC*, il costo del carburante è direttamente proporzionale al rapporto tra la massa di carburante necessaria per la missione e la massa al decollo del velivolo.

Il costo dell'equipaggio per ora di blocco (*block hour*) rimane costante pertanto il costo per volo associato all'equipaggio della configurazione MR3 è inferiore del 10% rispetto a MR5.

I costi di *Insurance* e *Depreciation*, a parità di *Insurance Rate* e *Depreciation Life*, risultano superiori per STRATOFLY MR3. L'aumento in valore assoluto dei costi considerati è attribuibile sommariamente all'aumento dell'*Acquisition Cost* del velivolo e dei sistemi propulsivi.

Infine, anche il costo operativo associato alla manutenzione del velivolo, condensando tutte le voci di costo manutentive (*Labour e Material*) associate alle varie componenti a livello sistema, tende a crescere in valore assoluto.

Direct Operating Cost Results – DOC Results [FY2022]						
DOC Item	Value for STRATOFLY MR5			Value for STRATOFLY MR3		
	%	[€/Flight]	[€/Block Hour]	%	[€/Flight]	[€/Block Hour]
Fuel	71,1	391140	47437	75,8	628618	95933
Crew	1,6	8653	1049	0,8	6877	1049
Insurance	3,4	18572	2252	3,0	24844	3791
Depreciation	19,2	105805	12832	16,9	140323	21415
Maintenance	4,7	25838	3134	3,4	28546	4356
Total Direct Operating Cost	100,0	550008	66704	100,0	829208	126545

Tabella 58 MR3 Direct Operating Cost Results compared with MR5 – DOC Results

Il costo operativo totale di STRATOFLY MR3 risulta essere circa 126 k€ per ora di blocco, che si traduce in un incremento di quasi 90% sul costo orario della configurazione MR5.

Sicché, il costo operativo diretto totale per effettuare la missione risulta circa 829 k€, ovvero un incremento del 50% rispetto al costo per volo svolto dalla configurazione MR5.

In Tabella 59 vengono riportati i costi operativi diretti per passeggero per chilometro, riferendosi ad un numero di passeggeri imbarcati corrispondenti ad un *load factor* del 75%. Dalla seguente tabella si può concludere che il costo operativo diretto totale per passeggero per chilometro, per STRATOFly MR5, è inferiore di circa 20% rispetto a rispettivo per MR3.

Direct Operating Cost Results – Cost per passenger & kilometre [FY2022]				
DOC Item	Value for STRATOFly MR5		Value for STRATOFly MR3	
	[€/passenger] LF = 75%	[€/RPK] LF = 75%	[€/passenger] LF = 75%	[€/RPK] LF = 75%
Fuel	2173	0,114	2794	0,147
Crew	48	0,003	31	0,002
Insurance	103	0,005	110	0,006
Depreciation	588	0,031	624	0,033
Maintenance	144	0,008	127	0,007
Total Direct Operating Cost	3056	0,161	3685	0,194

Tabella 59 MR3 Direct Operating Cost Results compared with MR5 – Cost per passenger & kilometre

11.2.6. IOC Comparison Results

In questa sezione vengono riassunti i risultati associati ai costi operativi indiretti per i casi di studio in esame.

La Tabella 60 riporta i risultati dei costi operativi indiretti per i progetti MR3 e MR5.

I costi operativi indiretti, come espresso precedentemente, sono direttamente proporzionali al numero di passeggeri imbarcati o al numero di posti disponibili moltiplicati per i chilometri percorsi durante la missione (RPK o ASK). A parità di *operational range*, essendo il *payload* del progetto MR3 maggiore di quello della configurazione MR5, quindi la capacità di passeggeri, i costi operativi indiretti del progetto Mach 8 risultano superiori. Tuttavia, le percentuali delle singole voci di costo rapportate al costo operativo indiretto totale si mantengono costanti. Anche i costi per passeggero per chilometro restano costanti essendo derivate dal rapporto del costo per volo per il numero di passeggeri.

Indirect Operating Cost Results – IOC Results [FY2022]				
	Value for STRATOFLY MR5		Value for STRATOFLY MR3	
IOC Item	[€/Flight]	[€/Block Hour]	[€/Flight]	[€/Block Hour]
General and Administrative	39216	4756	49020	7481
Reservation Ticketing Sales and Promotion	41395	5020	51744	7897
Station and Ground	50110	6077	62637	9559
Airport Charges and Air Navigation Charges	45208	5483	56510	8624
Passenger Service and Cabin Attendants	58251	7065	72814	11112
Aircraft Servicing Costs	908	110	908	139
Traffic Servicing Costs	3066	372	3832	585
Total Indirect Operating Cost	238154	28883	297466	45396

Tabella 60 MR3 Indirect Operating Cost Results compared with MR5 – IOC Results

11.2.7. TOC Comparison Results

L'ultima analisi, presentata in questa sezione, tratta i costi operativi totali per i casi di studio in esame, riportati in Tabella 61.

I costi operativi totali per il progetto MR3 superano il milione di euro a volo e i 170 k€ per ora di blocco. I costi operativi diretti rappresentano circa il 74% del costo operativo totale, di cui il 56% corrisponde al costo del carburante.

Infine, si può constatare che, svolgendo la stessa missione di riferimento, il costo operativo totale per passeggero per chilometro del progetto STRATOFLY MR5 è inferiore del 12% rispetto al corrispettivo del progetto MR3. Premettendo le considerazioni sui costi operativi indiretti, il risparmio derivato è unicamente funzione del costo operativo diretto ed in gran parte attribuibile alla quota parte riservata al *Fuel*. Il vantaggio che ne deriva può essere determinate per le compagnie aeree al fine di proporre un prezzo del biglietto conveniente e competitivo.

Nel capitolo finale saranno confrontati i costi analizzati con i dati dell'aviazione commerciale subsonica provenienti dalla letteratura. Inoltre, sarà valutato il costo operativo totale al variare del *Fuel Cost*. Per concludere, sarà proposta una procedura di stima del *Ticket Price* per poter confrontare e valutare la competitività in termini di costo e tempo di trasferimento del segmento commerciale ipersonico rispetto ai voli commerciali convenzionali.

Total Operational Cost Results – TOC Results [FY2022]					
Operating Cost Item	%	[€/Flight]	[€/Block Hour]	[€/passenger] LF = 75%	[€/RPK] LF = 75%
Value for STRATOFLY MR5					
Direct Operating Cost	69,8	550008	66704	3056	0,16
Indirect Operating Cost	30,2	238154	28883	1323	0,07
Total Operating Cost	100,0	788162	95587	4379	0,23
Value for STRATOFLY MR3					
Direct Operating Cost	73,6	829184	126541	3685	0,19
Indirect Operating Cost	26,4	297466	45396	1322	0,07
Total Operating Cost	100,0	1126650	171937	5007	0,26

Tabella 61 MR3 Total Operational Cost Results compared with MR5 – TOC Results

12. Conclusioni

Il presente lavoro di Tesi è un tentativo di valutazione del costo del ciclo di vita di un velivolo ipersonico da trasporto passeggeri concepito per operare rotte antipodali sfruttando come carburante l'idrogeno liquido.

La valutazione economica del ciclo di vita di un progetto aerospaziale, iniziata già durante la fase di *conceptual design*, permette di allocare, gestire e controllare le risorse economiche e finanziarie per garantire il successo commerciale del progetto. Infatti, nei moderni processi di progettazione, il costo di acquisizione del velivolo e i costi sostenuti durante la sua vita operativa sono considerati variabili di progetto, sicché essi vengono valutati parallelamente ai requisiti fisici e prestazionali. Inoltre, l'aumento del traffico aereo previsto nei prossimi anni e l'obiettivo mondiale di decarbonizzazione del settore aeronautico rendono necessaria la progettazione di velivoli capaci di soddisfare il mercato commerciale e di minimizzare le emissioni inquinanti.

Il ciclo di vita di un prodotto aeronautico viene quindi presentato attraverso la scomposizione proposta da Roskam, essendo questa molto generale e quindi applicabile a tutti i segmenti di volo. Le varie fasi che compongono il ciclo di vita vengono associate alle rispettive voci di costo, costituendo quattro macrocategorie sulle quali viene costruito il modello di stima: costo di ricerca, sviluppo, valutazione e testing (RDTE), costo di produzione (PROD), costo operativo (OPS) e costo di dismissione (DISP).

Dopo aver definito l'*Aircraft Program* e le voci di costo ad esso associate, viene fornita una panoramica sul processo di stima dei costi e sui diversi metodi esistenti. I metodi di stima sono stati presentati illustrando i vincoli di applicabilità e il grado di dettaglio e di affidabilità dei risultati. Al termine del capitolo viene selezionato il metodo di stima parametrico. Si ritiene infatti che la stima parametrica sia la metodologia ottimale per calcolare il costo del ciclo di vita del velivolo di riferimento analizzato nel presente lavoro di Tesi. La scelta del metodo viene presentata soffermandosi sui criteri utilizzati per la selezione e i risultati attesi dal processo di calcolo.

Il lavoro prosegue con l'analisi del segmento di volo ipersonico, cercando di osservare e discutere le peculiarità fisiche e tecnologiche del campo di moto e lo stato dell'arte dei progetti esistenti. In questo contesto vengono presentati i progetti europei inerenti al volo sostenibile ad alta velocità, in particolare il progetto STRATOFly, dal quale deriva il velivolo MR3 e la configurazione scalata MR5, oggetto della presente Tesi.

Sfruttando il *background* fornito dal Politecnico di Torino, la costruzione del modello di stima dei costi consiste nell'assemblare diversi modelli di stima esistenti, formulati sia per il settore aeronautico che per quello spaziale, soffermandosi su quali voci di costo questi siano applicabili, i vincoli da osservare durante la stima e le variabili da valutare (*drivers e parameters*) al fine di produrre risultati attendibili.

Per la stima dei costi di RDTE e PROD sono state selezionate le relazioni del metodo TRANSCOST. Queste sono state aggiornate attraverso un processo di regressione partendo da un *database* contenente dati di costo di velivoli non presenti nel modello originale. Inoltre, al fine di aumentare il livello di granularità della stima, sono state elaborate alcune relazioni aggiuntive che prevedessero il costo di sottosistemi peculiari del velivolo di riferimento, oltre all'utilizzo di un software commerciale che restituisse le percentuali dei sottosistemi rimanenti. La stima dei costi operativi diretti è stata elaborata sfruttando il metodo NASA modificato da Repic et al., mentre, i costi operativi indiretti sono stati calcolati sfruttando alcune relazioni fornite da IATA e ICAO.

Sono quindi presentate tutte le *Cost Estimating Relationships*, le variabili in esse presenti e gli andamenti delle stesse al variare dei principali *drivers*. Inoltre, le equazioni sono state validate analizzando lo scostamento dei risultati prodotti rispetto ai dati di costo presenti del *database* su cui si basa la regressione.

Prima di applicare il modello di stima al velivolo di riferimento, risulta essere fondamentale valutare i *cost drivers* per il caso di studio, riportando e giustificando i valori selezionati e le possibili variazioni o incertezze. Inoltre, l'applicazione del modello di stima dei costi è agevolata dalla costruzione di un script MATLAB che restituisce in output, oltre ai valori di costo, delle tabelle e dei grafici utili per la presentazione dei risultati.

A conclusione del lavoro di Tesi svolto, vengono riportati i risultati per il velivolo STRATOFLY MR5 e successivamente, al fine di istituire un confronto, il modello di stima è stato applicato alla configurazione originaria, STRATOFLY MR3.

La presente ricerca prova a evidenziare quanto sia importante stimare i costi associati al ciclo di vita di un velivolo ipersonico. Essendo un progetto altamente innovativo e complesso, la valutazione dei costi potrebbe agevolare l'attività di progettazione e la definizione della missione dalla quale dipende la vita operativa del velivolo. I risultati prodotti potrebbero altresì efficientare l'allocazione delle risorse economiche e la distribuzione temporale durante le fasi di progettazione preliminare e di dettaglio e durante il processo di fabbricazione del velivolo. Guardando ai risultati concernenti i costi operativi, la stima prodotta risulterebbe utile agli operatori, come le compagnie aeree, per valutare i profitti e i rischi finanziari, e quindi la successiva competitività sul mercato e il successo del programma. Infine, avendo a disposizione una popolazione statistica limitata, i risultati prodotti potrebbero essere considerati come elementi aggiuntivi per la costruzione di un *database* sul quale basare un nuovo modello di stima per velivoli del segmento di volo comparabile a quello del velivolo di riferimento, innescando un processo iterativo che possa ridurre l'incertezza e aumentare l'affidabilità della stima.

Le nuove formulazioni parametriche per la stima dei costi di ricerca, sviluppo e produzione, implementate nel presente lavoro di Tesi, vanno oltre le metodologie allo stato dell'arte disponibili in letteratura. Queste, infatti, integrano parametri di progettazione ed operativi come *drivers* di costo, come la velocità massima del velivolo, le velocità operative massime dei motori, i flussi di calore massimi, il tipo di propellente usato, etc. Inoltre, forniscono una prima stima dei costi di ogni sottosistema di bordo, compresi i motori a ciclo combinato e i sottosistemi multifunzionali. La singolarità del modello di stima è data dalla capacità di stimare il costo di sviluppo sulla base dell'attuale livello di prontezza tecnologica e il costo di produzione in funzione del volume di produzione, considerando un fattore di apprendimento nel processo produttivo.

Il costo di ricerca e sviluppo, valutazione e testing (RDTE) è dominato dal costo associato alla cellula comprensiva dei sottosistemi, risultando circa l'80% del totale. L'onerosità dello sviluppo strutturale deriva dalla configurazione *wave rider* del velivolo, dalla complessa integrazione del sistema propulsivo all'interno della struttura e dai requisiti fisici derivati dal campo di volo ipersonico. Una percentuale importante del costo di sviluppo è rappresentata dall'integrazione dei sistemi. L'utilizzo di idrogeno liquido comporta la progettazione di un sistema carburante molto complesso, integrato in tutta la struttura del velivolo, di un sistema di protezione termica e di gestione energetica altamente integrato, capace di sfruttare le caratteristiche fisiche e chimiche del carburante per garantire il raffreddamento della struttura e della cabina passeggeri. Infine, la tecnologia propulsiva, in particolare il ciclo combinato, richiede importanti risorse economiche per ottemperare alle peculiari attività di testing.

In modo analogo alla fase di sviluppo, la produzione della cellula (*Vehicle*) impegna circa il 63% delle risorse economiche necessarie per la realizzazione dell'intero velivolo. Anche in questo caso, il costo di produzione della cellula con i sottosistemi è dominato dal costo di produzione delle componenti strutturali che devono fronteggiare carichi aerodinamici nettamente superiori a quelli risultanti su velivoli commerciali subsonici. Il costo di produzione del sistema propulsivo, composto da sei unità *Air Turbo Rocket* e l'unità *Dual Mode Ramjet*, rappresenta una percentuale rilevante se rapportata al costo di produzione totale del velivolo. Il ciclo combinato rappresenta la spesa maggioritaria essendo un propulsore che incorpora sia un sistema *turbojet* sia un sistema *rocket*.

Per quanto riguarda i costi operativi, si pone in risalto il seguente aspetto, ovvero come la voce di costo più consistente sia quella associata al carburante. In proposito, è opportuno sottolineare che attraverso il nuovo modello di stima utilizzato, il costo del carburante viene semplicemente correlato al costo per unità di peso che quest'ultimo ha sul mercato e non alla sua tipologia. È importante osservare che per questo tipo di velivolo il costo della manutenzione è estremamente elevato. Essendo i velivoli ipersonici per loro natura soggetti a carichi aerodinamici, meccanici e termici molto più elevati rispetto ai velivoli subsonici, il loro utilizzo risulta ridotto in quanto dovranno essere sottoposti a molte più ore di manutenzione con implicazioni molto onerose sia in termini di costi di manutenzione che in termini di costi di ammortamento. Discorso analogo, ma di impatto decisamente minore, può svolgersi circa il costo relativo alle assicurazioni, anche se tale tipologia di costo è ancora una volta fortemente legata a fattori esterni più strettamente legati a particolari polizze che vengono stipulate tra assicurazioni e vettori di linea.

Mediante il confronto tra le due configurazioni è possibile evidenziare gli aspetti vantaggiosi dal punto di vista tecno-economico del progetto STRATOFLY MR5. Infatti, lo sviluppo della configurazione MR5 risulta inferiore del 12,5% rispetto alla configurazione MR3, mentre la riduzione del costo di produzione in termini percentuali risulta circa il 28,5%. La riduzione percentuale riferita al costo medio di acquisizione delle due configurazioni si assesta intorno al 23%. Intuitivamente, questa percentuale rispecchia il fattore di *scaling* utilizzato durante l'attività di re-design del velivolo MR3 che ha prodotto la configurazione MR5. A parità di missione di riferimento, i costi operativi diretti sostenuti dalla configurazione MR5 sono risultati inferiori del 33% circa, in gran parte rappresentato dalla diminuzione di carburante necessario. Questo aspetto potrebbe essere valutato in un'analisi di *trade-off* considerando l'aumento del tempo di missione di circa un'ora e dieci minuti e la diminuzione del *payload* di sessanta passeggeri. L'analisi costi-benefici potrebbe essere fortemente influenzabile dalle esigenze commerciali della compagnia aerea, dalla domanda e dal tipo di clientela intercettabile. Infine, da non trascurare è il guadagno sull'impatto ambientale derivante dalla diminuzione della quantità di vapore acqueo, nonché gas serra, rilasciato in atmosfera alla quota di crociera.

Per concludere, i due casi di studio analizzati dimostrano la flessibilità del modello di stima per affrontare diverse configurazioni di velivoli, fornendo risultati affidabili. Eventuali lavori futuri potrebbero essere focalizzati sull'aggiornamento delle equazioni riferite alle diverse architetture sistema propulsivo, nonché sulla caratterizzazione dei costi associati alla cellula e ai relativi sottosistemi. Potrebbe essere significativo indagare sul livello di prontezza tecnologica dei singoli sistemi ed integrare queste informazioni nel calcolo dei costi di sviluppo.

12.1. Confronto con gli attuali velivoli subsonici

La Tabella 62 mostra il confronto tra il costo di sviluppo, di produzione e operativo di progetti commerciali subsonici lungo raggio rispetto alle stesse voci di costo per le configurazioni analizzate. I velivoli sono stati selezionati considerando la missione svolta ed il numero di passeggeri imbarcabili, nonostante siano stati progettati in contesti storici e geografici differenti. Dai dati riportati, considerati molto approssimati e affetti da incertezza, è possibile concludere che i costi di sviluppo di nuovi velivoli *widebody* che operano rotte a lungo raggio risultano tra loro comparabili mentre i costi di acquisizione delle configurazioni STRATOFLY risultano raddoppiati.

L'ultima colonna della Tabella 62 mostra il costo operativo totale espresso in euro per passeggero per miglio, ovvero *Available seat miles* (ASM). I dati riportati sono stati reperiti dal riferimento [75] attraverso il grafico mostrato in Figura 68. Questi vengono calcolati per un prezzo del carburante (Jet A-1) al di sopra del valore di mercato nominale (poco superiore a 1.03 €/kg). Per le configurazioni STRATOFLY sono stati calcolati i costi operativi, con l'unità di misura congruente, considerando il costo nominale dell'idrogeno liquido utilizzato per la stima, 5.20 €/kg, e il costo di un ipotetico scenario futuro a lungo termine con l'impiego del 100% di energia rinnovabile, come espresso nel paragrafo 10.11 in Tabella 42, ovvero 1.31 €/kg (1.15 €/kg + 0.16 €/kg per *storage* e trasporto). Per concludere, pur considerando il costo minimo dell'idrogeno liquido in un ipotetico scenario futuro, i costi operativi per passeggero per miglio del progetto STATOFLY risultano superiori a quelli di un velivolo commerciale subsonico.

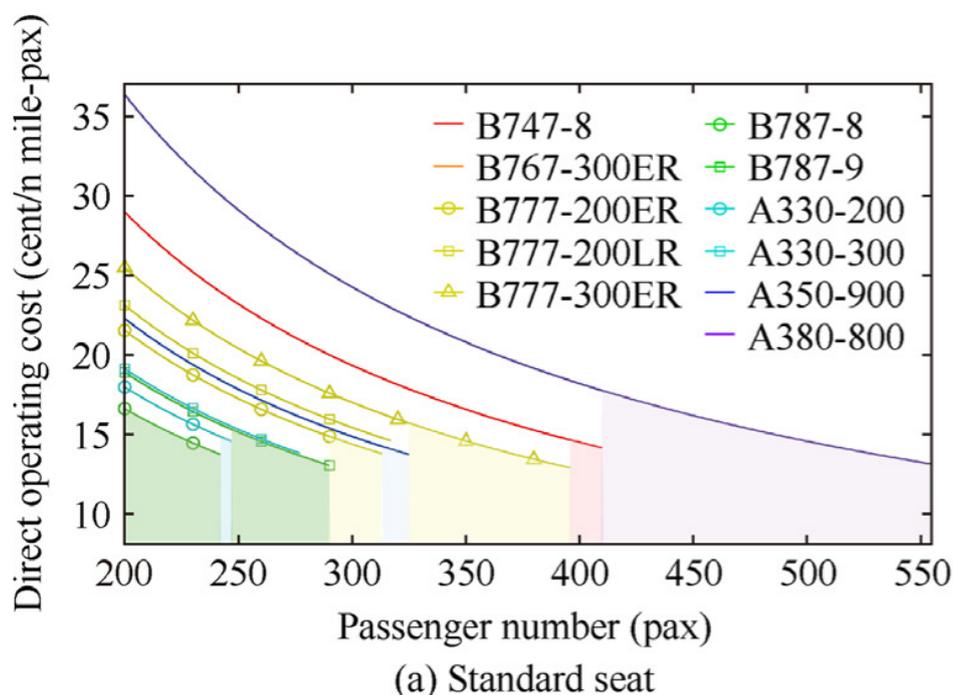


Figura 68 DOC per n mile-pax (very long range, high fuel price)

Development, Acquisition and Operating Costs of New Aircraft Programs			
New Designs Aircraft			
Aircraft Model	RDTE Cost [(M€ FY2012) M€ FY2022]	Acquisition Cost [M€ FY2022]	Operating Cost [€/ASM]
B777	(7800) 9943	410.2	0.135
B787	(32000) 40790	338.4	0.130
B747	(5500) 7010	418	0.145
A350	(15200) 19375	366.5	0.140
A380	(16100) 20523	445.6	0.135
Case Studies (estimated values)			
STRATOFLY MR5	24143	761.5	0.315 (Fuel Price 5.2 €/kg) 0.201 (Fuel Price 1.31 €/kg)
STRATOFLY MR3	27608	989.9	0.371 (Fuel Price 5.2 €/kg) 0.213 (Fuel Price 1.31 €/kg)

Tabella 62 Development, Acquisition and Operating Costs of New Aircraft Programs

12.2. Stima del prezzo del biglietto

In ultima analisi, sfruttando la stima del costo di acquisizione e del costo operativo totale, è possibile stimare il prezzo del biglietto (statico). Per poter formulare il prezzo del biglietto è necessario ipotizzare un margine di guadagno che simuli i ricavi della compagnia aerea e un *Load Factor* di riferimento, come visibile in Eq. (75).

$$Ticket Price = \frac{TOC + Profit}{(Available Seat) \cdot LF} \quad (75)$$

Rimanendo conservativi e coerenti con la dei costi operativi, è stato mantenuto un *Load Factor* pari al 75%. Invece, il profitto è stato assunto pari al 12.2% lordo del costo operativo totale, ovvero, il 10% netto per il 22% di oneri fiscali. I risultati sono mostrati in Tabella 63.

Ticket Price for STRATOFLY MR5 & MR3 [FY 2022]	
Aircraft Model	Ticket Price
STRATOFLY MR5	4913
STRATOFLY MR3	5618

Tabella 63 Ticket Price for STRATOFLY MR5 & MR3

Supponendo di operare la stessa missione (Bruxelles - Sydney) con le attuali compagnie aeree (effettuando almeno uno scalo), i prezzi dei biglietti calcolati per le configurazioni STRATOFLY risultano essere non competitivi se confrontati con quelli in *Economy Class* che, consultando un normale motore di ricerca, sono in una fascia di prezzo compresa tra 850 € e 1200 €. Tuttavia, risultano altamente competitivi se confrontati con biglietti di *Business Class* o *First Class* che sono in una fascia di prezzo compresa tra 4500 € e 6500€. Infine, oltre a confrontare i prezzi per stabilire la competitività del progetto, bisognerebbe evidenziare la possibilità da parte del cliente di effettuare un volo diretto in un tempo di volo di circa 3 ore e 24 minuti per MR3 e 4 ore e 20 min per MR5, rispetto alle 22 ore e 45 min di un volo convenzionale compreso eventuale scalo. In aggiunta all'importante risparmio di tempo, l'aspetto maggiormente rilevante è poter viaggiare su un velivolo sostenibile che "rispetta l'ambiente" e contribuisce all'obiettivo globale di decarbonizzazione del settore aeronautico.

Bibliografia

- [1] Roskam, J.: Airplane Design, Part VIII: Airplane Cost Estimation: Design, Development, Manufacturing and Operating (1990).
- [2] Raymer D. P., 2012. Aircraft Design: a conceptual approach. 5th ed. Reston VA, USA: American Institute of Aeronautics and Astronautics.
- [3] Jenkinson, L. R., Simpkin, P. & Rhodes D., 1999. Civil Jet Aircraft Design. London (UK): Arnold.
- [4] Torenbeek, E., 1976. "Synthesis of subsonic airplane design". Rotterdam (NED): Delft University Press
- [5] Asiedu, Y. & Gu, P., 1998. Product Life Cycle Cost Analysis: State of the art review. International Journal of Production Research.
- [6] Kundu, A. K. 2010, "Aircraft Design" Cambridge Aerospace Series. Cambridge University Press.
- [7] Fielding, J.P., (1999), "Introduction to Aircraft Design", Cambridge Aerospace Series (No. 11), Cambridge University Press, October 1999.
- [8] NASA, "NASA Cost Estimating Handbook"- 2008.
- [9] GAO, 2015. Cost estimating and assessment guide: best practices for developing and managing capital program costs. Washington DC (USA): GAO.
- [10] DOD – U.S. Department of Defense, Office of The Secretary of Defense, "Cost Assessment and Program Evaluation", "Cost Estimating Guide" v.1 – 2020.
- [11] M. Fioriti, S. Corpino, Slide of " Gestione Dei Rischi, Costi E Supporto Logistico Integrato Dei Sistemi Aerospaziali", 2020-2021.
- [12] P. Maggiore, Slide of " Gestione Dei Rischi, Costi E Supporto Logistico Integrato Dei Sistemi Aerospaziali", 2020-2021.
- [13] N. Viola, D. Ferretto, R. Fusaro, Slide of "Progetto di sistemi aerospaziali Integrati", 2020-2021.
- [14] G. Frulla, E. Cestino, Slide of "Progettazione di veicoli aerospaziali", 2020-2021.
- [15] FAA – Federal Aviation Administration, Economic Values for Faa Investment and Regulatory Decisions, A Guide: 2021 Update.
https://www.faa.gov/regulations_policies/policy_guidance/benefit_cost/media/econ-value-section-4-op-costs.pdf
- [16] ICAO - International Civil Aviation Organization: Airline Operating Costs and Productivity, Tehran (2017).

- [17] ICAO - International Civil Aviation Organization, "ICAO Long-Term Traffic Forecasts", 2019.
- [18] ICAO - International Civil Aviation Organization: "Safety Report", 2020.
 "https://www.icao.int/safety/Documents/ICAO_SR_2020_final_web.pdf"
- [19] Koelle D. E., 2012. Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems: TRANSCOST 8.2 Model Description. 2012.
- [20] D.E. Koelle, TRANSCOST', Statistical-analytical Model for Cost Estimation and Economic Optimization of Space Transportation Systems. Deutsche Aerospace.
- [21] D.E. Koelle, The TransCost-model for launch vehicle cost estimation and its application to future systems analysis, Acta Astronaut 1984.
- [22] D.E. Koelle, Launch cost analyses for reusable space transportation systems (Sanger II), Acta Astronaut 1989.
- [23] ATA- Air Transport Association, "Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Costs of Turbine Powered Transport", 1967 Washington DC.
- [24] E.M. Repic, et al., A Methodology for Hypersonic Transport Technology Planning, NASA Langley Research Center, Hampton (VA), 1973.
- [25] NASA, "Final Report Advanced Supersonic Technology Concept Study Hydrogen Fueled Configuration" - 1974
- [26] Vandervelden, A., "An economic model for evaluating high-speed aircraft designs", NASA Contractor Report 177530, 1989.
- [27] R.H. Liebeck, et al., Advanced Subsonic Airplane Design and Economic Studies, NASA Lewis Research Center, Cleveland (OH), 1995.
- [28] IATA - International Air Transport Association, <https://www.iata.org>.
- [29] IATA - International Air Transport Association, "Airline Industry Economic Performance", 2018. <https://www.iata.org/publications/economics/Reports/Industry-Econ-Performance/AirlineIndustry-Economic-Performance-December-18-Datatables.pdf>
- [30] Ferjan, K., 2013. IATA Airline Operational Cost Task Force. Geneva (CH): IATA.
- [31] IATA - International Air Transport Association, "Labor Rate and Productivity Calculations for Commercial Aircraft Maintenance", 2013.
- [32] IATA - International Air Transport Association, "Airline disclosure guide aircraft acquisition", 2016.
- [33] Petersen R. H., Waters, M. H., "Hypersonic Transports - Economics and Environmental Effects", 1972.

- [34] Beltramo, N., “Anderson, J. L. & Morris, M. A., 1979. Application of parametric weight and cost estimating relationships to future transport aircraft”, New York (USA): Society of Allied Weight Engineers Inc.
- [35] C. Mullins, R. Lehmer, Independent Market Study: Commercial Hypersonic Transportation, Bryce Space and Technology with SAIC, 2021.
- [36] EUROCONTROL, “Additional Taxi-Out Time Performance Indicator document”- 2015
- [37] RAND, “The maintenance costs of aging aircraft”, 2006.
- [38] ESA – European Space Agency, [Online] Available at:
www.esa.int/Enabling_Support/Space_Engineering_Technology/Achievements_obtained_within_the_European_LAPCAT_program.
- [39] ESA – European Space Agency, [Online] Available at:
http://www.esa.int/Our_Activities/Space_Engineering_Technology/LAPCAT_II
- [40] CORDIS – European Commission, “Stratospheric Flying Opportunities for High-Speed Propulsion Concepts”, [Online] Available at:
<https://cordis.europa.eu/project/id/769246/results/it>.
- [41] CORDIS – European Commission, “Horizon 2020 Framework Programme (H2020)”, [Online] Available at: <https://cordis.europa.eu/programme/id/H2020-EC>.
- [42] ESA – European Space Agency,
 “https://www.h2020stratofly.eu/index.php?option=com_content&view=article&id=55&Itemid=233” – 2020.
- [43] CORDIS – European Commission, “MDO and REgulations for Low-boom and Environmentally Sustainable Supersonic aviation”, [Online] Available at:
<https://cordis.europa.eu/project/id/101006856>
- [44] ATAG – Air Transport Action Group, www.atag.org
- [45] N. Viola, R. Fusaro, D. Ferretto, V. Vercella, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Politecnico di Torino, Turin, Italy “Research, development and production costs prediction parametric model for future civil hypersonic aircraft” - Acta Astronaut 204(2023) 58-72, 2023.
- [46] N. Viola, R. Fusaro, D. Ferretto, V. Vercella, V. Fernandez Villace, J. Steelant, “Life cycle cost estimation for high-speed transportation systems” - CEAS SPACE JOURNAL. - ISSN 1868-2502, 213-233, 2019.
- [47] R. Fusaro, V. Vercella, D. Ferretto, N. Viola, J. Steelant, “Economic and environmental sustainability of liquid hydrogen fuel for hypersonic transportation

- systems” – CEAS SPACE JOURNAL. – 2020. <https://doi.org/10.1007/s12567-020-00311-x>
- [48] Fusaro, R. et al., 2018. Life-Cycle Cost estimation methodology for hypersonic transportation systems. Belo Horizonte (BR), ICAS.
- [49] Steelant, J.: LAPCAT: High-speed propulsion technology. Advances on propulsion technology for high-speed aircraft 12.1 2008
- [50] N. Viola, R. Fusaro, D. Ferretto, O. Gori, M. Marini, P. Roncioni, B. O. Cakir, A. C. Ispir, B. H. Saracoglu, Mechanical and Aerospace Engineering Department, Politecnico di Torino, Italian Aerospace Research Centre (CIRA), Von Karman Institute for Fluid Dynamics (VKI), 2022, “Hypersonic aircraft and mission concept re-design to move from Mach 8 to Mach 5” Stockholm (SE), ICAS 2022.
- [51] J. Hoelzen, M. Flohr, D. Silberhorn, J. Mangold, A. Bensmann, R. Hanke-Rauschenbach, “H₂-powered aviation at airports – Design and economics of LH₂ refueling systems”, *Sciencedirect Journal Energy Conversion and Management: X* 14 (2022) 100206, 2022.
- [52] N. Viola, R. Fusaro, V. Vercella, G. Saccoccia, Technology Roadmapping Strategy, TRIS: methodology and tool for technology roadmaps for hypersonic and re-entry space transportation systems, *Acta Astronaut.* 170 (2020) 609–622, <https://doi.org/10.1016/j.actaastro.2020.01.037>.
- [53] MDO and REgulations for Low-boom and Environmentally Sustainable Supersonic aviation, “WP2 contribution Task 2.3.2 –Mach 5 high supersonic aircraft and operations”, Grant Agreement 101006856, 2022.
- [54] Falempin, F., Bouchez, M. & Perillat, V., 2009. LAPCAT-II: Axisymmetric Concept for a Mach 8 Cruiser – Preliminary Design and Performance Assessment. Bremen (DE), AIAA.
- [55] Fernandez Villace, V. & Steelant, J., 2015. The thermal paradox of hypersonic cruisers. Glasgow (UK), AIAA.
- [56] Steelant, J., 2008. ATLLAS: Aero-Thermal Loaded Material Investigations for High-Speed Vehicles. Dayton, OH USA, AIAA.
- [57] Balland S., Fernandez Villace, V. & Steelant, J., 2015 Thermal and Energy Management for Hypersonic Cruise Vehicles –Cycle Analysis, Glasgow (UK), AIAA.
- [58] R. Scigliano, G. Pezzella, M. Marini, S. Di Benedetto, J. Steelant, Aerothermal Design of the Hexafly-INT Glider, Long Beach (CA) USA, AIAA 2016.

- [59] Andro, J.-Y., Scigliano, R., Kallenbach, A. & Steelant, J., 2018. Thermal Management of the HEXAFLY-INT Hypersonic Glider. Moscow (RU), CEAS
- [60] N. Viola, R. Fusaro, D. Ferretto, V. Vercella, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Politecnico di Torino, “Technology roadmapping methodology for future hypersonic transportation systems” - *Acta Astronautica* 195 (2022) 430–444, 2022.
- [61] Anon., n.d. Aircraft Maintenance Services Hourly Rate. [Online] Available at: http://www.payscale.com/research/US/Industry=Aircraft_Maintenance_Services/Hourly_Rate
- [62] Anon., n.d. MIT Global Airline Industry Program. [Online] Available at: <http://web.mit.edu/airlinedata/www/default.html>
- [63] Croce, F., 2017. Development of a new Life Cycle Cost model for innovative regional aircraft. Turin (IT): Politecnico di Torino.
- [64] Fusaro, R. et al., 2019. A methodology for preliminary sizing of a Thermal and Energy Management System for a hypersonic vehicle. *The Aeronautical Journal*, 123(1267).
- [65] Measuring Worth, <https://www.measuringworth.com/>
- [66] IEA - International Energy Agency, 2006. Hydrogen Production and Storage - R&D Priorities and Gaps.
- [67] Reaction Engines Ltd, 2006. Cost analysis of Configuration A2 vehicle and Scimitar engine.
- [68] Steelant, j., 2008. LAPCAT Long-Term Advanced Propulsion Concepts and Technologies Specific Targeted Research Project.
- [69] Steelant, J. et al., 2015. Achievements Obtained for Sustained Hypersonic Flight within the LAPCAT-II Project. Glasgow (UK), AIAA.
- [70] Vercella, V., 2017. Development and implementation of a cost model for aircraft operating costs evaluation. Turin (IT): Politecnico di Torino.
- [71] Vercella, V. et al., 2018. Towards future LH2 productive scenarios: economic assessment and environmental effects on hypersonic transportation systems. Moscow (RU), CEAS.
- [72] Villace, V. F. & Steelant, J., 2015. The Thermal Paradox of Hypersonic Cruisers. Glasgow.
- [73] Viola, N. & Fusaro, R., 2019. STRATOFly MR3 vehicle Configuration. Roma (IT), Springer.

- [74] Viola, N. et al., 2019. Main Challenges and Goals of the H2020 STRATOFLY Project. Monopoli (IT), ESA.
- [75] LEE M., Larry K.B., Wenbin Song, Analysis of direct operating cost of wide-body passenger aircraft: A parametric study based on Hong Kong, Chinese Journal of Aeronautics 32(5) 1222 – 1243, 2019.
- [76] IEA, “Hydrogen production and Storage”, 2006.
- [77] <https://www.hermeus.com/>
- [78] N. Viola, et al., STRATOFLY MR3 – How to reduce the environmental impact of high-speed transportation, in: AIAA Scitech 2021 Forum, 2021, <https://doi.org/10.2514/6.2021-1877>.