



**Politecnico
di Torino**

POLITECNICO DI TORINO

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

TESI DI LAUREA MAGISTRALE

**Analisi dei costi operativi di un velivolo M=5 con
riferimento a scenari produttivi di carburanti a
basso impatto ambientale**

Relatori:

N. Viola

D. Ferretto

R. Fusaro

Candidato:

Cesario Landolfo

Ai miei genitori, a mia sorella e
alla mia ragazza,
grazie ai quali sono la persona che sono
e ai quali posso dire solo un sincero “grazie”

Indice

Lista delle figure	I
Lista delle tabelle	III
Sommario	IV
1. Introduzione	1
2. I costi in ambito aeronautico e la loro suddivisione	2
3. Costi operativi diretti e indiretti	6
3.1 Descrizione DOC	7
4. Overview volo ipersonico	13
4.1 Valutazioni generali sui costi relativi di velivoli ipersonici	15
5. Modelli matematici per la valutazione dei DOC e CERs	17
5.1 NASA method	18
6. Presentazione delle CERs	20
6.1 Valutazione dei coefficienti delle CERs	24
6.2 Valutazioni DOC items	25
6.3 DOC per il caso di studio NASA	27
7. LH_2 Fuel	29
7.1 Stima del costo dell' LH_2	30
8. Valutazione Dati per caso di studio	37
8.1 Valutazione CERs (caso LH_2)	40
8.2 Risultati e Ticket Price utilizzando LH_2	43
9. Biofuel: produzione e costi	44
9.1 Valutazione Range con utilizzo di Biofuel	47
9.2 Valutazione CERs (caso Biofuel)	49
10. Confronti: assoluti e relativi	51
Conclusione	53
Bibliografia	54

LISTA DELLE FIGURE

Fig. 2.1: Cost committed VS Cost incurred	1
Fig. 2.2: LCC history	4
Fig. 2.3: LCC Breakdown	4
Fig. 2.4: "Return of investement" (ROI) per aeromobile regionale da 150 posti	5
Fig. 3.1: Divisione DOCs	7
Fig. 3.2: "Hull losses" per milione di voli	8
Fig. 3.3: Suddivisione costi relativi alla manutenzione	9
Fig. 3.4: Prezzo jet fuel al gallone nel corso degli anni	10
Fig. 3.5: Compensi del capitano di bordo per compagnia	11
Fig. 3.6: DOC breakdown	12
Fig. 4.1: Numero passeggeri (in milioni) negli anni	13
Fig. 4.2: Profilo di missione LAPCAT MR2	14
Fig. 4.3: Utilizzi velivolo JAXA caso studio	14
Fig. 5.1: Struttura metodo NASA	18
Fig. 6.1: Suddivisione DOC	20
Fig. 6.2: DOC Breakdown velivolo NASA	27
Fig. 6.3: DOC Breakdown Subsonic Jet	28
Fig. 7.1: Costo elettricità in \$/kWh per diversi paesi del mondo	30
Fig. 7.2: Cost summary per produzione di LH2 con elettrolisi	31
Fig. 7.3: Costo al kilo (<u>elettrolisi</u>) per impianto americano nei diversi scenari produttivi	31
Fig. 7.4: Costo liquefazione per diversi scenari di produzione in Europa	32
Fig. 7.5: Spline interpolante valori della figure 7.4	33
Fig. 7.6: Costi in \$/lb per produzione LH2 (Europa e USA)	34
Fig. 8.1: Caratteristiche velivolo caso di studio (HyCruise)	37
Fig. 8.2: $m_{payload}$ VS $MTOW$ (analisi statistica)	39
Fig. 8.3: $MTOW$ VS $Net Thrust$ (analisi statistica)	39

Fig. 8.4: <i>MTOW VS PMF</i> (analisi statistica)	39
Fig. 8.5: <i>MTOW VS Engine weight</i> (analisi statistica)	41
Fig. 8.6: DOC Breakdown velivolo caso di studio	43
Fig. 9.1: Schema genesi Biofuel	44
Fig. 9.2: Quantità di CO_2 emessa negli anni nel settore aeronautico	44
Fig. 9.3: Genesi dei diversi tipi di Biofuel utilizzati in ambito aeronautico	45
Fig. 9.4: Market price del JetA-1 comparato al costo di produzione al litro del biofuel mediante HEFA	46
Fig. 9.5: Valutazione range partendo da Tokyo	48
Fig. 9.6: Valutazione range partendo da Osaka (dettaglio)	49
Fig. 9.7: DOC breakdown (Caso Biofuel)	50
Fig. 10.1: DOC per “long range” e “high price” del fuel	52

LISTA DELLE TABELLE

Tab. 4.1: Trend dei DOCs relativi a velivoli ad alta velocità rispetto a quelli subsonici	16
Tab. 5.1: Campi di accettabilità del metodo	19
Tab. 6.1: Confronto tra i diversi DOC items per un velivolo ipersonico e un velivolo subsonico classico	27
Tab. 7.1: Costo elettrolisi, liquefazione e totale derivanti dalla figure 7.2	31
Tab. 7.2: Tabellina riassuntiva della figure 7.3	32
Tab. 7.3: Tabella Riassuntiva con estrapolazione risultati dalla figure 7.5	33
Tab. 7.4: Tabella riassuntiva con estrapolazione dei valori dalla figure 7.6	34
Tab. 7.5: Costi di elettrolisi, liquefazione e totali al 2013 ed espressi in \$/kg	35
Tab. 7.6: Tabella riassuntiva costi per produzione di idrogeno per diversi scenari produttivi al 2013	35
Tab. 7.7: Tabella riassuntiva costi per produzione di idrogeno per diversi scenari produttivi al 2021	36
Tab. 8.1: Tabella Database per Tool Matlab ASTRID-H Statistical Analysis Module	38
Tab. 8.2: Tabella riassuntiva dei risultati forniti dal tool Matlab per il caso di studio studiato	38
Tab. 8.3: Risultati Finali dei DOC item	43
Tab. 9.1 Distanze aeree da Tokyo	47
Tab. 9.2: Distanze aeree da Osaka	48
Tab. 9.3: Distanze aeree da Los Angeles	49
Tab. 9.4: Valutazione costi assoluti e relativi (caso Biofuel)	49
Tab. 9.5: Tabellina riassuntiva dei risultati	50
Tab. 10.1: Confronti ticket velivolo HyCruise e subsonico	51
Tab. 10.2: Confronto costo relativo ($\$/(\text{pax} * \text{km})$) tra velivolo caso di studio e subsonic jet	52

Sommario

L'obiettivo del lavoro di tesi è la valutazione dei costi operativi per un velivolo che vola a $M=5$ con finalità trasporto passeggeri. Il punto di partenza è il modello matematico sviluppato dalla Nasa negli anni '70. Esso è costituito da una serie di equazioni, denominate CERs, basate sulle caratteristiche tecniche del velivolo in esame. L'aeromobile scelto come caso di studio sarà il velivolo HyCruise di JAXA.

Dopo aver scisso tutti i contributi dei *DOC* è stata condotta un'analisi più approfondita del costo del fuel cercando di capire come, in un prossimo futuro, potrebbe cambiare il contributo legato al combustibile usando quelli a basso impatto ambientale, quindi idrogeno liquido (LH_2) o biofuel. Poiché il velivolo caso di studio non presenta dati tabellati, si è scelto un approccio statistico per la stima di alcuni valori utili per le CERs.

Stimati tutti i contributi dei *DOC*, e tenuti in conto anche il contributo degli IOC, l'obiettivo ultimo è stato quello di stimare il costo di un volo per ipotizzarne un prezzo per passeggero.

1. Introduzione

Ormai la tecnologia fa passi da gigante ogni anno e diventa sempre più verosimile la possibilità di introdurre velivoli supersonici/ipersonici per trasporto passeggeri sostituendo i tradizionali velivoli subsonici. Già tutt'oggi, centri di ricerca aerospaziali internazionali stanno studiando design di velivoli ipersonici consentendoci, un giorno, di arrivare all'altro capo del mondo in poche ore. Questo studio non è facile come si pensa in quanto le tecnologie in gioco sono completamente innovative e ci sono molte variabili in gioco da tenere in considerazione (strategia propulsiva, fuel utilizzato, ecc..).

Aspetto cruciale per il design di velivoli ipersonici è quello dei costi soprattutto quelli di sviluppo e produzione. C'è bisogno di un corposo investimento degli stakeholder (istituzioni pubbliche o privati) per lo sviluppo di tali prodotti, e ovviamente tale finanziamento è ottenuto solo se gli investitori traggono il loro ritorno economico. Le compagnie aeree, a questo punto, decidono se acquistare il nuovo aeromobile sviluppato, sulla base dei costi per mantenere operativo il velivolo e sulla possibilità di rientrare quanto prima dei costi di acquisizione.

Ecco quindi il motivo per cui un'analisi dei costi già delle prime fasi del progetto risulta essere molto importante (a maggior ragione per velivoli così innovativi come quelli supersonici/ipersonici per trasporto passeggeri) quando sono disponibili ancora pochi dati.

Sono disponibili per una stima preliminare dei costi alcuni modelli matematici basati su relazioni note col nome di CERs (Cost Evaluation Relationships). Il metodo più importante per la stima dei *DOC* è stato sviluppato dalla ATA nel 1967 [1], ma esso è valido solo per velivoli subsonici. La NASA, pochi anni più tardi, modificherà tale modello già sviluppato, adattandolo per velivoli supersonici/ipersonici [2]. Questo report dell'agenzia spaziale americana sarà il nostro punto di partenza per il lavoro di tesi, ovvero quello di stima dei *DOC* e in particolar modo quello del fuel dell'innovativo velivolo di JAXA, l'HyCruise, velivolo ipersonico transoceanico ($M = 5$) per trasporto passeggeri.

La stima di questi costi per velivoli ipersonici non è affatto semplice. Il motivo principale di questa difficoltà è che non ci sono velivoli ipersonici attualmente in servizio per trasporto passeggeri, quindi non possediamo dati per un confronto tra la realtà e i risultati di equazioni matematiche.

Ci soffermeremo dunque sui costi operativi diretti analizzandone i vari contributi, con maggior attenzione quello del fuel a basso impatto ambientale (LH_2 e Biofuel), per poi calare il set di equazioni di stima delle varie voci di costo al nostro caso di studio per valutare, in ultima battuta, il prezzo di un biglietto aereo.

La stima dei costi risulta essere, in ogni settore produttivo, di fondamentale importanza poiché dà la possibilità di determinare se il prodotto è competitivo dal punto di vista economico o meno, dunque a maggior ragione tale stima è essenziale per nuovi velivoli ipersonici nel campo aerospaziale.

2. Suddivisione dei costi in ambito aeronautico

Iniziamo il nostro lavoro da una panoramica dei costi e come essi vengono scissi in campo aeronautico. Per le aziende aeronautiche ciò che ha un peso fondamentale nella riuscita di un nuovo prodotto è il lato economico: ciò che si tende a fare, tralasciando un attimo le caratteristiche tecniche, è massimizzare i profitti derivanti dalla differenza tra il prezzo e il costo. Tali due concetti possono sembrare sinonimi ma non lo sono affatto, in quanto [3]:

- Il prezzo è il quantitativo di denaro pagato dal cliente (compagnia aerea) per acquistare l'aeromobile;
- Il costo è il quantitativo di denaro speso per realizzare l'aeroplano;
- Profitto = Prezzo – Costo > 0 affinché sia un prodotto commercializzabile.

Per il produttore dell'aeroplano, il costo è l'ammontare di denaro speso per realizzare l'aeroplano, mentre il prezzo è l'ammontare di denaro ricavato dalla vendita dello stesso al cliente. Per la compagnia aerea, cliente del produttore di aeromobili, intendono con costo l'ammontare di denaro per l'acquisizione dell'aeroplano più il denaro per mantenerlo operativo. Viene da sé che più i costi operativi sono bassi, maggiori sono i profitti.

Come sottolineato più volte, è importantissimo fare un'analisi di costo sin dall'inizio del progetto perché è proprio all'inizio che si vanno a prendere decisioni cruciali per il velivolo e quindi si ha il maggior effetto sui "committed cost" ovvero quell'investimento da parte dell'azienda che non può essere più recuperato (sulla base delle scelte fatte sul velivolo da costruire).

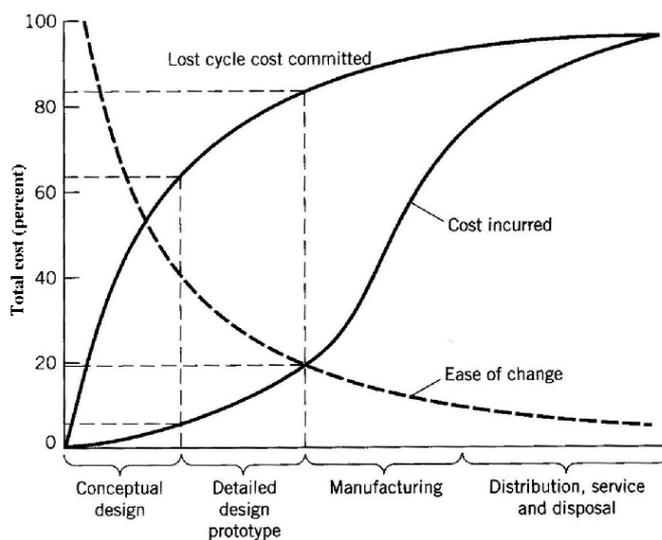


Fig.2.1: Cost committed VS Cost incurred [4]

Dalla figura è possibile capire praticamente perché l'analisi di costo è importante dalle prime fasi del progetto. Sull'asse x abbiamo il ciclo di vita dell'aeromobile, dal conceptual design alla fase di dismissione. Sull'asse y abbiamo il costo del velivolo espresso in percentuale rispetto al costo totale. Ciò che salta subito agli occhi è che la curva dei "committed cost" raggiunge il 60% già alla fine della prima fase quindi soltanto definendo l'architettura dell'aeroplano e dei maggiori sottosistemi. Questo significa, che la fase di

conceptual design ha un enorme peso su quelle successive del progetto perché le decisioni più importanti per il progetto sono state prese.

La linea indicata con la voce "cost incurred" invece è l'esborso tipico di ogni fase. Notiamo come nella prima fase la curva rimane al di sotto del 10% perché il denaro sborsato è solo per il salario degli ingegneri e dei ricercatori che si occupano del nuovo prodotto; il materiale richiesto è ancora molto basso. La curva, subisce un'impennata nella fase della produzione. La linea indicata con la voce "ease of change" indica la facilità di cambiamento nel progetto. Come è possibile notare, questa facilità diminuisce man mano che si va avanti nel progetto, arrivando al 20% all'inizio della fase di produzione. Una stima, quanto più precisa, dei costi già nelle fasi preliminari del progetto è difficile, ma dà la possibilità all'industria produttrice di realizzare profitti più alti.

Secondo Roskam [5], il ciclo di vita di un aeromobile è costituito da 6 parti che vanno dal design dell'aeroplano alla sua dismissione. Si riportano le fasi, che ritroviamo anche sull'asse x della figure 1.1:

1. Planning and conceptual design: Si individuano le principali caratteristiche dell'aeromobile che sarà costruito, sulla base degli obiettivi di missione.
2. Preliminary design and system integration: In questa fase si inizia il design del nuovo velivolo sulla base delle necessità e delle caratteristiche individuate nella fase precedente. Iniziano ad essere presenti, analisi di "trade-off" per la tecnologia che sarà impiegata, ma anche dal punto di vista del costo.
3. Detail and design development: In questa fase c'è una completa integrazione tra l'aeroplano e i sistemi di bordo per i "flight test" e le certificazioni.
4. Manufacturing and acquisition: In questa fase, l'aeromobile è costruito e venduto/consegnato al cliente.
5. Operation and support: In questa fase l'aeromobile, ormai nelle mani del cliente, è operativo.
6. Disposal: Rappresenta l'ultima fase del ciclo di vita di un aeromobile. Include le attività per lo smantellamento dell'aereo. Tale fase inizia quando si è alla fine della vita sia tecnologica che economica dell'aeromobile.

L'insieme dei costi associati al ciclo di vita dell'aeromobile prende il nome di "Life Cycle Costs" (LCC).

Roskam suddivide i LCC per i velivoli civili nelle seguenti voci:

- Research, development, test and evaluation cost (RDTE): Questa prima voce di costo tiene conto di tutti i costi che incontriamo nelle fasi 1, 2 e 3 descritte nell'elenco precedente. Includono costi per tutta la parte di design, dei test sull'aeroplano, del prototipo e di tutte quelle attività di ricerca utili per lo sviluppo di velivoli avanzati (velivoli ipersonici).
- Acquisition cost (ACQ): Questa voce di costo include il costo di produzione dell'aeromobile ed il profitto del produttore. Includiamo in questa voce di costo anche gli stipendi dei lavoratori, dei materiali e delle infrastrutture che devono essere costruite per la produzione dell'aeromobile.
- Operating cost (OPS): Sono i costi presenti durante la vita operativa dell'aeroplano. Sono la fetta più grossa dei costi. Includono carburante, personale di volo e di terra, manutenzione, tasse, costi di gestione ecc..
- Disposal cost (DISP): Costo per l'ultima parte di vita dell'aeroplano. Alcune parti del velivolo possono essere rivendute, dunque tale voce di costo può essere una fonte addizionale di costo o una risorsa di profitto.

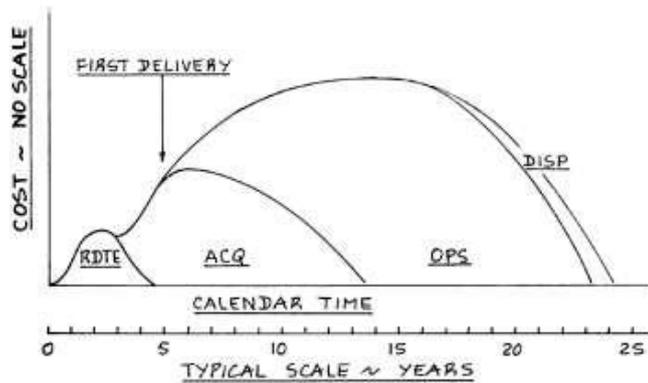


Fig.2.2: LCC history [3]

La figura mostra un'interessante schematizzazione delle voci di costo dapprima analizzate. Sull'asse x troviamo la vita (in anni) del velivolo, sull'asse y troviamo invece il costo (non in scala) di ciascuna fase. Come era stato già accennato, la voce predominante di costo è quella relativa all'Operation Cost che inizia dalla prima consegna del velivolo e termina con il disposal, coprendo la maggior parte della vita dell'aeromobile.

Iniziare 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 sarebbe uno sbaglio andarla a sopprimere per aumentare i profitti, perché un corretto investimento nella ricerca e sviluppo in nuove tecnologie può andare a sgravare la voce di costo più sostanziosa ovvero quella "Operating". Ricordiamo infatti, come visto in Figure 1.1, che le decisioni prese nella fase di 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. Ciò dunque che risulta importante è minimizzare i costi, per massimizzare i profitti.

Roskam, come già riportato nella Figure 1.2 sottolinea come gli Operating Cost sono la voce di costo principale e rappresentano circa l'86% del LCC. I costi RDTE sono quelli meno influenti, ma risultano fondamentali per garantire il migliore sviluppo dell'aeroplano sotto tutti i punti di vista (soprattutto quello economico). Ricordiamo infatti che le prime scelte fatte nella primissima fase del conceptual design hanno un enorme risonanza su tutto il programma del velivolo influenzando enormemente il LCC. I costi di disposal non vengono inseriti poiché non sono sempre conteggiati in tutti i programmi di costo, ma si attestano intorno al 5% del LCC

Nel grafico a torta sotto riportato, si mostrano le percentuali di ciascun cost item del LCC

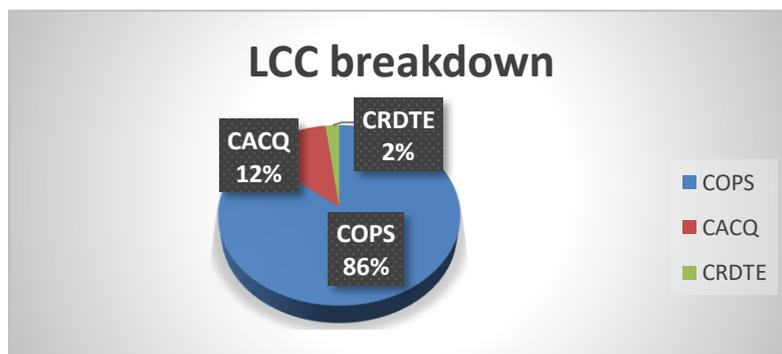


Fig. 2.3: LCC Breakdown

Ci sono differenti metodi per la stima dei costi legati all'intero ciclo di vita dell'aeromobile, ma in questo lavoro tesi saranno approfondite due di queste metodologie, una più quantitativa e una più qualitativa.

Il Return of Investement (ROI) è uno dei criteri fondamentali dal punto di vista economico per la stima del costo. È raramente usato nelle prime fasi del progetto perché non è facile da applicare avendo a disposizione poche informazioni. La figura che si vede al di sotto rappresenta proprio lo studio dell'azienda americana McDonnell Douglas per un velivolo da 150 posti relativo al cash flow realizzabile.

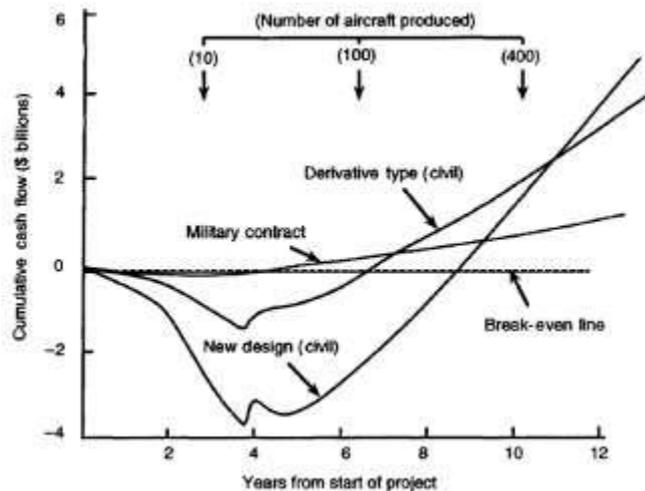


Fig. 2.4: "Return of investement" (ROI) per aeromobile regionale da 150 posti [6]

Spicca subito agli occhi che inizialmente si ha un cash flow negativo, perché nei primi anni i clienti fanno solo dei piccoli anticipi ai produttori per riservarsi un posto nel programma di produzione dell'aeromobile. Il Cash flow inizia ad essere positivo, solo quando il velivolo diventa operativo. Un importante ruolo nel ROI infatti è proprio dato dai "customers" che possono decidere o meno di investire in un particolare progetto, sulla base delle caratteristiche di altri prodotti simili presenti sul mercato. Notiamo anche che per le nuove configurazioni di velivoli civili, poiché c'è meno fiducia, si arriva ad un cashflow molto più negativo, per poi però arrivare a valori ben più alti delle classiche configurazioni dopo circa 10 anni. Massimizzare il ROI è lo scopo del produttore perché in questo modo è possibile, non solo recuperare tutti i costi avuti durante la fase di sviluppo e produzione, ma avere anche un profitto.

Come già detto, utilizzare il ROI non è cosa semplice per valutare il LCC, ecco perché generalmente si utilizzano relazioni conosciute come Cost Estimating Relationship (CERs). Esse sono vere e proprie equazioni date dal prodotto di diverse variabili (drivers) e coefficienti correlati alle caratteristiche dell'aeroplano in questione. Generalmente hanno la forma che segue:

$$Cost_i = A_i * W_i^B * X_i^C * Q^{-K} * CEF$$

Dove:

- $Cost_i$ è il costo della parte i-esima del prodotto.
- A_i è la parte costante e descrive il costo all'unità dei parametri seguenti.
- W_i esprime una caratteristica dimensionale del prodotto (peso, dimensioni).
- X_i esprime una caratteristica di performance del sistema/componente (potenza, velocità ecc..).
- Q indica il numero dei prodotti. Secondo il fenomeno descritto dalla "Learning Curve" il costo del singolo prodotto si abbassa quando il numero degli elementi fabbricati aumenta.

- *CEF* è il Cost Escalation Factor ovvero quel fattore che tiene conto dell'inflazione rispetto all'anno in cui è stata sviluppata la formula.
- *B, C e K* sono coefficienti che pesano i diversi contributi.

3. Costi operativi diretti e indiretti

La parte più importante, ma anche più complessa da stimare, riguarda i costi operativi. Ciò è dovuto al fatto che sono costi "a lungo termine" e occupano la percentuale maggiore nel LCC. Essi, come si può immaginare, sono i costi più importanti per le compagnie aeree, ovvero per i clienti, dato che sono i diretti interessati della vita operativa del velivolo. Tenere bassi questi costi, significa avere maggiori profitti per la compagnia. Tali costi operativi sono, generalmente, divisi in:

- Indirect operating cost (IOC)
- Direct operating cost (DOC)

Si ha questa distinzione perché i costi diretti, che approfondiremo nella parte seguente della tesi, sono dipendenti da caratteristiche dell'aeroplano, mentre gli indiretti no.

Jenkinson [6] ci dà una panoramica di questi costi indiretti. Tra questi troviamo:

- Training (sia per la crew di bordo che per il personale addetto alla manutenzione);
- Servizio clienti;
- Spese pubblicitarie, promozionali e di vendita;
- Spese generali delle sedi;
- Costi e deprezzamento dell'attrezzatura a terra;
- Costo legato all'acquisto, deprezzamento e manutenzione delle infrastrutture sparse sul territorio.

Questi costi indiretti non sono fissi, ma dipendono dall'operatore poiché tali IOCs dipendono fortemente dalle attività e dai servizi che ciascuna compagnia aerea offre. Molto spesso se una compagnia aerea vuole essere più competitiva, tende proprio a ridurre questi IOCs proprio perché sono più legati a fattori economici e non al design dell'aeroplano [3]. Jenkinson oltre ad elencarli, propone alcuni metodi per valutarli: tipicamente gli IOCs sono valutati come una percentuale degli DOCs. Gli IOCs pesano tra il 15% e il 50% dei costi operativi totali.

Passando ai costi operativi diretti, come già accennato nell'introduzione, uno dei primi metodi per la stima di questi costi è riportato nel report dell'Air Transport Association of America (ATA) del 1967 [1]. Esso è alla base di tutte le altre procedure e di tutti gli altri metodi per la stima di questa fetta importantissima dei costi operativi.

Come detto i DOCs sono correlati alle prestazioni e alle caratteristiche dell'aeroplano. Roskam [3] ce ne dà una suddivisione in 4 voci:

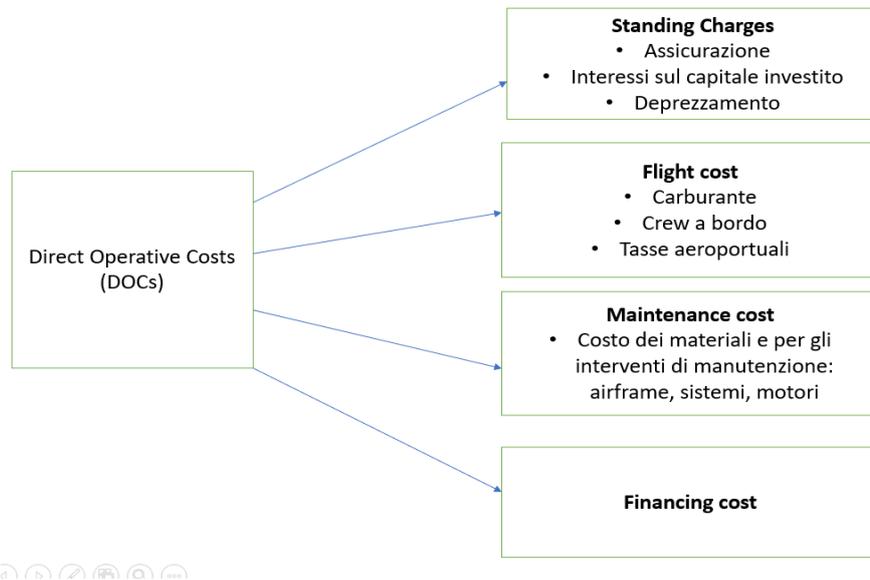


Fig. 3.1: Divisione DOCs

3.1 Descrizione DOC

Elencate le quattro voci di cui si compongono i DOCs per aeromobili civili, si descrivono in maniera più approfondita ciascuno degli item costituenti. Il primo DOC item, dei quattro, è costituito dagli standing charges. Essi non sono direttamente correlati all'aeroplano stesso, ma riguardano tutto il volo. Scorporando gli standing charges si trova:

- Assicurazione;
- Interessi sul capitale impiegato;
- Deprezzamento del capitale investito.

L'insurance cost copre:

- Rischio in volo o a terra di danneggiamento o perdita totale dell'airframe;
- Ferimenti o morte passeggeri;
- Danneggiamento cargo.

Le autorità dell'aeronavigabilità impongono che l'operatore (compagnia aerea) rispetti la regolamentazione in termini di assicurazione per l'aeroplano e, ovviamente, le norme di safety. Ogni anno, l'ICAO pubblica un report in cui sono presenti le linee guida per le compagnie assicurative e per gli operatori aerei [7]. Le compagnie assicurative sono gli enti predisposti a valutare la probabilità di failures e catastrofi, anche quando la perdita dell'aeroplano non è dovuto a problemi tecnici (es: terrorismo). I rischi legati a motivazione non tecnica sono difficilmente stimabili, ma le compagnie possono andare a cambiare i tassi di assicurazione in base alla missione e al livello di sicurezza della compagnia aerea con le sue relative tratte. Jenkinson [6] riporta che il premio annuale per aeromobili civili è tra l'1% e il 3% del costo dell'aeromobile.

Viene da sé che più il numero di incidenti per un tipo di aeroplano aumenta, più il costo assicurativo aumenta, perché è più probabile avere un danno.

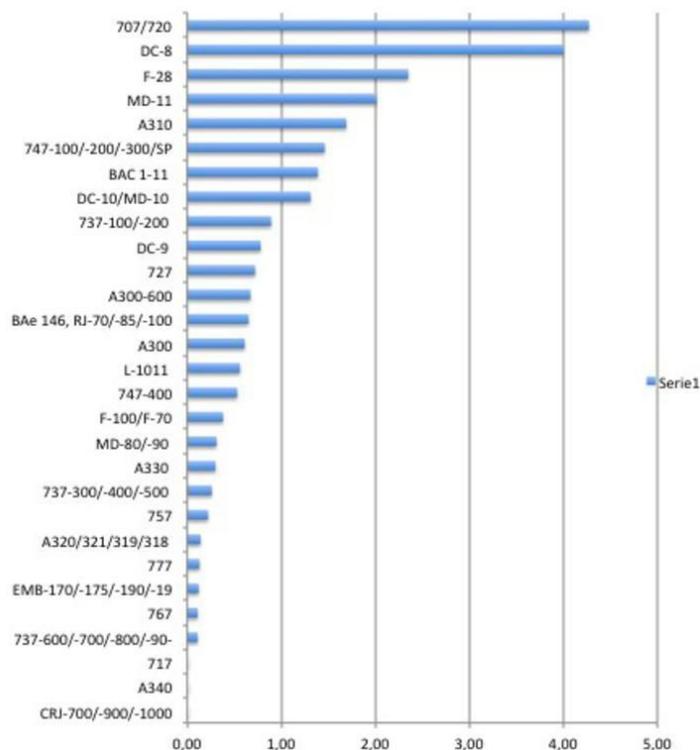


Fig. 3.2: “Hull losses” per milione di voli [8]

La figura mostra sulla sinistra vari modelli di aeroplani civili (alcuni non più in produzione) mentre sull’asse x abbiamo il numero di incidenti fatali per milione di voli dal 1959 al 2020. Come è possibile notare il Boeing 707 è in cima a tale classifica.

Per quanto riguarda invece gli interessi sul capitale impiegato (Il elemento degli standing charges) non è possibile quantificarli. Essi sono fuori dal controllo dei produttori di aeromobili, ma sono legati al clima economico globale e dai tassi di cambio locali. Per questo motivo, tale voce di costo è ignorata in molti metodi di stima del LCC, ma dovrebbe essere considerata e conteggiata in qualsiasi business plan delle compagnie aeree.

Il deprezzamento è la parte più importante e cospicua degli standing charges. Esso è connesso al capitale coinvolto, alle politiche di acquisto delle compagnie aeree e alle condizioni economiche mondiali nel periodo in cui l’aereo viene acquistato. All’aeroplano che segue tutte le norme di aeronavigabilità, è possibile associargli un valore residuo. Tale valore residuo diminuisce con l’aumentare dell’età dell’aeroplano, fino ad arrivare a 0 alla fine della vita utile del velivolo (15-30 anni). Il periodo di deprezzamento può essere stimato considerando il tempo necessario per perdere tutto il valore residuo. IATA in un suo report [9], ha specificato per diverse compagnie aeree la vita utile, il valore residuo espresso come percentuale del costo dell’aeroplano e il tasso di deprezzamento anch’esso espresso come percentuale. Si riportano alcuni valori tipici:

- Useful life (*UL*): 15-30 anni
- Residual Value (*RV*): 0-5%
- Depreciation Rate ($DR = (100\% - RV)/UL$): 5-10%

L’ultima voce rappresenta il valore economico perso ogni anno dall’aeroplano.

Altra fetta consistente dei DOCs è rappresentata dal costo di manutenzione. Essa è correlata direttamente all'aeroplano e alle sue parti. La confusione per questa voce di costo nasce perché ciascuna metodologia ha un suo modo per valutarla e ciò causa una grande variabilità della stessa. A questo si aggiunge anche il fatto che in letteratura sono disponibili pochi dati sul costo della manutenzione.

I costi relativi alla manutenzione includono la manodopera di personale specializzato, ma anche i costi di materiali e pezzi di ricambio. L'attività di tale personale non è solo quella di riparare ciò che è danneggiato, ma anche quella di ispezionare regolarmente ciascuna parte del nostro velivolo sottoposto a manutenzione. Altro aspetto da tenere in considerazione e che rende difficile la stima di questo costo è il fatto che ciascun aeroplano ha bisogno di specifiche task manutentive, che possono essere diverse da velivolo a velivolo. La maggior parte dei metodi che si occupano di tale stima di costo prevede l'utilizzo di CERs per stimare separatamente il contributo dovuto all'airframe e quello dovuto ai motori. In più troviamo anche altre due relazioni per la stima del materiale richiesto e per il lavoro necessario. Possiamo dunque suddividere la fetta relativa alla manutenzione in 5 voci:

1. Costo dei materiali per la manutenzione dell'airframe e dei sistemi di bordo;
2. Costo della manodopera per la manutenzione dell'airframe e dei sistemi di bordo;
3. Costo dei materiali per la manutenzione dei motori;
4. Costo della manodopera per la manutenzione dei motori;
5. Oneri: parte fissa dei costi manutentivi.

Tali voci sono così distribuite [10]:

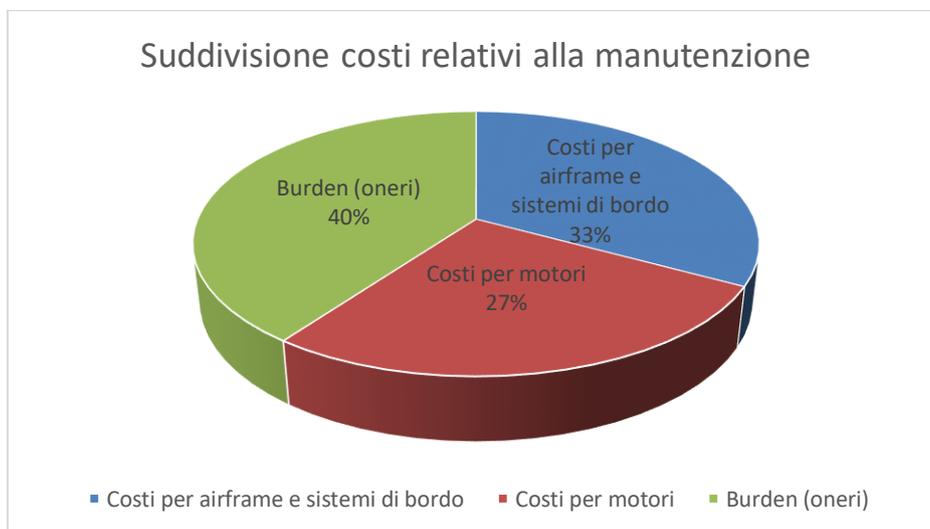


Fig. 3.3: Suddivisione costi relativi alla manutenzione [10]

Si noti come il "total maintenance cost" è quasi equamente diviso nelle 3 voci sopra riportate. Ovviamente sono considerati sia i materiali che la manodopera per l'airframe e i motori.

Secondo Roskam [3], alcune caratteristiche dell'airframe e dei motori influenzano le ore uomo per la manutenzione. Esse sono:

- *Peso dell'airframe*: Le ore uomo per la manutenzione aumentano se il peso dell'airframe aumenta perché ci sono più parti potenzialmente da controllare e riparare;

- *Prezzo dell'airframe*: Il costo della struttura del velivolo è direttamente correlato ai materiali utilizzati. Materiali nuovi, più performanti, hanno costo maggiore e richiedono interventi manutentivi più accurati e dispendiosi
- *Spinta dei motori*: La manutenzione richiesta aumenta con la spinta perché i motori hanno alte performances;
- *Prezzo dei motori*: Stesso discorso come per l'airframe, se il prezzo dei motori cresce, è perché sono migliori le performances e quindi gli interventi manutentivi dovranno essere più oculati e quindi saranno decisamente più cari.

I "flight costs" sono la voce predominante dei DOC. Sono chiamati in questo modo perché sono direttamente correlati al volo stesso. La voce predominante dei "flight costs" è quella del fuel. Parlando adesso soltanto di jet fuel, non è facile stimare il costo del carburante a breve e lungo termine, perché esso è strettamente correlato al mercato globale presente e alle sue oscillazioni. La figura sotto riportata, vuole mostrare come sia variabile tale prezzo negli anni.

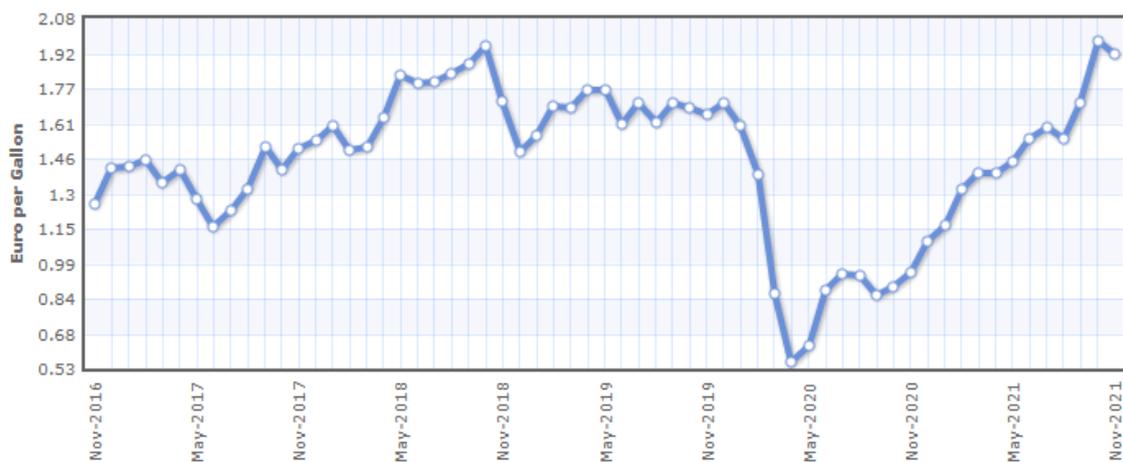


Fig. 3.4: Prezzo jet fuel al gallone nel corso degli anni [11]

Il prezzo al gallone, come è possibile notare, negli ultimi 5 anni non ha fatto altro che oscillare. Interessante notare il picco minimo raggiunto nei primi mesi del 2020 dovuto all'insorgenza dell'emergenza Covid e che ha paralizzato l'intero mondo.

Il "crew cost" è correlato ai salari, diversi da compagnia aerea all'altra, della "flight crew" (pilota e co-pilota), poiché la remunerazione degli assistenti di volo sono classificati come "servizi dei passeggeri" e quindi già conteggiati nei costi indiretti. Tipicamente, la flight crew è costituita da 2 piloti, secondo gli standard della aeronavigabilità. Talvolta, per voli a lungo raggio è consigliabile una terza persona. Generalmente, i piloti di aeromobili di media taglia svolgono circa 800 ore di volo all'anno [6]. Oltre ai salari, nella voce crew cost ci sono anche i costi relativi ad attività di training dei piloti e le spese di viaggio degli stessi e anche alcuni extra (es: spese generali per scali di voli a lunga distanza), che talvolta sono classificati però come costi indiretti.

Major Airlines Captain Salaries

Airline	Year 1	Year 6	Year 12
 Air Canada	\$277,000	\$286,000	\$298,000
 Alaska Airlines	\$226,000	\$236,000	\$266,000
 American Airlines	\$314,000	\$327,000	\$342,000
 Allegiant Air	\$163,000	\$197,000	\$230,000
 Cathay Pacific	\$133,308	\$149,832	\$168,744
 Delta Air Lines	\$325,000	\$338,000	\$354,000
 Emirates	\$97,008	\$112,452	\$126,576
 Frontier Airlines	\$184,000	\$210,000	\$245,000
 Hawaiian Airlines	\$300,000	\$313,000	\$327,000
 JetBlue Airways	\$234,000	\$249,000	\$269,000
 Southwest Airlines	\$241,000	\$256,000	\$274,000
 Spirit Airlines	\$189,000	\$216,000	\$252,000
 Sun Country Airlines	\$116,000	\$155,000	\$189,000
 United Airlines	\$323,000	\$336,000	\$352,000
 WestJet Airlines	\$136,000	\$177,000	\$210,000

As of May 2021

Fig. 3.5: Compensi del capitano di bordo per compagnia [12]

Rientrano sempre nei flight costs anche tutte quelle tasse correlate all'aviazione. Esse possono essere suddivise in:

- *Airport improvement fee*: pagata dai passeggeri all'aeroporto o al governo;
- *Departure tax*: è un'imposta dovuta da ciascun passeggero per l'effettuazione di ciascuna tratta. Il tributo è versato dal passeggero al vettore per ciascuna tratta con partenza e/o arrivo sul territorio nazionale. Essa inoltre è variabile a seconda della tratta percorsa;
- *Jet fuel tax*: tassa pagata dalle compagnie aeree al governo per il jet fuel bruciato;
- *Landing fee*: pagata dalla compagnia aerea all'aeroporto. Tassa, naturalmente, variabile in base alla dimensione dell'aeromobile e al traffico aeroportuale. Generalmente, tali contributi verranno utilizzati per manutenzione o espansione dell'aeroporto stesso.

Alcuni paesi del mondo, tra cui la vicina Francia, prevede un'altra tassa ovvero la "solidarity tax". Tale tassa è pagata dai passeggeri per finanziare la "Unitaid", un'iniziativa globale contro l'AIDS, malaria e tubercolosi.

Ultima voce, ma non meno importante è quella dei Financing cost. Essi non sono facili da stimare perché sono correlati a come le compagnie decidono di finanziare gli aeroplani della loro flotta.

Si riporta un breve riepilogo delle percentuali in cui si suddividono i DOC [13]:

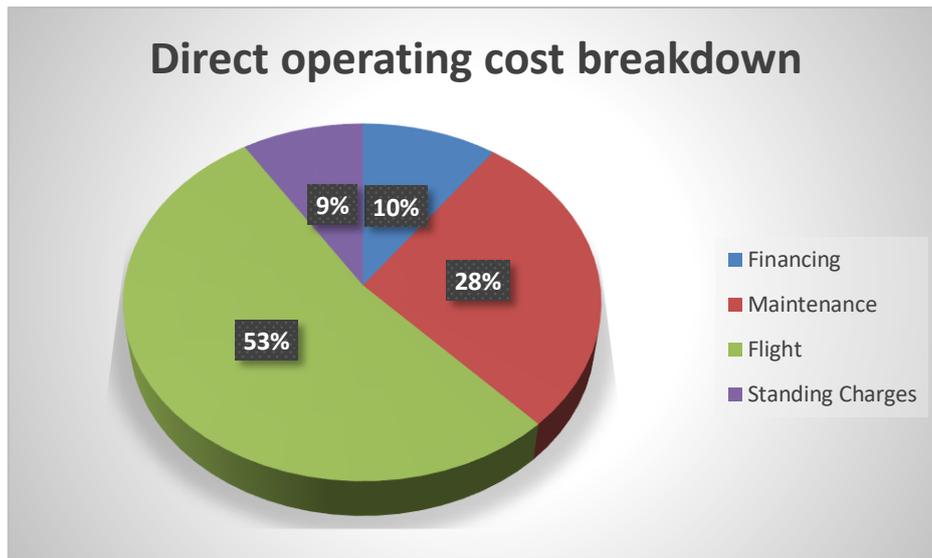


Fig. 3.6: DOC breakdown

Il contributo principale sono i flight costs, in particolare il fuel. Di conseguenza, il trend del fuel è spesso simile a quello dei DOC totali, essendo esso la quota principale.

4. Overview volo ipersonico

Finora si è analizzato l'argomento costi in maniera generale. L'obiettivo, però, è andare a stimare le voci di costo analizzate per aeromobili che volano ad alte velocità. Per questa ragione, in questo capitolo, c'è un'introduzione e una descrizione dei principali aspetti del volo ipersonico e perché essi sono così interessanti al giorno d'oggi.

Il traffico aereo, sin dalla sua origine, ha sempre visto un aumento del numero di passeggeri anno dopo anno. Avvenimenti a forte impatto mondiale non hanno mai fermato la crescita che ha toccato un picco di 4.5 milioni di persone, fino al 2020, dove con l'emergenza sanitaria si è avuto un brusco calo dei voli e quindi dei passeggeri a bordo dei velivoli. Nel 2021, si è assistito ad un aumento consistente di "domestic flights" e un aumento meno marcato dei voli internazionali. Previsioni e studi indicano che il numero di persone che prenderà un aeromobile crescerà di nuovo negli anni, dal minimo toccato con l'emergenza sanitaria, superando anche la soglia dei 5 milioni. Il forte impulso a questa crescita sarà proprio dato dai paesi in forte ascesa economica, ovvero dai paesi emergenti dell'Asia, oltre che dalle potenze ormai consolidate occidentali [14].

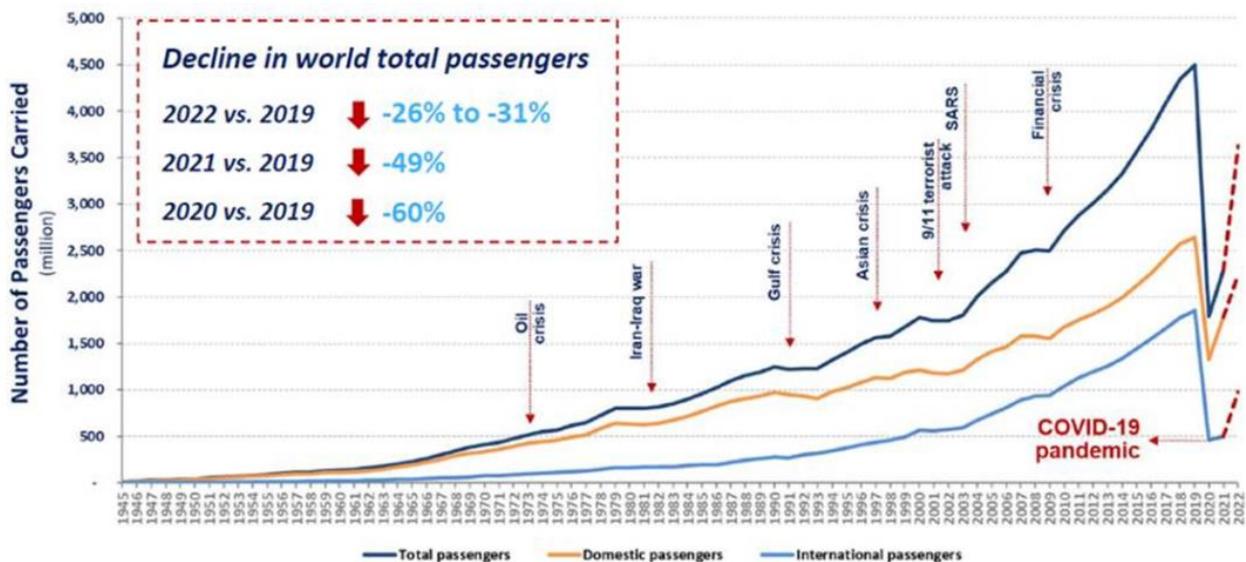


Fig. 4.1: Numero passeggeri (in milioni) negli anni [15]

Per quello che riguarda i voli ad alta velocità bisogna concentrarsi sui voli internazionali, poiché tale tecnologia ha senso solo per voli di lunga durata.

Il vantaggio che ne deriva nel collegamento di città raggiungibili tipicamente in 10 o più ore, va a scaricarsi sulla tecnologia implementata: i grandissimi carichi termici che la struttura dovrà affrontare durante la fase di crociera, avvicinerà l'aereo ipersonico ad un veicolo spaziale.

Come già accennato nei capitoli precedenti, la stima dei costi dovrebbe partire sin dalle fasi iniziali del progetto, per garantire la fattibilità del progetto durante tutto il life cycle. Per i velivoli ipersonici, le stime preliminari sono molto più alte rispetto ai classici velivoli subsonici a causa delle tecnologie implementate più costose per garantire un volo in sicurezza.

L'uso preponderante di sistemi innovativi su questi velivoli, spaventa gli investitori perché potrebbero essere opportunità di perdita economica. L'obiettivo, dunque, deve essere quello di sviluppo di strategie per ridurre i finanziamenti richiesti, per attrarre così più investitori sul progetto.

L'applicazione tipica per questi tipi di voli è quella "point-to-point", ovvero connettere due aeroporti per trasporto persone o cargo. Nella figura che segue è possibile vedere un profilo di missione tipico per questa categoria di velivoli, in particolar modo, i plot si riferiscono ad un LAPCAT MR2

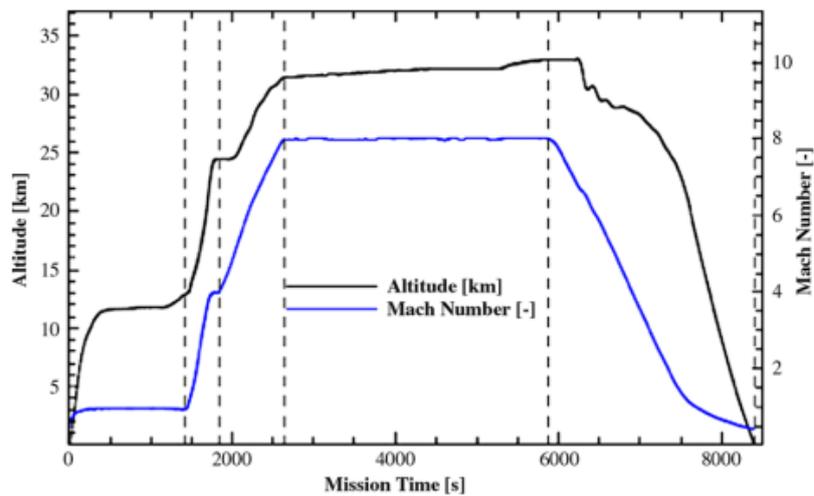


Fig. 4.2: Profilo di missione LAPCAT MR2 [16]

Identifichiamo dal plot dell'altitudine tre fasi: climb, cruise e landing. È possibile notare come la fase di climb sia fatta a gradini poiché i motori molto avanzati richiedono specifiche condizioni di volo per modificare le modalità operative. Inoltre, si noti come, per lo specifico velivolo in esame, il M arrivi nella fase di crociera fino ad valore di 25, mentre l'altezza fino a 30 km.

Concentrandosi sul velivolo in esame del lavoro di tesi, esso è stato sviluppato per:

- Trasporto passeggeri con volo ipersonico ($M=5$, $h=24$ km) per migliorare lo scambio culturale e il commercio internazionale;
- Voli sub-orbitali per turismo spaziale finanziato da compagnie private.



Fig. 4.3: Utilizzi velivolo JAXA caso studio [17]

4.1 Valutazioni generali sui costi relativi di velivoli ipersonici

I velivoli ipersonici, oggetto del nostro studio, sono una classe di velivoli completamente nuova. Al momento sono soltanto disponibili programmi di ricerca che stanno valutando la possibilità di realizzare questa nuova tipologia di velivoli o meno. In un velivolo innovativo, come quello ipersonico, le varie voci di costo analizzate (RDTE, acquisizione, operativi, disposal) rimangono tali, ma cambiano la loro entità rispetto ad un velivolo subsonico, ovvero, cambia il valore del LCC.

Con un aumento della tecnologia coinvolta per questi velivoli innovativi, ci aspettiamo un aumento del costo RDTE, anche se tale cost item probabilmente continuerà ad essere la percentuale più bassa del LCC.

Il costo di produzione sarà invece molto maggiore all'inizio poiché il numero di velivoli realizzati sarà esiguo e i produttori non avranno una totale esperienza per questa nuova classe di velivoli per le sue tecnologie connesse. Ciò che è necessario per evitare problemi che possono fermare la produzione portando l'azienda in una condizione economica molto difficile, è che durante la fase RDTE tutti gli aspetti siano stati valutati a dovere. Ciò che fa aumentare significativamente la voce di costo di fabbricazione di questi velivoli è l'impiego di materiali adatti a prestazioni di alto livello.

Per i costi indiretti, come ci si aspetta che le infrastrutture richieste per mantenere operativi velivoli ipersonici devono apportare alcune modifiche rispetto alle attuali per velivoli subsonici. Oltre ad una dimensione e una configurazione diversa rispetto ai classici velivoli a bassa velocità, risulta cruciale anche la questione carburante. Molto spesso, questi velivoli usano fuel criogenico (LH_2) dunque, oltre ad avere infrastrutture adatte per la gestione di tale carburante, anche le compagnie aeree dovrebbero attrezzarsi per garantire un trasporto, una gestione e un loro utilizzo il più sicuro possibile. Per questi semplici aspetti ci aspettiamo che gli IOC siano maggiori per velivoli ad alta velocità rispetto ai "subsonic jet".

Per i costi operativi diretti ci si aspetta, allo stesso modo, un aumento per diverse problematiche ad essi correlati. Ciò che influenza maggiormente l'aumento contenuto o meno dei DOCs è la missione del nostro velivolo poiché performance diverse richiedono nuove ed esose tecnologie. Ciò influenza il costo dell'aeroplano, dei materiali con i quali è costruito e quindi anche della manutenzione. Le applicazioni infatti, possono essere le più disparate: LAPCAT [19] è un progetto di velivolo attualmente in studio dall'ESA per raggiungere $M = 8$ con motori "airbreathing", mentre, ad esempio, SpaceLiner [20] utilizza motori a razzo per raggiungere la quota desiderata e attraverso un volo parabolico raggiungere il punto di destinazione prefissato.

Oltre ai DOCs sostanzialmente diversi legati a manutenzione, carburante, anche la configurazione strutturale dei velivoli ipersonici è diversa da quelli subsonici. Una delle tante sfide è quella di cercare di realizzare una configurazione "waverider" per il nostro velivolo. L'aeroplano, con questo tipo di configurazione, sfrutta a proprio vantaggio l'onda d'urto grazie al volo ad alta velocità, per aumentare la portanza e migliorare le caratteristiche aerodinamiche. I costi di manifattura saranno influenzati anche da quest'ultimo aspetto. Anche il "depreciation cost" sarà maggiore rispetto ai classici aerei subsonici, in quanto queste nuove tecnologie e configurazioni essendo ancora non mature e affermate, possono perdere il loro valore molto rapidamente. Avendo una tecnologia non ancora all'altezza degli obiettivi futuri, il livello di confidenza (reliability) non molto alto, aumenta anche il costo legato all'insurance, per la "safety" dei passeggeri a bordo.

Item DOCs	Trend
Standing Charges (Insurance, Depreciation)	Al Rialzo
Flight Costs (Fuel, Crew cost, Landing and Navigation charges)	Al Rialzo
Maintenance Costs (Engine e Airframe)	Al Rialzo
Financing Costs	Al Rialzo

Tab. 4.1: Trend dei DOCs relativi a velivoli ad alta velocità rispetto a quelli subsonici

Il maggiore incremento degli item DOCs è attribuibile al Fuel. Questi velivoli, infatti, richiedono molto fuel per raggiungere le loro performance spinte. Alcuni studi [19] sottolineano come il peso del fuel è circa la metà del peso al decollo. Anche i costi per la crew sono maggiori rispetto ad una tipica missione da velivoli subsonici, in quanto il personale deve essere altamente qualificato e pronto per qualsiasi evenienza.

In letteratura sono disponibili pochi dati inerenti ai dati economici per questi velivoli innovativi poiché le nuove tecnologie a bordo sono quasi tutte in fase di ricerca e sviluppo. La mancanza di dati crea un forte ostacolo per lo sviluppo di un modello di stima dei costi, e quindi ciò ci spinge a ricercare modelli ad-hoc per questi tipi di velivoli. Estremamente importante risulta essere una corretta stima dei costi soprattutto a partire dalle fasi iniziali del progetto: velivoli così innovativi possono attrarre molti investitori che mirano a massimizzare i profitti con questi velivoli che possono essere etichettati come il futuro dell'aviazione.

Dal punto di vista costruttivo, è necessario non soltanto garantire un adeguato propulsion system per raggiungere le velocità desiderate, ma anche materiali super performanti che resistano molto bene agli alti carichi termici di crociera. Anche gli aeroporti, per ospitare tali velivoli, dovrebbero essere rimodernati: oltre alla questione carburante, dato l'enorme peso di questi velivoli innovativi anche le piste di decollo e atterraggio devono aumentare.

Ultimo aspetto, ma non meno importante da considerare, è la questione certificazione. Per essere ottenuta bisogna andare a dimostrare la totale safety del velivolo stesso (danni, incendi) e dei passeggeri a bordo. Essa potrebbe derivare da certificazioni di velivoli già esistenti (Concorde) oppure essere creata ex-novo, con non poche difficoltà date le sfide tecnologiche presentate.

5. Modelli matematici per la valutazione dei DOC e CERs

Come Roskam afferma, l'86% del LCC è associato ai costi operativi (vedi Figure 1.3). Essi come già detto sono scissi per comodità in IOC e DOC. Il profitto della compagnia aumenta se i costi operativi, soprattutto quelli diretti, possono essere ridotti. Questa valutazione dei costi diventa molto più importante e complessa nel caso di velivoli ipersonici in quanto, non esistono velivoli ipersonici operativi per trasporto passeggeri e il confronto con i valori di un velivolo tradizionale potrebbe essere difficile e molto diverso. Pertanto è necessario sviluppare un modello di stima dei costi operativi diretti, che tenga conto delle principali caratteristiche del velivolo ipersonico in questione. Inoltre, tale modello deve risultare utile e sfruttabile, non solo per uno specifico velivolo ipersonico, ma per la maggior parte di essi, in modo da risultare estremamente versatile.

Esistono, tutt'oggi, modelli di stima dei DOC sia per il campo aeronautico, che per il campo spaziale. In questo paragrafo, si esaminano i modelli esistenti per i due campi proprio perché un velivolo ipersonico ha caratteristiche vicine alle tecnologie spaziali, altre simili al mondo aeronautico.

I modelli considerati sono:

- Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Costs of Turbine Powered Transport Airplanes (ATA);
- Modello proposto da Roskam;
- TransCost model;
- NASA Cost Estimating Handbook;
- NASA methodology for hypersonic transport technology planning.

Il modello proposto dall'ATA [1] è la reference di tutti gli altri metodi elencati. La sua prima edizione risale al 1967, ma ogni anno le equazioni per la valutazione dei costi operativi diretti sono aggiornate dai produttori di aeromobili. Tale modello vale solo per velivoli subsonici.

Roskam propone nella sezione 8 del suo testo "Airplane Design" un modello di stima costi sia per aerei civili che militari. È un modello figlio di quello proposto dall'ATA e per essere applicato ha bisogno di caratteristiche economiche e performances dell'aeroplano. Il metodo, molto spesso fa uso di grafici e curve per la stima anche di valori complessi da stimare, come il costo di acquisizione. Bisogna però fare attenzione ad utilizzare un valore di CEF adatto per l'anno in cui si utilizzano le formule proposte

Il NASA Cost Estimating Handbook mira ad essere una guida per i programmi NASA. Tale modello da informazioni riguardo i rischi legati ai costi a cui si potrebbe andare ad incorrere, oltre che ad alternative per i progetti. Tali informazioni utili permettono di controllare le risorse a disposizione, evitando gli sprechi. La metodologia per la stima dei costi può essere con analogia (sulla base di programmi di riferimento), oppure con un approccio parametrico (utilizzo di equazioni) oppure ancora ingegneristica (dal costo delle singole parti, con un buildup, arriviamo al total cost). La scelta di uno dei 3 approcci dipende in che fase del programma siamo e dai dati disponibili.

Il NASA methodology for hypersonic transport technology planning [2] è semplicemente una versione modificata del metodo proposto dall'ATA per aerei ipersonici. Anche esso va a stimare semplicemente i costi diretti operativi, utilizzando alcuni parametri dei velivoli ad alta velocità in esame. È proprio questo modello che usiamo nel lavoro di tesi. Teniamo conto che il modello è stato editato nel 1972 quindi alcuni parametri consigliati dovranno essere aggiornati o modificati.

Il TransCost Model [18] invece è un modello di stima costi per l'ambito spaziale. Utilizza dati noti di lanciatori, per valutare il costo di futuri lanciatori riutilizzabili. Tale stima è fatta semplicemente andando a modificare le relazioni di costo sulla base delle caratteristiche e performance del lanciatore.

5.1 NASA method

Dopo aver brevemente riassunto vari metodi per la stima dei costi usati in campo aeronautico, si analizza più nel dettaglio il metodo utile per il nostro obiettivo: il NASA methodology for hypersonic transport technology planning [2]. Tale metodologia permette la valutazione dei costi diretti operativi per un velivolo ipersonico con una missione del tipo "point-to-point". Come accennato, tale metodo è basato su un set di CERs sviluppate dall'ATA (Air Transport Association), ma modificate opportunamente dall'ente NASA per adattare per questa tipologia di velivoli innovativi ad alta velocità.

Il documento della NASA inizia con una descrizione dettagliata del metodo introducendo le sue linee guida. Successivamente, è presente l'analisi di ciascuna relazione di costo: si descrivono i termini geometrici, aerodinamici e i coefficienti che compaiono in ciascuna equazione. Sono presenti, inoltre, delle spiegazioni su come calcolare alcuni particolari termini che compaiono nelle CERs.

Nelle successive section che costituiscono il report è particolarmente interessante comparare le differenze tra velivoli ad alta velocità e subsonic jets, a parità di cost item analizzato. Alla fine, c'è un'analisi degli aspetti più rilevanti delle equazioni. In particolare, sono evidenziati quali fattori possono avere una grande influenza sui DOCs di velivoli ipersonici. Essi, per la loro grande influenza, potrebbero essere utilizzati e combinati opportunamente per andare a sviluppare un nuovo set di equazioni aggiornato e che tenga conto delle novità tecnologiche sviluppate nel corso degli anni.

Il metodo utilizzato da NASA si basa su un flusso logico ben preciso. Il primo passo è identificare il velivolo di riferimento (nel lavoro di tesi, il velivolo ipersonico di JAXA). È importante conoscere almeno alcuni dati di alto livello del velivolo di riferimento per poter valutare le diverse voci dei DOCs. Si ricorda che tali relazioni, che saranno presentate nella section successiva, sono derivanti dal metodo presentato dall'ATA, ma adattato per velivoli ipersonici. Altro passo fondamentale del metodo, è l'analisi delle modifiche dei driver che costituiscono le CERs (es: L/D) quando cambiano alcuni parametri in base alla tecnologia adottata (es: coefficienti aerodinamici). Segue poi un'analisi dei miglioramenti tecnologici sui DOCs. L'ultima parte consiste, invece, in un'analisi dei risultati. Grazie all'uso delle equazioni di costo presentate, è possibile condurre e portare avanti un'analisi di sensibilità su quali parametri e miglioramenti tecnologici possono consentire un risparmio sui DOCs.

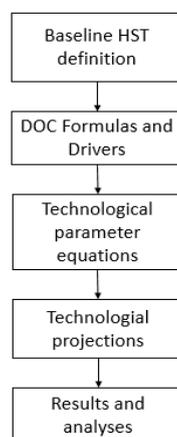


Fig. 5.1: Struttura metodo NASA

Il metodo presentato può essere applicato per valutare i costi di un velivolo ipersonico per $M = 5 - 12$ che utilizza motori "airbreathing" con decollo e atterraggio orizzontale, proprio come il velivolo HyCruise di analisi. Anche sul fuel, il metodo si applica in buono modo sia per jet fuel che per idrogeno liquido. Si descrivono brevemente in tabella i limiti di validità del metodo:

Categoria	Principali alternative accettate
Mach	5-12
Payload	Passeggeri, cargo o combinazioni
Fuel	LH2, jet fuel e combinazioni
Struttura	Serbatoi tank integrali o meno, raffreddata attivamente o meno
Configurazione	Convenzionale, blended wing-body
Propulsione	Turbojet, Ramjet o integrazioni, combustione subsonica o supersonica

Tab. 5.1: Campi di accettabilità del metodo

Il report Nasa, presenta alla fine di ogni section l'applicazione del metodo al suo caso studio: velivolo ipersonico $M=6$ propulso da turbojet (spenti a $M=3$ e utilizzati per decollo, loiter e atterraggio) e ramjet. Il fuel utilizzato è idrogeno liquido.

Sono inoltre presentati, per il velivolo analizzato da NASA i driver che risalteranno nelle CERs e che sono direttamente correlate alle tecnologie utilizzate (es: L/D , sfc , W/T ...).

6. Presentazione delle CERs

Le equazioni presentate per descrivere i DOCs sono un riarrangiamento delle equazioni sviluppate dall'ATA. Grazie ad estrapolazioni e l'introduzione di nuovi fattori, sono state estese anche per i velivoli di nostro interesse, ovvero quelli ad alta velocità.

Il metodo divide i DOC totali in 5 elementi (item). Ognuno di essi, descrive un determinato item dei costi operativi diretti, già analizzati dal punto di vista qualitativo nei paragrafi precedenti:

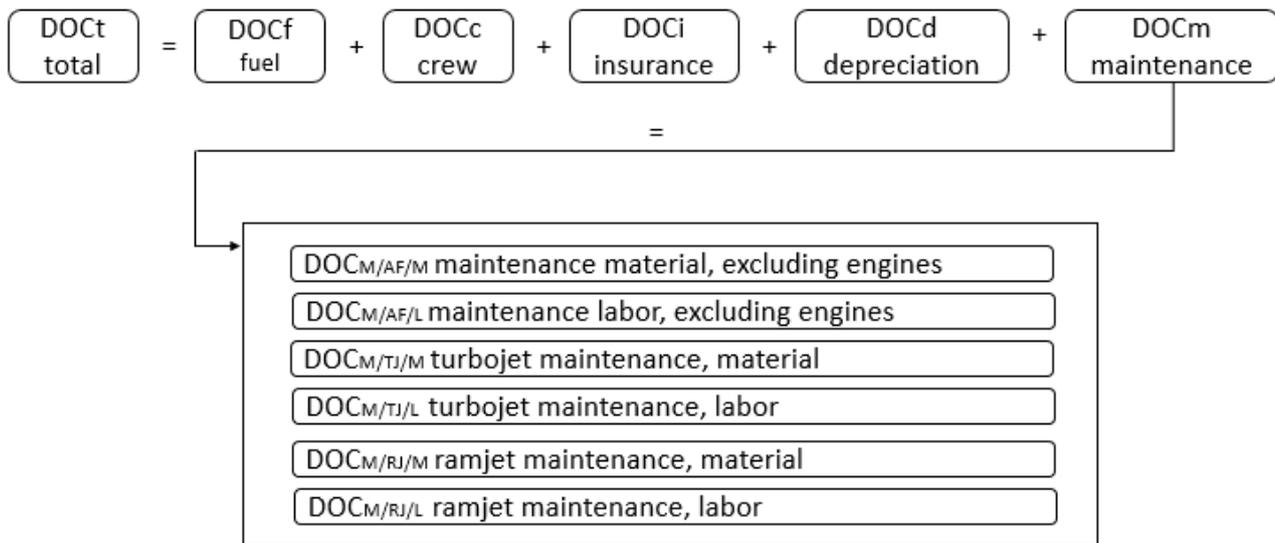


Fig. 6.1: Suddivisione DOC

Le equazioni sotto riportate sono combinazioni di parametri correlati all'aeroplano e di 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 del SI.

DOC del fuel

Uno dei più importanti elementi che costituiranno poi il costo totale è il fuel, dunque è necessario valutare tale voce nel miglior modo possibile.

$$DOC_{fuel} = \frac{1460 C_f \left(\frac{W_{FT}}{W_{GTO}} \right) (1 - K_R)}{LF \left(\frac{W_{PL}}{W_{GTO}} \right) R_T}$$

Dove:

- C_f : costo del fuel al kilogrammo ($\$/kg$)
- W_{FT}/W_{GTO} : fuel weight fraction
- K_R : reserve fuel fraction (percentuale tipicamente definita da normativa)
- LF : fattore di carico medio (tipicamente, per velivoli ipersonici, se non esplicitato, è adottato 0.6)
- W_{PL}/W_{GTO} : payload weight fraction
- R_T : Range [Km]

DOC della crew

Tale voce di costo comprende i costi della “cockpit crew”, senza considerare gli assistenti di viaggio (hostess e steward) che sono inclusi nella voce dei costi indiretti. Sono inclusi non soltanto i salari di pilota e co-pilota, ma anche le spese legate ad attività di addestramento e spese di viaggio.

$$DOC_{crew} = \frac{320/W_{GTO}}{0.725 LF \left(W_{PL}/W_{GTO}\right) M \left(V_B/V_{CR}\right)}$$

Dove:

- M : numero di Mach
- V_B/V_{CR} : rapporto tra block velocity e cruise velocity

DOC dell'insurance

L'assicurazione, elemento necessario per l'aeronavigabilità di un velivolo, indennizza la compagnia aerea e passeggeri da eventuali danni o eventi catastrofici.

$$DOC_{insurance} = \frac{I_R \left(C_{HST}/W_{GTO}\right)}{0.725 LF \left(W_{PL}/W_{GTO}\right) M \left(V_B/V_{CR}\right) U}$$

Dove:

- I_R : tasso di assicurazione annuale [%/100] (suggerito 0.02, se non diversamente specificato)
- C_{HST}/W_{GTO} : rapporto tra il costo (totale) dell'aeroplano rispetto al gross weight ($\$/kg$)
- U : utilizzo aeroplano ($bhr/year$) (suggerito 3000 $bhr/year$)

Intendiamo per block time o block hours il tempo che va dal disinserimento del blocco sulle ruote del carrello per la fase di taxi, fino al reinserimento una volta atterrati e con lo spegnimento del motore. Non è una voce di costo facilmente stimabile quella dell'assicurazione, ma ciò che sicuramente possiamo intuire è che tale voce sarà maggiore in termini quantitativi rispetto ad un subsonic jet, poiché l'inserimento di tecnologie di alto livello a bordo e il raggiungimento di velocità più elevate potrebbe essere un rischio tanto quanto sull'aereo stesso che sui passeggeri,

DOC della depreciation

Il deprezzamento è correlato alla perdita annuale del valore dell'aeroplano durante la sua vita operativa. Così come, per l'insurance, anche tale voce di costo dipende dalla policy della compagnia e dalle tecnologie di bordo. Tipicamente, alla fine della sua vita operativa, l'aeroplano non ha più valore economico (o una percentuale vicina allo 0).

$$DOC_{depreciation} = \frac{1.1 \left(C_{HST}/W_{GTO} \right) + 0.3 \left(C_{TJ}/W_{GTO} + C_{RJ}/W_{GTO} \right)}{0.725 LF \left(W_{PL}/W_{GTO} \right) M \left(V_B/V_{CR} \right) U L_D}$$

Dove:

- C_{TJ}/W_{GTO} : rapporto tra il costo di un set di motori turbojet e il gross weight (\$/kg)
- C_{RJ}/W_{GTO} : rapporto tra il costo di un set di motori ramjet e il gross weight
- L_D : Tempo di deprezzamento [anni]

Il costo di ammortamento è strettamente correlato al recupero dei costi iniziali dell'aeroplano su un fissato lasso di tempo. Tipicamente, per i velivoli ipersonici questo tempo di deprezzamento è stimato come 10 anni. Come già accennato, il DOC legato al deprezzamento di velivoli ipersonici è maggiore rispetto a quello dei velivoli subsonici. La causa di questo aumento è imputabile alla tecnologia di alto livello utilizzata a bordo e che quindi tende a perdere valore molto più rapidamente a causa dei continui miglioramenti nel settore.

DOC della maintenance

Tale costo, tipicamente, risulta scisso in diversi contributi per consentire una migliore valutazione degli stessi. Il $DOC_{maintenance}$ è di norma diviso in sei contributi, ma a seconda del caso di studio, non sempre sono tutti presenti. Quattro termini sono relativi ai DOC del motore, mentre gli altri due rimanenti sono relativi al resto dell'aeroplano (airframe e sistemi di bordo). Interessante, inoltre, come l'equazione finale tenga in considerazione non solo il costo dei materiali per la manutenzione, ma anche il costo relativo al lavoro del personale.

$$DOC_{maintenance} = DOC_{M/AF/L} + DOC_{M/AF/MA} + DOC_{M/TJ/L} + DOC_{M/TJ/MA} + DOC_{M/RJ/L} + DOC_{M/RJ/MA}$$

Dove:

- Il pedice M che compare per TUTTI gli addendi sta per "Maintenance";
- Il pedice AF sta per "Airframe and Subsystems";
- Il pedice L sta per "labor";
- Il pedice MA sta per "material";
- Il pedice TJ sta per "turbojet";
- Il pedice RJ sta per "ramjet"

Il primo termine, dunque, sarà il costo relativo al lavoro di manutenzione per airframe e sistemi di bordo:

$$DOC_{M/AF/L} = \frac{(3.22 + 1.93t_f) [0.05 \left(W_{AF}/W_{GTO} + W_{AV}/W_{GTO} \right) + 0.009] M^{1/2} r_L}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T}$$

Dove:

- t_f : tempo di volo [ore]
- W_{AF}/W_{GTO} : aircraft weight fraction (escluso motore e avionica)

- W_{AV}/W_{GTO} : avionic weight fraction
- r_L : "labor rate" di manutenzione medio di tutto il personale (\$/hr)

Il secondo termine è il costo relativo al materiale utilizzato per la manutenzione di airframe e sistemi di bordo:

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

Il terzo componente è il costo relativo al lavoro di manutenzione per turbojet:

$$DOC_{M/TJ/L} = \frac{\left(T/W \right)_{GTO} (1 + 0.3t_f) \left(8.6/T_{TJ}/10^3 + 0.087 \right) r_L K_{LTJ}}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T}$$

Dove:

- $\left(T/W \right)_{GTO}$: rapporto spinta peso al decollo
- T_{TJ} : spinta di un singolo motore turbojet (sea level static) (N)
- K_{LTJ} : rapporto tra il lavoro di manutenzione per turbojet di un velivolo HST rispetto a quello relativo di un velivolo subsonico (consigliato dal report un valore di 2)

Il quarto termine è il costo relativo al materiale utilizzato per la manutenzione del motore (turbojet):

$$DOC_{M/TJ/MA} = \frac{C_{TJ}/W_{GTO} (0.011t_f + 0.029) K_{MTJ}}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T}$$

Dove

- K_{MTJ} : rapporto tra il materiale di manutenzione per turbojet di un velivolo HST rispetto a quello relativo di un velivolo subsonico (consigliato dal report un valore di 2)

Tipicamente, per volare a M ipersonici, vengono impiegati anche motori ramjet. Ecco perché il metodo ci da altri due termini da andare a sommare nel computo totale della maintainace. La parte relativa al lavoro di manutenzione su motori ramjet, è valutabile come:

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

Dove:

- N_{RJ} : numero di moduli ramjet per aeroplano
- K_{LRJ} : rapporto tra il lavoro di manutenzione per ramjet di un velivolo HST rispetto a quello relativo al motore turbojet di un velivolo subsonico (consigliato dal report un valore di 2)
- L/D : efficienza aerodinamica

L'ultimo termine, in analogia quelli già analizzati, è quello relativo al costo per i materiali usati per la manutenzione di motori ramjet:

$$DOC_{M/RM/M} = \frac{C_{RJ}/W_{GTO} (0.036t_f + 0.029)K_{MRJ}}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T}$$

Dove:

- K_{MRJ} : rapporto tra il costo dei materiali usati per manutenzione per motori ramjet rispetto a quello utilizzato per motori turbojet subsonici (consigliato dal report un valore di 3).

Come è possibile constatare, l'equazione relativa alla manutenzione è la più complessa proprio per la volontà di enfatizzare ciascuna parte della manutenzione stessa. La scissione nella valutazione dei costi relativi al motore e quelli relativi al resto dell'aeroplano, è sinonimo di come l'aspetto propulsivo è uno dei più critici e delicati dei velivoli ipersonici. Interessante notare come nelle relazioni di costo relative al motore compaiono dei coefficienti che comparano la manutenzione di motori di velivoli ipersonici rispetto alla manutenzione di turbojet di velivoli subsonici di comparabile dimensione e spinta. Tali coefficienti sono introdotti per un motivo già ripreso più volte all'interno di questo lavoro di tesi: la limitatezza, o addirittura l'assenza, di dati relativi alla manutenzione di velivoli ipersonici.

6.1 Valutazione dei coefficienti delle CERs

Si va adesso ad analizzare più in dettaglio e a fare una primissima stima dei coefficienti che compaiono nelle CERs. Tra le costanti operative troviamo LF e U .

La prima costante è il *fattore di carico* LF . Esso rappresenta il rapporto tra il payload medio portato a bordo in ciascun volo e il massimo payload che l'aeroplano può portare a bordo. Non tutti i voli fatti dal velivolo presentano il massimo payload imbarcabile, dunque è necessario definire un payload medio e rapportarlo al payload massimo. Il metodo NASA ci suggerisce di utilizzare 0.6 (60%).

L'altra costante è l'*utilizzo* U . Esso rappresenta la quantità annuale di ore di volo del nostro aeromobile. La costante U dunque, per sua natura, è ovviamente variabile e si attesta, come valore tipico, tra le 3000 h e le 4500 h. Il metodo, utilizza per il suo caso di studio un valore di 3000 h proprio per la sua altissima velocità e il piccolo tempo di volo. Nel caso di studio per il velivolo JAXA, utilizzeremo un valore di U prossimo al valore utilizzato dal caso studio del report NASA.

Per quanto riguarda i "cost factors" troviamo il fattore C_f , ovvero il *costo del fuel* utilizzato. Esso, può essere etichettato come uno dei valori più importanti nella nostra stima, poiché come visto il DOC_{Fuel} è il termine preponderante sul totale. Il caso di studio utilizzato nel metodo è un velivolo che utilizza idrogeno liquido,

ma il valore di C_f utilizzato è relativo al 1972 ($44 \frac{\text{cents}}{\text{kg}}$). Scopo dei paragrafi successivi, sarà quello di trovare un valore di C_f attuale. Il vantaggio dell'equazione è che essa può essere utilizzata anche per altri tipi di propellenti, come ad esempio biofuel, a patto di conoscere il costo al kilo del carburante in uso.

Altro fattore da valutare è l'*insurance rate* IR . L'insurance costo è stimato come percentuale del costo di acquisizione dell'aeroplano. Per i nuovi aeromobili IR si attesta al 5%, ma pochi anni dopo tale valore scende anche al 2%. 0.02 è proprio il valore consigliatoci da NASA.

Si trova poi il *depreciation life* L_D . Esso si attesta a 15 anni per un tipico velivolo subsonico, ma per velivoli rientranti nel nostro caso di studio si scende a 10 anni a causa dell'alto livello tecnologico impiegato e che dunque può perdere il suo valore in meno tempo.

Nelle relazioni di "labor" compare a numeratore un altro coefficiente: *labor rate* r_L . Esso rappresenta la paga oraria del personale che si occupa della manutenzione. Il valore utilizzato dal metodo ($5,30 \text{ \$/hr.}$) non è ovviamente verosimile al reale valore tutt'oggi impiegato. Grazie ad una fonte [21] è possibile almeno apprendere il salario medio orario per il personale di manutenzione per diverse compagnie aeree per il 2021, dunque un dato non lontano dai giorni nostri.

In alcune equazioni compaiono anche rapporti tra costi e peso. Il metodo splitta il costo complessivo denominato C_{HST} in diversi termini: quello relativo all'engine, all'avionica e all'airframe.

$$\frac{C_{HST}}{W_{GTO}} = \frac{C_{AF}}{W_{GTO}} + \frac{C_{TJ}}{W_{GTO}} + \frac{C_{RJ}}{W_{GTO}} + \frac{C_{AV}}{W_{GTO}}$$

Per i singoli termini di cui si compone l'equazione sopra riportata, il metodo propone una serie di equazioni che coinvolgono una serie di parametri facilmente valutabili ($M, W_{AF}, W_{GTO}, etc..$)

Infine, altri coefficienti da analizzare con maggiore attenzione sono $K_{LTJ}, K_{MTJ}, K_{LRJ}$ e K_{MRJ} . Essi sono rapporti per collegare la manutenzione richiesta per velivoli ipersonici rispetto a quella richiesta per velivoli subsonici con dimensioni simili. Quelli relativi al materiale (K_{MTJ} e K_{MRJ}) considerano non tanto l'aumento del costo del materiale utilizzato, ma soprattutto la frequenza con cui questi interventi sono fatti. Essi sono tutti posti uguali a 2, tranne quello relativo al materiale dei ramjet. Questa ultima classe di motori non risulta avere parti rotanti ($K_{LRJ} = 2$), ma risultano interessati da maggiori flussi termici ($K_{MRJ} = 3$).

Si ricordi che le equazioni presentate sono valide per una missione di tipo point-to-point, dunque nel caso vogliano essere impiegate per altri tipi di missione come voli parabolici o suborbitali, bisogna considerare dei fattori correttivi alle CERs oppure decidere di cambiare metodo.

6.2 Valutazioni DOC items

La voce di costo del fuel, per velivoli ad alta velocità, è quella predominante rispetto alle altre. Proprio perché risulta essere la quota più alta, si analizzano i drivers che influenzano la quota di carburante

- Costo del fuel: Il coefficiente C_f ($\text{\$/kg}$), a seconda del fuel utilizzato, può assumere diversi valori. Nel caso di idrogeno liquido (fuel utilizzato anche dal caso studio della NASA) il metodo di produzione impiegato e lo scenario produttivo hanno una notevole influenza sul DOC_{fuel} . Tali aspetti verranno affrontati più approfonditamente nei paragrafi successivi. Altro driver, da non sottovalutare, è anche il paese di produzione del fuel. Il costo dell'energia in America è circa la

metà di quello europeo. Questo aspetto porta ovviamente ad una riduzione del costo di produzione del fuel e dunque il prezzo a cui sarà venduto sul mercato sarà più basso.

- Aspetti propulsivi: Come precedente accennato, possono essere utilizzate diverse configurazioni per l'engine per raggiungere le velocità ipersoniche desiderate. I 2 o più stadi del motore, però, avranno differenti performance, come l'impulso specifico I_s e lo specific fuel consumption sfc . Questi due parametri modificano la quantità di fuel utilizzabile per la missione e di conseguenza anche il costo.
- Struttura: L'utilizzo di una adeguata configurazione della struttura (es: ottimizzazione forma fusoliera) porta a notevoli vantaggi in termini di riduzione di resistenza e dunque di consumo di fuel. Quest'ultimo può essere ridotto anche grazie anche ad una configurazione waverider che porta ad un aumento del rapporto L/D .
- Mission profile: Come è noto, le rotte utilizzabili da aeromobili subsonici non possono essere sfruttate allo stesso modo anche da velivoli ipersonici. Dunque, ci aspettiamo che differenti rotte richiedono diversa quantità di fuel. L'aeromobile utilizza una prima fase subsonica per allontanarsi da zone abitate per la questione del sonic boom, dopodiché partirà con la fase supersonica/ipersonica.

La quota relativa alla crew include tutta una serie di spese legate ai membri dell'equipaggio (esclusi i flight attendants la cui quota rientra nei costi indiretti) : salari, benefits, programmi di addestramento e spese di viaggio. Tale costo dipende ovviamente dalla categoria di velivolo pilotato. Ci si aspetta sicuramente un miglior compenso per piloti di velivoli ipersonici dovendo avere maggiore preparazione con elementi di bordo più critici, ma un decremento del compenso legato alle minori ore di volo effettuate annualmente rispetto ad un velivolo tradizionale subsonico.

L'insurance è una percentuale dell'acquisition cost del velivolo. Essa è una spesa obbligatoria da parte della compagnia aerea perché protegge la stessa da tutta una serie di eventi gravi e meno gravi che possono capitare in volo (danni, perdita di vite umane). Ci si aspetta un aumento di costo legato all'assicurazione con un aumento di passeggeri a bordo. Nel caso in esame, per un velivolo ipersonico, l'insurance cost ha un aumento non legato all'aumento di passeggeri, ma legato all'alto livello tecnologico di bordo che fanno lievitare il costo di acquisizione. La tecnologia spinta utilizzata a bordo è causa anche di una depreciation life più bassa rispetto ad un classico subsonic jet. Essa si attesta sui 10 anni per tali velivoli HST.

Anche per la voce di costo della manutenzione bisogna considerare che:

- L'aumento delle voci relative al "labor" è legato al fatto che i manutentori devono essere altamente specializzati per andare ad operare su elementi critici come i motori e i sistemi di bordo. Questo porta anche ad un aumento del salario di tali operatori altamente specializzati.
- L'aumento delle voci relative al "materials" è legato al fatto che i materiali utilizzati sono altamente performanti e innovativi, pronti per supportare carichi termici molto più grandi di quelli presenti su velivoli subsonici.

L'altissima velocità e gli alti carichi termici obbligano l'aeromobile ad essere soggetto a molte più ore uomo di manutenzione per ora di volo (MMH/FH) rispetto ad un velivolo subsonico di simili caratteristiche geometriche.

6.3 DOC per il caso studio di NASA

NASA elabora, grazie alle equazioni fornite, una stima delle varie voci di costo per il suo caso di studio (velivolo ipersonico, $M = 6$, $R_T = 7400 \text{ km}$, LH_2). Interessante è il confronto delle singole voci di costo con un jet subsonico classico. È utilizzato per entrambi i velivoli un fattore di carico $LF = 0.6$. I valori in tabella sono espressi in $\text{cents}_{1972}/(\text{ton} - \text{mile})$

	DOC element	Baseline HST	Large Subsonic Class (B747 class)
Fuel	DOC_f	25.7	5
Crew	DOC_c	1	1.5
Insurance	DOC_i	2.1	0.7
Depreciation	DOC_d	12	2.9
Maintenance	$DOC_{M/AF/L}$	0.6	0.6
	$DOC_{M/AF/MA}$	1.5	0.5
	$DOC_{M/TJ/L}$	0.2	0.3
	$DOC_{M/TJ/MA}$	0.9	1.1
	$DOC_{M/RJ/L}$	0.4	-
	$DOC_{M/RJ/MA}$	2.4	-
	$DOC_{m \text{ total}}$	6	2.5
TOTAL		46.8	12.6

Tab. 6.1: Confronto tra i diversi DOC items per un velivolo ipersonico e un velivolo subsonico classico

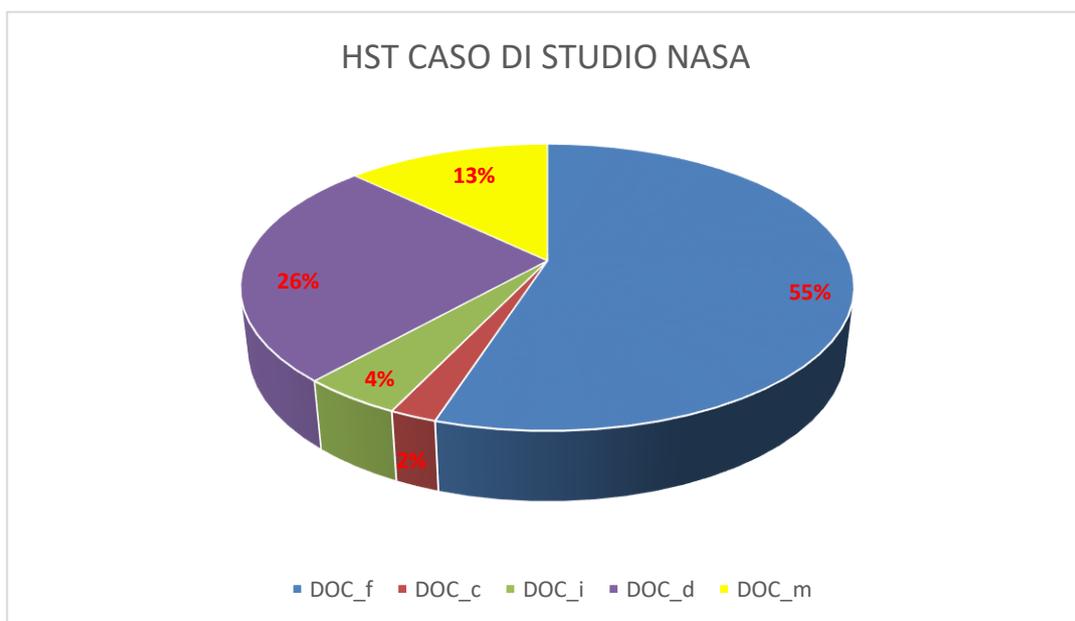


Fig. 6.2: DOC Breakdown velivolo NASA

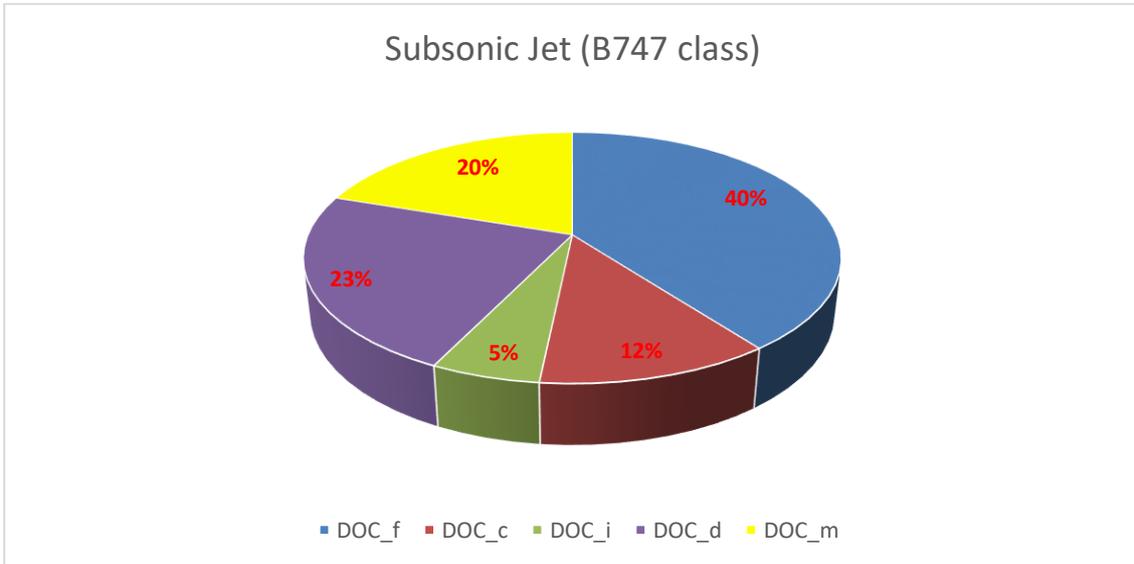


Fig. 6.3: DOC Breakdown Subsonic Jet

Come è già stato evidenziato più volte, e come si vede anche dai valori numerici, i DOC per il velivolo HST sono molto più alti rispetto al caso di velivolo subsonico. Per i due velivoli, è possibile notare che la voce di costo del fuel impatta per la maggiore percentuale, anche se i valori assoluti sono nettamente diversi ($DOC_{fuel_{HST}} \cong 5 * DOC_{fuel_{subsonic}}$). Interessante notare come le percentuali relative all'insurance sono praticamente molto simili ($\approx 5\% DOC_{total}$). Anche le percentuali relative al deprezzamento sono molto simili, ma come è stato espressamente chiarito, in termini assoluti risulta maggiore il contributo relativo al velivolo ipersonico ($DOC_{dep_{HST}} \cong 4 * DOC_{dep_{subsonic}}$). Per la questione manutenibilità, anche se le percentuali sono a favore del jet subsonico, in termini assoluti non ci sono paragoni. Unica voce di costo che risulta più piccola nel caso di velivolo HST (anche in termini assoluti) è quella relativa alla crew. Ciò è giustificato dal fatto che il costo della crew dipende dalle ore di volo. Avendo un velivolo che non ha ore di volo confrontabili con quelle di un aereo subsonico, ne consegue un valore più basso.

7. LH_2 Fuel

Si va adesso ad analizzare più in dettaglio il costo del fuel, in particolar modo ci concentreremo non su fuel tradizionali, ma su carburanti alternativi e che rappresenteranno, quasi sicuramente, il futuro dell'aviazione: LH_2 e Biofuel. Si comincia ad analizzare più in dettaglio il primo dei due (fuel utilizzato anche dal velivolo baseline del report NASA).

In generale il costo del carburante, qualunque esso sia, è influenzato da diversi fattori:

- Caratteristiche fisico-chimiche;
- Il metodo di produzione;
- Il "rate" di produzione;
- Il paese produttore

Mentre per velivoli tradizionali utilizziamo fuel a base di idrocarburi, per il nostro caso di studio ipersonico abbiamo bisogno di un carburante capace di soddisfare le performance richieste e l' LH_2 sembra il più adatto. L'idrogeno liquido ha una energia specifica 3 volte maggiore rispetto ad un fuel tipicamente usato in aeronautica ($120 MJ/kg$ per l'idrogeno liquido, rispetto ai $43 MJ/kg$ per il Jet-A). Tale vantaggio si traduce, ovviamente, in un minore sfc utilizzato ($sfc_{LH_2} \cong 1/3 sfc_{JET-A}$). Tuttavia, il carburante essendo criogenico ha una bassa densità che si traduce in serbatoi più grandi e pesanti per il fuel trasportato.

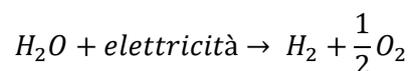
I fattori prima citati sono importantissimi per l'idrogeno liquido proprio perché la produzione di LH_2 non è così affermata come i tradizionali fuel con idrocarburi. Ad esempio, il metodo di produzione è strettamente correlato al costo dell'energia ed esso, a sua volta, è dipendente dal paese di produzione.

L'idrogeno liquido può essere prodotto con diverse tecniche e a partire da diverse materie prime [22]:

- Dall'elettrolisi dell'acqua;
- Da elementi naturali come legna grazie alla pirolisi e alghe usando la fotosintesi;
- Da carbone grazie alla gassificazione;
- Dal gas (specialmente metano) o idrocarburi attraverso lo steam reforming

Alcune delle risorse sono rinnovabili e questo porta un minor impatto ambientale.

La scelta del metodo per produrre l'idrogeno liquido influenza i costi diretti del fuel: l'utilizzo dello steam reforming a partire dagli idrocarburi, ad esempio, ridurrebbe il costo del fuel di un terzo rispetto alla tecnica dell'elettrolisi. Anche se è presente questa differenza di costo, l'ESA intende produrre il combustibile criogenico dall'elettrolisi dell'acqua. Tale scelta è da ricercarsi nella problematica ambientale: utilizzare una risorsa naturale come l'acqua per produrre idrogeno è eco-friendly e non va ad aumentare il livello di inquinamento. Con l'elettrolisi, si va a scindere la molecola d'acqua in idrogeno e ossigeno gassoso usando l'elettricità:



All'elettrolisi si aggiunge la liquefazione. Esso è uno dei metodi più efficienti per trasportare idrogeno e risulta essere molto conveniente, a livello di costo, per grandi quantità di idrogeno. Tuttavia, gli impianti che producono idrogeno con questa tecnologia sono tipicamente di piccole dimensioni e i cicli sfruttati per le genesi dell' LH_2 (ciclo Brayton e Claude) non risultano così tanto efficienti. Per andare a ridurre il costo di produzione del fuel in esame, il costo totale di ownership per gli stabilimenti che utilizzano la liquefazione

dovrebbe ridursi e l'efficienza dei cicli aumentare con un miglioramento e ottimizzazione del processo. Il costo di possesso o, più comunemente chiamato, costo di ownership includono i CAPEX e gli OPEX. I capital expenditure sono i primi che vengono sostenuti e sono i costi correlati all'acquisizione e alla costruzione dell'impianto, gli operational expenditure sono i costi per mantenere l'impianto operativo.

Oltre alla tecnica utilizzata per la produzione di LH_2 , è da non sottovalutare anche il luogo dove l'impianto per la produzione di idrogeno liquido ha sede, poiché il costo dell'energia elettrica è differente.

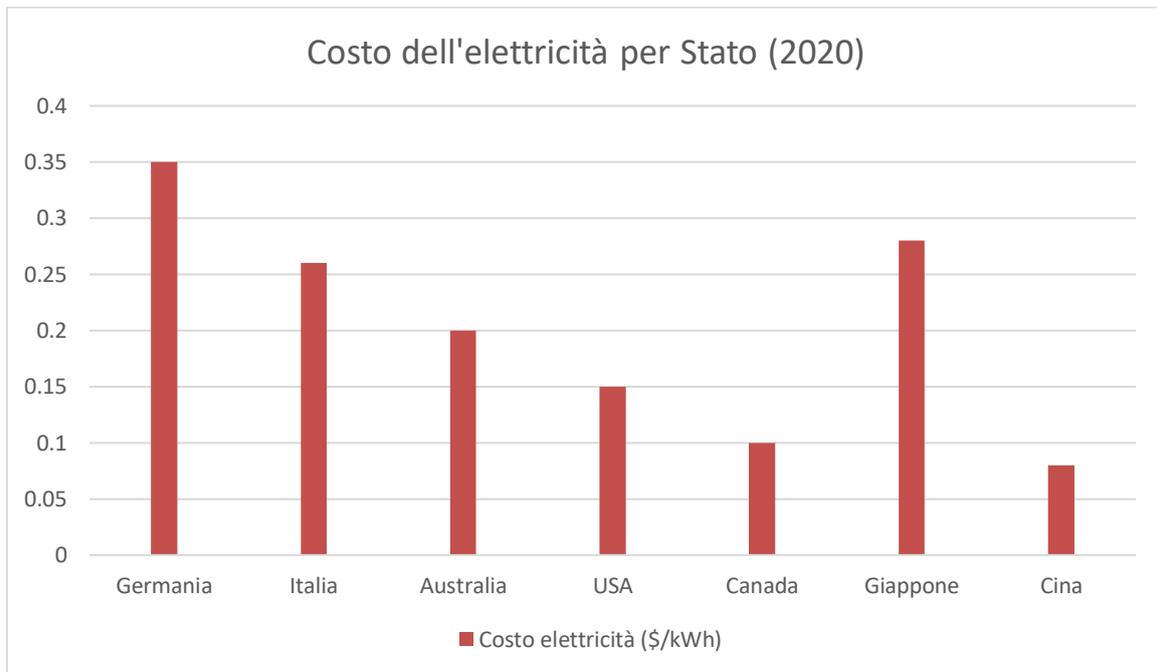


Fig. 7.1: Costo elettricità in \$/kWh per diversi paesi del mondo [23]

7.1 Stima del costo dell' LH_2

Dunque, è ormai chiaro che non è affatto facile stimare un costo per l' LH_2 come fuel essendo presenti molte variabili (fattori economici, tecnica di produzione, paese di produzione, etc..). Uno studio universitario, però, ci dà la possibilità di stimare il costo del fuel, anche futuri, considerando diversi scenari produttivi. Come proposto e suggerito da ESA, valutiamo il costo di tale combustibile considerando come metodo di produzione l'elettrolisi e la liquefazione. Gli scenari produttivi del paper sono:

- Piccoli impianti odierni, che presentano un rate di produzione pari a 2.29 tonnellate al giorno;
- Grandi impianti odierni, che presentano un rate di produzione pari a 10 tonnellate al giorno;
- Produzione continua futura, che presenta un rate di produzione pari a 50 tonnellate al giorno;
- Future off-peak, che presenta un rate di produzione pari a 200 tonnellate al giorno.

Considerando il caso di studio dell'ESA [Fonte PEM electrolysis plant] possiamo apprendere i costi di elettrolisi e di liquefazione in €/kg dell' LH_2 in un impianto che produce 275 tonnellate di fuel per 120 giorni operativi l'anno (2.29 tons per day). Utilizziamo questi costi, come base per i piccoli impianti odierni europei.

PEM electrolysis plant cost summary				
Hydrogen Produced (kg/yr)	275,100			
	H₂ Cost			
	Capital Costs	Yearly cost	% costs	€/kg
1- Electrolysis Capital Cost	5,163,439 €		13%	0.94€
Labour Cost	1,032,497 €			
Equipment and Materials Costs	4,130,942 €			
2- Electrolysis Operating and Maintenance Cost		1,791,005 €	87.40%	6.51€
a- Fixed operating costs	325,521 €			
Power electricity	201,593 €			
Maintenance	123,928 €			
b- Variable operating costs	1,465,484 €			
Raw Materials	1,356,332 €			
Manpower	109,152 €			
Total yearly costs (considering 20 years)	2,049,177 €			
Cost per launcher	341,530 €			
Hydrogen Cost (€/kg) without liquefaction system	7.45 €			
Hydrogen Cost (€/kg) with liquefaction system	9.53 €			

Fig. 7.2: Cost summary per produzione di LH2 con elettrolisi [24]

Convertendo i valori in euro relativi al 2013 in dollari con il tasso di cambio al 2013, come richiesti come input nelle CERS, troviamo che:

Costo idrogeno (2013\$/kg) senza liquefazione (Costo elettrolisi)	9,90\$/kg
Costo liquefazione (\$2013/kg)	2,77\$/kg
Costo totale per la produzione di LH ₂ (elettrolisi+liquefazione) (\$2013/kg)	12,67\$/kg

Tab. 7.1: Costo elettrolisi, liquefazione e totale derivanti dalla figure 7.2

Dove è stato utilizzato un tasso di cambio euro-dollaro pari a 1.33 (tasso medio di cambio valuta nel 2013).

I dati sui costi sostenuti invece in un impianto americano, è possibile reperirli, da un report del 2006. È possibile, attraverso il CPI ovvero il “consumer price index” andare a tener conto della variazione dei costi nel corso degli anni. Dividendo infatti, i CPI dei 2 anni di riferimento (nel nostro specifico caso, il 2013 e il 2006) è possibile ottenere un coefficiente numerico, che abbiamo definito precedentemente CEF, che permette di attualizzare i costi.

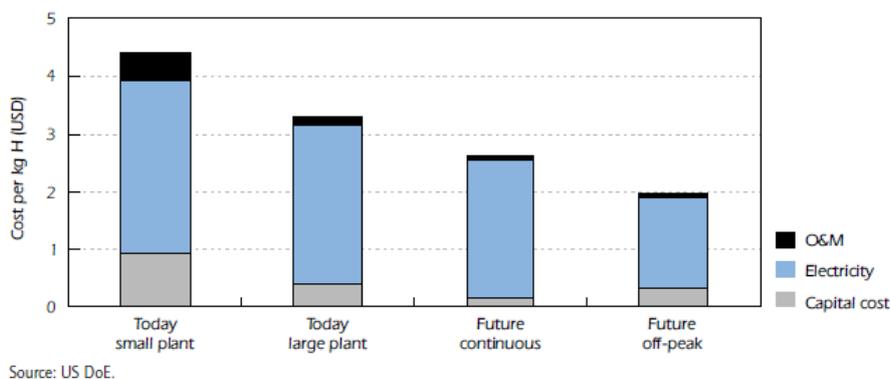


Fig. 7.3: Costo al kilo (elettrolisi) per impianto americano nei diversi scenari produttivi [22]

Nel nostro specifico caso, il CEF è valutabile come:

$$CEF = \frac{CPI_{2013}}{CPI_{2006}} = \frac{232.96}{201.60} = 1.156$$

SCENARIO	Elettrolisi, \$/kg [2006]	Electrolysis, \$/kg [2013]
Today Small Plant	4.5	5.20
Today Large Plant	3.2	3.70
Future Continuous	2.7	3.12
Future off-peak	2	2.31

Tab. 7.2: Tabellina riassuntiva della figure 7.3

Dunque fino adesso sono noti i costi relativi al solo processo di elettrolisi, sia per stabilimenti europei che per stabilimenti americani. Lo scopo adesso è valutare i costi relativi alla liquefazione.

Finora è noto che il production rate relativo all'elettrolisi influenza di molto il costo che si dovrà sostenere. Per la liquefazione, come dimostra anche la figura, si ha un comportamento analogo: il costo relativo alla liquefazione diminuisce con il production rate.

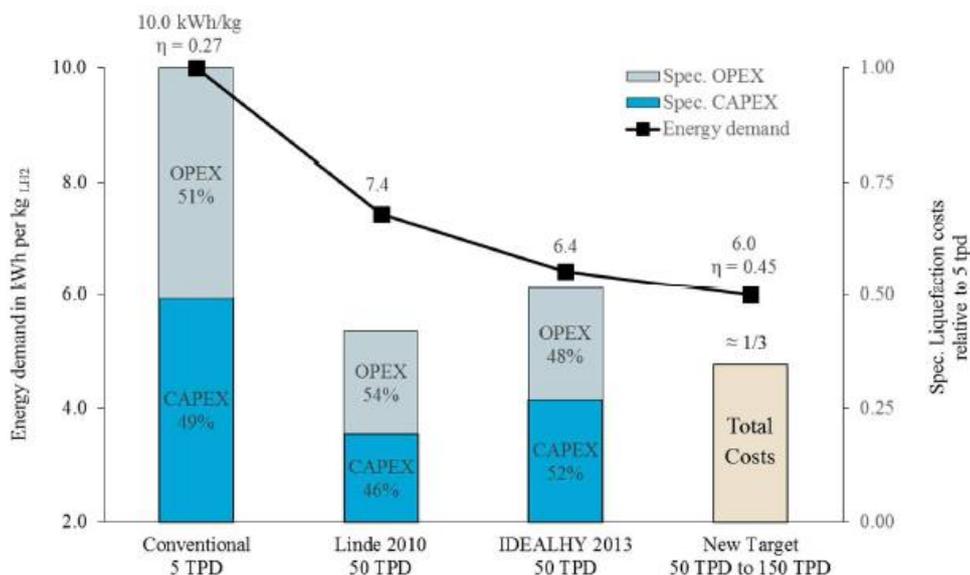


Fig. 7.4: Costo liquefazione per diversi scenari di produzione in Europa [23]

Interessante notare come per production rate molto alti, il costo si abbassa ad un 1/3 rispetto a quello iniziale con un rate di produzione di 5 TPD. È noto, dalla tabella precedente, il costo relativo alla liquefazione per piccoli impianti (2.77 \$/kg). Attraverso una spline si è cercato di interpolare i punti che sono noti (in figura, in rosso) e a stimare il costo per i diversi rate production.

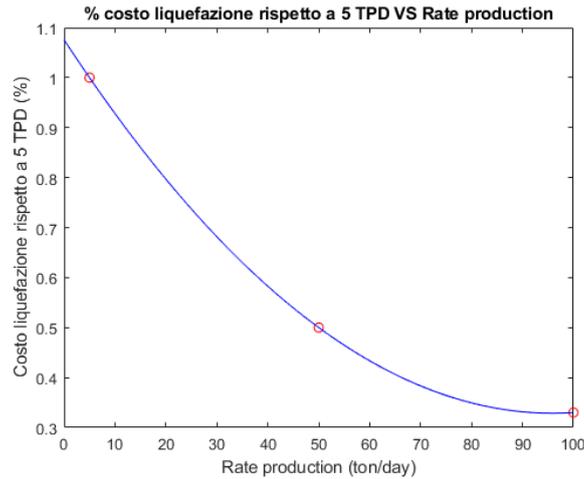


Fig. 7.5: Spline interpolante valori della figure 7.4

Attraverso il rate di produzione e i dati presenti nella reference [26], è possibile stimare il costo del fuel per i diversi scenari produttivi elencati al di sopra, sia per un stabilimento europeo che uno americano.

SCENARIO	Liquefazione, \$/kg [Europa]	Liquefazione, \$/kg [USA]
Today Small Plant	2.77	1.39
Today Large Plant	2.58 (93%)	1.29
Future Continuous	1.39 (50%)	0.7
Future off-peak	0.91 (33%)	0.46

Tab. 7.3: Tabella Riassuntiva con estrapolazione risultati dalla figure 7.5

dove i costi relativi ad impianti negli USA sono semplicemente la metà di quelli che si hanno in Europa, considerando in prima approssimazione che l' LH_2 in Europa sia circa 2 volte più costosa di quella USA.

Resta solo da stimare il costo relativo all'elettrolisi per i diversi scenari produttivi individuati. È possibile individuare tale costo, mediante la tecnica presentata da [24], ovvero attuando un procedimento di "scaling":

$$k_2 = k_1 \left(\frac{Size\ 2}{Size\ 1} \right)^{scaling\ factor}$$

Dove:

- k_2 è il costo per tonnellata del plant 2 (incognita);
- k_1 è il costo per tonnellata del plant 1 (noto);
- $Size\ 1$ è il rate production del plant 1 (noto);
- $Size\ 2$ è il rate production del plant 2 (noto);
- $Scaling\ factor$ è un coefficiente che ci fornisce la giusta correlazione tra rate production e \$/ton (incognito).

Per rate production diversi da 2.29 tons/day, ci si può riferire al modello TransCost. I costi riportati dal grafico della figura sottostante sono comprensivi di elettrolisi e liquefazione. Dunque, per conoscere lo scaling factor è necessario dividere i 2 contributi. Poiché non è noto l'esatto breakdown dei 2 contributi, si sfrutta ciò che è noto dalla tabella 4 dove il contributo della liquefazione è il 22% del totale (2,77 \$/kg sul totale di 12,67 \$/kg). Dunque, è nota la suddivisione per una produzione di 2.29 tons/day. Sfruttando invece la figura 22 è possibile valutare la percentuale del costo di liquefazione per valori di rate production più elevati.

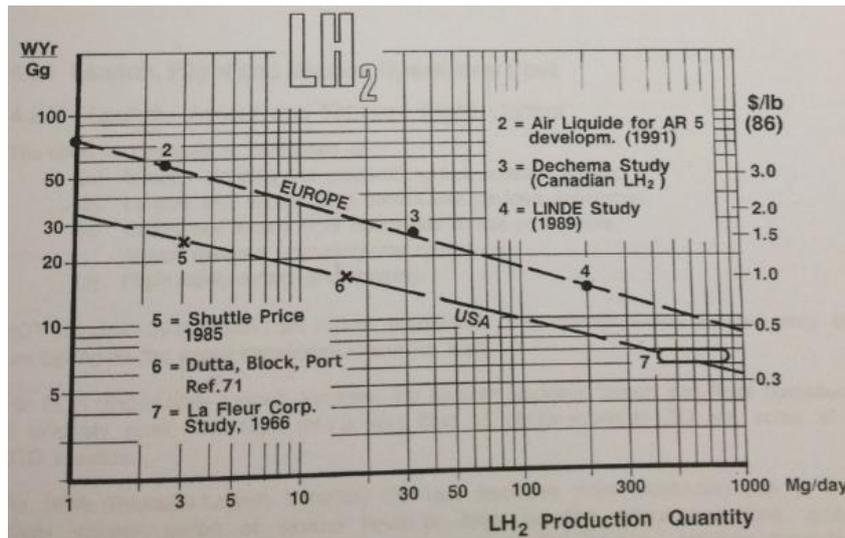


Fig. 7.6: Costi in \$/lb per produzione LH2 (Europa e USA) [26]

	Punto sul grafico	\$/lb [1986]	\$/kg [2013]	ton/day
Europe	2	3,3	15,46	2,29
	3	1,6	7,50	31
	4	0,8	3,75	200
USA	5	1,5	7,03	3
	6	1,1	5,15	15
	7	0,4	1,87	600

Tab. 7.4: Tabella riassuntiva con estrapolazione dei valori dalla figure 7.6

Dove il costo, letto sulla sinistra, è stato trasformato in \$/kg e attualizzato al 2013, come tutti i dati in nostro possesso.

Production in Europe – Points from TransCost			
ton/day	Electrolysis \$/kg	Liquefaction \$/kg	Total \$/kg
2,29	12,08	3,38	15,46
31	5,24	2,26 (67%)	7,50
200	2,63	1,12 (33%)	3,75

Tab. 7.5: Costi di elettrolisi, liquefazione e totali al 2013 ed espressi in \$/kg

Si è scisso il total cost \$/kg per un rate production di 2.29 ton/day secondo le proporzioni descritte precedentemente: 22% liquefazione, 78% elettrolisi. Prendendo come riferimento il costo della liquefazione per il rate di 2.29 ton/day, e moltiplicando per le percentuali ricavate dalla figure 7.5 ricavo gli altri 2 costi riportati in tabella. In particolare, per 31 ton/day utilizzo il 67%, e per 200 ton/day il 33%. Il costo dell'elettrolisi è ricavato per differenza.

A questo punto si valuta lo scaling factor per i rate production che ci interessano (10 e 50 ton/day). Si utilizzano i dati noti della tabella 8 e utilizzando la relazione 1, ricavo lo scaling factor per 31 ton/day e 200 ton/day. Nel primo caso:

- k_2 è il costo per l'elettrolisi del plant con un rate production di 31 ton/day (5,24 \$/kg),
- k_1 è il costo per l'elettrolisi del plant con un rate production di 2,29 ton/day (12,08 \$/kg),
- $Size_2$ è 31 ton/day,
- $Size_1$ è 2,29 ton/day.

Lo scaling factor risultante è -0,32. Ripetendo lo stesso procedimento per un r_p di 200, lo scaling factor risulta -0,34. Si sceglie di valutarne una media tra i valori trovati, ovvero -0,33.

Si sfrutta il risultato appena trovato, per ricavare un valore di costo per l'elettrolisi per i due rate di produzione cercati.

- Per un r_p di 10 ton/day, si ricava un costo di elettrolisi pari a 6,09 \$/kg
- Per un r_p di 50 ton/day, si ricava un costo di elettrolisi pari a 3,58 \$/kg

Si riportano tutti i risultati ottenuti in una tabellina riassuntiva.

Scenario Produttivo	Rate di produzione	Europa			USA		
		Elettrolisi \$2013/kg	Liquefazione \$2013/kg	Totale \$2013/kg	Elettrolisi \$2013/kg	Liquefazione \$2013/kg	Totale \$2013/kg
Piccoli impianti odierni	2.29	9.90	2.77	12.67	5.2	1.38	6.58
Grandi impianti odierni	10	6,09	2.58	8.67	3.70	1.29	4.99
Produzione continua futura	50	3.58	1.39	4.97	3.12	0.68	3.8
Future off-peak	200	2.63	0.91	3.54	2.31	0.46	2.77

Tab. 7.6: Tabella riassuntiva costi per produzione di idrogeno per diversi scenari produttivi al 2013

Poiché i costi devono essere attualizzati all'anno corrente, si utilizza il CEF come fatto precedentemente. Nel caso in esame, il CEF richiesto risulta essere pari a:

$$CEF = \frac{CPI_{2021}}{CPI_{2013}} = \frac{270.97}{232.96} = 1.16$$

Dove i valori di CPI sono presi dal database della fonte [27].

Si può dunque attualizzare la tabella 9, moltiplicando i costi all'interno e ottenendo finalmente una prima stima del coefficiente C_f .

<i>Scenario Produttivo</i>	<i>Rate di produzione</i>	Europa			USA		
		Elettrolisi \$2021/kg	Liquefazione \$2021/kg	Totale \$2021/kg	Elettrolisi \$2021/kg	Liquefazione \$2021/kg	Totale \$2021/kg
Piccoli impianti odierni	2.29	11.4	3.19	14.59	6.03	1.6	7.63
Grandi impianti odierni	10	6.94	2.70	9.64	4.29	1.36	5.65
Produzione continua futura	50	4.04	1.57	5.61	3.62	0.79	4.41
Future off-peak	200	2.53	1.07	3.6	2.68	0.53	3.21

Tab. 7.7: Tabella riassuntiva costi per produzione di idrogeno per diversi scenari produttivi al 2021

Al giorno d'oggi, la produzione industriale di idrogeno liquido è ancora non matura. Saranno necessari alcuni anni prima che tale combustibile possa divenire disponibile ad un costo competitivo. È doveroso, per raggiungere tale obiettivo, andare a costruire nuovi impianti produttivi di più alto livello per andare ad aumentare il production rate e, quindi, avere un notevole abbassamento di costo. Notiamo come il costo totale al kilo, risulta essere sempre più basso in USA a causa del più basso costo della materia prima.

Poiché il caso di studio, è previsto in uno scenario futuro, è ragionevole utilizzare dei valori prossimi allo scenario dei 50 ton/day. Lo studio per valutare i valori in tabella, risulta essere uno dei tantissimi approcci che possono essere utilizzati, ed è uno studio di prima approssimazione. Si sceglie come valore di C_f un valore medio tra quello europeo e americano, ovvero pari a 5\$/kg.

8. Valutazione dati per il caso di studio

Il primo step è quello di valutare alcuni parametri chiave, a partire dai pochissimi dati che abbiamo sulla fonte [17].

Si è partiti da una definizione del payload, andando ad utilizzare dimensioni e dati presenti nella figura in basso:

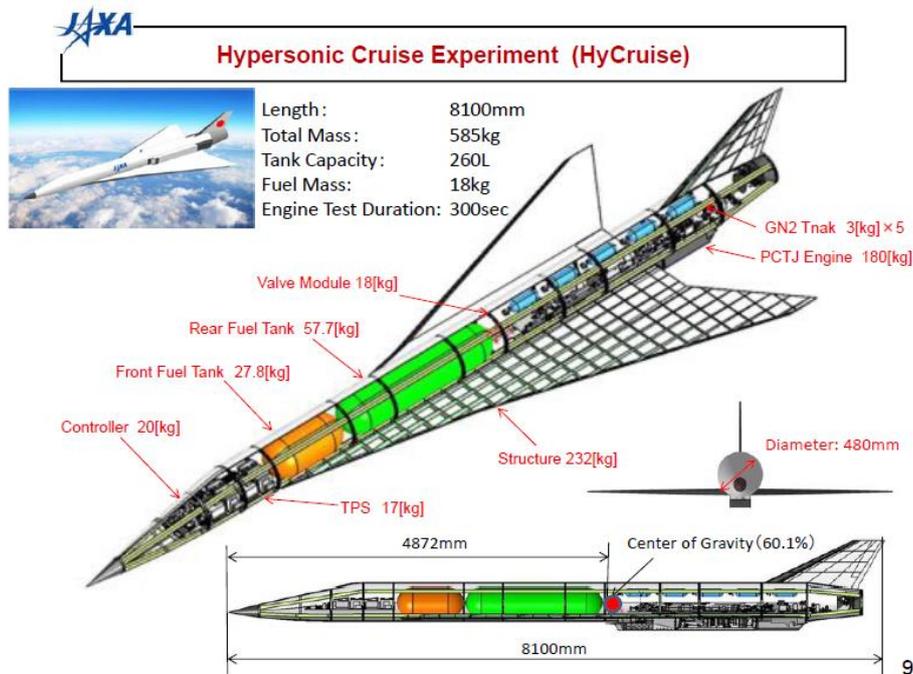


Fig. 8.1: Caratteristiche velivolo caso di studio (HyCruise) [17]

Il velivolo è lungo 40 metri, mentre nella figura si leggono i dati di un modellino in scala 1:5. Dunque le grandezze lineari, possono essere valutate andando a moltiplicare i dati sopra disponibili per un fattore 5.

Grazie alla dimensione del diametro, e delle lunghezze in vista laterale, è possibile stimare un primo volume di cabina come volume di un cilindro. Il risultato, utilizzando il fattore di scala, è di 73 m^3 . Supponendo di avere per ciascun passeggero, un volume disponibile di 4 m^3 , si ricava che il numero dei passeggeri è circa 18 (valori tipici di un first class di un aereo di linea).

Conoscendo un primo numero di passeggeri, si è calcolato il peso del payload andando a moltiplicare il numero dei passeggeri per 100 kg (valore comprensivo di bagaglio).

A questo punto, è stato utilizzato un tool matlab molto semplice di analisi statistica. ASTRID-H Statistical Analysis Module, prende in input un database di velivoli con i loro valori tipici e grazie a regressioni lineari riesce a dare come output parametri molto utili per iniziare a stimare i contributi delle singole CERs.

Il tool utilizza un database di velivoli simili tra loro, nel particolare caso analizzato, "point to point, airbreathing, LH2". Si riporta una tabella riassuntiva per i velivoli presi come riferimento.

Nome	Payload [kg]	MTOW [tons]	Thrust [kN]	S [m^2]	sfc [kg/h/daN]	Isp [s]	Mach	Propellant mass [kg]
Lapcat A2	33000	400	1488	900	0,9	1800	5	180000
Tupolev Tu-360	10000	350	215	1250	1,8	2000	6	106000
Tupolev Tu-2000	12000	80	882	160	2,3	1550	6	35000
Stratofly MR3	33000	400	2334	1365	1,2	3000	8	180000
NASA Concept 1	21300	135	780	250	0,21	17400	1,18	18057
NASA Concept 2	12973	50	700	125	0,22	17000	1,25	3900
NASA Concept 3	28032	190	890	350	0,49	7400	2,7	42774
NASA caso di studio	22700	218,4	1032	866	1,13	3670	6	69400

Tab. 8.1: Tabella Database per Tool Matlab ASTRID-H Statistical Analysis Module

Grazie alla conoscenza del payload e all'interpolazione lineare dei vari punti si può valutare, per il caso di studio in esame, il MTOW. A partire da quest'ultimo, il tool, sempre con il solito metodo, ricava spinta T , superficie alare S e "propellant mass fraction" $m_{fuel}/MTOW$. Dal Mach, inoltre, è possibile valutare anche lo specific fuel consumption sfc e impulso specifico I_{sp} .

I valori utili, sono riassunti nella tabellina che segue:

MTOW [tons]	56
Thrust [kN]	650
Sfc [kg/h/daN]	1,14
Propellant mass fraction	0,2

Tab. 8.2: Tabella riassuntiva dei risultati forniti dal tool Matlab per il caso di studio studiato

Di seguito si riportano i grafici che il tool fornisce:

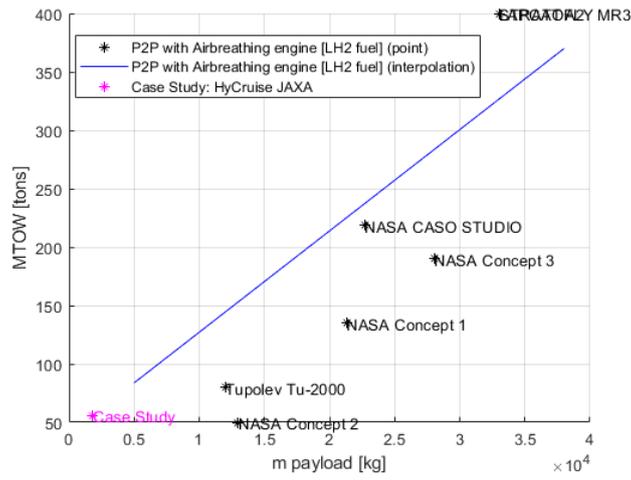


Fig. 8.2: $m_{payload}$ VS $MTOW$ (analisi statistica)

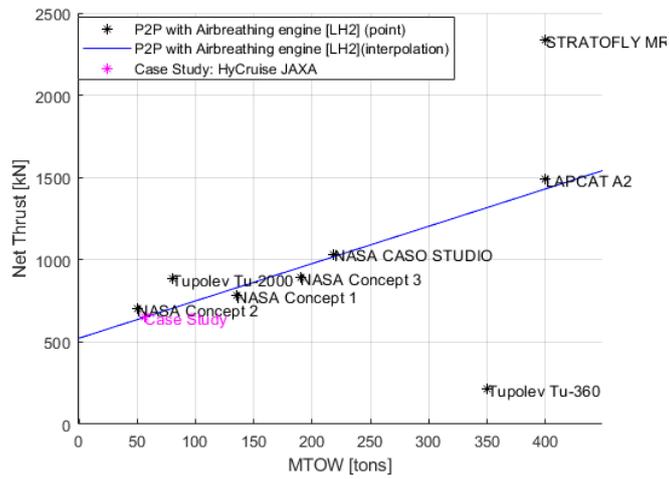


Fig. 8.3: $MTOW$ VS $Net Thrust$ (analisi statistica)

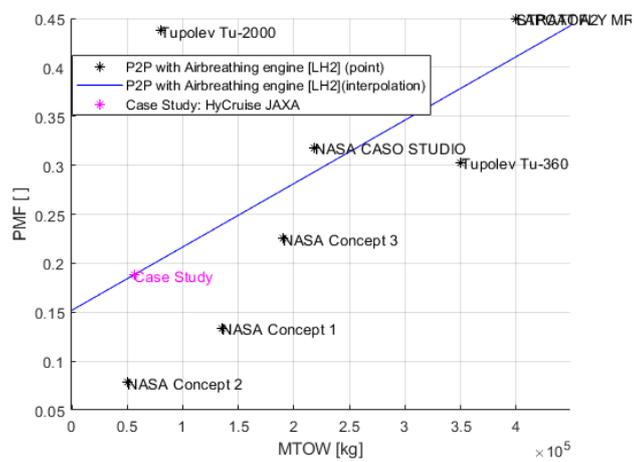


Fig. 8.4: $MTOW$ VS PMF (analisi statistica)

8.1 Valutazione CERs (caso LH₂)

Si inizia con la valutazione delle CERs, cominciando dal **fuel**:

$$DOC_{fuel} = \frac{1460 C_f (W_{FT}/W_{GTO})(1 - K_R)}{LF (W_{PL}/W_{GTO}) R_T} = 6,633 \frac{\$}{ton * mile}$$

Dove:

- $C_f = 5 \$/kg$ (stima precedente);
- $W_{FT}/W_{GTO} = 0.2$ (dato del tool);
- $K_R = 0,08$ (riserva tipica di velivoli ad alta velocità);
- $LF = 0,7$ (valore tipico);
- $W_{PL}/W_{GTO} = 0.03$;
- $R_T = 9000 \text{ km}$ (Range missione Tokyo-Los Angeles).

Non si è incluso il CEF poiché il C_f è già attualizzato al 2021.

Crew

$$DOC_{crew} = \frac{\frac{320}{W_{GTO}} * CEF}{0.725 LF (W_{PL}/W_{GTO}) M (V_B/V_{CR})} = 0,6753 \frac{\$}{ton * mile}$$

Dove:

- $V_B/V_{CR} = 0,67$ (dato noto)*
- $CEF_{1972-2021} = 6,4748$ (noti i CPI dei 2 anni di riferimento)

* $V_{CR} = 1488,8 \text{ m/s}$ (noto da Mach=5 e quota=24 km), $t_{block} = t_f + 0,5 = 2,5 \text{ h}$, $V_B = \frac{R_t}{t_{block}} = 1000 \text{ m/s}$

Insurance

$$DOC_{insurance} = \frac{I_R (C_{HST}/W_{GTO})}{0.725 LF (W_{PL}/W_{GTO}) M (V_B/V_{CR}) U} = 0,543 \frac{\$}{ton * mile}$$

Dove:

- $I_R = 2\%$ (valore tipico)
- $C_{HST}/W_{GTO} = 4161,9 \$/kg$
- $U = 2800 \text{ h}$ (4 voli al giorno da 2 ore, non necessariamente tutti i giorni dell'anno)

Il C_{HST}/W_{GTO} è stato valutato andando a scindere i diversi contributi dell'aeroplano (engine, avionica, airframe). Ognuno dei singoli contributi, è stato stimato secondo le relazioni riportate dal metodo NASA e aggiornando il costo con il relativo CEF:

$$C_{AF}/W_{GTO} = \frac{855 * (W_{AF})^{0.68} * M^2 * CEF}{W_{GTO}} = 3182,8 \$/kg$$

$$C_{TJ}/W_{GTO} = 6300 * (N_{tj})^{-0.15} * (T_{TJ})^{-0.33} * \left(\frac{T}{W}\right)_{GTO} * CEF = 660 \$/kg$$

$$C_{AV}/W_{GTO} = 2760 * \frac{W_{AV}}{W_{GTO}} * CEF = 319,11 \$/kg$$

Dove gli unici dati mancanti sono W_{AV} e W_{AF} . Per il primo, esso è valore tipicamente fisso e non scalabile con la dimensione del velivolo, infatti esso è stato fissato pari a 1000kg.

Per W_{AF} si è calcolata in questo modo:

$$W_{AF} = W_{GTO} - W_{payload} - W_{engine} - W_{avionica} - W_{fuel}$$

L'unico contributo per il momento ignoto è il W_{engine} . Esso può essere stimato, ancora una volta per analisi statistica, ma in separata sede. Pur sapendo che alcuni motori presi in esame lavorano con idrocarburi, per questa analisi è stata fatta l'assunzione di motori drop-in. Il plot ci permette di valutare il peso del motore del nostro caso di studio:

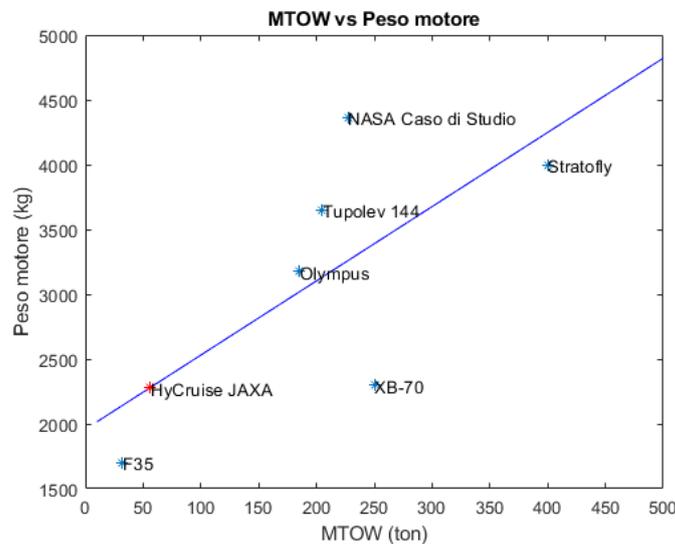


Fig. 8.5: *MTOW VS Engine weight* (analisi statistica)

Si hanno, a questo punto, tutti i dati per valutare W_{AF} e dunque i singoli contributi di C_{HST}/W_{GTO}

Depreciation

$$DOC_{depreciation} = \frac{1.1 \left(C_{HST}/W_{GTO} \right) + 0.3 \left(C_{TJ}/W_{GTO} \right)}{0.725 LF \left(W_{PL}/W_{GTO} \right) M \left(V_B/V_{CR} \right) U L_D} = 3,113 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

Dove:

- $L_D = 10$ anni

Maintenance

$$DOC_{M/AF/L} = \frac{(3.22 + 1.93t_f) [0.05 \left(W_{AF}/W_{GTO} + W_{AV}/W_{GTO} \right) + 0.009] M^{1/2} r_L}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T} = 0,11 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

Dove:

- $r_L = 32.5$ \$/h (paga oraria stimata, trovata anche con i CPI e prendendo come riferimento il r_L del 1972 pari a 5.3 \$/h).

$$DOC_{M/AF/MA} = \frac{(4.52t_f + 9.04) \left(C_{HST}/W_{GTO} - C_{TJ}/W_{GTO} \right)}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T * 10^3} = 0,31 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

$$DOC_{M/TJ/L} = \frac{\left(T/W \right)_{GTO} (1 + 0.3t_f) \left(8.6/T_{TJ}/10^3 + 0.087 \right) r_L K_{LTJ}}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T} = 0,069 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

$$DOC_{M/TJ/MA} = \frac{C_{TJ}/W_{GTO} (0.011t_f + 0.029) K_{MTJ}}{LF W_{PL}/W_{GTO} R_T} = 0.33 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

Dunque il DOC relativo alla “maintenance” è pari a:

$$DOC_{maintenance} = DOC_{M/AF/L} + DOC_{M/AF/MA} + DOC_{M/TJ/L} + DOC_{M/TJ/MA} = 0,824 \frac{\$}{\text{ton} * \text{mile}}$$

8.2 Risultati Finali e ticket price utilizzando LH2

DOC Item	\$/ <i>(ton * nm)</i>	\$/ <i>(pax*km)</i>	\$/flight
Fuel	6,633	0,512	58022
Crew	0,675	0,052	5907
Insurance	0,543	0,042	4745
Depreciation	3,113	0,24	27228
Maintenance	0,834	0,064	7298
TOT	11,789	0,91	103200

Tab. 8.3: Risultati Finali dei DOC item

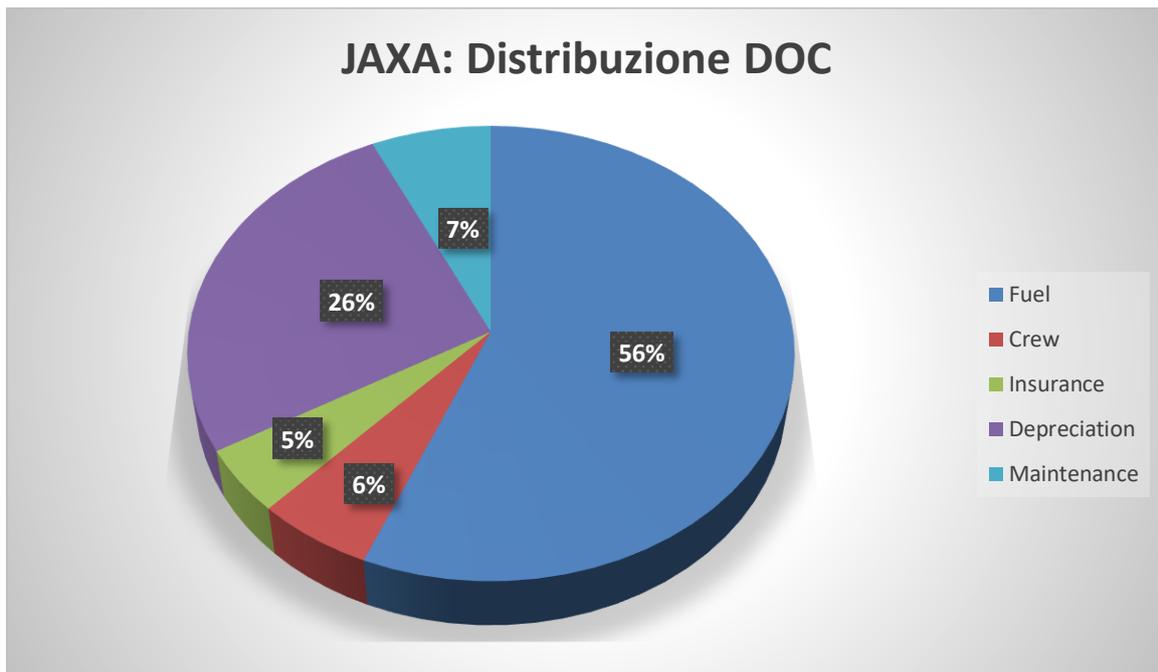


Fig. 8.6: DOC Breakdown velivolo caso di studio

A questo punto, supponendo un IOC del 30% del totale DOC, è possibile stimare un totale per i costi operativi.

- $DOC_{total} = 103200 \$$
- $IOC_{total} = 30\% DOC_{total} = 30960 \$$
- $TOC = DOC_{total} + IOC_{total} = 134160 \$$
- $Ticket Price = TOC * 1,1 / N_{pax} \cong 8200\$$

Si noti come si è aggiunto un 10% in più sul TOC per rimanere conservativi. Il costo del ticket price, risulta molto alto rispetto agli standard, ma è giustificato dalle altissime performance del velivolo.

9. Biofuel: produzione e costi

How is sustainable aviation fuel made?

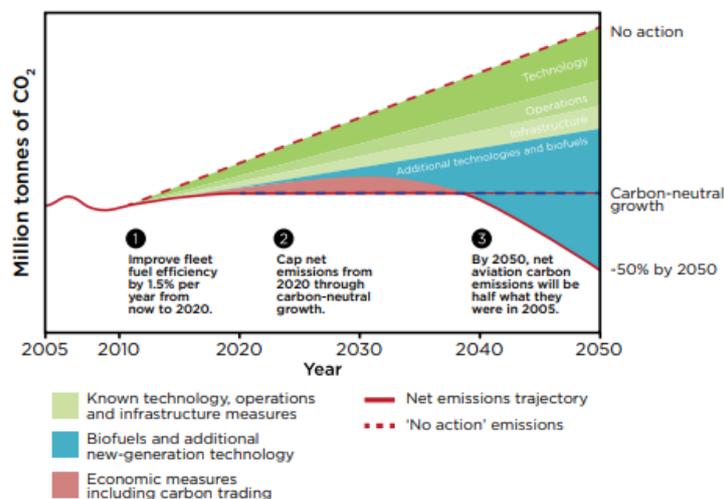


Fig. 9.1: Schema genesi Biofuel [28]

Altro tipo di carburante che ci proponiamo di analizzare per fare un lavoro analogo a quello fatto per l' LH_2 è il SAF.

Tale sigla sta per "Sustainable Aviation Fuel", ovvero un carburante per aeromobili attento alla salvaguardia dell'ambiente. La particolarità di tale carburante è la sua origine: si parte da materie prime (feedstocks) naturali (olio da cucina, alghe, scarti forestali e biomasse in generale) ma a livello di chimica siamo molto vicini al jet-fuel classico usato per gli aerei di linea.

Ciò che comunque spinge verso un utilizzo molto più preponderante di fuel eco-friendly è il problema ambientale: grazie all'utilizzo dei SAF, riesco ad avere una minore emissione di gas serra come la CO_2 rispetto al classico Jet A-1. Tale riduzione è molto significativa e può arrivare anche all'80% del "carbon footprint".



Source: Air Transport Action Group

Fig. 9.2: Quantità di CO_2 emessa negli anni nel settore aeronautico [29]

Il settore dell'aviazione industriale mira a ridurre del 50% le proprie emissioni di CO_2 entro il 2050, rispetto ai livelli del 2005. Ciò dovrebbe essere raggiunto, seguendo lo schema CORSIA (Carbon Offsetting and Reduction Scheme for International Aviation) sviluppato da ICAO [30]:

- Miglioramenti tecnologici (27 %);
- Migliore efficienza delle operazioni e delle infrastrutture (12 %);
- Combustibili SAF e meccanismi di offsetting (61 %).

Come mostrano anche le percentuali, i combustibili SAF sono degli elementi fondamentali per abbattere la carbon footprint. Tale riduzione non è tanto relativa alla vita operativa dell'aeroplano (brucio biofuel anziché Jet A-1), ma è relativa al lifecycle del combustibile (produzione a partire da feedstocks sostenibili).

Come già accennato, le feedstocks di partenza per la produzione di SAF possono essere tra le più disparate: olio, biomasse dedicate alla produzione di alimenti come lo zucchero, amido, rifiuti organici, lignocellulosa da legno e biomasse vegetali. Dopo l'approvvigionamento delle materie prime, queste subiscono un processo di pretrattamento arrivando ad un prodotto intermedio.

Ad oggi, non esiste un processo di produzione per SAF che produca la gamma completa di sostanze del carburante convenzionale per aerei, come gli aromatici, necessari per avere una corretta lubrificazione del motore. Pertanto, per garantire la compatibilità del carburante con il motore dell'aeromobile e l'infrastruttura di rifornimento, il rapporto di miscelazione (blending ratio) del SAF con i combustibili convenzionali è limitato al 50%.

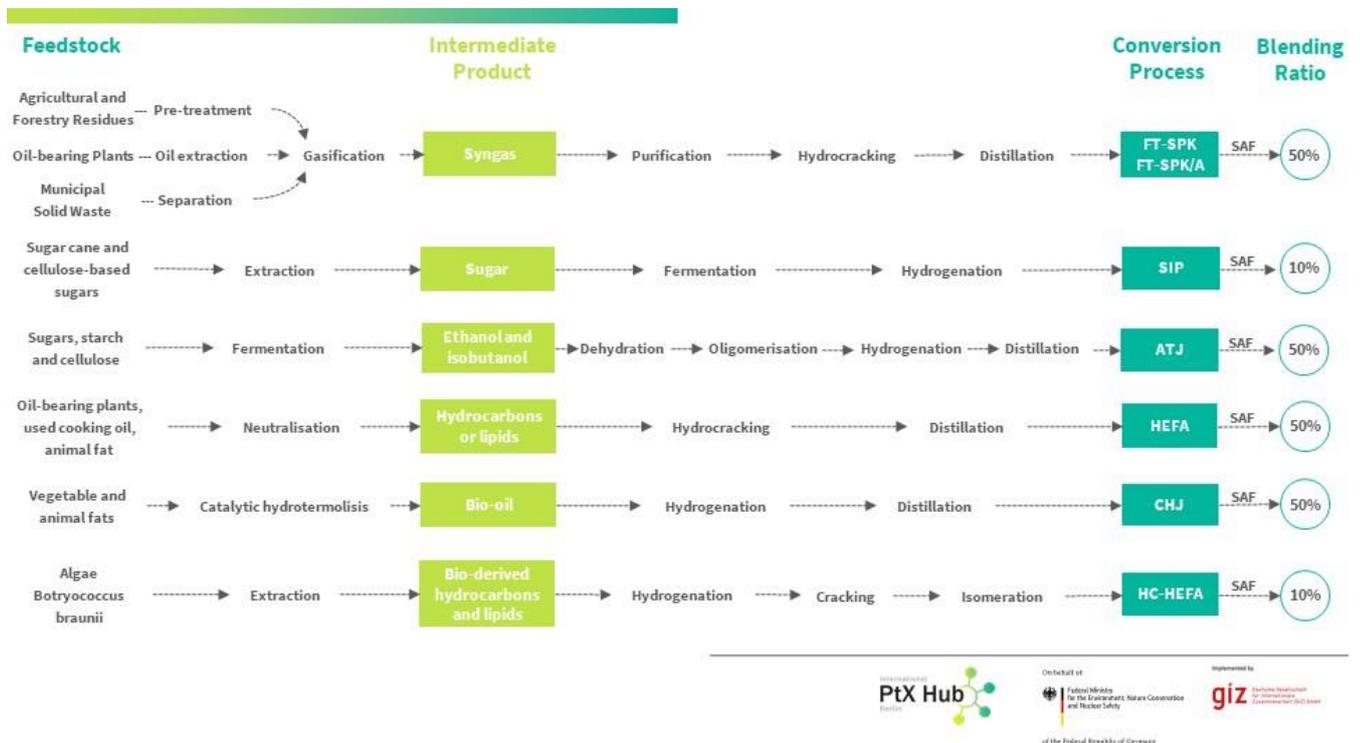


Fig. 9.3: Genesi dei diversi tipi di Biofuel utilizzati in ambito aeronautico [30]

Allo stato attuale, l'associazione internazionale di certificazione ASTM ha approvato otto processi di produzione. ASTM è responsabile della certificazione e della sicurezza dei carburanti per l'aviazione commerciale. Questi processi sono specificati nello 'Standard Specification for Aviation Turbine Fuel

Containing Synthesised Hydrocarbons”, ASTM D7566. Questa specifica copre in otto allegati ciascuno dei singoli processi di conversione esistenti. In figura ne vediamo 7 e tutti prevedono il blending tra SAF e Jet A-1. Nell’ultimo processo di produzione, denominato “co-processing” il blending avviene già nel processo di lavorazione del petrolio.

Per le nostre analisi, scegliamo il processo HEFA-SPK, per 3 motivi principali:

- Al 2020, il processo noto come HEFA-SPK è l’unica a disposizione come tecnologia matura
- La CAA (Civil Aviation Authority) considera tale tecnica come principale alternativa al Jet A-1 convenzionale per la sua sostenibilità;
- Airbus ha già utilizzato questo combustibile eco-friendly per ricerche con blending ratio al 50%, e tutt’oggi sono in corso studi per avere il 100% di solo SAF.

HEFA-SPK sta per “Hydroprocessed Esters and Fatty Acids Synthetic Paraffinic Kerosine”

Il processo prevede la conversione di lipidi, come oli, grassi animali e piante oleifere. Dopo un processo di purificazione, i lipidi sono esposti a una reazione chimica con idrogeno e catalizzatori. Infine, attraverso un processo di distillazione, vengono prodotti esteri idroprocessati e acidi grassi (HEFA).

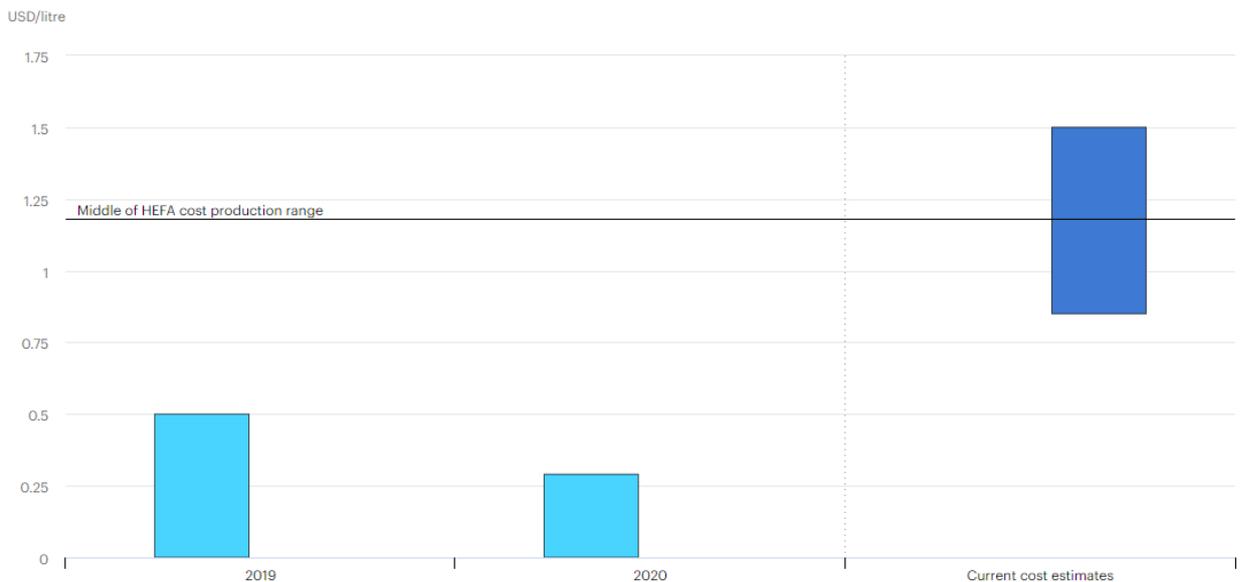


Fig. 9.4: Market price del JetA-1 comparato al costo di produzione al litro del biofuel mediante HEFA [31]

Dalla figura, è possibile vedere come nel 2020, il costo di produzione per il biofuel preso come caso di studio è di circa 1.25 \$/L. Poiché il dato è aggiornato al 2020, optiamo per una stima al rialzo per tenere conto non solo del 2021, ma anche degli scenari geopolitici ed economici del 2022, dunque è scelto un valore di 1.5 \$/L. La densità di questi biofuel, non è molto distante da quello del tradizionale kerosene impiegato a bordo si prende un valore che sta a metà strada tra 750 – 800 kg/m³ (10 volte superiore a quella dell’LH₂).

$$1.5 \text{ \$/L} = 1500 \text{ \$/m}^3$$

$$1500 \text{ \$/m}^3 \rightarrow 1.93 \text{ \$/kg}$$

Per la valutazione delle CERs dunque scegliamo come $c_f = 2 \text{ \$/kg}$.

9.1 Valutazione Range con utilizzo di Biofuel

Con l'equazione di Breguet, sotto riportata, possiamo andare a stimare il range del nostro velivolo, completamente identico alle analisi fatte precedentemente, ma che ospita come combustibile biofuel.

$$R = \frac{H}{g} \eta \frac{L}{D} \ln \left[\frac{1}{1 - W_{FT}/W_{GTO}} \right] = 4276 \text{ km}$$

Dove:

- H è il fuel energy content, e per il biofuel, è pari a $\approx 47 \text{ MJ/kg}$ (1/3 rispetto al valore dell' LH_2);
- g è la costante di accelerazione gravitazione ed è pari a 9.81 m/s^2 ;
- η è l'overall installed engine efficiency. Essa, può essere stimata in prima approssimazione, molto facilmente dalla relazione di Thorne:

$$\eta = \frac{M}{M + 3} = \frac{5}{8} = 0.625$$

- L/D è l'efficienza aerodinamica. Essa, come η , può essere stimata con una relazione empirica molto simile e proposta da Kuchemann:

$$\frac{L}{D} = \frac{4(M + 3)}{M} = \frac{32}{5} = 6.4$$

- W_{FT}/W_{GTO} è la fuel fraction. Essa, poiché stiamo supponendo di mantenere fissata la piattaforma velivolo, è proprio pari al rapporto massa fuel-MTOW trovato con l'analisi statistica svolta nei paragrafi precedenti. Si è comunque consapevoli che in questo modo, molto volume nei serbatoi di fuel risulta vuoto, ma avendo tutti i pesi fissati e non potendo superare il MTOW per motivi strutturali, il rapporto è fissato a 0.2

Il range trovato risulta essere circa la metà di quello che avevamo con idrogeno liquido. Con la distanza percorribile dal nostro aeromobile, possiamo andare a trovare tutta una serie di collegamenti aerei compatibili con il range trovato, considerando Tokyo sempre come aeroporto di partenza.

Tokyo-Pechino	2070 km
Tokyo-Hong Kong	2965 km
Tokyo-Shangai	1800 km
Tokyo-Seoul	1260 km

Tab. 9.1 Distanze aeree da Tokyo

La presenza dell'oceano Pacifico e il range relativamente "limitato" non permette di arrivare nel continente Oceanico e nel continente Americano, dunque i possibili collegamenti partendo da Tokyo risultano essere piuttosto circoscritti.

La scelta delle città collegabili è stata fatta semplicemente andando a tracciare un cerchio di raggio 4276 km con centro l'aeroporto di Tokyo.

Si è deciso di far partire il velivolo da Tokyo e non da Los Angeles essendo lo stakeholder asiatico.

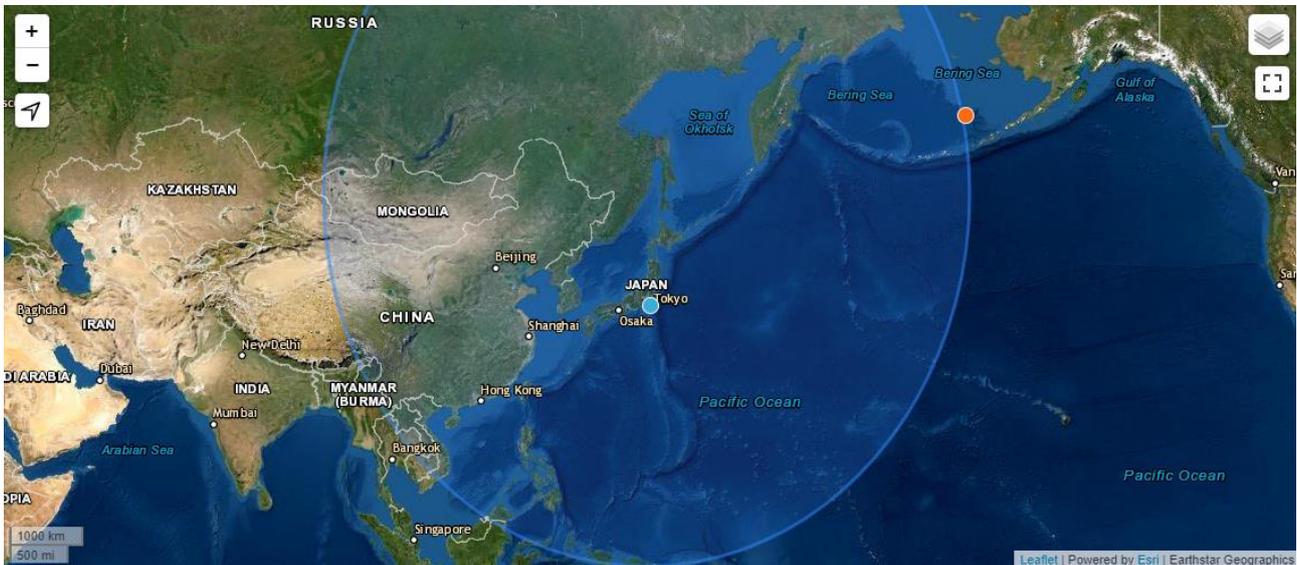


Fig. 9.5: Valutazione range partendo da Tokyo

Le distanze appena trovate e riportate nella tabella precedente risultano “piccole” rispetto al Range trovato con Breguet. Questo andrebbe a produrre un profilo di missione incongruente: essendo Tokyo sull’Oceano Pacifico, posso limitare molto la fase subsonica, ma dovendo raggiungere i 24 km di quota e avendo range di circa la metà di quello trovato, la fase di crociera sarà molto breve.

Si noti dalla cartina che la capitale della Thailandia, ovvero Bangkok, risulta quasi sul bordo del nostro cerchio. Una buona idea, per rispettare il vincolo del range e avere un aeroporto di partenza giapponese, come lo stakeholder, è quella di partire da Osaka. La terza città più popolosa del Giappone, ha le stesse infrastrutture aeroportuali di quello di Tokyo, dunque risulta un ottimo punto di partenza per il raggiungimento di capital del Sud-Est asiatico.

Osaka-Bangkok	4210 km
Osaka-Phnom Penh	4022 km
Osaka-Ho Chi Minh	3948 km

Tab. 9.2: Distanze aeree da Osaka



Fig. 9.6: Valutazione range partendo da Osaka (dettaglio)

Un discorso analogo può essere fatto andando a considerare come aeroporto di partenza Los Angeles. Proprio come Tokyo e Osaka, anche la città americana affaccia sull'Oceano e ciò a va nostro vantaggio in termini della fase supersonica. Sono stati individuati 2 collegamenti partendo dalla città californiana:

Los Angeles- Honolulu	4120 km
Los Angeles-Anchorage	3766 km

Tab. 9.3: Distanze aeree da Los Angeles

9.2 Valutazione CERs (caso Biofuel)

Dunque, avendo scelto come caso di studio il volo Osaka-Bangkok, ciò che risulterà da aggiornare rispetto al caso precedente è:

- $c_f = 2 \text{ \$/kg}$ (Caso LH_2 era $5 \text{ \$/kg}$);
- $R_t = 4210 \text{ km}$ (Caso LH_2 era 9000 km);
- $Flight Time = 0.935 \text{ h}$ (Caso LH_2 era 2 h);
- $U = 2800 \text{ bh/year}$ (Caso LH_2 è uguale, ma adesso sono 8 voli da 1 ora).

Applicando dunque, le stesse relazioni viste nel caso precedente, troviamo i seguenti risultati

DOC Item	$\text{\$/}(ton * nm)$	$\text{\$/}(pax * km)$	$\text{\$/flight}$
Fuel	5,672	0,438	23208
Crew	0,675	0,052	2762
Insurance	0,542	0,042	2218
Depreciation	3,111	0,24	12729
Maintenance	1,340	0,103	5479
TOT	11,340	0,875	46397

Tab. 9.4: Valutazione costi assoluti e relativi (caso Biofuel)

A questo punto, analogamente allo studio precedente, supponendo un IOC del 30% del totale DOC, è possibile stimare un totale per i costi operativi.

- $DOC_{total} = 46397 \$$
- $IOC_{total} = 30\% DOC_{total} = 13919 \$$
- $TOC = DOC_{total} + IOC_{total} = 60316 \$$
- $Ticket Price = TOC * 1,1/N_{pax} \cong 3700 \$$

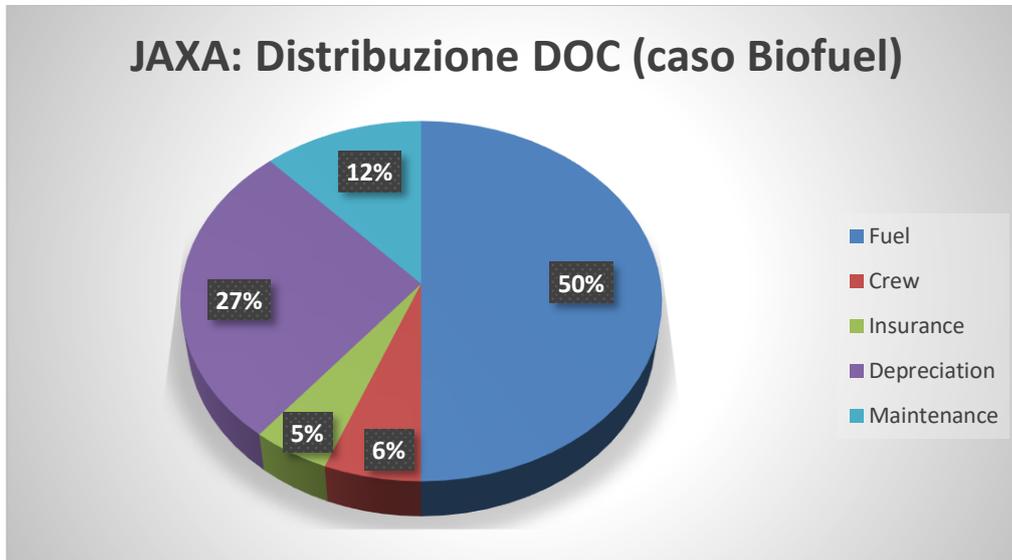


Fig. 9.7: DOC breakdown (Caso Biofuel)

Si ripete la stessa analisi anche per la tratta Los Angeles-Honolulu e si riportano tutti i risultati in una tabellina riassuntiva

	Tokyo-Los Angeles (LH2)	Osaka-Bangkok (Biofuel)	Los Angeles-Honolulu (Biofuel)
Total DOC $\\$/(\text{ton} * \text{nm})$	11.79	11.34	11.48
Total DOC $\\$/(\text{pax} * \text{km})$	0.91	0.875	0.886
Total DOC $\\$/\text{flight}$	103200	46397	45984
Total IOC $\\$/\text{flight}$	30960	13919	13795
Total Operative Cost (TOC) $\\$	134160	60316	59779
Ticket Price $\\$	8200	3700	3650

Tab. 9.5: Tabellina riassuntiva dei risultati

La cosa interessante è che il costo $\$/(\text{pax km})$ è circa lo stesso: se non è possibile un redesign del velivolo, sul costo relativo in esame non ho grande risparmio. Tale risultato era immaginabile, perché il velivolo è nato per imbarcare e fare una vita operativa con idrogeno liquido LH_2 , e avendo fatta l'hp di avere una piattaforma velivolo fissata, non c'è un reale guadagno nel costo per passeggero al km.

Il costo assoluto per il passeggero ovviamente è molto più basso rispetto all'itinerario di missione, ma globalmente il costo è uguale perché il costo relativo è lo stesso: il passeggero spende in assoluto di meno ma raggiunge destinazione più vicini a lui.

Deduciamo che non si hanno grandi vantaggi, nonostante il costo del biofuel sia nettamente inferiore.

10. Confronti: assoluti e relativi

Interessante potrebbe essere confrontare i costi assoluti e relativi di aeromobili subsonici e quelli appena trovati per il velivolo HyCruise per le stesse tratte.

Il concept del velivolo sviluppato dalla JAXA è concepito più come un'offerta business class principalmente per il tempo limitato del volo Tokyo-Los Angeles (2 h). Il ticket price, infatti, per un aeromobile subsonico che fa la stessa tratta, ma in prima classe è molto più elevato di quello trovato con il nostro studio e si attesta intorno ai 11000-12000 \$. Questo costo è giustificato dal comfort (sedili reclinabili come letti, assistenza personale, servizi di infotainment esclusivi) per un tempo di volo molto più lungo rispetto alle 2 ore.

Per le altre 2 tratte, analizzate invece con biofuel, poiché il range è diventato circa la metà, per ragionamenti analoghi optiamo per un confronto con una classe Economy

	Ticket price HyCruise (\$) - Ore di volo (h)	Ticket price Aereo di linea subsonico (\$) - Ore di volo (h) – Classe aerea
Tokyo-Los Angeles (LH2)	8200 - 2	3300 – 10 - Business
Osaka-Bangkok (Biofuel)	3700 – 0.9	350 – 5.9 - Economy
Los Angeles-Honolulu (Biofuel)	3650 – 0.9	650 – 5.9 - Economy

Tab. 10.1: Confronti ticket velivolo HyCruise e subsonico

Come era possibile intuire, i ticket price per l'aeromobile subsonico sono nettamente più bassi di quelli determinati attraverso il nostro studio, dunque ciò va a favore del passeggero, ma il vantaggio economico va contro un vantaggio di tipo temporale.

In ultima analisi, è condotta un'analisi di costo non in termini assoluti, ma in termini relativi $\$/(\text{pax} * \text{km})$.

Si confrontano dunque i valori appena trovati nei paragrafi precedenti con i valori di tipici aeromobili subsonici che effettuano la stessa tratta.

Grazie allo studio [32] è possibile andare a stimare un ordine di grandezza per il parametro che si vuole analizzare.

Il documento ci dà dei risultati su dei grafici, classificati sulla base di:

- Range
 - Short Range (SR): $x < 1000$ nmi;
 - Medium range (MR): $1000 \text{ nmi} < x < 2000$ nmi;
 - Long Range (LR): $2000 \text{ nmi} < x < 6000$ nmi;
 - Very Long Range (VLR): $x > 6000$ nmi
- Cost of fuel
 - High price scenario: 3.89 \$/gal
 - Normal price scenario: 1.74 \$/gal
 - Low price scenario: 0.93 \$/gal

Essendo il documento del 2018, i prezzi del Jet-Fuel sono stati monitorati nell'intervallo date 2008-2018, e dunque non tengono conto degli eventi mondiali odierni, dunque nella nostra scelta del valore, andremo a fare una stima al rialzo per tenere conto degli eventi.

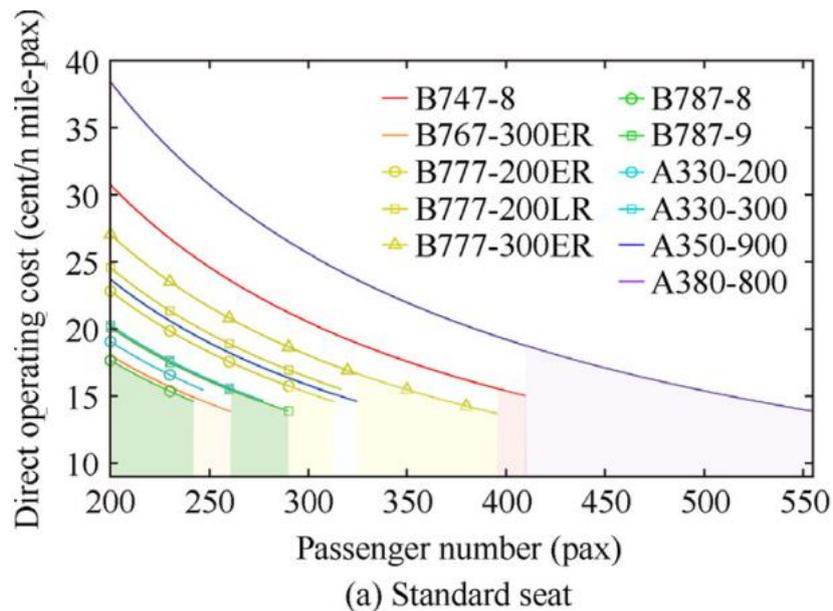


Fig. 10.1: DOC per “long range” e “high price” del fuel [32]

Per la tratta Tokyo-Los Angeles è stato scelto il grafico corrispondente a Long Range-High Fuel Price ed inoltre, come velivolo, si opta per un A350-900. Ovviamente, convertiamo il risultato presente nei grafici nelle unità giuste per un corretto confronto.

Allo stesso modo, analizziamo la figura corretta per le altre due tratte che rientrano nel medium range, ma sempre “high fuel price”, ma si opta per un B787-900 che ha meno posti rispetto al modello Airbus scelto prima. Riportiamo in una tabellina riassuntiva i risultati.

	Costo HyCruise (\$/(pax * km))	Costo Subsonic Jet(\$/(pax * km))
Tokyo-Los Angeles (LH2)	0.91	0.16
Osaka-Bangkok (Biofuel)	0.875	0.19
Los Angeles-Honolulu (Biofuel)	0.886	0.19

Tab. 10.2: Confronto costo relativo (\$/(pax * km)) tra velivolo caso di studio e subsonic jet

CONCLUSIONE

Nonostante il metodo NASA utilizzato sia ormai datato, esso ci ha comunque permesso, con le dovute modifiche, di andare a valutare i costi diretti operativi del velivolo in esame. Ciò che risulta è che tra tutte le voci dei DOC, la fa da padrona il fuel che raggiunge quota 50%. Al secondo posto tra gli item, si trova la depreciation. Ciò è giustificato dall'enorme costo del velivolo.

I ticket price che sono risultati alla fine delle analisi sono comunque valori accettabili per la tipologia di velivolo e per il servizio che esso offre. La pandemia ha rallentato i lavori per lo sviluppo dell'aeromobile dunque la data di realizzazione è a data da destinarsi, ma per quanto riguarda la stima costi, il velivolo si pone in una fascia ben calibrata per le sue performance.

Ciò che risulta in ultima analisi è che il costo delle materie prime utilizzate per il fuel sono ancora molto alti, complici non soltanto la situazione geopolitica attuale, ma anche il fatto che infrastrutture adibite alla genesi di LH_2 e Biofuel non sono ancora appieno sviluppate e capaci di sostenere una produzione globale. Grazie sicuramente alle politiche ambientali odierne, l'attenzione e l'utilizzo di tali carburanti a basso impatto ambientale sarà sempre più grande e ciò porterà ad un notevole calo dei costi, che si ripercuoterà ovviamente anche sul ticket price.

Bibliografia

- [1] ATA, «Standard Method of Estimating Comparative Direct Operating Cost of Turbine Powered Transport Airplane,» 1967.
- [2] E. M. Repic, G. A. Olson e R. J. Milliken, «A methodology for hypersonic transport technology planning,» NASA, Downey, 1973.
- [3] J. Roskam, Airplane Design, Ottawa, Kansas : Roskam Aviation and Engineering Corporation, 1985.
- [4] A. Abu-aisheh, Pre-amp EDFA noise characterization for optimal optical receiver transmission performance, 2003
- [5] D. P. Raymer, Aircraft Design: A Conceptual Approach, Fifth Edition, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 2012.
- [6] L. R. Jenkinson, P. Simpkin e D. Rhodes, Civil Jet Aircraft Design, Butterworth - Heinemann, 1999.
- [7] ICAO, «Safety Report 2021,» , 2021.
- [8] Statista, “Number of commercial jet fatal hull loss accidents worldwide from 1959 to 2020, by airplane type”, 2022.
- [9] IATA, www.iata.org
- [10] RAND, “The maintenance costs of aging aircraft”, 2006.
- [11] Statista, “Airline fuel cost from 2016 to 2021-Euro per gallon”, 2021
- [12] Epicflightacademy, <https://epicflightacademy.com/airline-pilot-salary/>, 2020
- [13] R. P. Henderson, J. Martins, R. Perez, “Aircraft Conceptual Design for Optimal Environmental Performance”, 2012
- [14] ICAO, ICAO Long-Term Traffic Forecasts, 2019
- [15] Uniting Aviation, “The impact of COVID-19 on global air passenger traffic in 2021”, 2021
- [16] T. Langener, S. Erb e J. Steelant, “Trajectory simulation and optimization of the Lapcat-MR2 hypersonic cruiser concept” 2014
- [17] O. Taguchi, H. Kobayashi, T. Kojima, “Research on Hypersonic Transport Aircraft and Hypersonic Pre-Cooled Turbojet Engine”, JAXA
- [18] D. E. Koelle, Handbook of the Cost Engineering for Space Transportation System with TRANSCOST, 2011.
- [19] J. Steelant, “LAPCAT:High-Speed Propulsion Technology”

- [20] J. Hsu, "Hypersonic 'SpaceLiner' aims to fly passengers in 2050", 2013
- [21] Indeed, <https://www.indeed.com/career/aircraft-maintenance-technician/salaries>
- [22] IEA, "Hydrogen production and Storage", 2006
- [23] https://it.globalpetrolprices.com/electricity_prices/
- [24] L. Decker, "The Latest Developments and Outlook for Hydrogen Liquefaction Technology," December 2013.
- [25] U. Cardella, L. Decker, H. Klein, "Economically viable large-scale hydrogen liquefaction" 2017.
- [26] D. E. Koelle, Handbook of Cost Engineering and Design of Space Transportation Systems, Revision 4b ed., 2013.
- [27] Measuring Worth, <https://www.measuringworth.com/>
- [28] BP, "What is sustainable aviation fuel (SAF)?", 2021
- [29] ATAG, www.atag.org
- [30] Ptx Hub, How is Sustainable Aviation Fuel produced? – Conversion processes explained, 2021
- [31] IEA, Fossil jet kerosene market price compared with HEFA aviation biofuel production cost, 2019-2020
- [32] M. Lee, K.B. Larry, W. Song, "Analysis of direct operating cost of wide-body passenger aircraft: A parametric study based on Hong Kong", 2019