



UNIVERSITÀ  
DEGLI STUDI  
DI PADOVA

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

*Sviluppo di modelli a parametri  
concentrati per la valutazione termica  
e la qualità dell'aria negli aerei*

Relatore: Prof. Angelo Zarrella

Correlatore: Ing. Giacomo Tognon

Biasibetti Pietro

Matricola: 2020205

Anno Accademico 2022/2023



# Abstract

Le tematiche del comfort termico e della qualità dell'aria sono di particolare interesse quando si parla di edifici. Tuttavia, la creazione di un ambiente termico soddisfacente è importante anche nei mezzi di trasporto, ad esempio nelle cabine degli aerei. Da questo punto di vista, lo sviluppo di modelli semplificati per lo studio della qualità dell'aria e della temperatura a bordo di un aeromobile è utile per comprendere in generale l'ambiente della cabina in volo. In questa tesi sono stati sviluppati due modelli semplificati. Il primo è un "modello resistenza-capacità" per la valutazione delle temperature in vari punti delle superfici della cabina e dell'aria. Il cosiddetto "modello RC" è sviluppato per ogni fila di poltrone, all'interno della cabina, e consta di tredici resistenze termiche, undici nodi e tre capacità. È in grado di simulare sia la fase di crociera che di stazionamento a terra. Il secondo modello è utile per la valutazione dell'andamento della concentrazione di anidride carbonica all'interno di una cabina, analizzando l'efficienza della ventilazione come metodo per mantenere sotto una determinata soglia di sicurezza il contaminante. Il "modello per lo studio della qualità dell'aria" tiene in considerazione, inoltre, del contributo del ricircolo dell'aria a bordo. Vengono infine effettuate una serie di analisi sia confrontando il "modello RC" con altri presenti in letteratura, che eseguendo analisi di sensitività, al fine di valutare l'andamento dei parametri di *output* al variare delle condizioni al contorno. Si è notato che, generalmente, ad un aumento lineare di una condizione al contorno (numero di passeggeri, quota) i corrispondenti valori di temperatura al nodo aria aumentano spesso in modo lineare, seppur gli andamenti presentino delle differenze per modelli diversi di aereo. I risultati relativi all'errore quadratico medio (*root-mean-square error, RMSE*) rispetto ai confronti tra i dati sperimentali ed i dati in *output* del "modello RC" sono 1.31 °C, 1.47 °C e 1.93 °C, rispettivamente in corrispondenza del nodo aria, nodo soffitto e pavimento.



# Sommario

Abstract .....	III
Introduzione .....	1
<b>Capitolo 1</b> .....	<b>3</b>
<i>Indoor air quality</i> e ambiente termico .....	3
1.1 <i>Indoor air quality</i> .....	3
1.1.1 Origine degli inquinanti .....	4
1.2 <i>Indoor air quality</i> a bordo degli aerei .....	5
1.2.1 Ricambio d'aria .....	5
1.2.1.1 Ozono .....	6
1.2.1.2 Inquinanti di origine biologica .....	6
1.2.1.3 Anidride carbonica .....	7
1.3 L'ambiente termico .....	7
1.3.1 Il bilancio energetico del corpo umano .....	9
1.3.1.1 Gli ambienti termici .....	10
1.4 Gli scambi termici .....	11
1.4.1 Scambio termico per conduzione .....	11
1.4.2 Scambio termico per convezione .....	12
1.4.3 Scambio termico per irraggiamento .....	14
1.4.3.1 Legge di Wien .....	15
1.4.3.2 Legge di Stefan-Boltzmann .....	16
1.5 Analogia con la rete elettrica .....	17
1.5.1 Primo principio di Kirchhoff .....	18
1.5.2 Approccio per la modellazione semplificata della cabina .....	19
<b>Capitolo 2</b> .....	<b>21</b>
Struttura e impianti dell'aereo .....	21
2.1 Nascita e sviluppo dell'aereo .....	21
2.2 Modellazione della fusoliera .....	24
2.2.1 Proprietà geometriche e fisiche dei materiali .....	26
2.3 Il finestrino aeronautico .....	27
2.3.1 Schematizzazione del finestrino .....	28
2.4 Impianto di climatizzazione dell'aeromobile .....	30
2.4.1 <i>Air Cycle System</i> .....	31

2.4.2 Architettura del sistema di condizionamento degli aeromobili.....	33
2.5 Filtri.....	34
2.6 <i>Auxiliary Power Unit (APU)</i> .....	35
2.7 Distribuzione dell'aria e circolazione .....	35
<b>Capitolo 3</b> .....	<b>39</b>
Il modello RC .....	39
3.1 Ipotesi del modello RC della cabina .....	39
3.1.1 Ipotesi sulla cabina passeggeri e sul finestrino .....	39
3.1.1.1 Numero di file di poltrone.....	40
3.1.1.2 Altezza del setto tra cabina passeggeri e stiva e numero di corridoi.....	40
3.1.1.3 Lunghezza interna della cabina passeggeri .....	41
3.1.1.4 Diametro della cabina .....	41
3.1.2 Altre ipotesi .....	41
3.1.2.1 Suddivisione interna della cabina.....	42
3.1.2.2 Fasi del volo .....	42
3.1.2.3 Turbolenza.....	43
3.2 Struttura della rete termica .....	43
3.2.1 Nodi della rete .....	43
3.2.2 Resistenze termiche.....	47
3.2.3 Capacità termiche.....	48
3.2.3.1 Schematizzazione rete termica del modello RC.....	49
3.2.4 Convezione forzata esterna in fase di crociera.....	51
3.2.5 Convezione naturale e forzata al suolo .....	52
3.2.6 Resistenza termica della fusoliera .....	53
3.2.7 Resistenza termica del finestrino.....	54
3.2.8 Scambio termico convettivo.....	56
3.2.9 Equazioni di rete.....	56
3.3 Condizioni al contorno .....	58
3.3.1 Modello atmosferico "ISA76" .....	58
3.3.2 Troposfera .....	60
3.3.3 Altri parametri fisici dell'aria.....	61
3.3.3.1 Meteo e condizioni climatiche: .....	62
3.4 Calcolo della temperatura dell'aria vicino alla superficie della fusoliera.....	63
3.4.1 Linearizzazione dello scambio termico radiativo.....	64

3.5 I carichi interni .....	65
3.5.1 Luci .....	65
3.5.2 Avionica .....	67
3.5.3 Passeggeri.....	68
3.5.4 Carichi solari .....	69
3.6 Architettura del modello .....	70
3.6.1 Il “ <i>Database aerei</i> ” .....	72
<b>Capitolo 4</b> .....	77
Modello per la valutazione della qualità dell’aria nella cabina.....	77
4.1 Peculiarità dell’ambiente interno di un aereo.....	77
4.1.1 Effetti del contaminante sull’equipaggio .....	78
4.1.2 Normativa per la qualità dell’aria negli aerei.....	80
4.1.2.1 Altre indicazioni da normativa .....	81
4.1.3 Dati sperimentali sulla concentrazione di CO <sub>2</sub> in cabina.....	82
4.2 Fondamenti teorici del modello .....	85
4.2.1 Le ipotesi di base del modello.....	86
4.2.1.1 Ipotesi di base .....	87
4.3 Architettura del modello .....	88
4.3.1 Dati di <i>input</i> dell’utente .....	88
4.4 Schema a blocchi.....	90
4.5 Sviluppo matematico del modello.....	91
4.5.1 Parametri costanti nel tempo.....	92
4.5.2 Parametri variabili.....	92
4.5.3 Parametri da considerare trascurabili .....	93
4.5.4 Equazioni.....	93
4.5.4.1 La concentrazione nell’aria di mandata di CO <sub>2</sub> .....	94
4.5.4.2 Calcolo del termine S .....	96
<b>Capitolo 5</b> .....	99
Applicazioni e risultati .....	99
5.1 Confronto con dati di letteratura per la validazione dei modelli.....	99
5.1.1 Confronto tra simulazioni e dati sperimentali.....	99
5.1.1.1 Temperatura al “nodo aria” .....	101
5.1.1.2 Temperatura al “nodo soffitto” .....	102
5.1.1.3 Temperatura al “nodo pavimento”.....	104

5.1.2 Confronto con un modello CFD.....	105
5.1.2.1 Dati iniziali delle temperature e resa grafica con modello CFD.....	105
5.1.2.2 Confronto tra dati e valori simulati con modello RC.....	106
5.2 Analisi di sensitività.....	106
5.2.1 Valutazione della temperatura interna.....	107
5.2.1.1 Influenza del tasso di occupazione sull'ambiente termico del velivolo .....	107
5.2.1.2 Variazione della quota.....	109
5.2.1.3 Variazione della tipologia di giorno in quota .....	110
5.2.1.4 Variazione del tipo di giorno a terra.....	111
5.2.2 Analisi sulla variazione di CO <sub>2</sub> .....	114
5.2.2.1 Variazione del tasso di occupazione.....	114
5.2.2.2 Variazione del tipo di velivolo .....	115
5.2.2.3 Variazione della percentuale di portata ricircolata.....	117
Conclusioni.....	127
Appendice A.....	131
Equazioni trigonometriche .....	132
Nomenclatura .....	135
Riferimenti .....	139







# Introduzione

L'ingegneria aeronautica ha conosciuto negli ultimi decenni un rapido sviluppo delle conoscenze atte a comprendere il comportamento dell'oggetto di studio, in questo caso il velivolo, come conseguenza di sollecitazioni statiche e dinamiche, siano essi forzanti esterne o fenomeni naturali. L'ultima frontiera dello sviluppo su larga scala dei sistemi di comando è rappresentata dall'introduzione della cosiddetta quinta generazione dei sistemi di controllo diretto con meccanismo di retroazione, composto di un sistema di previsione elettronica e successiva azione tramite attuatori elettrici od idraulici, anche chiamato *fly-by-wire* [1]. Un esempio applicativo è il *software* installato nel computer di bordo che, grazie alle leggi di controllo su di esso implementate, è in grado di prevedere il comportamento del velivolo a seguito di una raffica di vento che può essere descritta da una formulazione matematica sinusoidale o da una equazione esplicita di tipo *random* [2]; il sistema agisce in modo automatico per prevenire la perdita di manovrabilità o di equilibrio dinamico, inducendo ai dispositivi di controllo d'assetto attivo alcuni *input* per intraprendere manovre correttive o di contrasto. Il progresso tecnologico porta verso un'automazione sempre maggiore del controllo del volo grazie all'alta affidabilità tecnologica. Vi sono inoltre degli sviluppi che sono legati a fenomeni "esterni"; ad esempio, l'introduzione delle norme di sicurezza a seguito degli attentati dell'11 settembre 2001. Più recentemente, nell'ultimo biennio si sono definite nuove tecniche utili a studiare l'ambiente di esercizio di un aeromobile. Si è cercato di sviluppare un metodo valido e sufficientemente accurato, utile a svolgere previsioni per quanto riguarda la diffusione di contaminanti all'interno del velivolo, in modo da poter adottare tecniche comportamentali e tecnologiche al fine di prevenire il contagio. A seguito dello scoppio della pandemia e del primo *lockdown* si sono adottate alcune misure di contenimento del contagio a bordo dei velivoli, come ad esempio la limitazione al riempimento del 50% della capacità del velivolo, l'obbligo di indossare mascherine certificate e l'utilizzo di dispositivi di protezione e sanificazione [3]. Inoltre, la maggior parte delle aerolinee ha introdotto l'utilizzo di filtri ad alta efficienza per il ricircolo d'aria, in grado di catturare all'interno delle loro maglie le particelle di virus. La cabina aeronautica non solo è un ambiente ad alta densità di persone ma presenta anche una peculiarità che la rende suscettibile alla diffusione di un virus: il ricircolo di parte dell'aria. Per una trattazione completa, devono essere analizzati i sistemi di distribuzione degli impianti di condizionamento degli aeromobili. La caratteristica che differenzia l'aeromobile da un edificio terrestre

riguarda la quantità nettamente superiore di volumi ora dell'impianto di condizionamento [3]. Le simulazioni sperimentali effettuate prevedono l'esecuzione di analisi servendosi di *software* utilizzati per le analisi fluidodinamiche, con risultati soddisfacenti a partire da condizioni al contorno specifiche. L'obiettivo prefissato sarà di sviluppare un modello semplificato ed attendibile per la valutazione della qualità dell'aria nella cabina passeggeri. In modo del tutto analogo verrà sviluppato un modello differente e separato dal precedente, in grado di simulare il campo di temperature in vari punti della fusoliera; il modello in questione sarà anch'esso generalizzato e verrà comparato ad analisi ad elementi finiti effettuate a bordo dei velivoli e a dati sperimentali. Entrambi i modelli sviluppati saranno semplificati, facendo uso di qualche assunzione. Nel primo capitolo di questo lavoro di tesi viene esplicitato il concetto di ambiente *indoor* e termico, evidenziando le modalità prevalenti di scambio termico. Nel secondo capitolo viene analizzata nello specifico, rispetto alle necessità dei modelli sviluppati, la struttura fisica ed impiantistica dell'aereo sia per quanto riguarda il sistema di climatizzazione dell'aeromobile che per la struttura fisica del velivolo. Il terzo capitolo è dedicato alla descrizione dell'architettura, allo sviluppo e all'esplicitazione dei termini del sistema di equazioni che regolano il "modello RC". Il quarto capitolo è occupato dalla descrizione ed enunciazione delle equazioni esplicite per il "modello per lo studio della qualità dell'aria". Infine, l'ultimo capitolo è dedicato all'applicazione dei modelli e all'analisi dei risultati ottenuti; in particolare, viene mostrato il confronto con altri dati da letteratura per la validazione, e viene impostata un'analisi di sensitività per valutare l'influenza di determinati parametri sui risultati dei modelli.

# Capitolo 1

## *Indoor air quality* e ambiente termico

In questo capitolo viene esplicitato il concetto di *indoor air quality*, tipicamente applicato agli ambienti interni degli edifici, ma rilevante anche in riferimento alla cabina di un aereo; in seguito, sono introdotte le principali caratteristiche relative alla qualità dell'aria a bordo. In secondo luogo, viene descritto il concetto di ambiente termico applicato alla cabina aeronautica, esplicitando gli scambi termici esistenti e, infine, introducendo le peculiarità del “modello RC”.

### 1.1 *Indoor air quality*

L'obiettivo dello studio dell'*indoor air quality* consiste nel raggiungimento della qualità dell'aria che contribuisca ad un ambiente favorevole, produttivo ed in grado di permettere agli occupanti di raggiungere lo stato di *comfort* e di benessere. A tal scopo è necessario evitare l'accumulo nell'ambiente degli inquinanti, che possono essere di origine esterna, prodotti dagli occupanti, generati dall'impianto di condizionamento dell'ambiente o da altri componenti meccanici, oppure prodotti dai materiali d'arredo [4]. Viene rappresentato in Figura 1.1 l'ordine di grandezza indicativo delle dimensioni di una serie di contaminanti comuni.

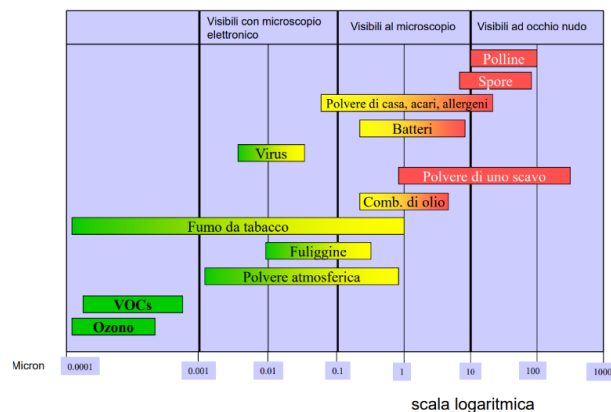


Figura 1.1: Range dimensionale (in ascissa) per classi differenti di contaminanti (in ordinata).

Il corpo umano, se sottoposto a contatto diretto con tutti o parte dei contaminanti sopra elencati, può sviluppare una o più sintomatologie avverse, nella gravità che dipende sia dal tempo di esposizione che dalle condizioni di salute del soggetto: mal di testa, vertigini, mucose irritate, allergie, asma, malattie ai polmoni, malessere generale ed irritazione della pelle.

### 1.1.1 Origine degli inquinanti

Gli inquinanti possono avere differenti origini, in base ai meccanismi mediante i quali vengono prodotti [4].

Alcuni inquinanti sono di origine esterna. In generale, questi sono per la maggior parte presenti nell'atmosfera, provenienti dalle acque o dal sottosuolo e si suddividono nelle categorie seguenti: ossidi di carbonio ( $\text{CO}_x$ ), ossidi di zolfo ( $\text{SO}_x$ ), ossidi di azoto ( $\text{NO}_x$ ), composti organici volatili (COV), particolato solido totale (PST), radon e particelle radioattive e gas emessi dal materiale da diporto, dalle discariche e da fumi di combustioni libere.

Gli inquinanti aventi origine interna sono quelli prodotti dagli occupanti e dalle attività che essi svolgono all'interno dell'ambiente. Sono tipicamente prodotti da processi metabolici, provenienti da animali domestici, originati dal fumo di tabacco o sigaretta elettronica, prodotti durante la cottura o riscaldamento dei cibi, generati dall'uso di detersivi, prodotti igienici, insetticidi, e gas metabolici; i principali sono:  $\text{CO}_2$ , umidità, aldeidi, esteri, alcoli, CO,  $\text{NO}_x$ , composti organici volatili (COV) e microrganismi.

Vi sono, inoltre, le componenti di contaminante generate dall'arredamento interno degli ambienti. Sono emessi dai materiali da costruzione, provenienti dagli arredi, originati dalle finiture interne (pitture, rivestimenti, tappezzerie); ad esempio composti organici volatili (COV), formaldeide, amianto, radon e microrganismi.

A completare la lista dei possibili inquinanti vi sono altre tipologie: quelli generati dagli impianti di bordo e dai componenti delle macchine tecnologiche, generati dall'impianto di condizionamento dell'aria, prodotti negli apparecchi con circuiti elettrici od a combustione, generati dalle apparecchiature d'ufficio, negli elettrodomestici, prodotti di combustione, composti organici volatili (COV), microrganismi e vapor d'acqua; ad esempio, CO,  $\text{CO}_2$ ,  $\text{NO}_x$ ,  $\text{O}_3$ .

## 1.2 Indoor air quality a bordo degli aerei

La percezione della qualità dell'aria della cabina aeronautica è un fattore soggettivo, che varia a seconda dell'influenza di più fattori, quali la sensibilità della singola persona, fattori operativi (portata e temperatura dell'aria immessa) e configurazione della cabina. In generale la qualità dell'aria, anche nella cabina aeronautica, non è altro che la misura e la percezione del livello di contaminanti. Negli aerei questo parametro è influenzato da fattori progettuali ed operativi: le modalità di ventilazione, la struttura e la configurazione del volume contenuto all'interno della cabina, i sistemi di ventilazione e pressurizzazione e la presenza e distribuzione spaziale e temporale delle sorgenti di contaminante [4]. La Figura 1.2 evidenzia in modo schematico il percorso all'interno della cabina che compie l'aria immessa dal sistema di climatizzazione dell'aeromobile.

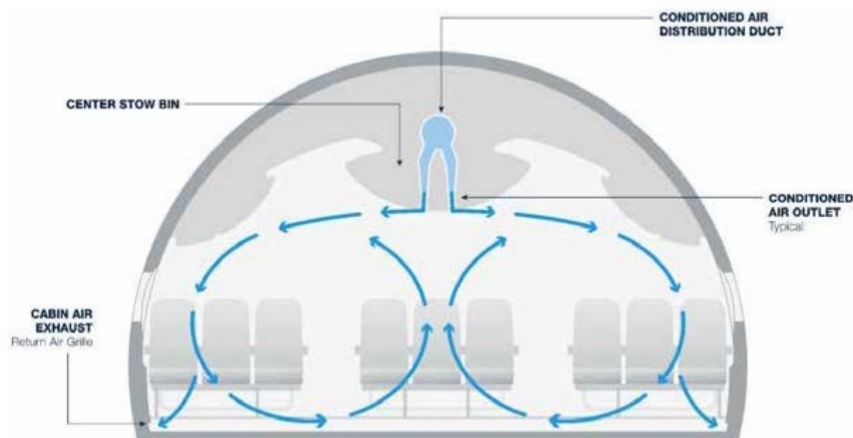


Figura 1.2 Schematizzazione del percorso dell'aria immessa nella cabina per mezzo del sistema di condizionamento dell'aeromobile.

### 1.2.1 Ricambio d'aria

La portata d'aria destinata alla cabina è mantenuta costante per unità di lunghezza del velivolo, indipendentemente dal numero e dalla disposizione delle poltrone a bordo; in classe economica la portata d'aria specifica per singolo passeggero sarà minore in quanto è presente una maggior densità di poltrone. La cabina di pilotaggio, a causa della sua architettura, ha invece nel complesso una portata entrante maggiore; è necessario un flusso d'aria aggiuntiva per consentire di avere un gradiente di pressione positivo con la cabina passeggeri, per ragioni di sicurezza, e la capacità di mitigare fonti aggiuntive di calore; queste ultime possono essere i carichi termici dati dal sole,

che penetra attraverso una superficie maggiore rispetto alla cabina passeggeri, e dagli strumenti d'avionica [5].

Il tasso di ricambio d'aria in una cabina aeronautica è un fattore direttamente proporzionale alla portata introdotta ed inversamente proporzionale al volume interessato dall'afflusso d'aria [4]. La qualità dell'aria, quindi la presenza di contaminante, è proporzionale al tasso di generazione dell'inquinante  $g$  ed inversamente proporzionale al ricambio d'aria  $ACR$  (*Air Change Rate*) ed il volume considerato  $V$ , come esplicitato nell'Equazione 1.1, che indica un semplice bilancio di concentrazione di inquinante in stato stazionario, esplicitando la presenza di contaminante in una determinata concentrazione  $c$ :

$$c = \frac{g}{(ACR)V} \quad (1.1)$$

Il tasso di ricambio orario per un aereo civile ha un *range* di variabilità che oscilla tra gli 11 ed i 15 ricambi orari, che raddoppiano se si prende in considerazione anche l'azione filtrante dei filtri ad alta efficienza "Hepa" (*High-Efficiency Particulate Absorbing filter* oppure *High-Efficiency Particulate Arrestance filter*) [6]. Non vi è infatti una relazione diretta tra la qualità dell'aria negli aerei ed il volume considerato, nella fattispecie per la differenza tra aerei a corridoio singolo (*narrowbody*) rispetto a quelli a corridoio doppio (*widebody*) solo per il fatto che il primo presenta un minor volume della cabina. Nei prossimi paragrafi vengono descritti in maniera generale le tipologie di inquinanti che possono comunemente ritrovarsi in un volo aereo.

#### 1.2.1.1 Ozono

L'ozono è presente in atmosfera come conseguenza della conversione fotochimica dell'ossigeno con la radiazione solare [4]. Il livello di ozono in quota dipende dalla stagione, latitudine, altitudine e clima esterno. Generalmente la sua concentrazione aumenta progressivamente all'aumentare dell'altitudine di crociera dell'aereo. Inoltre, aumenta al crescere della latitudine e, a parità di posizione, è massima durante la primavera. Come per altri inquinanti, la concentrazione di ozono nella cabina è funzione del *design* e della manutenzione del sistema di distribuzione dell'aria a bordo.

#### 1.2.1.2 Inquinanti di origine biologica

Gli inquinanti di origine biologica includono generalmente virus, batteri e spore di funghi correlati alle attività biologiche degli animali o umani [4]. Al fine di rimuovere



queste particelle, oltre ad un elevato tasso di ricambio dell'aria, è necessaria l'implementazione di filtri "Hepa", caratterizzati da un minimo del 99.97% di efficienza [7]. I virus hanno una grandezza tipica molecolare che varia da 0.01 a 0.2 micron e sono rimossi con efficienza dal meccanismo di filtrazione dell'aria, inserito nelle condotte di ricircolo. Esistono diversi meccanismi di filtrazione, schematizzati nella Figura 1.3, in base alle dimensioni delle particelle contaminanti che attraversano il filtro.

### 1.2.1.3 Anidride carbonica

L'anidride carbonica è il prodotto del metabolismo umano ed è predominante tra i contaminanti presenti nelle cabine aeronautiche. La concentrazione di anidride carbonica nella cabina varia con la portata d'aria di rinnovo, l'attività del singolo individuo, la salute e la dieta. In accordo con il DOT (*Department of Transport*), la concentrazione di CO<sub>2</sub> in 92 voli fumatori e non fumatori è in media di 1500 ppm [8]; esistono tuttavia dei limiti imposti da normativa di settore, enunciati nella sezione seguente.

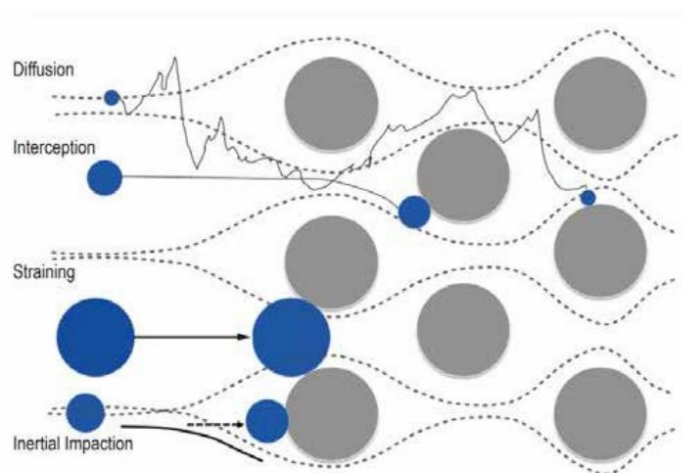


Figura 1.3 *Differenti meccanismi di filtrazione in base alle dimensioni delle particelle contaminanti nel sistema di condizionamento.*

## 1.3 L'ambiente termico

Il benessere è, per definizione, una condizione di soddisfazione nella quale un individuo o più individui si trovano e dalla quale non vi è desiderio di allontanarsi; viene definito dalla normativa come la "condizione mentale di soddisfazione relativa all'ambiente termico" [9]. Il benessere è quindi uno stato psico-fisico che coinvolge

tutti i sensi e la sua realizzazione prevede la necessità di studiare l'effetto degli stimoli ambientali esterni (termici, acustici, visivi) sulla psiche e sull'organismo. In generale, il benessere può coinvolgere tutti i sensi del corpo umano, e negli ambienti interni riguarda diversi aspetti, dividendosi in *comfort* di tipo termico, acustico o visivo; quindi, per una corretta definizione di benessere, occorre delimitare il settore al quale ci si riferisce. La contemporanea presenza di vari ambiti legati al *comfort* ambientale, aumenta la complessità del problema per il fatto che c'è un maggior numero di stimoli da tenere in considerazione e, per apprezzare una qualsiasi forma di benessere, deve essere verificato contemporaneamente il soddisfacimento anche delle altre forme. In questo paragrafo, ci si riferirà al *comfort* termico delle persone. Il corpo umano tende automaticamente a raggiungere una condizione di benessere mantenendo attorno ai 37 °C la temperatura della parte più interna del tronco, detta nucleo o *core*, senza l'ausilio di tecniche di mitigazione attiva [10]. La funzione di mantenere quasi isoterma il nucleo è delegata al sistema di termoregolazione, che comprende la termoregolazione vasomotoria, basata sulla presenza di capillari periferici con sfinteri, particolari valvole che, aprendosi o chiudendosi, permettono o limitano l'afflusso di sangue, e la termoregolazione comportamentale. La sensazione termica che scaturisce dalla termoregolazione è legata ai termorecettori, terminazioni nervose poste sotto la pelle, molto sensibili alla temperatura. I termorecettori per il freddo sono in numero circa dieci volte superiore rispetto a quelli per il caldo; quindi, le persone sono in genere più sensibili al freddo rispetto che al caldo. La termoregolazione vasomotoria avviene in maniera differente a seconda che il corpo si trovi in ambienti a diversa temperatura; per quanto riguarda gli ambienti freddi la regolazione prevede la vasocostrizione, che si configura come una diminuzione dell'afflusso di sangue verso la periferia attraverso il restringimento della sezione di passaggio dei capillari; questo accorgimento comporta la diminuzione della temperatura superficiale della pelle e la conseguente diminuzione dello scambio termico tra la pelle del corpo e l'esterno. Se il soggetto si trova in ambienti caldi si verifica la vasodilatazione, che comporta un aumento dell'afflusso di sangue alla periferia, grazie alla dilatazione della sezione di passaggio dei capillari, ed un conseguente aumento della temperatura della pelle ed aumento dello scambio termico con l'esterno. La termoregolazione comportamentale, invece, interviene a compensare ed integrare la termoregolazione vasomotoria. Se l'ambiente viene rilevato come freddo, essa consiste nel brivido, ovvero l'attivazione di quasi tutti i gruppi muscolari ed il conseguente aumento di generazione di energia all'interno del corpo, per tentare di riequilibrare la temperatura interna. Nel caso di ambiente caldo, essa consiste nella sudorazione. Nel caso in cui nemmeno la termoregolazione comportamentale fosse sufficiente ad assicurare l'omeotermia, si può incorrere in altre

situazioni che provano a situazioni limite, in cui la temperatura del *core* non viene più mantenuta a 37°C: l'ipotermia, che nel lungo periodo porta fino alla morte per fibrillazione cardiaca e l'ipertermia, che porta fino alla morte per danni irreversibili alle proteine dei tessuti nervosi.

### 1.3.1 Il bilancio energetico del corpo umano

La condizione necessaria per il mantenimento del *comfort* termico, in condizioni stazionarie, è che il flusso energetico prodotto nel corpo umano eguagli le dispersioni attraverso la superficie corporea [4]. L'Equazione 1.2 rappresenta il bilancio termico ed esplicita tutti i valori che caratterizzano gli scambi di calore:

$$S = M - (W + E_{res} + C_{res} + C + R + E + K) \quad (1.2)$$

Vengono di seguito esplicitati i singoli termini dell'equazione:

- $S$  rappresenta il termine di “accumulo che rappresenta la variazione di energia interna del corpo” [W];
- $M$  è il tasso metabolico [W];
- $W$  è la potenza meccanica ceduta all'ambiente [W];
- $E_{res}$  è la potenza termica ceduta nella respirazione come calore latente [W];
- $C_{res}$  rappresenta la potenza termica ceduta nella respirazione come calore sensibile [W];
- $C$  rappresenta la potenza termica ceduta per convezione [W];
- $R$  è la potenza termica ceduta per irraggiamento [W];
- $E$  rappresenta il contributo della potenza termica ceduta per evaporazione dalla pelle (come calore latente) [W];
- $K$  è la potenza termica ceduta per conduzione [W].

Il contributo di potenza meccanica ceduta solamente per le attività motorie è sempre minore del termine di generazione e viene solitamente trascurata. Il corpo umano, affinché la sua energia interna e la sua temperatura non varino, cede energia all'ambiente circostante attraverso varie modalità: per convezione con l'aria, per irraggiamento con le superfici circostanti, per conduzione attraverso le superfici di contatto con altri corpi, e per evaporazione di acqua, dalla pelle e dai polmoni, come

descritto nella Figura 1.4. Se l'energia ceduta risulta maggiore del tasso metabolico la temperatura media del corpo diminuisce fino a raggiungere una nuova condizione di regime. Viceversa, se l'energia ceduta risulta minore, la temperatura media del corpo aumenta. L'organismo reagisce ad eventuali squilibri innescando complessi meccanismi di termoregolazione, fino al raggiungimento del benessere, che corrisponde alla condizione in cui l'attività dei meccanismi di termoregolazione stessi è modesta.

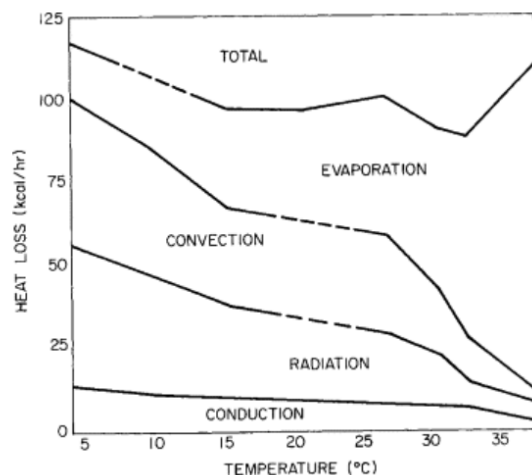


Figura 1.4 Contributi di dispersione di calore del corpo umano al variare della temperatura dell'ambiente.

### 1.3.1.1 Gli ambienti termici

I volumi interessati dallo studio delle condizioni termiche si possono suddividere in due principali categorie [4]: gli ambienti *indoor*, per i quali l'obiettivo della progettazione consiste nel raggiungimento di condizioni di *comfort* termico, vengono chiamati ambienti termici moderati. Si definiscono, invece, ambienti termici severi quelli nei quali si verificano scostamenti assai rilevanti dalle condizioni di benessere, tanto che obiettivo della progettazione diventa quello di evitare l'insorgere di situazioni dannose o potenziali patologie (ad esempio stress termici o colpi di calore) nelle persone esposte. Il *comfort* termico negli ambienti moderati dipende sostanzialmente da quattro parametri ambientali (umidità relativa, velocità dell'aria, temperatura dell'aria e temperatura media radiante) e due parametri personali (abbigliamento e attività metabolica). Per questo è importante caratterizzare gli ambienti dal punto di vista termico (temperatura aria e superfici).

## 1.4 Gli scambi termici

In questo paragrafo verranno descritte le principali modalità attraverso le quali avviene il trasferimento di calore tra due corpi, la cui comprensione è necessaria per modellare le equazioni di bilancio termico ed esplicitarne correttamente i coefficienti: lo scambio termico conduttivo, convettivo e radiativo.

### 1.4.1 Scambio termico per conduzione

La conduzione termica, che si manifesta come un trasferimento di energia tra tutti gli stati della materia, a patto che due corpi siano in contatto tra di loro, è dovuta allo scambio di energia tra le molecole costitutive dei corpi interessati. L'entità del trasferimento di calore dipende fortemente dalla geometria dei corpi a contatto e dalle loro caratteristiche fisiche. Gli studi verso questo tipo di trasmissione del calore hanno avuto origine con l'enunciazione del "postulato di Fourier", nel quale si considera una barretta cilindrica omogenea ed isotropa, lunga  $\Delta x$  e le cui estremità siano mantenute a due temperature differenti  $T_1$  e  $T_2$ . Si nota che il flusso termico avviene solo nella direzione del suo asse, perciò, è un flusso monodimensionale che attraversa la materia, come esplicitato dalla relazione di proporzionalità nell'Equazione 1.3:

$$q \propto A \frac{\Delta T}{\Delta x} \quad (1.3)$$

I termini dell'equazione descritta sono i seguenti:

- $A$  è l'area di contatto interessata, espressa in  $m^2$ ;
- $q$  è il flusso di calore, espresso in W.

Da queste osservazioni sperimentali si definisce il coefficiente di conduzione termica, o conduttività termica del materiale, che si configura come il fattore di proporzionalità dell'equazione sopra descritta. Ogni materiale ha la sua specifica conduttività termica. Dall'esperienza empirica è noto come il flusso termico si propaghi in direzione perpendicolare rispetto alle superfici isoterme. Per uno strato piano l'andamento di temperatura è lineare lungo lo spessore dell'elemento. Il flusso termico  $q$ , secondo la legge di Fourier, è valutabile dalla seguente relazione, l'Equazione 1.4:

$$q = -\lambda \frac{dT}{dx} = \frac{\lambda}{s} (T_1 - T_2) \quad (1.4)$$

In questa equazione coesistono i termini differenziali di spazio  $dx$  [m] e temperatura  $dT$  [K], la conducibilità termica  $\lambda$  [W/(mK)], lo spessore del materiale  $s$  e la differenza di temperatura  $(T_1 - T_2)$  [K] tra le due superfici dell'elemento interessato dal flusso termico.

Si definisce come “resistenza termica di conduzione” il parametro espresso dall'Equazione 1.5:

$$R_{cond} = \frac{s}{\lambda} \quad (1.5)$$

Nella precedente relazione  $s$  è lo spessore del materiale considerato [m], mentre  $\lambda$  è la relativa conducibilità termica [W/(mK)]. Nel modello costruito nel presente lavoro lo scambio conduttivo viene considerato sempre monodimensionale e modellato con un'unica resistenza conduttiva, come mostrato nella Figura 1.5:

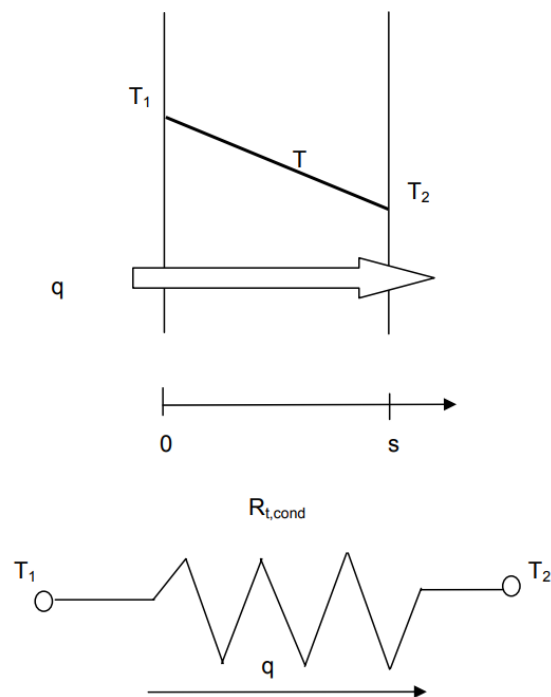


Figura 1.5 Schematizzazione resistenza conduttiva (in basso) e flusso di calore determinato dalla differenza di temperature superficiali (in alto).

#### 1.4.2 Scambio termico per convezione

Esistono altre modalità di scambio termico, in particolar modo se si considera la possibilità che il trasferimento di calore avvenga non solo tra materiali solidi ma anche

tra un corpo solido ed un fluido. La condizione fondamentale per cui questo scambio avvenga è che vi sia del moto relativo tra i due corpi che scambiano calore. Per gli aeromobili la convezione avviene tra superfici solide e l'aria. All'interno della cabina tutti gli scambi termici convettivi verranno considerati come scambi termici per convezione naturale, nonostante il moto indotto dall'impianto di ventilazione, mentre lo scambio termico che si sviluppa all'esterno della fusoliera è un caso di convezione forzata, essendoci un moto relativo a velocità sostenute tra flusso d'aria e superficie esterna. Il regime di moto esterno è laminare. Solitamente la quantificazione del regime di moto è espressa dal numero di Reynolds, descritto in modo generale dall'Equazione 1.6:

$$Re = \frac{\rho w d}{\mu} \quad (1.6)$$

I termini contenuti in essa sono esplicitati di seguito:

- $\rho$  è la densità dell'aria, espressa in  $\text{kg/m}^3$ ;
- $w$  è la velocità del fluido, espressa in  $\text{m/s}$ ;
- $\mu$  è la viscosità cinematica del fluido, indicata in  $\text{m}^2/\text{s}$ .
- $d$  è la lunghezza caratteristica, corrispondente al diametro dell'oggetto in analisi, espresso in m.

In genere, più il numero di Reynolds cresce, maggiore sarà la probabilità che il moto sia di tipo turbolento. Nello studio della convezione l'obiettivo principale è di valutare e determinare il coefficiente di convezione. È necessario il ricorso all'analisi dimensionale, che possa dare origine a dei numeri puri da utilizzare nell'analisi a posteriori dei casi sperimentali. Applicando il "teorema di Buckingham" si definiscono altri numeri adimensionali che caratterizzano la convezione oltre al numero di Reynolds, tra cui il numero di Nusselt, esplicitato nell'Equazione 1.7:

$$Nu = \frac{hL}{\lambda_f} \quad (1.7)$$

Un altro importante numero adimensionale è il numero di Prandtl, espresso dall'Equazione 1.8:

$$Pr = \frac{\mu c_p}{k} \quad (1.8)$$

Infine, per la convezione naturale, è necessario calcolare il numero di Grashof, espresso dall'Equazione 1.9:

$$Gr = \frac{g(\beta)(\Delta T)d^3}{\nu^2} \quad (1.9)$$

I termini utilizzati nelle relazioni precedenti vengono di seguito descritti:

- $h$  è il coefficiente di scambio termico convettivo, espresso in  $W/(m^2K)$ ;
- $L$  è la lunghezza caratteristica, espressa in m;
- $\lambda_f$  è la conducibilità termica, espressa in  $W/(mK)$ ;
- $g$  è il vettore accelerazione gravitazionale, pari a  $9.81 \text{ m/s}^2$ ;
- $\beta$  è il coefficiente di espansione dell'aria, espresso in  $1/K$ , pari a  $1/T_f$  in cui  $T_f = (T_{skin} + T_{inf})/2$ ;
- $\Delta T = T_{skin} - T_{inf}$ : Il primo termine è la temperatura in corrispondenza della superficie esterna della fusoliera, mentre il secondo termine è il valore della temperatura dell'aria indisturbata, espresse in K.
- $\nu$  è la viscosità cinematica dell'aria, espressa in  $m^2/s$ ;
- $k$  è la conduttività termica dell'aria, espressa in  $W/(mK)$ .

Questi numeri adimensionali assumeranno valori specifici in relazione alla configurazione analizzata e alla casistica che si presenta all'utente.

### 1.4.3 Scambio termico per irraggiamento

La trasmissione del calore per irraggiamento è il terzo meccanismo di propagazione dell'energia termica [11]. Esso trae origine dalle teorie di Maxwell a fine dell'800, basate sullo studio e l'enunciazione del concetto di onde elettromagnetiche come conseguenza della vibrazione di cariche elettriche nello spazio e nel tempo. Egli ipotizzò che potesse essere analoga ad un'onda elettromagnetica anche l'energia emessa dalla materia come conseguenza dell'interazione con fenomeni esterni che fossero in grado di modificare la configurazione elettronica degli atomi. Planck introdusse il concetto di radiazione elettromagnetica considerata come un insieme di "pacchetti discreti" di energia, ciascuno avente una propria energia dipendente dalla propria frequenza di vibrazione. Le onde elettromagnetiche sono quindi caratterizzate da una frequenza e lunghezza d'onda  $\lambda_w$ , messe in relazione alla velocità di propagazione dell'onda stessa, dipendente a seconda del mezzo di propagazione e dalla velocità della luce. Dalla "relazione di Planck-Einstein" si deduce che la temperatura è una misura del contenuto energetico di un corpo a livello microscopico. Ogni corpo che non sia in stato di temperatura corrispondente allo zero assoluto emette sempre energia sotto forma di radiazione elettromagnetica di diversa lunghezza d'onda, dipendente dalla temperatura stessa. A parte la radiazione solare, nel caso dei velivoli, la radiazione elettromagnetica di maggiore interesse è quella nel campo dell'infrarosso (lunghezze d'onda comprese tra  $0.75$  e  $100 \mu\text{m}$ ) emessa da corpi che si trovano a temperature dell'ordine della temperatura ambiente. La radiazione incidente su di una



superficie può andare incontro a tre fenomeni diversi: può essere assorbita dal corpo, trasmessa ad un mezzo ulteriore o riflessa verso il *medium* di origine. La somma dei tre contributi precedenti deve restituire per intero l'energia dell'onda iniziale incidente sul corpo. In modo analogo vengono definiti i coefficienti relativi di assorbimento, riflessione e trasmissione, che assumono valori caratteristici a seconda del materiale che viene considerato. Nel modello del velivolo ogni superficie, considerata omogenea, ha un proprio coefficiente di assorbimento ed uno di emissione, utili per stabilire i coefficienti di scambio termico radiativo. Per quanto riguarda la radiazione solare, il Sole viene considerato come corpo nero. Il corpo nero è un oggetto ideale, che non esiste in natura, che possiede alcune proprietà: emette radiazione in modo uniforme in ogni direzione, assorbe tutta la radiazione incidente e, fissate lunghezza d'onda e temperatura, emette più energia di qualsiasi altro corpo. Quindi il corpo nero è un perfetto emettitore ed assorbitore di radiazione elettromagnetica incidente su di esso. Vengono di seguito riportate due leggi utili nella trattazione e fondamentali per comprendere a fondo il comportamento del corpo nero.

#### 1.4.3.1 Legge di Wien

In riferimento al solo corpo nero, la lunghezza d'onda a cui si verifica la massima intensità di emissione e la corrispondente temperatura sono legate da una relazione di proporzionalità inversa, secondo la “Legge di Wien” [11], esplicitata nell'Equazione 1.10 e riportata graficamente nella Figura 1.6:

$$\lambda_{max} \cdot T = 2897,8 \mu m \cdot K \quad (1.10)$$

Nella quale sono definiti i termini seguenti:

- $\lambda_{max}$  è lunghezza d'onda per la quale è massima flusso radiante, espresso in  $\mu m$ ;
- $T$  è la temperatura assoluta del corpo, espressa in K.

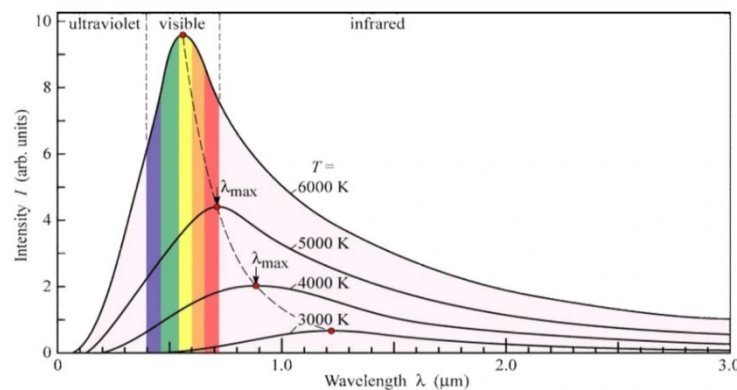


Figura 1.6 Rappresentazione grafica della legge di Wien.

### 1.4.3.2 Legge di Stefan-Boltzmann

La “legge di Stefan-Boltzmann” per un corpo nero [11], permette di ricavare la potenza termica radiante globalmente emessa, come espresso nell’Equazione 1.11:

$$E_n = \sigma \cdot T^4 \quad (1.11)$$

- $\sigma$  è la costante di Stefan-Boltzmann, pari a  $5.67 \cdot 10^{-8} \text{ W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$ ;
- $T$  è la temperatura assoluta, espressa in K.

Altri coefficienti prima introdotti vengono qui meglio descritti.

- Emissività di un corpo: l’emissività di un corpo qualsiasi è definita come il rapporto riportato dall’Equazione 1.12:

$$\eta = \frac{\varepsilon}{\varepsilon_n} \quad (1.12)$$

In cui  $\varepsilon$  è l’emissione globale del corpo, espressa in  $\text{W}/\text{m}^2$ , mentre  $\varepsilon_n$  è l’emissione globale del corpo nero alla medesima temperatura, espressa in  $\text{W}/\text{m}^2$ . Per definizione, il corpo nero ha una emissività pari ad 1.

- Assorbimento di un corpo: se la superficie considerata emette in modo diffuso, l’emissività del un corpo e il coefficiente di assorbimento  $\alpha$  dello stesso sono uguali.
- Fattore di vista  $F$ : a condizionare lo scambio termico radiativo tra due corpi c’è il cosiddetto fattore di vista, il quale dipende solamente dalla geometria del corpo e dall’orientazione e distanza relativa tra le superfici interessate.

Lo scambio termico radiativo tra due superfici assume la seguente espressione matematica generale (Equazione 1.13):

$$q_{1 \rightarrow 2} = \frac{\sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1 - \varepsilon_1}{\varepsilon_1 A_1} + \frac{1}{A_1 F_{1 \rightarrow 2}} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2 A_2}} \quad (1.13)$$

Nella precedente equazione sono definiti i seguenti termini:

- $T_1$  e  $T_2$  sono temperature assolute delle superfici, espresse in K;
- $\varepsilon_1$  e  $\varepsilon_2$  sono le emissività globali delle superfici;
- $F_{1 \rightarrow 2}$  è il fattore di vista tra le due superfici;
- $A_1$  ed  $A_2$  sono le superfici, misurate in  $\text{m}^2$ .

## 1.5 Analogia con la rete elettrica

Tra i vari modelli per la simulazione dell'ambiente termico presenti in letteratura, è stato scelto un modello resistenza-capacità (RC), che descrive adeguatamente i fenomeni fisici di scambio ed accumulo termico, e che richiede meno sforzo computazionale rispetto ad analisi più dettagliate, come ad esempio l'analisi CFD. Il "modello RC", molto utilizzato e diffuso per l'analisi termica degli edifici, descrive in maniera adeguata il comportamento termico dinamico di un ambiente [12]. Quest'ultimo viene modellato come una rete di capacità e resistenze termiche che collegano diversi nodi. Le resistenze termiche, capacità e altri parametri necessari alla costruzione del *network* possono essere stimati in base ai fenomeni termici che esprimono. Le resistenze termiche saranno comprensive dei coefficienti di scambio termico conduttivo, convettivo e radiativo, mentre le capacità saranno caratteristiche dei materiali che possono accumulare una determinata quantità del calore loro fornito; la capacità elettrica corrisponde alla capacità termica di ciascun materiale. Al fine di riassumere tutte le analogie viene presentato in Tabella 1.1 il confronto tra rete termica e rete elettrica:

Tabella 1.1 Analogia tra rete termica e rete elettrica.

Conduzione termica		Conduzione elettrica	
Nome grandezza	Simbolo	Nome grandezza	Simbolo
Flusso di calore	$Q$	Corrente elettrica	$I$
Differenza di temperatura	$\Delta T$	Differenza di potenziale	$\Delta V$
Resistenza termica	$R$	Resistenza elettrica	$R$
Capacità di un materiale	$C$	Capacità di un condensatore	$C$

Al fine di impostare una procedura di calcolo per la risoluzione delle equazioni del sistema, viene scelto ed improntato un metodo di scrittura delle equazioni tipico delle reti elettriche. Più precisamente, si utilizzerà per tutta la trattazione e la finalizzazione dell'architettura di sistema la prima legge di Kirchhoff, o la legge dei nodi, in base alla quale, preso un nodo qualsiasi di una determinata rete elettrica, la somma algebrica delle correnti entranti e delle correnti uscenti dal nodo stesso è pari a zero.

### 1.5.1 Primo principio di Kirchhoff

Il Primo Principio di Kirchhoff, o LKC, (legge di Kirchhoff delle correnti) non è propriamente una legge ricavata sperimentalmente dall'osservazione empirica dei fenomeni, bensì risulta essere un assioma fondamentalmente inscritto nelle ipotesi per descrivere adeguatamente le reti elettriche, è un'osservazione che vale in modo generale. Esso deriva dal principio di conservazione della carica e la sua applicazione richiede che alcune ipotesi siano verificate, ad esempio, non ci deve essere accumulo di carica al di fuori degli n-poli (o nodi) della rete.

Il primo principio di Kirchhoff, sottoforma di equazione, afferma dunque che le correnti entranti in un nodo (insieme di taglio) devono soddisfare l'Equazione 1.14:

$$\sum_{k=1}^n \pm i_k(t) = 0 \quad (1.14)$$

Nella precedente equazione  $n$  è il numero di rami della rete che convergono nel nodo. Si definiscono a priori i versi convenzionali delle correnti che fluiscono nei rami convergenti, propri del nodo per il quale si scrive la relazione. Nel caso specifico si è scelta la convenzione tale per cui si considerano le correnti tutte entranti nel nodo. La legge di Kirchhoff può essere riscritta facendo riferimento alle correnti entranti nel nodo da una parte, ed uscenti dal nodo dall'altra, come esplicitato nell'Equazione 1.15:

$$\sum_{k=1}^p i_{uscenti k} = \sum_{k=p+1}^q i_{entranti k} \quad (1.15)$$

Nel modello in questione si impostano tutte le equazioni di rete nel modo sopra indicato e si ipotizzano tutte correnti entranti.

### 1.5.2 Approccio per la modellazione semplificata della cabina

Il modello matematico “resistenza-capacità” della cabina di un aereo si pone come obiettivo quello di ricavare l’andamento spaziale della temperatura interna ad un velivolo in condizioni di volo specifiche. L’ipotesi principale ed unica relativa alla variazione delle condizioni iniziali dell’ambiente esterno ed interno in quota prevede che esse siano stazionarie, ovvero si mantengano costanti per tutta la durata dell’analisi. Nel caso in cui l’aereo si trovi a terra, le condizioni iniziali variano di ora in ora a partire dai dati forniti dal *file* climatico di una determinata località per qualsiasi tipo di aereo (a partire dal corto raggio, per proseguire con il medio ed infine con il lungo raggio). Il modello resistenza-capacità consiste in una rete contenente nodi (rappresentativi di punti specifici del sistema aereo-ambiente di cui indicano la temperatura) e rami (che collegano i diversi nodi, e possono essere resistivi o capacitivi). In particolare, il modello richiede di determinare come *input* una serie di parametri, come riportato di seguito:

- Resistenze termiche che modellano gli scambi termici di tipo conduttivo, convettivo e radiativo tra i vari nodi.
- Capacità termiche relative ai materiali, rappresentative dell’accumulo termico nelle strutture massive.
- Carichi interni ed esterni che schematizzano le relative fonti di calore.



# Capitolo 2

## Struttura e impianti dell'aereo

In questo capitolo viene dapprima descritta l'origine storica dell'aereo ed una breve panoramica sulla sua evoluzione come mezzo di trasporto, evidenziando il livello di complessità strutturale ed impiantistica che ha accompagnato e definito allo stesso tempo il suo sviluppo. In un secondo momento vengono introdotti gli impianti che generalmente caratterizzano un aereo, approfondendo quelli che interessano il presente lavoro ed i modelli sviluppati: il “modello RC” ed il “modello per lo studio della qualità dell'aria”.

### 2.1 Nascita e sviluppo dell'aereo

Il volo ha da sempre affascinato l'uomo [13]; il desiderio di volare ha infatti origini mitologiche, come ad esempio il mito di Icaro; inizialmente si è tentato di replicare il mito emulando ciò che si osservava in natura, ovvero utilizzando ali simili a quelle degli uccelli. Con una tecnologia non sufficientemente sviluppata, gli esperimenti si concludevano quasi sempre con il ferimento o la morte dei piloti [14]. In tempi successivi la tecnologia è progredita, creando prototipi funzionanti: gli aquiloni di Lu Ban, inizialmente con applicazioni militari di volo umano, ed i primi disegni di macchine volanti di Leonardo da Vinci. Il primo volo, con pilota, su di un velivolo a motore venne eseguito da Orville Wright il 17 dicembre 1904 a bordo del *Flyer*. Le ragioni del successo dei fratelli Wright sono legate ad una serie di soluzioni tecniche innovative, tra cui l'esecuzione di un elevato numero di *test*, l'utilizzo di dati sperimentali per lo sviluppo delle superfici aerodinamiche, l'impiego di materiali molto leggeri e lo studio approfondito della controllabilità del mezzo. Il *Flyer* era dotato inoltre di ali svergolate, per regolare agilmente il rollio, e di doppio timone per controllare l'imbardata. Il controllo più sensibile era legato al beccheggio ed avveniva tramite un ulteriore timone di profondità. Durante la tragedia della Grande Guerra il settore aeronautico sperimentò un grande avanzamento nel progresso tecnologico; sostanzialmente il trasporto aviatorio non si avvale più di instabili velivoli in legno e carta ma di robusti e veloci aerei con compiti specifici, a partire dai “caccia” fino ai

bombardieri e ricognitori. Tra le nuove tecnologie introdotte spiccano: lo sviluppo del duralluminio e la realizzazione del primo aereo completamente metallico (*Junker I*), lo sviluppo del motore in linea raffreddato ad acqua e la crescente affidabilità e resistenza degli aerei. Le principali innovazioni riguardanti gli aeroplani, durante la Seconda Guerra Mondiale, videro ancora l'introduzione di nuove tecnologie: la struttura a semi-monoscocca, sempre più spesso composta da leghe di alluminio, la comparsa dei monopiani, dei carrelli idraulicamente retrattili, l'utilizzo di *flap*, l'introduzione di eliche a passo variabile, la comparsa delle prime cabine di pilotaggio chiuse, l'introduzione dei motori a pistoncini in linea ed a raffreddamento liquido. Dagli anni '50 i primi aerei a reazione commerciali iniziarono a solcare i cieli. Quella dei motori a reazione è tutt'oggi la tecnologia più diffusa impiegata negli aerei di grandi dimensioni, mentre per dimensioni relativamente più piccole si preferisce l'impiego di turboeliche. [15] Le principali innovazioni dal dopoguerra sono state nel sistema propulsivo, con la comparsa dei primi motori a reazione, i postbruciatori, la ricerca di minori consumi e conseguente maggior efficienza, l'innovazione dei materiali impiegati, nuovi processi manifatturieri, l'utilizzo di materiali compositi e la comparsa dell'avionica elettronica, tra cui l'introduzione del *Fly-by-wire*, un sistema comprendente di avanzati comandi di volo elettronico-digitali invece che manuali, il FADEC (*Full Authority Digital Engine (or Electronics) Control*), in grado di controllare in modo automatico la spinta dei motori e l'introduzione del concetto di *glass cockpit*, per il quale sono presenti in cabina di comando grandi *display* digitali invece che indicatori analogici. Il progredire tecnologico nel settore aeronautico può essere influenzato anche da limitazioni esterne, come, ad esempio, il blocco dei voli dopo gli attentati dell'11 settembre 2001, le limitazioni a seguito dell'eruzione del vulcano Eyjafjallajökull nel 2010 ed i blocchi e le restrizioni per la pandemia di COVID-19, specialmente nei primi anni dal 2020. La riduzione dei voli ha portato le compagnie aeree a posticipare o cancellare i loro investimenti sulle flotte. Inoltre, la concorrenza del trasporto su rotaia, per distanze subcontinentali, sta ulteriormente influenzando il settore. In parallelo, la ricerca riguardante il settore aeronautico sta puntando molto sulla riduzione dell'impronta ecologica (aerei elettrici, minori consumi di cherosene e propellente "bio"), lo sviluppo di piattaforme più flessibili, con la comparsa di aerei in grado di svolgere missioni a lungo e corto raggio in modo efficiente, e sistemi di volo autonomi per usi ricreativi, commerciali e militari. Si riporta in Figura 2.1 la nomenclatura dei sistemi relativi ad un Boeing 737-800, sottolineando la complessità del sistema e dei suoi sottosistemi [16].



**Boeing 737-800**

- 1 Radome with lightning conductor strips
- 2 Weather radar scanner
- 3 ILS glideslope
- 4 Radar scanner tracking mechanism
- 5 Front pressure bulkhead
- 6 Rudder pedals
- 7 Control yoke
- 8 Instrument panel, EFIS displays
- 9 Instrument panel shroud
- 10 Windscreen wipers
- 11 Windscreen panels
- 12 Cockpit eyebrow windows
- 13 Overhead systems control panel
- 14 Co-Pilot's seat
- 15 Captain's seat
- 16 Flight bag/document stowage
- 17 Nose undercarriage wheel bay
- 18 Nosewheel doors
- 19 Twin nosewheels, forward retracting
- 20 Torque scissor links
- 21 Hydraulic steering jacks
- 22 Nosewheel leg pivot mounting
- 23 Dual pitot heads
- 24 Cockpit bulkhead
- 25 Observer's folding seat
- 26 Forward toilet compartment
- 27 Cockpit door
- 28 Starboard service door
- 29 Forward galley units
- 30 Closet compartment
- 31 Cabin attendant's folding seat

- 32 Entry lobby
- 33 Forward entry door
- 34 Door mounted escape chute/slide
- 35 Airstairs
- 36 Folding handrail
- 37 Underfloor avionics equipment bay
- 38 Fuselage lower lobe frame and stringer structure
- 39 Passenger oxygen bottle
- 40 Floor beam structure
- 41 Forward underfloor freight hold door
- 42 Cabin wall trim paneling
- 43 Overhead conditioned-air distribution ducting
- 44 Cabin floor with continuous seat rails
- 45 lower UHF antenna
- 46 Six abreast passenger seating, 184 passengers in all economy layout or 160 passengers in mixed class arrangement
- 47 Cabin window panels
- 48 Conditioned-air distribution system

- 49 Wing inspection light
- 50 Wing spar bulkhead
- 51 Conditioned air risers to
- 52 Forward and main cabin air distribution ducting, rear cabin air duct on starboard side nacelle
- 53 Starboard engine nacelle
- 54 Hinged cowling panels
- 55 Nacelle pylon
- 56 Pressure refueling connection
- 57 Starboard wing integral fuel tank, total fuel capacity 26,035 lt (5,729 imp gall)
- 58 Fuel venting channels
- 59 Overwing filler cap
- 60 Starboard leading edge slat segments, extended
- 61 Leading edge de-icing air duct
- 62 Slat guide rails
- 63 Slat screw jacks, torque shaft driven via central hydraulic motor

- 64 Starboard navigation and strobe lights
- 65 Aft strobe light
- 66 Starboard aileron
- 67 Aileron hinge control
- 68 Aileron tab
- 69 Outboard double-slotted flap segment, down position
- 70 Flap guide rails and carriages
- 71 Outboard (flight) spoilers
- 72 Spoiler hydraulic jacks
- 73 Single slotted portion of flap (thrust gate segment)
- 74 Inboard flap segment
- 75 Inboard (ground) spoiler
- 76 Upper UHF antenna
- 77 Anti-collision beacon light
- 78 Overwing emergency exits, two per side

- 79 Fuselage centre section frame and stringer structure
- 80 Wing front spar attachment main frame

- 81 Floor beams
- 82 Wing centre section carry-through
- 83 Centre section integral fuel tank
- 84 Air conditioning pack, port and starboard, in ventral fairing beneath wing box
- 85 Wing root joint strap

- 86 Port main undercarriage wheel bay
- 87 Central flap drive hydraulic motor
- 88 Pressure floor above wheel bay
- 89 Cabin wall insulation blankets
- 90 Rear spar attachment main frame
- 91 Overhead passenger service units
- 92 ADF antenna
- 93 Cabin roof trim/lighting panels
- 94 Overhead baggage lockers
- 95 Rear underfloor freight hold door

- 96 Cockpit voice recorder
- 97 Flight data recorder
- 98 Fin root fillet structure
- 99 Fin spar attachment joints
- 100 Rudder tandem hydraulic actuators
- 101 Fin rib structure
- 102 Starboard trimming tailplane
- 103 Starboard elevator
- 104 Two-spar fin torsion box

- 105 Rudder horn balance
- 106 Static dischargers
- 107 Rudder
- 108 Composite rudder skin
- 109 Elevator hinge control
- 110 Tail navigation light
- 111 APU exhaust
- 112 Elevator tab
- 113 Port elevator
- 114 Elevator horn balance
- 115 Port trimming tailplane
- 116 Two-spar tailplane torsion box structure
- 117 Tailplane pivot mounting
- 118 Tailplane centre-section structure
- 119 Fin mounting bulkhead

- 120 Tailplane trimming screw jack and electric motor
- 121 Auxiliary power unit (APU)
- 122 Shock absorbing tailskid
- 123 Rear pressure bulkhead
- 124 Rear galley unit
- 125 Rear cabin door, port and starboard
- 126 Cabin attendant's folding seat
- 127 Rear toilet compartments, port and starboard
- 128 Rear cabin passenger seating
- 129 Cabin window panels
- 130 Aft fuselage frame and stringer structure
- 131 Mid cabin seating
- 132 Fuselage lower lobe skin
- 133 Wing root trailing edge fillet
- 134 Port inboard double-slotted flap segment

- 135 Inboard flap track
- 136 Port inboard (ground) spoiler
- 137 Main undercarriage mounting beam
- 138 Hydraulic retraction jack
- 139 Flap screw jacks
- 140 Flap guide rails, carriages and hinge linkages

- 141 Flap track fairings
- 142 Port outboard (flight) spoiler panels
- 143 Outboard double-slotted flap segment
- 144 Port flap down position
- 145 Aileron tab
- 146 Port aileron
- 147 Fixed portion of trailing edge
- 148 Static dischargers
- 149 Rear strobe light
- 150 Wing tip fairing
- 151 Port navigation and strobe lights
- 152 Port leading edge slat segments, extended
- 153 Telescopic de-icing air ducts
- 154 Slat guide rails
- 155 Slat screw jacks
- 156 Wing rib
- 157 Port wing integral fuel tank
- 158 Wing bottom skin/stringer panel
- 159 Access manholes
- 160 Two-spar wing torsion box structure
- 161 Leading edge de-icing air duct
- 162 Port twin mainwheels
- 163 Main undercarriage leg strut
- 164 Folding side stay
- 165 Inboard machined wing ribs
- 166 Leading edge ribs
- 167 Engine bleed air duct to conditioning system
- 168 Landing and taxiing lights
- 169 Leading edge wing root fillet
- 170 Ventral ram air intake to conditioning system heat exchangers
- 171 Inboard Krueger flap, extended
- 172 Nacelle strake
- 173 Nacelle pylon structure
- 174 Intake de-icing air duct
- 175 Engine intake, flattened at lower edge
- 176 CFM56-7 turbofan engine with FADEC control
- 177 Engine fan casing
- 178 Side mounted accessory equipment gearbox, oil tank on starboard side
- 179 Thrust reverser cascades
- 180 Engine turbine section
- 181 Fan air (cold stream) exhaust duct
- 182 Translating cowling, reverser cascade opening
- 183 Core engine (hot stream) exhaust duct
- 184 Pylon attachment joints

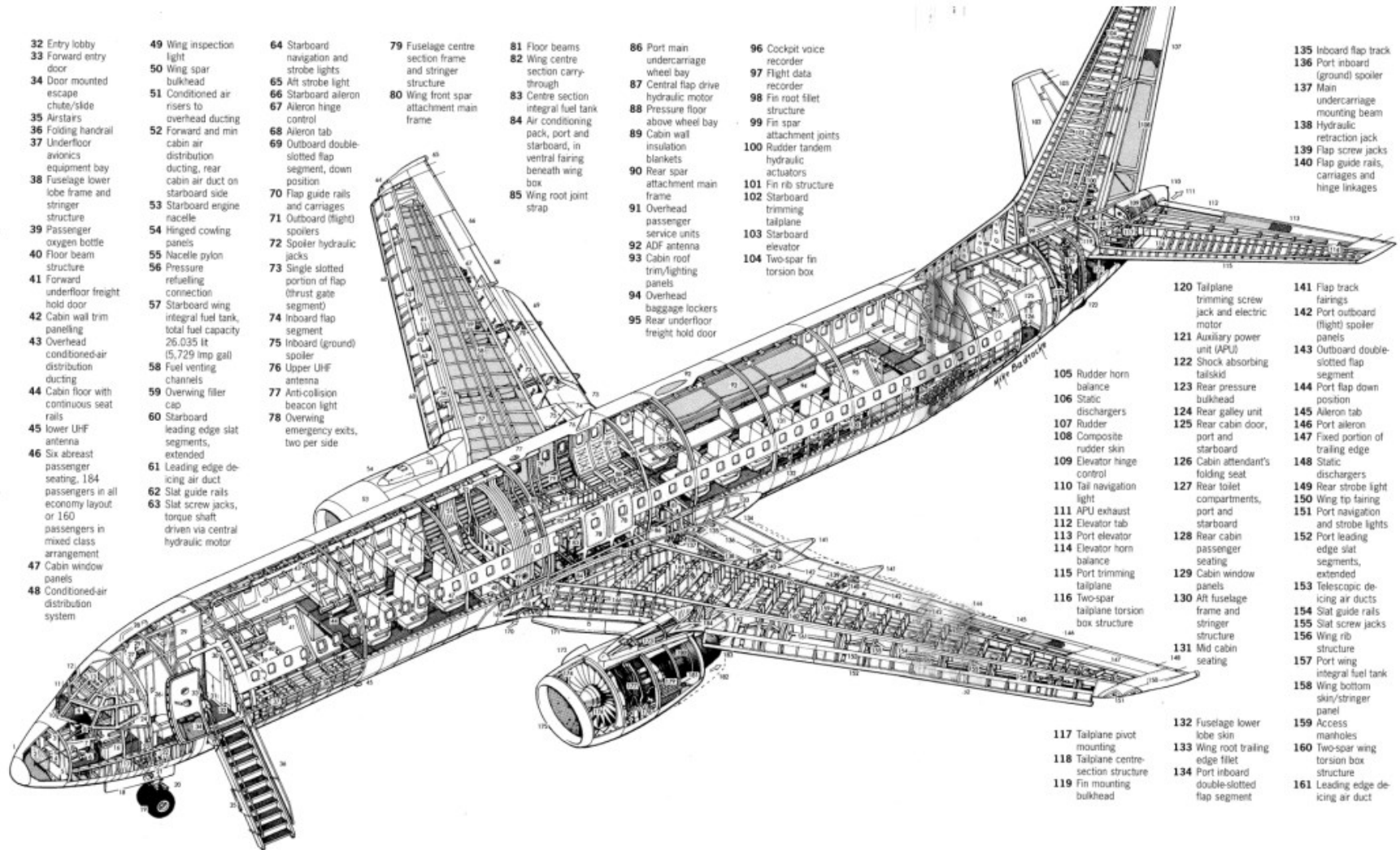


Figura 2.1 Sistemi e sottosistemi di un Boeing 737-800.

## 2.2 Modellazione della fusoliera

La fusoliera di un velivolo presenta alcune soluzioni architettoniche al fine di permetterle di rispondere correttamente alle sollecitazioni dell'aereo durante il volo. Essa è parte della struttura del velivolo ed agisce come uno strato di materiale protettivo che definisce la forma aerodinamica del corpo e protegge il contenuto dall'ambiente esterno. Al fine di migliorare la risposta strutturale alle sollecitazioni esterne, è opportuno, dal punto di vista della distribuzione del peso, porre più materia possibile lontano dal centro di massa, in questo caso in corrispondenza dello strato più esterno della fusoliera; [16] di conseguenza, la maggior parte dei velivoli ha una parete esterna composta essenzialmente da piastre curvilinee. Nella Figura 2.2 vengono schematizzate l'architettura interna, la disposizione delle masse ed alcuni accorgimenti tecnologici utilizzati per la produzione della fusoliera e dell'ala di un velivolo.

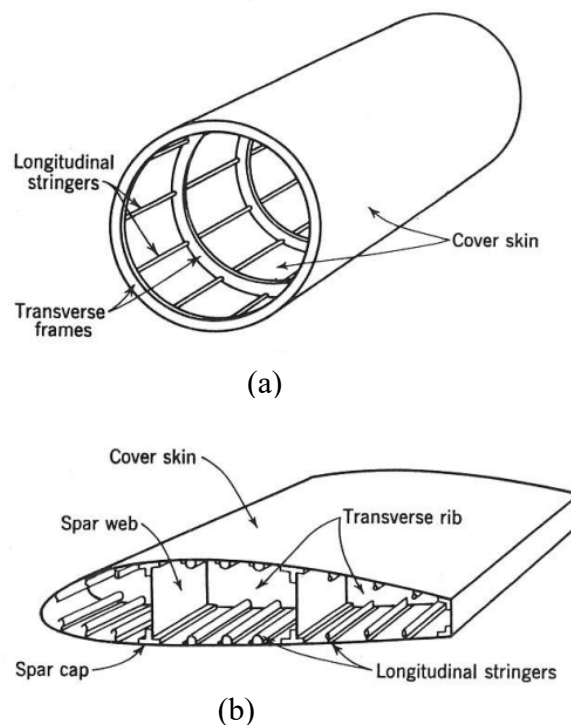


Figura 2.2 Distribuzione della massa e degli elementi all'interno di una struttura a semi monoscocca. (a): struttura della fusoliera. (b): struttura di un'ala.

La fusoliera può essere ragionevolmente assunta come un unico materiale monoscocca, quindi senza elementi strutturali di rinforzo come travi o longheroni, la cui classificazione strutturale è di elemento monodimensionale; un elemento monodimensionale è un corpo avente una dimensione prevalente in confronto a tutte le altre, in questo caso la lunghezza rispetto alla larghezza. Per questi motivi

l'involucro esterno deve allo stesso tempo essere in grado di mantenere un adeguato gradiente di pressione con l'ambiente circostante. È un elemento bidimensionale. Gli elementi monodimensionali hanno una funzione prettamente di tipo strutturale, contrariamente al rivestimento esterno, che funge da involucro ma trasmette anche le forze aerodinamiche agli stessi elementi monodimensionali e sviluppa una serie di risposte di tipo meccanico a seguito di sollecitazioni espresse da fenomeni statici, ma anche e soprattutto a seguito di fenomeni aeroelastici dinamici. [16] Alla luce di queste considerazioni il velivolo verrà considerato in moto stazionario, in assenza di eventi descritti da una forzante di tipo oscillatorio ed in una condizione di regime di moto permanente, in modo da non sottostare a deformazioni sulla fusoliera. Verrà inoltre considerata un'approssimazione di tipo geometrico sulla fusoliera stessa, considerandola come un cilindro a sezione circolare, piuttosto che avente una forma leggermente ellittica, più comunemente presente nella realtà; questa semplificazione permetterà di ridurre di complessità i calcoli per la modellazione dell'area esterna e interna dell'involucro stesso.

La fusoliera dei velivoli viene considerata come composta da tre strati di materiale differente [17]:

- Alluminio: l'alluminio è il terzo metallo più abbondante nella crosta terrestre ed è largamente utilizzato per la costruzione e la realizzazione di manufatti utili all'ingegneria aeronautica, nello specifico per le fusoliere degli aerei. L'alluminio è preferito all'acciaio in quanto ha una densità (e quindi un peso specifico) inferiore di tre volte, presenta un punto di fusione relativamente alto (660 °C), ottima duttilità, malleabilità, conducibilità termica, buona riciclabilità ed in genere ha buone proprietà meccaniche a fronte di un peso contenuto. Il materiale utilizzato per il rivestimento più esterno delle fusoliere è una lega di alluminio, ottenuta a seguito di lavorazione plastica e trattata termicamente. La lega in questione è composta da alluminio e rame, della "serie 2000", avente alta resistenza e lavorabilità ma sensibile alla corrosione. Diversamente da altre parti del velivolo, come ad esempio le ali, la fusoliera è una lega della "serie 2000"; il principale elemento è il rame e presenta caratteristiche meccaniche medio-alte. La lega maggiormente utilizzata è la "AA2024", caratterizzata da proprietà meccaniche superiori, buona tenacità e buona resistenza alla propagazione delle cricche [18].
- Fibra di vetro: questo importante materiale viene utilizzato in aeronautica con il fine di fornire maggiore isolamento termico tra l'interno della fusoliera e

l'ambiente esterno. Grandi pannelli di “*fiberglass honeycomb*” sono posti lungo l'intera superficie della fusoliera, appena sotto l'alluminio e gli elementi monodimensionali strutturali, evitando di coprire i finestrini. Il materiale è particolarmente apprezzato per il fatto di avere un'eccellente resistività elettrica e termica.

- *Nomex* [19]: i pannelli strutturali composti da *Nomex*, un marchio registrato che indica una sostanza a base di meta-aramide particolarmente resistente alle fiamme, sviluppata nei primi anni '60 dall'industria francese “DuPont” e resa commercialmente disponibile a partire dagli anni '70, si possono ritrovare in una vasta gamma di prodotti aeronautici; tra di essi spiccano per l'appunto i rivestimenti interni atti a garantire l'isolamento termico della fusoliera, a contatto diretto con il passeggero, i soffitti delle cabine e le cappelliere. Questo materiale offre eccellente resistenza alla corrosione ed alla propagazione della fiamma libera; allo stesso tempo è abbastanza duro e, soprattutto, è caratterizzato da un basso peso. L'impiego di questo materiale aiuta a raggiungere nuovi livelli di efficienza energetica e diminuire i costi di manutenzione.

Vengono trascurati nella trattazione ulteriori rivestimenti con funzione estetica o protettiva, corollari della struttura della fusoliera ma aventi un contributo isolante scarso o nullo. Particolare menzione merita la vernice esterna, che non offre particolare valore in termini di isolamento termico ma è estremamente utile nella determinazione del contributo di scambio termico radiativo del sole, in quanto vernice altamente riflessiva; pertanto, il contributo della radiazione solare all'interno della cabina è nullo, a parte la quantità che entra dai finestrini, che è bassa.

### 2.2.1 Proprietà geometriche e fisiche dei materiali

Come descritto nel paragrafo precedente, la composizione della fusoliera viene considerata costante per tutte le tipologie di velivoli pressurizzati; si riportano gli spessori dei singoli materiali. Le caratteristiche fisiche sono state recepite dai seguenti documenti, presenti in letteratura: [17], [19], [20] e [21]. Queste vengono riassunte nella Tabella 2.1.

Tabella 2.1 Caratteristiche chimiche e fisiche dei materiali che compongono la fusoliera di un aereo.

	Spessore [m]	Calore specifico [J/KgK].	Conduttività termica [W/mK]
Alluminio	0.014	875	141
Nomex	0.02	1200	0.07
Fibra di vetro	0.06	905	0.04

## 2.3 Il finestrino aeronautico

Il finestrino aeronautico è un componente essenziale per la sicurezza ed il *comfort* termico durante una crociera, specialmente ad una quota dove l'aria è rarefatta [22], [16]. Il finestrino di un velivolo, sia esso facente parte della cabina di pilotaggio (*cockpit*) o della cabina passeggeri, deve avere sufficiente resistenza per sopportare variazioni di pressione durante i cicli di decollo e atterraggio e mantenere il differenziale di pressione durante la durata del volo, evitando deformazioni che possano indurre una rottura catastrofica a seguito dell'insorgere di fenomeni di fatica. Inoltre, il finestrino aeronautico, specialmente se utilizzato per velivoli che presentano una cabina pressurizzata, deve avere una bassa conducibilità termica; questa proprietà è funzionale a due caratteristiche: la prima riguarda la sicurezza in volo, tale per cui una bassa conducibilità termica si traduce in una probabilità ridotta di attirare su di sé una scarica elettrica, come un fulmine. L'altra caratteristica riguarda il *comfort* termico dei passeggeri; una bassa conducibilità termica favorisce la creazione di un ambiente *indoor* moderato. Inoltre, consente al sistema di condizionamento di consumare energia in quantità minore. Per la trattazione del finestrino si è fatto ricorso ad alcune ipotesi semplificative.

### 1. Dimensione costante per tutti gli aerei.

La superficie del finestrino viene considerata costante per tutte le tipologie di aeromobili. Le differenze geometriche sono trascurabili in tutti gli aerei delle varie generazioni, fatta la sola eccezione per alcuni aeromobili della generazione più recente, quella dell'ultimo decennio, in cui l'unica variazione rilevante riguarda l'area della superficie, che arriva ad essere fino al 25% superiore rispetto ai modelli precedenti.

## 2. Composizione interna.

La ricerca tecnologica nell'ambito di nuove soluzioni costruttive per i finestrini aeronautici conosce costantemente dei processi innovativi, che portano allo sviluppo tecnologico ed alla conseguente differenziazione del prodotto finale; infatti, difficilmente due finestrini di aerei di diverse generazioni tecnologiche hanno la medesima composizione interna [22]. La ricerca di materiali sempre più leggeri, più efficienti e meno impattanti ne determina uno sviluppo continuo. Ciò nonostante, si considera il finestrino uguale per tutti i velivoli. Anche questa ipotesi viene adottata al fine di rendere il più generalizzabile possibile il modello sviluppato.

## 3. Temperature superficiali uniformi.

Questa ipotesi viene adottata per qualsiasi tipo di analisi; si ipotizza che non vi siano gradienti di temperatura tra due punti non coincidenti, appartenenti ad una qualsiasi superficie dei materiali che compongono il finestrino stesso. Questa ipotesi ha l'obiettivo finale di considerare come uniforme l'andamento di temperatura su una determinata superficie; questo al fine di considerare un unico nodo "temperatura" appartenente alla singola superficie.

### 2.3.1 Schematizzazione del finestrino

Il finestrino aeronautico consta di tre pannelli: uno esterno, a diretto contatto con il flusso di aria adiacente alla fusoliera, uno intermedio con un piccolo "forellino" nella parte inferiore di esso, ed infine uno strato interno più sottile e non strutturale in plastica [22]. Quest'ultimo strato non è propriamente parte di ciò che viene considerato il finestrino vero e proprio ma ha funzione di sicurezza; serve quindi a preservare lo strato intermedio da colpi accidentali o intenzionali da parte dei passeggeri. Il finestrino aeronautico non è composto da semplice vetro ma da un composto chimico chiamato "*stretched-acrylic*", un materiale molto leggero prodotto globalmente da poche industrie; il produttore europeo più famoso è quello britannico "GKN", che produce in esclusiva i finestrini per i *Boeing 737* e *Boeing 787*. Lo "*stretched-acrylic*" offre miglior resistenza alla rottura, ridotta capacità di far progredire una cricca rispetto all'acrilico normale. Viene riportata la schematizzazione tipica nella Figura 2.3:



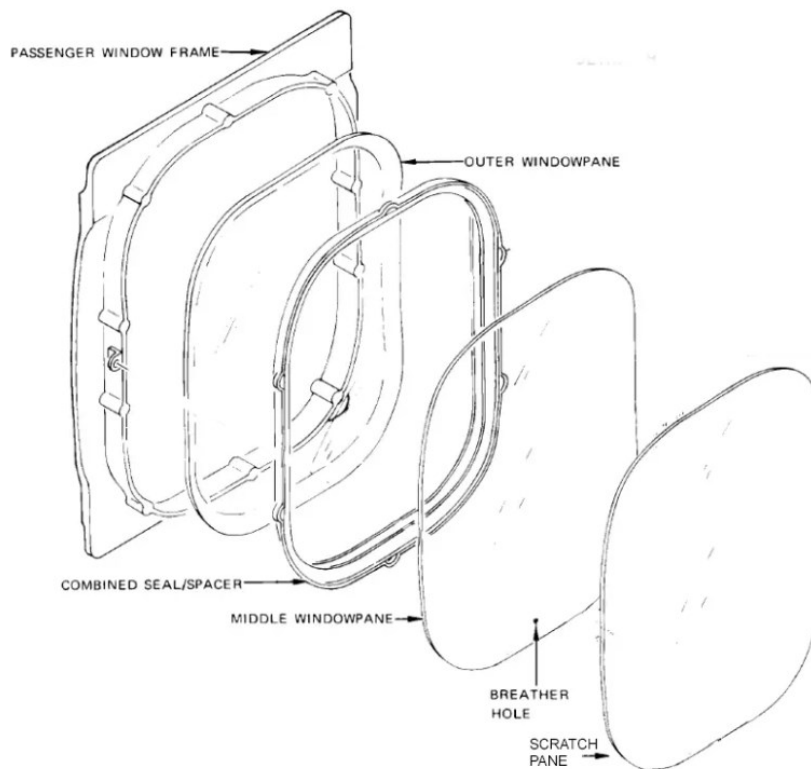


Figura 2.3 Schematizzazione della struttura di un finestrino, ricavata dal manuale di manutenzione di un aereo Boeing 737-800 della compagnia aerea “Aerolineas Argentinas”.

In accordo con la teoria, il finestrino è stato schematizzato idealizzandolo come una successione nello spazio di tre strati di materiale differente, posti a distanze spaziali reciproche ben definite. Il primo strato, quello più interno e direttamente a contatto con il passeggero è il cosiddetto “*scratch plane*”, ovvero un sottile spessore in plastica trasparente. La sua funzione non è strutturale né termica ma ha una valenza simbolica; esso serve a proteggere gli strati veri e propri del finestrino da urti accidentali o graffi accidentali da parte dei passeggeri od oggetti a bordo dell’aeromobile [23]. Vengono riassunte nella Tabella 2.2 le caratteristiche geometriche dei materiali utilizzati per la costruzione dei vari strati del finestrino:

Tabella 2.2 Caratteristiche geometriche dei materiali utilizzati per la costruzione dei vari strati del finestrino.

	Spessore [mm]	Conduttività [W/mK]
Acrilico	10 o 5	0.17
Plastica	5	0.2

Le intercapedini sono di 10 mm nella prima parte e di 6 mm tra i due strati in acrilico più esterni. Al loro interno vi è l'aria presente anche nella cabina, essendoci libero scorrimento tra lo strato di plastica e la struttura interna della cabina ed un piccolo foro sullo strato intermedio, che ha la funzione di equilibrare le pressioni tra le due intercapedini.

## 2.4 Impianto di climatizzazione dell'aeromobile

L'impianto di climatizzazione è uno dei sistemi fondamentali in un velivolo, che permette il volo in sicurezza; il suo funzionamento è necessario sia per mantenere una temperatura accettabile a bordo, sia per il controllo della diffusione dei contaminanti in cabina [4]. La portata di aria immessa in cabina deve essere pressurizzata per favorire la respirazione dei passeggeri. La pressurizzazione rimane il metodo più diffuso per risolvere i problemi connessi al volo in quota; la sua funzione è di aumentare la pressione totale dell'aria contenuta nel volume di controllo. Questa operazione può essere effettuata in sicurezza poiché la cabina è opportunamente rinforzata e sigillata per supportare il gradiente di pressione tra l'aria contenuta all'interno della cabina e l'ambiente esterno. L'obiettivo è quello di creare all'interno una condizione tale che, al massimo livello di volo per il quale il velivolo è certificato, la pressione interna non sia inferiore a quella presente a 2440 m di altitudine. Il sistema di condizionamento deve inoltre garantire che in media tutta l'aria della cabina sia ricambiata ogni 2-3 minuti, tenendo in considerazione le dimensioni ed il volume della stessa. La portata d'aria necessaria per la pressurizzazione e successiva climatizzazione viene prelevata dagli ultimi stadi del compressore dei propulsori a ciclo Brayton, a pressione e temperatura già elevate, ovvero dagli ultimi stadi del compressore aeronautico, ovvero i primi stadi del compressore di alta pressione, rispetto alle condizioni esterne al velivolo. L'APU (*Auxiliary Power Unit*), che normalmente serve non solo per fornire la portata d'aria necessaria al condizionamento del velivolo al suolo, ma anche per alimentare gli impianti ausiliari per avviare i motori, in alcune installazioni può anche essere usata in volo come sorgente, per il condizionamento dell'aria, ausiliaria in caso di emergenza. L'aria prelevata, intercettata da opportune valvole di isolamento che permettono di escludere una sorgente in caso di avaria di un motore, passa attraverso un riduttore di pressione e viene inviata ad uno scambiatore di calore dove avviene un primo raffreddamento; viene trasferita in seguito al sistema di refrigerazione, che regola la temperatura della



cabina in funzione delle richieste dell'equipaggio e delle esigenze dei passeggeri, anche in relazione alla temperatura esterna. L'aria passa successivamente attraverso separatori d'acqua, miscelata con aria esterna prelevata attraverso prese dinamiche e distribuita in cabina passeggeri. Parte della portata d'aria viene utilizzata, prima di essere condizionata, dagli impianti antighiaccio e pneumatico del velivolo. L'immissione dell'aria in cabina è mantenuta praticamente costante sia in pressione che in quantità durante tutte le fasi del volo ed è dosata in modo che solo con il 50% dell'aria fornita sia possibile mantenere la differenza di pressione richiesta. Il circuito, infine, è completato con serbatoi, valvole di sicurezza e di regolazione per le operazioni di controllo sia manuali che automatiche. Per quanto riguarda le operazioni manuali, il pilota può controllare il corretto funzionamento attraverso la strumentazione sul pannello di comando. I principali sistemi di climatizzazione sono di due tipologie: *l'Air Cycle System*, nel quale il raffreddamento è ottenuto facendo passare l'aria ad alta pressione attraverso una turbina che, attraverso il proprio lavoro, permette anche il funzionamento di un compressore o ventilatore. In queste condizioni, attraverso la turbina l'aria diminuisce di pressione ma anche di temperatura. Il secondo tipo di sistema di climatizzazione è il *Vapour Cycle System*, che possiede un circuito frigorifero con opportuno fluido refrigerante che raffredda o scalda l'aria.

#### 2.4.1 *Air Cycle System*

Il sistema *Air Cycle System* può presentare tre configurazioni, di seguito elencate:

- l'unità è usata con il principio *bootstrap*;
- l'unità è usata come turbina-ventilatore;
- l'unità può essere applicata sul principio di ciclo rigenerativo.

Nel paragrafo seguente verrà esplicitato solamente il concetto di *Air Cycle System* utilizzato come turbina-ventilatore. Lo schema del sistema di condizionamento dell'aeromobile ed il relativo ciclo termodinamico vengono rappresentati, rispettivamente, nelle Figura 2.4 e Figura 2.5.

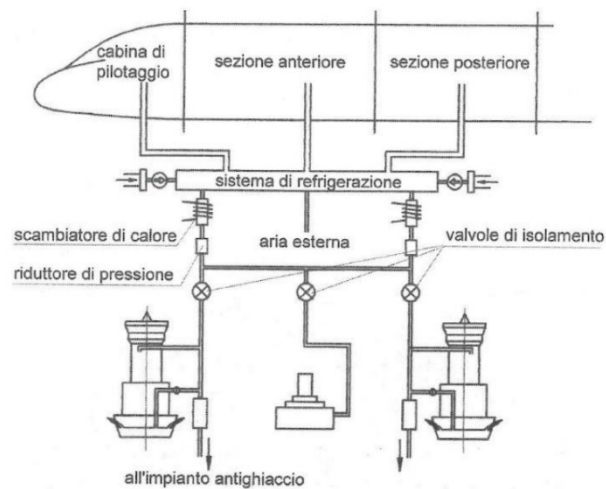


Figura 2.4 Schema del sistema di condizionamento dell'aeromobile.

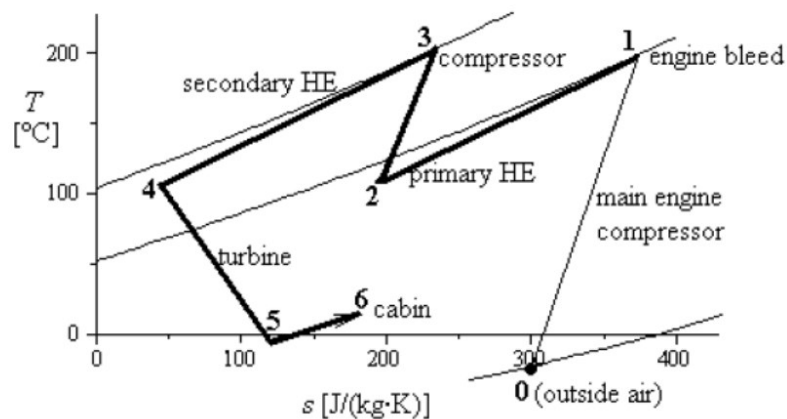


Figura 2.5 Ciclo termodinamico del sistema di condizionamento dell'aeromobile.

Poiché la cabina deve essere pressurizzata, il calore viene reso disponibile dal compressore del motore: di conseguenza, non c'è difficoltà a riscaldare la cabina, eccetto a terra o quando i motori non funzionano. La pressione aumenta attraverso il compressore del motore (trasformazione 0-1) ma, facendo passare direttamente l'aria attraverso la turbina, il raffreddamento sarebbe modesto; per questo motivo l'aria viene ulteriormente compressa da un secondo compressore che viene attivato dalla turbina (2-3), in modo da raggiungere un rapporto delle pressioni alto per poter avere il raffreddamento desiderato sulla turbina (4-5). Quindi, lo scambiatore *intercooler* mitiga il riscaldamento provocato nella seconda compressione (3-4). Sia il *primary*

*heat exchanger* (1-2) che l'*intercooler* usano l'aria esterna dalle prese aerodinamiche. Il limite di raffreddamento in questo sistema è legato al congelamento in uscita dalla turbina. Quando l'aereo è fermo il sistema non può provvedere al raffreddamento dell'aria.

## 2.4.2 Architettura del sistema di condizionamento degli aeromobili

Il sistema di condizionamento di un aeromobile è un impianto situato a bordo di un aereo che effettua servizio commerciale, obbligatorio per quelli che sono autorizzati a volare in condizioni particolari di altitudine e pressione esterna, dove la normale respirazione non è consentita dalla composizione e dalle caratteristiche dell'aria dell'ambiente esterno. [24] Questo impianto è considerato fondamentale in quanto un suo malfunzionamento metterebbe in pericolo la vita degli occupanti a bordo. Il sistema di condizionamento degli aeromobili fa parte del sistema di controllo dell'ambiente della cabina, che si occupa, insieme ad altri impianti di bordo, di trasportare, in condizioni di *comfort* termico, i passeggeri a bordo del velivolo. Il suo scopo è quello di mantenere stabili nel tempo le condizioni vitali all'interno della cabina [24]. L'ambiente attraversato da un velivolo in un suo normale volo di *routine*, comprendente il *taxiing*, o rullaggio, il decollo, la crociera, la discesa e l'atterraggio, è caratterizzato da escursioni notevoli in termini di *range* delle diverse grandezze operative. Un esempio è dato dalla temperatura, il cui *range* in un normale volo è dai -60 °C ai 50 °C, o la pressione, il cui range è dai 10.1 kPa ai 101 kPa; l'ECS (*Environmental Control System*) si occupa di stabilizzare questi valori. L'ECS ha bisogno, per il suo funzionamento, di altri impianti di bordo:

- Il sistema propulsivo, che fornisce l'aria compressa, tramite i primi stadi del compressore del sistema compressore-turbina del ciclo Brayton, al fine di aumentarne la densità e renderla, in questo modo, respirabile.
- Il sistema pneumatico, che ha lo scopo di trattare le portate d'aria del sistema di controllo e distribuirle.
- Il sistema di filtraggio, che garantisce il più possibile di ricevere aria pura, senza contaminanti, dal sistema di controllo.

Vengono nel prosieguo descritte le funzioni relative ad alcuni sistemi sopra enunciati ed altri impianti di bordo.

## 2.5 Filtri

I filtri ad uso aeronautico vengono posizionati in corrispondenza delle condotte che sono attraversate dalle portate d'aria che vengono riciclate dal sistema di condizionamento dell'aeromobile. Le normative mondiali a cui fanno riferimento l'installazione e l'utilizzo dei filtri [7] suggeriscono di installare filtri di tipo (HEPA). I velivoli prodotti attualmente hanno come requisito *standard* quello di avere installati a bordo filtri di tipo "H13", ovvero aventi efficienza di filtrazione maggiore del 99.99 %. Al fine di garantire e conservare nel tempo l'efficacia del filtro, esso deve essere mantenuto in stato operativo grazie a cicli costanti di manutenzione e pulizia, secondo le indicazioni dei produttori. La vita utile del filtro si esaurisce quando viene gradualmente sporcato dalle impurità; ci si attende quindi un graduale aumento delle perdite di pressione, un incremento delle perdite di carico sull'intera linea di ricircolo ed una conseguente riduzione della portata nell'impianto, a parità di potenza erogata dal ventilatore. I filtri ad alta efficienza HEPA vengono suddivisi in base all'efficienza di filtrazione, rispettando le norme europee EN 1822 [25]. Viene mostrata una tabella in cui si riassumono le caratteristiche nominali dei filtri impiegati, suddividendoli in tre macro-gruppi, a loro volta contenenti un numero di classi pari a due o tre; la classe EPA, ad alta efficienza, HEPA, ad altissima efficienza ed ULPA, a bassissima penetrazione, riportate nella Tabella 2.3 [25]:

Tabella 2.3 Differenti classi di filtri, con relativi valori di efficienza e penetrazione dei contaminanti.

Filter Group	Class	MPPS Integral Values		MPPS Local Values	
		Efficiency (%)	Penetration (%)	Efficiency (%)	Penetration (%)
EPA	E10	85	15	-	-
	E11	95	5	-	-
	E12	99,5	0,5	-	-
HEPA	H13	99,95	0,05	99,75	0,25
	H14	99,995	0,005	99,975	0,025
ULPA	U15	99,9995	0,0005	99,9975	0,0025
	U16	99,99995	0,00005	99,99975	0,00025
	U17	99,999995	0,000005	99,9999	0,0001

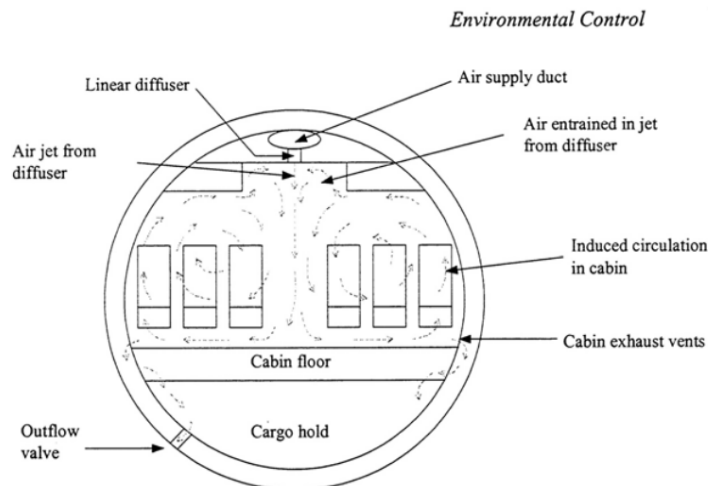
## 2.6 Auxiliary Power Unit (APU)

Elemento fondamentale ed imprescindibile nel garantire il funzionamento continuativo del sistema di climatizzazione degli aeromobili è l'*Auxiliary Power Unit* (APU), ovvero un generatore a ciclo Brayton comprendente prevalentemente un compressore, una camera di combustione, una turbina ed un ugello, che funge da alimentatore del sistema di climatizzazione nel momento in cui i propulsori del velivolo sono spenti, quando l'aereo si trova a terra e necessita di energia. Il velivolo, quindi, assorbe energia da questo generatore, collegato attraverso un alternatore, nei momenti in cui non è collegato all'alimentazione a terra garantita dall'aeroporto.

## 2.7 Distribuzione dell'aria e circolazione

Il sistema di ventilazione a bordo degli aerei ha molteplici funzioni, non solo quella di fornire aria di rinnovo all'ambiente interno della fusoliera ma anche quella di distribuire e garantire il ricircolo dell'aria all'interno della cabina. Per quanto riguarda gli obiettivi che ci si è posti sulla trattazione del "modello per la qualità dell'aria", che studia la presenza e l'andamento temporale del contaminante nella cabina di bordo, il sistema di condizionamento deve avere un'architettura particolare al fine di garantire l'adeguata diluizione e rimozione degli agenti nocivi dal compartimento passeggeri. La prima differenza che intuitivamente può essere riscontrata tra questo sistema, e quelli tipici presenti negli edifici comuni (ambienti moderati di edifici commerciali), è quella tale per cui la ventilazione non può avvenire da una o poche bocchette disposte in una certa posizione nella cabina, bensì deve esserci una distribuzione d'aria che sia la più capillare possibile ed omogeneamente distribuita a bordo [4]. Se così non fosse, non solo si avrebbero zone termicamente non omogenee a bordo (si troverebbero zone molto più calde rispetto ad altre), ma anche non si avrebbe una efficace eliminazione dei contaminanti a bordo. Il risultato sarebbe infatti quello per cui le zone con aria stagnante sarebbero caratterizzate da una qualità dell'aria nettamente peggiore. Tipicamente, infatti, un compromesso tra la necessità di non complicare troppo il sistema di condizionamento e l'obiettivo di garantire una buona qualità dell'aria, può risiedere nel fatto che la distribuzione dell'aria avviene lungo tutta la cabina, da bocchette poste ai lati della fusoliera, sopra i finestrini, oppure dal soffitto, sopra le cappelliere. Il tutto da diffusori di tipo "lineare". Come descritto dalle Figura 2.6 e Figura 2.7, generalmente l'aria viene rimossa dalla cabina passeggeri da bocchette

poste a livello del pavimento e, più raramente, in corrispondenza del soffitto. Parte dell'aria che viene ripresa dalla cabina viene poi fatta ricircolare, passare attraverso un filtro e rimessa in cabina. L'unica eccezione è rappresentata dai locali contenenti i volumi che interessano i bagni a bordo e le zone della cucina; l'aria di scarto prelevata dalle bocchette poste in prossimità di queste zone non viene ricircolata ma viene direttamente espulsa verso l'esterno. Questo per evitare di contaminare la cabina passeggeri con odori e/o contaminanti indesiderati. In Figura 2.6 è evidenziato il sistema di distribuzione dell'aria all'interno della cabina, dalla mandata alla ripresa ed espulsione percorso che compie la portata d'aria, dalla sua immissione in cabina fino alla sua espulsione. In Figura 2.7 è presentato in forma schematica il percorso che la portata d'aria destinata al condizionamento dell'aeromobile compie all'interno dell'impianto.



**Figura 2.6** *Andamento spaziale nella cabina di un aereo della portata d'aria del sistema di condizionamento dell'aeromobile.*

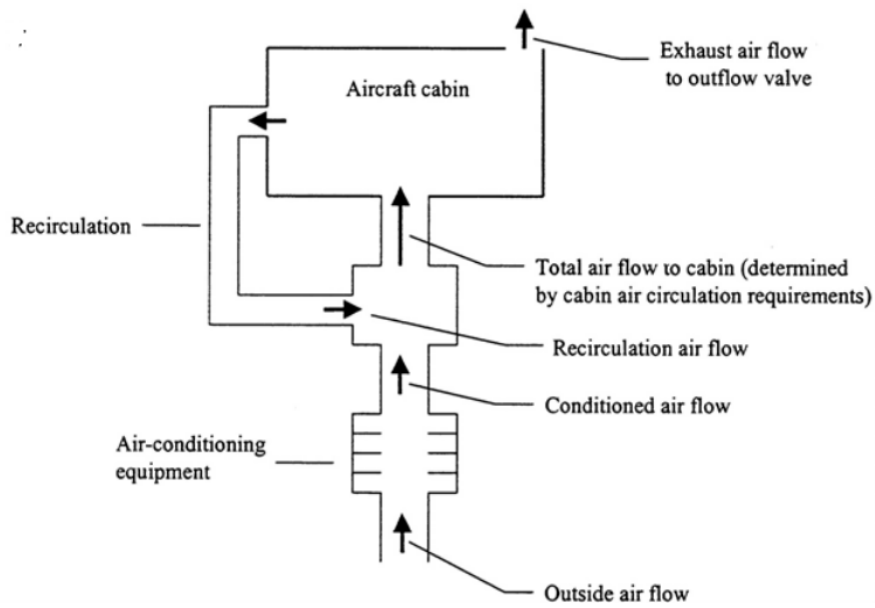


Figura 2.7 Schematizzazione del percorso che la portata d'aria destinata al condizionamento di una cabina aeronautica compie all'interno dell'impianto.





# Capitolo 3

## Il modello RC

In questo capitolo, dopo aver introdotto in precedenza l'origine del "modello RC", si descriveranno le ipotesi teoriche necessarie a permettere l'aderenza del modello alle situazioni reali, al fine della valutazione delle temperature a bordo degli aerei. Nella parte finale del capitolo vengono esplicitate matematicamente le componenti del modello, e le equazioni che descrivono il sistema cabina.

### 3.1 Ipotesi del modello RC della cabina

In questo paragrafo vengono enunciate e giustificate le ipotesi e le considerazioni che stanno alla base delle simulazioni effettuate tramite il modello sviluppato, chiamato con la denominazione di "modello RC" della cabina.

#### 3.1.1 Ipotesi sulla cabina passeggeri e sul finestrino

L'obiettivo del lavoro è la realizzazione di un modello che possa predire correttamente le temperature in punti geometrici scelti di un velivolo, che sia robusto e flessibile a livello applicativo. La costruzione del modello matematico prevede che possa essere applicato nel modo più generale possibile; può essere utilizzato sia per ogni tipologia di aeromobile commerciale attualmente prodotto ed in servizio che con quelli non più in produzione ma operativi. Per questo motivo sono state introdotte alcune ipotesi semplificative da rispettare durante l'implementazione delle equazioni. Esistono ipotesi riguardanti i più svariati aspetti; ad esempio, dal punto di vista geometrico la fusoliera viene schematizzata come un corpo di forma cilindrica avente sezione circolare. A tale scopo viene preparato un documento di testo, servendosi del *software Microsoft Excel*, sul quale vengono riassunte, per una serie di aeromobili, le informazioni necessarie alla risoluzione delle equazioni. Le informazioni presenti in questo *file* sono ottenute da manuali dei costruttori di aeromobili, dai manuali di bordo dalle compagnie aeree, di manutenzione dei costruttori o degli enti preposti alla revisione degli aeromobili. Vengono ora elencate le ipotesi riferite alla cabina

passaggeri e relative alla composizione fisica del finestrino. Il *layout* della cabina passeggeri varia generalmente a seconda dell'aereo considerato; anche per questo aspetto sono state fatte alcune assunzioni per semplificare il modello.

### 3.1.1.1 Numero di file di poltrone

Il numero delle file di poltrone disposte all'interno dell'aereo è il frutto in parte di esigenze geometrico-spaziali, il cui scopo è quello di garantire una sufficiente vivibilità a bordo, e nella rimanente parte da requisiti sulla sicurezza [26]. Anche in una cabina allestita in unica classe, ovvero con poltrone tutte uguali e spaziate in modo equivalente, si possono trovare alcune differenze; ad esempio, le file in corrispondenza delle uscite di emergenza devono essere di norma più spaziose delle altre per favorire un'evacuazione veloce in situazioni di necessità; nel modello verrà considerato un criterio di omogeneità per l'intera lunghezza della cabina dell'aereo, con file equispaziate le une dalle altre e identiche per loro composizione fisica e dimensioni. Il numero delle poltrone disposte sulla singola fila viene regolato a partire da normative riguardanti la sicurezza e, in secondo luogo, da semplici esigenze di comodità. Infatti, la larghezza delle poltrone è basata sulle dimensioni medie del corpo umano e deve essere tale da garantire uno spazio minimo personale ad ogni passeggero [26]. Nel modello viene fatta inoltre l'assunzione per cui esiste uno stesso numero di poltrone per fila lungo tutta la cabina. Non esiste una standardizzazione che permetta di determinare il numero di finestrini presente a bordo in corrispondenza della fusoliera, il quale è stabilito da scelte del costruttore.

### 3.1.1.2 Altezza del setto tra cabina passeggeri e stiva e numero di corridoi

Il numero di corridoi a bordo permette di distinguere gli aerei *narrowbody*, ovvero a corridoio singolo, da quelli di tipo *widebody*, ovvero a doppio corridoio. La scelta è dettata da vincoli commerciali, dal costruttore, della compagnia aerea e del tipo di volo [23]. L'altezza del setto separatore viene definita prendendo come riferimento il punto più basso della fusoliera ed è un parametro variabile nella trattazione di varie tipologie di aerei, a maggior ragione nel caso di aeromobili per cui le dimensioni principali siano molto diverse. La posizione del setto che divide la cabina passeggeri dalla stiva è determinata dal produttore di aeromobili in base alla volontà di rendere l'aereo maggiormente capiente dal punto di vista della merce imbarcabile, o cargo, od offrire più spazio alla cabina passeggeri.

### 3.1.1.3 Lunghezza interna della cabina passeggeri

La lunghezza della cabina passeggeri è un parametro variabile non solo tra tipologie di velivoli differenti (lungo, medio o corto raggio) ma è anche ciò che caratterizza le proprietà più significative di modelli diversi di uno stesso tipo di velivolo [27]. Questo parametro dipende dalle strategie commerciali del costruttore, al fine di rendere i velivoli adatti a differenti nicchie di mercato. L'unico limite geometrico è rappresentato dal rischio di *tail-strike* durante il decollo, per cui l'aereo non deve essere relativamente troppo lungo, a meno che non si aumenti anche la sua altezza da terra agendo sulle aste telescopiche dei carrelli. Il *tail-strike* è quel fenomeno per cui viene impostata, da parte del pilota, una errata configurazione di rotazione, ovvero quella fase che si interpone tra il rullaggio ed il decollo e permette al velivolo di staccarsi da terra. Durante la rotazione il velivolo ruota attorno al carrello principale e cambia il suo assetto, modificando l'angolo di attacco; in questo modo la prua dell'aeromobile si solleva da terra ed il sistema assume un angolo di incidenza che permette di sfruttare la portanza generata dalle ali per staccarsi in volo. Un'errata configurazione rappresenta un rischio per la sicurezza nella misura in cui la coda del velivolo potrebbe entrare in contatto con l'asfalto della pista di decollo [28]. Nel "modello RC" si considera solo la zona occupata dai passeggeri; si trascura la profondità spaziale racchiusa dal *bulkhead* posto in coda, ovvero la zona non pressurizzata, compresa tra la paratia in questione e l'estremità della coda.

### 3.1.1.4 Diametro della cabina

Il diametro interno della cabina passeggeri è specifico per ogni aereo. È utile per determinare il numero di poltrone per fila.

Come riferimento per la tipologia di aereo tipico dell'aviazione commerciale, si considera il Boeing 737, un aeromobile estremamente diffuso e tra i più venduti al mondo. Il riferimento più moderno per quanto riguarda un aereo a medio raggio è il Boeing 737-800, modello di spicco di una delle famiglie di aeromobili maggiormente venduta nel mondo [29].

## 3.1.2 Altre ipotesi

Al fine di non complicare in modo sostanziale il modello matematico vengono postulate ulteriori ipotesi generali, per la maggior parte riguardanti alcune condizioni esterne in quota, che saranno mantenute costanti durante tutto lo sviluppo del modello

e valide per la trattazione di tutti i casi di studio. Molte ipotesi qui elencate definiscono meglio l'ambiente fisico in cui si svolgono i calcoli.

### 3.1.2.1 *Suddivisione interna della cabina*

L'aviazione civile differenzia la propria offerta commerciale in termini di qualità dei servizi offerti al passeggero, al fine di garantire un prodotto vario e personalizzato capace di *fidelizzare* un maggior bacino possibile di clientela; per questa ragione, in quasi la totalità degli aerei a lungo raggio non esiste una sola classe a bordo ma molto spesso è presente la coesistenza di due, tre e fino a quattro classi differenti (*economy, business, economy premium e first class*). Le differenti classi di servizio non sono omogenee in termini di spazio occupato, dimensioni e disposizione delle poltrone a bordo; generalmente le classi superiori hanno poltrone più larghe, lunghe ed in numero minore per fila e per unità di lunghezza della cabina. Nel modello, la cabina passeggeri viene considerata in configurazione a classe unica, ovvero con la sola classe economica. Questa assunzione è valida per un numero di aerei sempre maggiore globalmente, nello specifico sia per i vettori *low-cost* che per le grandi compagnie, destinate ad operare voli di corto e medio raggio. Il “modello RC” può essere modificato in maniera tale da includere una divisione differente della cabina, ad esempio considerando una divisione a due classi per il corto e medio raggio o quella a tre classi per il lungo raggio. Le cabine degli aeromobili civili presentano una configurazione interna che varia non solo tra medesimi aerei di compagnie aeree differenti ma anche tra aerei della stessa compagnia; esistono delle esigenze commerciali, dettate da possibilità di migliorare i ricavi economici [30], che determinano questa variabilità di configurazioni. Le differenze più riscontrabili sono quelle legate alla disposizione dei sedili a bordo: la prima classe ha poltrone più ampie, la seconda classe e la terza classe più ridotte in termini di dimensioni. È trascurata la presenza di compartimenti normalmente presenti a bordo dei velivoli come servizi igienici, *galley*s o cucine di bordo.

### 3.1.2.2 *Fasi del volo*

Un volo commerciale è sostanzialmente composto da tre fasi [31], che riguardano i momenti in cui l'aereo non si trova parcheggiato a terra, in attesa delle operazioni di sbarco ed imbarco dei passeggeri: la salita, che segue il decollo, la discesa, che precede l'atterraggio, e la crociera. Tra queste, il modello RC valuta l'ambiente termico della cabina nella sola fase di crociera, per la quale viene ipotizzato di trovarsi in una

condizione di volo stazionario ed in assenza di fenomeni transitori. La fase di crociera si svolge ad una quota mantenuta costante, in assenza di turbolenza. Le fasi di decollo e atterraggio sono trascurabili dal punto di vista temporale, rispetto all'intero volo.

### 3.1.2.3 Turbolenza

Una raffica di vento che colpisce l'aereo può essere discreta, ovvero definita in modo deterministico per mezzo di una formula matematica univoca, oppure può assumere i caratteri di una turbolenza continua, nel caso in cui la velocità della raffica vari in maniera casuale e l'espressione matematica associata contenga dei termini probabilistici. Inoltre, la raffica può essere verticale o laterale [2]. Per quanto riguarda l'aspetto relativo al contributo termico, la raffica di vento e la turbolenza si configurano come moti di convezione forzata che incidono sullo scambio termico con l'esterno, modificandone le condizioni al contorno; maggiore è l'entità della convezione forzata, più alto sarà anche lo scambio termico indotto sulla superficie esterna della fusoliera. Nel "modello RC" il contributo della raffica viene eventualmente inserito dall'utente, indicandone la velocità.

## 3.2 Struttura della rete termica

Il "modello resistenza-capacità" è sviluppato simulando i flussi termici di tipo conduttivo, convettivo (naturale e forzato) e radiativo; consta nella sua totalità di:

- Undici nodi.
- Tredici resistenze;
- Tre capacità;

L'intera struttura vale per una "fetta" della fusoliera, che per assunzione vale come una fila di poltrone destinate alla seduta dei passeggeri.

### 3.2.1 Nodi della rete

Gli undici nodi vengono qui esplicitati, facendo riferimento alla loro posizione sulla superficie o parte dell'aereo che rappresentano, interessata da scambi termici. I nodi vengono posizionati nei punti della cabina dei quali si è interessati a valutare la temperatura. Il numero e la disposizione dei nodi sono fissati dall'architettura del sistema. Ciascun nodo viene di seguito enunciato e descritto.

- **Nodo “*floor*”**: il primo nodo è posizionato in corrispondenza del pavimento che divide la cabina passeggeri dalla stiva, predisposta principalmente per il trasporto di merce, animali e bagagli dei passeggeri che siedono al ponte superiore. Inoltre, si assume che il pavimento non abbia spessore, e conseguentemente capacità e resistenza termica. Il nodo “*floor*”, oltre a restituire il valore calcolato di temperatura in corrispondenza del pavimento ad ogni *time-step*, è investito anche dalla frazione radiativa dei carichi interni incidenti sul pavimento, quelli riguardanti le persone, il contributo dato dall’impianto d’avionica e di intrattenimento di bordo e le luci di cabina. Il nodo “*floor*” è il punto di collegamento con i rami provenienti dal nodo aria (scambio convettivo), dal nodo del finestrino interno (scambio radiativo) da quello della fusoliera inferiore interna, appartenente alla stiva (scambio termico attraverso un’intercapedine d’aria) e lo scambio radiativo con la fusoliera superiore interna.
  
- **Nodo “*d\_i*”**: questo secondo nodo, chiamato per esteso “*down\_internal*”, viene posizionato in corrispondenza del punto più basso della cabina, escludendo l’involucro isolante; il nodo rappresenta la superficie interna inferiore della stiva. Sul punto appena descritto convergono due rami di rete: il primo proviene dal nodo pavimento, che viene caratterizzato dalla presenza di una resistenza che simboleggia lo scambio termico complessivo della stiva, convettivo e radiativo, mentre il secondo è collegato con il nodo superficiale esterno inferiore, il cui ramo rappresenta la resistenza di conduzione dell’involucro della fusoliera.
  
- **Nodo “*d\_e*”**: il nodo “*down\_external*” è posizionato in corrispondenza del punto ubicato più in basso rispetto alla sezione trasversale della fusoliera e rappresenta la superficie esterna della stiva. Su di esso insiste anche la porzione di capacità della fusoliera, relativa alla parte di volume che racchiude la stiva dell’aereo. Questo punto è collegato tramite i rami della rete al nodo “*down\_internal*”, con il quale sussiste uno scambio termico di tipo conduttivo, ed al nodo dell’aria esterna (“*ext*”), con il quale sussiste uno scambio termico di tipo convettivo forzato.
  
- **Nodo “*s\_i*”**: questo nodo è posto in corrispondenza del punto interno più alto della cabina, posta in volo livellato ed orizzontale. Il nodo “*superior\_internal*”

rappresenta, infatti, la zona centrale della cabina dove normalmente sono alloggiati i compartimenti per la distribuzione dell'aria a bordo del velivolo. Rappresenta la superficie interna superiore della cabina. Il nodo in questione è collegato, tramite la rete termica, al nodo “*floor*”, con il quale sussiste uno scambio termico di tipo radiativo, al nodo “*air*”, con il quale esiste uno scambio termico di tipo convettivo ed al nodo “*s\_e*”, ovvero il nodo “*superior\_external*”, con il quale il calore è scambiato per conduzione attraverso lo strato di fusoliera che li separa. Su di esso insistono i carichi interni, nella loro componente radiativa, distribuiti in maniera proporzionale alla superficie della calotta superiore rispetto a quella del pavimento.

- **Nodo “*s\_e*”:** il nodo viene chiamato “*superior\_external*”, e rappresenta la superficie esterna superiore della fusoliera; esso si trova nel punto più alto dell'aereo, se ne viene osservata la fusoliera in sezione. Il nodo “*s\_e*” è direttamente collegato al nodo “*ext*”, con cui scambia calore in modo convettivo ed il nodo “*s\_i*”, con cui scambia calore in modo conduttivo. Su di esso insiste anche un ramo capacitivo, relativo ai materiali con cui è composta la fusoliera e che comprende solamente la porzione di fusoliera stessa racchiusa tra il setto tra la stiva e la cabina e la copertura superiore.
- **Nodo “*ext*”:** questo nodo è indicativo per la valutazione delle condizioni esterne cui l'aereo è sottoposto. Il nodo è rappresentativo delle condizioni dell'aria esterna. Su questo nodo sono collegati quattro rami della rete termica; tre di questi sono collegati rispettivamente ai nodi della fusoliera superiore “*s\_e*” ed inferiore esterna “*d\_e*” ed al nodo superficiale esterno “*w\_e*” del finestrino. Gli scambi di calore attraverso di essi avvengono per convezione forzata. Il quarto ramo di rete è collegato al nodo aria esterna indisturbata, il quale ramo è rappresentato da una resistenza termica che simula le relazioni isoentropiche, che servono per definire l'effetto della compressione; quella resistenza modella questo fenomeno di variazione della temperatura. In volo di crociera viene trascurato lo scambio radiativo con la volta celeste in quanto il termine convettivo è prevalente. Nel caso in cui l'aereo sia a terra, il nodo “*ext*” perde il significato che assume durante il volo in crociera, in quanto la velocità dell'aria è nulla e la temperatura dell'aria indisturbata corrisponde esattamente a quella adiacente alle parti esposte della fusoliera (il finestrino e la fusoliera superiore e inferiore). Il nodo “*ext*”, nel caso di aereo a terra, rappresenta la

temperatura efficace del cielo, evidenziando lo scambio termico radiativo con la volta celeste.

- **Nodo “air”**: Questo nodo è rappresentativo della temperatura dell’aria all’interno della cabina, considerando l’aria omogenea su tutta la “fetta” di volume. Su di esso insistono la totalità dei carichi interni convettivi e tre rami di rete: uno verso il nodo del finestrino interno, uno verso quello della superficie interna superiore della cabina e l’altro verso il pavimento. Con tutti e tre i nodi precedentemente enunciati lo scambio termico è di tipo convettivo.
- **Nodo “w<sub>i</sub>”**: questo nodo, il “*window\_internal*”, si colloca sulla superficie interna del finestrino e rappresenta lo stato termico in corrispondenza dello strato più interno del finestrino. Il nodo è collegato, attraverso i rami di rete, al nodo finestrino esterno “w<sub>e</sub>”, con cui scambia per conduzione, al nodo “air”, con cui scambia per convezione, ed al nodo “*floor*”, con cui scambia per radiazione.
- **Nodo “inf”**: il nodo “*inf*”, denominato “nodo infinito”, è il nodo più esterno del sistema; è posizionato alla quota di crociera del velivolo ma sufficientemente lontano da qualsiasi punto dello stesso; il nodo “*inf*” si trova quindi in una porzione dello spazio in quiete, non influenzato dalla velocità del velivolo o da effetti aerodinamici dovuti alla presenza dello strato limite, in corrispondenza delle superfici aerodinamiche. La temperatura in corrispondenza del nodo è un dato di *input*, in quanto viene determinata a partire dalle condizioni ambientali in quota ed è influenzata dal riferimento iniziale di temperatura che viene utilizzato a terra (a seconda che si consideri un giorno freddo, caldo o *standard*). Il modello di previsione del valore di temperatura in quota è il modello atmosferico geo potenziale “ISA76”.
- **Nodo “w<sub>e</sub>”**: questo nodo, il “*window\_external*”, si colloca sulla superficie più esterna del finestrino e rappresenta la temperatura in corrispondenza dello strato più esterno del finestrino. Il nodo è collegato, attraverso i rami di rete, al nodo finestrino interno “w<sub>i</sub>”, con cui scambia per conduzione ed al nodo “*ext*” con cui scambia per convezione.
- **Nodo “s”**: questo nodo, la cui denominazione si riferisce al termine “*supply*”, rappresenta le condizioni di ingresso in cabina della portata d’aria proveniente



dal sistema di condizionamento dell'aeromobile. La temperatura di mandata è normalmente stabilita da normativa, ma può essere impostata dall'utente.

### 3.2.2 Resistenze termiche

Le resistenze termiche relative alla rete descritta dal modello matematico rappresentano, in analogia ad un tipico circuito elettrico, quanto il materiale si oppone al passaggio di calore. Le resistenze del "modello RC" definiscono la tipologia di scambio termico tra due nodi. Le resistenze del modello sviluppato sono tredici e vengono di seguito elencate ed in seguito esplicitate nella loro formulazione.

- **" $R_{conv\_w\_e}$ ", " $R_{conv\_s\_e}$ " ed " $R_{conv\_d\_e}$ "**: Queste resistenze modellano lo scambio termico per convezione forzata che insiste sulla fusoliera esterna durante il volo in crociera. Ogni resistenza sopra elencata collega il nodo relativo all'aria esterna con i nodi esterni superiore e inferiore della fusoliera, ed a quello esterno del finestrino.
- **" $R_{cond\_w}$ "** è la resistenza termica che modella lo scambio termico conduttivo che avviene attraverso il finestrino aeronautico, tra il nodo " $w\_e$ " ed il nodo " $w\_i$ ".
- **" $R_b$ "** è la resistenza che modella lo scambio termico convettivo e radiativo che avviene nella stiva, la quale è considerata come un'intercapedine d'aria; tale resistenza corrisponde al ramo di rete posto tra il nodo " $floor$ " e quello " $d\_i$ ".
- **" $R_{cond\_fus\_s}$ " ed " $R_{cond\_fus\_d}$ "**: Ciascuna di queste resistenze è quella relativa allo scambio termico conduttivo attraverso la fusoliera; si colloca tra i nodi esterni della fusoliera e quelli interni corrispondenti.
- **" $R_{conv\_fl}$ "** è la resistenza caratterizzante lo scambio termico convettivo tra il pavimento ed il nodo aria; si colloca tra il nodo " $floor$ " e quello " $air$ ".
- **" $R_{conv\_w\_i}$ "** è la resistenza caratterizzante lo scambio termico convettivo tra il finestrino ed il nodo aria; si colloca tra il nodo " $w\_i$ " e quello " $air$ ".

- “ $R_{conv\_s\_i}$ ” è la resistenza caratterizzante lo scambio termico convettivo tra il nodo aria e la fusoliera superiore; si colloca tra il nodo “ $air$ ” e quello “ $s\_e$ ”, relativo alla superficie interna superiore.
- “ $R_{rad\_fl\_w}$ ” è la resistenza termica che caratterizza lo scambio radiativo tra il finestrino ed il pavimento della cabina. Si trova sul ramo di rete termica che congiunge idealmente i nodi “ $w\_i$ ” e “ $floor$ ”.
- “ $R_{rad\_fl\_s}$ ” è la resistenza termica che caratterizza lo scambio radiativo tra il pavimento ed il soffitto della cabina. Si trova sul ramo di rete termica che congiunge idealmente i nodi “ $s\_i$ ” e “ $floor$ ”.
- “ $R_{supply}$ ” è la resistenza termica che si colloca tra il nodo “ $supply$ ” ed il nodo “ $air$ ”.

### 3.2.3 Capacità termiche

Le capacità termiche introdotte nel modello RC della cabina sono di due tipi, e le capacità complessive della rete sono tre:

- “ $C_{air}$ ”, ovvero la capacità riferita al volume d’aria racchiuso all’interno della cabina passeggeri. Questa capacità è idealmente collegata alla rete attraverso il nodo “ $air$ ”.
- “ $C_f$ ”, ovvero la capacità termica riferita ai materiali che compongono l’involucro della fusoliera. La capacità termica della fusoliera è stata divisa, relativamente alla porzione di volume cui viene associata, in due parti, in riferimento alla divisione che pone il setto orizzontale della cabina. Queste capacità sono idealmente collegate ai nodi “ $s\_e$ ” ed “ $d\_e$ ”, rispettivamente denominate “ $C_s$ ” e “ $C_d$ ”.

La capacità termica dell’aria viene calcolata nel modo seguente, come descritto dall’Equazione 3.1:

$$C_{air} = \rho_{air} \cdot V_{sl} \cdot c_p \quad (3.1)$$

Nella precedente equazione compaiono il calore specifico dell’aria  $c_p$  [J/(kgK)], il volume  $V$  d’aria considerato [m<sup>3</sup>], e la densità dell’aria  $\rho_{air}$  nella cabina [kg/m<sup>3</sup>]. Quest’ultimo termine viene calcolato seguendo la normativa ed il modello atmosferico “ISA76”; la normativa prevede che la densità dell’aria all’interno di una cabina

aeronautica debba essere non inferiore a quella che si ha ad una quota di 2440 m sul livello del mare e viene calcolata tramite l'Equazione 3.2.

$$\rho(2440) = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{\lambda_{air} \cdot 2440}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda_{air} \cdot R}} \quad (3.2)$$

Le capacità termiche dei materiali della fusoliera si calcolano a partire da quelle specifiche dei singoli strati che compongono il rivestimento esterno, riassunti nella Tabella 3.1:

**Tabella 3.1** Calore specifico e densità dei materiali utilizzati per la costruzione della fusoliera aeronautica.

	Alluminio AA2024	Nomex	Fibra di vetro
Calore specifico [J/(kgK)]	875	1200	905
Densità [Kg/m <sup>3</sup> ]	2700	29	25

I valori delle capacità termiche del singolo strato sono determinati moltiplicando il calore specifico dello stesso, per il volume del materiale, ottenuto tramite relazioni trigonometriche, per la densità del materiale. L'Equazione 3.3 è utilizzata per il calcolo della capacità:

$$C_{mat} = \rho_{mat} \cdot V_{mat} \cdot c_{mat} \quad (3.3)$$

Dove sono indicati in ordine la capacità, la densità, il volume ed il calore specifico dello strato di materiale considerato.

### 3.2.3.1 Schematizzazione rete termica del modello RC

Si riportano in seguito due schematizzazioni della rete elettrica equivalente, corrispondente alla rete termica del modello RC della cabina. Nella Figura 3.1 (a) si presenta la rete elettrica equivalente con evidenziati gli scambi convettivi col nodo aria interno, mentre nella Figura 3.1 (b) si presenta la rete elettrica equivalente con evidenziati gli scambi radiativi all'interno della cabina.

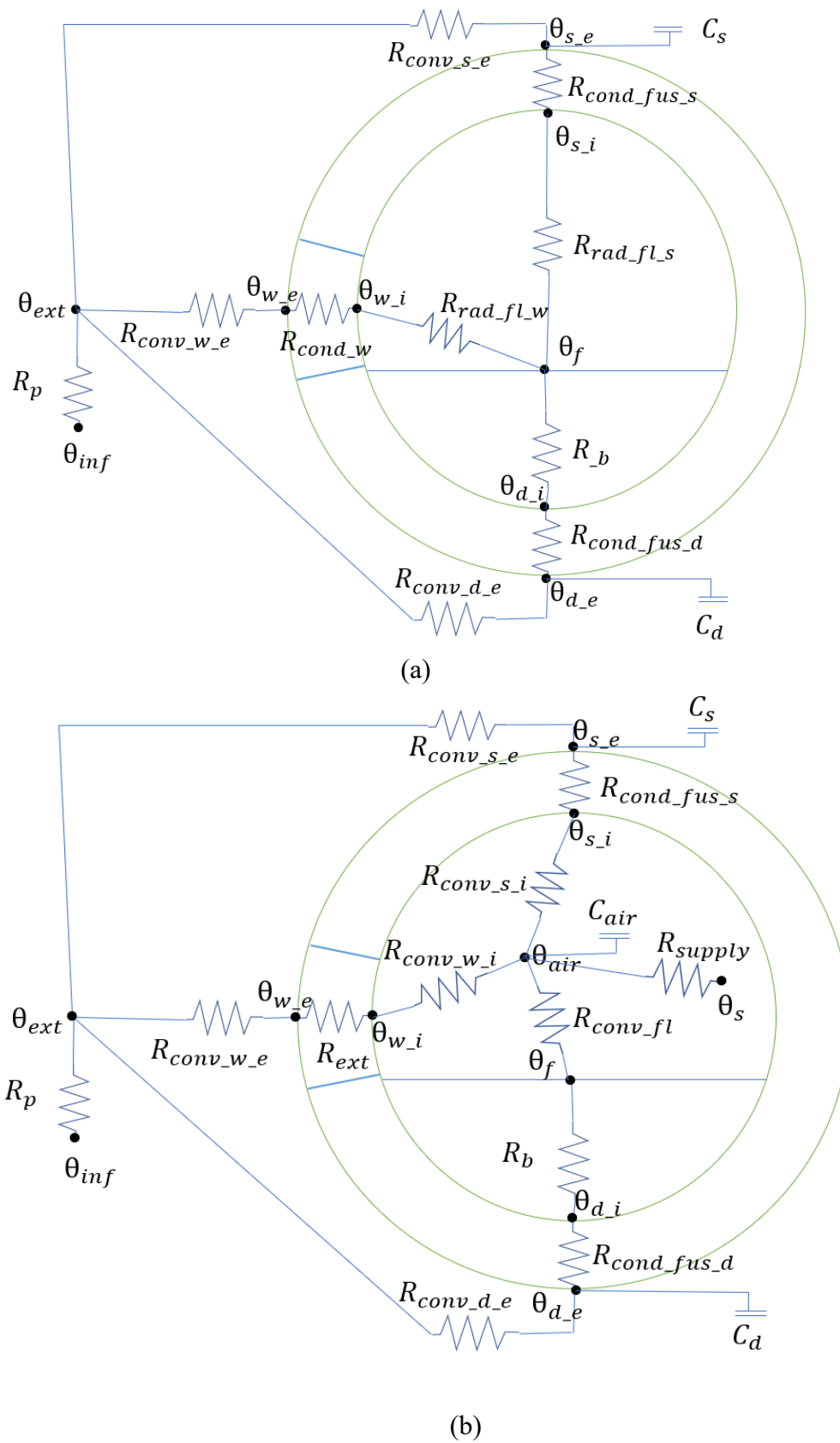


Figura 3.1 Schematizzazione della rete elettrica equivalente relativa al “modello RC”.

Ci si occupa ora di esplicitare i parametri, non ancora indicati nella loro forma estesa, delle equazioni precedenti. Nello specifico ci si occupa dell'esplicitazione dei termini resistivi (relativi agli scambi per conduzione, convezione e irraggiamento), mentre le capacità sono relative al volume d'aria ed alla struttura della fusoliera del velivolo.

### 3.2.4 Convezione forzata esterna in fase di crociera

Un aereo è sottoposto, lungo tutta la durata di un normale volo di *routine*, a condizioni dell'ambiente esterno che normalmente sono variabili. Le grandezze fisiche che subiscono una maggior variazione sono la quota di volo, la temperatura statica esterna e la velocità. Quest'ultima è caratterizzata da una escursione rilevante, con una variazione compresa tra zero, durante le fasi di sosta a terra e rullaggio, fino a raggiungere, in quota, il limite tecnologicamente insuperabile, a meno di insorgenza di fenomeni aerodinamici sfavorevoli come distacco dello strato limite, della velocità del suono, sull'ordine dei 1000 km/h. Durante le fasi caratterizzate da velocità inferiori il contributo di scambio termico convettivo dato dalla velocità relativa rispetto al vento, sia essa dovuta a spostamenti a velocità ridotta od a raffiche di vento, è da considerarsi trascurabile, mentre durante la fase di crociera, questo contributo è da considerarsi come preponderante. L'effetto della velocità relativa tra l'aereo e l'aria esterna dà luogo ad uno scambio termico in convezione forzata, in quanto si ha a che fare con velocità di volo elevate. Viene quindi utilizzata una equazione ricavata sperimentalmente e dipendente non solo dalla velocità del velivolo ma anche da tipici numeri adimensionali, che caratterizzano i fenomeni fluidodinamici. L'equazione del coefficiente di scambio termico convettivo è la seguente: l'Equazione 3.4:

$$h_c = \frac{C_f \cdot \rho \cdot C_p \cdot V}{3.52 \cdot Pr^{0.4}} \quad (3.4)$$

A margine della precedente equazione vengono definiti i coefficienti caratteristici nell'Equazione 3.5:

$$Pr = \frac{v \cdot \rho \cdot c_p}{k} \quad (3.5)$$

- $k$  è la conducibilità termica dell'aria, che assume un valore pari a 0.72 W/mK per l'aria ad 11000 m, quota tipica di crociera.
- $c_p$ , calore specifico aria a pressione costante, pari a 1004 J/(kgK).

- $\nu$  rappresenta la viscosità cinematica dell'aria [ $\text{m}^2/\text{s}$ ].

I fenomeni di compressione generano un aumento di temperatura in corrispondenza della fusoliera e questo incide sullo scambio termico effettivo tra superficie ed ambiente esterno.

### 3.2.5 Convezione naturale e forzata al suolo

Nel caso in cui l'utente intenda svolgere le analisi impostando come condizione esterna il fatto che il velivolo si trovi a terra, la formulazione dello scambio termico convettivo con l'esterno cambia. I fattori dominanti nella determinazione dello scambio termico convettivo a terra rimangono pressoché invariati rispetto allo scambio termico convettivo in quota: la velocità del vento e la temperatura della fusoliera variano solamente il loro contributo. Il coefficiente di scambio termico per un cilindro orizzontale posto in aria stagnante è rappresentato dalla seguente formulazione empirica, l'Equazione 3.6:

$$h_{conc\_ground} = \frac{0.13k(GrPr)^{1/3}}{d} \quad (3.6)$$

Per la quale vengono di seguito esplicitati i coefficienti, con riferimento particolare all'espressione per il calcolo del numero di Grashof, esplicitato nell'Equazione 3.7:

$$Gr = \frac{g(\beta)(\Delta T)d^3}{\nu^2} \quad (3.7)$$

Il *range* di variabilità del prodotto tra termini è il seguente:  $10^9 \leq GrPr \leq 10^{12}$ .

I parametri delle precedenti equazioni sono i seguenti:

- $g$  è il vettore accelerazione gravitazionale, pari a  $9.81 \text{ m/s}^2$ .
- $\beta$  è il coefficiente di espansione dell'aria [ $1/\text{K}$ ], pari a  $1/T_f$  in cui  $T_f = (T_{skin} + T_{inf})/2$ .
- $\Delta T = T_{skin} - T_{inf}$  [ $\text{K}$ ].
- $\nu$  è la viscosità cinematica dell'aria [ $\text{m}^2/\text{s}$ ].
- $k$  è la conduttività termica dell'aria, espressa in  $\text{W}/(\text{mK})$ .
- $Pr$  è il numero di Prandtl, adimensionale.

La totalità dei coefficienti viene calcolata a partire dalle condizioni climatiche della località in cui è situato l'aeroporto di partenza. Una volta ottenuto il valore di

temperatura relativo al luogo selezionato, si passerà a definire, tramite tabelle i valori effettivi dei coefficienti adimensionali utili alla determinazione del coefficiente convettivo a terra. I fattori dipendenti da temperature calcolate ai nodi termici vengono fatti dipendere esplicitamente dai valori ottenuti al *time step* precedente.

Nel caso in cui l'aereo parcheggiato sia soggetto ad una brezza, che introduce un contributo di scambio termico convettivo forzato, il coefficiente relativo assume la seguente formulazione, esplicitata dalle Equazioni 3.8 e 3.9:

$$h_{conc\_ground\_wind} = \frac{0.0266k(Re)^{0.805}Pr^{1/3}}{d} \quad (3.8)$$

$$Re = \frac{wd}{\nu} \quad (3.9)$$

Nella precedente equazione  $\nu$  è valutata alla temperatura  $T_f = (T_{skin} + T_{inf})/2$ , mentre  $w$  è la velocità del vento, in m/s.  $Re$  è il numero di Reynolds.

Lo scambio termico radiativo è definito dall'Equazione 3.10:

$$q_{1 \rightarrow 2} = \frac{\sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1 - \varepsilon_1}{\varepsilon_1 A_1} + \frac{1}{A_1 F_{1 \rightarrow 2}} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2 A_2}} \quad (3.10)$$

Nella precedente equazione sono definiti i seguenti termini:

- $T_1$  e  $T_2$  sono temperature assolute delle superfici [K].
- $\varepsilon_1$  e  $\varepsilon_2$  sono le emissività globali delle superfici.
- $F_{1 \rightarrow 2}$  è il fattore di vista tra le due superfici.
- $A_1$  ed  $A_2$  sono le superfici [m<sup>2</sup>].

### 3.2.6 Resistenza termica della fusoliera

Viene dapprima esplicitata la resistenza termica della fusoliera, considerata, in base alla costituzione fisica e geometrica dell'insieme, come la somma in serie di tre resistenze di conduzione: la resistenza specifica dell'alluminio, del "Nomex" e del materiale isolante, la fibra di vetro. In seguito, il risultato viene moltiplicato per l'area

della fusoliera, al fine di ottenere la resistenza termica complessiva. Il calcolo delle resistenze relative viene esplicitato nelle Equazioni 3.11 e 3.12.

$$r_{c-f} = \frac{x_{all}}{k_{all}} + \frac{x_{nomex}}{k_{nomex}} + \frac{x_{fiberglass}}{k_{fiberglass}} \quad (3.11)$$

$$R_{c-f} = r_{c-f} \cdot A_{fus\_eff} \quad (3.12)$$

Nelle quali:

- $A_{fus\_eff}$  è l'area effettiva della fusoliera [m<sup>2</sup>];
- $x$  sono le larghezze dello spessore dei materiali utilizzati [m];
- $k$  sono le conduttività termiche [W/mK].

### 3.2.7 Resistenza termica del finestrino

Come descritto nel capitolo precedente, il finestrino aeronautico è costituito da un'alternanza di strati solidi di materiale ed intercapedini d'aria. La resistenza termica propria del finestrino è, quindi, pari alla somma in serie di cinque resistenze differenti: tre di esse sono di tipo conduttivo, rappresentanti degli strati solidi che costituiscono il finestrino e le rimanenti due sono rappresentative degli scambi termici all'interno delle intercapedini. La resistenza di queste intercapedini, che somma l'effetto della resistenza termica di tipo convettivo e quella di tipo radiativo, viene ricavata dalla normativa specifica [32], che stabilisce un valore di resistenza a partire dai dati geometrici e termici, come esplicitato nella Figura 3.2 e nell'Equazione 3.13.

$$b = \frac{1}{\frac{1}{\epsilon_1} + \frac{1}{\epsilon_2} - 1} \quad (3.13)$$

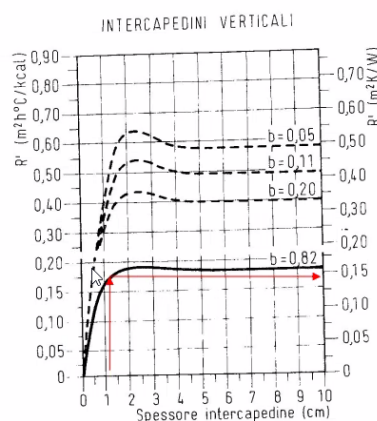


Figura 3.2 Formula per il calcolo della resistenza di una intercapedine.



Al fine di ottenere il dato relativo alla resistenza termica dell'intercapedine sono necessari:

- lo spessore della cavità considerata.
- le emissività termiche dei materiali delle superfici che si affacciano nella cavità stessa; in questo caso si considerano le emissività di vetro acrilico per una cavità, mentre per l'altro caso, vetro acrilico e plastica.

La resistenza complessiva del finestrino è quindi espressa dall'Equazione (3.14):

$$\begin{aligned}
 R_w &= R_{scratch} + R_{sl_1} + R_{acr_1} + R_{sl_2} + R_{acr_2} = \\
 &= \frac{x_{scratch}}{\lambda_{scratch}} + R_{sl_1} + \frac{x_{acr_1}}{\lambda_{acr_1}} + R_{sl_2} + \frac{x_{acr_2}}{\lambda_{acr_2}}
 \end{aligned} \tag{3.14}$$

$R_{sl_1}$ ,  $R_{sl_2}$  vengono determinate facendo riferimento alla normativa, tenendo in considerazione le emissività delle superfici:  $\varepsilon_{acrylic} = 0.92$ ;  $\varepsilon_{plastic} = 0.95$ .

La resistenza che caratterizza il fenomeno radiativo tra due superfici deriva dalla linearizzazione del processo; la resistenza radiativa tra il pavimento ed il soffitto risulta esplicitata nell'Equazione 3.15:

$$R_{rad_{fl_w}} = \frac{1}{4 \cdot \sigma \cdot A_{floor} \cdot F_{floor_{roof}} \cdot T_m^3} \tag{3.15}$$

Analogamente la resistenza per lo scambio termico radiativo tra il finestrino ed il pavimento viene espressa dall'Equazione 3.16:

$$R_{rad_{fl_s}} = \frac{1}{4 \cdot \sigma \cdot A_{window} \cdot F_{floor_{window}} \cdot T_m^3} \tag{3.16}$$

- $A_{floor}$  ed  $A_{window}$  sono le aree rispettivamente del pavimento e del finestrino [ $m^2$ ];
- $T_m$  è la temperatura media tra le superfici rispetto a cui si riferisce la resistenza termica [K];
- $\sigma$  è la costante di Stefan-Boltzmann [ $W/K^4m^2$ ];
- $F$  sono i fattori di vista tra le due superfici [-].

### 3.2.8 Scambio termico convettivo

Le resistenze caratterizzanti lo scambio termico convettivo interno alla cabina sono riferite a tre interfacce:

- quella relativa allo scambio convettivo tra il nodo aria ed il finestrino;
- quella tra il nodo aria ed il pavimento della cabina;
- quella tra il nodo aria e la parte superiore della cabina.

Nel modello RC della cabina, si considera che il coefficiente convettivo interno sia costante e pari a 5 W/m<sup>2</sup>K. Questa assunzione è fatta tenendo conto dell'influenza del flusso d'aria generato dal sistema di ventilazione, prendendo spunto dai fenomeni convettivi all'interno di edifici.

### 3.2.9 Equazioni di rete

Di seguito vengono scritte, per ogni nodo della rete elettrica, le equazioni di bilancio corrispondenti; vengono indicati, per convenzione, i carichi tutti entranti. Successivamente saranno esplicitati tutti i coefficienti utilizzati. Le equazioni relative ai nodi sono l'Equazione 3.17, 3.18, 3.19, 3.20, 3.21, 3.22, 3.23 e 3.24.

#### Nodo “w<sub>i</sub>”: Equazione 3.17

$$\frac{\theta_{w_e} - \theta_{w_i}}{R_{cond_w}} + \frac{\theta_{air} - \theta_{w_i}}{R_{conv_w_e}} + \frac{\theta_f - \theta_{w_i}}{R_{rad_fl_w}} = 0 \quad (3.17)$$

#### Nodo “w<sub>e</sub>”: Equazione 3.18

$$\frac{\theta_{ext} - \theta_{w_e}}{R_{conv_w_e}} + \frac{\theta_{w_i} - \theta_{w_e}}{R_{cond_w}} = 0 \quad (3.18)$$

#### Nodo “f”: Equazione 3.19

$$\frac{\theta_{d_i} - \theta_f}{R_b} + \frac{\theta_{w_i} - \theta_f}{R_{rad_fl_w}} + \frac{\theta_{air} - \theta_f}{R_{conv_fl}} + \frac{\theta_{s_i} - \theta_f}{R_{rad_fl_s}} + \eta_{avf} \cdot \eta_{avr} \cdot \Phi_{av} + \eta_{lf} \cdot \eta_{lr} \cdot \Phi_l + \eta_{pr} \cdot \eta_{pf} \cdot \Phi_p + \Phi_{sun_fl} = 0 \quad (3.19)$$

**Nodo “d\_i”:** Equazione 3.20

$$\frac{\theta_{f_i} - \theta_{d_i}}{R_b} + \frac{\theta_{d_e} - \theta_{d_i}}{R_{cond\_fus\_d}} = 0 \quad (3.20)$$

**Nodo “d\_e”:** Equazione 3.21

$$\frac{\theta_{ext} - \theta_{d_e}}{R_{conv\_d_e}} + \frac{\theta_{d_i} - \theta_{d_e}}{R_{cond\_fus\_d}} - C_d \cdot \frac{\theta_{d_e}^\tau - \theta_{d_e}^{\tau-1}}{\Delta\tau} = 0 \quad (3.21)$$

**Nodo “air”:** Equazione 3.22

$$\begin{aligned} & \frac{\theta_{w_i} - \theta_{air}}{R_{conv\_w_i}} + \frac{\theta_{s_i} - \theta_{air}}{R_{conv\_s_i}} + \frac{\theta_f - \theta_{air}}{R_{conv\_fl}} + \eta_{c_l} \cdot \Phi_l + \eta_{c_{av}} \cdot \Phi_{av} \\ & + \eta_{c_p} \cdot \Phi_p + m_{aria} \cdot C_{p_{aria}} \cdot (\theta_{supply} - \theta_{air}) \\ & = C_{air} \cdot \frac{\theta_{air}^\tau - \theta_{air}^{\tau-1}}{\Delta\tau} \end{aligned} \quad (3.22)$$

**Nodo “s\_i”:** Equazione 3.23

$$\begin{aligned} & \frac{\theta_{air} - \theta_{s_i}}{R_{cond\_fl}} + \frac{\theta_{s_e} - \theta_{s_i}}{R_{cond\_fus\_s}} + \frac{\theta_f - \theta_{s_i}}{R_{rad\_fl\_s}} + \eta_{c_r} \cdot \eta_{l_s} \cdot \Phi_l \\ & + \eta_{av_r} \cdot \eta_{av_s} \cdot \Phi_{av} + \eta_{p_r} \cdot \eta_{p_s} \cdot \Phi_p + \Phi_{sun_s} = 0 \end{aligned} \quad (3.23)$$

**Nodo “s\_e”:** Equazione 3.24

$$\frac{\theta_{ext} - \theta_{s_e}}{R_{conv\_s_e}} - C_s \cdot \frac{\theta_{s_e}^\tau - \theta_{s_e}^{\tau-1}}{\Delta\tau} + \frac{\theta_{s_i} - \theta_{air}}{R_{cond\_fus\_s}} = 0 \quad (3.24)$$

Nel caso l'aereo si trovasse a terra, le equazioni relative ai nodi esterni si modificherebbero, aggiungendogli il termine relativo al carico solare esterno, assumendo quindi questa forma, descritta nelle Equazioni 3.25 e 3.26:

**Nodo “d\_e”:** Equazione 3.25

$$\frac{\theta_{ext} - \theta_{d_e}}{R_{conv_{d_e}}} + \frac{\theta_{d_i} - \theta_{d_e}}{R_{cond_{fus_d}}} - C_d \cdot \frac{\theta_{d_e}^\tau - \theta_{d_e}^{\tau-1}}{\Delta\tau} + \Phi_{sun_d} = 0 \quad (3.25)$$

**Nodo “s\_e”:** Equazione 3.26

$$\frac{\theta_{ext} - \theta_{s_e}}{R_{conv_{s_e}}} - C_s \cdot \frac{\theta_{s_e}^\tau - \theta_{s_e}^{\tau-1}}{\Delta\tau} + \frac{\theta_{s_i} - \theta_{air}}{R_{cond_{fus_s}}} + \Phi_{sun_s} = 0 \quad (3.26)$$

### 3.3 Condizioni al contorno

In questo paragrafo verranno elencate le condizioni al contorno del sistema che il “modello RC” analizza. Sulle condizioni teoriche verranno fatte delle ipotesi per riuscire ad esprimere in linguaggio matematico l'ambiente esterno.

Nella prima parte di questa descrizione trova posto la modellazione matematica dell'ambiente esterno, che caratterizza la crociera di un velivolo, in termini delle grandezze utili al modello: la temperatura, la densità e la pressione dell'aria.

#### 3.3.1 Modello atmosferico “ISA76”

La prima grandezza di *input* che influisce sul modello sviluppato è quella legata alle condizioni di volo caratterizzanti l'assetto dell'aeromobile; in particolare si fa riferimento alla quota, avente come riferimento il livello del mare, da cui è possibile ricavare analiticamente la temperatura, la densità ed eventualmente la pressione dell'aria esterna. Al fine di semplificare il calcolo delle grandezze, viene individuato ed utilizzato un modello di riferimento, il cosiddetto “modello di atmosfera *standard*” [31]. Secondo questa trattazione l'aria è considerata come una miscela di gas avente una composizione definita: 78% di azoto, 21% di ossigeno ed 1% di altri gas. Il modello “ISA76” si basa su tre ipotesi fondamentali. Vengono di seguito enunciate ed illustrate. La prima è la seguente:

- L'aria è considerata come un gas perfetto, in cui le particelle tra loro non hanno interazioni; il gas è omogeneo e non vi sono impurità.

La resa matematica del concetto precedentemente espresso è la legge dei gas ideali o perfetti, espressa dall'Equazione 3.27:

$$p \cdot V = n \cdot R \cdot T \quad (3.27)$$

nella quale  $p$  è la pressione statica, che può essere normalmente rilevata da una apposita presa statica posta sul tubo di Pitot, una sonda esterna presente in quasi tutti i velivoli [Pa].  $V$  è la porzione di volume di gas [ $m^3$ ],  $T$  è la temperatura assoluta [K], ed  $R$  è la costante universale dei gas, pari a  $8,314 \frac{J}{mol \cdot K}$ .

La relazione così descritta viene riformulata in modo da rendere le variabili più facilmente calcolabili; la formula risultante sarà l'Equazione 3.28:

$$p = \rho \cdot R \cdot T \quad (3.28)$$

i cui termini vengono qui esplicitati

- $\rho$  è la densità dell'aria [ $kg/m^3$ ].
- $\bar{R}$  è la costante specifica del gas [ $J/kgK$ ], calcolata dividendo la costante universale dei gas ( $8.314 J/molK$ ) per il valore della massa molare dell'aria ( $28.69 g/mol$ ).
- $T$  è la temperatura assoluta [K].

La densità è facilmente ricavabile dalla quota ed  $\bar{R}$  è la costante specifica del gas, che per l'aria vale  $287,05 \frac{J}{kg \cdot K}$ .

La seconda ipotesi fondamentale del modello "ISA76" è espressa nel modo seguente:

- Il sistema fisico in analisi risponde alla legge dell'idrostatica o di equilibrio fluidodinamico, ovvero la legge di Stevino.

La legge di Stevino mette in relazione diretta la variazione infinitesima di pressione con la variazione infinitesima corrispondente di quota. La formula relativa al bilancio di forze su di un volumetto d'aria infinitesimo è la seguente (Equazione 3.29):

$$dp = -\rho \cdot g \cdot dh \quad (3.29)$$

Al fine di eliminare la dipendenza della densità dell'aria  $\rho$  e da  $g$  alla quota, si introduce la variabile di quota geo-potenziale, che elimina la dipendenza di  $\rho$  e da  $g$  alla quota. Questa semplificazione introduce un errore abbastanza contenuto, al massimo dello 0.3%, quindi accettabile.

- La terza ed ultima ipotesi che caratterizza il modello "ISA76", è quella relativa all'andamento della temperatura, espressa dalla legge di Toussaint.

L'andamento della temperatura viene considerato lineare al variare della quota; perciò, si ha un gradiente di temperatura costante. Per quanto riguarda la zona interessata dal volo degli aerei, la troposfera, tale gradiente vale -0.0065 K/m. La legge di Toussaint viene espressa dall'Equazione 3.30:

$$\frac{dT}{dh} = grad \quad (3.30)$$

La relazione che lega la temperatura alla quota nell'atmosfera, come espresso dall'Equazione 3.31;

$$T = T_0 + grad \cdot alt \quad (3.31)$$

dove il valore  $T_0$  è stato definito nel 1976 (da qui il nome del modello), prendendo come riferimento una latitudine nord di 45° in un "giorno *standard*".  $T_0$  è la temperatura considerata a livello del mare, pari a 288,15 K, mentre  $alt$  è l'altitudine, espressa in m.

### 3.3.2 Troposfera

A partire dai dati forniti dai costruttori degli aeromobili si nota la tendenza a porre l'attenzione nella ricerca di nuove tecnologie che permettano agli aerei di volare a quote sempre maggiori; il fattore comune è il miglioramento dell'efficienza aerodinamica: in termini generali se un aereo vola in corrispondenza di quote maggiori, minore sarà il suo consumo di carburante, l'impatto ambientale e maggiore sarà l'efficienza operativa [31]. Questa tendenza si nota di più negli aerei a lungo raggio di nuova generazione; un po' più conservativo è invece l'approccio per quanto riguarda gli aerei a medio raggio, la cui parte del volo che comprende decollo e atterraggio assume nel tempo una percentuale rilevante rispetto a quella riservata alla crociera. La stessa tematica è ovviamente assente negli aerei regionali e turboelica, poiché questi ultimi non possiedono la tecnologia adatta al volo ad elevate altitudini.

Il miglioramento complessivo della tecnologia porta quindi gli aerei a volare nella bassa tropopausa, oltre i 11000 metri di altitudine; a tal proposito, nel momento in cui si passano ad analizzare le grandezze fisiche della tropopausa, il modello “ISA76” non è più rappresentativo, ma va modificato, e conseguentemente cambia la sua formulazione. La tropopausa è quella fascia convenzionale di atmosfera che copre l’intera sezione che va dai 11000 metri ai 20000 metri di quota. In questa fascia si ipotizza che il gradiente verticale di temperatura precedentemente introdotto corrispondente alla variazione della temperatura con l’altitudine, sia pari a zero: la temperatura, quindi, è costante e sarà pari a quella alla quota di 11000 metri. La formulazione di nostro interesse, ovvero quella riguardante la temperatura in quota, è la seguente (Equazione 3.32):

$$T(h) = cost = T_{11000m} \quad (3.32)$$

In Figura 3.3 è evidenziato l’andamento di temperatura per i vari strati dell’atmosfera.

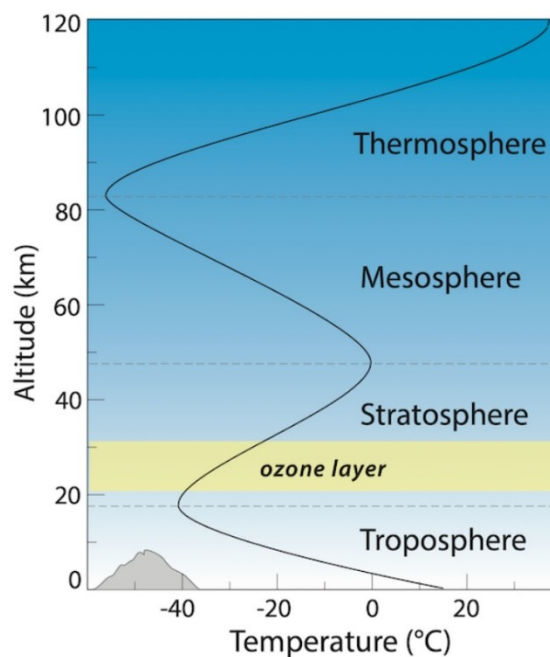


Figura 3.3 Divisione in strati dell’atmosfera terrestre, e andamento della temperatura al variare dell’altitudine.

### 3.3.3 Altri parametri fisici dell’aria

Al fine di riuscire a calcolare i contributi dei carichi termodinamici, si rende necessario esplicitare ulteriormente almeno un altro parametro variabile con la quota, ovvero la densità, da cui si può ricavare la pressione corrispondente, impiegando la legge dei gas

perfetti. La densità in corrispondenza della troposfera è data dalla seguente relazione (Equazione 3.33):

$$\rho(h) = \rho_0 \cdot \left(1 + \frac{\lambda \cdot h}{T_0}\right)^{-\frac{g_0}{\lambda \cdot R} - 1} \quad (3.33)$$

Nella quale  $g_0$  è pari alla norma del vettore “accelerazione gravitazionale” in corrispondenza del livello del mare, pari ad un valore di  $9.80665 \text{ m/s}^2$ . A livello della tropopausa la densità viene calcolata con la seguente Equazione 3.34:

$$\rho(h) = \rho_{11000} \cdot e^{-\frac{g_0}{T_{11000} \cdot R} (h - h_{11000})} \quad (3.34)$$

In questa sezione, dopo aver definito le proprietà dettate dalle condizioni ambientali esterne, si passa al calcolo delle condizioni al contorno del sistema, influenzate dallo stato di moto del sistema e dalle scelte dell’utente. Il primo *step* è quello di calcolare la temperatura effettiva dell’aria a contatto con la superficie esterna della fusoliera, considerando i fenomeni aerodinamici che la determinano.

### 3.3.3.1 *Meteo e condizioni climatiche:*

Le condizioni climatiche esterne che un velivolo affronta in volo oppure, più in generale, nella sua vita operativa variano anche in intervalli di tempo ridotti. L’influenza delle condizioni meteorologiche sul bilancio termico è di primaria importanza. Le zone climatiche, infatti, sono caratterizzate da variazioni di temperatura esterna, in base a fattori di posizionamento geografico come la latitudine, la radiazione solare ed il vento. Si ipotizza la totale assenza di fenomeni nuvolosi, il posizionamento a  $45^\circ$  di latitudine nord ed una giornata con sole all’*azimut*. A terra, prendendo come riferimento il “giorno *standard*” la temperatura al livello del mare è di  $15^\circ\text{C}$ . È possibile in questo modo, in base ai dati forniti dai satelliti o dai centri meteorologici, costruire dei modelli di temperatura specifici per il luogo in cui l’aereo si trova. Si tiene in considerazione la variazione delle condizioni esterne, in primo luogo della temperatura. In volo, a partire dai dati statistici, durante l’anno solare vi sono delle escursioni termiche, che vengono classificate come giorni caldi o giorni freddi; statisticamente questi eventi, rispetto alla media climatica del luogo, rientrano in una casistica del 6% sul totale delle misurazioni effettuate. L’andamento delle temperature con l’altitudine rimane qualitativamente invariato rispetto all’andamento previsto dal modello semplificato “ISA76”; tuttavia, si nota una discrepanza di valori



in termini assoluti rispetto al valore di riferimento, anche di qualche decina di gradi. Di seguito si riporta il grafico esplicativo, contenuto nella Figura 3.4.

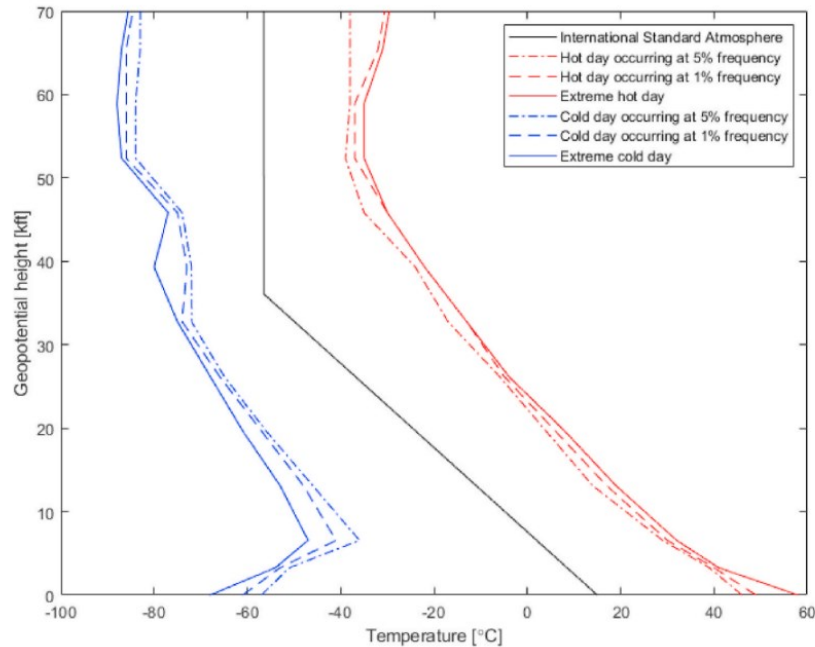


Figura 3.4 Andamento delle temperature per giornate calde o fredde in un luogo tipo sulla superficie terrestre.

La parte interessata dal volo degli aerei commerciali è la troposfera.

### 3.4 Calcolo della temperatura dell'aria vicino alla superficie della fusoliera

Il calcolo della temperatura dell'aria vicino alla superficie della fusoliera in corrispondenza della fusoliera viene effettuato facendo ricorso alle relazioni della fluidodinamica, la cui validità è certificata grazie all'impiego di ipotesi relative all'aria. La trasformazione deve essere isoentropica, adiabatica ed irreversibile; si può quindi enunciare ed utilizzare la seguente relazione, l'Equazione 3.35:

$$\vartheta_{ext} = \vartheta_{inf} \cdot \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} \cdot M^2\right) \quad (3.35)$$

Si è fatto uso delle seguenti variabili:

Numero di Mach ( $M$ ): il numero di Mach è un fattore adimensionale che mette in relazione la velocità del velivolo TAS (*true air speed*) e la velocità del suono del *medium* (in questo caso l'aria) in quel determinato punto,  $M = TAS/a$ ;  $a$  è la velocità del suono e corrisponde alla seguente relazione (Equazione 3.36):

$$a = \sqrt{\gamma \cdot R \cdot T} \quad (3.36)$$

In cui:

- $R$  è la costante specifica del gas ideale; per quanto riguarda l'aria  $R$  è un valore pari a 287,05 J/(KgK), mentre il parametro adimensionale  $\gamma$  è definito come segue, nell'Equazione 3.37:

$$\gamma = \frac{C_p}{C_v} \quad (3.37)$$

Che è il rapporto tra il calore specifico a pressione costante ed il calore specifico a volume costante del gas. Per quanto riguarda l'aria questo rapporto è pari a 1.4.

### 3.4.1 Linearizzazione dello scambio termico radiativo

Lo scambio termico radiativo tra due superfici assume la seguente espressione matematica generale (Equazione 3.38):

$$q_{1 \rightarrow 2} = \frac{\sigma \cdot (T_1^4 - T_2^4)}{\frac{1 - \varepsilon_1}{\varepsilon_1 A_1} + \frac{1}{A_1 F_{1 \rightarrow 2}} + \frac{1 - \varepsilon_2}{\varepsilon_2 A_2}} \quad (3.38)$$

Nella precedente equazione sono definiti i seguenti termini:

- $T_1$  e  $T_2$  sono temperature assolute delle superfici [K];
- $\varepsilon_1$  e  $\varepsilon_2$  sono le emissività globali delle superfici;
- $F_{1 \rightarrow 2}$  è il fattore di vista tra le due superfici;
- $A_1$  ed  $A_2$  sono le superfici [m<sup>2</sup>].

Al fine di semplificare la trattazione, si adotta una strategia che porti lo scambio termico radiativo ad essere dipendente semplicemente dalla differenza tra le temperature dei corpi che scambiano calore, piuttosto che da una differenza di temperature elevate alla quarta potenza [31]. [33] È possibile linearizzare lo scambio

termico radiativo analizzando l'andamento di una quartica. Si cerca quindi di ricavare una equazione che possa esprimere il termine  $T_2^4 - T_1^4$  con una semplice differenza tra termini,  $T_2 - T_1$ . Ciò è possibile analizzando e successivamente utilizzando l'espressione matematica che determina la tangente alla quartica stessa, da cui deriva la seguente semplificazione, come descritto nell'Equazione 3.39:

$$4 \cdot T^3 \cdot (T_2 - T_1) \cong T_2^4 - T_1^4 \quad (3.39)$$

La precedente semplificazione si fonda sull'ipotesi che la differenza tra le temperature delle superfici che scambiano calore per via radiativa sia relativamente piccola, e inferiore ai 100 K.

## 3.5 I carichi interni

Durante la crociera di un velivolo hanno importanza nel bilancio termico anche le sorgenti di calore situate all'interno ed all'esterno della cabina. In questo paragrafo vengono trattate qualitativamente e quantitativamente le sorgenti di calore poste all'interno della fusoliera.

### 3.5.1 Luci

Il flusso di calore dovuto alla presenza di un impianto di illuminazione in un velivolo presenta un contributo in apparenza relativamente modesto, se posto al confronto con contributi maggiormente impattanti dal punto di vista termico; l'inclusione di questo flusso viene fatta non tanto in termini assoluti, ma relativi [34]. Il termine di addizione all'equazione di bilancio energetico, infatti, contrariamente a quello che avviene per il carico d'avionica oppure, in modo più marcato per il carico dei passeggeri, è in costante mutamento con l'evoluzione tecnologica, non solo tra aeromobili differenti ma anche in uno stesso aeromobile in momenti diversi della propria vita operativa, ad esempio a seguito di interventi di manutenzione programmata, o *retrofitting*, o installazione di nuove tecnologie. L'illuminazione presente nelle cabine aeronautiche presenta non solo una funzione di illuminazione, ma la loro importanza primaria è far parte della dotazione di sicurezza attiva di bordo; nelle situazioni di emergenza svolgono un ruolo di indicazione e allerta al fine di garantire il corretto svolgimento delle procedure di evacuazione. Per questa ragione l'impianto di illuminazione non solo è ridondante nella sua architettura ma è alimentato sia dai sistemi principali, come

generatori elettrici collegati ai propulsori tramite alternatori o batterie in corrente continua, che ai sistemi ausiliari di emergenza, come ad esempio la RAT (*ram air turbine*). Le lampade vere e proprie installate a bordo hanno conosciuto uno sviluppo non indifferente nel corso degli anni; le prime lampade comparse negli aerei erano comuni fonti di illuminazione ad incandescenza, tubolari, contenenti gas al tungsteno e comunemente denominate con il termine improprio “neon”; erano disposte lungo la direzione principale della cabina, in numero di due unità lungo il corridoio, o lungo i corridoi e due unità poste appena sopra i finestrini in corrispondenza dell’incontro tra fusoliera esterna e cappelliera. In un secondo momento, fino agli anni più recenti, si è provveduto alla sostituzione di queste lampade inefficienti con tubi contenenti lampade a led, consentendo un risparmio notevole in termini di energia elettrica assorbita, dispersione di calore, un minor impatto ambientale e una vita operativa più lunga per le lampade stesse. Viene ipotizzata nel modello RC la simultanea accensione di tutte le luci, interpretando in modo adeguato la maggior parte dei casi reali, salvo piccole eccezioni, tra cui decollo, atterraggio e le situazioni di accensione *mood lighting*. Un ulteriore gruppo di luci presenti in cabina è rappresentato da lampadine a filamento incandescente o, più recentemente, da lampadine a led e si trova sui pannelli dedicati raffiguranti gli eventuali segnali “allacciare le cinture”, “non fumare” e “spegnere i dispositivi elettronici”. Queste luci di servizio vengono affiancate talvolta da luci di lettura, presenti sopra ciascun passeggero. Il contributo di queste ultime due tipologie di luci è nullo in quanto durante la crociera risultano spente o, se accese, danno comunque un contributo trascurabile; vengono considerate solo le luci di illuminazione generale. Negli aeromobili civili la configurazione e la disposizione delle luci per l’illuminazione generale della cabina è *standard*. Due tubi di tungsteno o led sono posizionati in corrispondenza delle estremità superiori dei corridoi, nel caso di un aereo di lungo raggio, o del corridoio, nel caso di aereo più piccolo. Inoltre, un punto luce eventuale è posto sopra ai finestrini. Al fine di considerare il carico termico dovuto all’illuminazione, prendendo in considerazione il fatto che una striscia a led di lunghezza 1.2 m ha un rendimento del 40% ed un consumo nominale di 16 W, viene fatta una proporzione al fine di determinare il contributo finale nella fetta di fusoliera considerata, come descritto nell’Equazione 3.40.

$$q_l = \frac{16}{1.2} \cdot 4 \cdot 0.6 \cdot l_{slice} \quad (3.40)$$

$l_{slice}$  è la lunghezza in profondità della fetta di fusoliera ed il coefficiente numerico “0.4” rappresenta l’efficienza della lampada a led. 0.6 rappresenta la parte di energia elettrica assorbita che va in calore

### 3.5.2 Avionica

Il carico d'avionica rappresenta un carico interno non trascurabile nella trattazione delle equazioni di bilancio termico. Esso comprende il contributo di tutti gli strumenti atti al controllo attivo dell'assetto dell'aeromobile, del mantenimento della rotta ed il monitoraggio dei parametri di volo dell'aeromobile, utili a condurre la crociera in sicurezza. Vengono considerati anche i carichi termici dovuti ai dispositivi di intrattenimento di bordo (*entertainment flight system*). Si ipotizza che l'andamento del carico d'avionica con il numero dei passeggeri abbia un andamento lineare, i cui coefficienti principali della retta vengono stimati con la funzione *polyfit* del software MATLAB. Sono stati presi i tre punti che si indicano nel seguito dalla letteratura [35], e su questi è stata fatta un'interpolazione per correlare carico d'avionica al numero di passeggeri del volo; un'interpolazione lineare è adatta a descrivere la relazione tra i due parametri. È stato stimato analiticamente che, per un aereo avente una capienza di 200 persone, il carico d'avionica corrispondente relativo sia di 7101 W, per un aereo avente capienza di 12 persone il carico d'avionica corrispondente sia di 1700 W e, per un aereo con capienza di 70 persone, il carico sia di 3000 W.

La relazione lineare ottenuta che lega il carico d'avionica al numero di passeggeri è descritta dall'Equazione 3.41:

$$\Phi_{av} = 29,203 \cdot n_{pax} + 1188,6 \quad (3.41)$$

Viene riportato in Figura il grafico relativo, ottenuto con il software Microsoft Excel.

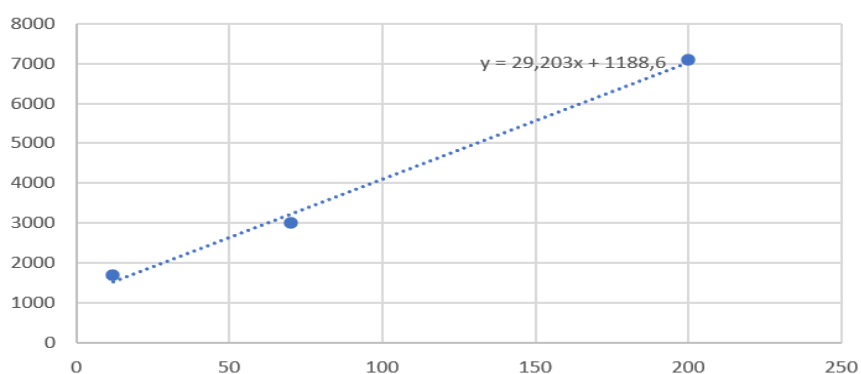


Figura 3.5 Andamento del carico d'avionica al variare del numero di passeggeri sul volo.

### 3.5.3 Passeggeri

Il contributo di gran lunga più impattante sul bilancio termico è il carico termico degli occupanti del velivolo. Esistono norme molto stringenti sulle condizioni di vivibilità a bordo in termini di pressione e temperatura, costantemente emanate ed aggiornate dagli organismi competenti in materia, come ASHRAE (*American Society of Heating, Refrigerating and Air-Conditioning Engineers*), FAA ed EU [4]. I passeggeri a bordo devono trovarsi per tutta la durata del volo in condizioni di benessere, definito come una condizione di soddisfazione nella quale un individuo viene a trovarsi e dalla quale non vi è alcun desiderio di allontanarsi. Il *comfort* termico del passeggero è influenzato dall'attività metabolica dello stesso, ovvero dal complesso di fenomeni fisici e chimici che avvengono all'interno del corpo umano che permettono il normale svolgimento di processi vitali e delle attività quotidiane. L'attività metabolica è influenzata dal tasso metabolico, che è la differenza in media, nell'unità di tempo, tra energia somministrata ed energia ceduta dal corpo umano. Il tasso metabolico viene normalmente correlato all'attività che la persona svolge, trascurando altri effetti come l'influenza dalla quantità di cibo ingerito. Il corpo umano tenta di bilanciare automaticamente la propria energia interna cedendo o assorbendo calore dall'esterno, controllando la temperatura del cosiddetto *core* o nucleo, che mediamente è di 37°C. Il corpo umano scambia energia con l'esterno tramite meccanismi di evapotraspirazione, dalla pelle e dai polmoni, irraggiamento con le superfici esterne e convezione con l'aria presente nell'ambiente, che può essere sia forzata che naturale. La prima metodologia di scambio termico è nettamente inferiore al contributo delle altre due (in proporzione di 25 a 75) pertanto in questa trattazione viene trascurata, comprendendo tutto il calore disperso sottoforma di convezione e radiazione [4]. La trattazione del carico sensibile e latente verrà quindi tenuta in considerazione durante tutte le simulazioni; tuttavia, il carico totale dei passeggeri viene suddiviso in latente e sensibile, e solo quest'ultimo va ad influenzare il bilancio termico sul nodo aria del "modello RC" costruito. Viene posto come valore di riferimento per il livello di attività metabolica a riposo un valore di un 1 met, che equivale a 58 W/m<sup>2</sup>. L'area corporea di un individuo nella media (70 kg x 1.70 m) è di 1.80 m<sup>2</sup>. La normativa ASHRAE definisce i valori di tasso metabolico e relativa dispersione termica, per diverse categorie di attività [4]. Il valore di indice metabolico relativo all'attività di un individuo seduto, a riposo, in un velivolo è corrispondente ad 1.2 met, che equivale a 70 W/m<sup>2</sup>.

### 3.5.4 Carichi solari

I carichi relativi alla radiazione solare cambiano la propria origine a seconda che l'aereo si trovi a terra oppure in volo di crociera. Nel caso di aereo a terra, il valore del contributo della radiazione solare è fornito dal *file* climatico ottenuto per un preciso posto sulla terra; nel caso di analisi verrà sempre considerato il *file* climatico di Venezia. Nel caso di aereo in quota, lo scambio termico per radiazione solare può invece essere considerato e quantificato grazie all'utilizzo di formulazioni empiriche dedicate. Viene dapprima definita la costante solare, ovvero la potenza termica specifica generata dal sole, che incide su una superficie perpendicolare ai raggi e posta al di fuori dell'atmosfera terrestre. Questa viene indicata con  $I_0$  e vale  $1355 \text{ W/m}^2$ . Con il termine  $I$  si definisce la radiazione solare al livello del mare, considerando la latitudine del luogo considerato e un determinato giorno, mentre il coefficiente definito dall'Equazione 3.42,

$$C_y = I_y / I_{SL} \quad (3.42)$$

è un fattore correttivo per l'altitudine, il quale mette in rapporto la radiazione solare normale ad una certa altitudine con quella relativa misurata sul livello del mare.

La radiazione solare normale in altitudine, misurata in  $\text{W/m}^2$ , viene espressa nel seguente modo, nell'Equazione 3.43:

$$I_y = I_0 \cdot e^{-n \cdot a_{ms} \cdot m} \quad (3.43)$$

Nella quale  $n$  è il fattore di torbidità, considerato uguale a 2 nel caso di aria pulita e con un *range* variabile da 4 a 5 nel caso di aria caratterizzata dalla presenza di *smog*; il caso in questione prevede l'utilizzo di un fattore pari a 2. Il coefficiente  $m$ , invece, è definito come lo spessore di massa d'aria, uguale al rapporto  $p_y / p_{SL}$ , nel quale il numeratore è la pressione ad una certa altitudine ed il denominatore è la pressione barometrica al livello del mare.  $a_{ms}$  è il coefficiente di *scattering*, definito dalla relazione empirica seguente, l'Equazione 3.44:

$$a_{ms} = 0.128 - 0.054 \cdot \log_{10}(m) \quad (3.44)$$

Il flusso termico risultante, dovuto alla radiazione solare, è quindi definito dall'Equazione 3.45:

$$q_s = A \cdot \alpha \cdot C_y \cdot I \quad (3.45)$$

Con il termine  $A$  che indica l'area esterna ed  $\alpha$  il coefficiente di assorbimento della superficie esterna della fusoliera.

### 3.6 Architettura del modello

Vengono presentati, sottoforma di elenco, gli *input* che l'utente deve impostare all'inizio dell'analisi; queste variabili verranno modificate per effettuare l'analisi di sensitività ed osservarne, a margine di loro variazioni, i risultati.

Le prime variabili di *input* che vengono analizzate sono quelle che l'utente determina in modo esplicito, tramite comando a stringa che deve essere immesso ad ogni avvio del codice sul *software* di calcolo MATLAB. I parametri che l'utente deve impostare manualmente all'inizio dell'analisi sono i seguenti:

- **Condizione dell'aereo:** con questo termine di *input* si richiede all'utente di stabilire se l'aereo è a terra, un termine comprensivo di varie condizioni statiche e tra le quali sono annoverati il rullaggio, il decollo, l'atterraggio o il parcheggio sul *tarmac*, oppure se si trova in quota, il cui valore di *default* verrà impostato sul valore preciso di crociera del velivolo specifico. I parametri che saranno soggetti a variazioni sono la temperatura esterna indisturbata, l'intensità del carico termico di radiazione solare ed il coefficiente di scambio termico convettivo con l'aria esterna; nel caso in volo si tratta solamente di convezione forzata, mentre nel caso a terra il coefficiente è di scambio termico convettivo naturale, o forzato in base alla presenza di vento.
- **Occupazione (in termini percentuali) del velivolo** rispetto alla capienza massima riportata nel *database*, con riferimento al numero di poltrone occupate, da 50% a 100%: questa variabile consente all'utente di decidere il tasso di occupazione del velivolo, ovvero il numero di passeggeri sulla capienza totale. Si ipotizza, inoltre, un tasso di occupazione omogeneo tra tutte le file di poltrone. Questo indicatore è importante se si vogliono analizzare gli andamenti di temperatura al variare del carico interno. Il limite inferiore posto come suggerimento nell'interfaccia di acquisizione di *input* da parte di MATLAB, corrispondente al 50%, non è solamente un limite di redditività. Le compagnie aeree, al fine di massimizzare i guadagni, tendono a riempire il più



possibile i loro aerei; perciò, voli riempiti meno del 50% non sono redditizi e, molto spesso, vengono cancellati prima ancora di essere operativi.

- **Tipologia di giorno:** con questa opzione l'utente, sulla base di un *input* dato al sistema come stringa, impone al modello di avviare il proprio funzionamento variando la condizione iniziale di temperatura esterna. All'utente è data l'opportunità di poter scegliere tra un giorno caldo, un giorno *standard* o un giorno freddo, secondo la casistica riportata in Figura ed elaborata da ASHRAE nel libro di testo: “*The Airliner Cabin Environment and the Health of Passengers and Crew*” [5].

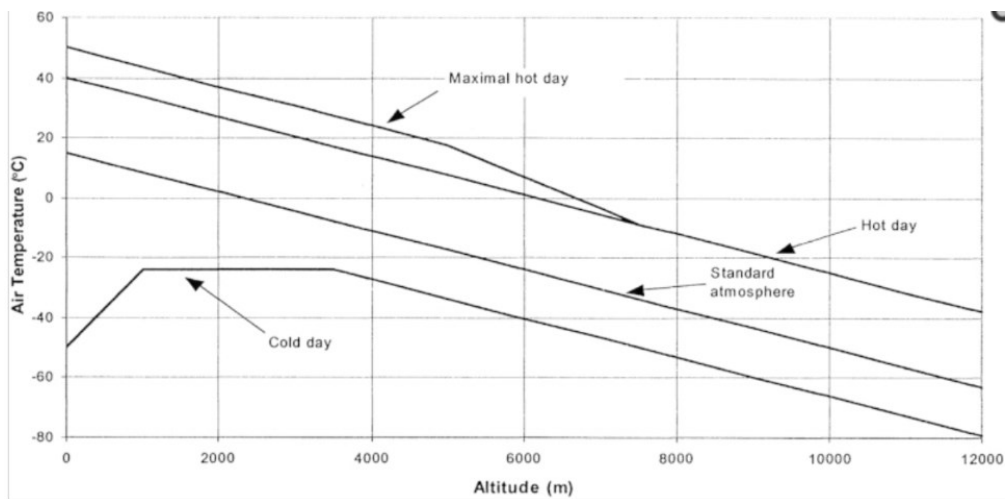


Figura 3.6 Andamento delle temperature con l'altitudine nel caso di giorno standard, caldo e freddo.

Si noti nella Figura 3.6 l'andamento pressoché lineare delle temperature al variare della quota sia per il caso di giorno freddo che per quello caldo. L'andamento delle rette, in termini matematici, è stato ottenuto prendendo dal grafico tre punti definiti tramite le loro coordinate, per ciascuna curva vengono presi come riferimento alcuni dati in ascissa ed in relativa ordinata e la funzione interpolata è ottenuta utilizzando la funzione *polyfit* del software MATLAB; nello specifico si è fatto riferimento ai seguenti valori:

Caso *standard*: altitudine di 2000, 6000 e 10000 m ed i relativi valori di temperatura di 3 °C, -23 °C e - 50 °C, interpolando i dati con un polinomio di ordine 1.

Caso freddo: facendo riferimento ad altitudini corrispondenti a 2000, 6000 e 10000 m sono stati prese come attendibili le temperature di -17 °C, -40 °C e -68 °C.

Caso caldo: ad altitudini corrispondenti sempre a 2000, 6000 e 10000 m le temperature ottenute sono 28 °C, 0 °C e -25 °C.

- **Resistenza termica della stiva:** Con questa selezione l'utente è in grado di decidere se la resistenza termica della stiva sarà pari a quella di *default*, ovvero dipendente da normativa, oppure se inserirla manualmente.

### 3.6.1 Il "Database aerei"

Il file *Excel*, che vuole essere una sorta di *database* esauriente con riferimento alla tipologia di aeromobili maggiormente utilizzati nell'aviazione commerciale mondiale, contiene una serie di dati che saranno utilizzati come *input* iniziali della simulazione; racchiude, infatti, un insieme imprescindibile di valori relativi a misure geometriche e dati tecnici riguardanti dettagli costruttivi di un insieme di venti aerei, un campione considerato esauriente con riferimento al panorama dell'aviazione civile commerciale mondiale. La tipologia, il costruttore ed i modelli di aeroplani presenti nel documento di testo sono stati scelti con l'obiettivo di poter restituire all'utente una visione d'insieme che sia la più rappresentativa possibile della realtà. Sono stati infatti scelti i modelli di aerei maggiormente noti e diffusi, alcuni divenuti celebri presso il grande pubblico, coprendo l'intero mercato del trasporto regionale *jet* e turboelica, a medio raggio ed a lungo raggio aventi un sistema propulsivo a getto. La caratteristica fondamentale di tutti gli aerei trattati è che questi sono velivoli pressurizzati, quindi con un sistema di climatizzazione dell'aeromobile che ha un'influenza non trascurabile nel bilancio energetico del velivolo e nella determinazione dei parametri di *comfort* termico dei passeggeri. Nel "database aerei" sono esplicitati, per ogni velivolo, i seguenti termini:

- Il modello di aereo.

L'utente è in grado di scegliere la tipologia, comprendente del modello specifico di aereo, all'interno del *database*, che copre simbolicamente tutte le varianti di aerei. Sono stati scelti i modelli di aerei maggiormente noti e diffusi, coprendo l'intero mercato del trasporto regionale, a medio raggio ed a lungo raggio. Per ogni modello di aereo vengono riportati i seguenti dati:

- Velocità di crociera.

La velocità di crociera di un aereo non assume grandi variazioni tra velivoli adibiti al trasporto commerciale. Il limite superiore posto al raggiungimento di una data velocità non è tecnologico bensì di tipo aeroelastico: è opportuno evitare di raggiungere velocità supersoniche al fine di non danneggiare l'architettura aerodinamica, che è stata ottimizzata e pensata per operare in regime subsonico o supercritico [16]. Esiste però una tendenza tecnologica che porta ad un aumento asintotico della velocità di crociera, a seguito di migliorie aerodinamiche come l'adozione di particolari forme geometriche per la pianta dell'ala (freccia alare) [36] o l'adozione di assetti particolari per la geometria della fusoliera, un esempio su tutti può essere *l'area rule* [37]. Per queste ragioni gli aerei più moderni hanno maggiori velocità di crociera anche di alcune decine di metri al secondo rispetto ad aerei della precedente generazione. Una menzione a parte è rappresentata dagli aerei con sistema propulsivo ad elica, sia con pala rotante mossa da motore a pistoni che con pala mossa in moto da un motore turbomacchina a "ciclo *Brayton*" turboelica: al fine di evitare effetti transonici al *tip* delle pale dell'elica, che hanno velocità relativa di gran lunga maggiore rispetto a quella dell'aereo stesso, essendo a loro addizionata quella di rotazione a quella di traslazione, volano ad una velocità inferiore rispetto agli aeromobili alimentati da una propulsione facente uso della tecnologia del *jet*.

- Numero massimo di passeggeri imbarcabile.

Il numero massimo di passeggeri imbarcabile, anche chiamato con il termine "capacità massima", in un velivolo è un parametro la cui variazione ha un effetto rilevante nel bilancio termico della cabina tramite il modello RC. Il numero massimo di passeggeri imbarcabile viene in un primo luogo stabilito geometricamente, ovvero secondo la grandezza volumetrica dello spazio a bordo. Il valore esatto è però regolato da stringenti normative sulla sicurezza a seconda dell'ubicazione delle uscite di emergenza e dalla capacità del velivolo, che, in accordo con la normativa preposta, devono permettere di evacuare la cabina in 90 secondi con la metà delle luci a disposizione e la metà delle uscite di emergenza agibili; capita spesso che, oltre a quelli differenti, velivoli anche dello stesso tipo siano in grado di imbarcare un numero di persone differenti a bordo a seconda che abbiano un diverso numero di uscite di emergenza.

- Numero di file installate a bordo.  
Il numero di file di poltrone disposte nell'aereo è determinato sia da esigenze geometriche che da requisiti sulla sicurezza. Anche in una cabina allestita in unica classe si possono trovare alcune differenze, come per esempio il fatto che le file in corrispondenza delle uscite di emergenza sono più spaziose delle altre; nel modello verrà considerato un criterio di omogeneità.
  
- Poltrone presenti per singola fila.  
Come per il numero di file a bordo, quello delle poltrone per fila viene regolato da normative sulla sicurezza e da semplici questioni di comodità, che basano il valore della larghezza delle poltrone a partire dalla conformazione media del corpo umano.
  
- L'altezza del setto di separazione tra la cabina passeggeri e la stiva, con riferimento al punto più basso della fusoliera.  
Questo fattore rappresenta una variabile non trascurabile nella trattazione di varie tipologie di aerei, essendo inoltre maggiormente marcata la differenza tra aerei *widebody* e *narrowbody*. La posizione del setto che divide la cabina passeggeri dalla stiva viene determinata dal costruttore in base alla volontà di rendere l'aereo maggiormente capiente dal punto di vista della merce imbarcabile od offrire più spazio alla cabina.
  
- Il numero di finestrini presenti solo in un lato dell'aereo.  
Per quanto riguarda questa variabile non esiste una formulazione analitica che determini il numero di finestrini presente a bordo; il loro calcolo è fornito solamente dalle esigenze o prerogative del costruttore.
  
- Lunghezza interna della cabina passeggeri (*bulkhead* escluso).  
La lunghezza della cabina passeggeri è un parametro variabile non solo tra tipologie di velivoli differenti, ma è anche ciò che maggiormente caratterizza e determina le varianti di uno stesso modello di velivolo; la variazione di questo parametro dipende dalle strategie commerciali del costruttore, al fine di adeguare i velivoli a diverse nicchie di mercato. Il limite geometrico superiore è rappresentato dal rischio di *tail-strike* durante il decollo, per cui l'aereo non deve essere troppo lungo, a meno che non si aumenti anche la sua altezza da terra agendo sulle aste telescopiche dei carrelli.

- Diametro interno della cabina passeggeri.  
Il diametro interno della cabina passeggeri, a meno di variazioni trascurabili, dipende sostanzialmente dal numero di poltrone per fila e dal fatto che si tratti di un aereo *narrowbody* oppure *widebody*.
  
- Corridoi nella cabina.  
Questa caratteristica dà la distinzione tra aerei *narrowbody*, ovvero a corridoio singolo ed aerei *widebody*, ovvero a doppio corridoio. La scelta è dettata da vincoli commerciali, in base alle esigenze del costruttore.



# Capitolo 4

## Modello per la valutazione della qualità dell'aria nella cabina

In questo capitolo vengono descritte l'architettura e le ipotesi del modello matematico che prevede la diffusione nel tempo di un contaminante nella cabina passeggeri durante le fasi di volo di un aereo, e che calcola la concentrazione della sostanza nell'aria ambiente. La struttura, le ipotesi e le condizioni al contorno del modello permetteranno di applicarlo in tutte le condizioni di volo: in crociera, a terra, per qualsiasi modello di velivolo ad uso commerciale del passato, attualmente operativo o di impiego futuro, per ogni durata del volo e numero di passeggeri.

### 4.1 Peculiarità dell'ambiente interno di un aereo

Il trasporto aereo mondiale è spesso al centro dell'attenzione, soprattutto nel comune *mainstream*, in quanto è caratterizzato da un rapido sviluppo tecnologico e da continue innovazioni apportate in tutti i campi coinvolti nell'esperienza del volo. La combinazione tra crescita della popolazione mondiale, esigenze di trasporto dovute alla globalizzazione, sviluppo di innovazioni riguardanti le apparecchiature aeronautiche e la trasformazione del concetto di volo aereo come mezzo di spostamento di massa e non più d'*élite*, offrono una visione d'insieme su ciò che tutt'ora è e sarà la tendenza futura nella crescita del numero di passeggeri. La quantità di persone che vivono tutt'oggi ed abiteranno il pianeta nei prossimi decenni, la capillarità della rete aeronautica, in espansione grazie alla creazione di nuova domanda ed alla conseguente sostenibilità di alcuni mercati grazie ad aeromobili più efficienti, ed il numero di voli attualmente operati quotidianamente a livello globale, sono dati di fatto senza precedenti [38]; eventi eccezionali a parte, come la pandemia di COVID-19, attentati, eruzioni vulcaniche ed eventi naturali in genere, ogni anno si stabiliscono dei *record* in aviazione civile [39]. Inoltre, il rateo di questa tendenza è destinato ad aumentare. È ormai consolidato l'andamento per cui la crescita del numero di persone che volano in un anno è maggiore in relazione al tasso di crescita della popolazione

mondiale. Nel ventennio tra 1980 ed il 2000 la popolazione mondiale è cresciuta del 2 % su base annua, mentre i passeggeri sono aumentati del 6 %, sempre su base annuale; l'aviazione civile deve quindi adattare la propria capacità e soddisfare queste nuove esigenze. Vi è inoltre un fatto anagrafico: la popolazione di alcuni paesi sta invecchiando [40] e con l'avanzare dell'età è più probabile che a bordo di un aereo vi siano persone con problemi polmonari o cardiovascolari. Questo implica che l'attenzione verso le tematiche riguardanti la qualità dell'aria debba quindi essere massima. Inoltre, le cabine aeronautiche sono sempre più dense in termini di posti installati, al fine di aumentare la redditività economica, ed è ormai pratica comune l'utilizzo e la diffusione delle compagnie aeree *low cost*, che utilizzano i loro aerei configurati in modo tale da poter trasportare il maggior numero possibile di passeggeri; questo fatto comporta un maggior numero di possibili problematiche legate alla qualità dell'aria. I viaggi aerei sono in media più lunghi in termini di tempo, se confrontati con le abitudini degli anni passati, preferendo il treno alle brevi distanze [40]. Le nuove tecnologie applicate ad aerei di nuovissima concezione hanno permesso l'apertura di rotte tecnicamente denominate *ultra long range* (ULR), come ad esempio la Perth-Londra Heathrow, la rotta intercontinentale attualmente più lunga al mondo, nella quale l'aereo vola anche per 18 ore [41]. È chiaro che la qualità dell'aria è di fondamentale importanza, dato che la cabina dell'aereo è sostanzialmente un ambiente chiuso, alla stregua di un edificio nel quale i passeggeri respirano una miscela composta in parte di aria fresca ed in parte di aria ricircolata. Rispetto agli edifici, la cabina presenta delle differenze rilevanti, ad esempio l'alta densità di persone per unità di superficie a bordo, la staticità delle condizioni interne per cui durante il volo le persone presenti a bordo non possono né entrare né uscire, ma anche non vi sono grandi spostamenti di persone da una parte all'altra dell'ambiente. Un altro fattore da considerare è che la cabina è pressurizzata. In volo, infatti, i passeggeri sono soggetti, in misura maggiore rispetto a terra, ad un ambiente caratterizzato da bassa umidità, bassa pressione ed esposizione a contaminanti di tipo differente rispetto a quelli che si possono trovare a terra, come l'ozono, ed altri più simili a quelli che si possono trovare a ridosso della superficie terrestre, come monossido di carbonio, agenti chimici e biologici [42].

#### 4.1.1 Effetti del contaminante sull'equipaggio

Per le ragioni descritte nel paragrafo precedente, l'ambiente all'interno della cabina è particolarmente insidioso. Infatti, esistono in letteratura studi statistici, effettuati sottoponendo campioni casuali di persone a questionari, che affermano come sia i



passaggeri che gli assistenti di volo siano insoddisfatti della qualità dell'aria. Questo fatto è legato principalmente alla comparsa di sintomi quali stanchezza, mal di testa, problemi generalizzati alle orecchie ed al naso, occhi secchi, gola secca e secchezza delle fauci; più raramente si segnalano disordini del sistema nervoso [43]. Gli studi affermano che, ad avvertire marcatamente questi sintomi, sono gli assistenti di volo che, trovandosi a bordo dell'aereo molto più tempo rispetto ai passeggeri, risentono maggiormente degli effetti negativi causati da una inadeguata qualità dell'aria. Gli studi statistici hanno concentrato la propria attenzione non solo sui contaminanti naturali, che possono essere diffusi dai passeggeri o provenire dall'ambiente esterno, ma anche sui contaminanti artificiali che possono scaturire da solventi, liquidi di manutenzione o di trattamento, pesticidi o liquido di raffreddamento o detergenti. È sempre più necessario studiare gli effetti della degradazione di questi componenti, misurarli e confrontarli con i livelli di concentrazione raggiunti negli edifici terrestri per adottare il giusto approccio per migliorare la qualità dell'aria della cabina.

Una elevata concentrazione di anidride carbonica all'interno dell'abitacolo della cabina non solo può condurre ad effetti negativi come malessere e disturbi dei passeggeri e dell'equipaggio di cabina ma può influire negativamente sulle capacità psicofisiche dei piloti e sulla loro prontezza di riflessi. Recenti studi suggeriscono come l'anidride carbonica abbia un impatto negativo sulle funzioni cognitive e sulla produttività dei lavoratori impiegati d'ufficio, già a partire da concentrazioni interne di circa 1000-2500 ppm [44]. La diretta conseguenza è che, essendo presente nella cabina di pilotaggio una concentrazione di contaminante stabile attorno ai 1400 ppm, un valore leggermente inferiore rispetto alla cabina passeggeri (per diverse cause, tra cui un maggior volume disponibile per occupante ed un sistema di condizionamento quasi sempre separato ed indipendente dal resto del compartimento dell'aeroplano) potrebbe verificarsi in volo un degrado delle funzioni cognitive dei piloti. Al fine di approfondire l'impatto della CO<sub>2</sub> sulle prestazioni dei piloti, sono stati condotti dall'ente di riferimento americano, la Federal Aviation Administration (FAA), dei *test* al simulatore della durata di tre ore, con un campione di 30 piloti e concentrazioni interne variabili di CO<sub>2</sub>: 700 ppm, 1500 ppm e 2500 ppm. I test sono stati condotti con la supervisione di un FAA *Designated Pilot Examiner*, sottoponendo il pilota in questione ad eseguire alcune manovre, secondo il manuale di bordo FAA *Practical Test Standards*. I risultati sono stati che gli sforzi nel compiere una stessa manovra, secondo le indicazioni dell'esaminatore, sono stati in media 1.52 volte maggiori quando i piloti sono esposti a 1500 ppm ed 1.69 quando esposti a 700 ppm, ovvero al

diminuire delle concentrazioni migliorano le prestazioni. I risultati sono schematizzati nella Figura 4.1

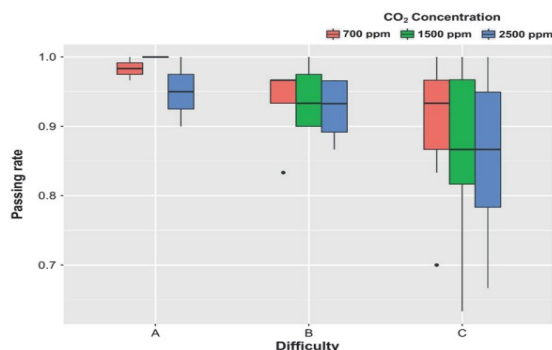


Figura 4.1 Capacità di esecuzione con successo delle manovre da parte dei piloti al variare della concentrazione di CO<sub>2</sub>.

#### 4.1.2 Normativa per la qualità dell'aria negli aerei

La convivenza in ambienti pubblici è regolata da leggi. Esistono degli enti preposti, di origine statale o sovra-nazionale, che hanno l'autorità e le capacità di promulgare linee guida e definire indici numerici con riferimento alle regole da rispettare per la sicurezza di ogni compagnia aerea. Esistono due organizzazioni che determinano le linee guida per quanto riguarda la sicurezza del volo commerciale: la FAA (*Federal Aviation Administration*) e l'europea EASA (*European Union Aviation Safety Agency*). La FAA ha piena giurisdizione sulla sicurezza e la salute dell'equipaggio sia di cabina passeggeri che di cabina di pilotaggio (*cockpit*); tale asserzione si può ricavare direttamente dalla norma "40 FR 29114", contenuta nel documento in bibliografia [39]:

*"Every factor affecting the safety and healthy working conditions of aircraft crew members involves matters inseparably related to the FAA's occupational safety and health responsibilities under the [Federal Aviation] act. With respect to civil aircraft in operation, the overall FAA regulatory program, outlined in part above, fully occupies and exhausts the field of aircraft crew member safety and health."*

Viene definito dalla FAA il momento in cui l'aereo si definisce "in operation" [39].

*"In operation is defined as the time starting when the aircraft is first boarded by a crew member, preparatory to a flight, to when the last crew member leaves the aircraft after completion of the flight, including stops on the ground during which at least one crew member remains on the aircraft even if the engines are shut down."*

Sulla base dell'autorità di cui la FAA è legalmente investita, sono state promulgati una serie di articoli riguardanti la qualità dell'aria a bordo degli aerei commerciali. Le norme in questione sono le "FARs", ovvero le *Federal Aviation Regulations*: più nello specifico le norme "14 CFR 21", "14 CFR 25", "14 CFR 121", e "14 CFR 125", contenute nel documento in bibliografia [24].

Le normative enunciate contengono le indicazioni su limiti e attività da intraprendere per prevenire la diffusione di ozono, monossido di carbonio, sulla ventilazione, sulla pressione da mantenere, e sui livelli accettabili di anidride carbonica. In particolar modo, si farà riferimento ai dati contenuti nella normativa "14 CFR 121" [24]. È necessario basarsi sempre sulle normative più aggiornate, in quanto esse stesse possono variare nel tempo. Un esempio è rappresentato dalla norma riguardante la ventilazione degli aerei, che è stata rivista almeno una volta in quanto le portate indicare non erano evidentemente sufficienti a garantire un salubre ambiente agli assistenti di volo. La norma, infatti, era stata concepita in relazione ad un carico commerciale di soli passeggeri, senza considerare la maggior quantità di aria richiesta per coloro che lavorano sull'aeroplano. Le segnalazioni di malessere e fatica tra gli assistenti di volo, dopo la correzione della norma, sono drasticamente diminuite. Altri casi di modifica della normativa riguardano, ad esempio, l'introduzione di nuovi limiti posti a completamento delle norme già esistenti; ad esempio, l'aria introdotta in cabina, non solo deve garantire una certa vivibilità a bordo ma anche in situazioni di emergenza dovrebbe provvedere a dissipare il fumo in caso di incendio.

#### *4.1.2.1 Altre indicazioni da normativa*

Vengono qui descritti alcuni dati dalla normativa, riguardanti la concentrazione massima di contaminante a bordo [39]. Questi saranno il riferimento per tutti i casi di studio che verranno effettuati con il "modello di qualità dell'aria":

- La concentrazione di monossido di carbonio (CO) non deve eccedere 1 parte su 20000, che corrisponde a 50 ppm (parti per milione), quando il velivolo è operativo.
- La concentrazione di diossido di carbonio (CO<sub>2</sub>) non deve superare i 5000 ppm in volumi di controllo normalmente occupati da passeggeri ed equipaggio. In origine la norma fissava il limite in corrispondenza di 30000 ppm, un valore il cui superamento provocava visibili problemi di salute in ambienti chiusi a terra. Nel 1996, tuttavia, questo valore fu adeguato in modo da consentire di

equiparare i limiti imposti negli ambienti interni con le caratteristiche delle cabine aeronautiche.

- La concentrazione di ozono ( $O_3$ ) presente in cabina non deve superare i 0.25 ppm, per condizioni di volo che superino i 10700 m, oppure non superare gli 0.1 ppm in condizioni di volo in quota superiore a 9000 m. La determinazione di questi valori è stata effettuata in modo sostanzialmente statistico, adottando come limite superiore quello tale per cui si sarebbero verificati eventi avversi da parte degli assistenti di volo.
- Concentrazione di contaminanti, quali ad esempio fumi derivanti dall'impianto propulsivo dell'aereo non devono essere presenti in cabina in alcun valore di concentrazione.

Per tutti i casi precedenti, sussistono altre condizioni al contorno che devono essere validate. Una di queste, la più importante, riguarda il fatto che il rispetto dei limiti posti precedentemente per la valutazione della ventilazione, la diffusione di CO, CO<sub>2</sub> ed ozono, riguarda una cabina la cui pressione viene mantenuta ad un valore non superiore a quella che si avrebbe ad 8000 ft, corrispondente, in termini di sistema di misura internazionale, a 2440 m [5].

#### 4.1.3 Dati sperimentali sulla concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina

In questo paragrafo vengono presentati alcuni risultati sperimentali, utili a confrontare i valori ottenuti con il modello semplificato. I riferimenti sono di dominio pubblico, disponibili in riviste o documenti scientifici pubblicate su siti *web* relativi [45].

La prima fonte con la quale confrontare i risultati dati dal “modello della qualità dell'aria” riguarda alcune sessioni di monitoraggio sulla presenza di anidride carbonica in cabine di aerei in 179 voli nazionali negli Stati Uniti d'America. Le simulazioni sono state effettuate dal 10 luglio 2007 al 13 settembre 2009, prendendo come riferimento una serie di variabili. Le misurazioni sono state effettuate su 24 tipologie di aerei differenti, per un totale di 7 serie di aeromobili coinvolte, 10 compagnie aeree, aventi anche differenti configurazioni, e 58 rotte effettuate. Più specificamente, il 30 % delle misure sono state prese a bordo di un aeromobile *McDonnell Douglas MD-88*. Il 37 % dei dati acquisiti sono stati presi a bordo di un *Boeing 757* (presente nel *database Excel*). Il tempo medio di misurazione è stato di 1 ora e 14 minuti, per un totale di 4440 secondi. Le misurazioni a bordo, raggruppate nella Tabella 4.1 sono state tutte effettuate utilizzando uno strumento in grado di registrare la concentrazione di anidride carbonica e, contemporaneamente, la pressione

all'interno della cabina. Lo strumento è stato sviluppato dalla *Boise State University*, conosciuto con il nome di "ASCENT 1000" ed è stato fissato al tavolino posto nello schienale del sedile del passeggero, al fine di fornire una misura in prossimità della *breathing zone* degli occupanti. Le misurazioni sono state effettuate ad intervalli di 10, 30 o 60 secondi. Il sensore ha un range di misura da 0 a 2000 ppm, con un'accuratezza nei risultati di  $\pm 40$  ppmv.

Tabella 4.1 Misure di concentrazione di CO<sub>2</sub> effettuate a bordo di velivoli.

Aircraft series	Aircraft types	Aircraft numbers	CO <sub>2</sub> concentration (ppmv)					Outside ventilation rate (L/s/p)				
			Min	Max	Mean	Median	SD	Min	Max	Mean	Median	SD
Airbus 319/320	A319	2	1003	1635	1228	1211	112	4.05	8.19	6.11	6.13	0.82
	A320	3	682	2990	1175	1235	382	1.94	17.08	8.15	5.95	4.04
Boeing 737	B737-300	4	1032	1773	1479	1497	111	3.64	7.83	4.68	4.55	0.54
	B737-400	1	1656	1937	1808	1804	65	3.26	3.98	3.56	3.57	0.16
	B737-500	1	1000	1220	1124	1142	49	6.06	8.23	6.88	6.69	0.49
	B737-700	7	850	2947	1261	1272	188	1.97	10.90	6.05	5.71	1.40
	B737-800	6	661	2976	1288	1355	316	1.95	18.38	6.73	5.22	3.62
Boeing 757	B757	67	703	2992	1438	1421	284	1.94	15.95	5.19	4.88	1.52
Boeing 767	B767-300	5	756	1662	1234	1238	160	3.96	13.66	6.25	5.93	1.65
Bombardier	CR-7	1	1094	2209	1903	1911	160	2.77	7.14	3.38	3.32	0.48
	CR-9	5	658	2616	1451	1427	265	2.27	18.59	5.04	4.86	1.32
	CRJ-100	2	620	1620	889	878	160	4.10	21.60	10.61	10.25	2.91
	CRJ-140	1	1264	1566	1398	1384	79	4.28	5.76	5.02	5.07	0.39
	CRJ-150	1	793	1233	969	976	127	5.97	12.42	9.07	8.58	1.88
Embraer	CRJ-200	2	721	1442	1070	1049	173	4.79	15.09	7.90	7.63	2.14
	E-135	1	1143	2077	1417	1381	185	2.99	6.68	5.04	5.08	0.79
	E-145	1	682	2054	1201	1070	403	3.03	17.08	7.86	7.40	3.85
	E-170	1	855	1352	1097	1083	160	5.23	10.78	7.49	7.25	1.73
	E-175	8	686	2137	1162	1120	200	2.89	16.85	6.91	6.89	1.69
MD	E-190	1	1392	2340	1771	1717	233	2.59	5.03	3.75	3.80	0.60
	DC-9	3	934	1951	1340	1159	320	3.23	9.23	5.82	6.54	1.59
	MD-80	1	659	1094	897	891	111	7.14	18.52	10.41	10.01	2.45
	MD-88	53	514	2979	1321	1318	264	1.95	39.50	5.89	5.42	1.98
	MD-90	2	656	2993	1251	1265	416	1.94	18.72	6.97	5.75	2.83
Summary		179	514	2993	1353	1333	290	1.94	39.50	5.77	5.34	2.09

La tabella precedente rende visibili una serie di risultati riguardanti la pressione della cabina e la concentrazione di anidride carbonica durante una serie di voli aerei. Durante le fasi di imbarco la concentrazione di contaminante all'interno dello stesso involucro tende ad aumentare fino a stabilizzarsi asintoticamente. La stabilizzazione dura fino al momento del decollo, dopodiché la concentrazione di contaminante, decresce in modo continuo fino a stabilizzarsi al raggiungimento della quota di crociera. Infatti, la concentrazione di anidride carbonica in quota è inferiore rispetto a quella a terra. Ulteriori motivi che giustificano questo aspetto sono che a terra il tasso metabolico dei passeggeri è superiore in quanto sono in movimento durante le operazioni di carico e scarico, e la ventilazione non è sufficiente a mantenere la CO<sub>2</sub> a livelli inferiori. All'interno della cabina si osservano concentrazioni medie, espresse in parti per milione (ppm), superiori a quelle che si hanno in un ambiente *indoor* a

terra, per il quale si ha di solito un valore di concentrazione limite fissato a 1000 ppm. In tutti i casi analizzati la concentrazione di biossido di carbonio è inferiore rispetto al limite normativo di 5000 ppm, con un *range* variabile tra 514 ppm e 2993 ppm. Il valore medio è di  $1353 \pm 290$  ppm. Il valore mediano è 1333 ppm. A tal proposito si riportano due figure esplicative, la Figura 4.2 e la Figura 4.3.

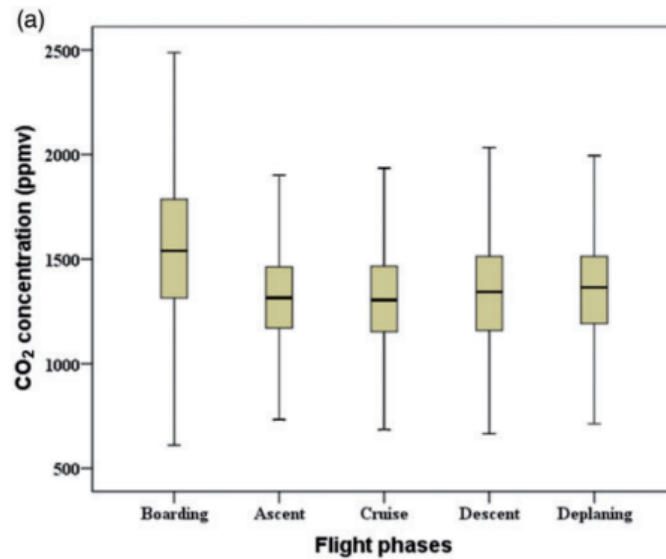


Figura 4.2 Range di concentrazione di anidride carbonica (in ordinata) in diverse fasi di un volo (in ascissa).

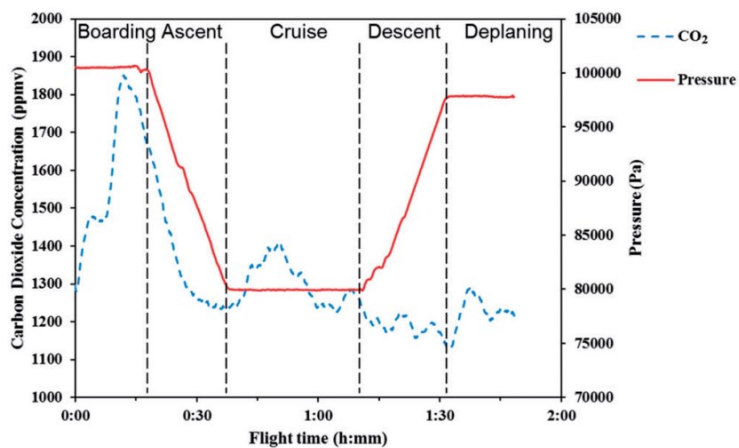


Figura 4.3 Valori di pressione e concentrazione di anidride carbonica (sull'asse delle ordinate) in relazione alle fasi ed alla durata delle operazioni di volo (sull'asse delle ascisse).

## 4.2 Fondamenti teorici del modello

Prima di analizzare le ipotesi su cui si basa il “modello della qualità dell’aria”, si definisce una differenza sostanziale sulle tipologie di agenti nocivi. I contaminanti, generati sia all’interno che all’esterno della cabina, le cui molecole hanno una dimensione maggiore rispetto alle maglie dei filtri del sistema di ricircolo dell’impianto di climatizzazione, sono eliminati dal sistema di controllo dell’ambiente; quindi, non sono di interesse per questa trattazione. È il caso delle particelle dei *virus* batterici, il cui diametro è maggiore rispetto ai pori dei filtri ad alta efficienza [7]. Questo processo è spesso affiancato dalla diluizione e successiva rimozione dell’agente inquinante attraverso l’introduzione di una portata d’aria di rinnovo all’interno della cabina passeggeri; a bordo di un velivolo i ricambi d’aria orari possono raggiungere alcune decine di unità. Infine, le portate d’aria elaborate possono essere depurate anche attraverso processi di sanificazione. Quindi, i contaminanti le cui molecole hanno diametro maggiore delle dimensioni caratteristiche dei filtri installati sono trascurati dall’analisi, in quanto si assume siano completamente rimossi [39].

La generazione dei contaminanti in cabina può avvenire per produzione diretta dall’interno, attraverso l’attività metabolica dei passeggeri, l’utilizzo di pesticidi, insetticidi o fumi provenienti dalle cucine o dai servizi di bordo, oppure attraverso l’introduzione diretta dall’esterno, tramite sorgenti poste nell’ambiente; è il caso di inquinanti derivanti da fumi di gas di scarico dei propulsori o prodotti di combustione secondaria, quali quelli risultanti dalla ricombinazione dei prodotti di combustione del cherosene. Un inquinante comune alle tipiche quote di volo è l’ozono, presente in concentrazioni pericolose per la salute; altri rischi sono rappresentati dai residui volatili del liquido idraulico o pneumatico, atti al funzionamento dei rispettivi impianti, additivi ai fluidi di bordo, olii lubrificanti utilizzati per il funzionamento degli impianti o il consumo delle componenti di elementi meccanici dell’impianto stesso, ma anche del motore aeronautico come turbina, albero e palette del compressore, che possono deteriorarsi con il tempo. Questi elementi nocivi, a causa dell’architettura del sistema di condizionamento, vengono aspirati dall’esterno dalla presa d’aria del sistema pneumatico, la presa statica della *ram-air*, che fornisce la portata d’aria di rinnovo alla cabina, cosicché il flusso viene direttamente immesso all’interno della fusoliera. La concentrazione dei contaminanti, inoltre, varia in modo inversamente proporzionale al rateo di ricambio dell’aria di ventilazione; maggiore è il tasso di ricambio dell’aria, minore sarà la concentrazione di contaminante a bordo. Per tutta la

trattazione questi fattori verranno ricavati dai valori espressi dalla normativa di settore [46].

Poste queste considerazioni, prima di approfondire il “modello della qualità dell’aria”, vengono scritte le equazioni matematiche generali [5]. Lo studio della diffusione dei contaminanti all’interno di un aereo si basa sull’ equazione di bilancio di massa della sola sorgente interna (Equazione 4.1):

$$D_{c,i} = D_{o,i} + \frac{S_i}{V_o} \quad (4.1)$$

I termini indicati nell’equazione sono esplicitati di seguito:

- $S_i$  rappresenta la sorgente del contaminante, situata internamente alla cabina del velivolo [kg].
- $V_o$  è il volume di controllo [ $m^3$ ].
- $D$  è la concentrazione di contaminante all’interno del volume di controllo al *timestep* considerato.  $D_{c,i}$  indica la concentrazione all’istante corrente di simulazione, mentre  $D_{o,i}$  si riferisce alla concentrazione presente all’istante immediatamente precedente, entrambe espresse in [ $kg/m^3$ ].

I termini descritti sono valutati a temperatura e pressione della cabina. Una cabina aeronautica deve avere al proprio interno una densità dell’aria mai inferiore a quella di 2440 m. Grazie al modello atmosferico “ISA76”, descritto nella sezione relativa al “modello RC”, ovvero la 3.3 (numero corretto), si ricava il valore di densità dell’aria a bordo. I valori numerici di temperatura e pressione relativi sono dedotti dalla legge dei gas ideali esplicitata nell’Equazione 4.2:

$$p = \rho \cdot R \cdot T \quad (4.2)$$

#### 4.2.1 Le ipotesi di base del modello

Il modello deve essere costruito per considerare ed eventualmente modificare i più importanti aspetti della qualità dell’aria in cabina. Deve essere abbastanza flessibile da poter essere impiegato per l’analisi della diffusione di più tipologie di inquinanti possibili, con diverse origini, diffusione e distribuzione nel tempo, ed implicazioni a livello di salute. Il modello pone come condizione fondamentale la conoscenza di alcune ipotesi di base.



#### 4.2.1.1 Ipotesi di base

Il “modello della qualità dell’aria” viene concepito e successivamente sviluppato per fornire come risultato finale la concentrazione di inquinante all’istante di tempo indicato dall’utente, che può riferirsi sia ad un istante del volo in crociera, oppure alla fine del volo, date alcune ipotesi iniziali e caratteristiche fisiche che devono essere note o impostate dall’utente. Alcuni di questi dati devono essere necessariamente conosciuti a priori e mantenuti costanti durante tutta l’esecuzione dell’analisi. Devono essere fissati i seguenti parametri:

- **Il volume di controllo della cabina, delle poltrone o dello spazio che si vuole analizzare.**

Questo dato è ricavato automaticamente dai calcoli effettuati dal “modello della qualità dell’aria” avendo come riferimento la costruzione geometrica del velivolo e le relazioni matematiche riguardanti lunghezza, larghezza e numero di volumi in cui è divisa la fusoliera. L’utente può scegliere l’aereo di maggior interesse dal *database* precompilato su Excel, tramite comando a stringa su “MATLAB”.

- **Le caratteristiche nominali del sistema di ventilazione.**

Le caratteristiche nominali del sistema di condizionamento dell’aeromobile devono essere note. Le portate d’aria mosse dal sistema di condizionamento devono essere conosciute. Non essendo possibile rappresentare specificatamente il singolo velivolo, le caratteristiche di funzionamento dei sistemi di condizionamento degli aeromobili vengono assunte dai requisiti dalla normativa di settore; più nello specifico, vengono prese come riferimento le portate di aria minime destinate ad ogni singolo passeggero, di 9.4 l/s.

- **Le condizioni di movimento dell’aria tra i volumi di spazio o volumi di controllo considerati.**

Essendoci una omogeneità dei vari volumi di controllo (che corrispondono alle file dell’aereo, pertanto qualitativamente sono identici e sovrapponibili, il numero di persone all’interno è lo stesso, e la composizione geometrica è la medesima), si ipotizzano nulli gli scambi di portata d’aria e, di conseguenza, quelli di contaminante tra gli stessi; pertanto, si assume che ogni volume di controllo sia indipendente da quelli adiacenti.

- **Informazioni sulla distribuzione delle portate d'aria.**  
Si impostano i valori numerici delle portate di aria ricircolata, il ricambio orario volumetrico totale nella cabina e la capacità filtrante di eventuali filtri “*HEPA*” (*High Efficiency Particulate Air filter*) installati nell'impianto di distribuzione.
  
- **È nota l'origine, la composizione chimica ed alcune informazioni circa la diffusione delle specie chimiche inquinanti.**  
È trascurabile l'origine e la diffusione di alcune specie presenti in misura trascurabile nell'atmosfera; alcuni esempi sono determinati da residui emessi dal decadimento di alcuni materiali da arredamento (tappezzeria, tessuti o pelli sintetiche ricoprenti dei sedili passeggeri e pannelli di plastica quali tavolini, braccioli e pannelli di rivestimento della cabina), vapore acqueo emesso dall'uomo durante la respirazione, ozono atmosferico introdotto in cabina dalle prese d'aria di aspirazione e tramite il sistema di condizionamento, ed eventuali fumi o vapori emessi dalla preparazione di alimenti nella la cucina di bordo o tramite riscaldatori elettrici alimentari. Ulteriori contributi dovuti ad altri elementi, presenti in misura non omogenea e minore all'interno della cabina possono essere trascurati. Questi includono insetticidi, impiegati sia durante le manutenzioni del velivolo che quotidianamente su voli diretti verso località specifiche, ad esempio verso zone tropicali, e agenti utilizzati per la pulizia e, specialmente negli ultimi anni, per la sanificazione delle superfici del velivolo.

## 4.3 Architettura del modello

In questo paragrafo si descrive l'architettura del “modello della qualità dell'aria”, analizzando dapprima ogni singolo coefficiente utilizzato e, successivamente, costruendo le equazioni di modello.

### 4.3.1 Dati di *input* dell'utente

Le prime variabili di *input* che vengono analizzate sono quelle che sceglie l'utente, tramite comando a stringa immesso ad ogni avvio del codice sul *software* di calcolo “MATLAB”, le quali rimangono costanti per ogni iterazione. I parametri sono i seguenti:

- **Condizione dell'aereo:** con questo termine di *input* si richiede all'utente di stabilire se l'aereo è a terra, un termine comprensivo di varie condizioni statiche e tra le quali sono annoverati il rullaggio, il decollo, l'atterraggio o il parcheggio sul *tarmac*, oppure se si trova in quota, il cui valore di *default* verrà impostato in base alle condizioni di crociera del velivolo considerato. Il parametro che sarà soggetto a variazione sensibile conseguente all'impostazione di una condizione rispetto ad un'altra è la concentrazione esterna di anidride carbonica.
- **Occupazione del velivolo (in termini percentuali)** rispetto alla capienza massima riportata nel *database*, con riferimento al numero di poltrone occupate, indicativamente da 50% a 100%: questa variabile consente all'utente di decidere liberamente il tasso di occupazione del velivolo, ovvero il numero di passeggeri sulla capienza totale presenti a bordo. Come per il caso del "modello RC", si ipotizza un tasso di occupazione omogeneo tra tutte le file di poltrone.
- **Il modello di aereo**, scelto dall'elenco: l'utente sarà in grado di scegliere la tipologia, comprendente del modello specifico di aereo, all'interno di un *database* precedentemente compilato. Il *database* copre simbolicamente tutte le varianti di aerei, dal corto al lungo raggio. La fusoliera verrà considerata di sezione circolare, come per il modello RC.

Il passo successivo per il completamento del modello è presentato in seguito. Definite le ipotesi, si procede alla selezione della tipologia di modello matematico. Tutti i modelli che si possono sviluppare a partire da queste premesse devono comunque sottostare ai principi fondamentali fisici ed alle loro conseguenti leggi, tra tutte il bilancio di massa.

Il primo principio da soddisfare è il bilancio di massa che, applicato alla concentrazione di contaminante in ambiente, viene espresso secondo l'Equazione, 4.3, che quantifica la variazione della quantità dello stesso nel tempo. Il termine  $C$  ne sta ad indicare proprio la concentrazione all'istante di tempo considerato.

$$\frac{dC}{dt} = \frac{S_i}{V_i} + \frac{R_i}{V_i} + \frac{f_{i-1}}{V_i} - \frac{1}{V_i}(L_i + f_i + F_i) + K_i \quad (4.3)$$

Vengono definiti i contributi sopra presentati.

***Termini di generazione:***

- $R_i$ : concentrazione di contaminate [ppm] presente nell'aria ricircolata dal sistema di condizionamento.

- $S_i$ : contaminante che viene generato all'interno della cabina da parte dei passeggeri, [kg/s].

***Termini di perdita:***

- $L_i$ : perdita per esfiltrazione dal sistema di condizionamento, il quale non presenta una perfetta tenuta stagna [kg/s].

- $F_i$ : porzione della portata d'aria che viene aspirata e viene fatta ricircolare, dopo essere passata attraverso i filtri [kg/s].

- $K_i$ : perdite generalizzate del primo ordine a causa di deposizione per gravità o altri processi chimico-fisici [kg/s].

***Vengono qui descritti altri contributi all'equazione:***

- $f_i, f_{i-1}$ : portate d'aria tra volumi di controllo adiacente; questi contributi sono considerati nulli nel caso in questione [kg/s].

- $dC/dt$ : variazione temporale della concentrazione di contaminante nel volume di controllo selezionato.

- $V_i$ : volume di controllo [m<sup>3</sup>].

## 4.4 Schema a blocchi

Il sistema descritto in precedenza trova la sua applicazione in un volume di controllo scelto dall'utente; può essere parte del volume della cabina passeggeri, quindi confinante con altri volumi di controllo equivalenti, o la cabina stessa nella sua totalità

[4]. Essi sono quindi racchiusi in un volume di controllo più grande. Su di esso agisce un bilancio di conservazione della massa, per il quale vale l'Equazione 4.4:

$$F + L + E = m + R \quad (4.4)$$

Vengono illustrati i contributi della equazione precedente:

- **F**: questo termine rappresenta la portata d'aria che viene estratta dalla cabina attraverso le bocchette di ripresa ed entra nei condotti del sistema di ventilazione; in parte verrà espulsa, secondo normativa per il 50 %, e la rimanente ricircolata, trattata e riemessa in cabina [kg/s].

- **R**: il termine sta ad indicare la portata d'aria che viene fatta tornare nella cabina tramite un sistema di condotti di ricircolo, non prima di essere stata trattata attraverso scambiatori di calore e filtri opportunamente progettati per intrappolare le particelle di inquinante [kg/s].

- **m**: termine che indica la portata d'aria di rinnovo, ovvero quella che viene presa direttamente dall'esterno del velivolo che, dopo essere stata opportunamente pressurizzata e riscaldata, viene inviata in cabina [kg/s].

- **E**: il termine antecedente indica la portata di fluido che viene espulsa attraverso il sistema stesso, ovvero quella che viene riemessa in atmosfera, e che viene sostituita dalla portata di rinnovo [kg/s].

- **L**: portata di fluido d'aria che viene dispersa durante il funzionamento in crociera del velivolo, dovuta alla tenuta non completamente stagna dei condotti di aerazione, o condotti non sigillati a regola d'arte [kg/s].

## 4.5 Sviluppo matematico del modello

Si riportano le equazioni utili e necessarie allo sviluppo matematico del modello.

### 4.5.1 Parametri costanti nel tempo

Vengono in questa sezione presentati e descritti i parametri che rimangono costanti durante tutta la simulazione. Tra essi vi è la concentrazione esterna dell'anidride carbonica. La letteratura basa le proprie rilevazioni su molti *test* di rilevazione effettuati a quote differenti [47]. In un secondo momento i dati ottenuti vengono interpolati tramite *software* e si ottiene un andamento qualitativo, che è incluso nella Figura 4.4. Ciò che si osserva dai dati ottenuti è che la concentrazione nell'aria di anidride carbonica, espressa in parti per milione [ppm], aumenta in modo lineare fino ai 2000 m di quota, per poi stabilizzarsi a 385 ppm dai 2000 m in su.

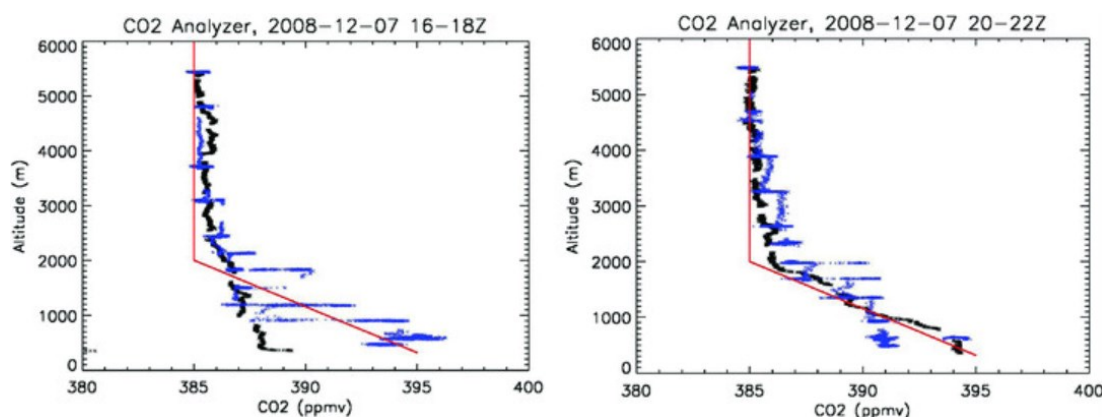


Figura 4.4 Andamento sperimentale della concentrazione di  $CO_2$  (asse delle ascisse) al variare della quota (asse delle ordinate).

Nel “modello della qualità dell'aria”, tutti gli aerei volano a quote ben superiori rispetto a 2000 m in crociera; si può quindi considerare una concentrazione esterna di anidride carbonica di 385 ppm.

Il secondo parametro costante nel tempo è il volume di controllo, che può essere variato dal *database* generale. Il volume di controllo viene poi esplicitamente calcolato servendosi delle equazioni e relazioni geometriche descritte in Appendice.

### 4.5.2 Parametri variabili

Il parametro variabile nel tempo corrisponde alla soluzione dell'equazione, la concentrazione di contaminante ricercata.

### 4.5.3 Parametri da considerare trascurabili

Questi parametri vengono considerati nulli nel modello per descrivere l'Equazione 4.3, in quanto non sono insignificanti dal punto di vista matematico, ma possiedono minor rilevanza sull'equilibrio di concentrazione rispetto agli altri. In genere, infatti, la deposizione e la filtrazione non sono efficaci nel rimuovere una molecola piccola come la CO<sub>2</sub>, non è possibile il decadimento, e le portate interzonali sono trascurate in quanto si assume che ogni fetta abbia mandata e ripresa dell'aria, perciò ciò che entra, esce, e non ci sono interazioni con gli altri volumi.

### 4.5.4 Equazioni

In questa sezione vengono presentate e brevemente descritte le equazioni che caratterizzano l'architettura del "modello per la qualità dell'aria". Le relazioni seguenti si applicano ad ogni *step* per il quale l'utente richiede che l'analisi venga svolta. La variabile incognita è la concentrazione di contaminante al *time step* corrente  $\tau$  nel volume di controllo, che viene indicata con  $C^\tau$ .

L'equazione generale, che risulta dalle semplificazioni precedentemente adottate, è la seguente (Equazione 4.5):

$$V_i \cdot \frac{dC_i}{dt} = S + Q_{supply} \cdot C_{supply} - Q_{out} \cdot C^\tau \quad (4.5)$$

Il termine derivativo è discretizzato rispetto al tempo; in un secondo momento il numeratore ed il denominatore saranno discretizzati secondo tempi finiti scelti dall'utente. La forma discretizzata è riportata nell'Equazione 4.6:

$$V \cdot \frac{C^\tau - C^{\tau-1}}{\Delta\tau} = S + Q_{supply} \cdot C_{supply} - Q_{out} \cdot C^\tau \quad (4.6)$$

Vengono qui elencati i termini compresi nell'equazione del modello sopra descritta.

- Il termine  $V_i$  rappresenta il volume di controllo della fetta *i*-esima [m<sup>3</sup>]. Di *default* si considera il volume appartenente ad una fila, trascurando la stiva.
- $C^\tau$  è la concentrazione di contaminante considerata al *time step* corrente [ppm].
- $C^{\tau-1}$  è la concentrazione di contaminante considerata al *time step* precedente [ppm].
- $\Delta\tau$  rappresenta la lunghezza temporale scelta per il *time step* [s].

- $S$  è il termine di generazione, ovvero il termine che descrive in termini quantitativi l'origine e la produzione del contaminante all'interno della cabina. Dai dati tabulati viene ricavata la generazione di anidride carbonica di un passeggero rappresentativo, moltiplicato per il numero di passeggeri presenti nel volume considerato. L'utente ha la piena libertà di decidere il numero di passeggeri presenti nel volume di controllo, di fatto controllando il tasso di riempimento di un aeromobile [ $\text{m}^3/\text{s}$ ].
- Il termine  $Q_{supply}$  rappresenta la portata d'aria totale che viene immessa nel volume di controllo da parte del sistema di climatizzazione dell'aeromobile. La quantità d'aria secondo normativa è di 9.4 L/s per persona, in cui la metà è composta da aria di rinnovo e l'altra metà da aria di ricircolo [45].
- $C_{supply}$  è la concentrazione di contaminante al *timestep* di analisi corrente che viene immessa dal sistema di ventilazione in cabina passeggeri [ppm]. Il prodotto tra  $C_{supply}$  e la portata di aria iniziale determina la quantità di contaminante immessa in cabina passeggeri con la portata di ventilazione.  $C_{supply}$  è ricavata effettuando una media ponderata sulle portate corrispondenti, tra la concentrazione di contaminante presente nella portata d'aria di ricircolo che viene reimpressa nella cabina, e la portata d'aria di rinnovo che viene direttamente prelevata dall'esterno della cabina stessa. La media ponderata in questo caso è una media aritmetica, in quanto le portate d'aria di rinnovo e di ricircolo sono le stesse.
- $Q_{out}$  è la portata d'aria totale che viene estratta dalla cabina, per essere in parte espulsa o successivamente trattata e riemessa all'interno della cabina passeggeri [ $\text{m}^3/\text{s}$ ].
- $C^r$  è la concentrazione di  $\text{CO}_2$  al *timestep* corrente che, moltiplicata alla portata d'aria in uscita, definisce la quantità di contaminante presente all'uscita dell'aria dalla cabina.

#### 4.5.4.1 La concentrazione nell'aria di mandata di $\text{CO}_2$

Il termine  $C_{supply}$ , che indica la concentrazione di contaminante nell'aria in ingresso nella cabina, dipende del sistema di condizionamento dell'aeromobile, dalla quota del velivolo e dalla zona sorvolata. Al fine di determinare tale parametro, ci si affida alla normativa. Nei moderni sistemi di condizionamento degli aeromobili è previsto che la



portata d'aria in ingresso, destinata alla ventilazione della cabina passeggeri, sia composta per metà da aria proveniente dall'esterno, anche chiamata di rinnovo, scevra da contaminanti presenti precedentemente in cabina ma comunque filtrata per evitare l'accumulo in cabina di contaminanti esterni od ozono, siano essi facenti parte dell'atmosfera o provenienti dal velivolo stesso. [5] L'altra metà della portata d'aria in ingresso viene fornita ricircolando il flusso prelevato in uscita dalla cabina stessa, non prima di aver sottoposto questa portata ad efficienti metodi di filtraggio. Questa strategia permette allo stesso tempo di fornire un adeguato ricambio d'aria ai passeggeri e di evitare di prelevare troppa aria di rinnovo dall'esterno, comportando un eccessivo consumo di energia da parte del sistema di condizionamento per il trattamento della stessa. Questo compromesso offre buoni risparmi in termini energetici. La concentrazione della CO<sub>2</sub> nell'aria in ingresso sarà quindi data dalla media ponderata, (in questo caso media aritmetica essendo le portate di rinnovo e di ricircolo in ingresso uguali) delle concentrazioni nell'aria ricircolata e nell'aria esterna. La concentrazione di anidride carbonica nell'aria ricircolata è la concentrazione dell'aria presente in cabina, mentre quella dell'aria esterna dipende dalla composizione della atmosfera circostante e assume un valore costante. L'equazione per il calcolo della concentrazione è la seguente, l'Equazione 4.7:

$$C_{supply} = (C_{ext} + C_{out})/2 \quad (4.7)$$

Nella Figura 4.5 è presente una schematizzazione dei canali di rinnovo, espulsione, mandata, estrazione e ricircolo

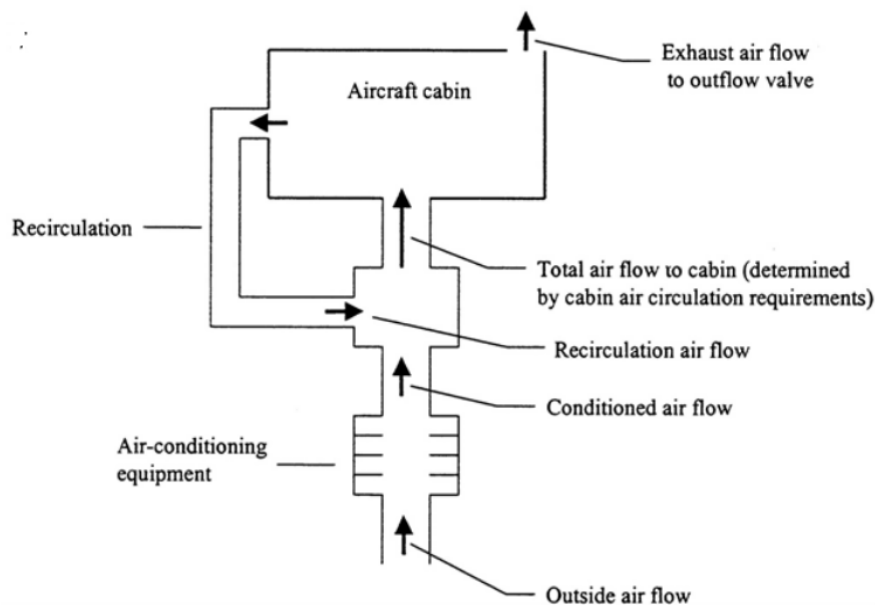


Figura 4.5 Schematizzazione del percorso che la portata d'aria destinata al condizionamento di una cabina aeronautica compie all'interno dell'impianto.

#### 4.5.4.2 Calcolo del termine $S$

Il termine  $S$  è il dato caratterizzante dell'intero "modello per la qualità dell'aria" [48]; una sua minima variazione può contribuire ad una variazione significativa del risultato. La generazione di anidride carbonica deriva in particolar modo da considerazioni relative al metabolismo umano, che è strettamente correlato alla dieta di un individuo, alla dimensione e composizione del corpo umano ed alla attività che il soggetto sta eseguendo. Ulteriori distinzioni riguardano il sesso e l'età. Vengono presi in considerazione tutti questi elementi, che possano garantire la massima aderenza alla realtà. Con l'aiuto della letteratura di settore si è in grado di semplificare la ricerca di complicate relazioni che possano mettere in collegamento teorico le variabili precedentemente indicate. La generazione di anidride carbonica dipende dai seguenti fattori:

- Sesso:

Questo parametro è ricavabile dalle statistiche della IATA (*International Air Transport Association*). È stato preso in considerazione l'anno 2020, in cui globalmente hanno viaggiato un numero di passeggeri composto in modo quasi esclusivamente equilibrato, comprendente del 51 % di uomini ed il 49 % di donne [49].

- Et :
 

Vengono forniti i dati relativi alla produzione di anidride carbonica suddivisi per fasce d'et , ciascuna corrispondente a dieci anni. Sono stati utilizzati i dati forniti dagli organismi di controllo ed   stata effettuata una media ponderata [49].
- Livello di attivit  fisica [48]:
 

Il livello di attivit  fisica   misurato in met (*Metabolic Equivalent Task*), il cui valore   fornito dai dati disponibili in letteratura; vengono riassunti nella Figura 4.6 i valori dei tassi metabolici relativi ad alcune attivit  tipiche:

Activity	M (met)	Range
Calisthenics—light effort	2.8	
Calisthenics—moderate effort	3.8	
Calisthenics—vigorous effort	8.0	
Child care		2.0 to 3.0
Cleaning, sweeping—moderate effort	3.8	
Custodial work—light	2.3	
Dancing—aerobic, general	7.3	
Dancing—general	7.8	
Health club exercise classes—general	5.0	
Kitchen activity—moderate effort	3.3	
Lying or sitting quietly		1.0 to 1.3
Sitting reading, writing, typing	1.3	
Sitting at sporting event as spectator	1.5	
Sitting tasks, light effort (e.g., office work)	1.5	
Sitting quietly in religious service	1.3	
Sleeping	0.95	
Standing quietly	1.3	
Standing tasks, light effort (e.g., store clerk, filing)	3.0	
Walking, less than 2 mph, level surface, very slow	2.0	
Walking, 2.8 mph to 3.2 mph, level surface, moderate pace	3.5	

**Figura 4.6** Valori dei tassi metabolici relativi ad alcune attività tipiche.

Viene quindi considerato un valore di M pari ad 1.3 met, ovvero quello relativo ad un livello di attivit  in cui l'individuo   seduto in condizioni di riposo. Vengono inoltre riportati in Figura 4.7 i valori con i quali sono stati effettuati i calcoli per la determinazione del termine di generazione di anidride carbonica

media in un velivolo, considerando una media di tipo ponderato su tutti i contributi indicati.

Age (y)	Mean body mass (kg)	BMR (MJ/day)	CO <sub>2</sub> generation rate (L/s)						
			Level of physical activity (met)						
			1.0	1.2	1.4	1.6	2.0	3.0	4.0
<b>Males</b>									
<1	8.0	1.86	0.0009	0.0011	0.0013	0.0014	0.0018	0.0027	0.0036
1 to <3	12.8	3.05	0.0015	0.0018	0.0021	0.0024	0.0030	0.0044	0.0059
3 to <6	18.8	3.90	0.0019	0.0023	0.0026	0.0030	0.0038	0.0057	0.0075
6 to <11	31.9	5.14	0.0025	0.0030	0.0035	0.0040	0.0050	0.0075	0.0100
11 to <16	57.6	7.02	0.0034	0.0041	0.0048	0.0054	0.0068	0.0102	0.0136
16 to <21	77.3	7.77	0.0037	0.0045	0.0053	0.0060	0.0075	0.0113	0.0150
21 to <30	84.9	8.24	0.0039	0.0048	0.0056	0.0064	0.0080	0.0120	0.0160
30 to <40	87.0	7.83	0.0037	0.0046	0.0053	0.0061	0.0076	0.0114	0.0152
40 to <50	90.5	8.00	0.0038	0.0046	0.0054	0.0062	0.0077	0.0116	0.0155
50 to <60	89.5	7.95	0.0038	0.0046	0.0054	0.0062	0.0077	0.0116	0.0154
60 to <70	89.5	6.84	0.0033	0.0040	0.0046	0.0053	0.0066	0.0099	0.0133
70 to <80	83.9	6.57	0.0031	0.0038	0.0045	0.0051	0.0064	0.0095	0.0127
≥80	76.1	6.19	0.0030	0.0036	0.0042	0.0048	0.0060	0.0090	0.0120
<b>Females</b>									
<1	7.7	1.75	0.0008	0.0010	0.0012	0.0014	0.0017	0.0025	0.0034
1 to <3	12.3	2.88	0.0014	0.0017	0.0020	0.0022	0.0028	0.0042	0.0056
3 to <6	18.3	3.59	0.0017	0.0021	0.0024	0.0028	0.0035	0.0052	0.0070
6 to <11	31.7	4.73	0.0023	0.0027	0.0032	0.0037	0.0046	0.0069	0.0092
11 to <16	55.9	6.03	0.0029	0.0035	0.0041	0.0047	0.0058	0.0088	0.0117
16 to <21	65.9	6.12	0.0029	0.0036	0.0042	0.0047	0.0059	0.0089	0.0119
21 to <30	71.9	6.49	0.0031	0.0038	0.0044	0.0050	0.0063	0.0094	0.0126
30 to <40	74.8	6.08	0.0029	0.0035	0.0041	0.0047	0.0059	0.0088	0.0118
40 to <50	77.1	6.16	0.0029	0.0036	0.0042	0.0048	0.0060	0.0090	0.0119
50 to <60	77.5	6.17	0.0030	0.0036	0.0042	0.0048	0.0060	0.0090	0.0120
60 to <70	76.8	5.67	0.0027	0.0033	0.0038	0.0044	0.0055	0.0082	0.0110
70 to <80	70.8	5.45	0.0026	0.0032	0.0037	0.0042	0.0053	0.0079	0.0106
≥80	64.1	5.19	0.0025	0.0030	0.0035	0.0040	0.0050	0.0075	0.0101

Figura 4.7 Generazione di anidride carbonica in relazione al sesso ed età degli individui.

Un ultimo parametro la cui determinazione è fondamentale nella costruzione del “modello per la qualità dell’aria”: il valore di concentrazione relativo alla prima iterazione [46]; si decide di porre come valore di riferimento un numero pari a 400 ppm, che, in accordo con ASHRAE, si avvicina al valore tipico di concentrazione all’esterno degli edifici sul livello del mare.

# Capitolo 5

## Applicazioni e risultati

In questo capitolo vengono illustrati e qualitativamente descritti alcuni risultati di interesse, nei quali dapprima vengono presentati i risultati relativi ad alcuni casi di riferimento presi da studi di letteratura, per verificare i modelli, e, successivamente, vengono presentati i risultati di analisi di sensitività per valutare l'effetto di determinati parametri sull'ambiente termico e sulla qualità dell'aria in cabina. I *software* utilizzati per elaborare i risultati in forma grafica sono “MATLAB” e “Microsoft Excel”.

### 5.1 Confronto con dati di letteratura per la validazione dei modelli

La prima serie di analisi portate a termine servendosi del “modello RC” è effettuata confrontando i risultati ottenuti in *output* dal modello sviluppato con dati presenti in letteratura. I dati ricavati dai documenti presenti in letteratura sono stati presi dati di letteratura sia sperimentali che da simulazioni dettagliate (CFD), prelevati da un documento scientifico relativo ad analisi e misurazioni sperimentali [50], [51].

#### 5.1.1 Confronto tra simulazioni e dati sperimentali

Il primo di questi [51] comprende una serie di valutazioni della temperatura in vari punti della cabina di un aereo; le temperature sono misurate in punti geometrici di una cabina aeronautica, nella quale gli strumenti di misura sono disposti su tutta la lunghezza dell'aereo. In quest'analisi la cabina viene idealmente divisa longitudinalmente in tre parti: la parte anteriore, quella centrale e quella posteriore; allo stesso tempo, Su una determinata sezione di taglio vengono misurate le temperature superficiali in corrispondenza di pavimento, sommità della cabina e parete tra i finestrini, e la temperatura dell'aria nel punto centrale della sezione stessa rispetto alla sezione di taglio, i punti in cui vengono prelevati i dati misurati sono: il pavimento dell'aereo, il soffitto e la parete laterale, ed il punto centrale della sezione. Le misurazioni sono state effettuate servendosi di una termocoppia. Le rilevazioni sono state registrate durante dieci voli a medio raggio in condizioni di riempimento variabili

della cabina, in altrettanti voli nel territorio cinese. L'aereo che effettua i voli è della stessa tipologia e modello per ogni sessione di analisi, un Boeing 737-800 della compagnia aerea *Shandong Airlines*; per questo motivo viene considerata una quota di crociera costante ed una variazione delle condizioni esterne climatiche nulla. Nel “modello RC” il giorno considerato è un giorno *standard*, la quota di crociera è quella tipica del velivolo e la temperatura di *input* della portata d'aria erogata dal sistema di condizionamento dell'aeromobile è costante, ovvero pari a 9.4 l/s per persona. In Tabella 5. sono elencati i dieci voli sui quali sono state effettuate le misurazioni sperimentali e per i quali sono state lanciate le simulazioni con il “modello RC”. Ogni caso è particolare e non sovrapponibile ad un altro; le condizioni a bordo variano e l'indice a maggior variazione è il numero di passeggeri a bordo, quindi l'entità dei carichi termici a bordo, che agiscono come sorgente di calore. Il numero dei passeggeri è rapportato alla capienza massima del velivolo.

Tabella 5.1 Elenco dei voli analizzati dal documento [51] e dal “modello RC”.

Caso	Numero volo	Rotta	Passeggeri a bordo
1	SC4631	Qingdao (QD) to Harbin (HA)	120/168
2	SC4632	Harbin (HA) to Qingdao (QD)	140/168
3	SC4611	Qingdao (QD) to Urumqi (UR)	131/168
4	SC4612	Urumqi (UR) to Qingdao (QD)	123/168
5	SC4713	Qingdao (QD) to Chengdu (CD)	171/180
6	SC4714	Chengdu (CD) to Qingdao (QD)	180/180
7	SC4681	Qingdao (QD) to Shenzhen (SZ)	142/168
8	SC4682	Shenzhen (SZ) to Qingdao (QD)	144/180
9	SC4675	Qingdao (QD) to Guangzhou (GZ)	147/168
10	SC4676	Guangzhou (GZ) to Qingdao (QD)	136/168

Vengono riportate due serie di risultati sperimentali: nella Tabella 5.2 sono riportati i dati misurati relativi alla temperatura dell'aria nelle tre parti del velivolo, mentre nella Tabella 5.3 sono riportati i valori delle temperature superficiali rilevate nei tre punti sopraccitati nelle tre parti del velivolo.

I dati sotto descritti sono stati ricavati dal documento [51].

**Tabella 5.2 Rilevazioni sperimentali della temperatura dell'aria sui dieci voli per la zona anteriore, quella mediana ed il retro della cabina.**

Airline	Air temperature/°C			
	Front	Middle	Back	Max Δ
QD-SZ	24.3	26.1	25.5	1.8
SZ-QD	23.2	25.7	24.9	2.5
QD-GZ	24.7	26.5	27.3	2.6
GZ-QD	25.2	27.3	26.0	2.1
QD-CD	25.3	26.4	25.4	1.1
CD-QD	25.3	26.6	25.5	1.3
QD-UR	25.9	27.6	26.3	1.7
UR-QD	25.2	26.7	26.7	1.5
QD-HA	22.1	23.4	23.6	1.5
HA-QD	24.2	25.4	24.4	1.2
Average	24.6	26.2	25.6	1.7

**Tabella 5.3 Rilevazioni sperimentali sui dieci voli delle temperature superficiali del soffitto, della parte laterale e del pavimento, per la zona anteriore, quella mediana ed il retro della cabina.**

Airline	Front				Middle				Back			
	Ceiling	Side	Floor	Max Δ	Ceiling	Side	Floor	Max Δ	Ceiling	Side	Floor	Max Δ
QD-SZ	19.2	19.3	18.7	0.6	18.5	19.2	19.3	0.8	18.0	19.1	14.9	4.2
SZ-QD	21.4	20.3	19.3	2.1	21.5	20.9	21.5	0.6	21.1	22.5	21.5	1.4
QD-GZ	23.9	24.2	20.9	3.3	22.8	23.3	21.0	2.3	21.5	21.8	17.0	4.8
GZ-QD	23.4	23.9	23.5	0.5	24.3	23.5	23.6	0.8	22.9	22.0	18.5	4.4
QD-CD	21.1	22.7	21.3	1.6	21.5	22.1	21.3	0.8	20.2	21.1	14.0	7.1
CD-QD	22.0	22.8	22.0	0.8	23.1	22.7	21.8	1.3	22.1	23.3	18.5	4.8
QD-UR	25.2	23.9	21.4	3.8	22.5	21.7	19.1	3.4	21.9	21.4	17.5	4.4
UR-QD	26.3	24.7	21.6	4.7	24.6	20.7	19.1	5.5	23.0	22.3	16.1	6.9
QD-HA	22.8	21.5	17.5	5.3	19.8	18.2	15.3	4.5	20.5	20.5	17.9	2.6
HA-QD	25.3	24.9	20.5	4.8	22.5	21.3	18.4	4.1	20.7	20.0	16.0	4.7
Average	23.1	22.8	20.7	2.8	22.1	21.4	20.0	2.4	21.2	21.4	17.2	4.5

Al fine di confrontare le simulazioni del “modello RC” ed i dati sperimentali presi dalla letteratura; le temperature simulate ai nodi superficiali interni e al nodo aria della cabina col modello RC, vengono confrontati con i valori delle temperature misurate ai punti corrispondenti, considerando i valori medi sulle tre parti del velivolo.

#### 5.1.1.1 Temperatura al “nodo aria”

In questo paragrafo vengono confrontati i valori relativi alla temperatura del nodo dell'aria misurati, contenuti nel documento [51], con quelle relative agli stessi casi simulati con il “modello RC”. I valori di riferimento vengono estrapolati dalla Tabella 5.1, eseguendo una media matematica tra i tre valori disponibili in differenti zone dell'aereo a livello longitudinale. Al fine di verificare l'attendibilità del modello vengono illustrate due figure: la Figura 5.2, nella quale sono presentati gli errori assoluti nella misurazione della temperatura, e la Figura 5.1, nella quale è presente un confronto numerico tra i risultati ottenuti dalla simulazione con il “modello RC” ed i dati disponibili in letteratura.

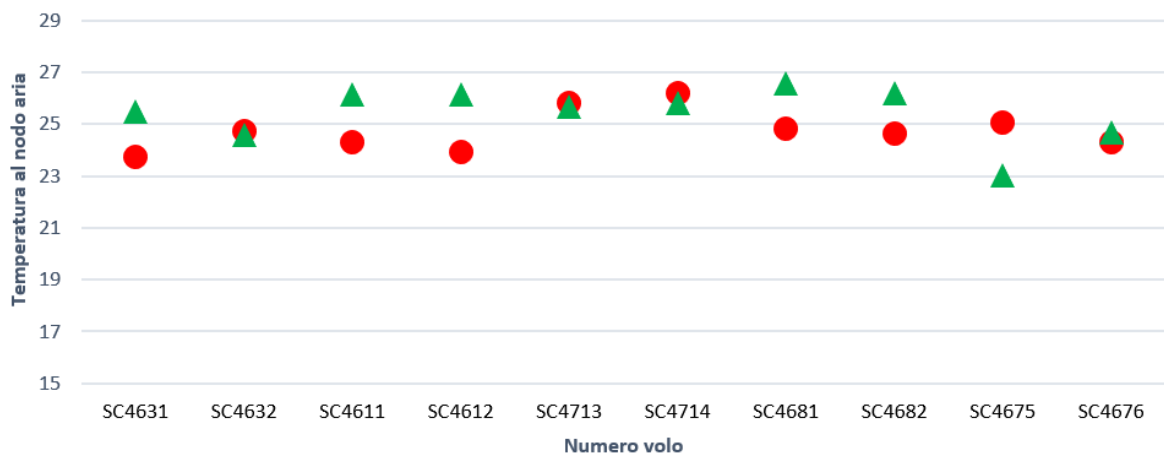


Figura 5.1 Confronto tra temperature al nodo aria simulate e misurate [51].

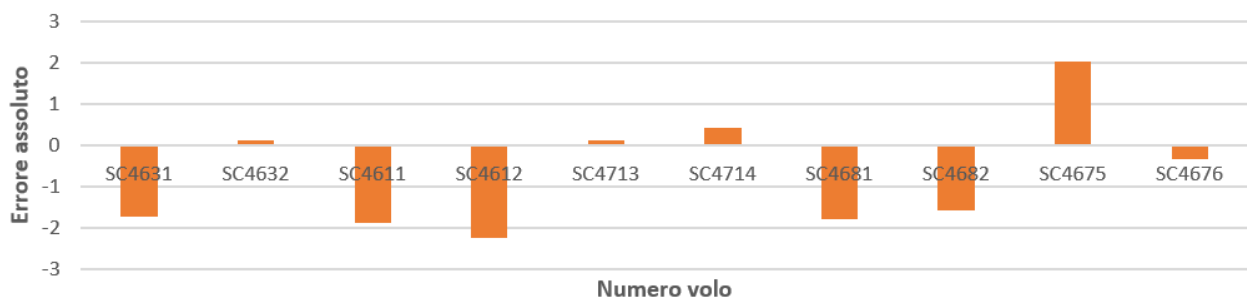


Figura 5.2 Confronto tra errori percentuali relativi ai dieci casi, identificati dal proprio numero di volo.

Dai grafici sopra illustrati si nota come i risultati del “modello RC” siano in buon accordo con i dati misurati. Gli errori assoluti possono essere frutto di alcune approssimazioni relative alle ipotesi semplificative del modello. Infatti, i valori dei dati misurati impiegati per il confronto sono ottenuti come media un certo numero di misure sulla lunghezza intera del velivolo; inoltre, quest’ultimo, non raggiungendo la massima capienza nei vari casi, può presentare zone più densamente occupate di altre, a differenza di quanto assunto nel modello RC. L’RMSE corrispondente è pari a 1,476 °C.

### 5.1.1.2 Temperatura al “nodo soffitto”

In questo paragrafo vengono confrontati, per tutti i dieci casi, i valori misurati relativi al nodo soffitto e parete laterale, riportati nel documento [1] e dei quali viene fatta una



media matematica, con i valori di temperatura del nodo “soffitto interno” simulati dal “modello RC”. I valori di riferimento vengono estrapolati dalla Tabella 5.2, facendo una media aritmetica tra i tre valori differenti ottenuti, in diverse zone dell’aereo a livello longitudinale. Al fine di verificare l’attendibilità dei dati in *output* forniti dal modello vengono illustrate due figure: la Figura 5.4, nella quale sono presentati gli errori assoluti nella misurazione della temperatura, e la Figura 5.3, nella quale si fa un confronto numerico sull’eventuale differenza tra risultati ottenuti dalla simulazione con il “modello RC” e le misure da letteratura.

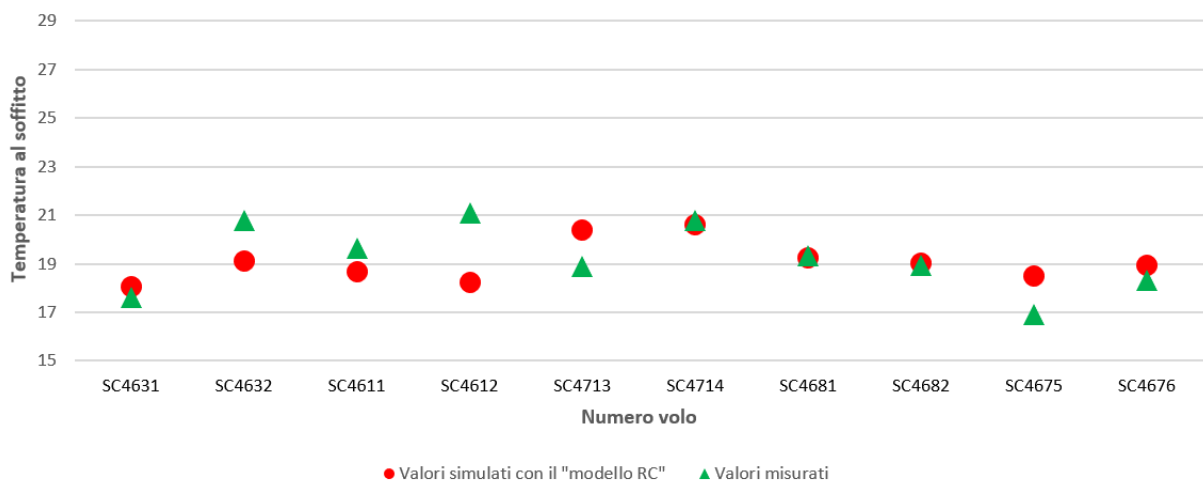


Figura 5.3 Confronto tra temperature al nodo aria simulate e misurate [51].



Figura 5.4 Confronto tra errori percentuali relativi ai dieci casi, identificati dal proprio numero di volo.

Dai grafici sopra illustrati si nota come i risultati del “modello RC”, anche in questo caso, siano in buon accordo con i dati misurati; gli errori assoluti possono essere frutto di alcune approssimazioni relative alle ipotesi semplificative del modello, soprattutto nei casi in cui l’errore percentuale è maggiore. L’RMSE corrispondente è di 1,31 °C.

### 5.1.1.3 Temperatura al "nodo pavimento"

In questo paragrafo vengono posti a confronto, sempre per tutti i dieci casi, i valori misurati relativi al nodo pavimento, riassunti nel documento [1] e dei quali viene fatta una media aritmetica, con i valori di temperatura del nodo pavimento simulati dal "modello RC". I valori di riferimento vengono presi dalla Tabella 5.2, facendo una media aritmetica tra i tre valori indicati, in differenti zone dell'aereo a livello longitudinale. Al fine di verificare l'attendibilità del modello vengono illustrate due figure: la Figura 5.6, nella quale sono presentati gli errori assoluti nella misurazione della temperatura, e la Figura 5.5, nella quale si fa un confronto numerico sull'eventuale discrepanza tra risultati ottenuti dalla simulazione con il "modello RC" e le misure da letteratura.

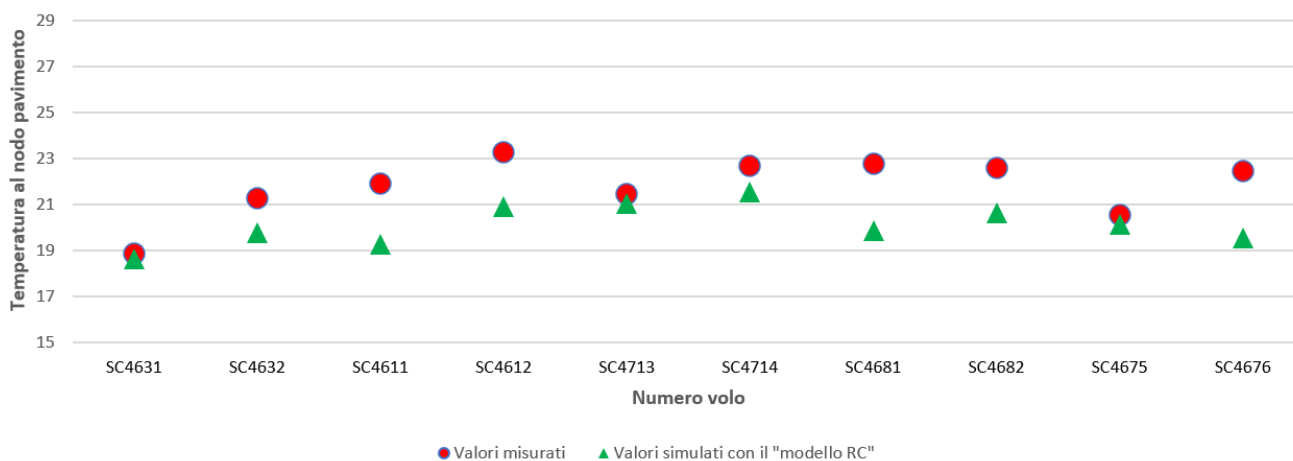


Figura 5.5 Confronto tra temperature al nodo aria simulate e misurate [51].

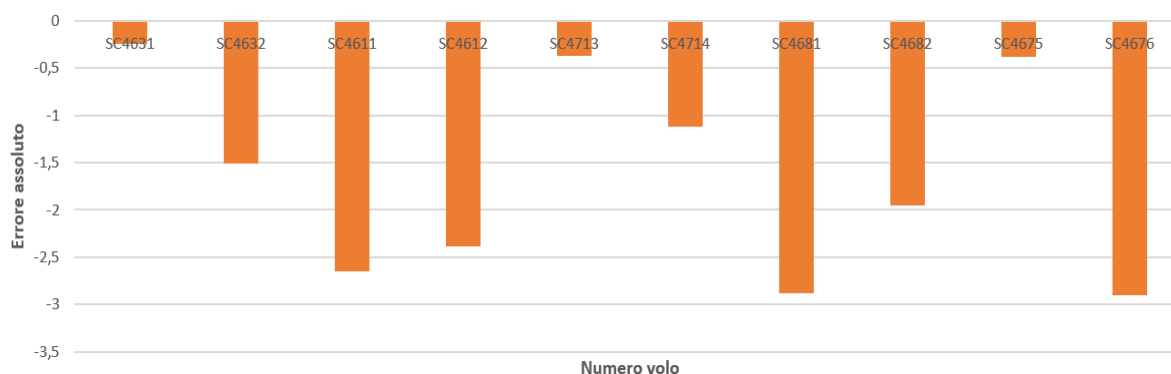


Figura 5.6 Confronto tra errori assoluti relativi ai dieci casi, identificati dal proprio numero di volo

Dai grafici sopra illustrati si nota come i risultati del “modello RC” anche in questo caso siano in buon accordo con i dati reali. Gli errori assoluti possono essere frutto di alcune approssimazioni relative alle ipotesi semplificative del modello, soprattutto nei casi in cui l’errore percentuale è maggiore. L’RMSE corrispondente è di 1,93 °C.

## 5.1.2 Confronto con un modello CFD

In questo paragrafo si analizza l’aderenza del “modello RC” rispetto ad un altro caso presente in letteratura [50], nel quale si analizza tramite simulazioni CFD la distribuzione di temperatura all’interno della cabina, a bordo di un Boeing 767-300, un aereo definito come un *widebody*, a doppio corridoio, adatto alle rotte di lungo raggio.

### 5.1.2.1 Dati iniziali delle temperature e resa grafica con modello CFD

Vengono riportati nella Utilizzando il “modello RC” sviluppato, si eseguono alcune analisi atte a comprendere l’influenza della variazione di alcuni parametri sull’andamento delle temperature a bordo, in particolare con riferimento alla temperatura del nodo aria. i valori di temperatura registrati nel Boeing 767, relativi a vari punti della cabina: il pavimento, nella zona dei passeggeri, in corrispondenza della parete laterale e dei finestrini. Successivamente, nella Figura 5.7, sono riportati i risultati della simulazione CFD con vista laterale rispetto alla cabina passeggeri, avente come dati di *input* iniziali le temperature riassunte in Figura 5.8. In questo caso sono effettuate due simulazioni relative a due modalità di ventilazione, con alto e basso ricircolo; tuttavia, si nota che le temperature ai nodi di interesse (nodo aria, nodo pavimento, nodo finestrino e nodo soffitto) non variano.

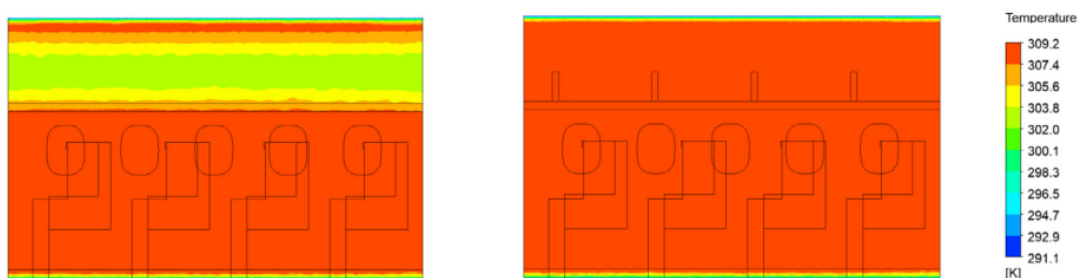


Figura 5.7 Simulazione CFD con alto ricircolo d’aria (a sinistra) e con basso ricircolo d’aria (a destra).

### 5.1.2.2 Confronto tra dati e valori simulati con modello RC

Vengono confrontati i valori di temperatura ai nodi simulati con il “modello RC” con i risultati dell’analisi CFD di letteratura, ed il relativo errore percentuale, graficato nella Figura 5.9. L’errore assoluto e percentuale è abbastanza contenuto, solo in un caso superiore al 10%; questa discrepanza è dovuta in parte alle approssimazioni dei due modelli ma anche dal fatto che il “nodo aria” del “modello RC” comprende parte del nodo aria dell’analisi CFD e parte del carico termico a bordo.

Tabella 5.4 Valori di temperatura simulati ai vari nodi interni dal “modello RC” e ottenuti da analisi CFD [50].

Nodo	T “da letteratura” [°C]	T “modello RC” [°C]
Nodo aria	32	34.04
Nodo pavimento	25.1	27.66
Nodo finestrino	15	17.02
Nodo soffitto	19	17.82

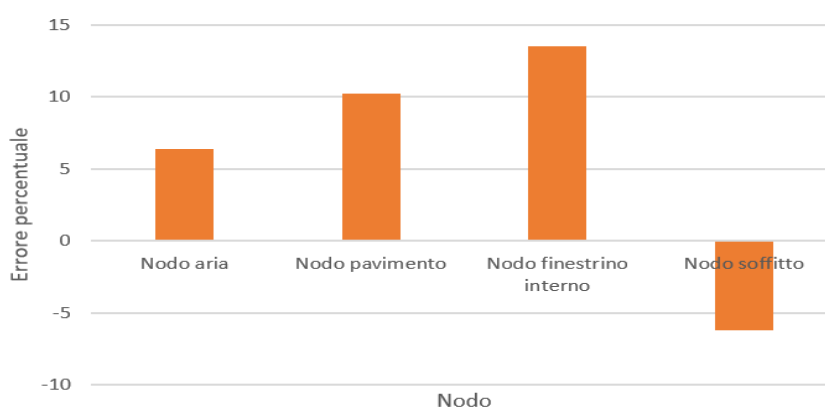


Figura 5.8 Confronto tra errori percentuali relativi ai casi identificati dai nodi.

## 5.2 Analisi di sensitività

Utilizzando il “modello RC” sviluppato, si eseguono alcune analisi atte a comprendere l’influenza della variazione di alcuni parametri sull’andamento delle temperature a bordo, in particolare con riferimento alla temperatura del nodo aria.

## 5.2.1 Valutazione della temperatura interna

Nei seguenti paragrafi vengono effettuate alcune simulazioni con il “modello RC”, valutando le variazioni della temperatura del “nodo aria” in relazione alla variazione di condizioni al contorno specifiche.

### *5.2.1.1 Influenza del tasso di occupazione sull'ambiente termico del velivolo*

Queste simulazioni hanno l'obiettivo di valutare l'andamento ed il valore della temperatura corrispondente al nodo aria all'interno della cabina, al variare dell'occupazione a bordo del velivolo, in termini di percentuale di posti occupati. Questa variazione comporta un aumento o una diminuzione del corrispondente valore del contributo termico dei carichi interni presenti in cabina passeggeri. In questa analisi si studiano i valori e l'andamento della temperatura per tre tipologie di aerei: un aereo a corto raggio (*Mitsubishi CRJ-1000*), un aereo a medio raggio (*Boeing 737-800*) ed un aereo a lungo raggio (*Airbus A350-1000*). Per ciascuno di questi aerei è stata effettuata una simulazione valutando la temperatura al nodo per una capienza al 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%. Tutti gli aeromobili sono in condizione di volo in crociera, alla loro quota tipica. I risultati sono riassunti nella Figura 5.9, dalla quale si nota come, all'aumentare del numero di passeggeri a bordo, l'aumento della temperatura del “nodo aria” abbia un andamento pressoché lineare per tutti e tre i casi. L'aereo a lungo raggio, durante la sua crociera, sembra avere una temperatura interna più elevata rispetto ad aerei più piccoli; questo fenomeno può essere dovuto alla maggiore densità di passeggeri per unità di volume. Si noti come, per l'aereo a lungo raggio, la variazione relativa di temperatura con l'occupazione è maggiore che negli altri due casi.

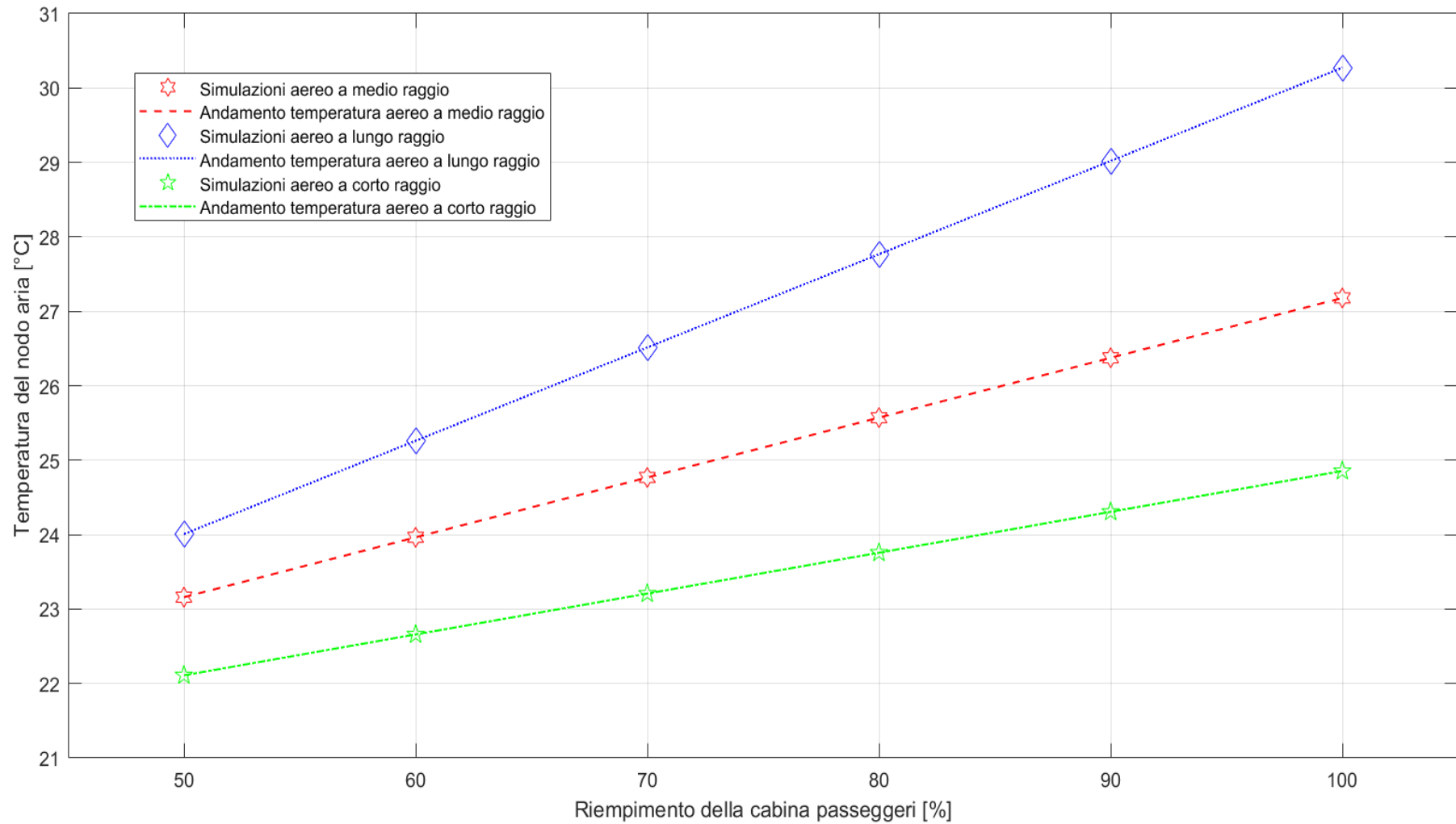


Figura 5.9 Confronto tra le l'andamento qualitativo delle temperature interne simulate, in corrispondenza del nodo aria, al variare del numero di passeggeri a bordo per un aereo a corto raggio (Mitsubishi CRJ-1000), uno a medio raggio (Boeing 737-800) ed uno a lungo raggio (Airbus A350-1000).

Dalla precedente figura si nota per il singolo velivolo che, a parità di condizioni esterne, se il tasso di riempimento relativo aumenta, aumenta di conseguenza anche la temperatura interna relativa al “nodo aria”. Si nota l’andamento lineare relativo all’aumento della temperatura in relazione al riempimento progressivo dell’aereo.

### 5.2.1.2 Variazione della quota

In queste simulazioni si analizza l’influenza della quota di crociera sulla temperatura del nodo aria interno alla fusoliera. Viene preso in considerazione il velivolo Boeing 737-800, e vengono scelte tre quote di crociera di 7497 m, 9497 m e 12497 m, considerando il range di volo caratteristico per questa tipologia di velivolo. Si considera l’aereo sempre a capienza massima e con temperatura di immissione dell’aria di rinnovo e di ricircolo costante. La variazione di quota si traduce in una variazione delle condizioni esterne: minore è la quota di crociera, maggiore sarà la temperatura esterna. In Figura 5.10 si riporta l’andamento della temperatura dell’aria interna al variare della quota di crociera. Si nota quindi un conseguente aumento di temperatura interna al diminuire della quota, a parità di tutte le altre condizioni. Diversamente dall’analisi precedentemente svolta al variare dell’occupazione, l’andamento qualitativo della temperatura non è lineare con la quota.

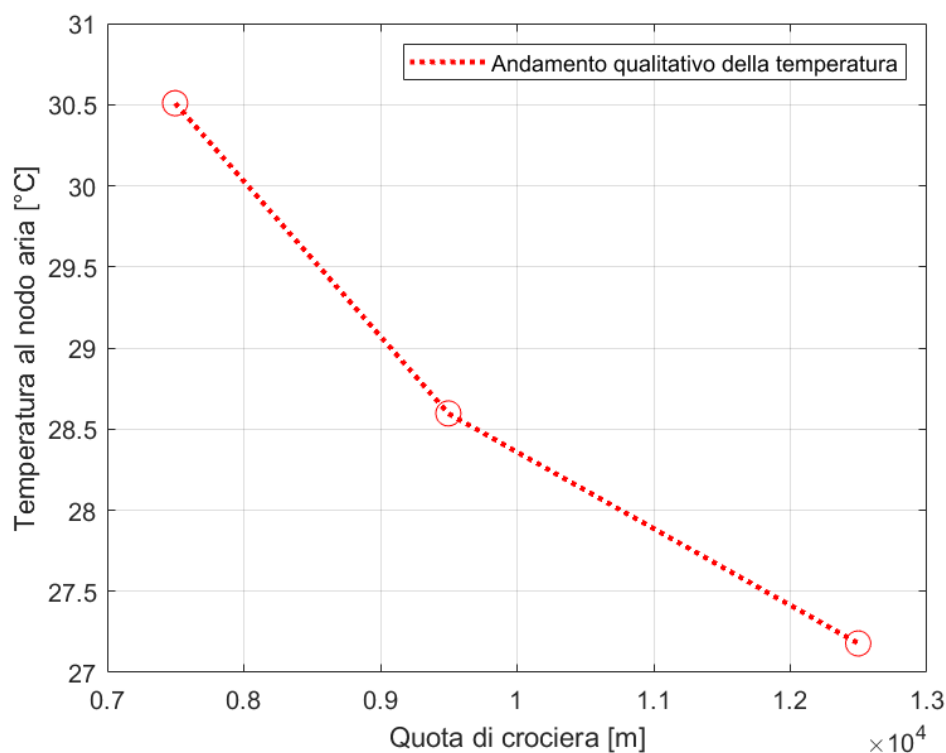


Figura 5.10 *Variazione della temperatura del “nodo aria,” al variare della quota di crociera e suo andamento qualitativo.*

### 5.2.1.3 Variazione della tipologia di giorno in quota

In queste simulazioni si studia il valore di temperatura del nodo aria conseguentemente alla variazione di una condizione esterna: la tipologia di giornata di volo. Questo parametro simula la variazione di temperatura esterna dipendente da eventuali condizioni al contorno, come le condizioni atmosferiche. Si parla, quindi, di giorno freddo, giorno *standard* e giorno caldo. La variabilità di queste condizioni comporta una variazione relativa alla temperatura dell'aria indisturbata. Il grafico relativo alle simulazioni ed all'andamento qualitativo della curva è riassunto nella Figura 5.11. I

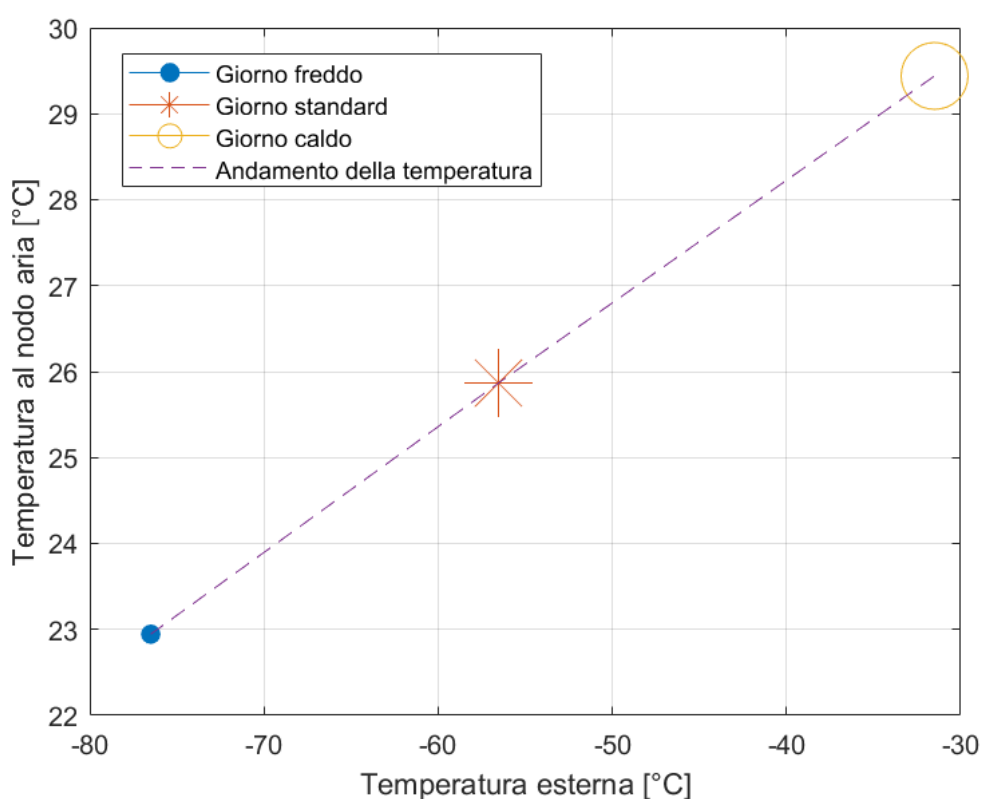


Figura 5.11 Variazione della temperatura al nodo aria di una cabina aeronautica, al variare delle condizioni esterne legate alla giornata di volo (giorno freddo, standard e caldo).

Si osserva, in accordo con la teoria che, a parità di velivolo, in questo caso un Boeing 737-800 a massima capienza ed alla sua quota di crociera, all'aumentare della temperatura esterna aumenti in modo analogo anche quella interna della cabina. Al fine di mitigare gli effetti di queste variazioni, per mantenere inalterato il *comfort* termico all'interno nella cabina, è necessario agire sulla temperatura di immissione della portata d'aria del sistema di condizionamento dell'aeromobile. L'andamento in Figura 5.11 è pressoché lineare, diversamente che con la quota. Questo può essere



dovuto al fatto che con la quota variano tutti gli elementi che variano non linearmente, ad esempio la densità.

#### 5.2.1.4 Variazione del tipo di giorno a terra

In questo sottoparagrafo si analizza la variazione delle temperature in corrispondenza di alcuni nodi, nella Tabella 5.4, a bordo di un velivolo che si trovi a terra; verrà inoltre graficato l'andamento qualitativo e quantitativo della temperatura del nodo aria. Quando è parcheggiato a terra, il velivolo è soggetto a condizioni esterne estremamente differenti da quelle in quota e dipendenti dal luogo considerato (dove si trova l'aeroporto). Le condizioni climatiche a terra sono descritte dal *file* climatico relativo a Venezia, con valori orari per le diverse grandezze, che variano nel tempo. Per questa ragione verranno si considera che il velivolo rimanga a terra per un arco temporale di tre ore in due periodi di tempo differenti, rispettivamente rappresentanti della stagione invernale, durante il mese di gennaio, e quella estiva, durante il mese di giugno. Viene previsto nelle analisi uno stato di parcheggio al massimo di tre ore, a capienza massima e con sistema di condizionamento dell'aeromobile in funzione, un caso limite già molto inusuale nella realtà. Come per le simulazioni precedenti, l'aereo di riferimento sarà il Boeing 737-800 e la capienza sarà posta al 100%. L'andamento temporale della temperatura al nodo aria viene descritta, per il caso estivo, dalla Figura 5.12 e, per il caso invernale, dalla Figura 5.13.

Tabella 5.5 Temperature simulate dal "modello RC" in alcuni nodi. Nella prima riga relative ad una condizione esterna estiva, nella seconda relativa ad un periodo invernale.

Data	T <sub>aria</sub>	T <sub>sup</sub>	T <sub>f</sub>	T <sub>ext</sub>
2/6 12:00	295.96 K	297.68 K	297.37 K	302.65 K
2/1 12:00	296.47 K	297.31 K	296.67 K	265,85 K

Tabella 5.6 Temperature simulate dal "modello RC" in alcuni nodi. Nella prima riga relative ad una condizione esterna estiva, nella seconda relativa ad un periodo invernale.

Data	T <sub>aria</sub>	T <sub>sup</sub>	T <sub>f</sub>	T <sub>ext</sub>
2/6 13:00	296.54 K	298.78 K	297.56 K	302.65 K
2/1 13:00	296.27 K	297.25 K	296.24 K	265.85 K

Tabella 5.7 Temperature simulate dal “modello RC” in alcuni nodi. Nella prima riga relative ad una condizione esterna estiva, nella seconda relativa ad un periodo invernale.

Data	T <sub>aria</sub>	T <sub>sup</sub>	T <sub>f</sub>	T <sub>ext</sub>
2/6 14:00	296.64 K	299.07 K	297.93 K	302.65 K
2/1 14:00	296.07 K	296.86 K	295.65 K	265.85 K

Tabella 5.8 Temperature simulate dal “modello RC” in alcuni nodi. Nella prima riga relative ad una condizione esterna estiva, nella seconda relativa ad un periodo invernale.

Data	T <sub>aria</sub>	T <sub>sup</sub>	T <sub>f</sub>	T <sub>ext</sub>
2/6 15:00	297.14 K	299.57 K	298.27 K	302.65 K
2/1 15:00	295.87 K	296.21 K	294.65 K	264.85 K

I *timestep* corrispondono al progredire del tempo. Al *timestep* “1” corrispondono le ore 12:00, fino ad arrivare alle ore 15:00, relative al *timestep* “4”.

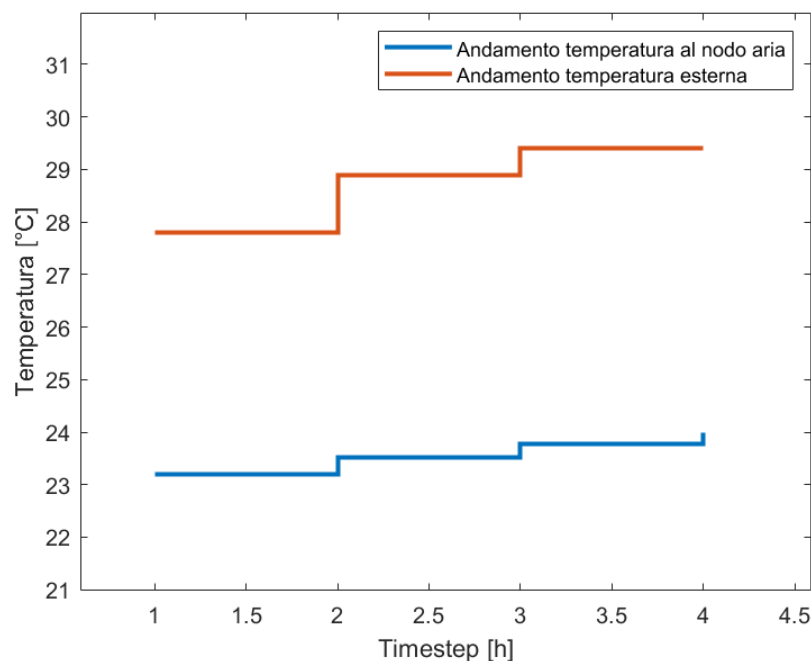


Figura 5.12 Andamento della temperatura al nodo aria nelle condizioni di stazionamento a terra in un giorno estivo, corrispondente al 2 giugno, dalle ore 12:00 alle ore 15:00.

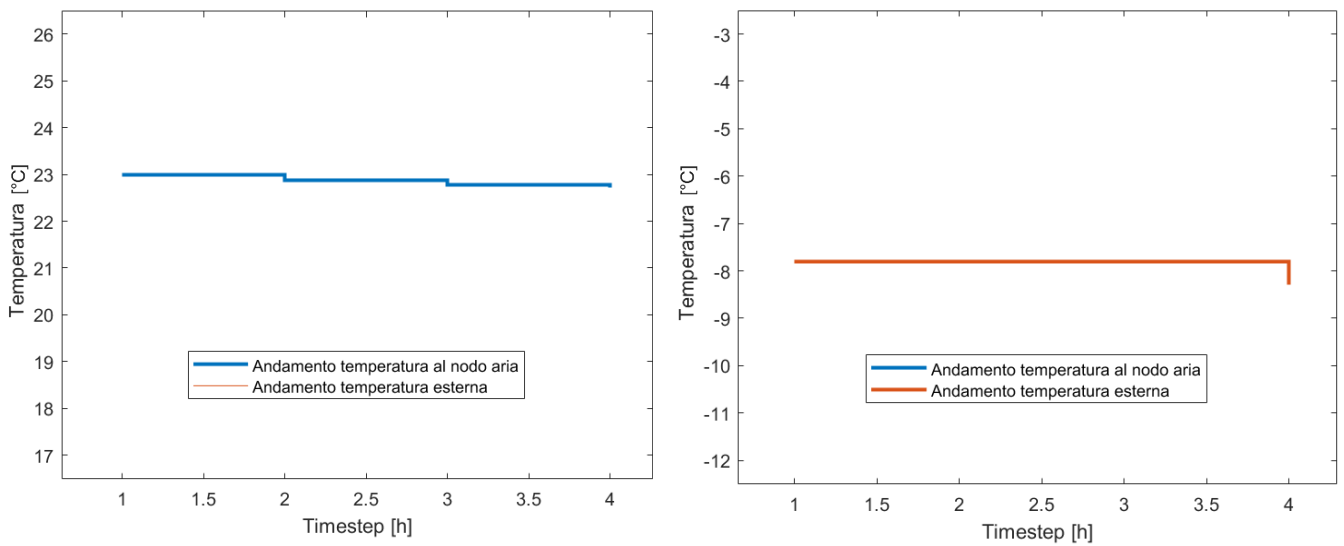


Figura 5.13 *Andamento della temperatura al nodo aria nelle condizioni di stazionamento a terra in un giorno invernale, corrispondente al 2 gennaio, dalle ore 12:00 alle ore 15:00.*

Le figure contenenti gli andamenti temporali delle temperature relative al nodo aria ed alla temperatura esterna seguono un andamento qualitativamente simile nei due casi. Ciò dimostra che la temperatura interna di un velivolo, sebbene abbia in funzione il sistema di condizionamento dell'aeromobile, risente in parte delle condizioni climatiche esterne. Tuttavia, proprio grazie alla presenza del sistema di climatizzazione, i valori della temperatura interna, indipendentemente da ciò che accade all'esterno, rimangono in un range tale da garantire il comfort termico ai passeggeri.

## 5.2.2 Analisi sulla variazione di CO<sub>2</sub>

In questo paragrafo si analizzeranno una serie di analisi effettuate con il “modello per lo studio della qualità dell’aria”, variando alcuni parametri e cercando di simulare le situazioni reali. Viene effettuata un’analisi di sensitività per valutare l’influenza di alcune variabili sulla qualità dell’aria nella cabina del velivolo.

### 5.2.2.1 Variazione del tasso di occupazione

Questa prima simulazione ha come obiettivo principale lo studio della concentrazione di contaminante a bordo di una cabina aeronautica, per un aereo di medio raggio, al variare del livello di occupazione a bordo. Le percentuali dei passeggeri presenti a bordo, in relazione alla capienza massima, sono rispettivamente del 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%. Il grafico rappresentato in Figura 5.14, le curve parametriche della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina nel tempo (ipotizzando che l’istante iniziale sia idealmente l’inizio della fase di crociera); ciascuna curva rappresenta l’andamento della concentrazione di CO<sub>2</sub> relativo ad una data percentuale specifica di passeggeri a bordo. L’aereo analizzato è il Boeing 737-800.

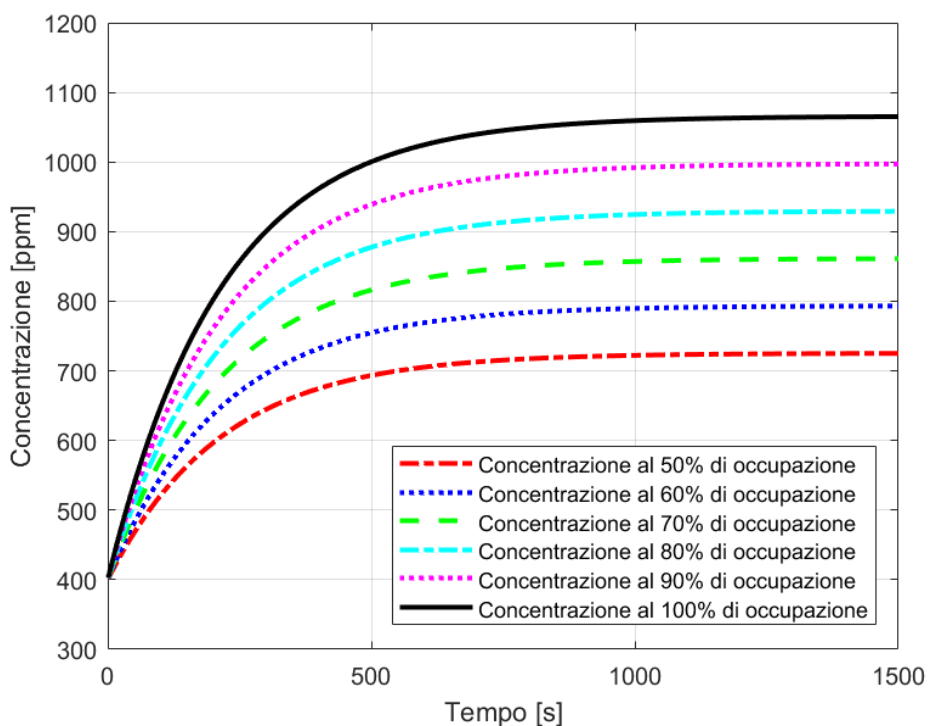


Figura 5.14 Andamento della concentrazione di anidride carbonica all’interno di una cabina aeronautica, al variare del tasso di occupazione del velivolo.

Le concentrazioni raggiunte nei vari casi rimangono ben al di sotto rispetto al valore limite enunciato dalla normativa, pari a 5000 ppm. Questi risultati sono giustificati anche dal fatto che si stanno considerando ricambi orari in numero relativamente elevato.

#### *5.2.2.2 Variazione del tipo di velivolo*

La seconda valutazione prevede di porre un confronto tra un aereo a corto raggio, un aereo a medio raggio ed uno a lungo raggio, ponendo nella stessa raffigurazione grafica concentrazioni di CO<sub>2</sub> in cabina a seconda di vari livelli di occupazione dei sedili a bordo. I valori di concentrazione sono quelli relativi allo stato stazionario, ovvero determinati ad un tempo sufficientemente “lungo”, quando il sistema raggiunge l’equilibrio. Nella Figura 5.15 vengono graficamente riassunti i casi simulati; si nota un andamento lineare nella crescita del valore di CO<sub>2</sub> all’interno della cabina ed allo stesso tempo, una sovrapposizione tra l’andamento della concentrazione di CO<sub>2</sub> nella cabina di un aereo a corto raggio ed un aereo a medio raggio.

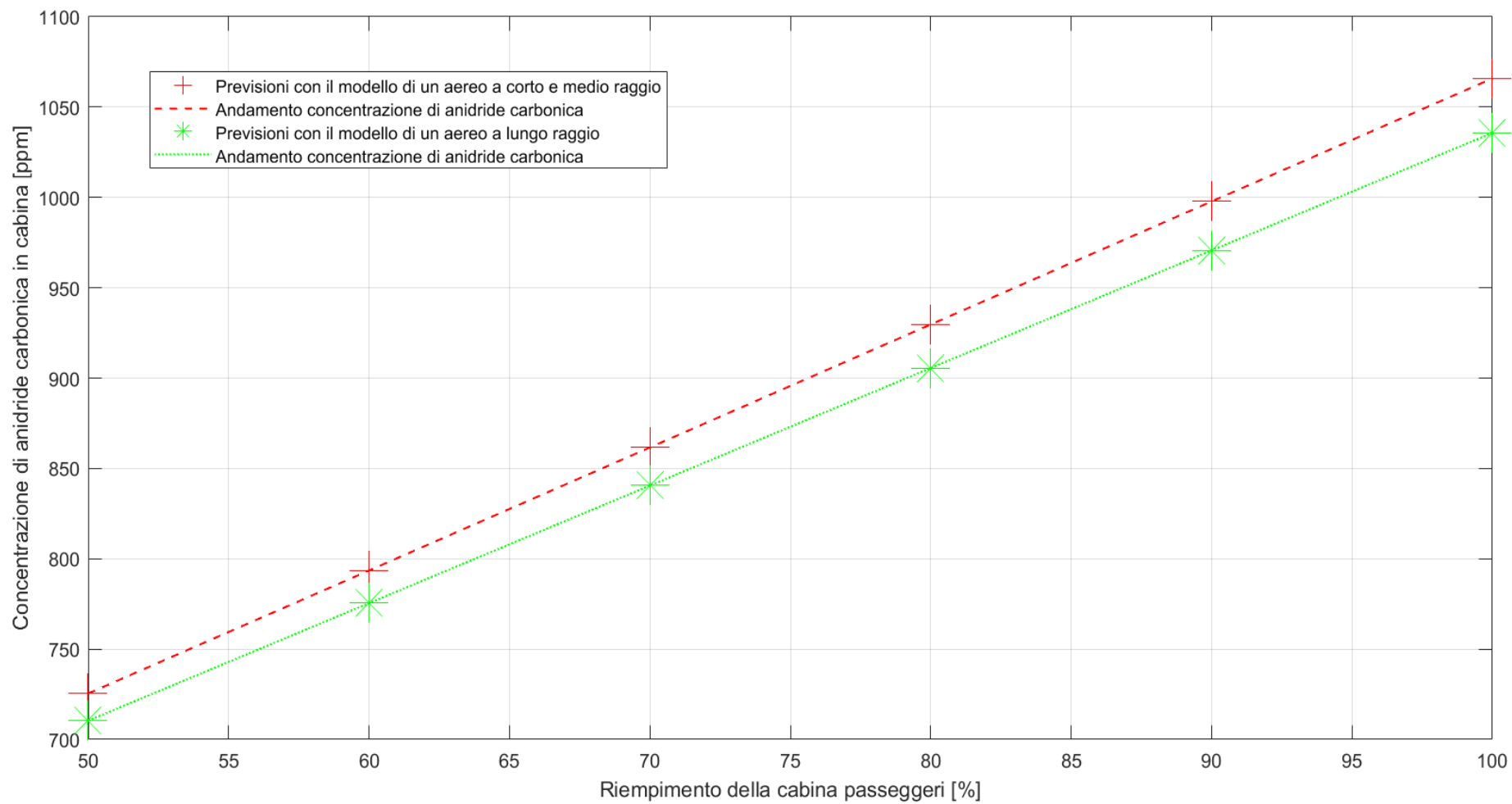


Figura 5.15 Concentrazione di anidride carbonica all'interno di una cabina aeronautica rispetto al tasso di riempimento dell'aereo e della tipologia di velivolo (lungo, corto e medio raggio).

### 5.2.2.3 Variazione della percentuale di portata ricircolata

La terza valutazione relativa allo studio dell'andamento della concentrazione di CO<sub>2</sub> all'interno di una cabina aeronautica pone la propria attenzione sull'influenza della variazione della percentuale di portata ricircolata sulla totale immessa in cabina (numero di ricambi orari ACH). Questa prima analisi è stata effettuata, mantenendo costante il valore di portata d'aria erogata per passeggero secondo normativa, e variando la percentuale di aria ricircolata dal sistema di condizionamento dell'aeromobile. I valori di portata d'aria di ricircolo sono stati posti in valori di 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%. Viene riportato, in Figura 5.16, la resa grafica dei risultati ottenuti per ogni simulazione.

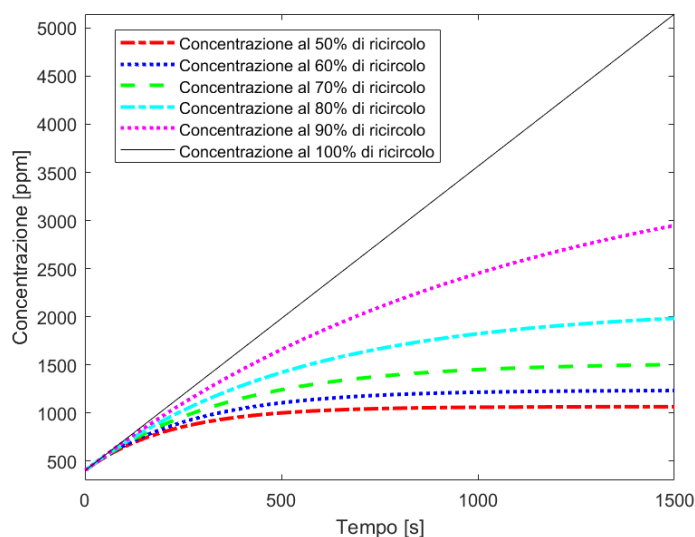


Figura 5.16 Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari all'equivalente della normativa (9.4 l/s per passeggero).

In questa nuova serie di analisi si è variato il ricambio d'aria orario nella cabina di un Boeing 737-800 in crociera, a piena occupazione. In questa prima raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.17, si è posto un limite di ricambio orario di 20 volumi ora nella cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 20 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

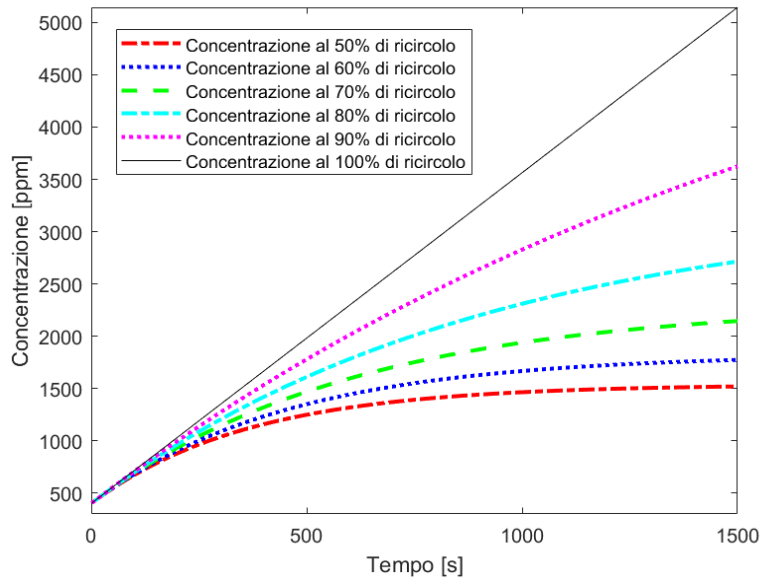


Figura 5.17 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 20 (ACH).*

In questa seconda raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.18, si è posto un limite di ricambio orario di 19 volumi ora nella cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 19 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

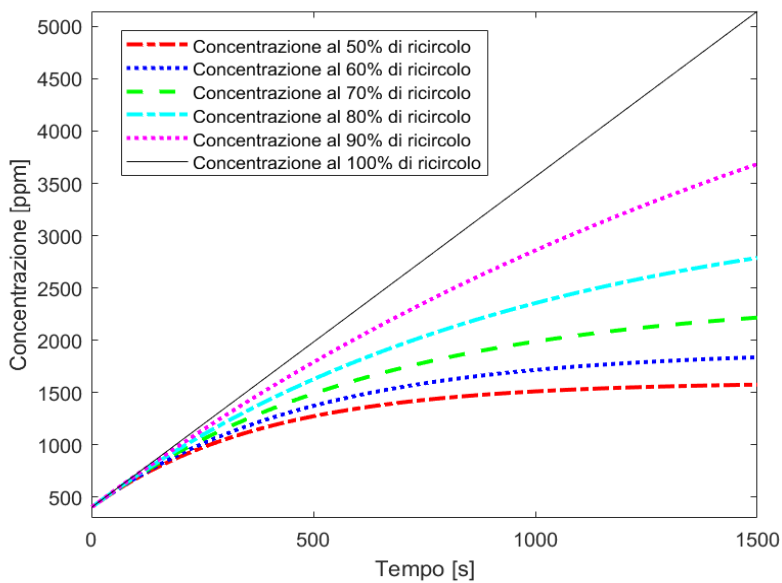


Figura 5.18 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 19 (ACH).*



Nella terza raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.19, si è posto un limite di ricambi orari di 18 volumi ora della cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 18 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

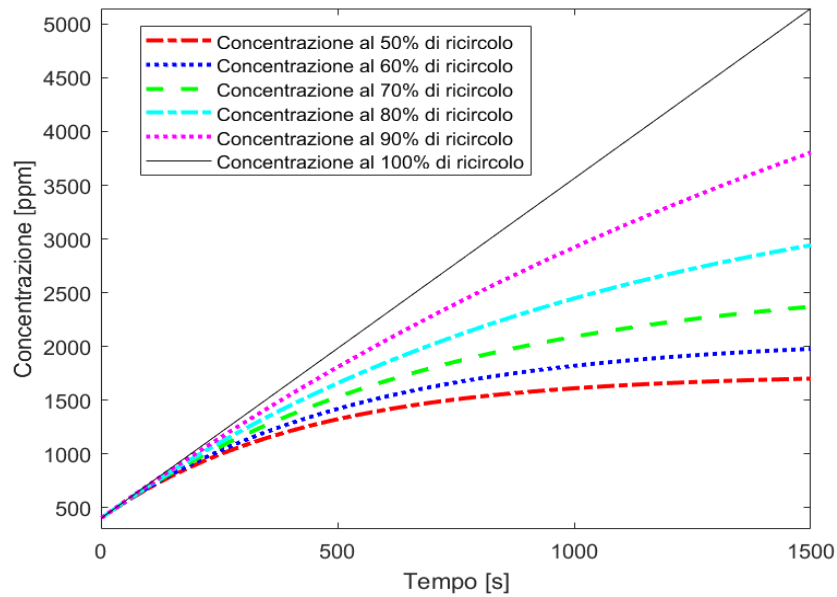


Figura 5.19 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 18 (ACH).*

Nella quarta raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.20, si è posto un limite di ricambio orario di 17 volumi ora nella cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 17 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

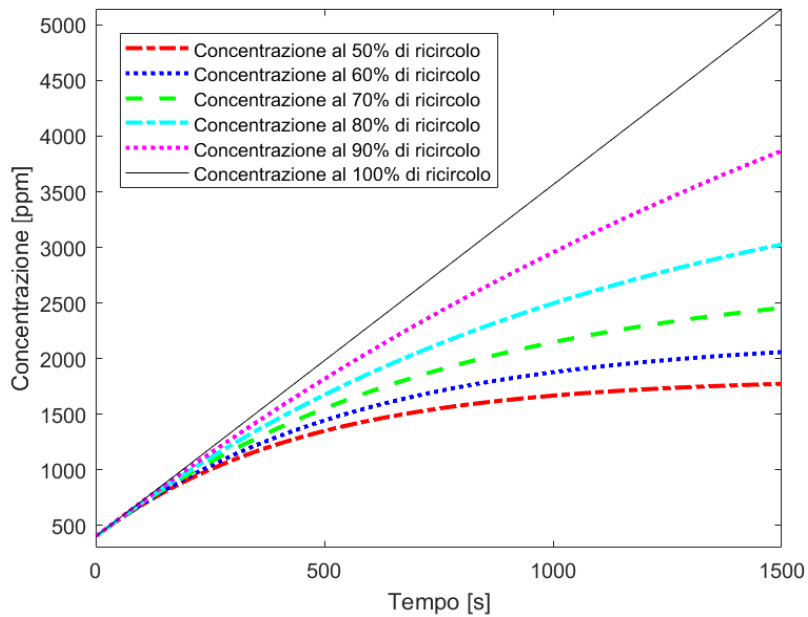


Figura 5.20 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 17 (ACH).*

In questa quinta raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.21, si è posto un limite di ricambio orario di 16 volumi ora nella cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 16 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

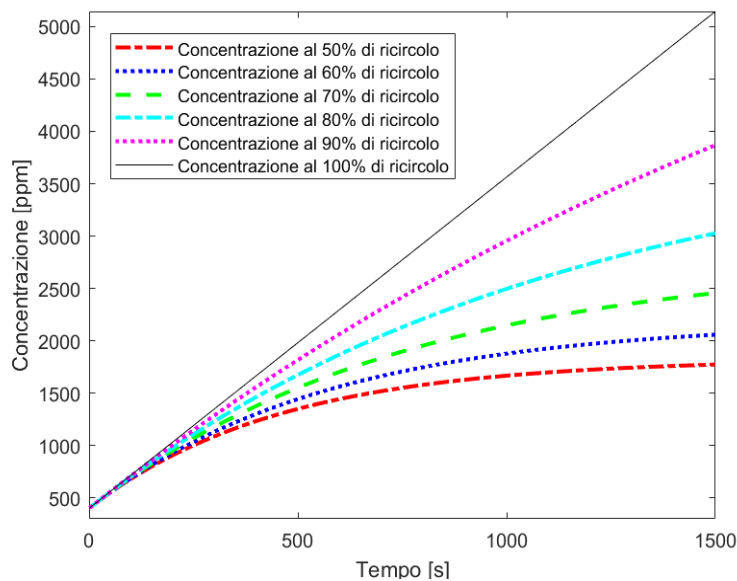


Figura 5.21 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 16 (ACH).*

In questa quinta raffigurazione grafica, ottenuta nella Figura 5.22, si è posto un limite di ricambio orario di 15 volumi ora nella cabina. Nel grafico sono riportati gli andamenti della concentrazione di anidride carbonica nella cabina, per un valore di 15 volumi ora (ACH), al variare della portata di ricircolo dell'aria: 50%, 60%, 70%, 80%, 90% e 100%.

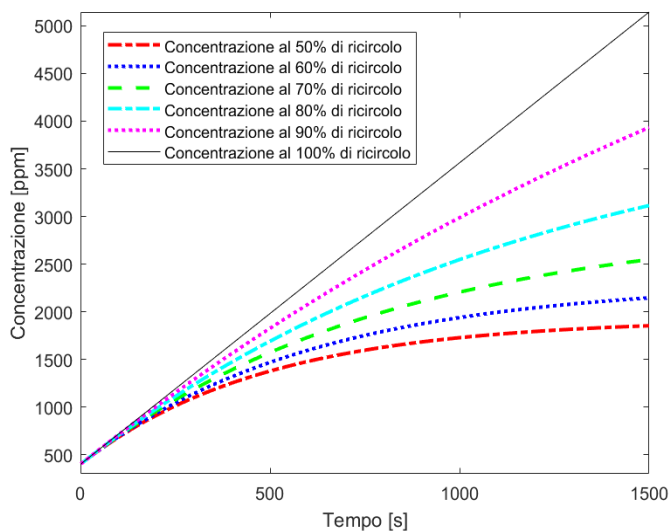


Figura 5.22 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 15 (ACH).*

Viene riassunto nella Figura 5.23 l'andamento della concentrazione del contaminante nella cabina al variare della portata immessa (da 11.4 l/s ad 1.4 l/s), mantenendo il ricircolo costante ad un valore pari a 50%.

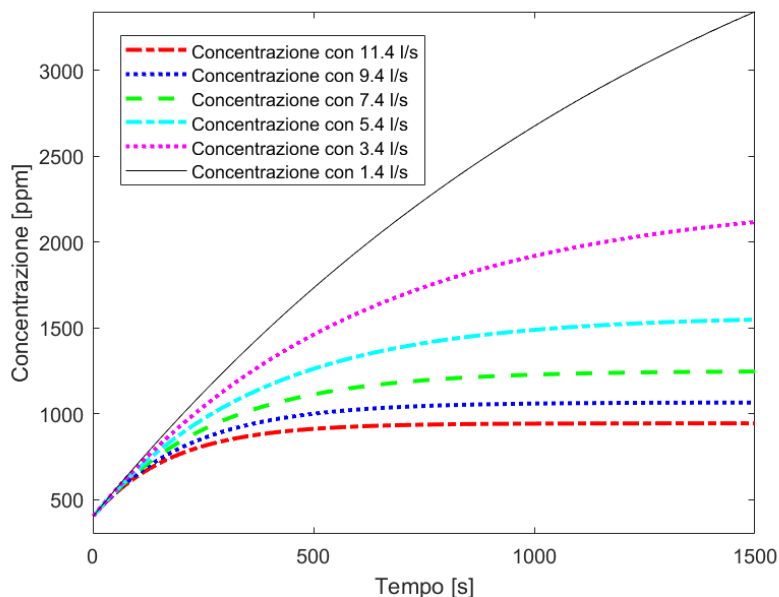


Figura 5.23 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della portata d'aria introdotta, mantenendo costante il ricircolo.*

Le successive raffigurazioni, rispettivamente le Figura 5.24, Figura 5.25, Figura 5.26, Figura 5.27, Figura 5.28, Figura 5.29 si analizza per ognuna l'andamento del contaminante in percentuali che variano dallo 0% al 50%, al variare del numero di ricambi orari da 20 a 15.

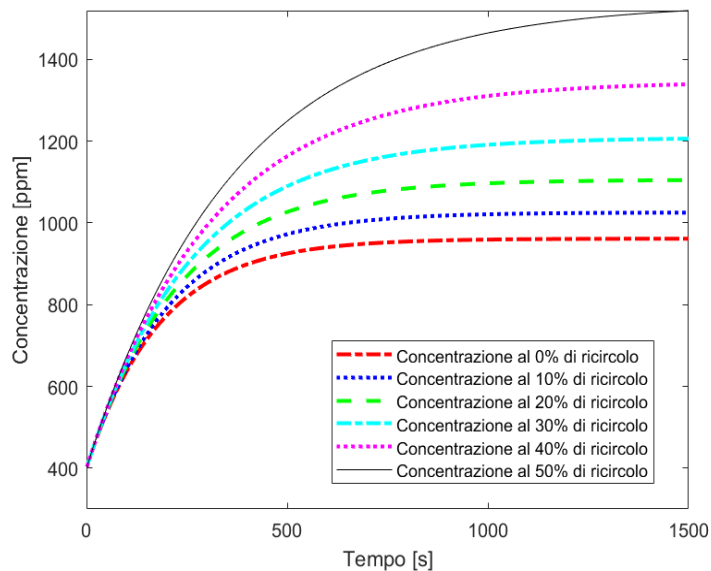


Figura 5.24 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 20 (ACH).*

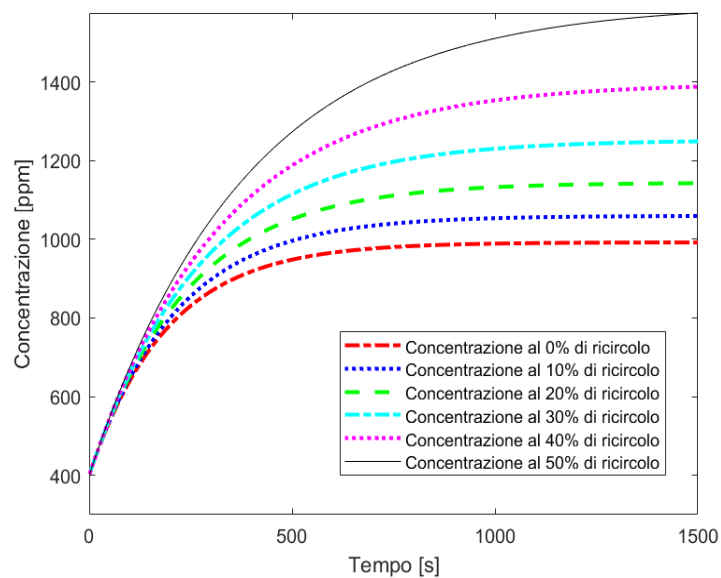


Figura 5.25 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 19 (ACH).*

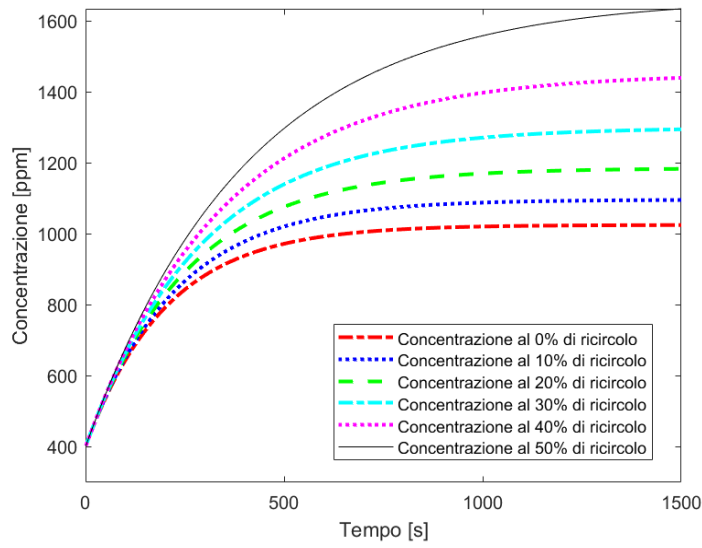


Figura 5.26 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 18 (ACH).*

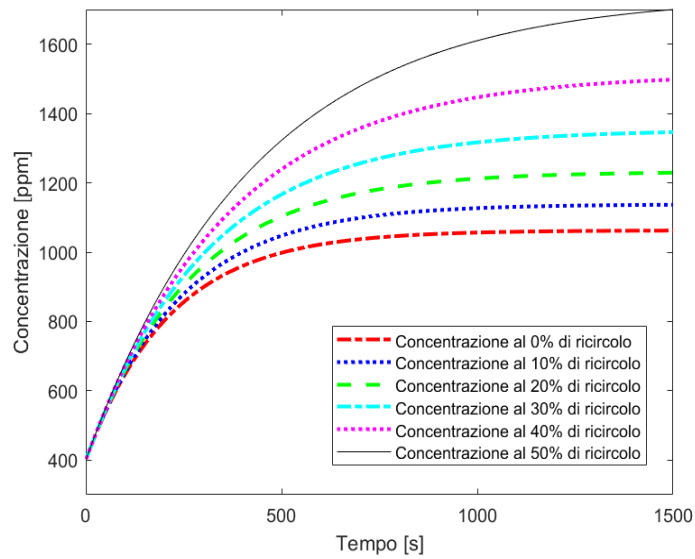


Figura 5.27 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 17 (ACH).*

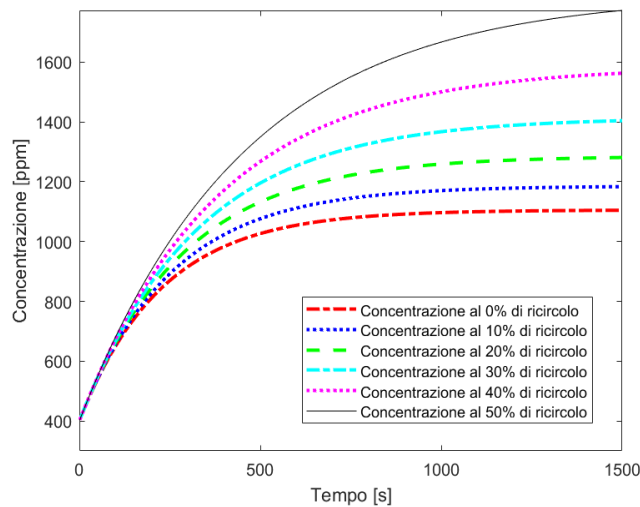


Figura 5.28 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 16 (ACH).*

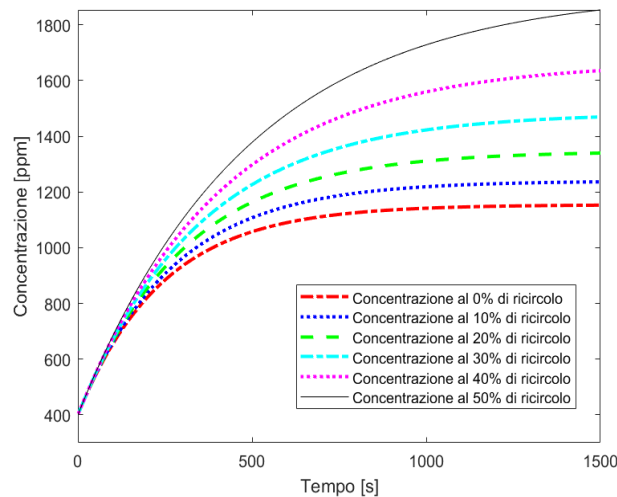


Figura 5.29 *Variazione della concentrazione di CO<sub>2</sub> in cabina al variare della percentuale di portata d'aria ricircolata, con ricambi orari pari a 15 (ACH).*

Per tutte le simulazioni fatte finora si notano alcune tendenze generali:

- All'aumentare della percentuale di ricircolo dell'aria, aumenta nel tempo la concentrazione di contaminante nella cabina.
- All'aumentare del numero di ricambi orari diminuisce la concentrazione di anidride carbonica nella cabina; questo vale per qualsiasi percentuale di aria ricircolata.
- A percentuali di ricircolo molto alte (80%, 90% e 100%) la concentrazione di contaminante si avvicina e supera il limite posto da normativa, diventando perciò insostenibile.







# Conclusioni

Nel presente lavoro sono stati concettualmente costruiti e successivamente applicati due modelli semplificati per la valutazione dell'ambiente *indoor* della cabina di un aereo: il "modello RC" della cabina, adatto per la previsione e lo studio delle condizioni termiche e le temperature all'interno di una cabina aeronautica, il quale consta di in undici differenti nodi, ed il "modello per la valutazione della qualità dell'aria" nella cabina, costruito al fine di prevedere l'evoluzione della concentrazione di CO<sub>2</sub> all'interno della cabina aeronautica stessa. I modelli sono versatili, nel senso che sono applicabili a numerosi contesti operativi, ad esempio il volo in crociera e lo stazionamento a terra. All'interno di questi casi sono modificabili, da parte dell'utente, numerose variabili, tra cui il numero di passeggeri a bordo, le condizioni climatiche esterne, la variabilità climatica ed il valore di alcune resistenze termiche, come ad esempio la resistenza termica della stiva dell'aereo. Le condizioni al contorno sono il più possibile aderenti alla realtà; i materiali con cui è stata modellata la fusoliera sono quelli che si utilizzano normalmente per il suo assemblaggio, e le condizioni climatiche, nel caso di velivolo a terra, sono direttamente prelevate da file climatici resi disponibili dalle stazioni meteorologiche. Dopo aver sviluppato le equazioni relative ad entrambi i modelli, essi sono stati messi in esecuzione al variare delle condizioni al contorno, al fine di studiare come esse influenzano l'andamento qualitativo e quantitativo dei risultati in *output*. I risultati principali sono stati i seguenti, in riferimento allo studio della temperatura al "nodo aria" della cabina passeggeri relativo ai dati in *output* del "modello RC":

- All'aumentare dell'occupazione della cabina di un aereo, con tasso di riempimento crescente dal 50% al 100%, si nota una corrispettiva crescita lineare della temperatura al nodo aria. Questa tendenza è vera se si considera l'intero panorama dell'aviazione commerciale, specificatamente un aereo di corto raggio, uno di medio raggio ed uno di lungo raggio.

- I risultati relativi all'errore quadratico medio (*root-mean-square error, RMSE*) rispetto ai confronti tra i dati sperimentali ed i dati in *output* del "modello RC" sono 1.31 °C, 1.47 °C e 1.93 °C., rispettivamente in corrispondenza del nodo aria, nodo soffitto e pavimento.

- La variabilità delle condizioni esterne di volo in quota ha un'influenza anche nella temperatura del "nodo aria" all'interno dell'aereo. Sono stati analizzate, secondo studi

pubblicati in letteratura, delle condizioni al contorno che rispecchiassero la possibile variazione delle condizioni climatiche con riferimento ad un giorno caldo, un giorno freddo ed uno standard, ovvero con condizioni di temperatura medie. Si è notato come, al variare della temperatura esterna l'influenza su quella interna, seppur di lieve entità, si possa considerare anch'essa lineare.

- La variazione delle condizioni a terra, in questo caso seguendo l'andamento dei dati climatici forniti da un documento meteorologico, ha anche in questo caso un'influenza sull'andamento della temperatura interna. L'analisi effettuate seguono l'andamento temporale, espresso in 3 ore di stazionamento a terra (più che adeguato a simulare un velivolo fermo con impianto di condizionamento funzionante) dimostra come la temperatura del nodo aria segua qualitativamente la temperatura esterna, in termini di variazione.

- Le simulazioni effettuate variando il valore di quota di crociera, in questo caso in modo casuale per un aereo comune, il Boeing 737-800, dimostrano, come nel caso della variazione della tipologia di giorno in quota, che il nodo aria risente particolarmente dell'andamento della quota. Non essendo lineare la variazione di temperatura esterna con la quota, avendo un valore esponenziale, nemmeno l'andamento della temperatura del nodo aria segue un andamento lineare nei vari casi analizzati. Inoltre, si ha anche una variazione, seppur minima, nel contributo dato dalla radiazione solare.

Le simulazioni effettuate per le analisi di sensitività rispetto all'andamento dell'anidride carbonica a bordo, nello specifico con il "modello per lo studio della qualità dell'aria", mostrano questi risultati:

- Al variare del numero di passeggeri a bordo, con un dato di occupazione del velivolo che varia dal 50% al 100%, si è notato come anche la concentrazione di CO<sub>2</sub>, a parità di tutte le altre condizioni al contorno, cresca all'aumentare dei passeggeri in modo lineare.

- Le simulazioni effettuate variando il tipo di velivolo dimostrano come, per un aereo a corto raggio la concentrazione di anidride carbonica sia minore rispetto ad un aereo a medio raggio e lungo raggio. Questo fenomeno può essere spiegato per il fatto che, simulando ugualmente tutti i sistemi di condizionamento dell'aeromobile, la concentrazione di contaminante sia dovuta alla maggiore densità di passeggeri in un determinato volume.

- All'aumentare del ricircolo dell'aria interna, aumenta anche la concentrazione di contaminante a bordo.

- La variazione della portata dell'aria introdotta a bordo di una cabina aeronautica dimostra come, all'aumentare dei ricambi orari della cabina, l'aria risulta più "pulita", ovvero con meno tracce di contaminante a bordo dell'aeromobile.



# Appendice A

Viene qui rappresentato l'approccio utilizzato per ricavare tutti i riferimenti utili, dal punto di vista geometrico, alla formulazione del modello.

È stato ipotizzato inizialmente di approssimare la cabina ad un cilindro; la sua sezione circolare avrà in pianta un cerchio, piuttosto che una forma leggermente ovalizzata, come nella realtà [27]. Questa semplificazione rende più semplice poter ricavare alcuni dati geometrici utilizzando i teoremi della geometria semplice e la trigonometria. Sia quindi rappresentata la cabina nella sua sezione circolare, come mostrato nella Figura A.1:

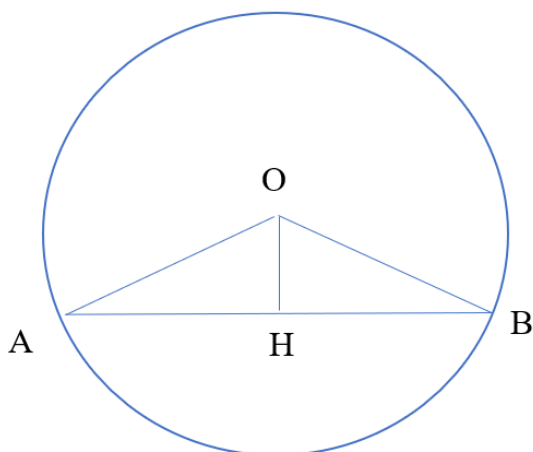


Figura A.1 Schematizzazione geometrica della fusoliera.

Sia considerato il cerchio come una schematizzazione dell'involucro della fusoliera del velivolo, il segmento orizzontale  $AB$  come corrispondente al setto che divide cabina passeggeri e stiva e siano poste due linee immaginarie che congiungano il centro della circonferenza con i punti di intersezione tra il setto e la circonferenza della fusoliera: rispettivamente  $OA$  e  $OB$  che corrispondono ai raggi della fusoliera stessa, quindi adotteranno nella seguente descrizione il nome  $R$ . Viene inoltre indicato con l'angolo  $\alpha$ , l'angolo compreso tra uno qualsiasi dei due rami  $R$  e la verticale locale passante per il centro  $O$  della circonferenza. Infine, ponendo  $2L$  la larghezza del setto,  $L$  sarà di conseguenza la sua esatta metà. Si possono notare la formazione di due triangoli identici:  $OAH$  ed  $OBH$ .<sup>9</sup>

## Equazioni trigonometriche

Il calcolo dei parametri geometrici utili per tutte le analisi effettuate con il modello RC della cabina è stato effettuato grazie alle seguenti formule trigonometriche.

Con questa relazione, l'Equazione A.1, viene suddiviso il raggio della fusoliera, intersecato con il setto separatore:

$$OH = D = R - HC \quad (A.1)$$

Questa relazione risulta utile al calcolo matematico di metà della lunghezza del setto tra la cabina passeggeri e la stiva, come esplicitato nell'Equazione A.2:

$$L = AH = HB = \sqrt{R^2 - D^2} \quad (A.2)$$

A questo punto si ricava l'angolo che sottende metà lunghezza del setto separatore, esplicitato nell'Equazione A.3:

$$\alpha = \arcsin (L/R) \quad (A.3)$$

Vengono quindi ricavate, tramite relazioni di proporzionalità diretta, i valori numerici relativi alle aree, in sezione, della fusoliera intera e della cabina. Conseguentemente si ricaveranno, moltiplicandoli per le grandezze opportune, i valori relativi alle aree rimanenti, superfici e volumi, indicati nelle Equazioni A.4 e A.5.

$$A_{cs} = \pi \cdot R^2 \quad (A.4)$$

$$A_s = (A_{cs} \cdot 2 \cdot \alpha) / (2 \cdot \pi) \quad (A.5)$$

Queste formule sono frutto di alcune considerazioni preliminari circa la geometria; le relazioni vanno allargate per completare tutti i calcoli. Viene definita l'area del triangolo  $OAB$  e, per differenza, l'area corrispondente della sezione relativa alla stiva, come descritto nell'Equazione A.6 e nell'Equazione A.7:

$$A_{tr} = D \cdot L \quad (A.6)$$

$$A_{belly\_cs} = A_s - A_{tr} \quad (A.7)$$

Viene definita nell'Equazione A.8 il volume della stiva dell'aereo, ovvero dato dal prodotto dell'area della sezione corrispondente al settore circolare della stiva moltiplicato per la lunghezza della cabina. Questo prodotto è equivalente a ciò espresso nell'Equazione:

$$V_{belly} = A_{belly\_cs} \cdot Cabin_{length} \quad (A.8)$$

Viene definita nell'Equazione A.9 l'area della cabina, vista in sezione rispetto a tutta l'area racchiusa dalla fusoliera:

$$A_{cabin} = A_{cs} - A_{belly\_cs} \quad (A.9)$$

Viene definita nell'Equazione A.10 il perimetro dell'involucro esterno che racchiude la stiva dell'aereo, visto in sezione:

$$P_{belly} = 2 \cdot \pi \cdot R \cdot 2 \cdot \frac{\alpha}{2} \cdot \pi \quad (A.10)$$

Viene definita nell'Equazione A.11 l'area effettiva della fusoliera, data dalla somma di quella relativa alla cabina passeggeri e quella relativa alla stiva:

$$A_{fus\_eff} = (2 \cdot \pi \cdot R - P_{belly}) \cdot length_{sl} + P_{belly} \cdot length_{sl} \quad (A.11)$$

. Viene definita nell'Equazione A.12 l'area del soffitto della cabina:

$$A_{sup\_cab} = A_{fl\_slice} + A_{cab\_up\_tot} \quad (A.12)$$





# Nomenclatura

<b>SIMBOLO</b>	<b>SIGNIFICATO</b>	<b>U.M</b>
$A$	Area superficiale	[m <sup>2</sup> ]
$a$	Velocità del suono	[m/s]
$ACH$	Ricambio orario	[h <sup>-1</sup> ]
$C$	Potenza termica ceduta per conduzione	[W]
$C$ (o $c$ )	Concentrazione di contaminante	[ppm]
$C$	Capacità termica	[J/K]
$c_{mat}$	Calore specifico del materiale	[J/(kgK)]
$c_p$	Calore specifico dell'aria a pressione costante	[J/(kgK)]
$c_v$	Calore specifico dell'aria a volume costante	[J/(kgK)]
$C_{res}$	Potenza termica ceduta come calore sensibile dalla respirazione	[W]
$D$	Concentrazione contaminante nel volume	[kg/m <sup>3</sup> ]
$d$	Lunghezza caratteristica	[m]
$dT$	Differenza infinitesima di temperature	[K]
$dx$	Differenza infinitesima di lunghezza	[m]
$E$	Potenza termica ceduta per evaporazione	[W]
$E_{res}$	Potenza termica ceduta come calore latente dalla respirazione	[W]
$F$	Fattore di vista	[-]
$g$	Vettore di accelerazione gravitazionale	[m/s <sup>2</sup> ]
$g$	Tasso di generazione dell'inquinante	[kg/s]
$Gr$	Numero di Grashof	[-]

$grad$	Variazione temperatura con quota	[K/m]
$h_{conv,ground}$	Coefficiente di scambio termico convettivo	[W/(m <sup>2</sup> K)]
$h_{conv,gr,wind}$	Coefficiente convettivo con il vento a terra	[W/(m <sup>2</sup> K)]
$h$	Coefficiente di scambio termico convettivo	[W/(m <sup>2</sup> K)]
$I$	Corrente	[A]
$I$	Radiazione solare	[W/m <sup>2</sup> ]
$I_0$	Radiazione solare al livello del mare	[W/m <sup>2</sup> ]
$K$	Potenza termica ceduta per conduzione	[W]
$k$	Conduttività termica del materiale	[W/(mK)]
$L$	Lunghezza caratteristica	[m]
$M$	Tasso metabolico	[W]
$M$	Numero di Mach	[-]
$m$	Spessore di massa d'aria	[-]
$Nu$	Numero di Nusselt	[-]
$Pr$	Numero di Prandtl	[-]
$p$	Pressione dell'aria	[Pa]
$R$	Potenza termica ceduta per irraggiamento	[W]
$R$	Costante universale dei gas perfetti	[J/molK]
$\bar{R}$	Costante specifica dei gas	[J/kgK]
$Re$	Numero di Reynolds	[-]
$R$	Resistenza termica	[K/W]
$R_i$	Ricircolo aria	[kg/s]
$S$	termine di “accumulo che rappresenta la variazione di energia interna del corpo”	[W]
$S_i$	Generazione contaminante	[kg/s]

$s$	Spessore del materiale	[m]
$T$	Temperatura	[K]
$TAS$	True air speed	[m/s]
$T_0$	Temperatura al livello del mare	[K]
$t$	Temperatura	[°C]
$Q$	Flusso di calore	[W]
$V$	Volume della cabina/del fluido	[m <sup>3</sup> ]
$V_{st}$	Volume di una “fetta” della cabina, corrispondente ad una fila	[m <sup>3</sup> ]
$W$	Potenza meccanica ceduta all’ambiente	[W]
$w$	Velocità del flusso d’aria	[m/s]

*Lettere greche*

$\alpha$	Coefficiente di assorbimento	[-]
$\beta$	Coefficiente di espansione dell’aria	[1/K]
$\Delta T$	Differenza di temperature	[K]
$\Delta x$	Differenza tra posizioni spaziali	[m]
$\varepsilon/\varepsilon_n$	Energia emessa globalmente da un corpo/nero	[W/m <sup>2</sup> ]
$\Phi$	Carico termico	[W]
$\gamma$	Rapporto tra calori specifici del gas	[-]
$\theta$	Temperatura	[K]
$\lambda$	Conducibilità termica	[W/(mK)]
$\lambda_{air}$	Variazione temperatura con quota	[K/m]
$\lambda_f$	Conducibilità termica	[W/(mK)]

$\lambda_w$	Lunghezza d'onda	[ $\mu\text{m}$ ]
$\lambda_{max}$	Lunghezza d'onda per la quale è massimo il flusso radiante	[ $\mu\text{m}$ ]
$\mu$	Viscosità cinematica	[ $\text{m}^2/\text{s}$ ]
$\eta$	Emissività	[-]
$\eta$	Rendimento	[-]
$\rho$	Densità dell'aria/del materiale	[ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]
$\sigma$	Costante di Stefan-Boltzmann	[ $\text{W}/(\text{m}^2\text{K}^4)$ ]
$\nu$	Viscosità cinematica dell'aria	[ $\text{m}^2/\text{s}$ ]
$\rho$	Densità dell'aria/del materiale	[ $\text{kg}/\text{m}^3$ ]

# Riferimenti

- [1] H. Al-Lami, A. Aslam, T. Quigley, J. Lewis, R. Mercer, and P. Shukla, “THE EVOLUTION OF FLIGHT CONTROL SYSTEMS TECHNOLOGY DEVELOPMENT, SYSTEM ARCHITECTURE AND OPERATION,” 2015.
- [2] D. H. Hodges and G. A. Pierce, “Aeroelastic Flutter,” in *Introduction to Structural Dynamics and Aeroelasticity*, Cambridge University Press, 2012, pp. 175–230. doi: 10.1017/cbo9780511997112.007.
- [3] C. A. Mboreha, C. S. Abdallah, and G. Kumar, “RISK AND PREVENTING OF COVID-19 IN A COMMERCIAL AIRCRAFT CABIN: AN OVERVIEW,” *International Journal of Engineering Applied Sciences and Technology*, vol. 5, no. 3, pp. 661–670, Jul. 2020, doi: 10.33564/ijeast.2020.v05i03.115.
- [4] Ashrae, “Indoor Air Quality Guide Best Practices for Design, Construction, and Commissioning.” [Online]. Available: [www.ashrae.org/publicationupdates](http://www.ashrae.org/publicationupdates).
- [5] *The Airliner Cabin Environment*. National Academies Press, 1986. doi: 10.17226/913.
- [6] D. S. Walkinshaw, “A S H R A E J O U R N A L a s h r a e . o r g O C T O B E R 2 0 2 0 1 2 A Brief Introduction To Passenger Aircraft Cabin Air Quality,” 2020. [Online]. Available: [www.ashrae.org](http://www.ashrae.org).
- [7] H. Ueki, M. Ujie, Y. Komori, T. Kato, M. Imai, and Y. Kawaoka, “Effectiveness of HEPA Filters at Removing Infectious SARS-CoV-2 from the Air,” *mSphere*, vol. 7, no. 4, Aug. 2022, doi: 10.1128/msphere.00086-22.
- [8] X. Cao *et al.*, “The on-board carbon dioxide concentrations and ventilation performance in passenger cabins of US domestic flights,” *Indoor and Built Environment*, vol. 28, no. 6, pp. 761–771, Jul. 2019, doi: 10.1177/1420326X18793997.
- [9] Furcolo N., “Benessere termoisometrico e comfort termico”.
- [10] Slides “Termoregolazione\_caldo”.
- [11] M. Bahrami, “Chapter 12: Radiation Heat Transfer,” 2005.
- [12] A. Zarrella, E. Pratavia, P. Romano, L. Carnieletto, and J. Vivian, “Analysis and application of a lumped-capacitance model for urban building energy modelling,” *Sustain Cities Soc*, vol. 63, Dec. 2020, doi: 10.1016/j.scs.2020.102450.
- [13] J. D. Anderson, *Aircraft performance and design*. WCB/McGraw-Hill, 1999.

- [14] B. M. Kulfan, "A paleo-aerodynamic exploration of the evolution of nature's flyers, man's aircraft, and the needs and options for future technology innovations," in *Active and Passive Smart Structures and Integrated Systems 2009*, Mar. 2009, vol. 7288, p. 728803. doi: 10.1117/12.827824.
- [15] M. J. Abzug and E. Eugene. Larrabee, *Airplane stability and control : a history of the technologies that made aviation possible*. Cambridge University Press, 2002.
- [16] T. H. G Megson, "Aircraft Structures for engineering students."
- [17] B. CASTANIE, C. BOUVET, and M. Ginot, "Review of composite sandwich structure in aeronautic applications," *Composites Part C: Open Access*, vol. 1. Elsevier B.V., Aug. 01, 2020. doi: 10.1016/j.jcomc.2020.100004.
- [18] M. C. Chaturvedi, *Welding and joining of aerospace materials*. Woodhead Pub, 2012.
- [19] "Nomex ® fiber."
- [20] "Aluminum and Aluminum Alloys Introduction and Overview," 2001, doi: 10.1361/autb2001p351.
- [21] "Thermal Properties of Plastic Materials Material Formula Coefficient of thermal expansion  $\times 10^{-6}$  K<sup>-1</sup>."
- [22] "Exercise 4 Cabin windows and cockpit windshields Cabin window."
- [23] A. K. Kundu, *Aircraft design*. Cambridge University Press, 2010.
- [24] "Title 14-Aeronautics and Space Chapter I-Federal Aviation Administration, Department of Transportation Subchapter C-Aircraft."
- [25] T. Krinke and H.-G. Horn, "Test of filter media according to EN 1822," 2007.
- [26] "Certification Memorandum Evaluation of aisle width with respect to seat installations."
- [27] "Cabin Layout and Fuselage Geometry."
- [28] "AERO\_Q107\_article2".
- [29] "WORLD AIRLINER CENSUS 28 | Flight International | GLOBAL AIRLINER FLEET BY TYPE AND OPERATOR EXPLANATORY NOTES."
- [30] "a-better-approach-to-airline-cost".
- [31] C. Casarosa, *Meccanica del volo*. Pisa University Press, 2018.
- [32] "BSI Standards Publication Building components and building elements- Thermal resistance and thermal transmittance-Calculation methods," 2022.

- [33] J. H. Lienhard V, “Linearization of nongray radiation exchange: The internal fractional function reconsidered,” *J Heat Transfer*, vol. 141, no. 5, May 2019, doi: 10.1115/1.4042158.
- [34] J. Y. YAN, H. LIU, W. Q. ZHAO, Y. SU, and L. JIANG, “LED FILAMENT STANDARD LAMPS FOR TOTAL LUMINOUS FLUX AND LUMINOUS INTENSITY,” Jun. 2019, pp. 1274–1282. doi: 10.25039/x46.2019.po114.
- [35] R. M. P1, J. Varghese1, M. L. Shankar2, and V. C. A2, “Heat Load Calculation for the Design of Environmental Control System of a Light Transport Aircraft,” *Int J Sci Eng Res*, vol. 7, no. 5, 2016, [Online]. Available: <http://www.ijser.org>
- [36] A. Draz, H. el Saadany, M. Awad, and W. el Awady, “Investigation of Air Flow Over Delta and Cranked Arrow Delta Wings. (Dept. M.),” *MEJ. Mansoura Engineering Journal*, vol. 45, no. 2, pp. 1–9, Sep. 2020, doi: 10.21608/bfemu.2020.112323.
- [37] S. R. Singh and Y. D. Dwivedi, “IMPLEMENTATION OF TRANSONIC AREA RULE AND SWEPT BACK DELTA WING DESIGN ON AN AIRCRAFT.,” *Graduate Research in Engineering and Technology*, pp. 20–25, Jan. 2022, doi: 10.47893/gret.2022.1050.
- [38] “Economic Performance of the Airline Industry Key Points.” [Online]. Available: [www.iata.org/economics](http://www.iata.org/economics)
- [39] National Research Council (U.S.). Committee on Air Quality in Passenger Cabins of Commercial Aircraft., *The airliner cabin environment and the health of passengers and crew*. National Academy Press, 2002.
- [40] F. Aviation Administration, “FAA Aerospace Forecast Fiscal Years 2022–2042,” 2022.
- [41] “Delivering for WA economy.”
- [42] M. A. Waters, T. F. Bloom, B. Grajewski, and J. Deddens, “MEASUREMENTS OF INDOOR AIR QUALITY ON COMMERCIAL TRANSPORT AIRCRAFT.”
- [43] M. Zubair, K. A. Ahmad, and V. N. Riazuddin, “A review on the impact of aircraft cabin air quality and cabin pressure on human wellbeing,” in *Applied Mechanics and Materials*, 2014, vol. 629, pp. 388–394. doi: 10.4028/www.scientific.net/AMM.629.388.
- [44] J. G. Allen *et al.*, “Airplane pilot flight performance on 21 maneuvers in a flight simulator under varying carbon dioxide concentrations,” *J Expo Sci Environ Epidemiol*, vol. 29, no. 4, pp. 457–468, Jun. 2019, doi: 10.1038/s41370-018-0055-8.

- [45] X. Cao *et al.*, “The on-board carbon dioxide concentrations and ventilation performance in passenger cabins of US domestic flights,” *Indoor and Built Environment*, vol. 28, no. 6, pp. 761–771, Jul. 2019, doi: 10.1177/1420326X18793997.
- [46] “ASHRAE Position Document on Indoor Carbon Dioxide,” 2025. [Online]. Available: [www.ashrae.org](http://www.ashrae.org)
- [47] F. Niehaus, “The Problem of Carbon Dioxide.”
- [48] A. Persily and L. de Jonge, “Carbon dioxide generation rates for building occupants,” *Indoor Air*, vol. 27, no. 5, pp. 868–879, Sep. 2017, doi: 10.1111/ina.12383.
- [49] “4679\_passenger-forecast-infographic-update\_v2”.
- [50] C. Ahmed Mboreha, X. Tytelman, C. Nwaokocha, A. Layeni, R. C. Okeze, and A. Shaibu Amiri, “Numerical simulations of the flow fields and temperature distribution in a section of a Boeing 767-300 aircraft cabin,” in *Materials Today: Proceedings*, 2021, vol. 47, pp. 4098–4106. doi: 10.1016/j.matpr.2021.06.426.
- [51] W. Cui, Q. Ouyang, and Y. Zhu, “Field study of thermal environment spatial distribution and passenger local thermal comfort in aircraft cabin,” *Build Environ*, vol. 80, pp. 213–220, 2014, doi: 10.1016/j.buildenv.2014.06.004.





