

# **POLITECNICO DI TORINO**

Collegio di Ingegneria Meccanica, Aerospaziale, dell'Autoveicolo e  
della Produzione

**Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale**



TESI DI LAUREA MAGISTRALE

**Progetto e integrazione dei sistemi ECS e IPS in un  
velivolo da trasporto regionale con propulsione ibrida**

**Relatori**

Prof. Marco Fioriti

Prof.ssa Sabrina Corpino

**Candidato**

Flavio Di Fede

*Ottobre 2019*



# Sommario

Il presente lavoro di tesi di laurea magistrale si inserisce all'interno del progetto di ricerca PROSIB che ha lo scopo di realizzare un'esplorazione quantitativa dei vantaggi e delle criticità che scaturiscono dalla propulsione ibrida su velivoli da trasporto regionale. In particolare, l'obiettivo del lavoro è quello di sviluppare dei modelli matematici per studiare le prestazioni del sistema di condizionamento e pressurizzazione (ECS) e del sistema di protezione dal ghiaccio (IPS) di tipo pneumatico. I modelli permettono di dimensionare tali sistemi sia utilizzando architetture convenzionali che innovative compatibili con velivoli ibridi.

In un velivolo con propulsione ibrida, la potenza pneumatica che può essere prelevata dal motore è minore rispetto alla configurazione classica e incide maggiormente sull'incremento del consumo specifico del propulsore.

Nasce quindi la necessità di utilizzare nuove fonti di potenza pneumatica e rivedere il funzionamento dei principali sistemi di bordo che richiedono aria pressurizzata, ovvero, il sistema di protezione dal ghiaccio di tipo pneumatico e il sistema di condizionamento e pressurizzazione.

In un aeromobile, i sistemi ECS e IPS sono le utenze che assorbono maggiore potenza e per tale motivo, per poter migliorare l'efficienza del velivolo, devono essere studiati dettagliatamente.

Nel Capitolo 1 – *Introduzione*, viene spiegata la necessità di un aggiornamento tecnologico dei velivoli con l'obiettivo di ridurre l'inquinamento ambientale prodotto dall'industria aeronautica. Inoltre, viene descritto il progetto di ricerca PROSIB e vengono riportate le nuove tecnologie sistemistiche sviluppate negli ultimi anni.

Nel Capitolo 2 – *Sistema di condizionamento e pressurizzazione (ECS)*, viene illustrata la funzione di tale sistema, di fondamentale importanza per la sopravvivenza degli occupanti sopra una determinata quota di volo. Si procede a descrivere le possibili architetture dei sistemi di condizionamento e pressurizzazione sia tradizionali che innovative. Lo studio di tale sistema è fondamentale per migliorare l'efficienza di un velivolo poiché è responsabile del 5% dei consumi totali di carburante.

Nel Capitolo 3 – *Sistema di protezione dal ghiaccio (IPS)*, vengono descritti i più comuni sistemi IPS e spiegata la pericolosità della formazione di ghiaccio in volo. Viene esposta nel dettaglio un'architettura innovativa che può essere considerata come un'evoluzione del classico sistema di sghiacciamento di tipo pneumatico da installare su velivoli MEA/AEA o velivoli ibridi.

Nel Capitolo 4 – *Implementazione e simulazione dei sistemi ECS e IPS*, vengono descritti i modelli realizzati e riportati i risultati delle simulazioni sia per il sistema di condizionamento e

pressurizzazione dei velivoli ATR 42-500 ibrido e A320-200 con convalida del modello, sia per il sistema di sghiacciamento di tipo pneumatico con compressore elettrico dedicato per il velivolo ATR 42-500 ibrido.

# Indice

<b>Lista delle figure</b> .....	<b>VII</b>
<b>Lista delle tabelle</b> .....	<b>XI</b>
<b>Abbreviazioni</b> .....	<b>XIII</b>
<b>Capitolo 1 Introduzione</b> .....	<b>1</b>
1.1 Progetto di ricerca PROSIB.....	2
1.2 Velivoli more electric (MEA) /all electric (AEA) .....	4
<b>Capitolo 2 Sistema di condizionamento e pressurizzazione</b> .....	<b>9</b>
2.1 Fisiologia umana .....	9
2.2 Modello dell'atmosfera .....	11
2.2.1 Temperatura e pressione .....	11
2.2.2 Umidità.....	12
2.2.3 Irraggiamento solare .....	14
2.3 Carico termico.....	15
2.3.1 Carico termico dei passeggeri e dell'equipaggio.....	16
2.3.2 Carico termico dei dispositivi avionici ed elettronici .....	16
2.3.3 Equipaggiamenti .....	18
2.3.4 Conduzione, convezione, irraggiamento attraverso le superfici opache della fusoliera .....	19
2.3.5 Irraggiamento solare attraverso le superfici trasparenti .....	27
2.4 Bilancio termico .....	27
2.4.1 Calcolo della portata del sistema ECS .....	28
2.5 Pressurizzazione della cabina .....	28
2.6 Architettura della cold air unit.....	30
2.6.1 Vapor cycle system.....	30
2.6.2 Air cycle system.....	32
2.7 Potenza pneumatica .....	35
2.7.1 Bleed dal motore.....	35
2.7.2 Compressore elettrico dedicato.....	36
2.8 Air condition pack.....	41
2.8.1 Descrizione del funzionamento.....	42

2.8.2 Scambiatore di calore .....	43
2.8.3 Fan del flusso secondario.....	45
2.8.4 Compressore dell'ACM .....	46
2.8.5 Condensatore.....	47
2.8.6 Separatore d'acqua .....	50
2.8.7 Turbina .....	51
2.8.8 Mixer .....	53
2.8.9 Valvola di controllo .....	54
<b>Capitolo 3 Sistema di protezione dal ghiaccio .....</b>	<b>55</b>
3.1 Formazione di ghiaccio .....	55
3.1.1 Acqua sopraffusa.....	55
3.1.2 Congelamento.....	56
3.1.3 Brinamento del vapore acqueo.....	56
3.2 Tipi di ghiaccio .....	56
3.2.1 Ghiaccio rime .....	57
3.2.2 Ghiaccio vetrone.....	57
3.2.3 Ghiaccio misto.....	58
3.3 Modello dell'atmosfera .....	58
3.4 Effetti della formazione di ghiaccio .....	59
3.4.1 Peggioramento delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo.....	59
3.4.2 Peggioramento della stabilità del velivolo .....	61
3.4.3 Sbilanciamento delle eliche e dei rotori.....	62
3.4.4 Ostruzione delle sonde strumentali .....	62
3.4.5 Bloccaggio delle superfici mobili .....	62
3.4.6 Disturbo del flusso in ingresso nelle prese d'aria dei propulsori .....	63
3.4.7 Visibilità.....	63
3.5 Sistemi di protezione dal ghiaccio .....	63
3.5.1 Sistemi per prevenire la formazione di ghiaccio (antighiaccio).....	63
3.5.2 Sistemi per rimuovere il ghiaccio (sghiacciamento).....	65
3.6 Sghiacciamento pneumatico con membrane pulsanti alimentate dal compressore elettrico dedicato .....	66
3.6.1 Boots .....	67
3.6.2 Eiettore .....	70
3.6.3 Controllore .....	71
3.6.4 Filtro .....	72

3.6.5 Valvole.....	72
3.6.6 Presa dinamica .....	72
3.6.7 Compressore .....	73
3.6.8 Motore elettrico.....	74
<b>Capitolo 4 Implementazione e simulazione dei sistemi ECS e IPS.....</b>	<b>75</b>
4.1 Modellizzazione e software utilizzato.....	75
4.1.1 Livello di modellizzazione.....	75
4.1.2 Matlab .....	77
4.2 Modello del sistema di condizionamento e pressurizzazione, ECS.....	77
4.2.1 Architettura del software.....	77
4.3 Modello del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore elettrico dedicato ..	90
4.3.1 Architettura del software.....	90
4.4 Velivoli di riferimento .....	92
4.4.1 ATR 42-500.....	93
4.4.2 Airbus A320-200.....	94
4.5 Simulazioni del sistema ECS.....	96
4.5.1 ECS A320-200: three-wheel bootstrap con bleed dal propulsore.....	96
4.5.2 Convalida del modello ECS.....	101
4.5.3 E-ECS ATR 42-500: two-wheel bootstrap con compressore elettrico dedicato .....	103
4.5.4 Confronto del power budget tra l'architettura ECS e E-ECS per il velivolo ATR 42-500.....	112
4.6 Simulazione IPS pneumatico con compressore dedicato per il velivolo ATR 42-500 .....	114
4.6.1 Confronto del power budget tra il sistema IPS pneumatico con compressore dedicato e IPS elettrotermico.....	117
<b>Conclusioni e sviluppi futuri.....</b>	<b>119</b>
<b>Bibliografia e sitografia.....</b>	<b>121</b>
<b>Ringraziamenti.....</b>	<b>123</b>



# Lista delle figure

Figura 1.1: Propulsore ibrido in serie .....	3
Figura 1.2: Propulsore ibrido in parallelo .....	4
Figura 1.3: Velivolo con architettura tradizionale [3] .....	5
Figura 1.4: Velivolo con architettura more electric [3] .....	6
Figura 1.5: Potenza elettrica generata a bordo [3] .....	7
Figura 2.1: Intervalli di temperatura e umidità relativa [4] .....	10
Figura 2.2: Temperatura aria esterna al variare della quota per diversi modelli di atmosfera [7] .....	12
Figura 2.3: Andamento dell'umidità specifica $\chi$ al variare della quota [8] .....	14
Figura 2.4: Irraggiamento solare al variare dell'altitudine [11] .....	15
Figura 2.5: Flussi termici attraverso la fusoliera .....	20
Figura 2.6: Analogia elettrotermica della fusoliera .....	21
Figura 2.7: Stratigrafia della fusoliera .....	22
Figura 2.8: Ventilazione cabina [11] .....	24
Figura 2.9: Schema ciclo aperto .....	29
Figura 2.10: Schema ciclo chiuso .....	29
Figura 2.11: Quota effettiva e quota cabina durante le fasi di taxi, salita, crociera e discesa.....	30
Figura 2.12: Schema vapor cycle system [4] .....	32
Figura 2.13: Ciclo frigorifero [4] .....	32
Figura 2.14: Schema simple ACM. ....	33
Figura 2.15: Schema two-wheel bootstrap ACM .....	33
Figura 2.16: Schema three-wheel bootstrap ACM .....	34
Figura 2.17: Schema four-wheel bootstrap ACM.....	34
Figura 2.18: Consumo di combustibile dovuto al bleed [17].....	35
Figura 2.19: Schema del sistema di bleed per un propulsore turbofan [18] .....	36
Figura 2.20: Schema del sistema per la generazione di potenza pneumatica con compressore dedicato .....	37
Figura 2.21: Presa d'aria del compressore dedicato per il sistema ECS del Boeing 787 .....	38
Figura 2.22: Diagramma T-S di una presa d'aria .....	39
Figura 2.23: Compressione isoentropica (ideale) e compressione reale.....	40
Figura 2.24: Esempio mappa del compressore.....	40
Figura 2.25: Schema dell'air condition pack con by-pass.....	42

Figura 2.26: Schema dell'air condition pack in condizione di raffreddamento .....	43
Figura 2.27: Schema dello scambiatore di calore.....	44
Figura 2.28: Formazione di ghiaccio in uscita dalla turbina.....	47
Figura 2.29: Schema del condensatore.....	49
Figura 2.30: Separatore d'acqua [20].....	50
Figura 2.31 Espansione isoentropica (ideale) ed espansione reale.....	51
Figura 2.32: Esempio mappa della turbina.....	52
Figura 2.33: Schema del mixer .....	53
Figura 2.34: Valvola a farfalla [12] .....	54
Figura 3.1: Condizioni favorevoli per la formazione di acqua sopraffusa [22].....	56
Figura 3.2: Formazione del ghiaccio rime .....	57
Figura 3.3: Formazione del ghiaccio vetrone.....	58
Figura 3.4: Modello dell'atmosfera in condizioni di ghiaccio (Continuous Maximum icing) [5] .....	59
Figura 3.5: Effetto della formazione di ghiaccio sul profilo alare [22].....	60
Figura 3.6: Polare del velivolo [22] .....	60
Figura 3.7: Stabilità statica longitudinale del velivolo .....	61
Figura 3.8: Antighiaccio aerotermico .....	64
Figura 3.9: Sistema di sghiacciamento elettromeccanico ibrido [23].....	66
Figura 3.10: Schema del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore dedicato ...	66
Figura 3.11: Stratigrafia del boot multistrato [24].....	67
Figura 3.12: Gonfiaggio del boot [24].....	67
Figura 3.13: Superficie da proteggere [25].....	68
Figura 3.14: Profondità da proteggere [25].....	69
Figura 3.15: Schema dell'eiettore .....	71
Figura 3.16: Ciclo di sghiacciamento per il velivolo ATR 72 [22] .....	71
Figura 4.1: Livelli di modellazione [3] .....	76
Figura 4.2: Architetture dell'ACM modellizzate.....	78
Figura 4.3: Flow-chart del modello ECS .....	81
Figura 4.4: Schema della CAU senza by-pass con ACM di tipo three-wheel bootstrap.....	84
Figura 4.5: Schema della CAU con by-pass e ACM di tipo three-wheel bootstrap.....	85
Figura 4.6: Flow chart della funzione CAU con by-pass .....	87
Figura 4.7: Viste quotate del velivolo ATR 42-500 [26].....	93
Figura 4.8: Viste quotate del velivolo A320-200 [27].....	95
Figura 4.9: Carico termico del velivolo A320-200.....	98

Figura 4.10: Schema dell'air conditioning pack del velivolo A320-200 [28] .....	101
Figura 4.11: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 1 .....	102
Figura 4.12: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 2 .....	102
Figura 4.13: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 3 .....	103
Figura 4.14: Carico termico del velivolo ATR 42-500.....	105
Figura 4.15: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 1 .	109
Figura 4.16: Schema di funzionamento dell'ACP nei casi 2 e 3 per il velivolo ATR 42-500 ..	110
Figura 4.17: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 2 .	110
Figura 4.18: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 3 .	111
Figura 4.19: Schema di funzionamento dell'ACP nel caso 4 per il velivolo ATR 42-500 .....	111
Figura 4.20: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 4 .	112
Figura 4.21: Potenza del motore elettrico dell'IPS elettropneumatico al variare della quota di volo .....	116
Figura 4.22: Schema del sistema antighiaccio elettrotermico .....	117
Figura 4.23: Potenziale integrazione dei sistemi ECS e IPS elettropneumatico .....	120



# Lista delle tabelle

Tabella 2.1: Perdita di coscienza per ipossia .....	9
Tabella 2.2: Potenza termica emessa dall'uomo per diverse mansioni.....	16
Tabella 2.3: Potenza termica passeggero ed equipaggio.....	16
Tabella 2.4: Consumi delle luci per l'illuminazione interna al variare della tecnologia.....	19
Tabella 2.5: Analogia elettrotermica .....	20
Tabella 2.6: Conducibilità termica dei materiali più utilizzati per la costruzione della fusoliera .....	23
Tabella 3.1: Caratteristiche del boot .....	67
Tabella 4.1: Input del modello ECS .....	80
Tabella 4.2: Output del modello ECS.....	90
Tabella 4.3: Input del modello IPS elettropneumatico.....	91
Tabella 4.4: Output del modello IPS elettropneumatico.....	92
Tabella 4.5: Caratteristiche principali del velivolo ATR 42-500 [26].....	94
Tabella 4.6: Caratteristiche principali del velivolo A320-200 [27] .....	96
Tabella 4.7: Input del modello ECS per il velivolo A320-200.....	97
Tabella 4.8: Output del modello ECS per il velivolo A320-200 .....	100
Tabella 4.9: Input del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500 .....	105
Tabella 4.10: Output del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500 .....	108
Tabella 4.11: Input del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500.....	114
Tabella 4.12: Output del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500.....	116
Tabella 4.13: Risultati del sistema IPS elettrotermico per l'ala e per l'impennaggio orizzontale .....	117



# Abbreviazioni

<b>Sigla</b>	<b>Significato</b>
ACM	Air Cycle Machine
ACS	Air Cycle System
ACP	Air Conditioning Pack
AEA	All Electric Aircraft
BPV	By-Pass Valve
CA	Cabin Altitude
CAU	Cold Air Unit
ECS	Environmental Control System
E-ECS	Electrical Environmental Control System
IFE	In-Flight Entertainment
IPS	Ice Protection System
ISA	International Standard Atmosphere
MEA	More Electric Aircraft
PCE	Pre-Cooler Exchanger
PHE	Primary Heat Exchanger
PROSIB	PROpulsione e Sistemi IBridi
PRV	Pressure Regulating Valve
SHE	Secondary Heat Exchanger
VCS	Vapor Cycle System
VTOL	Vertical Take-Off Landing



# Capitolo 1

## Introduzione

Negli ultimi anni l'industria aeronautica sta subendo una crescita considerevole. Secondo l'European Aviation Environmental Report (EAER), il numero di voli nell'Unione Europea (UE) e nell'European Free Trade Association (EFTA) tra il 2014 e il 2017 ha registrato un incremento dell'8% e crescerà del 42% dal 2017 al 2040 [1].

In Europa, nel 2016 il settore dei trasporti ha prodotto il 13,4 % delle emissioni totali di gas a effetto serra, di cui l'aviazione è responsabile del 3,6%, rappresentando la seconda fonte di inquinamento più importante dopo il traffico stradale. Nel 1990 le emissioni di gas a effetto serra prodotte dal trasporto aereo nell'UE rappresentavano l'1,4% delle emissioni totali, oggi sono più che raddoppiate.

L'aviazione è anche un'importante fonte di inquinanti atmosferici, in particolare ossidi di azoto ( $\text{NO}_x$ ) e particolato (PM). Nel 2015, tale settore ha rappresentato il 14% delle emissioni totali di  $\text{NO}_x$  nei trasporti dell'UE. A causa del continuo incremento del numero di voli, entro il 2040, le emissioni di  $\text{CO}_2$  e  $\text{NO}_x$  del settore aeronautico dovrebbero aumentare rispettivamente di almeno il 21% e il 16%. L'efficienza ambientale del trasporto aereo continua a migliorare, entro il 2040 ci saranno ulteriori miglioramenti riguardo il consumo medio di carburante per passeggero/ km (-12%) e l'energia acustica emessa per ogni volo (-24%).

Nell'ambito del più probabile scenario futuro, il numero totale di voli che utilizzano aeroporti EU28 + EFTA dovrebbe raggiungere i 13,6 milioni nel 2040, rispetto ai 9,56 milioni nel 2017.

Ogni anno, nuovi aeromobili all'avanguardia si uniscono alla flotta europea per accogliere la crescita e sostituire i vecchi velivoli che si stanno avvicinando alla fine della loro vita operativa. L'età media degli aeromobili è aumentata da 10,3 anni nel 2014 a 10,8 anni nel 2017. Questo aumento dell'età media è stato limitato dalla tendenza dei vettori di linea a investire in nuovi aeromobili come le famiglie A320neo e B737 MAX.

Nel 2008 le associazioni di stakeholder globali dell'industria aeronautica (Airports Council International, Civil Air Navigation Services Organization, International Air Transport Association e International Coordinating Council of Aerospace Industries Associations), sotto l'approvazione dell'Air Transport Action Group, si sono impegnate a perseguire una serie di obiettivi ambiziosi per mitigare le emissioni di  $\text{CO}_2$ :

- Limitare le emissioni nette di CO<sub>2</sub> del trasporto aereo dal 2020;
- Ridurre le emissioni nette di CO<sub>2</sub> nel settore dell'aviazione del 50% entro il 2050, rispetto ai livelli del 2005;
- Ridurre il consumo medio di carburante dal 2009 al 2020 dell'1,5% all'anno.

Per raggiungere questi obiettivi, tutte le parti interessate hanno concordato di lavorare a stretto contatto su una strategia fondata su quattro pilastri:

- Miglioramento della tecnologia e utilizzo di combustibili sostenibili a basse emissioni di carbonio;
- Operazioni aeronautiche più efficienti;
- Miglioramenti delle infrastrutture, compresi i sistemi di gestione del traffico aereo;
- Unica misura a livello globale per colmare il gap delle emissioni rimanenti.

Vi è da sottolineare che l'aviazione non è paragonabile ad altri settori dei trasporti poiché le riduzioni delle emissioni sono più difficili da ottenere. Ciò è legato alla lunga vita operativa degli aeromobili, che potrebbero rimanere in servizio per 25 anni e alla richiesta di elevate potenze e affidabilità con pesi contenuti, tipiche del settore aeronautico.

Negli ultimi 10 anni l'Unione Europea ha investito circa 5 miliardi di euro per finanziare progetti volti al miglioramento delle tecnologie in ambito aeronautico al fine di ridurre l'impatto ambientale del settore dell'aviazione (ad esempio: Clean Sky, SESAR, Horizon 2020 e PROSIB).

## 1.1 Progetto di ricerca PROSIB

Il progetto di ricerca PROSIB (PROpulsione e Sistemi IBridi) è un Programma Operativo Nazionale (PON) finanziato dal Ministero dell'Università e della Ricerca italiano e coordinato dall'azienda Leonardo S.p.A.

Il progetto di ricerca, iniziato a giugno del 2018, si propone di realizzare un'esplorazione quantitativa dei vantaggi e delle criticità che scaturiscono dalla propulsione elettrico/ibrida su velivoli da trasporto regionale & commuter (ala fissa) e su configurazioni VTOL (ala rotante). Il termine del progetto di ricerca PROSIB è fissato a novembre 2020 e il velivolo di riferimento è l'ATR 42 (vedere paragrafo 4.4.1). I partner che fanno parte a questo progetto di ricerca sono:

- Leonardo Divisione Velivoli;
- Leonardo Divisione Elicotteri;
- Università degli Studi di Napoli;
- Politecnico di Torino;

- Università degli Studi di Pisa;
- Università degli Studi di Palermo;
- Skybox Engineering Srl;
- Aeromechs Srl;
- Centro Italiano di Ricerche Aerospaziali (CIRA);

Il Politecnico di Torino si occupa della progettazione dei sistemi di bordo sia tradizionale che innovativi e l'integrazione di tali sistemi con il nuovo sistema propulsivo ibrido. Il presente lavoro di tesi di laurea magistrale si inserisce all'interno di questo progetto di ricerca italiano.

L'uso di un motore ibrido, ovvero un propulsore con componente termica ed elettrica, apporta numerosi benefici legati alla possibilità di ridurre la potenza che deve fornire il motore termico. Infatti, in un velivolo ibrido il motore termico è dimensionato affinché fornisca solo la potenza necessaria alla crociera ed eventualmente alla salita. La potenza aggiuntiva richiesta per il decollo ed eventualmente per la fase di climb o parte di essa viene raggiunta con l'impiego di un motore elettrico. Nella fase di taxi si può inoltre prevedere di utilizzare solo il motore elettrico. Procedendo in questo modo il motore termico risulterà di dimensioni più ridotte rispetto a quello presente nella configurazione classica apportando così un beneficio in termini di minor peso, riduzione dei consumi ed emissioni di CO<sub>2</sub>.

Un velivolo ibrido può avere diverse configurazioni, di seguito vengono analizzate le architetture con propulsione ibrida in serie ed in parallelo. Nel propulsore ibrido in serie (Figura 1.1) si ha un motore termico T che trascina un generatore elettrico G; questo fornisce potenza elettrica al motore elettrico M. Il motore elettrico può ricevere energia anche dalle batterie B. La potenza meccanica generata dal motore elettrico trascina l'elica.

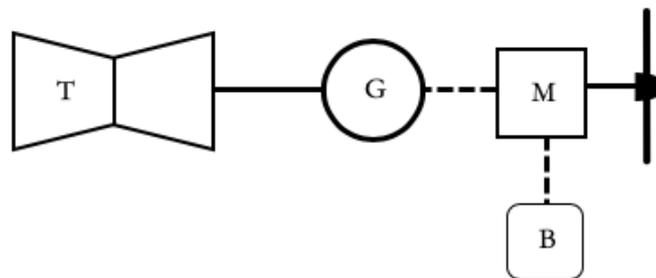


Figura 1.1: Propulsore ibrido in serie

Nel propulsore ibrido in parallelo (Figura 1.2) l'elica è movimentata, tramite un riduttore, sia dal motore termico T che dal motore elettrico M alimentato dalle batterie B. Quando non è più necessario fornire potenza elettrica all'elica il motore elettrico può funzionare da generatore e

ricaricare le batterie. I vantaggi della configurazione ibrida in parallelo sono legati alla doppia fonte di potenza che arriva all'elica, in questo modo la perdita del motore termico o elettrico non compromette interamente il funzionamento del propulsore.

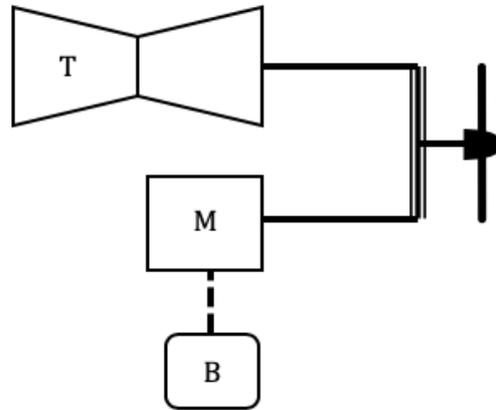


Figura 1.2: Propulsore ibrido in parallelo

Come precedentemente descritto, in un velivolo con propulsione ibrida, la potenza del motore termico è minore rispetto alla configurazione classica per cui la potenza pneumatica che può essere prelevata dal propulsore è conseguentemente più bassa e incide maggiormente sull'incremento del consumo specifico del motore. Nasce quindi la necessità di utilizzare nuove fonti di potenza pneumatica e rivedere il funzionamento dei principali sistemi di bordo che richiedono aria pressurizzata, ovvero, il sistema di protezione dal ghiaccio (IPS) di tipo pneumatico e il sistema di condizionamento e pressurizzazione (ECS). Una soluzione è quella di utilizzare un compressore elettrico dedicato come avviene nei nuovi velivoli MEA/AEA.

## 1.2 Velivoli more electric (MEA) /all electric (AEA)

A bordo di un velivolo si trovano due tipologie di potenza:

- potenza primaria: viene prodotta dal propulsore e ha lo scopo di generare la spinta necessaria al volo;
- potenza secondaria: viene prodotta estraendo parte della potenza generata dal propulsore e ha lo scopo di alimentare i sistemi di bordo.

Nella configurazione tradizionale (Figura 1.3) la potenza per alimentare i sistemi di bordo viene prelevata per via meccanica attraverso la gearbox collegata all'albero del motore e per via pneumatica prelevando aria pressurizzata dai primi stadi del compressore. La gearbox a sua volta trascina i generatori elettrici e le pompe che alimentano il sistema idraulico. L'utilizzo della potenza idraulica ha alcuni svantaggi:

- peso: dovuto ai condotti che sono ridondati e hanno un doppio circuito (mandata e ritorno), al fluido idraulico, alle pompe e ai serbatoi;
- costo: il sistema idraulico è molto complesso e soggetto a perdite, comportando alti costi di installazione e soprattutto di manutenzione (individuare le perdite, svuotare il circuito, sostituire i componenti danneggiati ecc.);
- sicurezza: per quanto il sistema idraulico sia ampiamente consolidato ed estremamente affidabile (i comandi di volo sono ancora affidati al sistema idraulico) il fluido idraulico è infiammabile e corrosivo [2]. Eliminarlo dunque sarebbe auspicabile per aumentare la sicurezza, a patto di mantenere la stessa affidabilità nei sistemi interessati.

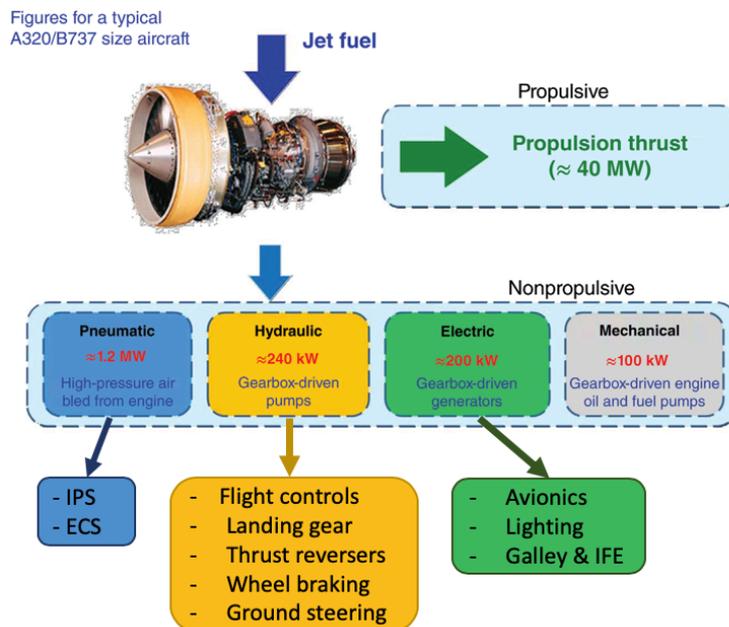


Figura 1.3: Velivolo con architettura tradizionale [3]

Invece, il prelievo di aria compressa dal motore (bleed) ne riduce notevolmente il rendimento aumentandone i consumi, oltre ad appesantire il velivolo con valvole e condotti.

L'industria aeronautica sta puntando a sviluppare e implementare nuove tecnologie che forniscono soluzioni ad alta efficienza energetica al fine di ridurre l'impatto ambientale e i costi di esercizio degli aeromobili. Ciò ha portato a una maggiore elettrificazione dei velivoli a causa delle efficienze intrinsecamente più elevate dei sistemi elettrici.

La filosofia di progetto di un velivolo "more electric" (Figura 1.4) mira a mitigare gli svantaggi tipici di un'architettura tradizionale come di seguito illustrato:

- sostituzione di almeno uno dei circuiti idraulici previsti per gli attuatori dei comandi di volo con un sistema di attuatori elettrici;
- adottare attuatori elettrici per il sistema frenante;

- elettrificare il sistema di protezione dal ghiaccio (IPS);
- utilizzare compressori elettrici dedicati per fornire aria pressurizzata al sistema di condizionamento e pressurizzazione (E-ECS).

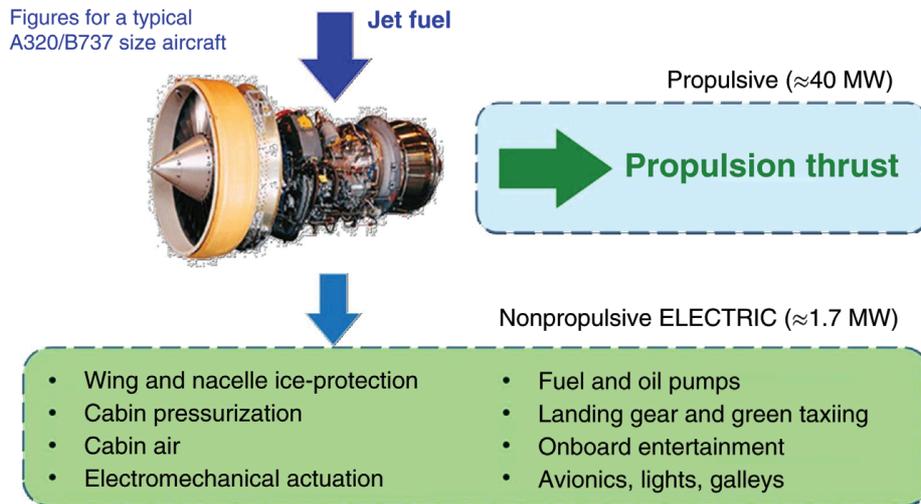


Figura 1.4: Velivolo con architettura more electric [3]

Le principali motivazioni per cui si cerca di elettrificare sempre di più i velivoli possono essere riassunte nei seguenti punti [3]:

1. Peso del sistema ridotto: i sistemi elettrici sono molto più leggeri dei sistemi idraulici;
2. Facilità di manutenzione: circa il 75% dei voli in ritardo lo sono a causa di guasti ai sistemi di bordo [3]. Grazie all'architettura modulare tipica dei sistemi elettrici, la manutenzione è molto più veloce e facile da eseguire rispetto ai sistemi pneumatici, idraulici e meccanici.
3. Aumento dell'efficienza: l'uso di motori con architettura "bleedless" porta ad un incremento significativo dell'efficienza del motore con conseguente riduzione dei consumi e dell'inquinamento ambientale.
4. Riduzione dell'uso del motore al suolo: i motori degli aeromobili, quando vengono utilizzati per manovrare l'aeromobile al suolo, sono incredibilmente inefficienti a causa del basso flusso d'aria e delle richieste di potenza ampiamente al di sotto del loro punto di progettazione. In alternativa, si sta pensando di utilizzare delle macchine elettriche collegate alle ruote dell'aeromobile così da effettuare un "green taxiing" in modo da ridurre significativamente l'inquinamento acustico, i consumi di carburante e quindi le emissioni di CO<sub>2</sub> [3];
5. Controllabilità: i sistemi elettrici forniscono una risposta molto più rapida ai cambiamenti nella richiesta di potenza rispetto ai sistemi pneumatici, idraulici e meccanici;

6. Riconfigurazione: in condizioni di guasto, i sistemi elettrici sono in grado di mantenere la funzionalità mediante una riconfigurazione automatica. Quindi, aumenta l'affidabilità, la sicurezza e la disponibilità del sistema;
7. Diagnostica avanzata: i sistemi elettrici sono in grado di fornire un monitoraggio costante durante il funzionamento e quindi applicare una gestione intelligente al fine di prevenire o mitigare i guasti. Questo può essere cruciale per gli aeromobili durante le fasi di volo critiche (decollo e atterraggio).

L'evoluzione verso l'architettura MEA sta portando a sostituire i sistemi pneumatici e idraulici con gli equivalenti elettrici comportando una crescita della potenza elettrica generata a bordo (Figura 1.5). Il sistema elettrico deve quindi produrre, controllare e distribuire sufficiente potenza per soddisfare il fabbisogno di tutti gli altri sistemi di bordo. Infatti, negli ultimi anni si stanno utilizzando valori della tensione elettrica di bordo sempre più elevati. Tali innalzamenti delle tensioni vanno di pari passo con l'evoluzione della tecnologia dei dispositivi di protezione dalle sovracorrenti.

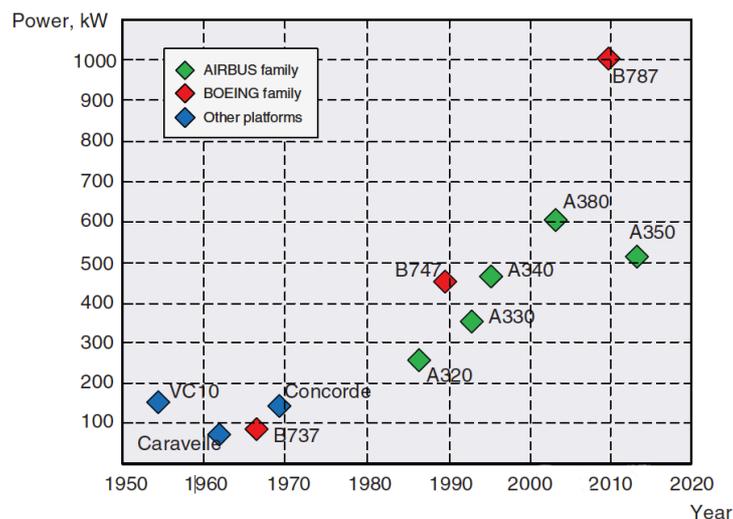


Figura 1.5: Potenza elettrica generata a bordo [3]

Come si evince dalla Figura 1.5, il Boeing-787 Dreamliner è il velivolo maggiormente elettrificato. Inoltre, con la tendenza generale dei futuri velivoli che si spostano verso la propulsione ibrida e completamente elettrica, la richiesta di potenza elettrica entrerà presto nella gamma di diversi megawatt.



# Capitolo 2

## Sistema di condizionamento e pressurizzazione

Il sistema di condizionamento e pressurizzazione ha il compito di mantenere le condizioni ambientali a bordo del velivolo compatibili con la vita. In particolare, deve fornire aria pulita ai passeggeri e all'equipaggio con un'adeguata temperatura e con un livello di umidità controllato, mantenendo pressurizzata la cabina.

La temperatura dell'aria inviata in cabina varia a seconda delle condizioni ambientali ed è tale da mantenere la temperatura dell'aria interna entro un intervallo specifico che tiene conto del comfort dei passeggeri.

### 2.1 Fisiologia umana

La respirazione è un processo fisiologico vitale che consente al corpo umano di assumere ossigeno e restituire anidride carbonica. Per poter estrarre l'ossigeno dall'aria occorre che questo si trovi nei polmoni ad una pressione opportuna: per osmosi l'ossigeno passa nel sangue attraverso le superfici degli alveoli, fissandosi all'emoglobina. È da notare che ciò che conta è la pressione parziale dell'O<sub>2</sub>, indipendentemente dalla pressione atmosferica [4]. Se l'apporto di ossigeno ai tessuti scende sotto un certo limite, si verifica un'ipossia, che si manifesta anzitutto con debolezza, scarsa capacità di concentrazione e il permanere di tale condizione comporta la perdita di coscienza (Tabella 2.1).

Perdita di coscienza per ipossia		
Altitudine	Attività moderata	Riposo
6706 m	5 minuti	10 minuti
7620 m	2 minuti	3 minuti
8534 m	1 minuto	1,5 minuti
9144 m	45 secondi	1,25 minuti
10668 m	30 secondi	45 secondi
12192 m	18 secondi	30 secondi

Tabella 2.1: Perdita di coscienza per ipossia

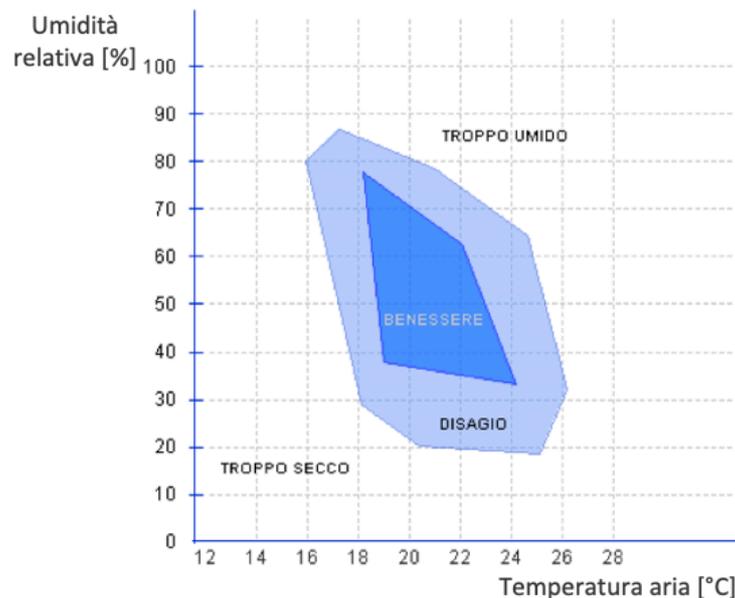
A quote elevate occorre ristabilire un corretto valore della pressione parziale dell'ossigeno. Ciò si può ottenere utilizzando due alternative possibili:

1. aumentare la pressione atmosferica dell'aria a pari percentuale di ossigeno;
2. aumentare la percentuale di ossigeno nell'aria a parità di pressione atmosferica.

Nei velivoli civili, l'aumento della pressione all'interno della fusoliera rispetto alla pressione esterna è il metodo più utilizzato, ciò comporta ovvi vantaggi pratici e psicologici per i passeggeri (assenza di maschere). La pressione minima mantenuta in cabina, per velivoli da trasporto passeggeri, è pari alla pressione corrispondente alla quota di 2438,4 m (CS-25 25.841 [5]), con gradiente a crescere della quota minore di 500 ft/min e a decrescere della quota minore di 300 ft/min [6]. Gradienti di pressione più elevati possono causare danni (soprattutto ai timpani) dovuti alla naturale lentezza della compensazione fisiologica.

Per assicurare la respirazione è comunque necessario un continuo apporto di aria fresca esterna per compensare il consumo di ossigeno da parte degli occupanti.

Le condizioni di benessere legate alla temperatura e all'umidità sono più difficilmente definibili, trattandosi di sensazioni estremamente variabili da individuo a individuo e dipendendo fortemente dalla velocità dell'aria. In generale, la temperatura è ritenuta accettabile per valori compresi fra 20÷24 °C per una giornata calda e 18÷22 °C per una giornata fredda, con tenori di umidità relativa attorno al 30÷70 % (Figura 2.1).



## 2.2 Modello dell'atmosfera

L'impianto ECS deve essere dimensionato in modo da poter estrarre o introdurre calore nell'abitacolo con una escursione di funzionamento molto elevata.

Secondo il modello dell'atmosfera standard internazionale (ISA), la temperatura dell'aria esterna varia da 15°C a livello del mare a -56,5°C alla quota di 11000 m. Si mette in evidenza che, in funzione delle condizioni meteorologiche locali e della latitudine, la temperatura al suolo può variare notevolmente.

### 2.2.1 Temperatura e pressione

Considerando il modello dell'atmosfera standard internazionale (ISA) è possibile utilizzare le seguenti formule per calcolare la temperatura e la pressione dell'aria al variare della quota:

$$T(h) = T_0 - z \cdot h \quad [K] \quad 2.1$$

Dove:

$T_0 = 288,15 \text{ K}$  : temperatura dell'aria a livello medio del mare;

$z = 0,0065 \text{ K/m}$  : gradiente termico verticale;

$h$  : altitudine [m].

La relazione 2.1 è valida fino alla quota di 11000 metri. Nota la temperatura, è possibile calcolare la pressione atmosferica con la relazione 2.2:

$$p(h) = p_0 \left( \frac{T(h)}{T_0} \right)^{\frac{n}{n-1}} \quad [Pa] \quad 2.2$$

Dove:

$p_0 = 101325 \text{ Pa}$  : pressione atmosferica al livello medio del mare;

$n = 1,2349$  : esponente caratteristico della politropica.

Per dimensionare il sistema ECS è necessario considerare oltre al modello ISA anche i modelli di atmosfera non standard basati su diversi anni di osservazione meteorologica (Figura 2.2). Tra questi modelli si ricordano i modelli MIL-STD-210-C [7] e MIL-HDBK-310 [8].

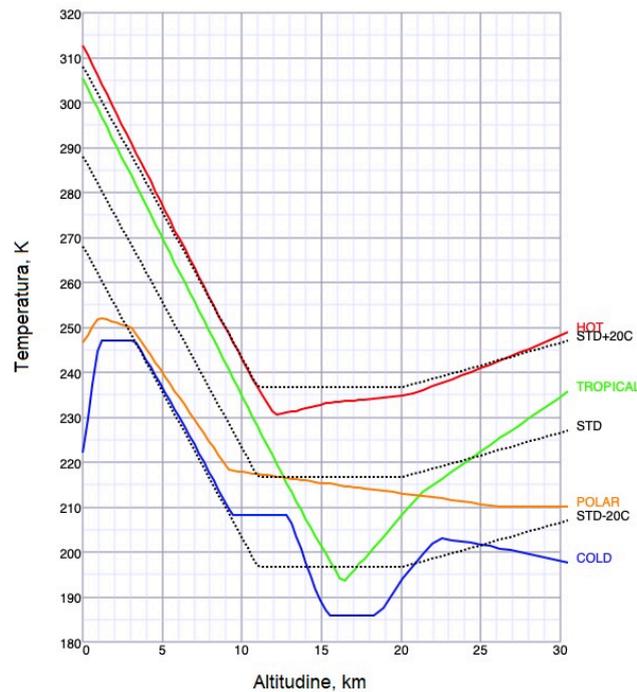


Figura 2.2: Temperatura aria esterna al variare della quota per diversi modelli di atmosfera [7]

### 2.2.2 Umidità

L'umidità è la quantità d'acqua o di vapore acqueo contenuta nell'atmosfera. Esistono diversi parametri che rappresentano l'umidità di un sistema. Si definisce l'umidità relativa o grado igrometrico  $\varphi$  il rapporto percentuale tra la quantità di vapore contenuta in una massa d'aria e la quantità massima (cioè a saturazione) che il volume d'aria può contenere nelle stesse condizioni di temperatura e pressione. L'umidità relativa è uguale al rapporto tra la pressione parziale del vapore acqueo e la pressione di saturazione:

$$\varphi = \frac{p_{H_2O}}{p_{sat}} \quad 2.3$$

Dove:

$p_{H_2O}$  : pressione parziale del vapore acqueo;

$p_{sat}$  : pressione di saturazione.

Invece, l'umidità specifica  $\chi$  è definita come il rapporto tra la massa d'acqua e la massa d'aria secca contenute in un determinato volume:

$$\chi = \frac{m_{H_2O}}{m_{aria\ secca}} \quad 2.4$$

Dove:

$m_{H_2O}$  : massa del vapore acqueo [kg];

$m_{aria\ secca}$  : massa dell'aria secca [kg].

L'umidità specifica e l'umidità relativa sono legate tra loro dalle relazioni 2.5 e 2.6:

$$\chi = \frac{0,622 \cdot \varphi \cdot p_{sat}}{p - p_{sat} \cdot \varphi} \quad 2.5$$

$$\varphi = \frac{\chi \cdot p}{p_{sat}(0,622 + \chi)} \quad 2.6$$

La pressione di saturazione  $p_{sat}$  può essere valutata mediante opportune relazioni analitiche. Nell'intervallo di temperatura 0÷130 °C è valida la relazione 2.7:

$$p_{sat} = \exp\left(A + \frac{2,302585 \cdot T}{B + C \cdot T + D \cdot T^2}\right) \quad [Pa] \quad 2.7$$

Dove:

$A = 6,41542$ ;

$B = 31,614894$ ;

$C = 1,327603 \cdot 10^{-1}$ ;

$D = 1,5593343 \cdot 10^{-5}$ ;

$T$  : temperatura [°C].

Invece, nell'intervallo di temperatura che va da -50 °C a +40 °C è valida l'equazione di Sonntag [9]:

$$p_{sat} = \exp(-6096,9385 \cdot T^{-1} + 16,635794 - 2,711193 \cdot 10^{-2} \cdot T + 1,673952 \cdot 10^{-5} \cdot T^2 + 2,433502 \cdot \ln(T)) \quad [hPa] \quad 2.8$$

Dove:

$T$ : temperatura [K]

La quantità massima di vapore acqueo che può essere contenuta in una massa d'aria umida è calcolata assumendo  $\varphi = 1$ , questa condizione è definita condizioni di saturazione. Se la temperatura diminuisce, a partire da condizioni sature, il vapore acqueo inizia a condensare e l'umidità specifica dell'aria diminuisce.

Note l'umidità relativa, la temperatura e la pressione dell'aria è possibile definire in maniera univoca l'umidità specifica  $\chi$  al livello del mare. Aumentando l'altitudine, la temperatura e la

pressione diminuiscono, ma  $\chi$  non varia poiché non vi sono fonti di vapore acqueo. Sotto queste ipotesi l'umidità relativa varia secondo l'Equazione 2.6.

Ad una certa altitudine vengono raggiunte le condizioni di saturazione ( $\varphi = 1$ ); per altitudini maggiori, l'umidità specifica  $\chi$  diminuisce a causa della condensazione del vapore acqueo. La Figura 2.3 mostra l'andamento dell'umidità specifica al variare della quota riportata nel MIL-HDBK-310 [8].

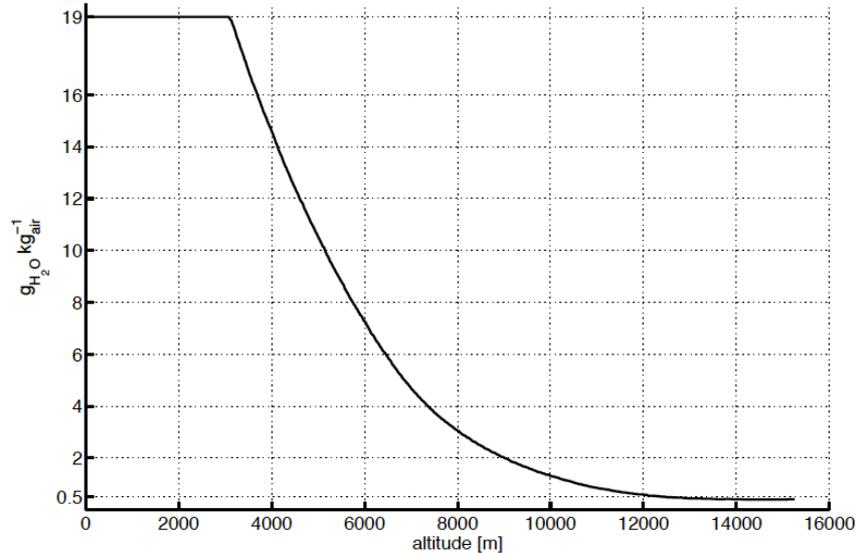


Figura 2.3: Andamento dell'umidità specifica  $\chi$  al variare della quota [8]

### 2.2.3 Irraggiamento solare

Attraverso delle osservazioni satellitari è stato determinato il valore della radiazione solare sulla Terra per unità di area  $G_{sun}$  [10]:

$$G_{sun} = 1361 \text{ W/m}^2 \quad 2.9$$

Tale valore non tiene conto della riduzione dell'irradiazione solare dovuta all'assorbimento e alla dispersione nell'atmosfera. La curva in Figura 2.4 fornisce l'irraggiamento solare al variare della quota in assenza di nubi. Vi è da sottolineare che tale andamento è influenzato dalle latitudini e dalle condizioni meteorologiche.

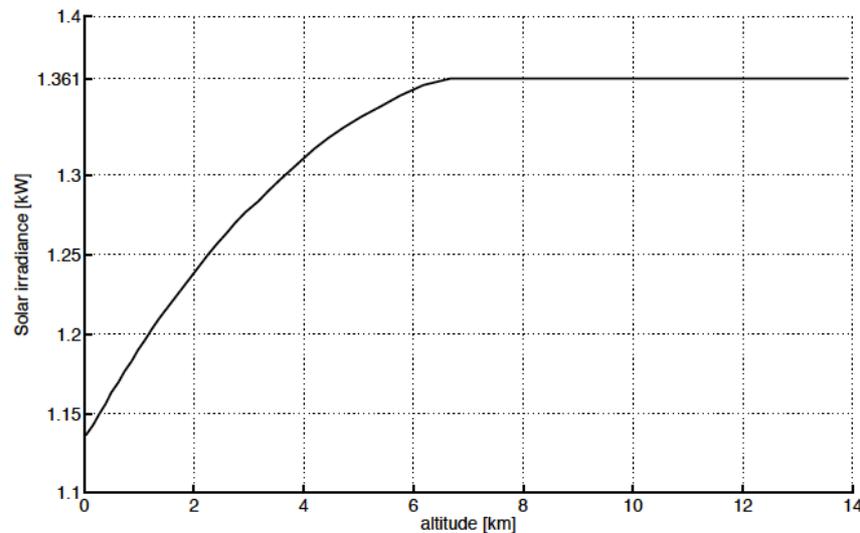


Figura 2.4: Irraggiamento solare al variare dell'altitudine [11]

### 2.3 Carico termico

Il dimensionamento dell'impianto di condizionamento deve partire dal bilancio termico dell'abitacolo. Un calcolo preciso del carico termico dell'aeromobile sarebbe un lungo processo che richiede una conoscenza dettagliata della struttura del velivolo. Tuttavia, come si vedrà successivamente con le grandezze principali della fusoliera (diametro, lunghezza, area superfici trasparenti ecc.) è possibile effettuare una stima sufficientemente accurata.

Il metodo utilizzato permette di calcolare il carico termico in regime stazionario fissate le condizioni ambientali esterne. Si considerano le seguenti sorgenti di calore e flussi termici:

- Carico termico metabolico dovuto alla fisiologia dei passeggeri e dell'equipaggio di bordo ( $q_{met}$ );
- Carico termico dovuto ai dispositivi avionici ed elettronici ( $q_{elettronica}$ );
- Carico termico dovuto alle luci interne della cabina e alla cambusa ( $q_{equip}$ );
- Flusso termico dovuto alla conducibilità termica attraverso le pareti della fusoliera ( $q_{cond}$ );
- Flusso termico dovuto all'irraggiamento solare attraverso le superfici trasparenti ( $q_{irr,sup\ trasp}$ ).

Il carico termico totale è dato dalla relazione 2.10:

$$\dot{q}_{tot} = \dot{q}_{met} + \dot{q}_{elettronica} + \dot{q}_{equip} + \dot{q}_{cond} + \dot{q}_{irr,sup\ trasp} \quad 2.10$$

Di seguito verranno analizzati i seguenti contributi.

### 2.3.1 Carico termico dei passeggeri e dell'equipaggio

In generale, gli esseri viventi sono una sorgente di calore. Il corpo umano regola la propria temperatura scambiando calore con l'aria circostante per convezione, radiazione ed evaporazione dovuto alla sudorazione. Ciò significa che il corpo umano è una fonte di calore sensibile e latente. La potenza termica prodotta dall'essere umano può variare a seconda dell'età, della temperatura dell'aria esterna e dallo stato di attività dell'individuo come riportato in Tabella 2.2.

Attività individuo	Potenza termica [W]
sonno	50
riposo	70
lavoro manuale leggero	100
lavoro manuale moderato	200
lavoro manuale elevato	300

Tabella 2.2: Potenza termica emessa dall'uomo per diverse mansioni

Per il calcolo del carico termico prodotto dai passeggeri e dall'equipaggio sono stati scelti i seguenti valori di riferimento per persona:

Occupanti	Potenza termica [W]
equipaggio	130
passeggero	70

Tabella 2.3: Potenza termica passeggero ed equipaggio

Quindi, il carico termico totale dei passeggeri e dell'equipaggio risulta:

$$\dot{q}_{met} = 130 \cdot N_{crew} + 70 \cdot N_{pax} \quad [W] \quad 2.11$$

Dove:

$N_{crew}$  : numero dell'equipaggio;

$N_{pax}$  : numero dei passeggeri.

### 2.3.2 Carico termico dei dispositivi avionici ed elettronici

Le apparecchiature elettriche sono una delle fonti di calore più importanti. Sono presenti diversi tipi di apparecchiature elettriche installate a bordo, infatti, oltre ai dispositivi avionici, i velivoli sono dotati di apparati utilizzati per il comfort e il relax dei passeggeri. Le apparecchiature elettriche sono sia distribuite su tutto l'aereo (luci, monitor passeggeri ecc.) e scambiano calore direttamente con la cabina, oppure, possono essere alloggiati in un'area dedicata del velivolo

chiamata baia avionica. In questo secondo caso, quando il carico termico dei dispositivi avionici è elevato o il loro raffreddamento è una funzione altamente critica è presente un circuito di raffreddamento dedicato.

### 2.3.2.1 Avionica

Il carico termico generato dall'avionica corrisponde alla potenza elettrica assorbita moltiplicata per un coefficiente di riduzione:

$$\dot{q}_{avionic} = r \cdot P_{avionic} \quad [W] \quad 2.12$$

Dove:

$P_{avionic}$  : potenza elettrica assorbita dall'avionica [W];

$r = 0.95$  : fattore di riduzione.

Il fattore di riduzione tiene conto della potenza elettrica che non viene convertita in calore e che quindi non contribuisce al carico termico, come ad esempio la potenza emessa dalle antenne del velivolo.

### 2.3.2.2 Monitor per l'intrattenimento dei passeggeri

Fondamentale per il sistema di intrattenimento di bordo è il monitor. Questo consente di vedere film, documentari, leggere e-book, giocare ai video giochi, seguire la rotta del velivolo e molto altro. Il carico termico generato dai monitor può essere calcolato con la relazione 2.13:

$$\dot{q}_{monitor} = (N_{pax} + N_{cabin crew}) \cdot P_{monitor} \quad [W] \quad 2.13$$

Dove:

$N_{crew}$  : numero dell'equipaggio di cabina;

$N_{pax}$  : numero dei passeggeri;

$P_{monitor}$  : potenza elettrica assorbita dal singolo monitor [W].

La potenza elettrica assorbita dal monitor dipende dalla dimensione e dalla tipologia dello schermo (LCD, LED, OLED). Per monitor con tecnologia LCD è possibile utilizzare la relazione empirica 2.14 per calcolare la potenza elettrica assorbita al variare della dimensione dello schermo:

$$P_{monitor} = 0,0476 \cdot d^2 + 3,1233 \cdot d - 22,903 \quad 2.14$$

Dove:

$d$  : dimensione dello schermo [inch].

### 2.3.3 Equipaggiamenti

La potenza termica emessa dal sistema degli equipaggiamenti, generalmente noto come Equipment Furnishings, è rilevante. Pertanto, se ne deve tenere conto ai fini del calcolo del carico termico (relazione 2.15):

$$\dot{q}_{equip} = \dot{q}_{luci} + \dot{q}_{cambusa} \quad 2.15$$

Si andrà a valutare la potenza termica emessa dall'illuminazione interna della cabina  $\dot{q}_{luci}$  e si faranno delle considerazioni per la potenza termica emessa dalla cambusa  $\dot{q}_{cambusa}$ .

#### 2.3.3.1 Luci della cabina

Nel calcolo dei carichi termici si deve valutare la potenza termica prodotta dall'illuminazione interna. In particolare, si considerano le luci da lettura per ogni passeggero e per l'equipaggio di cabina, l'illuminazione a pavimento per le vie di fuga e l'illuminazione del corridoio:

$$\begin{aligned} \dot{q}_{luci} = r_{luci} [ & (N_{pax} + N_{cabin crew}) \cdot P_{lettura} + 0,65 \\ & \cdot l_f (P_{pav} \cdot N_{pav} + P_{cor} \cdot N_{cor}) ] \quad [W] \end{aligned} \quad 2.16$$

Dove:

$r_{luci}$  : fattore di conversione della potenza elettrica in potenza termica;

$N_{crew}$  : numero dell'equipaggio di cabina;

$N_{pax}$  : numero dei passeggeri;

$P_{lettura}$  : potenza elettrica assorbita dalla singola luce di lettura [W];

$l_f$  : lunghezza della fusoliera [m];

$P_{pav}$  : potenza elettrica assorbita dalla striscia luminosa del pavimento [W/m];

$P_{cor}$  : potenza elettrica assorbita dalla striscia luminosa del corridoio [W/m];

$N_{pav}$  : numero di strisce luminose presenti sul pavimento;

$N_{cor}$  : numero di strisce luminose presenti nel corridoio.

Il fattore di conversione della potenza elettrica in potenza termica dipende dalla tecnologia dell'illuminazione. Ad esempio, per luci LED tale valore può essere assunto pari a 0,6.

Per il calcolo del numero di strisce presenti nel corridoio e sul pavimento si utilizzano le seguenti relazioni:

$$N_{pav} = 2 \cdot N_{aisle}$$

$$N_{cor} = 2(1 + N_{aisle})$$

Dove:

$N_{aisle}$  : numero dei corridoi.

In Tabella 2.4 sono riportati i consumi delle luci per l'illuminazione interna al variare della tecnologia:

Tipologia luce	Incandescenza	LED	OLED
Lettura [W]	20	2.4	0.38
Corridoio [W/m]	12.5	7	2.76
Pavimento [W/m]	4	1	0.6

Tabella 2.4: Consumi delle luci per l'illuminazione interna al variare della tecnologia.

### 2.3.3.2 Cambusa

La cambusa è dotata di forni, bollitori e frigoriferi. I bollitori e i forni producono carichi termici aggiuntivi ma di breve durata e quindi possono essere trascurati nel calcolo del carico termico complessivo dell'aeromobile. Invece, i frigoriferi generano un carico termico non trascurabile.

I velivoli di piccole dimensioni utilizzano ghiaccio secco come dissipatore di calore, in questo caso i frigoriferi non rappresentano un carico termico aggiuntivo.

Sui velivoli di medie dimensioni il sistema di raffreddamento della cambusa è di tipo vapor cycle ed emana il calore direttamente nella cabina. In questo caso la fonte di calore aggiuntiva deve essere tenuta in considerazione nel calcolo del carico termico complessivo.

Sui grandi aeromobili il sistema di raffreddamento del frigorifero è centralizzato e i singoli frigoriferi vengono raffreddati utilizzando un fluido secondario; l'unità di refrigerazione centralizzata (CRU) è un'unità autonoma che utilizza l'aria esterna per raffreddare il fluido secondario.

### 2.3.4 Conduzione, convezione, irraggiamento attraverso le superfici opache della fusoliera

Per il calcolo del flusso termico attraverso le superfici opache della fusoliera in regime stazionario è possibile utilizzare l'analogia elettrotermica.

Nello studio della trasmissione del calore nelle tre forme possibili (conduzione, convezione e irraggiamento), il flusso di potenza termica a regime può essere determinato con la relazione 2.17:

$$\dot{q} = \frac{\Delta T}{R} \quad [W] \quad 2.17$$

Dove:

$\dot{q}$  : potenza termica trasmessa [W];

$\Delta T$  : differenza di temperatura tra gli estremi della sezione di controllo [K];

$R$  : resistenza termica [ $K/W$ ].

La relazione 2.17 è formalmente identica alla legge di Ohm:  $I = \Delta V/R$ , per tale motivo è valida l'analogia elettrotermica. Le grandezze che si corrispondono nell'analogia elettrotermica sono riassunte in Tabella 2.5:

Calore		Elettricità	
$\Delta T$	Differenza di temperatura	$\Delta V$	Differenza di potenziale
$\dot{q}$	Potenza termica	$I$	Intensità di corrente
$R$	Resistenza termica	$R$	Resistenza elettrica

Tabella 2.5: Analogia elettrotermica

Prendendo come riferimento una fusoliera a sezione circolare è possibile individuare i seguenti flussi termici (Figura 2.5):

- Convezione con l'ambiente esterno;
- Convezione interna;
- Irraggiamento con il cielo;
- Irraggiamento con la Terra;
- Irraggiamento solare;
- Conduzione.

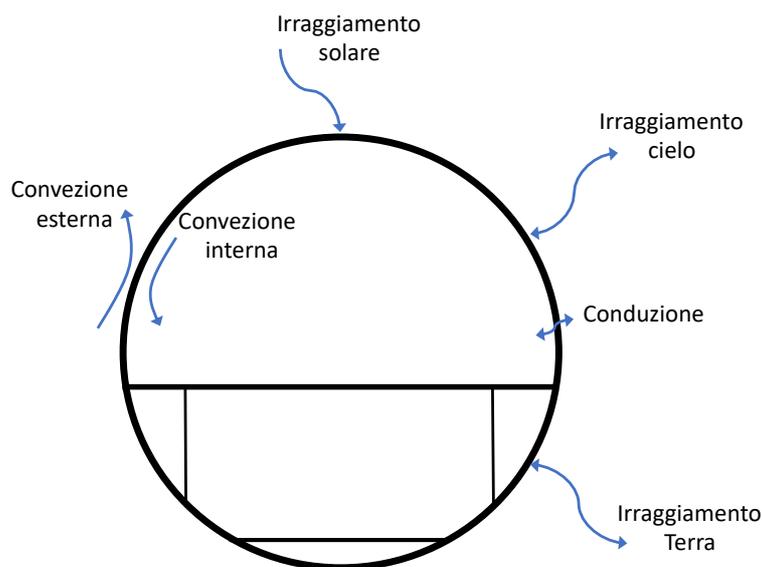


Figura 2.5: Flussi termici attraverso la fusoliera

Utilizzando l'analogia elettrotermica è possibile schematizzare il problema nel modo seguente (Figura 2.6):

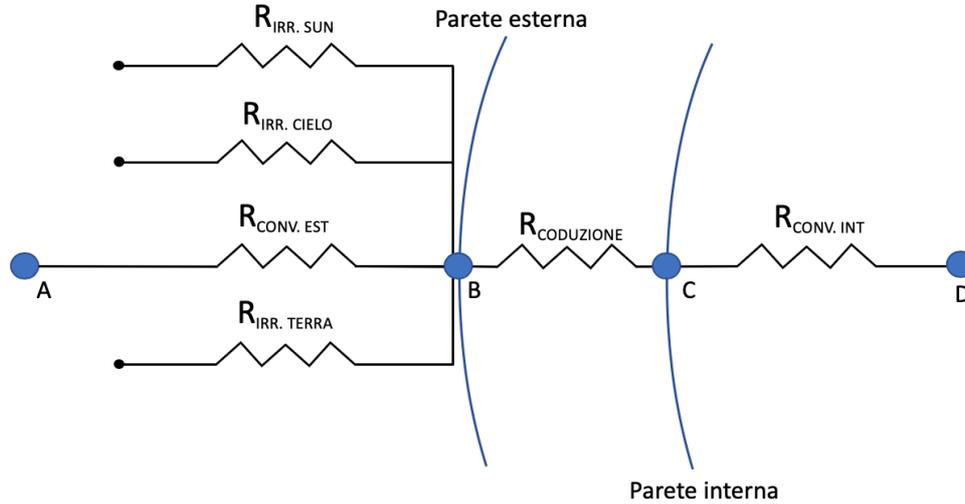


Figura 2.6: Analogia elettrotermica della fusoliera

Per poter calcolare le temperature delle pareti della fusoliera interna ed esterna è necessario risolvere il seguente sistema di equazioni non lineari nelle incognite  $T_{skin,int}$  e  $T_{skin,est}$ :

$$\begin{cases} \dot{q}_{conv,int} = \dot{q}_{cond} \\ \dot{q}_{irr,sun} + \dot{q}_{irr,Terra} + \dot{q}_{irr,cielo} + \dot{q}_{conv,est} = \dot{q}_{cond} \end{cases} \quad 2.18$$

La prima equazione del sistema 2.18 è data dal bilancio dei flussi termici nel nodo C, invece, la seconda equazione rappresenta il bilancio dei flussi nel nodo B (Figura 2.6).

Per il velivolo in volo si considera che la temperatura della parete esterna è uguale alla temperatura di recupero,  $T_r$ :

$$T_{skin,est} = T_r = T_{amb} \left( 1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad [K] \quad 2.19$$

Dove:

$T_{amb}$  : temperatura dell'aria esterna [K];

$r = \sqrt[3]{Pr}$  : fattore di recupero;

$M$  : Mach di volo;

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria.

Nel caso in volo, essendo nota la temperatura della parete esterna, per poter calcolare il flusso termico attraverso le superfici opache della fusoliera è sufficiente risolvere il bilancio nel nodo C (Figura 2.6):

$$\dot{q}_{conv,int} = \dot{q}_{cond} \quad 2.20$$

L'equazione 2.20 è non lineare nell'incognita  $T_{skin,int}$ . Di seguito verranno analizzati i singoli flussi termici.

### 2.3.4.1 Conduzione

Per il calcolo del flusso termico per conduzione, la fusoliera del velivolo può essere schematizzata in (Figura 2.7):

- Skin esterno: il rivestimento esterno è realizzato in alluminio o in materiale composito e ha la funzione di sopportare i carichi aerodinamici;
- Strato isolante/strutturale: nello strato centrale, oltre alla presenza degli elementi strutturali necessari a sopportare i carichi a cui la fusoliera è sottoposta, sono presenti cavi elettrici, condotti e uno strato di materiale isolante. Al fine di valutare il flusso termico lo strato intermedio viene considerato omogeneo con le caratteristiche termiche dello strato isolante. Uno dei materiali isolanti largamente utilizzato in aeronautica è la microlite con spessori che variano dai 25 mm fino a 51 mm.
- Skin interno: il rivestimento interno è realizzato solitamente in materiale composito e ha una funzione decorativa.

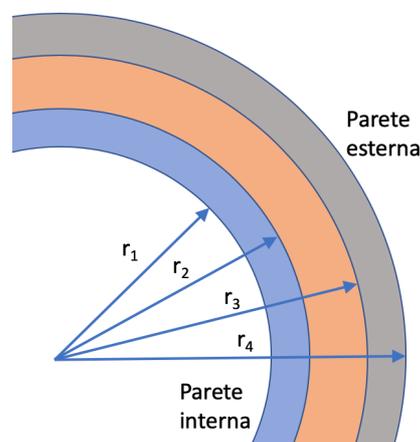


Figura 2.7: Stratigrafia della fusoliera

Applicando l'analogia elettrotermica si può calcolare la potenza termica dovuta alla conduzione:

$$\dot{q}_{cond} = \frac{T_{skin,est} - T_{skin,int}}{R_{fus}} \quad [W] \quad 2.21$$

Dove:

$T_{skin,est}$  : temperatura della parete esterna [K];

$T_{skin,int}$  : temperatura della parete interna [K];

$R_{fus}$  : resistenza termica della fusoliera [K/W].

Nello studio non sono stati tenuti in considerazione i ponti termici. Poiché la fusoliera ha una geometria cilindrica e come visto precedentemente è una parete multistrato, la resistenza termica della fusoliera è data dalla seguente relazione [12]:

$$R_{fus} = R_1 + R_2 + R_3 = \sum_{i=1}^3 \frac{\log\left(\frac{r_{i+1}}{r_i}\right)}{2\pi(l_f \cdot 0,8)k_i} \quad [K/W] \quad 2.22$$

Dove:

$r_i$  : raggio interno dello strato i-esimo [m];

$r_{i+1}$  : raggio esterno dello strato i-esimo [m];

$l_f$  : lunghezza della fusoliera [m];

$k_i$  : conducibilità termica dello strato i-esimo [W/(m K)].

La conducibilità termica è una misura dell'attitudine di una sostanza a trasmettere il calore, ossia maggiore è il valore di  $k$ , meno isolante è il materiale. Tale grandezza dipende solo dalla natura del materiale e non dalla sua forma. In Tabella 2.6 sono riportati i valori della conducibilità termica dei materiali più utilizzati per la costruzione della fusoliera.

<b>Materiale</b>	<b>Conducibilità termica <math>k</math> [W/(mK)]</b>
Alluminio	205
Microlite (isolante)	0,04
Composito (vetroresina)	0,3
Plastico	0,7

Tabella 2.6: Conducibilità termica dei materiali più utilizzati per la costruzione della fusoliera

### 2.3.4.2 Convezione interna

Nella cabina sono presenti sorgenti di calore localizzate (luci, apparecchi elettronici, persone ecc.) che provocano una distribuzione non uniforme della temperatura interna. Il sistema di distribuzione dell'aria deve essere progettato per omogeneizzare la temperatura all'interno del vano. L'aria viene generalmente immessa dal soffitto della cabina e prelevata dal pavimento (Figura 2.8).

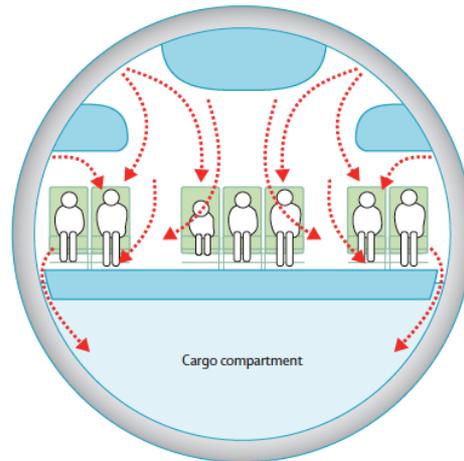


Figura 2.8: Ventilazione cabina [11]

Assumendo che il sistema di distribuzione omogeneizza la temperatura all'interno della cabina, si considera che la temperatura interna è costante.

Per evitare fastidio ai passeggeri, la velocità dell'aria interna non può essere molto elevata e generalmente è compresa tra 0 m/s e 1 m/s. Il flusso termico di convezione interna può essere calcolato con la seguente relazione [13] :

$$\dot{q}_{conv,int} = h_{conv} \cdot A_{int} (T_{cab} - T_{skin,int}) \quad [W] \quad 2.23$$

Dove:

$h_{conv} = 11,36 + 5,66 \cdot v_{vent}$  [W/(m<sup>2</sup>K)]: coefficiente di scambio termico per convezione;

$v_{vent}$  : velocità dell'aria interna [m/s];

$A_{int}$  : area interna della fusoliera [m<sup>2</sup>];

$T_{cab}$  : temperatura dell'aria in cabina [K];

$T_{skin,int}$  : temperatura della parete interna della cabina [K].

### 2.3.4.3 Convezione esterna

Il calcolo del flusso termico di convezione esterna risulta complesso in quanto dipende da innumerevoli fattori (velocità del vento, temperatura dell'aria, temperatura della parete esterna della fusoliera, geometria della fusoliera ecc.). Assimilando la fusoliera ad un corpo cilindrico di lunghezza finita, è possibile utilizzare la seguente relazione per il calcolo della convezione esterna quando il velivolo è fermo al suolo (basse velocità del vento):

$$\dot{q}_{conv,est} = h_{free} \cdot A_{est} (T_{skin,est} - T_{amb}) \quad [W] \quad 2.24$$

Dove:

$h_{free}$ : coefficiente di scambio termico per convezione naturale [ $W/(m^2K)$ ];

$A_{est}$ : area esterna della fusoliera [ $m^2$ ];

$T_{skin,est}$ : temperatura della parete esterna della fusoliera [ $K$ ];

$T_{amb}$ : temperatura dell'aria esterna [ $K$ ];

Il coefficiente di scambio termico per convezione naturale è dato dalla seguente relazione [14]:

$$h_{free} = \frac{0,13 \cdot k \cdot Ra^{1/3}}{d_f} \quad 2.25$$

Dove:

$Ra = Gr \cdot Pr$ : numero di Rayleigh;

$k$ : conduttività termica dell'aria [ $BTU/h \text{ ft } ^\circ F$ ];

$d_f$ : diametro della fusoliera [ $ft$ ].

Il numero di Rayleigh caratterizza il regime di moto del fluido in convezione naturale. Esso è un numero adimensionale utilizzato per lo studio delle forze di galleggiamento e può essere interpretato come il rapporto tra le forze di galleggiamento e le forze d'attrito viscoso. Il numero di Rayleigh è pari al prodotto del numero di Grashof per il numero di Prandtl.

Il numero di Grashof è definito come:

$$Gr = \frac{g \cdot \beta \cdot (T_{skin,est} - T_{amb}) \cdot d_f^3}{\nu^2} \quad 2.26$$

Dove:

$g = 9,81 \text{ m/s}^2$ : accelerazione di gravità;

$\beta$ : coefficiente di dilatazione termica dell'aria [ $K^{-1}$ ];

$T_{skin,est}$ : temperatura della parete esterna della fusoliera [ $K$ ];

$T_{amb}$ : temperatura dell'aria esterna [ $K$ ];

$d_f$ : diametro della fusoliera [ $m$ ];

$\nu$ : viscosità cinematica dell'aria [ $m^2/s$ ].

Invece, il numero di Prandtl è un numero adimensionale che esprime il rapporto della diffusività cinematica rispetto alla diffusività termica:

$$Pr = \frac{\mu \cdot c_p}{k} \quad 2.27$$

Dove:

$\mu$  : viscosità dinamica [ $kg/(m \cdot s)$ ];

$c_p$  : calore specifico a pressione costante [ $J/(K \cdot kg)$ ];

$k$  : conducibilità termica dell'aria [ $W/(m \cdot K)$ ].

#### 2.3.4.4 Irraggiamento solare

Il carico termico dovuto all'irraggiamento solare può essere calcolato con la seguente relazione:

$$\dot{q}_{irr,sun} = \frac{\alpha \cdot G_{sun} \cdot A_{est}}{\pi} \quad [W] \quad 2.28$$

Dove:

$\alpha$  : coefficiente di assorbimento;

$G_{sun}$  : radiazione solare [ $W/m^2$ ];

$A_{est}$  : area esterna della fusoliera [ $m^2$ ].

Il coefficiente di assorbimento dipende dal tipo di materiale con cui è realizzata la fusoliera.

#### 2.3.4.5 Irraggiamento Terra e cielo

Il velivolo e le superfici circostanti (pista, edifici aeroportuali, mare, ecc.) non sono corpi neri. L'interazione tra le superfici grigie è molto complessa perché il percorso di ciascun raggio emesso deve essere analizzato tenendo in considerazione l'interazione tra tutte le superfici circostanti. Il velivolo interagisce principalmente con il cielo e la Terra.

Per il calcolo di questo carico termico è opportuno considerare le seguenti ipotesi semplificative:

- la superficie del velivolo è assimilabile a un punto avente una temperatura uguale alla temperatura media della superficie del velivolo;
- i raggi interagiscono solo una volta con la superficie dell'aeroplano.

Quest'ultima ipotesi è giustificata dal fatto che un raggio emesso o riflesso dalla superficie dell'aeromobile ha una probabilità molto bassa di colpire nuovamente il velivolo a causa delle piccole dimensioni dell'aeromobile rispetto a quella dell'ambiente circostante. In base a tali ipotesi semplificative, lo scambio di calore per irraggiamento viene trattato come se il velivolo fosse assimilabile a un corpo grigio, invece, la Terra e il cielo possono essere assunti come corpi neri. I flussi termici si determinano con le relazioni 2.29 e 2.30:

$$\dot{q}_{irr,terra} = \sigma \cdot \epsilon \cdot F_{terra} \cdot A_{ext} (T_{skin,est}^4 - T_{Terra}^4) \quad [W] \quad 2.29$$

$$\dot{q}_{irr,cielo} = \sigma \cdot \epsilon \cdot F_{cielo} \cdot A_{ext} (T_{skin,est}^4 - T_{cielo}^4) \quad [W] \quad 2.30$$

Dove:

$\sigma = 5,670367 \cdot 10^{-8} W/(m^2K^4)$  : costante di Stefan-Boltzmann;

$\epsilon$  : emissività del materiale;

$F_{Terra}$  : fattore di vista per la Terra;

$F_{cielo}$  : fattore di vista per il cielo;

$A_{ext}$  : area esterna della fusoliera [ $m^2$ ];

$T_{skin,est}$  : temperatura della parete esterna della fusoliera [ $K$ ];

$T_{Terra}$  : temperatura media della Terra [ $K$ ];

$T_{cielo}$  : temperatura media del cielo [ $K$ ];

L'emissività di un materiale è la frazione di energia irraggiata da quel materiale rispetto all'energia irraggiata da un corpo nero che sia alla stessa temperatura. È una misura della capacità di un materiale di irraggiare energia. Per i corpi grigi l'emissività è un numero compreso tra zero e uno (esclusi).

### 2.3.5 Irraggiamento solare attraverso le superfici trasparenti

Il flusso termico dell'irraggiamento solare attraverso le superfici trasparenti può essere calcolato con la seguente relazione:

$$\dot{q}_{irr,sun} = \tau \cdot G_{sun} \cdot \frac{2}{3} A_{windows} \quad [W] \quad 2.31$$

Dove:

$\tau$  : coefficiente di trasmissione;

$G_{sun}$  : radiazione solare [ $W/m^2$ ];

$A_{windows}$  : area totale delle superfici trasparenti [ $m^2$ ].

Il coefficiente di trasmissione dipende dal tipo di materiale e dall'angolo di incidenza della radiazione solare.

## 2.4 Bilancio termico

Una volta noto il carico termico totale agente sul velivolo, si calcola il flusso d'aria che il sistema di condizionamento deve erogare al fine di pareggiarlo:

$$\dot{q}_{ECS} = \dot{q}_{tot} \quad 2.32$$

### 2.4.1 Calcolo della portata del sistema ECS

Per calcolare la portata d'aria che il sistema di condizionamento deve fornire per bilanciare il carico termico totale si utilizza la relazione seguente:

$$\dot{m}_{ECS} = \frac{\dot{q}_{tot}}{c_p(T_{ECS} - T_{cab})} \quad [kg/s] \quad 2.33$$

Dove:

$\dot{q}_{tot}$  : flusso termico totale [W];

$c_p$  : calore specifico dell'aria a pressione costante [J/(K · kg)];

$T_{ECS}$  : temperatura dell'aria in uscita dal sistema di condizionamento [K];

$T_{cab}$  : temperatura dell'aria in cabina [K].

Per il comfort dei passeggeri la temperatura interna della cabina deve essere compresa tra 18 °C e 24 °C. Invece, la temperatura in uscita dal sistema di condizionamento è compresa tra 2 °C per la condizione di raffreddamento e 50 °C in condizione di riscaldamento. Temperature minori di 2 °C possono provocare formazione di ghiaccio nei condotti e rendere sgradevoli i getti d'aria gelida sui passeggeri. Invece, temperature maggiori di 50 °C possono provocare fastidi ai passeggeri dovuti alle eccessive correnti convettive e alla possibilità di ustioni in caso di contatto diretto della pelle umana con le bocchette dell'aria collocate in cabina.

La portata del sistema di condizionamento e pressurizzazione  $\dot{m}_{ECS}$  deve essere confrontata con la portata minima dettata dalla normativa. In particolare, deve sussistere la relazione 2.34:

$$\dot{m}_{ECS} \geq \dot{m}_{min} \quad 2.34$$

La portata minima dipende dal numero di persone presenti a bordo. La normativa FAA 25.831 [15] impone che la portata minima d'aria esterna sia pari a 0.00416 kg/s per passeggero. Tale valore può essere aumentato per migliorare il comfort dei passeggeri.

## 2.5 Pressurizzazione della cabina

Per pressurizzare la cabina si distinguono due principali metodologie: prelevare l'aria compressa dal motore, oppure, prelevare l'aria dall'esterno e comprimerla con dei compressori dedicati. L'aria viene, successivamente, inviata alla Cold Air Unit (CAU) che la rende tale da poter essere impiegata per il condizionamento della cabina.

Il ciclo di pressurizzazione della fusoliera di un velivolo può essere:

- ciclo aperto: la portata d'aria viene scaricata attraverso la valvola di outflow. Questa architettura non necessita della presenza di filtri di depurazione in quanto l'aria viene reintegrata con quella proveniente dall'esterno (Figura 2.9).
- ciclo chiuso: la portata d'aria viene continuamente ricircolata e le perdite con l'esterno sono minime. È necessaria la presenza di filtri attivi di depurazione per mantenere le condizioni ambientali all'interno della cabina compatibili con la vita a bordo (Figura 2.10). Il vantaggio di questa architettura è la minore richiesta di potenza pneumatica necessaria alla pressurizzazione della cabina.

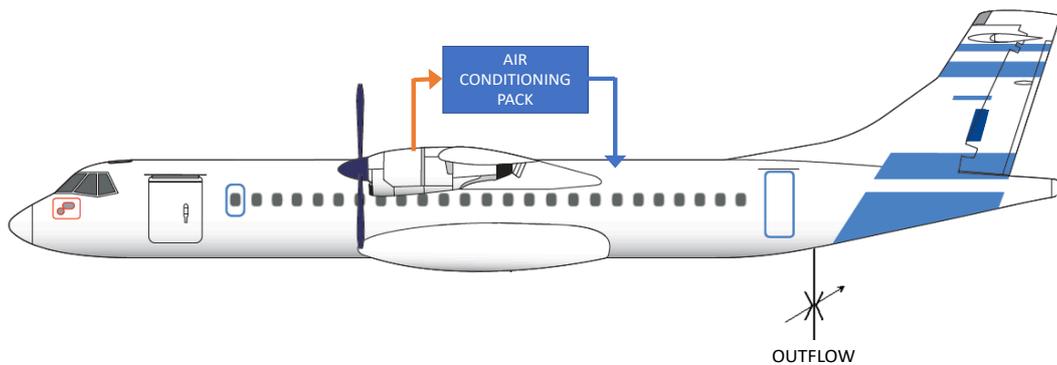


Figura 2.9: Schema ciclo aperto

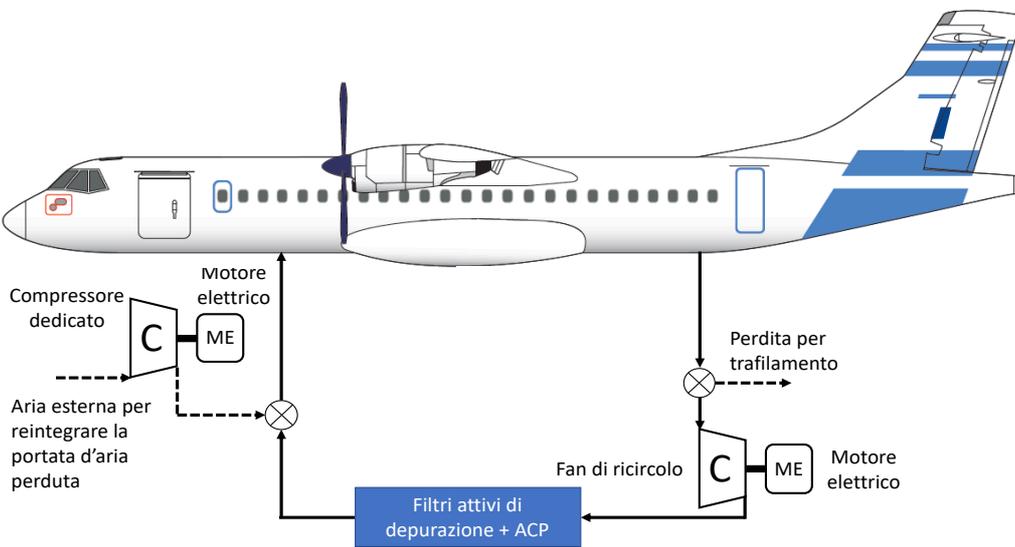


Figura 2.10: Schema ciclo chiuso

La differenza di pressione fra l'interno e l'esterno della fusoliera determina una condizione di carico sulla fusoliera stessa. Il carico strutturale, dovuto alla pressurizzazione, ha rilevanza sia dal punto di vista statico che per quanto riguarda i fenomeni di fatica.

In linea teorica, il sistema di regolazione più semplice, salendo in quota, sarebbe quello di mantenere la pressione in cabina uguale alla pressione esterna fino al raggiungimento della pressione minima ammissibile e poi di mantenerla costante. Invece, per minimizzare il gradiente di pressione in modo da migliorare il comfort dei passeggeri, si programma una salita alla quota massima apparente in cabina nello stesso tempo previsto dal piano di volo per il raggiungimento della quota di crociera ed una analoga programmazione per la discesa.

La Figura 2.11 riporta l'andamento tipico della quota effettiva e della quota mantenuta in cabina per una missione di volo standard costituita da salita, crociera e discesa.

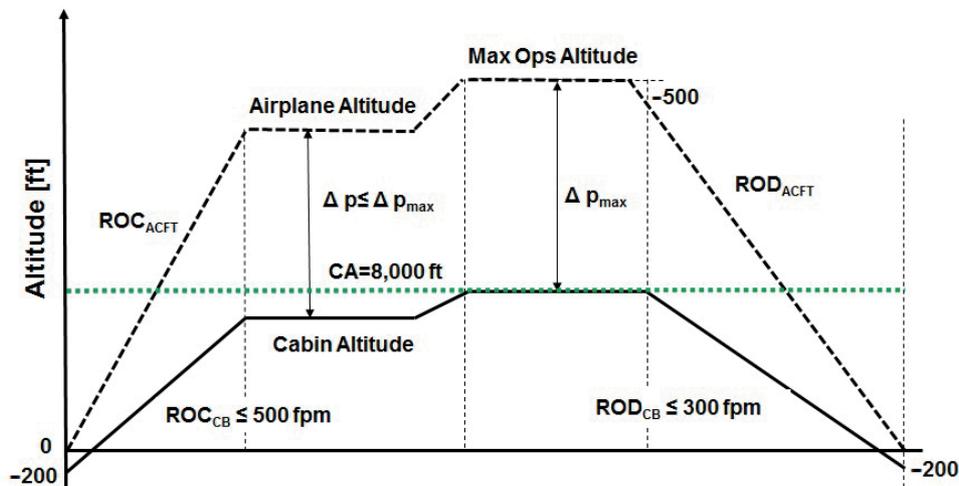


Figura 2.11: Quota effettiva e quota cabina durante le fasi di taxi, salita, crociera e discesa

Dalla Figura 2.11 si nota come durante il rullaggio, la quota di cabina (CA) è generalmente impostata a 200 piedi al di sotto dell'elevazione dell'aeroporto (+0.1 psi) al fine di pressurizzare le guarnizioni dei portelloni [16].

## 2.6 Architettura della cold air unit

In ambito aeronautico sono utilizzate principalmente due architetture del sistema di condizionamento: il vapor cycle system (VCS) e l'air cycle system (ACS). Nei paragrafi seguente verrà descritto il funzionamento di queste due differenti architetture.

### 2.6.1 Vapor cycle system

L'architettura vapor cycle system (VCS) viene utilizzata per il controllo termico dei velivoli di piccole dimensioni e degli elicotteri che non richiedono la pressurizzazione della cabina. Nei velivoli di grandi dimensioni questa architettura viene utilizzata per la refrigerazione della cambusa e quando necessario della baia avionica.

Il vapor cycle system basa il suo funzionamento sul ciclo frigorifero, ovvero, un ciclo termodinamico in grado di trasferire calore da un ambiente a bassa temperatura a uno a temperatura superiore. Ciò è possibile utilizzando un fluido refrigerante che fluisce in un circuito chiuso. Per molti anni, il diclorodifluorometano (R12) è stato il refrigerante standard utilizzato nei sistemi di condizionamento d'aria a ciclo di vapore degli aeromobili. Però l'R12 ha un effetto negativo sull'ambiente e quindi, nella maggior parte dei casi, è stato sostituito dal tetrafluoroetano (R134a). Si applica un lavoro di compressione per far passare il fluido dallo stato gassoso a liquido; la compressione e il cambiamento di stato producono calore, che viene estratto dal ciclo. Successivamente, il liquido è fatto espandere ed evaporare, sottraendo calore nel cambiamento di stato, producendo il voluto effetto frigorifero.

Nel vapor cycle system sono presenti i seguenti componenti (Figura 2.12):

- **Compressore:** ha il compito di innalzare la pressione del fluido refrigerante. Durante questo passaggio si registra un aumento significativo della temperatura portando il fluido refrigerante nella fase di vapore surriscaldato (tratto 1-2: Figura 2.13). Il compressore, per esser mosso, necessita del lavoro esterno;
- **Condensatore:** Il fluido percorre la serpentina del condensatore e, attraverso una trasformazione isobara, cede calore e comincia a raffreddarsi fino a raggiungere lo stato di vapore saturo secco (tratto 2-2': Figura 2.13). Sempre a pressione costante, il vapore comincia a condensare (tratto 2'-3: Figura 2.13)
- **Receiver drier:** funge da serbatoio del fluido refrigerante. Si trova a valle del condensatore e a monte della valvola di espansione. Quando fa molto caldo, il sistema utilizza più refrigerante rispetto a quando le temperature sono moderate. A tale scopo, nel drier viene immagazzinato del refrigerante extra. Il refrigerante liquido dal condensatore fluisce nel drier dove sono presenti dei filtri che rimuovono eventuali particelle estranee. È presente un materiale assorbente che cattura l'eventuale presenza di acqua nel refrigerante che può provocare due problemi. Il refrigerante e l'acqua possono reagire formando un acido che a contatto con l'interno dei componenti e dei tubi deteriora i materiali con cui sono realizzati. Il secondo problema risiede nella possibile formazione di ghiaccio che potrebbe bloccare il flusso del refrigerante, rendendo inoperante il sistema.
- **Valvola di espansione:** il fluido entra nella valvola di espansione e subisce una trasformazione isoentalpica che ne diminuisce la pressione e la temperatura e ne aumenta il volume (tratto 3-4: Figura 2.13).
- **Evaporatore:** nell'evaporatore il fluido, che prima era allo stato liquido, diventa vapore attraverso una trasformazione isoterma e isobara, assorbe calore fino a raggiungere lo stato iniziale 1, così da ricominciare un nuovo ciclo.
- **Fan:** forza l'aria esterna o di cabina attraverso il condensatore o l'evaporatore.

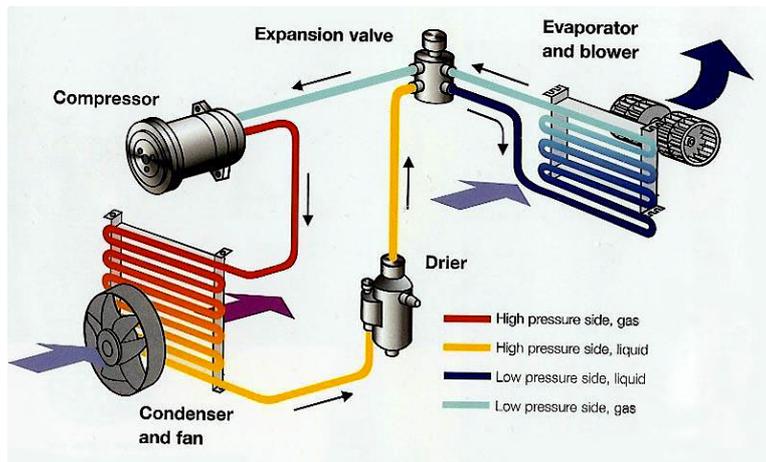


Figura 2.12: Schema vapor cycle system [4]

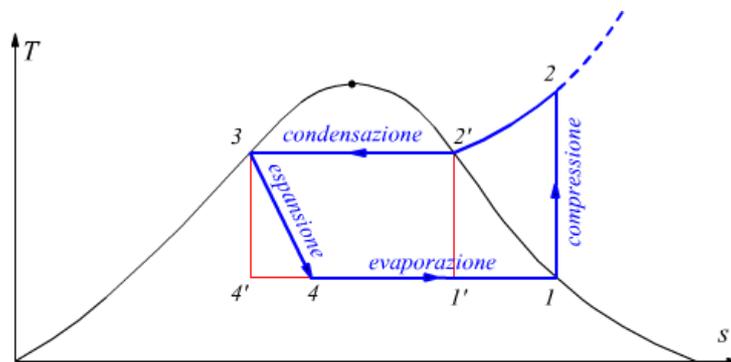


Figura 2.13: Ciclo frigorifero [4]

### 2.6.2 Air cycle system

L'air cycle system (ACS) è un'architettura ampiamente utilizzati per il condizionamento dei velivoli di medie e grandi dimensioni poiché combina leggerezza, ingombro ridotto e semplicità. Con questa architettura si fornisce aria fresca pressurizzata necessaria per mantenere le condizioni di comfort per gli occupanti.

Esistono diverse tipologie di air cycle system:

1. Simple;
2. Two-wheel bootstrap;
3. Three-wheel bootstrap;
4. Four-wheel bootstrap;

Di seguito verranno analizzate separatamente le diverse tipologie di ACS.

### 2.6.2.1 Simple

L'aria calda e compressa proveniente dall'impianto pneumatico subisce un primo raffreddamento in uno scambiatore di calore aria-aria per poi entrare in turbina ed essere ulteriormente raffreddata (Figura 2.14). Il lavoro della turbina è utilizzato per muovere un fan montato sul suo stesso albero. Il fan, mosso dalla turbina, serve a forzare il flusso secondario che alimenta lo scambiatore di calore, permettendo al sistema di funzionare anche quando il velivolo è fermo al suolo.

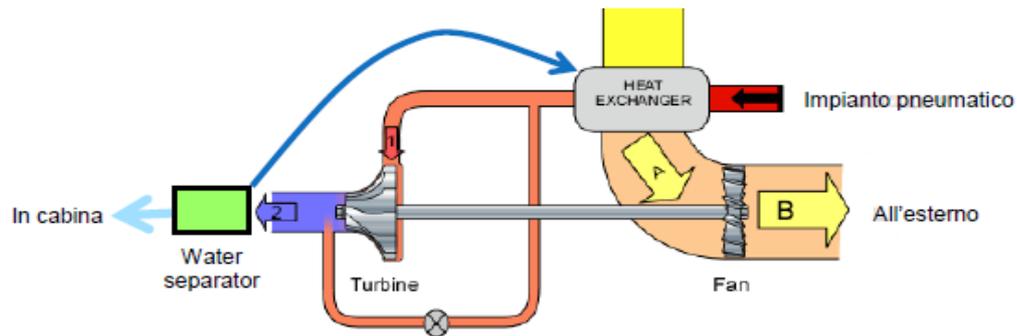


Figura 2.14: Schema simple ACM.

### 2.6.2.2 Two-wheel bootstrap

Questa tipologia di ACM è costituita dal compressore e dalla turbina collegati con un unico albero di trasmissione (Figura 2.15). Il fan del flusso secondario riceve la potenza meccanica da un motore elettrico dedicato.

In questa architettura è presente un ulteriore scambiatore di calore, in modo tale da ottenere, rispetto al caso precedente, maggiore capacità di refrigerazione. Infatti, a parità di pressione, con questa configurazione, si ottengono temperature dell'aria in uscita dal sistema inferiori.

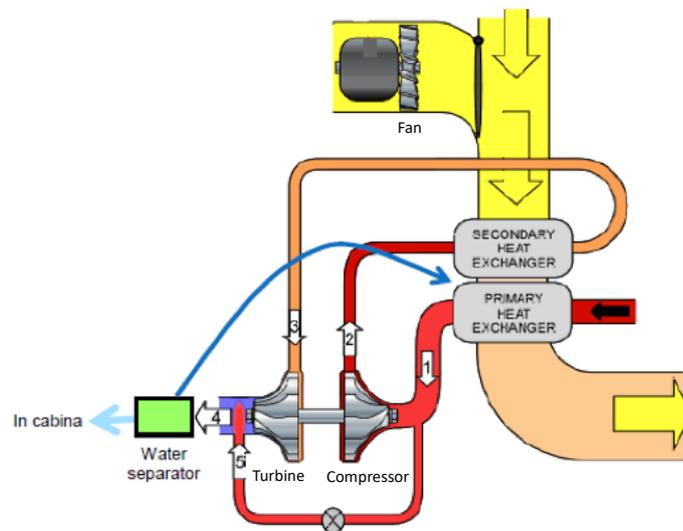


Figura 2.15: Schema two-wheel bootstrap ACM

### 2.6.2.3 Three-wheel bootstrap

Rispetto al caso della two-wheel bootstrap nell'albero di trasmissione, che collega la turbina ed il compressore, è stato aggiunto il fan del flusso secondario, in questo modo viene rimosso il motore elettrico, come si può notare dalla Figura 2.16. Con questa architettura la turbina fornisce potenza sia al compressore che al fan. I vantaggi sono dati dalla riduzione del peso e del power budget elettrico del sistema. Tale configurazione genera le medesime velocità di rotazione a tutti gli organi collegati, pertanto il sistema non può essere ottimizzato.

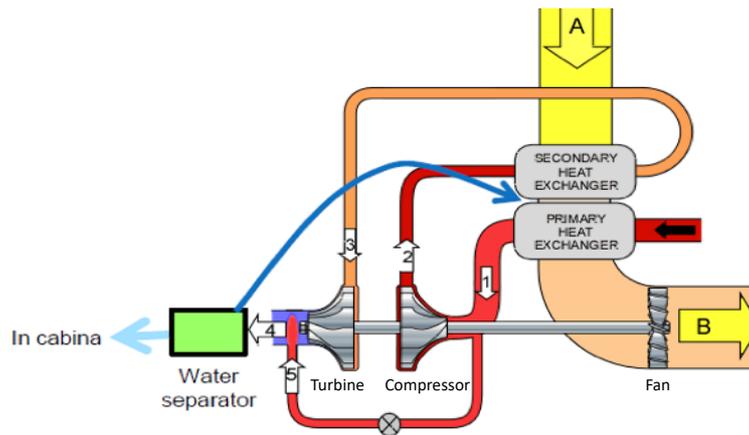


Figura 2.16: Schema three-wheel bootstrap ACM

### 2.6.2.4 Four-wheel bootstrap

In questo caso l'ACM è dotata di due turbine separate: una turbina ad alta pressione che aziona il compressore e una turbina a bassa pressione che aziona il fan del flusso secondario (Figura 2.17). In questo modo, il fan e il compressore sono liberi di funzionare a velocità diverse ottimizzando le loro prestazioni. L'aspetto negativo di questa architettura è l'aumento degli ingombri e della complessità del sistema.

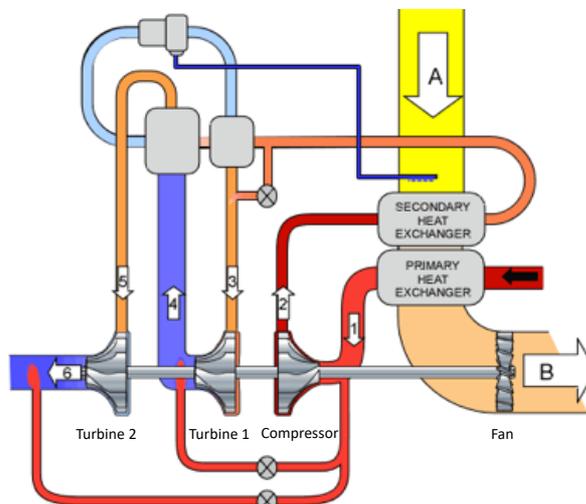


Figura 2.17: Schema four-wheel bootstrap ACM

## 2.7 Potenza pneumatica

Il sistema ECS richiede un'elevata potenza pneumatica per il condizionamento e pressurizzazione della cabina. I sistemi ECS tradizionali prelevano la potenza pneumatica dal propulsore, invece, nei velivoli di ultima generazione si preferisce generare la potenza pneumatica con dei compressori elettrici dedicati.

La Figura 2.18 mostra l'impatto del sistema ECS tradizione sui consumi di combustibile. In particolare si nota come il sistema di condizionamento e pressurizzazione è responsabile del 5% dei consumi totali di carburante; di questi più dell'80% è dovuto all'aria prelevata dai propulsori [17].

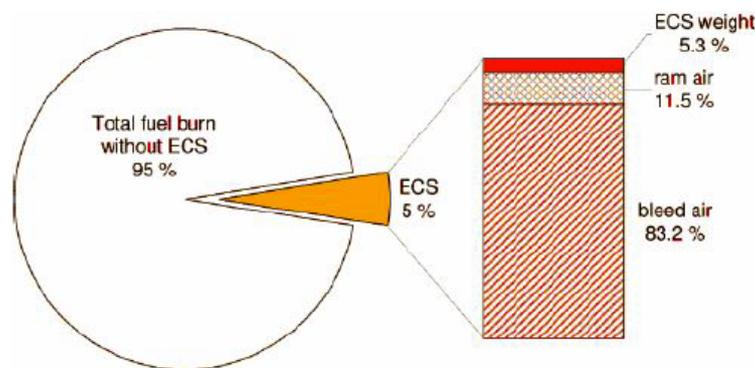


Figura 2.18: Consumo di combustibile dovuto al bleed [17]

### 2.7.1 Bleed dal motore

L'architettura tradizionale prevede di prelevare l'aria pressurizzata dal propulsore attraverso la porta di bassa pressione (LP). Tale porta è intesa come quella nominalmente operativa, mentre qualora la richiesta di aria compressa da parte dell'impianto pneumatico fosse superiore rispetto la fornitura disponibile dalla LP, a causa ad esempio del basso numero di giri del motore (velivolo al parcheggio o in flight idle durante la fase di discesa), si fa ricorso alla porta di alta pressione (HP). I flussi spillati dal motore vengono convogliati in un'unica uscita, che fornisce aria ad una temperatura tipicamente compresa tra i 120 °C e 250 °C e ad elevata pressione, che viene regolata dalla PRV (pressure reg. valve) e in caso di sovrappressioni viene utilizzata l'overpressure valve (OPV). Essendo tali valori di temperatura elevati, è necessario ridurli attraverso lo scambiatore di calore pre-cooler (PCE) alimentato con l'aria esterna proveniente dal fan del motore la cui regolazione si effettua attraverso la fan air valve (FAV). Infine, il flusso raffreddato viene regolato in pressione attraverso delle opportune laminazioni ed inviato alle utenze dell'impianto pneumatico [18]. Lo schema del sistema appena descritto è riportato in Figura 2.19.

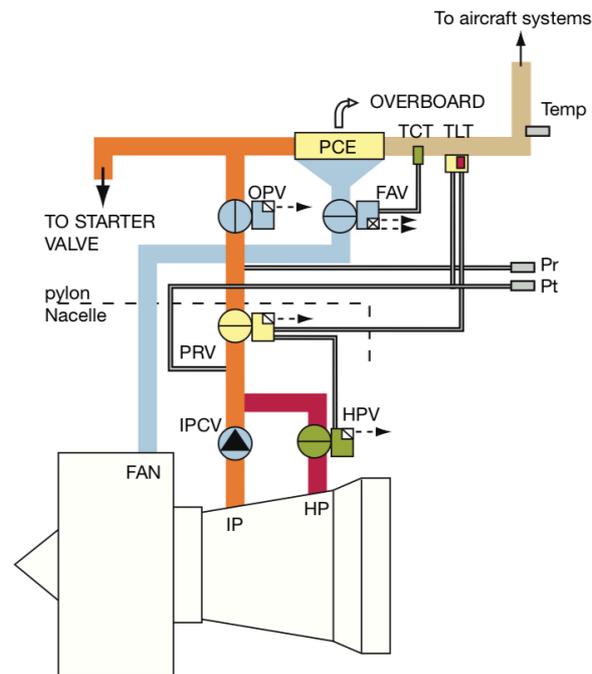


Figura 2.19: Schema del sistema di bleed per un propulsore turbofan [18]

### 2.7.2 Compressore elettrico dedicato

In questa configurazione la potenza pneumatica viene generata con un compressore centrifugo mosso da un motore elettrico (Figura 2.20). Così facendo si elimina il prelievo di aria pressurizzata dal propulsore e si utilizza il compressore dedicato a velocità variabile per generare la potenza pneumatica richiesta. La regolazione dei motori elettrici consentirà un'ottimizzazione del consumo di energia dell'aeroplano poiché, a differenza del sistema tradizionale, non viene più regolata la pressione con delle valvole di laminazione con conseguente perdita di energia. Evitando gli sprechi di energia associati alla regolamentazione della pressione, si riduce il consumo di carburante del motore. Inoltre, l'afflusso d'aria del sistema di controllo ambientale può essere regolato in funzione del numero di persone presenti a bordo così da ottenere il minor dispendio di energia nel rispetto dei requisiti imposti dalla normativa [19]. Un aspetto negativo di questa nuova configurazione è la presenza della presa d'aria che genera un aumento di resistenza del velivolo e l'inevitabile incremento di peso.

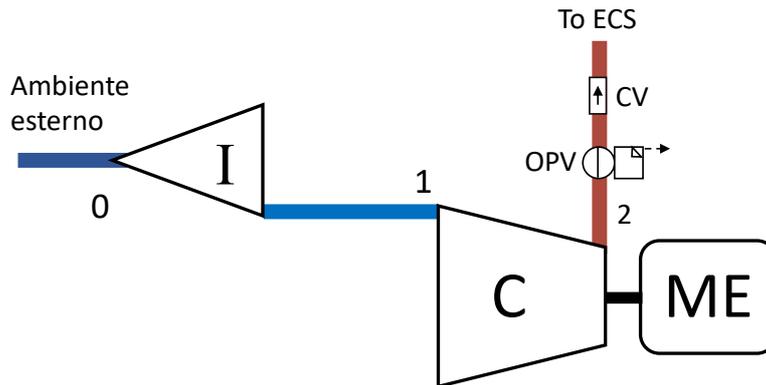


Figura 2.20: Schema del sistema per la generazione di potenza pneumatica con compressore dedicato

In Figura 2.20 viene riportato lo schema della generazione di potenza pneumatica con il compressore dedicato (C) mosso dal motore elettrico (ME). Il compressore riceve l'aria esterna attraverso una presa d'aria (I) la quale effettua una prima compressione dinamica. Per questioni di sicurezza è presente una valvola di sovrappressione (OPV) e una check valve (CV) che evita un ritorno del flusso verso il compressore.

### 2.7.2.1 Presa dinamica

La presa dinamica è progettata in modo da fornire al compressore la portata richiesta dal sistema di condizionamento e pressurizzazione generando la minima resistenza aerodinamica. Il flusso d'aria all'interno della presa dinamica subisce un rallentamento e conseguentemente un incremento di pressione.

Per questa applicazione si utilizza una presa d'aria distaccata, ovvero, la presa d'aria non combacia perfettamente con la fusoliera, ma è leggermente distanziata comportando un aumento di resistenza aerodinamica non trascurabile. La scelta della presa distaccata è legata innanzitutto a problemi di contaminazione dell'aria che verrà utilizzata dal sistema ECS. Infatti, se la presa d'aria fosse di tipo NACA o a filo con la fusoliera, essa ingerirebbe il liquido utilizzato per l'antivegetazione del velivolo o la sporcizia presente sulla superficie della fusoliera. Inoltre, con la presa d'aria distaccata si evita che lo strato limite della fusoliera giunga nel compressore compromettendone le prestazioni.

In Figura 2.21 viene riportata la foto della presa d'aria del compressore dedicato dell'ECS (in basso) e del flusso secondario degli scambiatori (in alto) del Boeing 787 Dreamliner. Davanti la presa d'aria del compressore dedicato è possibile notare la presenza di un deviatore mobile che ha la funzione di proteggere la presa d'aria da detriti (FOD) quando il velivolo si trova in fase di rullaggio o birdstrike quando il velivolo si trova a basse quote.



Figura 2.21: Presa d'aria del compressore dedicato per il sistema ECS del Boeing 787

Per calcolare le prestazioni della presa d'aria si fanno le seguenti ipotesi:

- Sezione di cattura pari alla sezione d'ingresso: in questo modo il Mach di crociera coincide con quello in ingresso alla presa d'aria e si trascura la presenza della fusoliera;
- Il flusso in uscita dalla presa dinamica è quasi statico, quindi, le condizioni di pressione e temperatura corrispondono a quelle di ristagno a meno di un'efficienza;
- Il rallentamento del flusso nella presa d'aria è una trasformazione adiabatica.

Sotto queste ipotesi, note le condizioni esterne dell'aria e il Mach di volo è possibile calcolare la temperatura totale  $T_1^0$  e la pressione totale  $p_1^0$  in uscita dalla presa dinamica:

$$T_1^0 = T_0 \left( 1 + \frac{\gamma - 1}{2} M^2 \right) \quad [K] \quad 2.35$$

$$p_1^0 = \varepsilon_d \cdot p_0 \left( \frac{T_1^0}{T_0} \right)^{\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad [bar] \quad 2.36$$

Dove:

$T_0$  : temperatura dell'aria esterna [K];

$p_0$  : pressione dell'aria esterna [bar];

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;

$M$  : Mach di volo;

$\varepsilon_d = p_1^0/p_0^0$  : efficienza della presa d'aria.

Nel caso di velivolo fermo al suolo l'efficienza della presa d'aria è pari a 1 per cui non si hanno perdite di pressione totale. Nella Figura 2.22 viene riportato il diagramma temperatura-entropia (T-S) di una presa d'aria. Con i pedici "0" e "1" si indicano rispettivamente le condizioni del flusso indisturbato a monte e in uscita dalla presa d'aria. Se la trasformazione in una presa d'aria

fosse isoentropica si raggiungerebbe il punto 1'. Nella realtà il processo non è isoentropico ma durante la compressione, l'entropia aumenta e viene raggiunto il punto 1. Invece, indipendentemente dalla tipologia di trasformazione considerata (reale o ideale), la temperatura totale a valle della presa d'aria, corrisponde alla temperatura totale del flusso indisturbato.

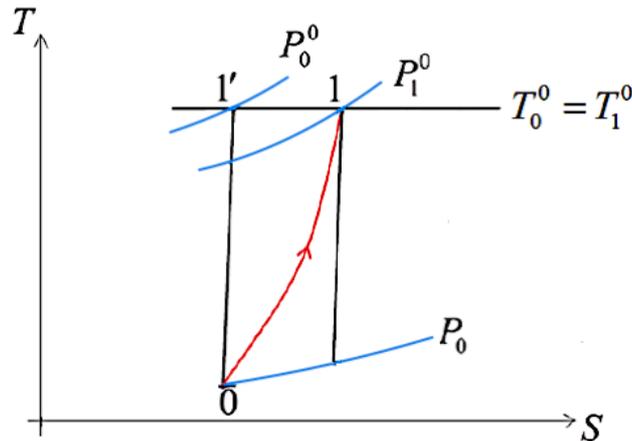


Figura 2.22: Diagramma T-S di una presa d'aria

### 2.7.2.2 Compressore

Il compressore trasforma la potenza meccanica in potenza pneumatica aumentando la pressione del fluido. L'aumento di pressione del fluido provoca anche l'aumento della sua temperatura.

Il processo di compressione è ben approssimato come un processo adiabatico, la temperatura all'uscita del compressore e il lavoro necessario sono calcolati utilizzando le seguenti relazioni:

$$T_{2,is} = T_1 \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad 2.37$$

$$W_{is} = c_p T_1 \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad 2.38$$

Dove:

$T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso al compressore [K];

$p_2$  : pressione dell'aria in uscita al compressore [bar];

$p_1$  : pressione dell'aria in ingresso al compressore [bar];

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;

$c_p$  : calore specifico a pressione costante [J/(K · kg)].

A causa degli inevitabili attriti, la compressione presenta sempre le caratteristiche di un fenomeno irreversibile, come si osserva dalla Figura 2.23.

Il rendimento isoentropico correla la compressione isoentropica con quella reale:

$$\eta_{is,c} = \frac{W_{is}}{W_{real}} = \frac{T_{2,is} - T_1}{T_2 - T_1} \quad 2.39$$

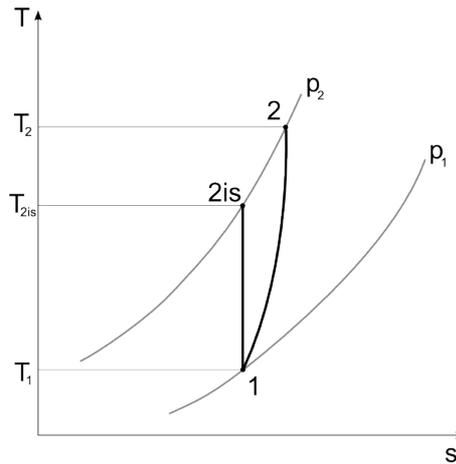


Figura 2.23: Compressione isoentropica (ideale) e compressione reale

Il rendimento isoentropico del compressore viene riportato nella mappa del compressore (Figura 2.24) ed è funzione della portata corretta, del numero di giri corretto e del rapporto di compressione:

$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_1}}{p_1}; \quad N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{T_1}}; \quad \beta_c = \frac{p_2}{p_1} \quad 2.40$$

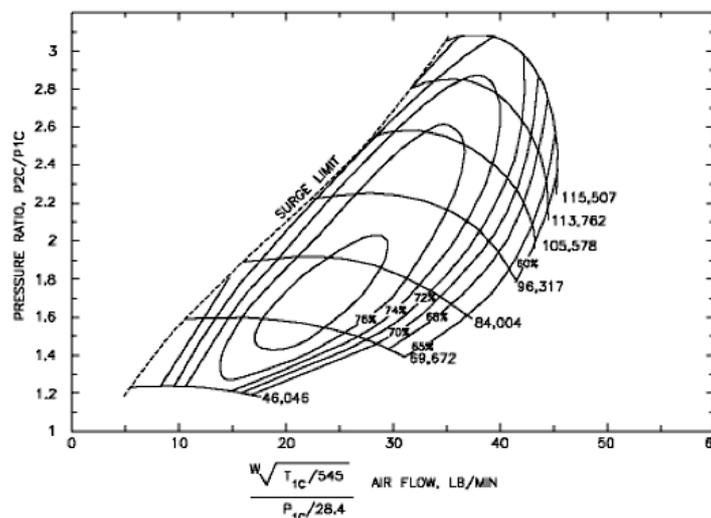


Figura 2.24: Esempio mappa del compressore

La temperatura dell'aria in uscita dal compressore e la potenza del compressore possono essere ricavate dalle seguenti relazioni:

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_{is,c}} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad [K] \quad 2.41$$

$$P_c = \frac{\dot{m} \cdot c_p \cdot T_1}{\eta_{is,c}} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \quad [W] \quad 2.42$$

Dove:

$T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso al compressore [K];

$\eta_{is,c}$  : rendimento isoentropico;

$p_2$  : pressione dell'aria in uscita dal compressore [bar];

$p_1$  : pressione dell'aria in ingresso al compressore [bar];

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;

$\dot{m}$  : portata del compressore [kg/s];

$c_p$  : calore specifico a pressione costante [J/(K · kg)].

### 2.7.2.3 Motore elettrico

Il compressore è collegato al motore elettrico il quale fornisce la potenza meccanica al compressore stesso. La potenza del motore elettrico corrisponde alla potenza del compressore calcolata con la relazione 2.56 corretta con un rendimento che tiene conto delle perdite meccaniche e del rendimento del motore elettrico:

$$P_{motor} = \frac{P_c}{\eta_{motor} \cdot \eta_{mec}} \quad [W] \quad 2.43$$

Dove:

$\eta_{mec}$  : rendimento meccanico;

$\eta_{motor}$  : rendimento del motore elettrico.

## 2.8 Air condition pack

L'aria pressurizzata viene inviata all'air condition pack che ha il compito di abbassarne la temperatura. Per descrivere il funzionamento e analizzare i singoli componenti viene presa come riferimento l'architettura three-wheel bootstrap (ACM).

### 2.8.1 Descrizione del funzionamento

Il primo componente dell'air condition pack, dove viene mandata l'aria pressurizzata, è lo scambiatore di calore primario (PHE). Questo scambiatore è generalmente realizzato in acciaio inossidabile a causa dell'alta temperatura dell'aria. Il PHE riduce la temperatura dell'aria pressurizzata scambiando calore con l'aria esterna.

L'aria raffreddata nel PHE viene successivamente inviata al compressore dell'ACM. L'innalzamento della pressione generato dal compressore dell'ACM è utile soprattutto quando il velivolo è fermo al suolo con motori in idle. Infatti, in questa condizione operativa il rapporto di espansione che si ha in turbina è basso, a causa della ridotta pressione di bleed, e il carico termico può essere elevato (giornata calda).

Uno scambiatore di calore secondario (SHE), installato a valle del compressore, riduce ulteriormente la temperatura dell'aria.

L'aria in uscita dal SHE viene inviata nel condensatore che permette la condensazione del vapore acqueo contenuto nell'aria e successivamente nel separatore d'acqua dove viene eliminata la condensa. L'aria in uscita dal separatore d'acqua viene fatta espandere in turbina riducendone la temperatura e fornendo lavoro all'albero dell'ACM. Se necessario, l'aria fredda in uscita dalla turbina viene miscelata con l'aria calda proveniente dalla linea di by-pass.

La soluzione più compatta per il sistema si ottiene impiegando lo stesso flusso di aria secondaria sia per il PHE che per il SHE; in questa configurazione il fan è installato a monte dei due scambiatori di calore poiché il flusso secondario raggiunge temperature elevate. In questo modo la temperatura logaritmica tra i 2 scambiatori di calore è massimizzata per entrambe le apparecchiature, ottimizzando le prestazioni del sistema. In Figura 2.25 e Figura 2.26 sono riportati gli schemi dell'air condition pack con e senza il flusso di by-pass.

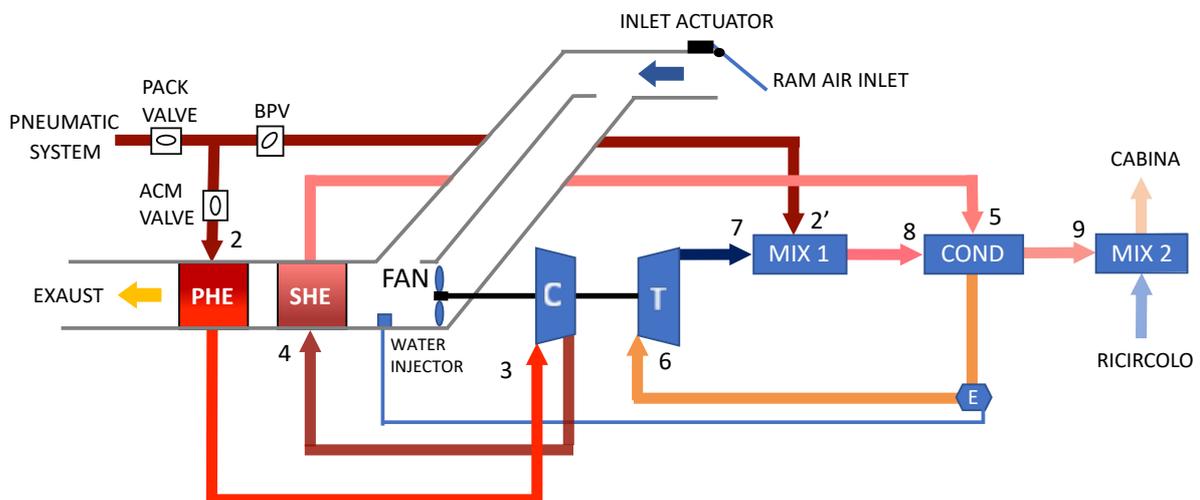


Figura 2.25: Schema dell'air condition pack con by-pass

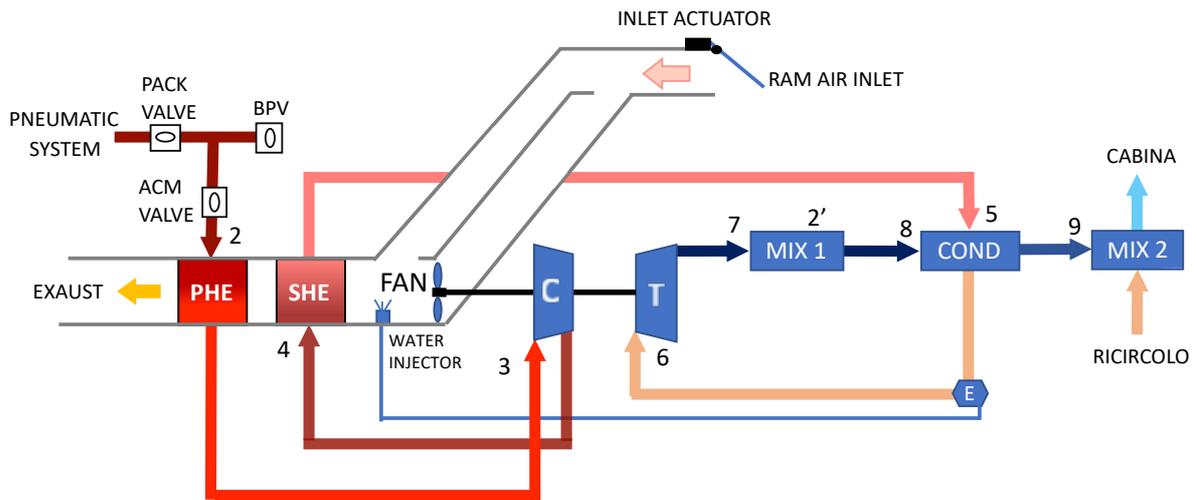


Figura 2.26: Schema dell'air condition pack in condizione di raffreddamento

## 2.8.2 Scambiatore di calore

Lo scambiatore di calore è un'apparecchiatura nella quale si realizza un trasferimento di potenza termica tra due fluidi (Figura 2.27).

Nel sistema di condizionamento e pressurizzazione si utilizza uno scambiatore a superficie, ossia i due fluidi (aria) sono separati da una superficie di materiale solido (parete) e non si mescolano. La potenza termica si trasferisce, attraverso la parete, dal fluido a temperatura più elevata a quello a temperatura più bassa. In essi, la trasmissione del calore avviene per convezione tra i flussi d'aria e le rispettive superfici solide e per conduzione attraverso la parete.

La potenza termica scambiata viene calcolata con l'equazione 2.44:

$$\dot{q} = C \cdot |T_{1,in} - T_{2,in}| \quad 2.44$$

Dove:

$\dot{q}$  : potenza termica [W];

$C = (\dot{m} \cdot c_p)$  : capacità termica  $\left[\frac{kg}{s} \cdot \frac{J}{kg \cdot K}\right]$ ;

$T_{1,in}$  : temperatura di ingresso del fluido 1 [K];

$T_{2,in}$  : temperatura di ingresso del fluido 2 [K].

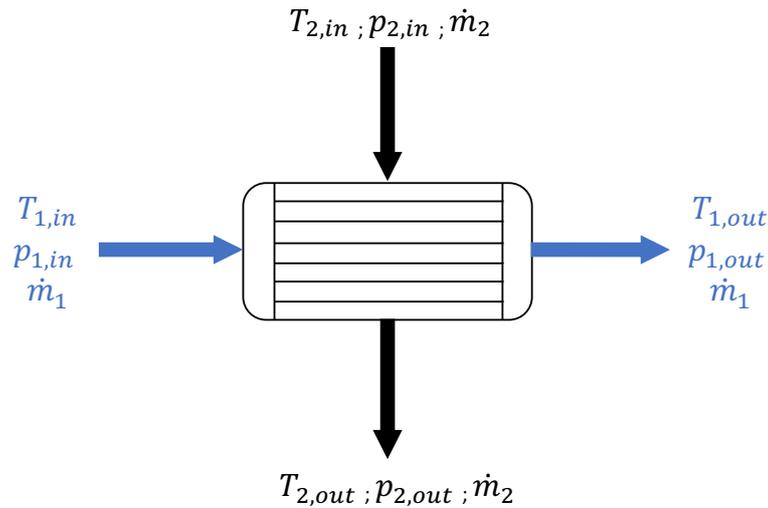


Figura 2.27: Schema dello scambiatore di calore

La potenza termica massima può essere calcolata assumendo uno scambiatore di calore ideale di area infinita. Il fluido con capacità termica minore subirà una variazione di temperatura più alta, corrispondente alla differenza di temperatura dei fluidi in ingresso. Assumendo le capacità termiche costanti, la potenza termica massima può essere così determinata:

$$\dot{q}_{max} = C_{min} \cdot |T_{1,in} - T_{2,in}| \quad 2.45$$

Dove:

$C_{min} = (\dot{m} \cdot c_p)_{min}$  : capacità termica minima  $\left[ \frac{kg}{s} \cdot \frac{J}{kg \cdot K} \right]$ ;

$T_{1,in}$  : temperatura di ingresso del fluido 1 [K];

$T_{2,in}$  : temperatura di ingresso del fluido 2 [K].

Per calcolare il valore minimo della capacità termica si confrontano le due capacità termiche delle correnti 1 e 2.

$$(\dot{m} \cdot c_p)_{min} = \min \left\{ (\dot{m} \cdot c_p)_1, (\dot{m} \cdot c_p)_2 \right\} \quad 2.46$$

Dove:

$\dot{m}$  : portata massica [kg/s]

$c_p$  : calore specifico a pressione costante [J/kg · K]

L'efficienza termica dello scambiatore di calore  $\epsilon$ , è definita come il rapporto tra la potenza termica reale e la massima potenza termica trasferibile.

$$\epsilon = \frac{\dot{q}}{\dot{q}_{max}} \quad 2.47$$

Dove:

$\epsilon$  : efficienza termica;

$\dot{q}$  : potenza termica reale [W];

$\dot{q}_{max}$ : potenza termica massima trasferibile [W].

L'efficienza termica può assumere valori compresi tra 0 e 1. Nota l'efficienza termica dello scambiatore e la potenza termica massima, si ottiene la potenza termica reale dello scambiatore  $\dot{q}$ . In questo modo è possibile determinare le temperature d'uscita dei flussi:

Se  $T_{1,in} > T_{2,in}$ :

$$\begin{aligned} T_{1,out} &= T_{1,in} - \frac{\dot{q}}{(\dot{m} \cdot c_p)_1} \\ T_{2,out} &= T_{2,in} + \frac{\dot{q}}{(\dot{m} \cdot c_p)_2} \end{aligned} \quad 2.48$$

Invece, se  $T_{1,in} < T_{2,in}$  si ha:

$$\begin{aligned} T_{1,out} &= T_{1,in} + \frac{\dot{q}}{(\dot{m} \cdot c_p)_1} \\ T_{2,out} &= T_{2,in} - \frac{\dot{q}}{(\dot{m} \cdot c_p)_2} \end{aligned} \quad 2.49$$

### 2.8.3 Fan del flusso secondario

Il fan è una macchina operatrice che trasmette energia alla corrente gassosa sotto forma di un aumento di pressione totale. La pressione totale è definita secondo l'equazione 2.50:

$$p^0 = p_{st} + \frac{1}{2} \rho v^2 \quad [Pa] \quad 2.50$$

Dove:

$p_{st}$  : pressione statica del flusso [Pa];

$\rho$  : densità dell'aria [ $kg/m^3$ ];

$v$  : velocità del flusso [m/s].

Il termine  $\frac{1}{2}\rho v^2$  è la pressione dinamica del flusso e dipende dalla velocità del flusso stesso. La pressione totale elaborata da un fan corrisponde all'incremento di pressione totale del flusso fra la sezione di aspirazione  $p_{in}^0$  e quella di mandata  $p_{out}^0$ :

$$\Delta p_{fan}^0 = p_{out}^0 - p_{in}^0 \quad 2.51$$

È possibile calcolare la potenza pneumatica associata al flusso con la seguente relazione:

$$P_{air} = \dot{Q} \cdot \Delta p_{fan}^0 \quad [W] \quad 2.52$$

Dove:

$\dot{Q}$  : portata volumetrica del fan [ $m^3/s$ ];

$\Delta p_{fan}^0$  : salto di pressione totale generato dal fan [ $Pa$ ].

In definitiva, la potenza del fan risulta:

$$P_{fan} = P_{air} \cdot \eta_{fan} \quad 2.53$$

Dove:

$\eta_{fan}$  : efficienza del fan.

#### 2.8.4 Compressore dell'ACM

A valle dello scambiatore di calore primario (PHE) è presente il compressore dell'ACM che ha il compito di incrementare la pressione dell'aria. Valgono le stesse considerazioni riportate nel paragrafo 2.7.2.2 (pag. 39), per cui è possibile calcolare la temperatura dell'aria a valle del compressore tramite la seguente relazione:

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad [K] \quad 2.54$$

Dove:

$T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso al compressore [ $K$ ];

$p_1$  : pressione dell'aria in ingresso al compressore [ $bar$ ];

$p_2$  : pressione dell'aria in uscita dal compressore [ $bar$ ];

$\eta_c$  : rendimento del compressore;

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria.

Nota la temperatura in uscita dal compressore è possibile calcolare il lavoro di compressione e la potenza del compressore:

$$L_c = c_p(T_2 - T_1) \quad [J/kg] \quad 2.55$$

$$P_c = \dot{m} \cdot L_c \quad [W] \quad 2.56$$

Dove:

$c_p$  : calore specifico a pressione costante [ $J/(K \cdot kg)$ ];

$\dot{m}$  : portata d'aria in ingresso al compressore [ $kg/s$ ];

### 2.8.5 Condensatore

Il condensatore ha il compito di diminuire la temperatura del flusso d'aria. In tal modo si raggiungono le condizioni psicometriche ottimali per favorire la condensazione del vapore d'acqua contenuto nell'aria. L'acqua condensata viene così eliminata con un separatore d'acqua posto a valle del condensatore.

L'umidità specifica dell'aria viene ridotta prima dell'ingresso in turbina, poiché si potrebbe verificare la formazione di ghiaccio a causa della bassa temperatura che l'aria raggiunge in tale componente. Infatti, la presenza di ghiaccio potrebbe danneggiare le palette della turbina o ostruire i condotti rendendo inoperante il sistema ECS. Un esempio di formazione di ghiaccio è riportato in Figura 2.28.



Figura 2.28: Formazione di ghiaccio in uscita dalla turbina

Poiché il flusso che attraversa l'ACM è una miscela d'aria e vapore d'acqua si definisce l'entalpia associata  $h$ :

$$h = h_a + \chi \cdot h_w \quad [kJ/kg] \quad 2.57$$

Dove:

$h_a = c_{p,a} \cdot T$  : entalpia associata all'aria [ $kJ/kg$ ];

$\chi$  : umidità specifica;

$h_w = \lambda + c_{p,w} \cdot T$  : entalpia associata al vapore d'acqua [ $kJ/kg$ ];

Con  $\lambda$  viene indicato il calore latente di condensazione che esprime la quantità di energia liberata sotto forma di calore durante la condensazione. Quest'ultimo può essere calcolato con la seguente formula [12] :

$$\lambda = C_1(1 - T_r)^{C_2 + C_3 \cdot T_r + C_4 \cdot T_r^2} \quad [J/kmol] \quad 2.58$$

Dove:

$$C_1 = 520,53 \cdot 10^5;$$

$$C_2 = 31,99 \cdot 10^{-2};$$

$$C_3 = -2,12 \cdot 10^{-1};$$

$$C_4 = 257,95 \cdot 10^{-3};$$

$$T_r = \frac{T_w}{T_c}.$$

La  $T_r$  è il rapporto tra la temperatura della condensa  $T_w$  e la temperatura critica  $T_c$ .

Il condensatore, quindi, è un particolare scambiatore termico che ha lo scopo di condensare una sostanza o una miscela, ovvero portarla dallo stato gassoso allo stato liquido. In Figura 2.29 viene riportato uno schema del condensatore in cui il flusso 1 (blu) rappresenta la corrente che deve essere condensata, invece, il flusso 2 (nero) rappresenta il flusso freddo che acquisendo calore permette al flusso 1 di ridurre la sua temperatura in modo da creare le condizioni psicometriche adatte alla condensazione.

Il calore scambiato nel condensatore è dato da due contributi:

1. Calore sensibile: è quell'energia che, quando viene somministrata a una materia ne provoca un aumento della sua temperatura. L'aggettivo "sensibile" è dovuto al fatto che tale calore si manifesta, cioè è possibile apprezzarlo, proprio attraverso l'aumento della temperatura che esso provoca;
2. Calore latente: è quell'energia che, quando viene somministrata a una materia, ne provoca il suo cambiamento di fase, a temperatura costante. In questo caso l'effetto provocato dal calore non consiste in un aumento della temperatura, ma in un passaggio di stato della materia.

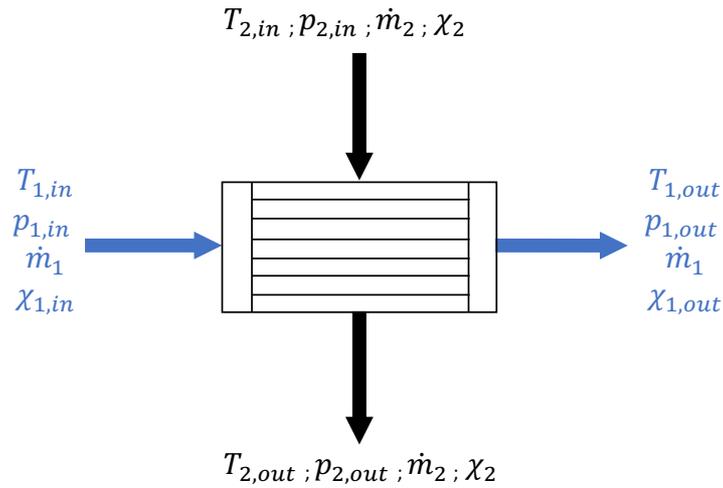


Figura 2.29: Schema del condensatore

Quindi, il calore totale scambiato risulta così definito:

$$\dot{q} = \dot{q}_s + \dot{q}_l \quad [W] \quad 2.59$$

Dove:

$\dot{q}_s$  : calore sensibile [W];

$\dot{q}_l$  : calore latente [W].

Analizzando nel dettaglio i contributi della relazione 2.59, il calore sensibile può essere calcolato con la seguente relazione:

$$\dot{q}_s = \dot{m}_1 \cdot c_{p,1 \text{ med}} \cdot (T_{1,in} - T_{1,out}) \quad [W] \quad 2.60$$

Dove:

$\dot{m}_1$  : portata massica della corrente 1 [kg/s];

$T_{1,in}$  : temperatura in ingresso della corrente 1 [K];

$c_{p,1 \text{ med}} = \left( \frac{c_{p,1 \text{ in}} + c_{p,1 \text{ out}}}{2} \right) \left[ \frac{J}{kg \cdot K} \right]$ ; calore specifico medio a pressione costante della corrente 1;

$T_{1,out}$  : temperatura in uscita della corrente 1 corrispondente alla temperatura di condensazione [K];

Invece, il calore latente  $\dot{q}_l$  dovuto al passaggio di fase risulta essere:

$$\dot{q}_l = \dot{m}_1 (h_{1,in} - h_{1,out}) \quad [W] \quad 2.61$$

Dove:

$h_{1,in} = h_a + \chi_1 \cdot h_w$  : entalpia della corrente 1 prima della condensazione [J/kg];

$h_{1,out} = h_a + \chi_2 \cdot h_w$  : entalpia della corrente 1 dopo la condensazione [J/kg];

$\dot{m}_1$  = portata massica della corrente 1 [kg/s];

Noto il calore scambiato nel condensatore e supponendo che quest'ultimo è adiabatico, la temperatura in uscita della corrente 2 viene calcolata utilizzando la relazione seguente:

$$T_{2,out} = T_{2,in} + \frac{\dot{q}}{\dot{m}_2 \cdot c_{p,2\ med}} \quad 2.62$$

Dove:

$T_{2,in}$  : temperatura di ingresso della corrente 2 [K];

$\dot{q}$  : flusso termico totale scambiato [W];

$\dot{m}_2$  : portata massica della corrente 2 [kg/s];

$c_{p,2\ med} = \left( \frac{c_{p,2\ in} + c_{p,2\ out}}{2} \right) \left[ \frac{J}{kg \cdot K} \right]$ ; calore specifico medio a pressione costante della corrente 2.

### 2.8.6 Separatore d'acqua

Il separatore d'acqua (Figura 2.30) viene utilizzato per rimuovere il vapore acqueo che si condensa all'uscita della turbina. L'aria raffreddata e umida, proveniente dal condensatore, entra all'interno del separatore e viene forzata ad assumere un andamento vortico, in modo tale da facilitare la formazione di goccioline d'acqua. L'acqua condensata viene raccolta ai lati del separatore e scaricata dal basso dell'apparecchiatura. Quando necessario, l'acqua condensata viene nebulizzata nel flusso secondario a monte degli scambiatori di calore al fine di aumentare l'efficienza di scambio termico.

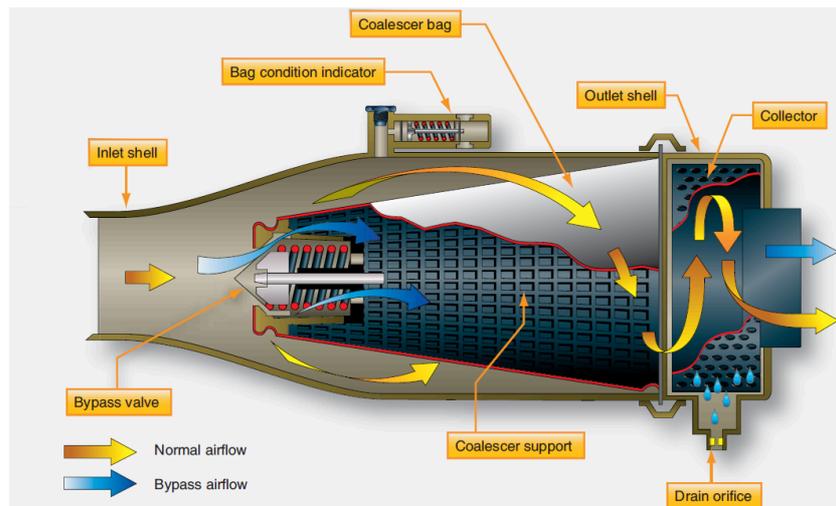


Figura 2.30: Separatore d'acqua [20]

### 2.8.7 Turbina

L'aria, che entra nella turbina, si espande creando lavoro e riducendo la sua temperatura. Il processo di espansione è ben approssimato come un processo adiabatico, la temperatura all'uscita della turbina e il lavoro disponibile sull'albero della turbina sono calcolati utilizzando le seguenti relazioni:

$$T_{2,is} = T_1 \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \quad 2.63$$

$$W_{is} = c_p T_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad 2.64$$

Dove:

- $T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso alla turbina [K];
- $p_2$  : pressione dell'aria in uscita dalla turbina [bar];
- $p_1$  : pressione dell'aria in ingresso alla turbina [bar];
- $\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;
- $c_p$  : calore specifico a pressione costante [J/(K · kg)].

A causa degli inevitabili attriti, l'espansione in turbina presenta sempre le caratteristiche di un fenomeno irreversibile (Figura 2.31), come già osservato per il compressore. Pertanto, si definisce il rendimento isoentropico che mette in relazione l'espansione isoentropica con l'espansione reale (relazione 2.65):

$$\eta_{is,t} = \frac{W_{iso}}{W_{real}} = \frac{T_1 - T_{2,is}}{T_1 - T_2} \quad 2.65$$

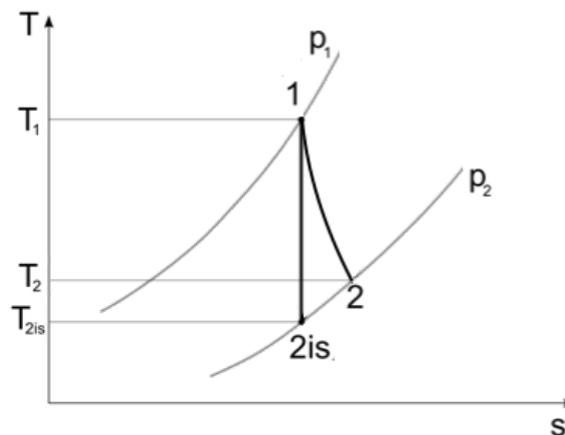


Figura 2.31 Espansione isoentropica (ideale) ed espansione reale

Il rendimento isoentropico di una turbina viene riportato nella mappa della turbina (Figura 2.32) ed è funzione della portata corretta, del numero di giri corretto e del rapporto di espansione:

$$\dot{m}_{corr} = \frac{\dot{m}\sqrt{T_1}}{p_1}; \quad N_{corr} = \frac{N}{\sqrt{T_1}}; \quad \beta_c = \frac{p_1}{p_2} \quad 2.66$$

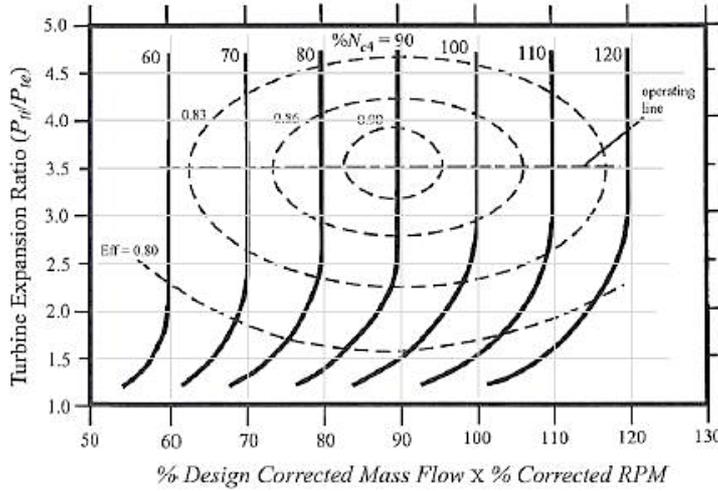


Figura 2.32: Esempio mappa della turbina

La temperatura dell'aria in uscita dalla turbina e la potenza della turbina possono essere ricavate dalle seguenti relazioni:

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \eta_{is,t} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad [K] \quad 2.67$$

$$P_t = \eta_{is,t} \cdot \dot{m} \cdot c_p \cdot T_1 \left[ 1 - \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right] \quad [kW] \quad 2.68$$

Dove:

- $T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso alla turbina [K];
- $\eta_{is,t}$  : rendimento isoentropico;
- $p_2$  : pressione dell'aria in uscita dalla turbina [bar];
- $p_1$  : pressione dell'aria in ingresso alla turbina [bar];
- $\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;
- $\dot{m}$  : portata d'aria in ingresso alla turbina [kg/s];
- $c_p$  : calore specifico a pressione costante [J/(kg · K)].

### 2.8.8 Mixer

Il mixer (Figura 2.33) viene utilizzato per mescolare due correnti di aria umida senza apporto di energia dall'esterno (mescolamento adiabatico). Le due correnti d'aria hanno temperature e umidità relativa differenti.

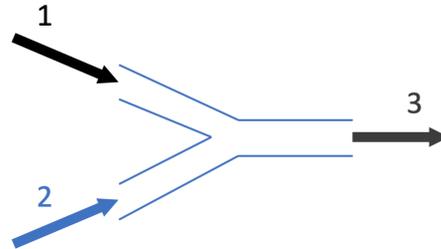


Figura 2.33: Schema del mixer

Le caratteristiche fisiche e psicometriche della corrente d'uscita (corrente 3) si determinano effettuando i bilanci di materia ed energia.

Il bilancio di massa totale è dato dalla seguente relazione:

$$\dot{m}_1 + \dot{m}_2 = \dot{m}_3 \quad 2.69$$

Dove:

$\dot{m}$ : portata d'aria umida [kg/s].

Il bilancio di massa parziale del contenuto d'acqua è ottenuto con la relazione 2.70:

$$\dot{m}_1 \cdot \chi_1 + \dot{m}_2 \cdot \chi_2 = \dot{m}_3 \cdot \chi_3 \quad 2.70$$

Dove:

$\chi$ : umidità specifica.

Invece, l'equazione del bilancio di energia viene di seguito riportata:

$$\dot{m}_1 \cdot h_1 + \dot{m}_2 \cdot h_2 = \dot{m}_3 \cdot h_3 \quad 2.71$$

Dove:

$h$ : entalpia dell'aria umida [kJ/kg].

L'entalpia  $h$  è data dalla somma dell'entalpia dell'aria secca e dell'entalpia del vapore d'acqua secondo la relazione 2.72:

$$h = \frac{H_a + H_v}{m_a} = h_a + h_v \cdot \chi = 1,005 \cdot T + 2501,3 \cdot \chi + 1,82 \cdot T \cdot \chi \quad [\text{kJ/kg}] \quad 2.72$$

Dove:

$H_a$ : entalpia dell'aria secca [kJ]; ;

$H_v$ : entalpia dell'aria umida [kJ];

$m_a$ : massa dell'aria secca [kg];

T: temperatura della corrente [K];

$\chi$ : umidità specifica dell'aria.

Note le portate e le entalpie delle correnti d'ingresso ( $\dot{m}_1$ ,  $\dot{m}_2$  e  $h_1$ ,  $h_2$ ), si ottiene dai bilanci la temperatura incognita della corrente 3. Dalle equazioni 2.69 e 2.70 si ottiene:

$$\chi_3 = \frac{\dot{m}_1 \cdot \chi_1 + \dot{m}_2 \cdot \chi_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad 2.73$$

Invece, utilizzando le equazioni 2.69 e 2.71 si calcola l'entalpia della corrente in uscita. Nota l'entalpia della corrente 3, attraverso la relazione 2.72, è possibile calcolare la temperatura della corrente in uscita (relazione 2.75):

$$h_3 = \frac{\dot{m}_1 \cdot h_1 + \dot{m}_2 \cdot h_2}{\dot{m}_1 + \dot{m}_2} \quad 2.74$$

$$T_3 = \frac{h_3 - 2501,3 \cdot \chi_3}{1,005 + 1,820 \cdot \chi_3} \quad 2.75$$

### 2.8.9 Valvola di controllo

La valvola di controllo viene utilizzata per regolare il flusso di by-pass. Il flusso attraversando la valvola mantiene costante la sua entalpia, non compie lavoro e in prima approssimazione si può considerare una trasformazione adiabatica [21]. Sono presenti diverse tipologie di valvole di controllo, quella maggiormente utilizzata per controllare il flusso di by-pass è una valvola a farfalla (Figura 2.34).

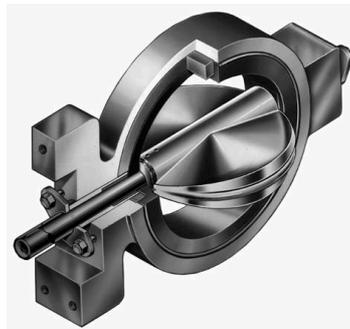


Figura 2.34: Valvola a farfalla [12]

# Capitolo 3

## Sistema di protezione dal ghiaccio

Il sistema di protezione dal ghiaccio (IPS) svolge due funzioni complementari: prevenire la formazione di ghiaccio e impedirne l'accumulo su alcune superfici del velivolo. La prima viene espletata in maniera continuativa nel tempo, mentre la seconda prevede l'utilizzo del sistema solo in dati momenti, spesso ad intervalli regolari. Le superfici che risentono maggiormente della presenza di ghiaccio sono quelle portanti, in quanto il ghiaccio ne modifica la forma del profilo aumentando la resistenza e provocando una diminuzione di portanza. Oltre a queste parti del velivolo, è necessario proteggere tutte le superfici per cui la presenza di ghiaccio impedirebbe il corretto funzionamento di altri sistemi, come le prese d'aria dei motori, le sonde strumentali, il parabrezza frontale ecc.

### 3.1 Formazione di ghiaccio

La formazione di ghiaccio è estremamente pericolosa per il volo e può essere causata da tre fenomeni di seguito descritti [22] .

#### 3.1.1 Acqua sopraffusa

L'acqua sopraffusa è uno stato anomalo in cui le goccioline d'acqua rimangono liquide a temperature inferiori a 0 °C. Tale fenomeno si verifica a causa delle ridotte dimensioni della goccia d'acqua che genera una tensione superficiale tale da non farla ghiacciare. L'acqua sopraffusa è una condizione estremamente instabile e ha la proprietà di solidificare a contatto con gli oggetti. In particolare, a seguito di un urto la forma sferica delle goccioline collassa, la pressione scende bruscamente al valore atmosferico e ciò comporta l'immediato congelamento della goccia sulla superficie. Lo strato di ghiaccio cresce per progressivo accumulo.

Questa particolare condizione di acqua sopraffusa è largamente presente in atmosfera e si verifica in condizioni di pioggia in cui le goccioline d'acqua si trovano circondate da aria avente una temperatura compresa tra -20 °C e 0 °C.

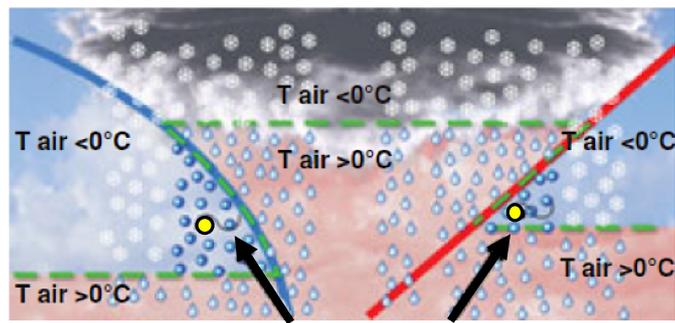


Figura 3.1: Condizioni favorevoli per la formazione di acqua sovraraffusa [22]

Le frecce della Figura 3.1 indicano le condizioni in cui si ha la formazione di acqua sovraraffusa.

### 3.1.2 Congelamento

Questa condizione si verifica quando l'acqua allo stato liquido si accumula sulle parti esterne del velivolo come: graffi sulla superficie esterna, vano carrello di atterraggio, sonde e fessure presenti nelle superfici di controllo. L'aeromobile, salendo di quota, incontra una temperatura minore di  $0^{\circ}\text{C}$  che provoca il congelamento dell'acqua.

### 3.1.3 Brinamento del vapore acqueo

Il brinamento è il passaggio di stato da gas a solido. Questo fenomeno si può verificare al di fuori delle nuvole in un'atmosfera ad alta umidità su un aereo con superficie esterna particolarmente fredda. Questa particolare condizione avviene in fase di discesa del velivolo a causa dei tempi prolungati di esposizione alle basse temperature durante la fase di crociera.

## 3.2 Tipi di ghiaccio

L'accumulo di ghiaccio dipende da numerosi fattori tra cui:

- condizioni atmosferiche;
- diametro e quantità delle gocce di acqua sovraraffusa;
- durata di esposizione;
- velocità del velivolo;
- forma del profilo alare;
- angolo di incidenza.

Al variare di questi parametri si possono verificare tre regimi d'accrescimento del ghiaccio:

1. ghiaccio "rime" o brinoso;
2. ghiaccio vetrone o vetroso;

## 3. ghiaccio misto.

**3.2.1 Ghiaccio rime**

Le gocce sopraffuse, congelando subito dopo l'impatto con la superficie del velivolo, causano la formazione di ghiaccio rime o brinoso, che rimane confinato nella zona d'impatto. L'aspetto opaco di questo tipo di ghiaccio è causato dall'aria intrappolata tra le gocce d'acqua congelate. Il ghiaccio rime si accumula molto rapidamente e crea delle forme di ghiaccio arrotondate nella zona del bordo d'attacco del profilo alare (Figura 3.2).

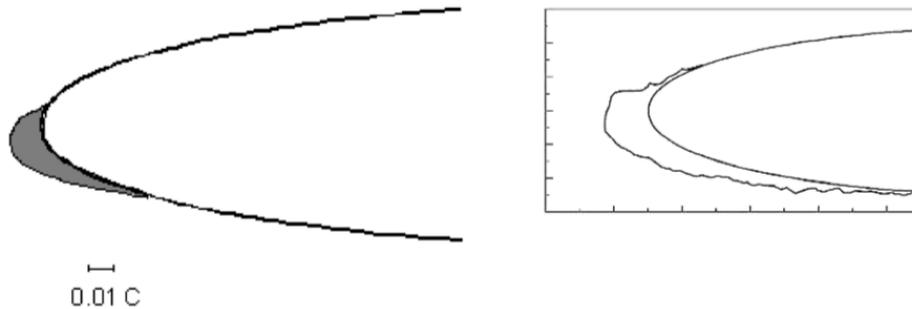


Figura 3.2: Formazione del ghiaccio rime

Il ghiaccio brinoso presenta minori pericoli per il volo, anche se la sua forma irregolare e la sua superficie ruvida degradano rapidamente l'efficienza delle superfici aerodinamiche.

**3.2.2 Ghiaccio vetrone**

Il ghiaccio vetrone o vetroso è causato da gocce che non congelano immediatamente all'impatto con la superficie ma si uniscono, creando gocce di dimensioni maggiori o un sottile film d'acqua. In queste condizioni l'aria non rimane intrappolata e il ghiaccio assume un aspetto trasparente con forme irregolari e solitamente è caratterizzato da una o più protuberanze generate dallo scorrimento dell'acqua (Figura 3.3).

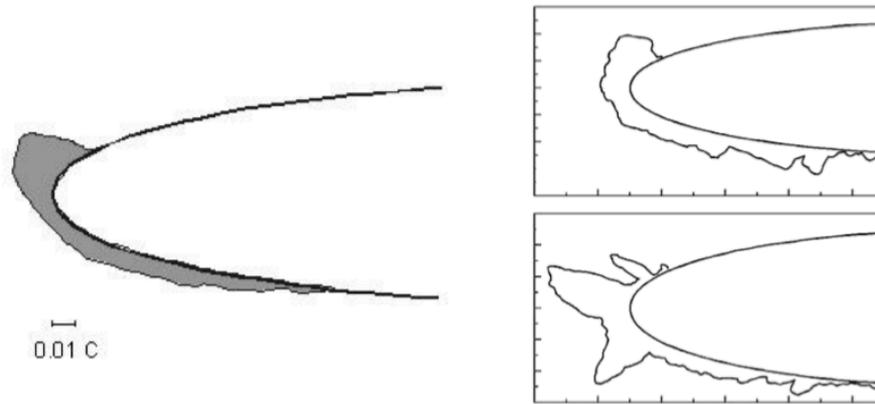


Figura 3.3: Formazione del ghiaccio vetrone

Il ghiaccio vetrone è il più pericoloso sia per la rapidità con la quale si accumula che per la tenacia con la quale aderisce alle superfici, pertanto risulta difficoltoso eliminarlo anche con i sistemi antighiaccio più efficaci.

### 3.2.3 Ghiaccio misto

Questa tipologia di ghiaccio è un misto di ghiaccio vetroso e brinoso, e assume l'aspetto spugnoso e granuloso a causa delle bolle d'aria che restano intrappolate fra i cristalli di ghiaccio. La maggiore o minore pericolosità di questa tipologia di ghiaccio dipende dalla maggiore o minore somiglianza che di volta in volta assume rispettivamente con il ghiaccio vetroso o con il ghiaccio brinoso.

## 3.3 Modello dell'atmosfera

Il modello dell'atmosfera che viene utilizzato per il dimensionamento del sistema di protezione da ghiaccio è dettato dalla normativa CS-25 Appendice C [5]. Nella normativa sono riportati diversi livelli di severità di formazione di ghiaccio e la più gravosa è la "Continuous maximum icing". Il verificarsi di questa condizione dipende da numerosi fattori tra cui il contenuto di vapore acqueo della nuvola, il diametro effettivo medio delle goccioline d'acqua, la temperatura dell'aria ambiente e l'interrelazione di queste variabili.

I valori in termini di temperatura ambientale e altitudine, per il verificarsi di questa condizione, sono riportati in Figura 3.4.

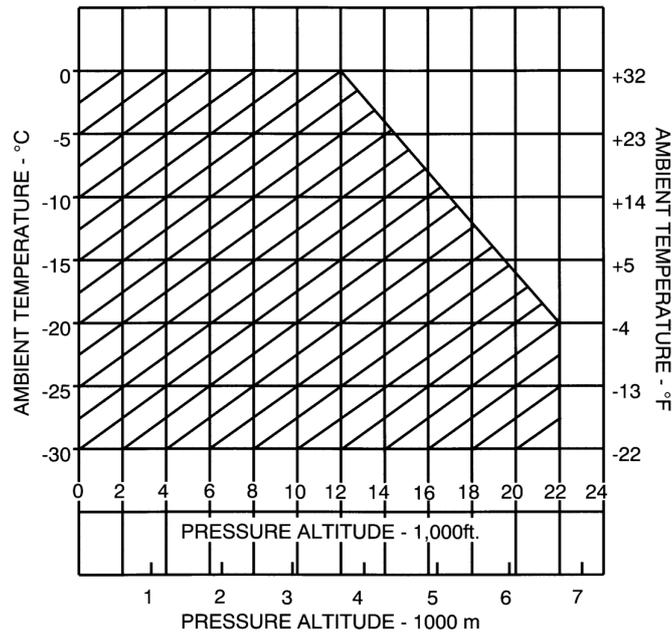


Figura 3.4: Modello dell'atmosfera in condizioni di ghiaccio (Continuous Maximum icing) [5]

### 3.4 Effetti della formazione di ghiaccio

La formazione di ghiaccio può causare diverse complicanze che possono compromettere la sicurezza del volo. Poiché le geometrie dell'aeromobile sono accuratamente ottimizzate dal punto di vista aerodinamico, qualsiasi deviazione dalle linee originali dovuta all'accrescimento del ghiaccio porta a un degrado complessivo delle prestazioni.

I principali effetti della formazione di ghiaccio sono:

- peggioramento delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo;
- peggioramento della stabilità del velivolo;
- sbilanciamento delle eliche e dei rotori;
- ostruzione delle sonde strumentali;
- bloccaggio delle superfici mobili;
- disturbo del flusso in ingresso nelle prese d'aria dei propulsori
- visibilità.

#### 3.4.1 Peggioramento delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo

La formazione di ghiaccio sulla superficie dell'ala ne altera il flusso aerodinamico: in particolare provoca una riduzione di portanza e un aumento di resistenza, la cui azione congiunta può

rendere impossibile non solo la salita, ma anche il semplice mantenimento del volo livellato. In Figura 3.5 viene riportata la curva del coefficiente di portanza al variare dell'angolo di incidenza per un profilo senza ghiaccio e un profilo che presenta la formazione di ghiaccio. Si notano tre effetti:

1. Riduzione del coefficiente di portanza per un determinato angolo di incidenza;
2. Riduzione del coefficiente di portanza massimo;
3. Riduzione del massimo angolo di incidenza.

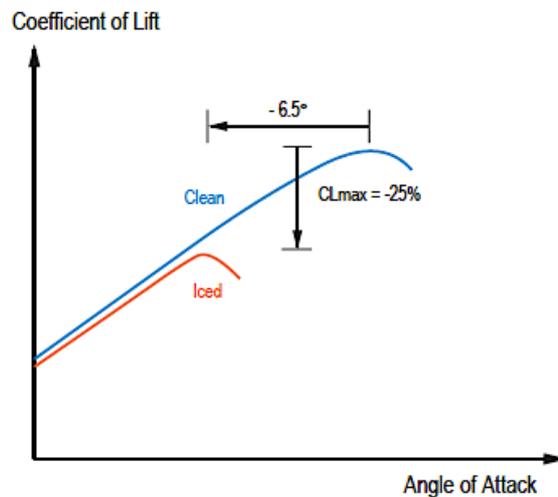


Figura 3.5: Effetto della formazione di ghiaccio sul profilo alare [22]

Ciò comporta un aumento pericoloso della velocità di stallo del velivolo. Anche la polare del velivolo viene influenzata dalla presenza di ghiaccio (Figura 3.6):

1. Aumento del coefficiente di resistenza per un determinato coefficiente di portanza;
2. Riduzione dell'efficienza massima del velivolo.

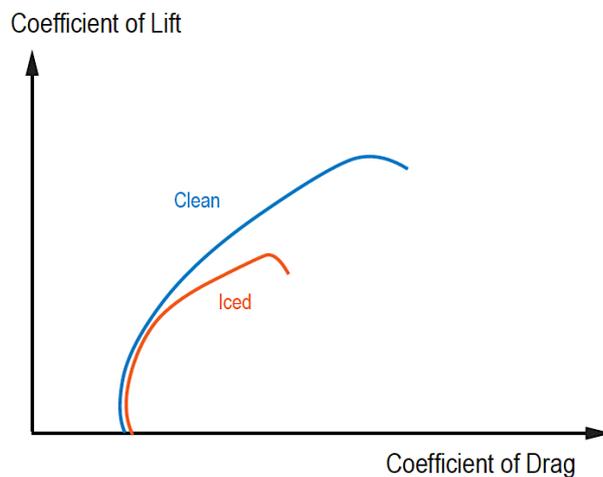


Figura 3.6: Polare del velivolo [22]

La formazione di ghiaccio sul profilo provoca anche una variazione del momento picchiante a causa della diversa distribuzione di pressione sul profilo causata dal ghiaccio.

### 3.4.2 Peggioramento della stabilità del velivolo

La formazione di ghiaccio può compromettere la stabilità longitudinale e latero-direzionale del velivolo.

#### 3.4.2.1 Instabilità longitudinale

Per i velivoli ad architettura “convenzionale” il centro di gravità (C.G.) è posizionato davanti al centro aerodinamico dell’ala (Figura 3.7). Perciò la portanza dell’ala ed il peso del velivolo generano un momento picchiante che deve essere bilanciato da un altro momento uguale ed opposto generato dalla deportanza del piano orizzontale di coda:

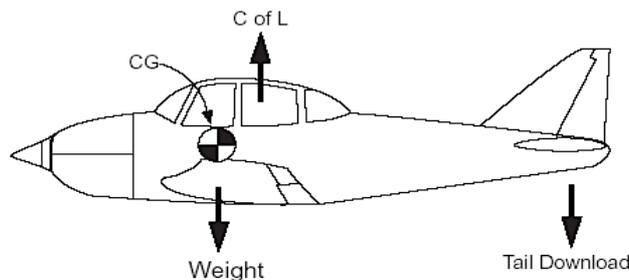


Figura 3.7: Stabilità statica longitudinale del velivolo

La formazione di ghiaccio nell’impennaggio orizzontale può provocarne lo stallo prematuro, per cui non si è più in grado di produrre la necessaria deportanza, volta a controbilanciare il momento picchiante, così da generare un’improvvisa tendenza del velivolo a picchiare.

#### 3.4.2.2 Instabilità latero-direzionale

La formazione di ghiaccio sul bordo d’attacco genera ampie regioni di flusso separato sul dorso del profilo alare che possono provocare una perdita o degrado delle caratteristiche di rollio del velivolo. L’instabilità laterale (Icing Contaminated Roll Upset – ICRU) non si verifica molto frequentemente, ma quando avviene è in grado di modificare radicalmente le caratteristiche della dinamica latero-direzionale di ogni velivolo, a prescindere dalle dimensioni. Inoltre, tale fenomeno è alquanto insidioso poiché può sopraggiungere improvvisamente e senza alcun tipo di avviso. La regione di flusso separato sul dorso dell’ala porta ad una maggiore forza di depressione sulla parte superiore dell’alettone e quindi a un momento di cerniera dell’alettone più negativo di quello che esisterebbe sul profilo aerodinamico senza ghiaccio con conseguente spostamento degli alettoni dalla loro posizione neutra. Tale fenomeno prende il nome di “aileron snatch” ed è particolarmente critico per i velivoli con comandi reversibili. Questo fenomeno

provoca anche un netto cambiamento degli sforzi che la catena dei comandi di volo trasmette al pilota.

### **3.4.3 Sbilanciamento delle eliche e dei rotori**

Le pale dell'elica dei velivoli o i rotori degli elicotteri sono soggetti alla formazione di ghiaccio per cui è necessario proteggerli. Le indicazioni più evidenti del manifestarsi di questo fenomeno sono costituite da vibrazioni e scuotimenti dovuti allo sbilanciamento delle pale a causa del ghiaccio e colpi violenti provocati da frammenti di ghiaccio che, staccandosi, colpiscono la cabina. Inoltre, la formazione di ghiaccio sulle pale implica la richiesta di una maggiore potenza del motore per mantenere i parametri desiderati.

### **3.4.4 Ostruzione delle sonde strumentali**

I tubi di Pitot e le prese di pressione statica sono sonde molto vulnerabili nei confronti del ghiaccio. Infatti, anche solamente dei piccoli cristalli di ghiaccio sarebbero in grado di otturare i forellini di funzionamento di tali sonde provocando un'errata misurazione dei parametri.

Le sonde dell'angolo di incidenza hanno la forma di un cuneo molto sottile o di un tronco di cono, e grazie alla possibilità di ruotare liberamente attorno al proprio asse orizzontale, vengono installate per misurare l'angolo di incidenza del velivolo. È intuitivo comprendere che la formazione di ghiaccio su tali sonde ne altererebbe il principio di funzionamento e quindi la validità dei dati trasmessi.

Le antenne dei velivoli normalmente sporgono dalla fusoliera e per ridurre la resistenza hanno la forma di un profilo alare con bassissimo spessore percentuale. Poiché i profili sottili hanno un alto coefficiente di raccolta di ghiaccio - "collection efficiency" - anche le antenne tendono ad accumulare ghiaccio molto facilmente, pertanto, tali superfici sono generalmente dotate di sistemi antighiaccio. La formazione di ghiaccio sulle antenne può provocare inizialmente la distorsione delle trasmissioni; successivamente, quando l'accumulo diventa cospicuo, l'antenna inizia a vibrare. Questo inconsueto tipo di vibrazione può provocare la rottura dell'antenna stessa e la perdita parziale o totale della capacità di ricetrasmisione; inoltre, i frammenti dell'antenna potrebbero colpire altre parti del velivolo danneggiandole.

### **3.4.5 Bloccaggio delle superfici mobili**

L'accumulo di ghiaccio in prossimità delle superfici di controllo può causarne il bloccaggio e compromettere la manovrabilità del velivolo. Particolarmente sensibili alla formazione di ghiaccio sono le superfici di compensazione aerodinamica che vengono utilizzate per ridurre lo sforzo di barra.

### **3.4.6 Disturbo del flusso in ingresso nelle prese d'aria dei propulsori**

Le prese d'aria dei motori sono zone in cui si può verificare la formazione e l'accumulo di ghiaccio. Il ghiaccio altera la geometria della presa d'aria, per cui il flusso in ingresso al motore subisce una modifica rispetto alle condizioni di progetto, causando un peggioramento delle prestazioni del motore. Inoltre, il ghiaccio accumulatosi nella presa d'aria potrebbe staccarsi e finire nel motore compromettendone il corretto funzionamento dello stesso.

### **3.4.7 Visibilità**

In condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio, si verifica un accumulo di ghiaccio nel parabrezza del velivolo, riducendo drasticamente la visibilità del pilota. Per questa ragione è necessario adottare dei sistemi che ne impediscono l'accumulo.

Nei velivoli ad alte prestazioni, tali sistemi in genere sono costituiti da una pellicola termoelettrica annegata nel vetro del parabrezza. Non appena la corrente elettrica fluisce attraverso la pellicola, essa si riscalda, producendo un aumento di temperatura del parabrezza che, oltre ad impedire la formazione di ghiaccio sul trasparente, ne aumenta la robustezza ed elasticità. Nei velivoli a basse prestazioni, invece, tali sistemi sono spesso costituiti da una serie di forellini, i quali lasciano transitare un getto di aria calda che lambisce il parabrezza e ne aumenta la sua temperatura. Un'altra soluzione prevede di utilizzare particolari fluidi che, applicati direttamente sul trasparente, abbassano il punto di congelamento dell'acqua.

## **3.5 Sistemi di protezione dal ghiaccio**

Nel corso degli anni, sono stati sviluppati diversi sistemi che permettono la rimozione del ghiaccio o prevengono la sua formazione. Tali sistemi si differenziano per il modo di funzionamento e per la tipologia di potenza utilizzata. La scelta del sistema IPS dipende anche dalla superficie che deve essere sghiacciata.

### **3.5.1 Sistemi per prevenire la formazione di ghiaccio (antighiaccio)**

I sistemi antighiaccio vengono utilizzati per prevenire la formazione di ghiaccio e possono essere di diversi tipi:

- antighiaccio elettrotermico;
- antighiaccio aerotermico;
- antighiaccio chimico.

### 3.5.1.1 Antighiaccio elettrotermico

Questa tipologia di sistema antighiaccio sfrutta elementi resistivi posti all'interno della superficie da sghiacciare, che se percorsi da corrente elettrica, per effetto Joule, si scaldano evitando così che la superficie si ghiacci. In presenza di condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio questi elementi sono utilizzati in maniera continuativa.

In passato, questa tipologia veniva impiegata per piccole superfici o per superfici non raggiungibili con condotti d'aria. Invece, nei velivoli more electric di nuova concezione (Boeing 787 Dreamliner) tale sistema è utilizzato anche per sghiacciare superfici di notevoli dimensioni come il bordo d'attacco dell'ala.

### 3.5.1.2 Antighiaccio aerotermico

Il sistema antighiaccio aerotermico (Figura 3.8) sfrutta l'aria calda prelevata dai motori a turbina per mantenere la superficie da sghiacciare ad una temperatura tale da non far avvenire la formazione di ghiaccio. Questo sistema è largamente impiegato per i bordi d'attacco delle ali dove le superfici sono molto ampie, per le prese d'aria dei motori e talvolta per gli impennaggi. La quantità d'aria da spillare dal compressore è normalmente rilevante, per cui l'utilizzo dell'impianto avviene solo quando le condizioni atmosferiche lo richiedano.

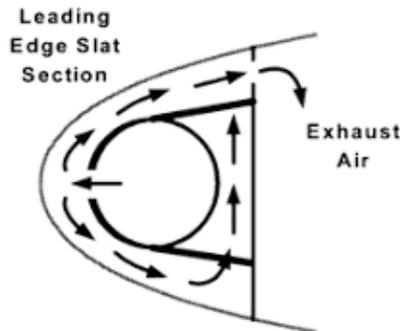


Figura 3.8: Antighiaccio aerotermico

### 3.5.1.3 Antighiaccio chimico

Tale sistema utilizza un liquido anticongelante che viene emesso attraverso dei micro-fori presenti nell'area da sghiacciare. Il fluido anticongelante è contenuto in un serbatoio e con una pompa alimentata elettricamente viene inviato attraverso dei condotti alla superficie da sghiacciare. Il sistema antighiaccio chimico è utilizzato sui velivoli di piccole dimensioni.

### **3.5.2 Sistemi per rimuovere il ghiaccio (sghiacciamento)**

I sistemi di sghiacciamento vengono utilizzati per rimuovere la presenza di ghiaccio sulle superfici in cui un eccessivo accumulo potrebbe compromettere la sicurezza del volo. Tale sistema può essere di diverso tipo:

- Sghiacciamento elettrotermico;
- Sghiacciamento pneumatico con membrane pulsanti;
- Sghiacciamento elettromeccanico (EMEDS).

#### **3.5.2.1 Sghiacciamento elettrotermico**

Questa tipologia di sistema di sghiacciamento sfrutta elementi resistivi posti all'interno della superficie da sghiacciare che se percorsi da corrente elettrica, per effetto Joule, si scaldano sciogliendo lo strato di ghiaccio che si è formato. In presenza di condizioni favorevoli alla formazione di ghiaccio questi elementi sono utilizzati in maniera non continuativa.

#### **3.5.2.2 Sghiacciamento pneumatico con membrane pulsanti**

Tale sistema impiega delle camere di gomma (o boots) montate sulle superfici da scongelare. Dopo una certa quantità di ghiaccio accumulato, il sistema pneumatico gonfia le membrane con aria compressa. L'espansione provoca delle crepe nel ghiaccio, che si è accumulato, in modo da poter essere spazzato via dal flusso d'aria. Le camere di gomma vengono poi sgonfiate per restituire alla superficie la sua forma ottimale.

#### **3.5.2.3 Sghiacciamento elettromeccanico (EMEDS)**

Questa tipologia del sistema di sghiacciamento è composta da: un'unità elettronica di controllo di de-icing (DCU) che ha il compito di temporizzare e controllare il sistema; un accumulatore di energia (ESB) per fornire impulsi elettrici ad alta tensione (550V) e un gruppo LEA (Leading Edge Assembly) costituito da attuatori montati nel bordo d'attacco della velatura.

Un impulso elettrico viene inviato agli attuatori in sequenze temporizzate generando un campo magnetico che causa una rapida modifica della forma degli attuatori. Tale variazione di forma viene trasmessa alla superficie da sghiacciare causandone la flessione e la vibrazione a frequenze molto elevate in modo da provocare la rottura del ghiaccio che si è accumulato [23]. È stato sviluppato anche un sistema di sghiacciamento ibrido che prevede la presenza di una striscia riscaldante posta nel bordo d'attacco concomitante con il sistema EMEDS (Figura 3.9):

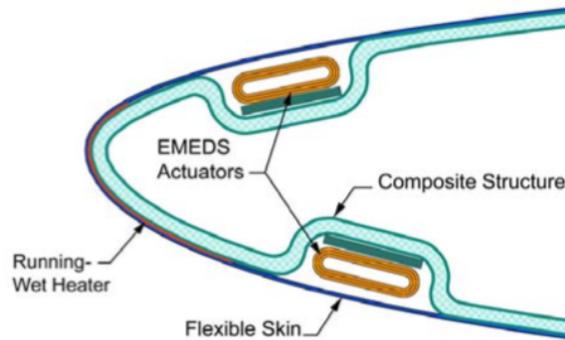


Figura 3.9: Sistema di sghiacciamento elettromeccanico ibrido [23]

### 3.6 Sghiacciamento pneumatico con membrane pulsanti alimentate dal compressore elettrico dedicato

Per il funzionamento del sistema di sghiacciamento pneumatico con membrane pulsanti viene utilizzata la potenza pneumatica prodotta dai propulsori.

Nei velivoli di ultima generazione MEA/AEA si sta cercando di eliminare il prelievo di aria pressurizzata dal propulsore per cui è necessario trovare una nuova sorgente di alimentazione. Una soluzione potrebbe essere quella di utilizzare un compressore dedicato mosso da un motore elettrico per generare la potenza pneumatica necessaria al corretto funzionamento del sistema di sghiacciamento. Lo schema del sistema viene riportato in Figura 3.10:

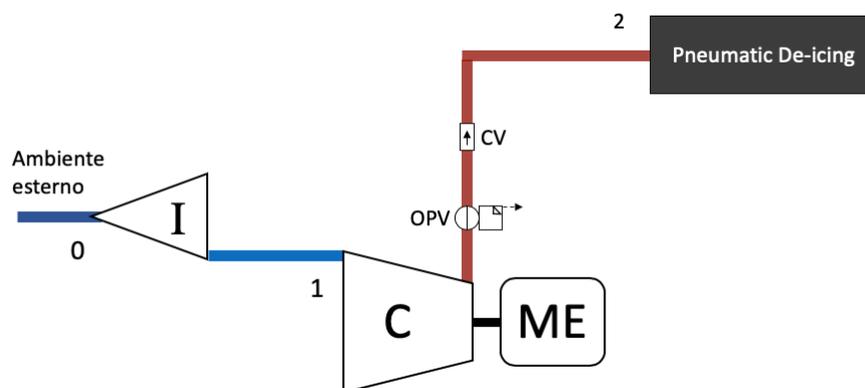


Figura 3.10: Schema del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore dedicato

Il sistema di generazione di potenza pneumatica è costituito da una presa dinamica (I) e un compressore centrifugo (C) mosso da un motore elettrico (ME).

Si procede ad analizzare il sistema di sghiacciamento elettropneumatico.

### 3.6.1 Boots

I boots pneumatici furono inventati nel 1930 dal Dr. William Geer e sono stati commercializzati per la prima volta nel 1932. Il principio di funzionamento di base non è cambiato, invece, il design e i materiali si sono notevolmente evoluti col tempo. Oggi i boots sono realizzati in multistrato (Figura 3.11) con lo strato esterno in neoprene avente una superficie liscia così da migliorare le caratteristiche aerodinamiche e la rimozione del ghiaccio. Inoltre, è migliorata la resistenza all'erosione dalla pioggia, all'abrasione e al deterioramento causato dai raggi UV e dall'ozono [24].

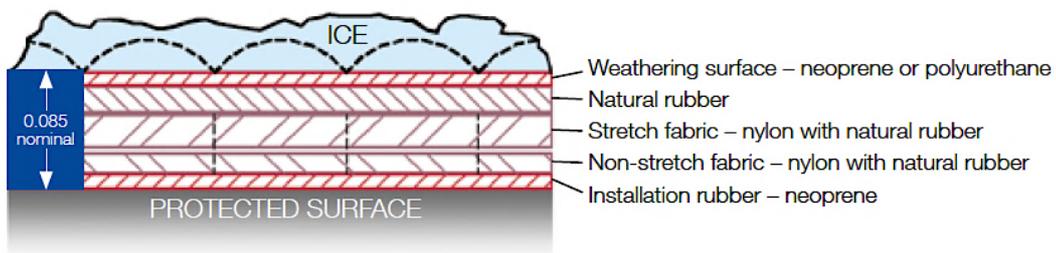


Figura 3.11: Stratigrafia del boot multistrato [24]

Al gonfiaggio del boots si vengono a formare una serie di tubi, aventi diametro di 2,54 cm, che possono essere disposti lungo il bordo d'attacco o in direzione perpendicolare. In Figura 3.12 è schematizzato il gonfiaggio del boots e in Tabella 3.1 sono riportate le caratteristiche principali del boot.

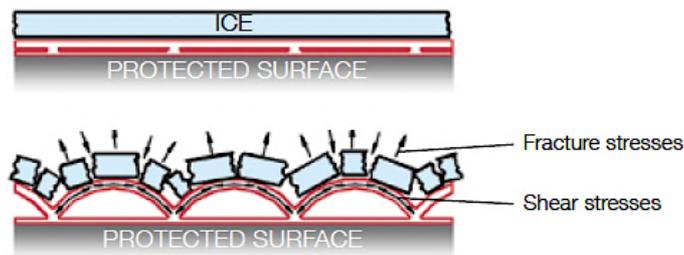


Figura 3.12: Gonfiaggio del boot [24]

Caratteristiche del boot	
Pressione di esercizio, $\Delta p_{nom}$ [bar]	1,3789
Tempo di gonfiaggio, $t_i$ [s]	5
Tempo di sgonfiaggio, $t_d$ [s]	4
Diametro del tubo, $d$ [cm]	2,54

Tabella 3.1: Caratteristiche del boot

### 3.6.1.1 Numero di boots

A seconda dell'estensione della superficie da sghiacciare sono presenti più boots, così da ridurre la potenza pneumatica richiesta dal singolo boot. Infatti, così facendo i boots sono gonfiati singolarmente e in maniera simmetrica. Di contro, aumentare il numero di boots comporta i seguenti svantaggi: aumento del peso del sistema, incremento della complessità del sistema, aumento della durata del ciclo di sghiacciamento. Per cui è necessario calcolare il valore ottimale del numero di boots presenti.

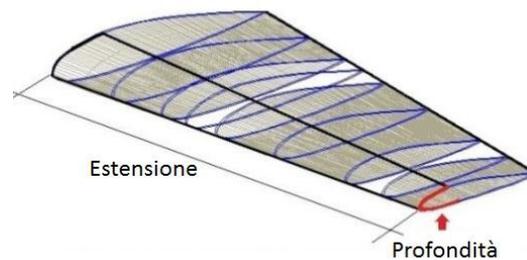


Figura 3.13: Superficie da proteggere [25]

Nel caso più generale, in cui la velatura presenta un angolo di freccia, l'estensione della superficie da proteggere (Figura 3.13) viene calcolata con la relazione 3.1:

$$E = \frac{l}{\cos(\Lambda)} \quad 3.1$$

Dove:

$l$  : semi-apertura della velatura [m];

$\Lambda$  : angolo di freccia.

Nella semi-apertura  $l$  non deve essere considerata la lunghezza della velatura in cui sono installati i propulsori (se presenti) e la sezione di collegamento con la fusoliera. Ipotizzando che tutti i boots hanno la stessa lunghezza, è possibile calcolare la lunghezza del singolo boot con la seguente relazione:

$$E_b = \frac{E}{n_b} \quad 3.2$$

Dove:

$E$  : estensione della velatura [m];

$n_b$  : numero di boots presenti nella velatura.

Supponendo che la direzione dei tubi dei boots è parallela alla corda della velatura e che questi hanno una sezione a semicerchio, è possibile calcolare il numero di tubi necessari a ricoprire l'estensione E:

$$n_t = \frac{E_b}{d + 0,005} \quad 3.3$$

Dove:

$E$  : estensione da proteggere [m];

$d = 0,0254 \text{ m}$  : diametro del singolo tubo.

### 3.6.1.2 Calcolo della profondità da proteggere

Per il calcolo della profondità si fa riferimento alla Figura 3.14.

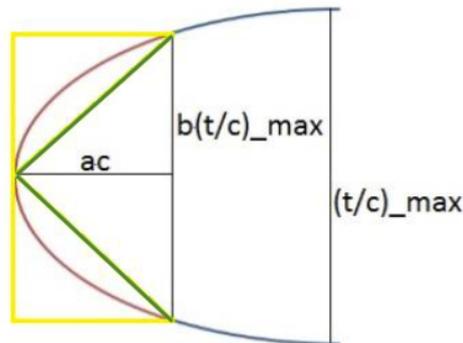


Figura 3.14: Profondità da proteggere [25]

La linea in rosso raffigura la profondità che deve essere stimata. Essa è calcolata come il valor medio tra la lunghezza della somma dei due lati in verde, inscritti all'interno della sezione, e della parte di perimetro del rettangolo in giallo, circonscritta all'esterno.

$$p = 2 \cdot \frac{[(a \cdot c) + (b \cdot (t/c)_{max} \cdot c)/2] + \sqrt{(a \cdot c)^2 + ((b \cdot (t/c)_{max} \cdot c)/2)^2}}{2} \quad [m] \quad 3.4$$

Dove:

$a$  : percentuale della corda da proteggere [%];

$c$  : corda media della velatura da proteggere [m];

$b$  : percentuale di spessore da proteggere [%];

$(t/c)_{max}$  : massimo spessore percentuale del profilo [%].

### 3.6.1.3 Calcolo della portata d'aria

Supponendo che la direzione dei tubi dei boots è parallela alla corda della velatura e che questi hanno una sezione a semicerchio è possibile calcolare il volume del singolo tubo:

$$V_t = p \cdot \frac{\pi \cdot d^2}{8} \quad [m^3] \quad 3.5$$

Dove:

$p$  : profondità da proteggere [m];

$d = 0.0254 \text{ m}$  : diametro del singolo tubo.

A questo punto è possibile calcolare il volume complessivo del singolo boot:

$$V_b = V_t \cdot n_t \quad [m^3] \quad 3.6$$

Dove:

$V_t$  : volume del singolo tubo [ $m^3$ ];

$n_t$  : numero di tubi presenti nel boot.

La portata in volume necessaria al sistema di sghiacciamento per gonfiare il singolo boot si calcola con la seguente relazione:

$$\dot{Q}_b = \frac{V_b}{t_i} \quad [m^3/s] \quad 3.7$$

Dove:

$V_b$  : volume del boot [ $m^3$ ];

$t_i$  : tempo necessario per gonfiare la membrana [s].

Nota la portata in volume, è possibile calcolare la portata in massa per gonfiare il singolo boot con la relazione 3.8:

$$\dot{m}_b = \dot{Q}_b \cdot \rho_{aria,b} \quad [kg/s] \quad 3.8$$

Dove:

$\dot{Q}_b$  : portata in volume del singolo boot [ $m^3/s$ ];

$\rho_{aria,b} = \frac{p_b}{R \cdot T_b}$  : densità dell'aria interna al boot [ $kg/m^3$ ].

### 3.6.2 Eiettore

L'eiettore è una pompa senza organi in movimento che sfrutta l'effetto Venturi per creare il vuoto. Tale esigenza nasce dalla necessità di mantenere i boots aderenti alla superficie della

velatura quando il sistema di sghiacciamento non è attivo. Infatti, a causa della distribuzione di pressione intorno al profilo alare le membrane potrebbero non aderire alla superficie creando disturbi aerodinamici. Per evitare tale inconveniente si utilizza un eiettore, schematizzato in Figura 3.15. L'aria compressa viene immessa tramite l'attacco (A) e fluisce nell'ugello (B), dove, per il teorema di Bernoulli, la velocità aumenta e la pressione diminuisce. Così facendo, l'aria viene aspirata attraverso il collegamento per il vuoto (D).

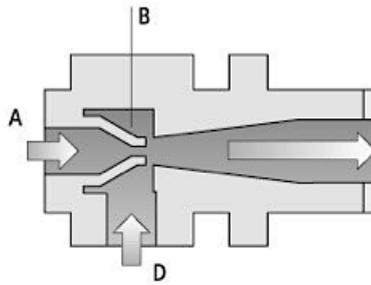


Figura 3.15: Schema dell'eiettore

La portata necessaria per il corretto funzionamento dell'eiettore è pari al 20% della portata necessaria al gonfiaggio del boot:

$$\dot{m}_{b,off} = m_e = 0,2 \cdot \dot{m}_b \quad [kg/s]$$

### 3.6.3 Controllore

Al fine di migliorare l'efficienza della rimozione del ghiaccio, l'unità di controllo del sistema di sghiacciamento pneumatico ha il compito di temporizzare il gonfiaggio e sgonfiaggio dei boots. Infatti, un gonfiaggio precoce del boot non garantisce una corretta rimozione del ghiaccio, di contro, se l'accumulo del ghiaccio fosse eccessivo, la membrana potrebbe non essere in grado di romperlo. L'unità di controllo segue dei cicli di sghiacciamento già stabiliti in funzione della severità della condizione di ghiaccio (Figura 3.16).

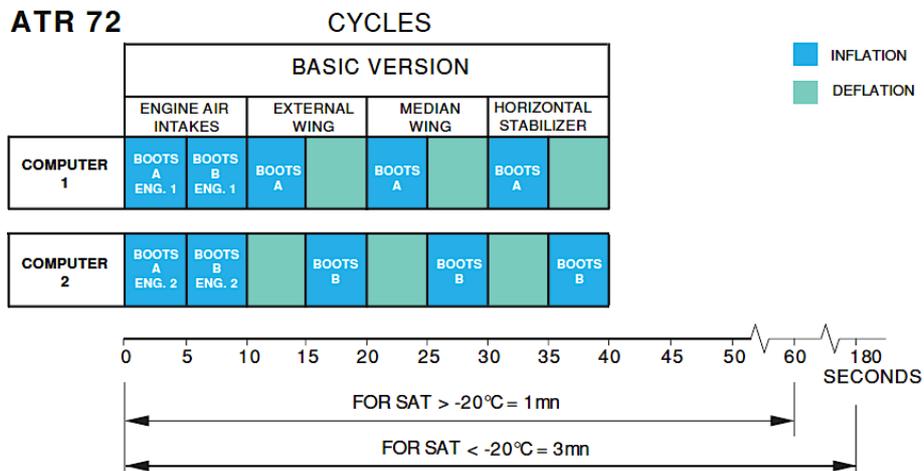


Figura 3.16: Ciclo di sghiacciamento per il velivolo ATR 72 [22]

Supponendo che viene gonfiato un boot alla volta (in maniera simmetrica) e che durante la fase di sgonfiamento avviene il gonfiaggio del boot successivo, è possibile calcolare la durata del ciclo di sghiacciamento con la relazione 3.9:

$$t = \frac{n_{b,tot}}{2} \cdot t_i + t_d \quad [s] \quad 3.9$$

Dove:

$n_{b,tot}$  : numero di boots totali;

$t_i$  : tempo necessario per gonfiare la membrana [s];

$t_d$  : tempo necessario per sgonfiare la membrana [s].

### 3.6.4 Filtro

Poiché l'aria utilizzata dal sistema di sghiacciamento viene prelevata dall'esterno questa può contenere dei contaminati che devono essere eliminati da un filtro posto a monte del sistema di sghiacciamento. Infatti, la presenza di contaminati può andare ad ostruire l'ugello dell'eiettore o danneggiare i boots.

### 3.6.5 Valvole

Nel sistema sono presenti diverse tipologie di valvole che consentono il corretto funzionamento del sistema, tra queste si ricordano:

- Check valve: è una valvola che permette il flusso in una sola direzione;
- Distributor valve: è un'elettrovalvola comandata dal controllore che ha il compito di gonfiare il boot;
- Relief valve: è una valvola di sicurezza che viene utilizzata per limitare la pressione del sistema.

### 3.6.6 Presa dinamica

Il compito della presa dinamica è quello di convogliare il flusso in modo uniforme e ridurre la velocità così da aumentare la pressione. La presa dinamica deve essere progettata in modo da fornire al compressore la portata richiesta dal sistema di sghiacciamento generando la minima resistenza aerodinamica. Per calcolare le prestazioni della presa d'aria si fa riferimento alla trattazione riportata nel paragrafo 2.7.2.1 di pag. 37.

### 3.6.7 Compressore

A valle della presa dinamica è presente il compressore centrifugo che ha il compito di incrementare la pressione dell'aria. Valgono le stesse considerazioni riportate nel paragrafo 2.7.2.2 (pag. 39), per cui è possibile calcolare la temperatura dell'aria a valle del compressore tramite la seguente relazione:

$$T_2 = T_1 \left\{ 1 + \frac{1}{\eta_c} \left[ \left( \frac{p_2}{p_1} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} - 1 \right] \right\} \quad [K] \quad 3.10$$

Dove:

$T_1$  : temperatura dell'aria in ingresso al compressore [K];

$p_1$  : pressione dell'aria in ingresso al compressore [bar];

$p_2$  : pressione dell'aria in uscita dal compressore [bar];

$\gamma$  : rapporto tra i calori specifici dell'aria;

$\eta_c$  : rendimento isoentropico del compressore.

La pressione in uscita dal compressore è dettata dalla pressione di esercizio delle membrane pulsanti del sistema di sghiacciamento.

Nota la temperatura in uscita dal compressore è possibile calcolare il lavoro di compressione e la potenza del compressore:

$$L_c = c_p (T_2 - T_1) \quad [J/kg] \quad 3.11$$

$$P_c = \dot{m} \cdot L_c \quad [W] \quad 3.12$$

Dove:

$c_p$  : calore specifico dell'aria a pressione costante [J/(K · kg)];

$\dot{m}$  : portata d'aria del compressore [kg/s].

La portata d'aria del compressore, nella condizione del sistema di sghiacciamento spento, è uguale alla portata richiesta dagli eiettori per mantenere il vuoto nei boots e può essere calcolata con la relazione 3.13:

$$\dot{m} = \dot{m}_{off} = \sum_{i=1}^{n_{b,tot}} \dot{m}_{e,i} \quad [kg/s] \quad 3.13$$

Dove:

$n_{b,tot}$  : numero di boots totali;

$\dot{m}_{e,i}$  : portata d'aria dell'eiettore i-esimo [kg/s].

Invece, la portata che il compressore deve fornire nel caso peggiore ossia quando viene gonfiato il boots più grande è uguale a:

$$\dot{m} = \dot{m}_{on} = 2 \cdot \max(\dot{m}_b) + \sum_{i=1}^{n_{b,tot}-2} \dot{m}_{e,i} \quad [kg/s] \quad 3.14$$

Dove:

$\dot{m}_b$  : portata d'aria necessaria a gonfiare il boot [kg/s];

$\dot{m}_e$  : portata d'aria dell'eiettore i-esimo [kg/s].

### 3.6.8 Motore elettrico

Il compressore è collegato al motore elettrico il quale fornisce la potenza meccanica al compressore stesso. La potenza del motore elettrico corrisponde alla potenza del compressore calcolata con la relazione 3.12 corretta con un rendimento che tiene conto delle perdite meccaniche e del rendimento del motore elettrico:

$$P_{motor} = \frac{P_c}{\eta_{motor} \cdot \eta_{mec}} \quad 3.15$$

Dove:

$\eta_{mec}$  : rendimento meccanico;

$\eta_{motor}$  : rendimento del motore elettrico.

# Capitolo 4

## Implementazione e simulazione dei sistemi ECS e IPS

### 4.1 Modellizzazione e software utilizzato

Al fine di studiare il comportamento reale di un sistema si ricorre ad una rappresentazione semplificata di quest'ultimo, il modello del sistema.

Si distinguono due tipologie di modelli:

- Fisici – realizzazione, generalmente in scala, del sistema costruito per evidenziare ed analizzare sperimentalmente le caratteristiche del sistema stesso;
- Matematici – insieme di equazioni, che rappresentano il comportamento del sistema e che dipendono dalle proprietà fisiche dello stesso, soddisfacenti opportune condizioni al contorno che rappresenta l'ambiente in cui il sistema opera.

Nel presente lavoro di tesi sono stati sviluppati dei modelli matematici per il sistema di protezione dal ghiaccio di tipo pneumatico e per il sistema di condizionamento e pressurizzazione.

#### 4.1.1 Livello di modellizzazione

Un modello è definito ad un determinato livello di astrazione, ovvero il sistema viene descritto con un certo livello di dettaglio, includendo nella rappresentazione solo quelle componenti e interazioni che si ritengono necessarie allo scopo prefissato. Per tale motivo, un modello matematico è una semplificazione dei fenomeni reali. In Figura 4.1 viene riportata una rappresentazione dei livelli di modellazione possibili [3]:

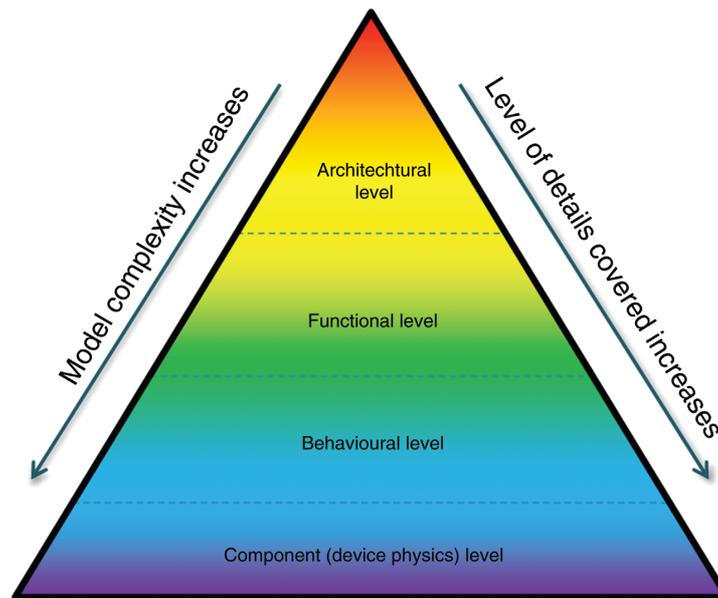


Figura 4.1: Livelli di modellazione [3]

- Component level – mira a rappresentare le caratteristiche più dettagliate dei componenti che costituiscono il sistema. Questo è il livello più complesso e altamente impegnativo dal punto di vista computazionale. La modellazione a questo livello può essere eseguita con modelli multi-fisici tra loro connessi (termico, meccanico, elettromagnetico ecc.). A causa della natura dettagliata, i modelli vengono generalmente utilizzati per la verifica comportamentale dei singoli dispositivi. Pertanto, questo livello è di utilità pratica molto scarsa per la simulazione di intere architetture sistemistiche.
- Behavioural level – si occupa della dinamica ad alta frequenza dei componenti.
- Functional level – affronta il comportamento transitorio a bassa frequenza. Lo scopo principale di questo livello include studi basati sulla simulazione della dinamica e della stabilità del sistema. Questo livello utilizza modelli che consentono al sistema di essere modellato nella sua interezza o in sezioni sufficientemente grandi da ottenere una panoramica globale.
- Architectural level – in genere considera il sistema globale in stato stazionario. Questo livello può essere suddiviso in due livelli secondari in base alle attività da svolgere:
  - a. Requisiti – questo livello ha come obiettivo il dimensionamento dei componenti del sistema. Viene studiato il sistema in regime stazionario così da permettere il dimensionamento dei sistemi in termini di power budget, peso e costo in tutta la gamma possibile degli scenari di volo. Sebbene l'architectural level non rappresenta generalmente la dinamica del sistema, in determinate circostanze, questo livello può includere effetti dinamici.

- b. Logico – l'architettura del sistema è studiata per la sua integrità funzionale. I modelli sono costituiti da stati booleani e logiche di controllo che consentono di effettuare studi RAMS.

Sia il sistema di condizionamento e pressurizzazione (ECS) che il sistema di protezione dal ghiaccio (IPS) di tipo pneumatico sono stati modellizzati a livello “Architectural” con lo scopo di studiarne il comportamento in regime stazionario al variare delle condizioni di volo.

#### 4.1.2 Matlab

Per la modellizzazione è necessario utilizzare un software appropriato. In commercio sono presenti diversi software che permettono la modellizzazione dei sistemi.

Nel presente lavoro è stato utilizzato il software Matlab. Quest'ultimo è basato su un linguaggio di programmazione avanzato creato dalla MathWorks che consente di manipolare matrici, visualizzare funzioni e dati, implementare algoritmi, creare interfacce utente e interfacciarsi con altri software.

### 4.2 Modello del sistema di condizionamento e pressurizzazione, ECS

#### 4.2.1 Architettura del software

Il modello del sistema di condizionamento e pressurizzazione è realizzato utilizzando un'architettura modulare. Ciò significa che il programma è costituito da un main: *ecs\_main.m* in cui sono richiamate tutte le funzioni necessarie alla modellizzazione del sistema.

Di seguito vengono descritti il main e le funzioni ad esso connesse.

##### 4.2.1.1 Main: *ecs\_main.m*

Il modello del sistema di condizionamento e pressurizzazione è costituito da un main principale in cui vengono inseriti gli input da parte dell'utente riguardanti le caratteristiche del velivolo, le condizioni operative e la tipologia di architettura dell'ACM che si vuole simulare.

Il software permette di modellizzare le seguenti tipologie di air cycle machine (Figura 4.2):

1. Two-wheel bootstrap – questa tipologia di ACM è costituita dal compressore e dalla turbina collegati con un unico albero di trasmissione. Il fan del flusso secondario riceve la potenza meccanica da un motore elettrico dedicato.
2. Three-wheel bootstrap – rispetto al caso della two-wheel bootstrap, nell'albero di trasmissione, che collega la turbina e il compressore, è stato aggiunto il fan del flusso secondario, in questo modo viene rimosso il motore elettrico. Con questa architettura la turbina fornisce energia sia al compressore che al fan. I vantaggi sono dati dalla riduzione

del peso e della potenza elettrica richiesta dal sistema. Di contro, in tale configurazione le velocità di rotazione sono le stesse per tutti i componenti, pertanto il sistema non risulta ottimizzato.

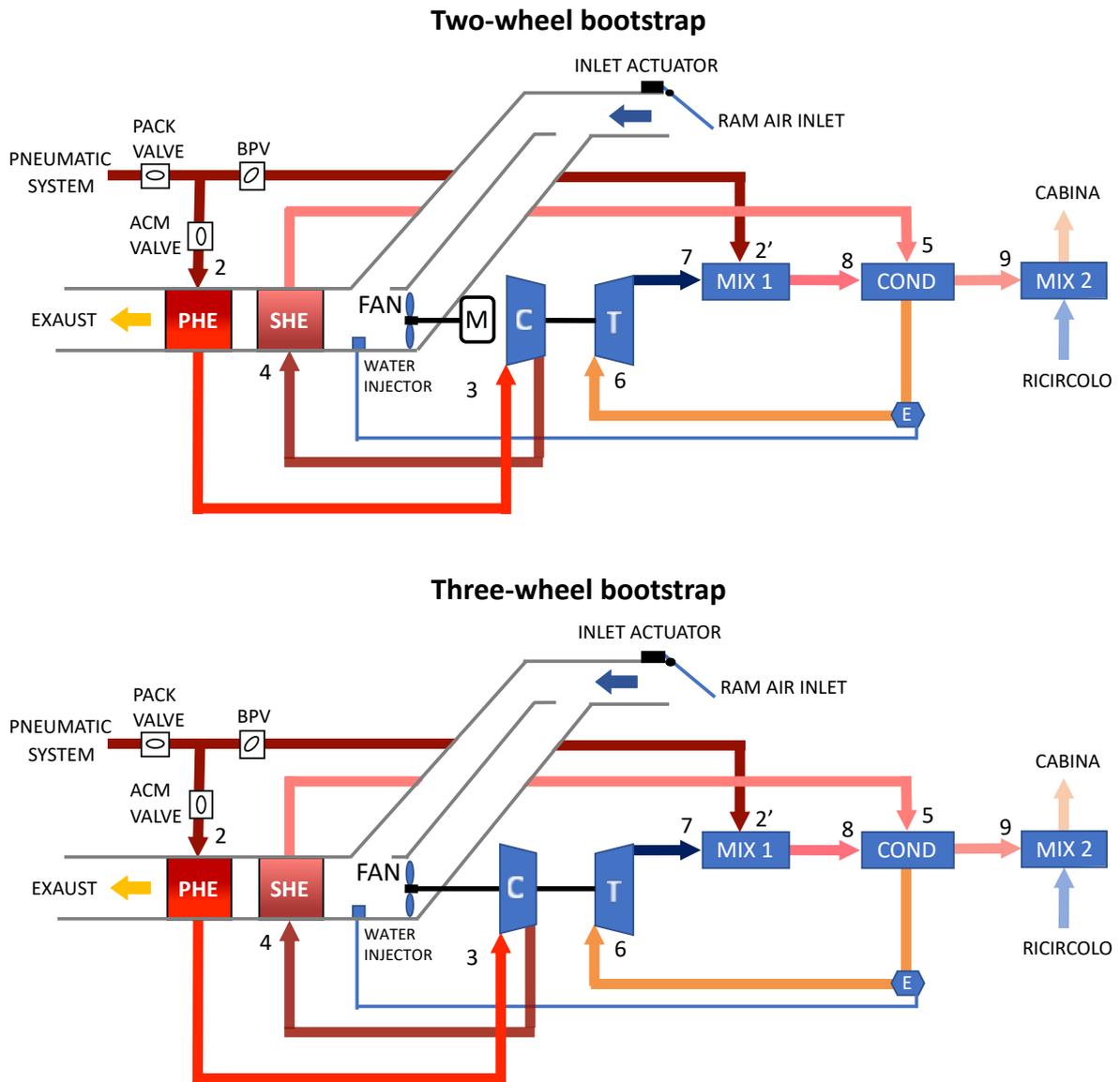


Figura 4.2: Architetture dell'ACM modellizzate

Inoltre, viene data la possibilità di scegliere la sorgente di potenza pneumatica da utilizzare nel sistema ECS:

1. Bleed dal propulsore (ECS): viene prelevata l'aria pressurizzata dal propulsore attraverso la porta di bassa pressione (LP) o di alta pressione (HP) a seconda della condizione di volo considerata (Figura 2.19, pag. 36).

2. Compressore elettrico dedicato (E-ECS): la potenza pneumatica viene generata con un compressore centrifugo mosso da un motore elettrico (Figura 2.20, pag. 37). Così facendo, si elimina il bleed dal propulsore e si utilizza il compressore dedicato a velocità variabile per generare la potenza pneumatica richiesta. La regolazione dei motori elettrici consente un’ottimizzazione del consumo di energia del velivolo.
3. Sistema ibrido: questa architettura è innovativa e permette di prelevare parzialmente la potenza pneumatica dal propulsore e la restante parte generarla con un compressore elettrico dedicato. In questa condizione è possibile inserire la percentuale di ibridazione del sistema.

Il modello è predisposto per effettuare quattro simulazioni in cui vengono fatte variare le condizioni esterne. Si riportano alcuni casi in cui viene simulato il sistema ECS:

1. Raffreddamento al suolo in giornata calda: il velivolo si trova al suolo con temperatura dell’aria esterna calda;
2. Riscaldamento al suolo in giornata fredda: il velivolo si trova al suolo con temperatura dell’aria esterna fredda;
3. Tangenza in giornata fredda: il velivolo si trova alla quota di tangenza;
4. Crociera con atmosfera ISA: il velivolo si trova alla quota di crociera.

Gli input necessari al modello sono riportati nella Tabella 4.1:

Input del modello ECS		
Nome	Descrizione	Unità di misura
$Mach$	Mach di volo	-
$h$	quota di volo	m
$\varphi$	umidità relativa dell’aria esterna	-
$T_{cab}$	temperatura dell’aria in cabina desiderata	°C
$\varphi_{cab}$	umidità relativa dell’aria in cabina desiderata	-
$\dot{m}_{min,passeger}$	portata d’aria minima per passeggero	kg/s
$\eta_c$	efficienza isoentropica del compressore dedicato	-
$\eta_{c,mec+el}$	rendimento meccanico del compressore + motore elettrico	-
$m/P$	rappporto massa-potenza del motore elettrico	kg/kW
$\eta_{fan}$	efficienza isoentropica del fan	-
$\eta_{fan,mec}$	rendimento meccanico del fan	-
$\eta_{fan,el}$	rendimento del motore elettrico del fan	-
$\Delta p_{ram\ air}$	perdite di carico del flusso secondario	Pa
$\Delta p_{ric}$	perdite di carico del sistema di ventilazione	Pa
$\dot{m}_{ram\ air,\%}$	portata del flusso secondario nella condizione di “raffreddamento al suolo” rispetto alla portata del flusso primario	-

$xx(1)$	potenza del compressore elettrico dedicato	kW
$xx(2)$	portata del flusso secondario rispetto alla portata del flusso primario	-
$xx(3)$	potenza del fan di ricircolo	kW
$xx(4)$	portata in ingresso nell'ACM rispetto alla portata totale in ingresso cabina	-
$T_{des}$	temperatura di design in uscita dall'ECS	K
$\eta_{c,acm}$	rendimento isoentropico del compressore dell'ACM	-
$\eta_{c,mec,acm}$	rendimento meccanico del compressore dell'ACM	-
$\eta_{t,acm}$	rendimento isoentropico della turbina dell'ACM	-
$\eta_{t,mec,acm}$	rendimento meccanico della turbina dell'ACM	-
$\epsilon_{SHE}$	efficienza dello scambiatore di calore secondario	-
$\epsilon_{PHE}$	efficienza dello scambiatore di calore primario	-
$\epsilon_{COND}$	efficienza del condensatore	-
$Neb$	flag per l'aria nebulizzata negli scambiatori	-
$\epsilon_{int}$	efficienza della presa d'aria del compressore dedicato	-
$trad$	flag per la scelta della sorgente di potenza pneumatica	-
$fan_{el}$	flag per la scelta del fan elettrico del flusso secondario	-
$\dot{m}_{bleed,\%}$	percentuale della portata di bleed del motore	-
$T_{bleed}(PCE)$	temperatura dell'aria di bleed del motore a valle del PCE	K
$p_{bleed}(PRV)$	pressione dell'aria di bleed del motore a valle della PRV	bar
$N_{passeg}$	numero dei passeggeri	-
$N_{crew}$	numero dell'equipaggio	-
$l_f$	lunghezza della fusoliera	m
$d_f$	diametro della fusoliera	m
$A_{fin,pass}$	area totale dei finestrini dei passeggeri	m <sup>2</sup>
$A_{fin,cock}$	area dei finestrini del cockpit	m <sup>2</sup>
$t_{skin}$	spessore dello strato esterno della fusoliera (skin esterno)	m
$t_{insul}$	spessore dello strato isolante	m
$t_{decor}$	spessore dello strato decorativo (skin interno)	m
$k_{skin}$	conducibilità termica dello strato esterno della fusoliera	W/(mK)
$k_{insul}$	conducibilità termica dello strato isolante	W/(mK)
$k_{decor}$	conducibilità termica dello strato decorativo (skin interno)	W/(mK)
$Avionic_{power}$	potenza elettrica del sistema avionico	W
$Monitor$	flag per i monitor dei passeggeri	-

Tabella 4.1: Input del modello ECS

Il modello è stato implementato considerando una ridondanza del sistema di condizionamento e pressurizzazione. Per una migliore comprensione dell'architettura del software, si riporta il diagramma di flusso in grado di riassumere in maniera schematica la struttura del modello ECS (Figura 4.3). I singoli blocchi costituenti il flow-chart sono racchiusi in forme colorate indicanti il nome della funzione.

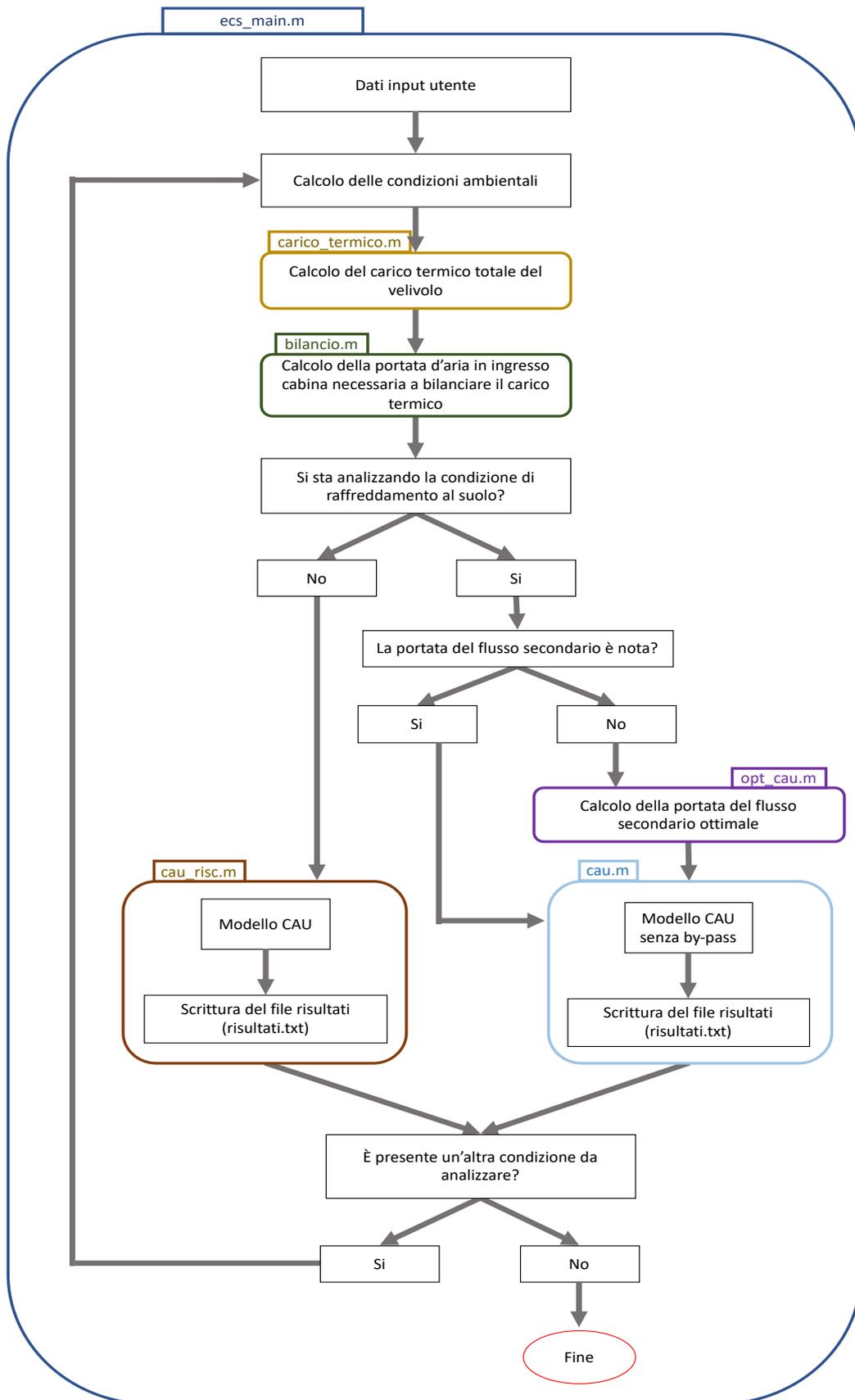


Figura 4.3: Flow-chart del modello ECS

#### 4.2.1.2 Funzione: `carico_termico.m`

Questa funzione permette di calcolare la temperatura interna ed esterna delle pareti della fusoliera e il carico termico totale per le quattro condizioni di volo. Le modalità con cui viene eseguito il calcolo sono descritte nel paragrafo 2.3 (pag. 15). Data la non linearità del problema, viene utilizzata la funzione *fsolve* che permette di risolvere sistemi di equazioni non lineari.

#### 4.2.1.3 Funzione: `bilancio.m`

Una volta trovati i carichi termici agenti sulla fusoliera, la funzione *bilancio.m* permette di calcolare la portata d'aria che il sistema di condizionamento deve erogare al fine di pareggiare il flusso termico totale entrante o uscente dalla fusoliera. Ciò viene eseguito con la procedura descritta nel paragrafo 2.4 di pag. 27.

È importante che la portata d'aria in ingresso alla cabina sia maggiore della portata minima imposta dalla normativa. Se ciò non dovesse essere verificato, la funzione aumenta o diminuisce (a seconda del caso) la temperatura dell'aria in uscita dal sistema ECS così da garantire la portata minima.

#### 4.2.1.4 Ottimizzatore: algoritmi genetici

Uno degli input necessari al modello è la portata del flusso secondario, ovvero il flusso che attraversa gli scambiatori di calore. Tale valore risulta molto importante soprattutto nella condizione di raffreddamento al suolo poiché influisce fortemente sulle prestazioni della CAU. Inoltre, se viene utilizzata un'architettura two-wheel bootstrap, la portata del flusso secondario è uno dei parametri principali per dimensionare il motore elettrico del fan. Tale portata, se nota, può essere inserita direttamente come input, altrimenti viene calcolata dal modello.

Per calcolare la portata del flusso secondario, il modello si serve di un algoritmo di ottimizzazione e in particolare dell'algoritmo genetico. Infatti, a parità di portata e temperatura in uscita dal sistema ECS, si può ridurre la portata del flusso secondario e aumentare la pressione di alimentazione della CAU, oppure, aumentare la portata del flusso secondario e ridurre la pressione di alimentazione della CAU. Pertanto, sono possibili più soluzioni (coppie di portata del flusso secondario e pressione di alimentazione della CAU) che garantiscono i requisiti di temperatura e portata in uscita dal sistema ECS.

L'algoritmo di ottimizzazione consente di trovare la soluzione che permette di minimizzare il power budget del sistema. Questa famiglia di algoritmi permette, quindi, di trovare il minimo assoluto di una funzione  $f$ , definita funzione obiettivo, che in questo caso è la somma della potenza richiesta dal fan e dal compressore elettrico dedicato:

$$f = P_{fan} + P_{comp} \quad 4.1$$

Dove:

$P_{fan}$  : potenza richiesta dal fan del flusso secondario [kW];

$P_{comp}$  : potenza richiesta dal compressore elettrico dedicato [kW].

Il minimo della funzione obiettivo viene trovato garantendo i vincoli di temperatura e portata in uscita dal sistema ECS.

L'algoritmo genetico permette di valutare diverse soluzioni di partenza e ricombinandole ed introducendo elementi di disordine produce nuove soluzioni, che vengono valutate scegliendo le migliori nel tentativo di convergere verso soluzioni "di ottimo".

In particolare, l'algoritmo genetico, nel corso della sua esecuzione, provvede a fare evolvere delle soluzioni secondo il seguente schema di base:

1. Generazione casuale della prima popolazione di soluzioni: in questo caso la popolazione è costituita da vettori di dimensione 2, contenenti la potenza del fan e del compressore elettrico dedicato. Quando l'algoritmo impone la potenza del fan, indirettamente viene stabilita la portata del flusso secondario, poiché si ipotizza che la prevalenza sia costante. Invece, quando si impone la potenza del compressore elettrico dedicato si determina la pressione in uscita dal compressore, poiché, la portata viene considerata fissa e pari al valore necessario a bilanciare il carico termico;
2. Calcolo della temperatura in uscita dall'ACM: viene eseguita la funzione che modella la CAU al fine di calcolare la temperatura dell'aria in uscita dal sistema ECS;
3. Applicazione della funzione di fitness alle soluzioni appartenenti all'attuale popolazione: la funzione di fitness permette di associare ad ogni soluzione una cifra di merito legata al modo in cui quest'ultima si avvicina alla funzione obiettivo;
4. Selezione delle soluzioni considerate migliori in base al risultato della funzione di fitness e della logica di selezione scelta. Infatti, vengono scartate tutte le soluzioni che non garantiscono il vincolo della temperatura in uscita dal sistema ECS;
5. Procedimento di crossover per generare delle soluzioni ibride a partire dalle soluzioni scelte al punto 4;
6. Creazione di una nuova popolazione a partire dalle soluzioni identificate al punto 5;
7. Riesecuzione della procedura a partire dal punto 2 utilizzando la nuova popolazione creata al punto 6.

L'iterazione dei passi presentati consente così l'evoluzione verso una soluzione ottimizzata del problema considerato.

Gli output dell'algoritmo genetico sono:

- La portata del flusso secondario;
- La pressione di alimentazione della CAU.

#### 4.2.1.5 Funzione: cau.m

La funzione *cau.m* è la parte principale del programma poiché modella la CAU nella condizione di raffreddamento al suolo quando non è presente il flusso di by-pass. In Figura 4.4, si riporta, come esempio, una schematizzazione della CAU con ACM di tipo three-wheel bootstrap:

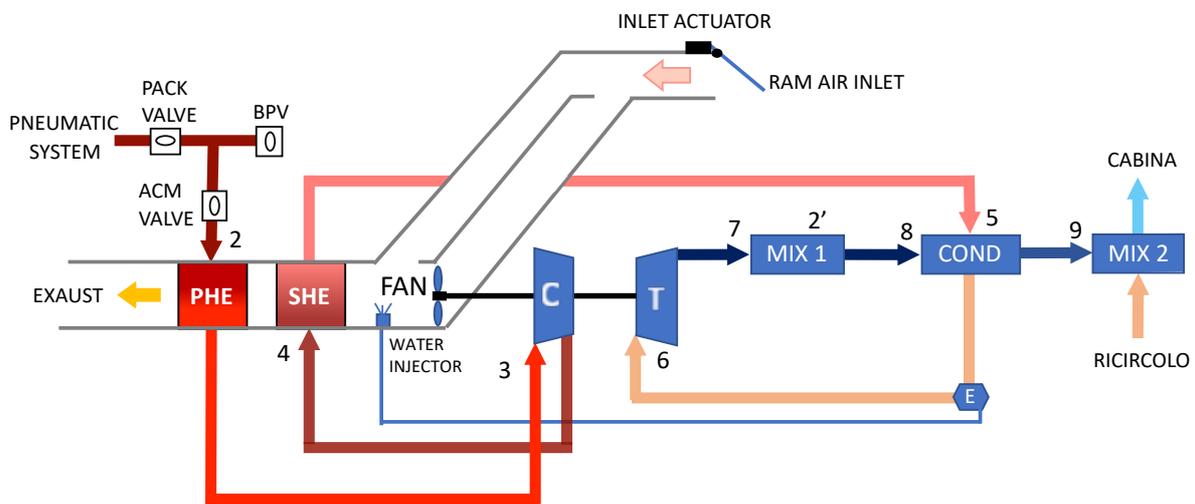


Figura 4.4: Schema della CAU senza by-pass con ACM di tipo three-wheel bootstrap

All'interno della funzione si trovano delle sotto funzioni che modellizzano i vari componenti della CAU:

- Scambiatori PHE e SHE: vengono modellizzati gli scambiatori di calore secondo il modello matematico riportato nel paragrafo 2.8.2 (pag. 43).
- Fan del flusso secondario: viene modellizzato il fan del flusso secondario secondo il modello matematico riportato nel paragrafo 2.8.3 (pag.45);
- Compressore: il compressore dell'ACM viene modellizzato utilizzando la trattazione riportata nel paragrafo 2.8.4 (pag. 46).
- Condensatore: il condensatore viene modellizzato utilizzando la trattazione riportata nel paragrafo 2.8.5 (pag. 47).
- Turbina: la turbina dell'ACM viene modellizzata utilizzando la trattazione riportata nel paragrafo 2.8.7 (pag. 51).

- Mixer: il mixer viene modellizzato utilizzando la trattazione riportata nel paragrafo 2.8.8 (pag. 53).

A seconda dell'architettura dell'ACM scelta, viene eseguito un bilancio di potenza all'albero differente. In particolare, se l'ACM è una two-wheel bootstrap si ha:

$$P_t = P_c \quad 4.2$$

Dove:

$P_t$  : potenza della turbina [kW];

$P_c$  : potenza del compressore [kW].

Invece, se l'ACM è una three-wheel bootstrap è valida la relazione 4.3:

$$P_t = P_c + P_{fan} \quad 4.3$$

Dove:

$P_t$  : potenza della turbina [kW];

$P_c$  : potenza del compressore [kW];

$P_{fan}$  : potenza del fan [kW].

#### 4.2.1.6 Funzione: cau\_risc.m

Questa funzione modella la CAU in cui può essere presente la portata di by-pass (Figura 4.5).

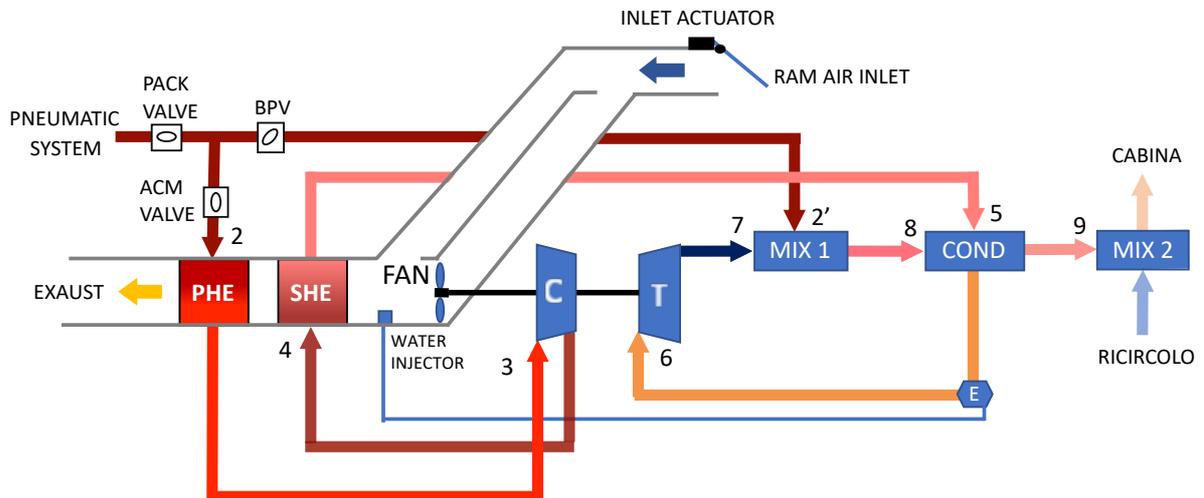
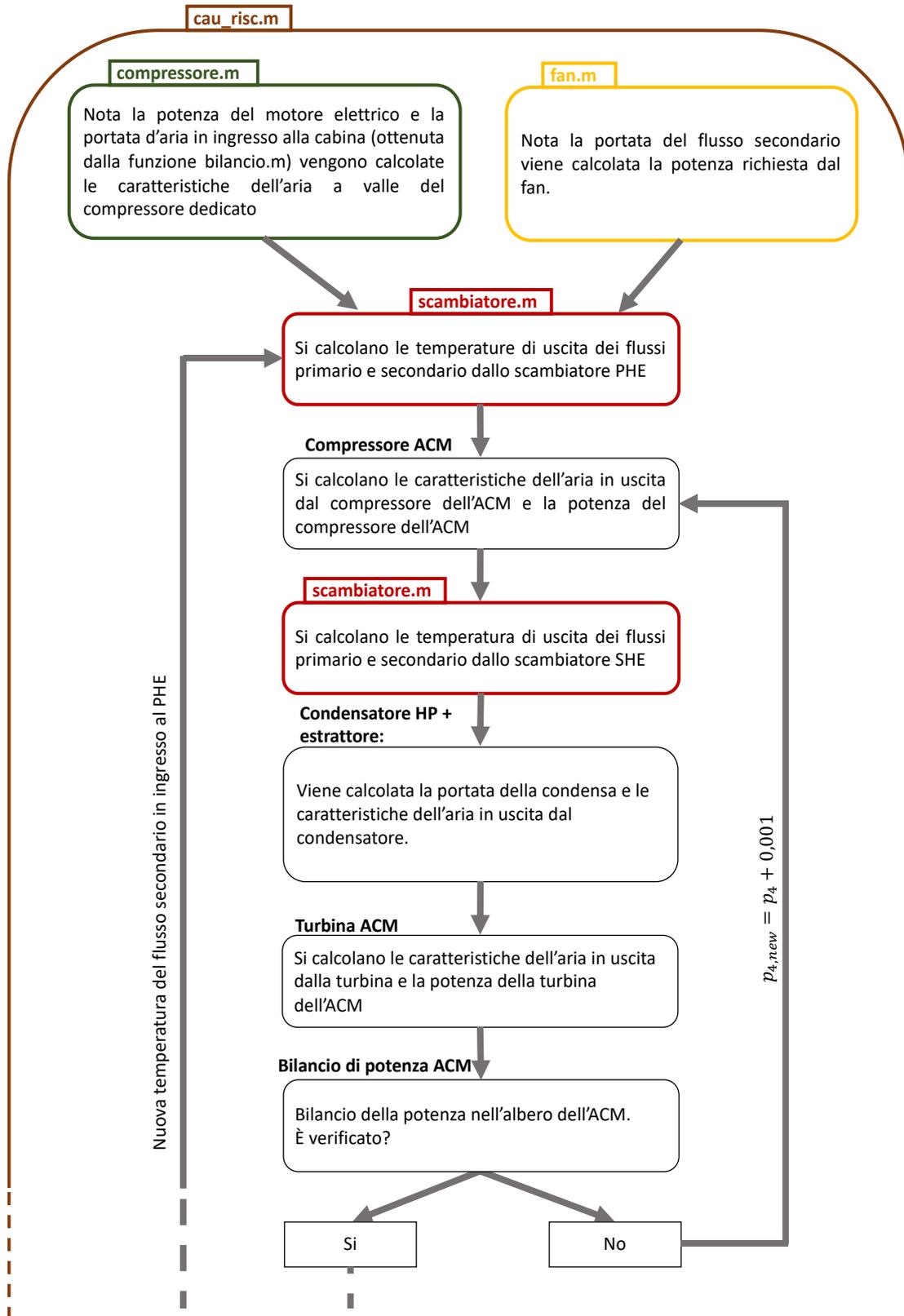


Figura 4.5: Schema della CAU con by-pass e ACM di tipo three-wheel bootstrap

La funzione è molto simile alla funzione *cau.m*, però, in questo caso è necessario inserire come input anche: la percentuale di portata di by-pass, la potenza del compressore dedicato (se presente), la percentuale di portata del flusso secondario rispetto al flusso primario e la potenza del fan di ricircolo.

In Figura 4.6 si riporta il diagramma di flusso della funzione che modella la CAU con compressore elettrico dedicato.



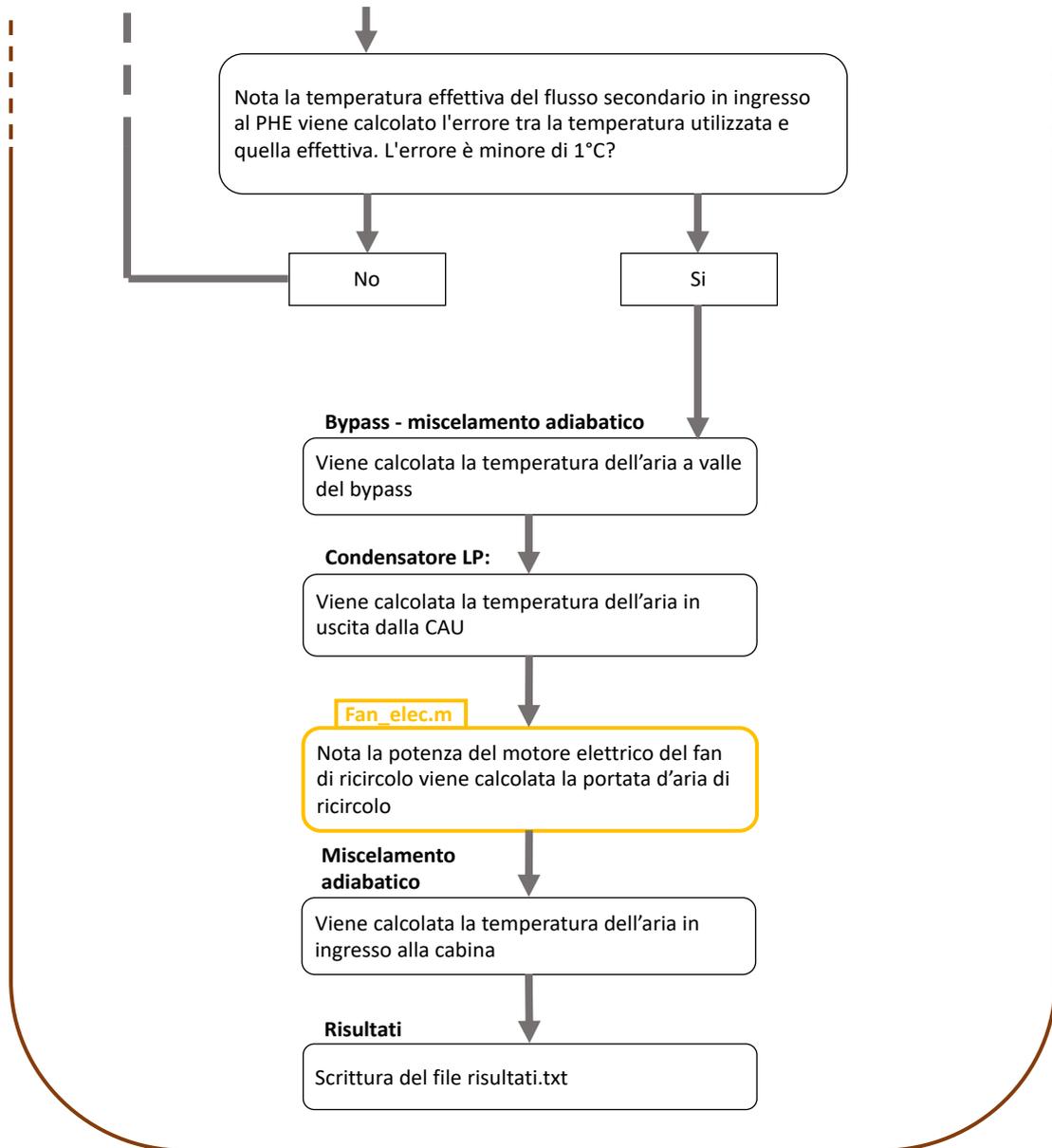


Figura 4.6: Flow chart della funzione CAU con by-pass

#### 4.2.1.7 Risultati

I risultati delle simulazioni, delle quattro condizioni operative considerate, vengono salvate in un file testo. Nel file sono presenti le caratteristiche dell'aria in ogni componente del sistema ECS, i valori della potenza del compressore elettrico dedicato (se presente), del compressore dell'ACM, della turbina dell'ACM e la potenza del fan del flusso secondario e di ricircolo. Infine, viene riportata la potenza elettrica totale necessaria per il corretto funzionamento del sistema di condizionamento e pressurizzazione e una stima dei pesi del motore elettrico del compressore e del fan del flusso secondario (se presenti).

In Tabella 4.2 si riportano gli output del modello ECS:

<b>Output del modello ECS</b>		
<b>Nome</b>	<b>Descrizione</b>	<b>Unità di misura</b>
<b>Condizioni esterne</b>		
$p_0$	pressione dell'aria esterna	bar
$T_0$	temperatura dell'aria esterna	°C
$\rho_0$	densità dell'aria esterna	kg/m <sup>3</sup>
$\chi$	umidità specifica dell'aria esterna	-
<b>Carichi termici</b>		
$\dot{q}$	flusso termico totale	kW
$T_{skin,esterno}$	temperatura della parete esterna della fusoliera	°C
$T_{skin,interno}$	temperatura della parete interna della fusoliera	°C
<b>Compressione dinamica</b>		
$p_1$	pressione dell'aria in uscita dalla presa dinamica	bar
$T_1$	temperatura dell'aria in uscita dalla presa dinamica	°C
$\rho_1$	densità dell'aria in uscita dalla presa dinamica	kg/m <sup>3</sup>
<b>Potenza pneumatica</b>		
$p_{ECS}$	pressione dell'aria in ingresso all'ECS	bar
$T_{ECS}$	temperatura dell'aria in ingresso all'ECS	°C
$\dot{m}_{ECS}$	portata d'aria in ingresso all'ECS	kg/s
<b>Compressore dedicato</b>		
$\dot{m}_c$	portata del compressore elettrico dedicato	kg/s
$\dot{m}_{c,\%}$	percentuale della portata del compressore dedicato rispetto alla portata totale in ingresso alla cabina	%
$\beta_c$	rapporto di compressione	-
$P_{m,c}$	potenza del motore elettrico del compressore dedicato	kW
$m_{m,c}$	massa del motore elettrico del compressore dedicato	kg
<b>Bleed del motore</b>		
$\dot{m}_{bleed}$	portata di bleed dal motore	kg/s
$\dot{m}_{bleed,\%}$	percentuale della portata di bleed dal propulsore rispetto alla portata totale in ingresso cabina	%
<b>Ingresso CAU</b>		
$\dot{m}_2$	portata d'aria in ingresso alla CAU	kg/s
$p_2$	pressione dell'aria in ingresso alla CAU	bar
$T_2$	temperatura dell'aria in ingresso alla CAU	°C
<b>Scambiatore di calore primario (PHE)</b>		
$p_3$	pressione dell'aria in uscita dal PHE	bar
$T_3$	temperatura dell'aria in uscita dal PHE	°C
<b>Compressore dell'ACM</b>		
$P_{c,ACM}$	potenza del compressore dell'ACM	kW
$p_4$	pressione dell'aria in uscita dal compressore dell'ACM	bar
$T_4$	temperatura dell'aria in uscita dal compressore dell'ACM	°C

<b>Scambiatore di calore secondario (SHE)</b>		
$p_5$	pressione dell'aria in uscita dal SHE	bar
$T_5$	temperatura dell'aria in uscita dal SHE	°C
<b>Flusso d'aria secondario</b>		
$\dot{m}_{sec}$	portata d'aria del flusso secondario	kg/s
$T_{in}$	temperatura del flusso secondario in ingresso al SHE	°C
$T_{med}$	temperatura del flusso secondario in uscita dal SHE	°C
$T_{out}$	temperatura del flusso secondario in uscita dal PHE	°C
$P_{fan}$	potenza del fan del flusso secondario	kW
$P_{m,fan}$	potenza del motore elettrico del fan del flusso secondario	kW
$m_{m,fan}$	massa del motore elettrico del fan del flusso secondario	kg
<b>Condensatore HP + Estrattore d'acqua</b>		
$p_6$	pressione dell'aria in uscita dall'estrattore	bar
$T_6$	temperatura dell'aria in uscita dall'estrattore	°C
$\dot{m}_{cond}$	portata della condensa estratta	g/s
$\chi_{out}$	umidità specifica dell'aria in uscita dall'estrattore	-
<b>Turbina dell'ACM</b>		
$P_{t,ACM}$	potenza della turbina dell'air cycle machine	kW
$p_7$	pressione dell'aria in uscita dalla turbina dell'ACM	bar
$T_7$	temperatura dell'aria in uscita dalla turbina dell'ACM	°C
<b>By-pass della CAU</b>		
$\dot{m}_{bypass}$	portata d'aria di bypass	kg/s
$\dot{m}_{bypass,\%}$	percentuale della portata di bypass rispetto alla portata totale in ingresso alla cabina	%
$T_{bypass}$	temperatura dell'aria di by-pass	°C
<b>Mixer</b>		
$p_8$	pressione dell'aria in uscita dal mixer	bar
$T_8$	temperatura dell'aria in uscita dal mixer	°C
$\dot{m}_8$	portata d'aria in uscita dal mixer	kg/s
<b>Condensatore LP</b>		
$p_9$	pressione dell'aria in uscita dal condensatore LP	bar
$T_9$	temperatura dell'aria in uscita dal condensatore LP	°C
<b>Aria di ricircolo</b>		
$T_{ric}$	temperatura dell'aria di ricircolo	°C
$\dot{m}_{ric}$	portata d'aria di ricircolo	kg/s
$\dot{m}_{ric,\%}$	percentuale della portata di ricircolo rispetto alla portata totale in ingresso cabina	%
$P_{m,ric}$	potenza del motore elettrico del fan di ricircolo	kW
<b>Ingresso cabina</b>		
$\dot{m}_{10}$	portata d'aria in ingresso alla cabina	kg/s
$p_{10}$	pressione dell'aria in ingresso alla cabina	bar
$T_{10}$	temperatura dell'aria in ingresso alla cabina	°C

<b>Verifica della normativa per l'aria esterna</b>		
$\dot{m}_{min}$	portata d'aria minima imposta dalla normativa	kg/s
$\dot{m}_{eff}$	portata d'aria effettiva	kg/s
<b>Verifica del bilancio termico</b>		
$T_{bil}$	temperatura dell'aria necessaria al bilancio termico	°C
$T_{eff}$	temperatura dell'aria effettiva	°C
<b>Verifica pressurizzazione</b>		
$p_{cab}$	pressione dell'aria della cabina	bar
$p_{eff}$	pressione dell'aria in uscita dal sistema ECS	bar
<b>Richiesta potenza ECS</b>		
$P_{ECS}$	potenza totale richiesta dal sistema ECS	kW

Tabella 4.2: Output del modello ECS

Come si può osservare dalla Tabella 4.2, il modello fornisce anche i valori di portata, pressione e temperatura dell'aria in ingresso alla cabina che devono essere verificati per garantire la pressurizzazione e il bilancio termico.

### 4.3 Modello del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore elettrico dedicato

#### 4.3.1 Architettura del software

Il modello del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore elettrico dedicato è realizzato secondo un'architettura modulare. Quindi, come per il sistema ECS, il programma è costituito da un main: *pneumatic\_de\_ice.m* in cui sono richiamate le funzioni necessarie alla simulazione del sistema IPS.

Di seguito verranno descritti il main e le funzioni ad esso connesse.

##### 4.3.1.1 Main: *pneumatic\_de\_ice.m*

Nel main del modello del sistema di sghiacciamento pneumatico con compressore elettrico dedicato, l'utente inserisce gli input riguardanti le caratteristiche del velivolo.

Gli input necessari al modello sono riportati in Tabella 4.3.

<b>Input del modello IPS elettropneumatico</b>		
<b>Nome Variabile</b>	<b>Descrizione</b>	<b>Unità di misura</b>
$Mach$	Mach di volo	-
$h_c$	quota di volo in fase di crociera	m
$h_t$	quota di tangenza del velivolo	m
$l_f$	lunghezza della fusoliera	m
$d_f$	diametro della fusoliera	m

$b$	lunghezza del bordo d'attacco della semiala da proteggere	m
$c_{m,w}$	corda media geometrica dell'ala	m
$t/c_{max,w}$	percentuale dello spessore massimo del profilo dell'ala	-
$a_w$	percentuale della corda alare da proteggere	-
$b_w$	percentuale dello spessore alare da proteggere	-
$d$	lunghezza del bordo d'attacco del semi-impennaggio orizzontale da proteggere	m
$c_{m,h}$	corda media geometrica dell'impennaggio orizzontale	m
$t/c_{max,h}$	percentuale dello spessore massimo del profilo dell'impennaggio orizzontale	-
$a_h$	percentuale della corda dell'impennaggio orizzontale da proteggere	-
$b_h$	percentuale dello spessore dell'impennaggio orizzontale da proteggere	-
$p_e$	perimetro della presa d'aria del motore	m
$e$	profondità della presa d'aria del motore da proteggere	m
$\varepsilon_{int}$	efficienza della presa d'aria	-
$\eta_c$	efficienza isoentropica del compressore	-
$\eta_{c,mec+el}$	rendimento meccanico del compressore + motore elettrico	-
$(m/P)_m$	rapporto massa-potenza del motore elettrico	kg/kW
$(m/P)_c$	rapporto massa-potenza del compressore	kg/kW

Tabella 4.3: Input del modello IPS elettropneumatico

#### 4.3.1.2 Funzione: boots.m

Questa funzione permette di calcolare il numero di boots necessari a coprire le parti del velivolo sensibili alla formazione di ghiaccio, in cui è possibile applicare tale sistema di sghiacciamento (ala, impennaggio orizzontale e prese d'aria dei motori).

Per ogni boots viene calcolata la capacità in termini di volume, la portata d'aria richiesta per il corretto gonfiaggio e la portata necessaria agli eiettori.

Inoltre, tale funzione stima la durata del ciclo di sghiacciamento ed il peso del sistema IPS elettropneumatico.

#### 4.3.1.3 Risultati

In un file di testo vengono riportati i risultati della simulazione per le seguenti condizioni di volo:

1. Crociera;
2. Condizione dimensionante.

Output del modello IPS elettropneumatico		
Nome	Descrizione	Unità di misura
<b>Condizioni esterne</b>		
$p_0$	pressione dell'aria esterna	bar

$T_0$	temperatura dell'aria esterna	°C
$\rho_0$	densità dell'aria esterna	kg/m <sup>3</sup>
<b>Compressione dinamica</b>		
$p_1$	pressione dell'aria in uscita dalla presa dinamica	bar
$T_1$	temperatura dell'aria in uscita dalla presa dinamica	°C
$\rho_1$	densità dell'aria in uscita dalla presa dinamica	kg/m <sup>3</sup>
<b>Compressore dedicato</b>		
$p_2$	pressione dell'aria in uscita dal compressore	bar
$T_2$	temperatura dell'aria in uscita dal compressore	°C
$\rho_2$	densità dell'aria in uscita dal compressore	kg/m <sup>3</sup>
$\beta_c$	rapporto di compressione	-
$P_{max,c}$	potenza massima del motore elettrico del compressore	kW
$m_{m,c}$	massa del motore elettrico del compressore	kg
$P_{media,c}$	potenza media del motore elettrico del compressore	kW
<b>Caratteristiche dei boots</b>		
$N_w$	numero di boots della semiala	-
$L_w$	lunghezza del boot della semiala	m
$N_h$	numero di boots del semi-impennaggio orizzontale	-
$L_h$	lunghezza del boot dell'impennaggio orizzontale	m
$N_e$	numero di boots della presa d'aria del motore	-
$L_e$	lunghezza del boot della presa d'aria del motore	m
$p_b$	pressione di esercizio del boot	bar
$T_b$	temperatura dell'aria interna al boot	°C
$\rho_b$	densità dell'aria interna al boot	kg/m <sup>3</sup>
$t$	durata del ciclo di sghiacciamento	s
<b>Portata richiesta dal sistema IPS</b>		
$\dot{m}_{max}$	portata d'aria massima richiesta dal sistema IPS	kg/s
$\dot{m}_{med}$	portata d'aria media richiesta dal sistema IPS	kg/s
$\dot{m}_{off}$	portata d'aria richiesta dal sistema IPS spento	kg/s
<b>Stima della massa del sistema IPS</b>		
$m_b$	massa totale dei boots	kg
$m_t$	massa totale delle tubazioni	kg
$m_v$	massa totale delle valvole e degli eiettori	kg
$m_{tot}$	massa totale del sistema	kg

Tabella 4.4: Output del modello IPS elettropneumatico

#### 4.4 Velivoli di riferimento

I velivoli presi come riferimento per eseguire le simulazioni sono l'ATR 42-500 e l'Airbus A320-200. Il primo velivolo è stato scelto poiché è quello di riferimento per il progetto di ricerca PROSIB. Inoltre, è stata eseguita anche una simulazione, al fine di convalidare il modello del sistema ECS, utilizzando i dati del velivolo Airbus A320-200 presenti in letteratura.

#### 4.4.1 ATR 42-500

L'ATR 42 (Figura 4.7) è un aereo regionale bimotore turboelica impiegato per il trasporto di passeggeri o merci su tratte a corto raggio. È sviluppato e prodotto in Francia e in Italia da ATR (Aerei da Trasporto Regionale o Avions de transport régional), una joint venture formata dalla società aerospaziale francese Airbus e italiana Leonardo. Il numero "42" deriva dalla configurazione di posti standard del velivolo in una configurazione di trasporto passeggeri, che varia in genere tra 40 e 52 passeggeri.

Tutte le versioni dell'ATR sono assemblate nello stabilimento di Tolosa, in Francia.

Nel corso degli anni, sono stati introdotti degli aggiornamenti in termini di avionica e sistemi propulsivi per migliorare le prestazioni del velivolo, l'efficienza, l'affidabilità e ridurre i costi operativi.

Essendo i propulsori alloggiati nell'ala, l'ATR 42 presenta una configurazione ad ala alta per garantire l'adeguata clearance tra il terreno e le pale dell'elica. Il carrello principale è alloggiato nella fusoliera, richiedendo quindi un fairing aggiuntivo per l'alloggiamento, aumentando la resistenza e il peso della fusoliera (che dovrà anche sopportare i carichi trasmessi dal carrello in fase di atterraggio). Di contro, le gambe di forza del carrello sono molto corte e leggere. Per evitare interferenze tra la scia dei rotori e l'equilibratore, l'ATR 42 ha un impennaggio a T.

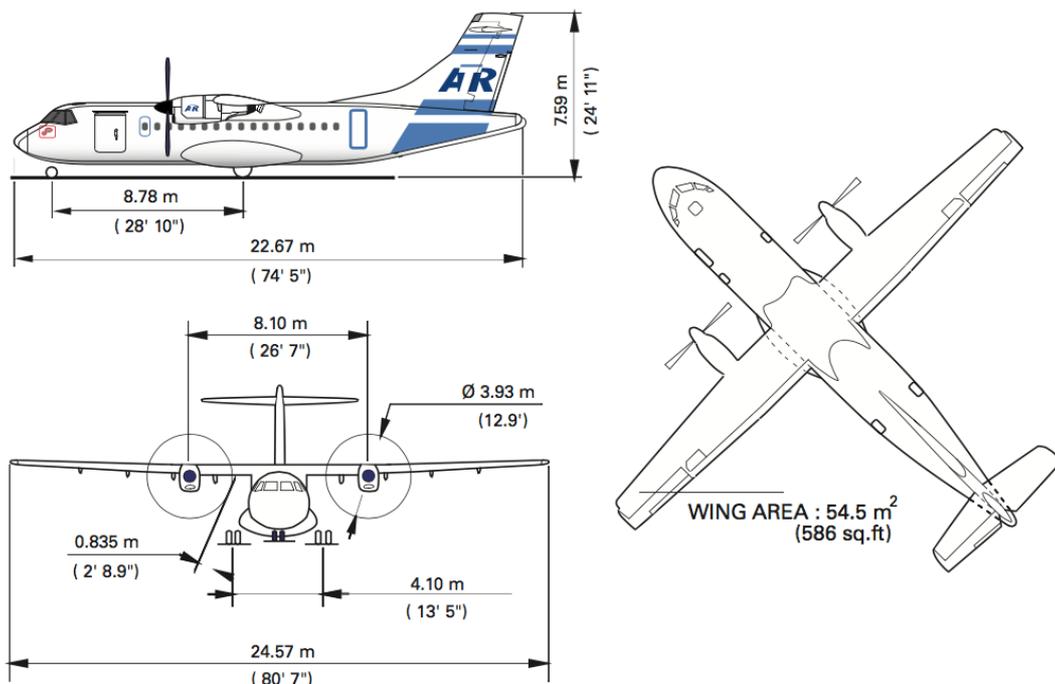


Figura 4.7: Viste quotate del velivolo ATR 42-500 [26]

Nella Tabella 4.5 sono riportate le caratteristiche principali del velivolo:

<b>ATR 42-500 (configurazione standard con 48 passeggeri)</b>	
<b>Dimensioni</b>	
Lunghezza [m]	22,67
Altezza complessiva [m]	7,59
Apertura alare [m]	24,57
Superficie alare [m <sup>2</sup> ]	54,5
Traccia del carrello principale [m]	4,10
Diametro della fusoliera [m]	2,86
Diametro dell'elica [m]	3,93
<b>Motori PW127E/M</b>	
Potenza massima al decollo [SHP]	2160
Potenza massima durante la crociera [SHP]	2132
<b>Masse</b>	
Massa massima al decollo, MTOM [kg]	18600
Massa massima in atterraggio, MLM [kg]	18300
Massa a vuoto operativo, OEM [kg]	11250
Carico utile [kg]	5300
<b>Prestazioni</b>	
Distanza di decollo (MTOM-ISA-SL) [m]	1165
Distanza di atterraggio (MLM-ISA-SL) [m]	1126
Velocità verticale di salita (MTOM-ISA-SL) [ft/min]	1851
Velocità di crociera massima (95% MTOW-ISA- optimum FL) [km/h]	556
Quota di tangenza [m]	7600
Quota di crociera [m]	5181

Tabella 4.5: Caratteristiche principali del velivolo ATR 42-500 [26]

#### 4.4.2 Airbus A320-200

L'Airbus A320 (Figura 4.8) è un aereo a medio raggio bi-propulsore impiegato per il trasporto di passeggeri. L'Airbus A320 fu il primo aeroplano civile con pilotaggio fly-by-wire esclusivamente digitale ed è costruito con un'alta percentuale di materiali compositi. L'assemblaggio finale del modello A320 ha luogo a Tolosa e la prima consegna avvenne nel 1988. L'A320 possiede un corridoio centrale nella cabina, 4 portelloni d'ingresso e 4 uscite d'emergenza sull'ala. In una tipica versione a due classi (business ed economy class) il velivolo può trasportare fino a 150 passeggeri e in generale un massimo di 180 passeggeri. Nel vano di carico possono essere sistemati 7 container LD3, 3 nella parte anteriore e 4 in quella posteriore.

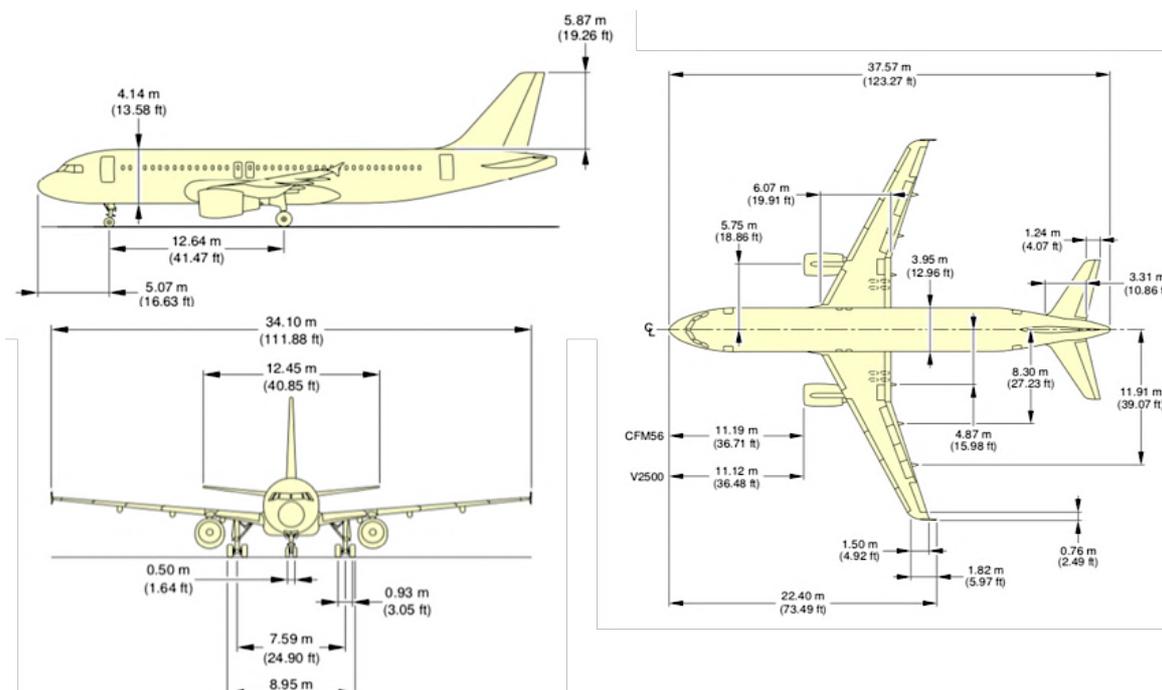


Figura 4.8: Viste quotate del velivolo A320-200 [27]

In Tabella 4.6 sono riportate le caratteristiche principali del velivolo:

<b>A320-200 (configurazione massima con 180 passeggeri)</b>	
<b>Dimensioni</b>	
Lunghezza [m]	37,57
Altezza complessiva [m]	11,76
Apertura alare [m]	34,10
Superficie alare [m <sup>2</sup> ]	122,6
Traccia del carrello principale [m]	7,59
Diametro della fusoliera [m]	3,96
<b>Motori CFM56-5</b>	
Spinta massima al decollo [kN]	120
<b>Masse</b>	
Massa massima al decollo, MTOM [kg]	73500
Massa massima in atterraggio, MLM [kg]	64500
Massa a vuoto operativo, OEM [kg]	42400
Carico utile [kg]	16600
<b>Prestazioni</b>	
Distanza di decollo (MTOM-ISA-SL) [m]	1900
Distanza di atterraggio (MLM-ISA-SL) [m]	1400
Velocità verticale di salita (MTOM-ISA-SL) [ft/min]	2500

Mach di crociera	0,78
Quota di tangenza [m]	11887
Quota di crociera [m]	10668

Tabella 4.6: Caratteristiche principali del velivolo A320-200 [27]

## 4.5 Simulazioni del sistema ECS

Verranno presentati, analizzati e convalidati i risultati ottenuti utilizzando il modello del sistema di condizionamento e pressurizzazione precedentemente descritto. In particolare, nella prima parte sono riportati i risultati delle simulazioni per il velivolo A320-200 con architettura standard, al fine di convalidare il modello, poiché sono noti i valori della temperatura dell'aria in ogni componente della CAU. Nella seconda parte, si analizzano le simulazioni del sistema di condizionamento e pressurizzazione per il velivolo ATR 42-500 ibrido. In quest'ultimo caso, è stata scelta un'architettura del sistema con compressore elettrico dedicato (E-ECS), per cui la potenza pneumatica non viene prelevata dal propulsore ibrido.

### 4.5.1 ECS A320-200: three-wheel bootstrap con bleed dal propulsore

Il modello ECS è stato utilizzato per simulare il funzionamento del sistema di condizionamento e pressurizzazione del velivolo A320-200.

Sono state valutate tre condizioni specifiche:

- Caso 1: condizione di raffreddamento al suolo in giornata calda con il numero massimo dei passeggeri e volo diurno;
- Caso 2: condizione di riscaldamento al suolo in giornata fredda con il numero minimo di passeggeri e volo notturno;
- Caso 3: giornata fredda a flight level 250 in volo notturno.

Gli input, che sono stati utilizzati nel modello per le diverse condizioni, sono riportati in Tabella 4.7.

Input del modello ECS per il velivolo A320-200			
Nome Variabile	Caso 1	Caso 2	Caso 3
$Mach$	0	0	0,78
$h$ [m]	0	0	7620
$\varphi$	0,22	0,31	0
$T_{cab}$ [°C]	25	18	18
$\varphi_{cab}$	0,30	0,30	0,30
$\dot{m}_{min,passeger}$ [kg/s]	0,0057	0,0057	0,0057
$\eta_c$	0,83	0,83	0,83
$\eta_{c,mec+el}$	0,9	0,9	0,9

$m/P$ [kg/kW]	0,6	0,6	0,6
$\eta_{fan}$	0,68	0,68	0,68
$\eta_{fan,mec}$	0,95	0,95	0,95
$\eta_{fan,el}$	0,93	0,93	0,93
$\Delta p_{ram\ air}$ [Pa]	6000	6000	6000
$\Delta p_{ric}$ [Pa]	4000	4000	4000
$\dot{m}_{ram\ air,\%}$	180	-	-
$xx(1)$ [kW]	-	0	0
$xx(2)$	-	0,925	1,110
$xx(3)$ [kW]	-	0	0,5
$xx(4)$	-	0,73	0,76
$T_{des}$ [K]	281,15	298,15	295,15
$\eta_{c,acm}$	0,82	0,82	0,82
$\eta_{c,mec,acm}$	0,96	0,96	0,96
$\eta_{t,acm}$	0,7	0,7	0,7
$\eta_{t,mec,acm}$	0,96	0,96	0,96
$\epsilon_{SHE}$	0,87	0,87	0,84
$\epsilon_{PHE}$	0,86	0,86	0,83
$\epsilon_{COND}$	0,59	0,59	0,59
$Neb$	1	0	0
$\epsilon_{int}$	1	1	0,75
$trad$	1	1	1
$fan_{el}$	0	0	0
$\dot{m}_{bleed,\%}$	100,00	100,00	100,00
$T_{bleed}$ [K]	478,15	393,15	463,15
$p_{bleed}$ (FCV) [bar]	3,1	2,2	1,7
$N_{passeg}$	180	1	180
$N_{crew}$	6	6	6
$l_f$ [m]	37,57	37,57	37,57
$d_f$ [m]	3,95	3,95	3,95
$A_{fin,pass}$ [m <sup>2</sup> ]	6,15	6,15	6,15
$A_{fin,cock}$ [m <sup>2</sup> ]	2,36	2,36	2,36
$t_{skin}$ [m]	0,002	0,002	0,002
$t_{insul}$ [m]	0,035	0,035	0,035
$t_{decor}$ [m]	0,005	0,005	0,005
$k_{skin}$ [W/mK]	0,3	0,3	0,3
$k_{insul}$ [W/mK]	0,04	0,04	0,04
$k_{decor}$ [W/mK]	0,3	0,3	0,3
$Avionic_{Power}$ [W]	7000	7000	7000
$Monitor$	1	1	1

Tabella 4.7: Input del modello ECS per il velivolo A320-200

Come si evince dalla Figura 4.9 la condizione dimensionante per la CAU è il caso 1 dove si registra il massimo carico termico corrispondente a 37,7 kW. Analizzando il secondo e terzo

caso, si nota come il sistema di condizionamento e pressurizzazione deve riscaldare la cabina. In questi ultimi due casi, il carico termico totale è al netto del contributo dato dall'avionica. Questo perché la normativa vieta di utilizzare il calore generato dai dispositivi avionici per riscaldare la cabina dei passeggeri. Si nota come per il caso 2 e il caso 3 l'irraggiamento solare è nullo poiché si suppone un volo notturno per considerare la condizione dimensionante.

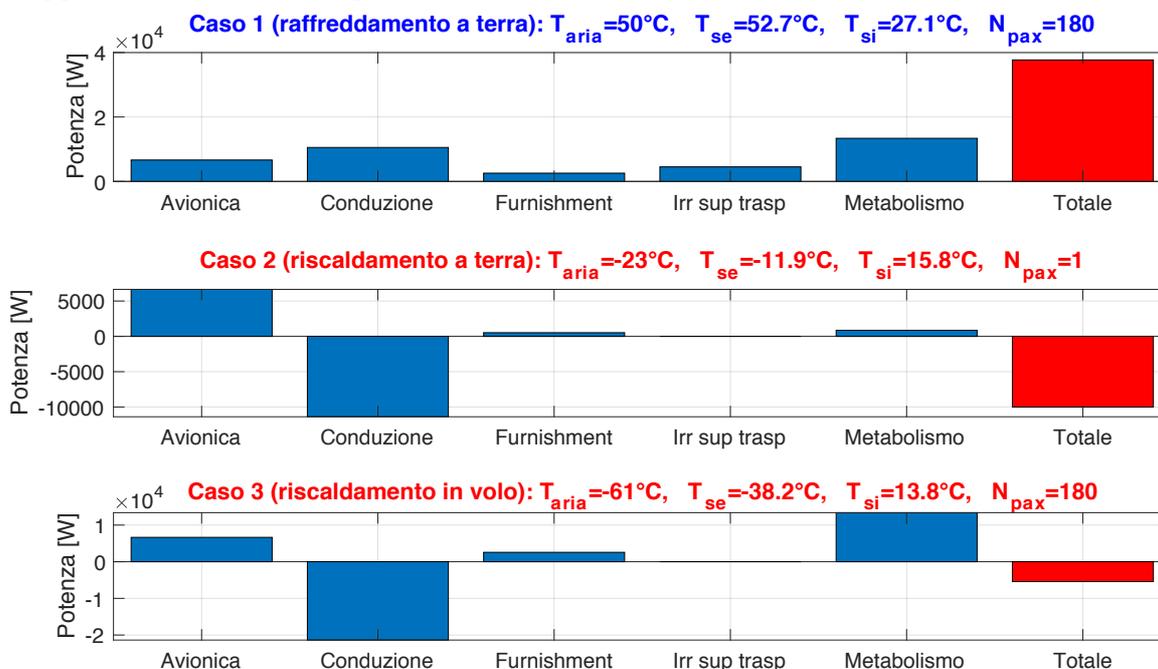


Figura 4.9: Carico termico del velivolo A320-200

I risultati delle simulazioni sono riportati in Tabella 4.8:

Output del modello ECS per il velivolo A320-200				
Grandezza		Caso 1	Caso 2	Caso 3
Condizioni esterne	$p_0$ [bar]	1,013	1,013	0,376
	$T_0$ [ $^{\circ}C$ ]	50,0	-23,0	-61,2
	$\rho_0$ [ $kg/m^3$ ]	1,225	1,225	0,549
	$\chi$	0,0171	0,0002	0,0000
Carichi termici	$\dot{q}$ [kW]	37,7	-10,0	-5,4
	$T_{skin,esterno}$ [ $^{\circ}C$ ]	52,7	-11,9	-38,2
	$T_{skin,interno}$ [ $^{\circ}C$ ]	27,1	15,8	13,8
Presi dinamica	$p_1$ [bar]	1,013	1,013	0,515
	$T_1$ [ $^{\circ}C$ ]	50,0	-23,0	-35,4
	$\rho_1$ [ $kg/m^3$ ]	1,225	1,225	0,755

Potenza pneumatica	$p_{ECS}$ [bar]	3,100	2,200	1,700
	$T_{ECS}$ [°C]	205,0	120,0	190,0
	$\dot{m}_{ECS}$ [kg/s]	2,206	1,423	2,701
Compressore Dedicato	$\dot{m}_c$ [kg/s]	0,000	0,000	0,000
	$\dot{m}_{c,\%}$ [%]	0,00	0,00	0,00
	$\beta_c$ [-]	-	-	-
	$P_{m,c}$ [kW]	-	-	-
	$m_{m,c}$ [kg]	-	-	-
Bleed motore	$\dot{m}_{bleed}$ [kg/s]	1,102	0,711	1,350
	$\dot{m}_{bleed,\%}$ [%]	100,00	100,00	100,00
Ingresso CAU	$\dot{m}_2$ [kg/s]	1,102	0,519	1,026
	$p_2$ [bar]	3,100	2,200	1,700
	$T_2$ [°C]	205,0	120,0	190,0
PHE	$p_3$ [bar]	2,945	2,090	1,615
	$T_3$ [°C]	109,4	138,9	136,8
Comp. ACM	$P_{c,ACM}$ [kW]	42,7	15,2	37,3
	$p_4$ [bar]	4,036	2,630	2,147
	$T_4$ [°C]	152,7	172,6	179,7
SHE	$p_5$ [bar]	3,834	2,499	2,039
	$T_5$ [°C]	53,5	17,9	-1,0
Flusso secondario scambiatori di calore	$\dot{m}_{sec}$ [kg/s]	1,984	0,480	1,139
	$T_{in}$ [°C]	38,7	-23,0	-35,4
	$T_{med}$ [°C]	94,4	147,1	130,4
	$T_{out}$ [°C]	147,8	123,3	174,3
	$P_{fan}$ [kW]	17,3	3,2	3,7
	$P_{m,fan}$ [kW]	0,0	0,0	0,0
	$m_{m,fan}$ [kg]	0	0	0
Condensatore HP	$p_6$ [bar]	3,451	2,374	1,937
	$T_6$ [°C]	43,5	24,8	21,5
	$\dot{m}_{cond}$ [g/s]	18,8	0,0	0,0

	$\chi_{out}$	0,0001	0,0002	0,0000
Turbina	$P_{t,ACM}$ [kW]	60,0	18,5	41,1
	$p_7$ [bar]	1,520	1,419	1,059
	$T_7$ [°C]	-2,8	-3,7	-11,3
By-pass	$\dot{m}_{bypass}$ [kg/s]	0,000	0,192	0,324
	$\dot{m}_{bypass,\%}$ [%]	0,00	27,00	24,00
	$T_{bypass}$ [°C]	205,0	120,0	190,0
Mix	$p_8$ [bar]	1,520	1,419	1,059
	$T_8$ [°C]	-2,8	29,7	37,0
	$\dot{m}_8$ [kg/s]	1,102	0,711	1,350
Condensatore LP	$p_9$ [bar]	1,368	1,362	1,016
	$T_9$ [°C]	8,2	24,6	20,0
	$\dot{m}_9$ [kg/s]	1,102	0,711	1,350
Aria di Ricircolo	$T_{ric}$ [°C]	25,0	18,0	18,0
	$\dot{m}_{ric}$ [kg/s]	0,434	0,000	0,067
	$\dot{m}_{ric,\%}$ [%]	39,33	0,00	4,99
	$P_{m,ric}$ [kW]	2,4	0,0	0,5
Ingresso Cabina	$\dot{m}_{10}$ [kg/s]	1,536	0,711	1,418
	$T_{10}$ [°C]	13,1	24,6	19,9
	$p_{10}$ [bar]	1,368	1,362	1,016
Verifica	$\dot{m}_{min}$ [kg/s]	0,530	0,020	0,530
	$\dot{m}_{eff}$ [kg/s]	1,102	0,711	1,350
	$T_{bil}$ [°C]	8,0	25,0	20,0
	$T_{eff}$ [°C]	8,2	24,6	20,0
	$p_{cab}$ [bar]	1,013	1,013	0,756
	$p_{eff}$ [bar]	1,368	1,362	1,016
	$P_{ECS,tot}$ [kW]	4,9	0,0	1,0

Tabella 4.8: Output del modello ECS per il velivolo A320-200

Analizzando i risultati riportati in Tabella 4.8 si nota come la portata in ingresso della cabina è sempre maggiore rispetto alla portata minima imposta dalla normativa. La temperatura dell'aria

in uscita dal sistema di condizionamento e pressurizzazione è simile alla temperatura necessaria a bilanciare il carico termico. Infine, viene garantita la pressurizzazione della cabina poiché la pressione dell'aria in uscita dal sistema ECS è poco maggiore della pressione imposta dalla normativa. In particolare, si hanno pressioni maggiori rispetto alla pressione di cabina per tenere in considerazione le perdite di carico distribuite e concentrate del sistema di distribuzione dell'aria. Si nota come la potenza elettrica richiesta dal sistema di condizionamento e pressurizzazione nell'architettura convenzionale è relativamente bassa poiché i componenti che richiedono l'alimentazione elettrica sono soltanto i fan dell'aria di ricircolo.

#### 4.5.2 Convalida del modello ECS

Per convalidare il modello ECS si fa riferimento al "Training Manual" della Liebherr Aerospace [28] nel quale vengono riportati i valori di temperatura dell'aria nei vari componenti dell'ACM del velivolo A320-200. Lo schema della CAU utilizzata nell'A320-200 è riportata in Figura 4.10.

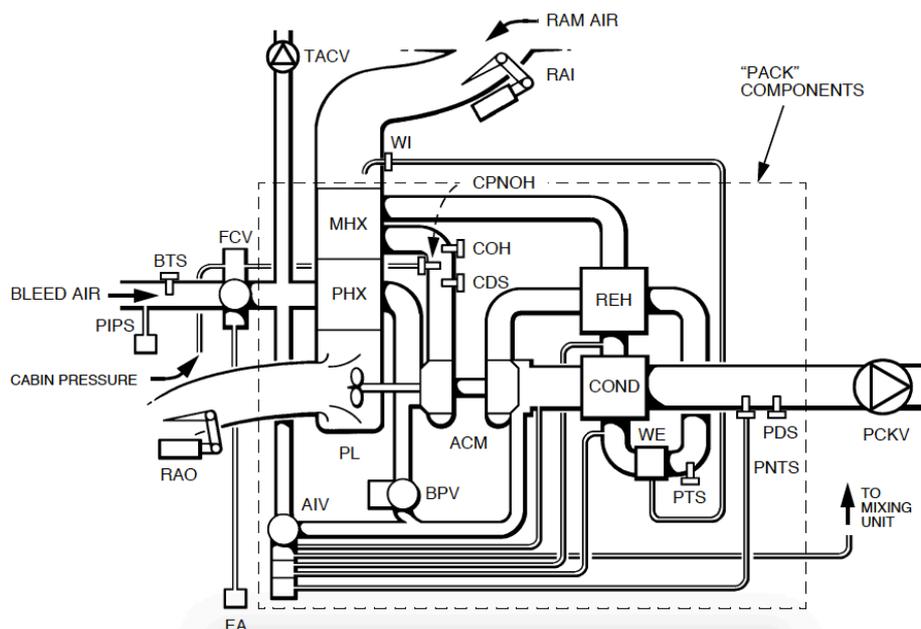


Figura 4.10: Schema dell'air conditioning pack del velivolo A320-200 [28]

Confrontando l'architettura attualmente utilizzata nel velivolo A320-200 con quella modellizzata nel presente lavoro, si nota che vi è una differenza che risiede nella presenza del reheater (REH), ovvero un ulteriore scambiatore di calore che raffredda il flusso d'aria prima di entrare nel condensatore. La presenza del reheater non provoca grandi modifiche tra le architetture in quanto i salti di temperatura che l'aria subisce in questo scambiatore di calore sono relativamente modesti. Un'ulteriore differenza tra le due architetture è data dalla presenza dei condotti secondari utilizzati per la regolazione che non sono presenti nel modello.

In Figura 4.11, Figura 4.12 e Figura 4.13 sono diagrammate le temperature e le pressioni dell'aria nei vari componenti dell'ACM, calcolate con il modello e confrontate con quelle messe a disposizione dal "Training Manual" della Liebherr Aerospace (riportate con l'asterisco) [28].

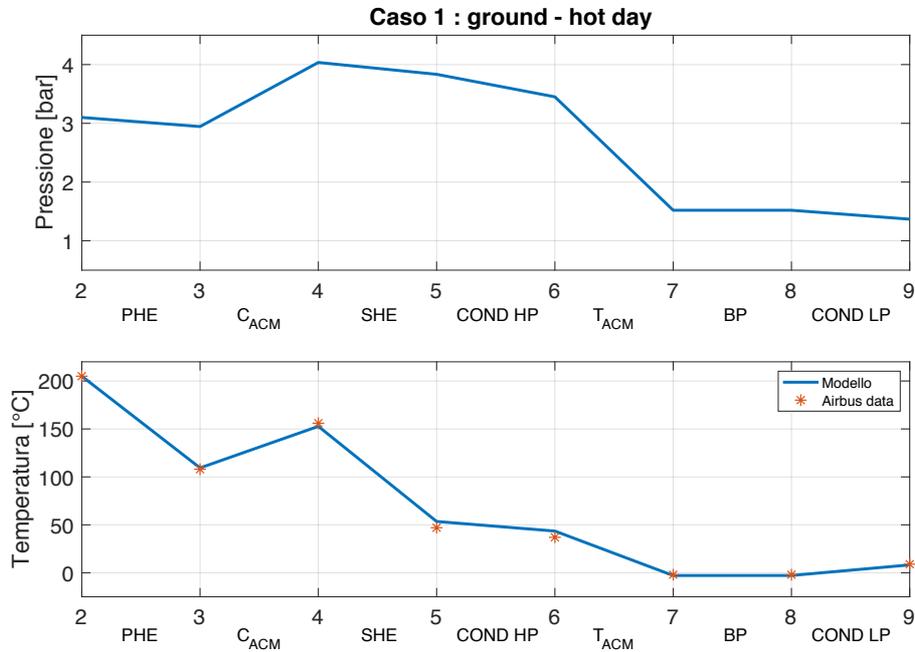


Figura 4.11: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 1

Come si può osservare dalla Figura 4.11 il modello segue fedelmente i valori della reale ACM del velivolo A320-200. Si nota un leggero scostamento con la temperatura all'ingresso del condensatore e ciò è legato alla presenza del reheater che nel modello non è presente.

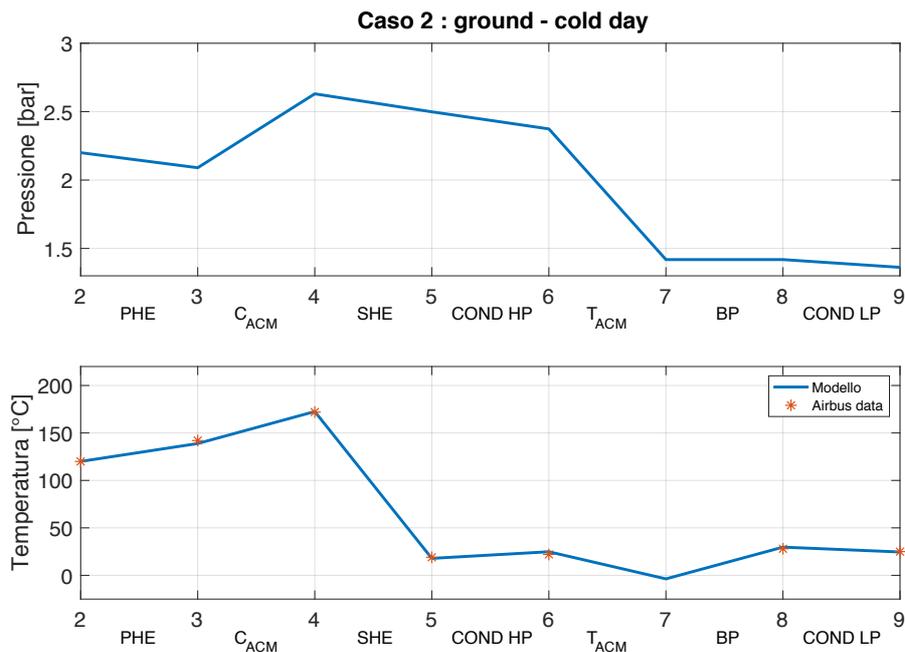


Figura 4.12: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 2

Anche nella seconda condizione, come si può osservare dalla Figura 4.12, il modello segue in maniera ottimale gli andamenti della temperatura forniti dal “Training Manual” della Liebherr Aerospace [28]. A differenza del caso precedente, la temperatura in uscita della turbina non è nota poiché non viene fornita e non può essere stimata a causa della portata di by-pass che in questa condizione non è nulla.

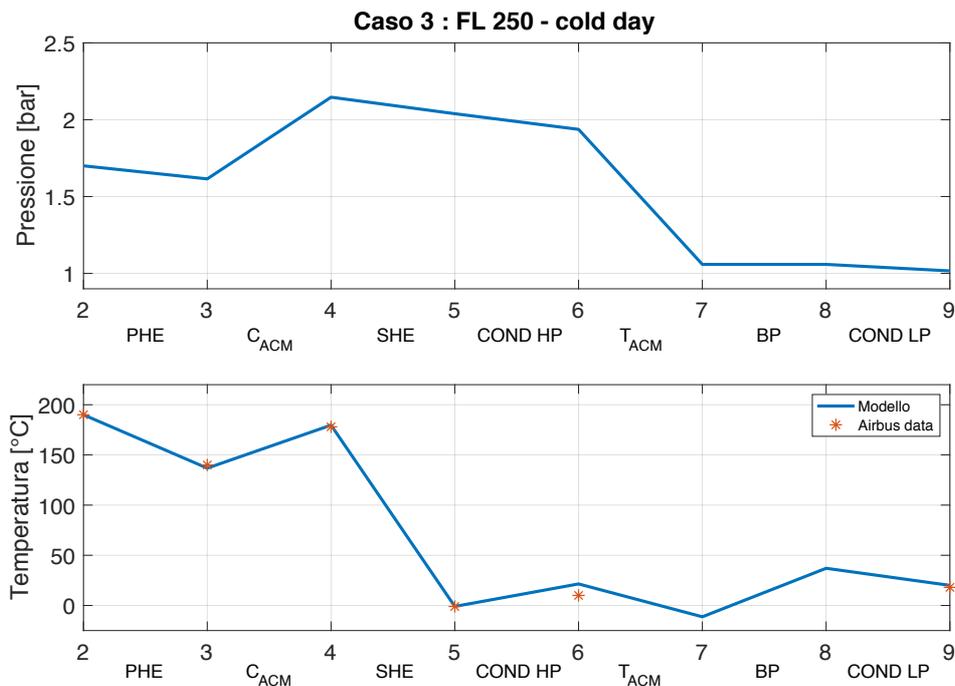


Figura 4.13: Risultati e convalida del modello ECS per il velivolo A320-200 caso 3

Anche nell’ultima condizione (Figura 4.13) il modello segue i valori di temperatura forniti dal “Training Manual” della Liebherr Aerospace [28]. Si nota una differenza di temperatura all’uscita del condensatore e ciò è dovuto alla presenza del reheater che nel modello non è presente.

#### 4.5.3 E-ECS ATR 42-500: two-wheel bootstrap con compressore elettrico dedicato

Si procede a simulare il sistema di condizionamento e pressurizzazione del velivolo ATR 42-500 ibrido. In questa configurazione il sistema è dotato di compressori elettrici dedicati (E-ECS). Si ipotizza di utilizzare un’air cycle machine di tipo two-wheel bootstrap per cui il fan del flusso secondario è alimentato da un ulteriore motore elettrico.

Si andranno a valutare le seguenti condizioni:

- Caso 1: condizione di raffreddamento al suolo in giornata calda con il numero massimo di passeggeri e volo diurno;

- Caso 2: condizione di riscaldamento al suolo in giornata fredda con il numero minimo di passeggeri e volo notturno;
- Caso 3: giornata fredda alla quota di tangenza in volo notturno con il numero minimo di passeggeri;
- Caso 4: condizione di crociera in atmosfera standard (ISA).

Gli input utilizzati nelle simulazioni sono riportati in Tabella 4.9:

Input del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500				
Nome	Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4
$Mach$	0	0	0,4	0,4
$h$ [m]	0	0	7600	5181
$\varphi$	0,35	0,281	0,50	0,40
$T_{cab}$ [°C]	25	18	18	18
$\varphi_{cab}$	0,30	0,30	0,30	0,30
$\dot{m}_{min,passeg}$ [kg/s]	0,0057	0,0057	0,0057	0,0057
$\eta_c$	0,83	0,83	0,83	0,83
$\eta_{c,mec+el}$	0,9	0,9	0,9	0,9
$m/P$ [kg/kW]	0,6	0,6	0,6	0,6
$\eta_{fan}$	0,68	0,68	0,68	0,68
$\eta_{fan,mec}$	0,95	0,95	0,95	0,95
$\eta_{fan,el}$	0,93	0,93	0,93	0,93
$\Delta p_{ram\ air}$ [Pa]	4500	4500	4500	4500
$\Delta p_{ric}$ [Pa]	3000	3000	3000	3000
$\dot{m}_{ram\ air,\%}$	-	-	-	-
$xx(1)$ [kW]	-	7,45	42,1	12
$xx(2)$	-	0	0	0,615
$xx(3)$ [kW]	-	0,12	0,15	0,79
$xx(4)$	-	0	0	1
$T_{des}$ [K]	274,15	308,15	303,15	296,15
$\eta_{c,acm}$	0,82	0,82	0,82	0,82
$\eta_{c,mec,acm}$	0,96	0,96	0,96	0,96
$\eta_{t,acm}$	0,7	0,7	0,7	0,7
$\eta_{t,mec,acm}$	0,96	0,96	0,96	0,96
$\epsilon_{SHE}$	0,87	0,87	0,84	0,84
$\epsilon_{PHE}$	0,86	0,86	0,83	0,83
$\epsilon_{COND}$	0,59	0,59	0,59	0,59
$Neb$	1	0	0	0
$\epsilon_{int}$	1	1	0,75	0,75
$trad$	0	0	0	0
$fan_{el}$	1	1	1	1
$\dot{m}_{bleed,\%}$	0,00	0,00	0,00	0,00
$T_{bleed}$ [K]	-	-	-	-
$p_{bleed}$ (FCV) [bar]	-	-	-	-

$N_{passeger}$	48	1	1	40
$N_{crew}$	3	3	3	3
$l_f$ [m]	22,67	22,67	22,67	22,67
$d_f$ [m]	2,86	2,86	2,86	2,86
$A_{fin,pass}$ [m <sup>2</sup> ]	2,62	2,62	2,62	2,62
$A_{fin,cock}$ [m <sup>2</sup> ]	1,952	1,952	1,952	1,952
$t_{skin}$ [m]	0,002	0,002	0,002	0,002
$t_{insul}$ [m]	0,035	0,035	0,035	0,035
$t_{decor}$ [m]	0,005	0,005	0,005	0,005
$k_{skin}$ [W/mK]	205	205	205	205
$k_{insul}$ [W/mK]	0,04	0,04	0,04	0,04
$k_{decor}$ [W/mK]	0,3	0,3	0,3	0,3
$Avionics_{Power}$ [W]	4000	4000	4000	4000
$Monitor$	0	0	0	0

Tabella 4.9: Input del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500

In Figura 4.14 vengono riportati i singoli contributi considerati per il calcolo del carico termico e il flusso termico totale che deve essere bilanciato dal sistema di condizionamento e pressurizzazione.

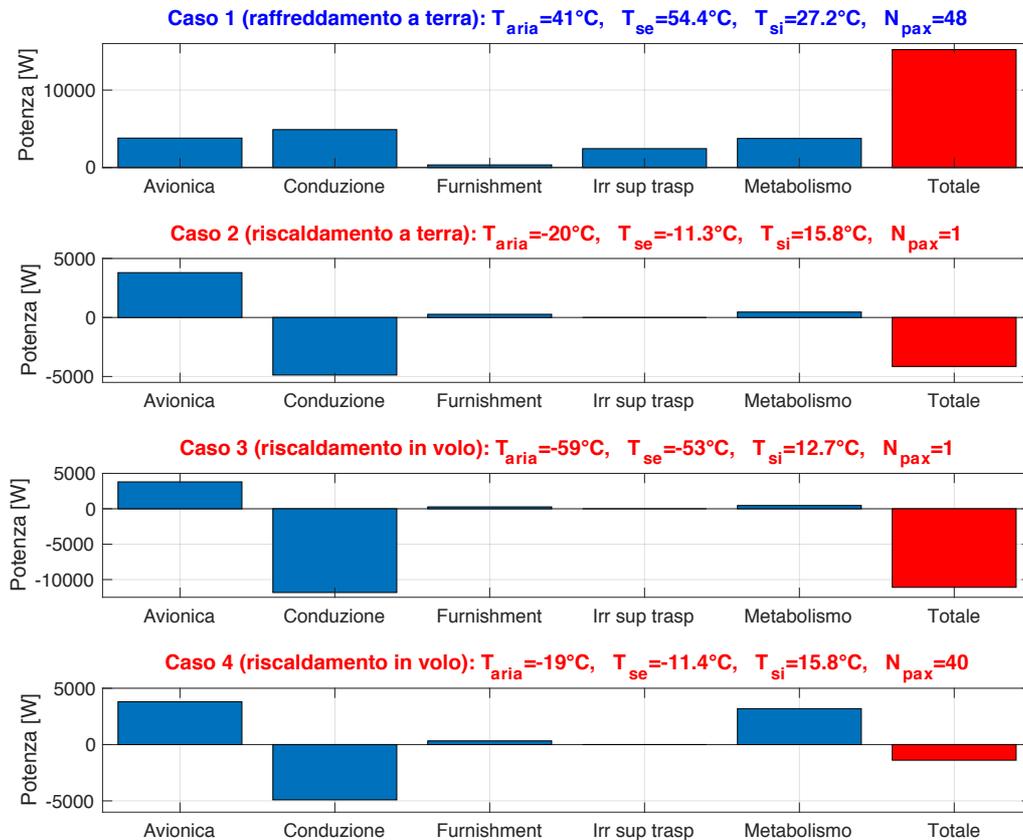


Figura 4.14: Carico termico del velivolo ATR 42-500

Il massimo carico termico, pari a 15,2 kW, si registra nella prima condizione in cui il sistema di condizionamento e pressurizzazione deve raffreddare il velivolo. Invece, il minimo carico termico si ha nel quarto caso. Negli ultimi tre casi, il carico termico totale è al netto del contributo dato dall'avionica. Questo perché la normativa vieta di utilizzare il calore generato dai dispositivi avionici per riscaldare la cabina dei passeggeri. Si nota come nelle condizioni di riscaldamento, si considera l'irraggiamento solare nullo al fine di valutare la condizione dimensionante (volo notturno).

I risultati della simulazione sono riportati in Tabella 4.10:

Output del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500					
Grandezza		Caso 1	Caso 2	Caso 3	Caso 4
Condizioni esterne	$p_0$ [bar]	1,013	1,013	0,377	0,527
	$T_0$ [°C]	41,0	-20,0	-59,0	-18,7
	$\rho_0$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225	1,225	0,550	0,722
	$\chi$	0,0172	0,0002	0,0000	0,0007
Carichi termici	$\dot{q}$ [kW]	15,2	-4,1	-11,1	-1,4
	$T_{skin,esterno}$ [°C]	54,4	-11,3	-53,0	-11,4
	$T_{skin,interno}$ [°C]	27,2	15,8	12,7	15,8
Preso dinamica	$p_1$ [bar]	1,013	1,013	0,410	0,573
	$T_1$ [°C]	41,0	-20,0	-52,2	-10,5
	$\rho_1$ [kg/m <sup>3</sup> ]	1,225	1,225	0,646	0,760
Potenza pneumatica	$p_{ECS}$ [bar]	2,224	1,810	1,049	1,309
	$T_{ECS}$ [°C]	135,4	35,1	30,0	73,7
	$\dot{m}_{ECS}$ [kg/s]	0,631	0,243	0,920	0,276
Compressore Dedicato	$\dot{m}_c$ [kg/s]	0,315	0,121	0,460	0,138
	$\dot{m}_{c,\%}$ [%]	100,00	100,00	100,00	100,00
	$\beta_c$ [–]	2,19	1,79	2,56	2,28
	$P_{m,c}$ [kW]	34,45	7,45	42,10	13,00
	$m_{m,c}$ [kg]	21	4	25	8
Bleed motore	$\dot{m}_{bleed}$ [kg/s]	0,000	0,000	0,000	0,000
	$\dot{m}_{bleed,\%}$ [%]	0,00	0,00	0,00	0,00

Ingresso CAU	$\dot{m}_2$ [kg/s]	0,315	0,000	0,000	0,138
	$p_2$ [bar]	2,224	-	-	1,309
	$T_2$ [°C]	135,4	-	-	73,7
PHE	$p_3$ [bar]	2,112	-	-	1,244
	$T_3$ [°C]	73,9	-	-	60,7
Comp. ACM	$P_{c,ACM}$ [kW]	16,1	-	-	0,3
	$p_4$ [bar]	3,313	-	-	1,270
	$T_4$ [°C]	131,3	-	-	63,1
SHE	$p_5$ [bar]	3,148	-	-	1,207
	$T_5$ [°C]	43,2	-	-	25,2
Flusso secondario Scambiatori di calore	$\dot{m}_{sec}$ [kg/s]	0,806	-	-	0,085
	$T_{in}$ [°C]	30,0	-	-	-10,5
	$T_{med}$ [°C]	64,8	-	-	51,3
	$T_{out}$ [°C]	88,1	-	-	69,3
	$P_{fan}$ [kW]	-	-	-	-
	$P_{m,fan}$ [kW]	5,5	-	-	0,0
	$m_{m,fan}$ [kg]	3	-	-	0
Condensatore HP	$p_6$ [bar]	2,833	-	-	1,146
	$T_6$ [°C]	40,2	-	-	22,3
	$\dot{m}_{cond}$ [g/s]	5,4	-	-	0,0
	$\chi_{out}$	0,0001	-	-	0,0007
Turbina	$P_{t,ACM}$ [kW]	16,2	-	-	0,4
	$p_7$ [bar]	1,317	-	-	1,107
	$T_7$ [°C]	-3,0	-	-	20,2
By-pass	$\dot{m}_{bypass}$ [kg/s]	0,000	0,121	0,460	0,000
	$\dot{m}_{bypass,\%}$ [%]	0,00	100,00	100,00	0,00
	$T_{bypass}$ [°C]	135,4	35,1	30,0	73,7
Mix	$p_8$ [bar]	1,317	1,810	1,049	1,107
	$T_8$ [°C]	-2,9	35,1	30,0	20,2
	$\dot{m}_8$ [kg/s]	0,315	0,121	0,460	0,138

Condensatore LP	$p_9$ [bar]	1,186	1,737	1,007	1,062
	$T_9$ [°C]	1,0	35,1	30,0	23,2
	$\dot{m}_9$ [kg/s]	0,315	0,121	0,460	0,138
Aria di Ricircolo	$T_{ric}$ [°C]	25,0	18,0	18,0	18,0
	$\dot{m}_{ric}$ [kg/s]	0,098	0,029	0,028	0,160
	$\dot{m}_{ric,\%}$ [%]	31,11	23,86	6,12	115,76
	$P_{m,ric}$ [kW]	0,4	0,1	0,2	0,8
Ingresso Cabina	$\dot{m}_{10}$ [kg/s]	0,414	0,150	0,488	0,298
	$T_{10}$ [°C]	6,8	31,8	29,3	20,4
	$p_{10}$ [bar]	1,186	1,317	1,007	1,062
Verifica	$\dot{m}_{min}$ [kg/s]	0,145	0,011	0,011	0,123
	$\dot{m}_{eff}$ [kg/s]	0,315	0,121	0,460	0,138
	$T_{bil}$ [°C]	1,0	35,0	30,0	23,0
	$T_{eff}$ [°C]	1,0	35,1	30,0	23,2
	$p_{cab}$ [bar]	1,013	1,013	0,790	0,851
	$p_{eff}$ [bar]	1,186	1,317	1,007	1,062
	$P_{ECS,tot}$ [kW]	80,8	15,1	84,5	27,6

Tabella 4.10: Output del modello E-ECS per il velivolo ATR 42-500

In Figura 4.15 vengono riportate le pressioni e le temperature dell'aria in ogni componente del sistema E-ECS. In questo caso il compressore dedicato ha il compito di generare la potenza pneumatica necessaria per il corretto funzionamento della CAU.

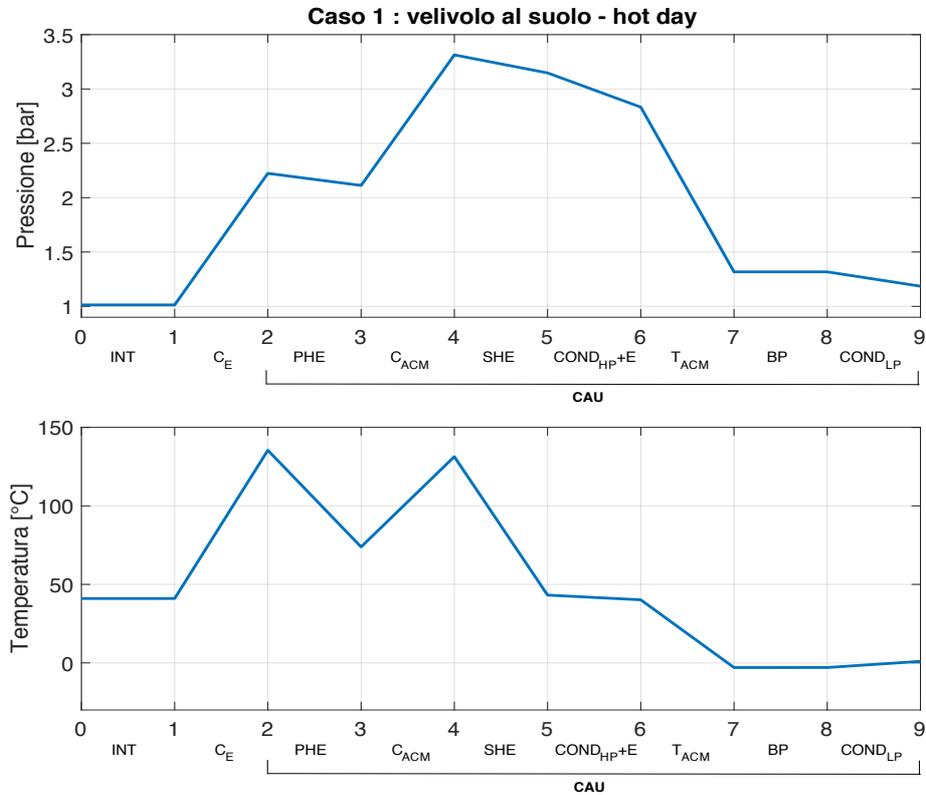


Figura 4.15: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 1

Nella seconda e nella terza condizione il funzionamento del sistema ECS è diverso rispetto a quello tradizionale. In questi due casi, il compressore elettrico comprime l'aria fino al raggiungimento della temperatura di design di uscita dell'ECS così da poter essere inviata direttamente in cabina senza utilizzare la CAU. In Figura 4.16 viene riportato lo schema di funzionamento dell'air conditioning pack in queste condizioni, dove i componenti colorati in grigio risultano non attivi. A valle della turbina, per il corretto funzionamento del sistema E-ECS, è presente una valvola di non ritorno (CV).

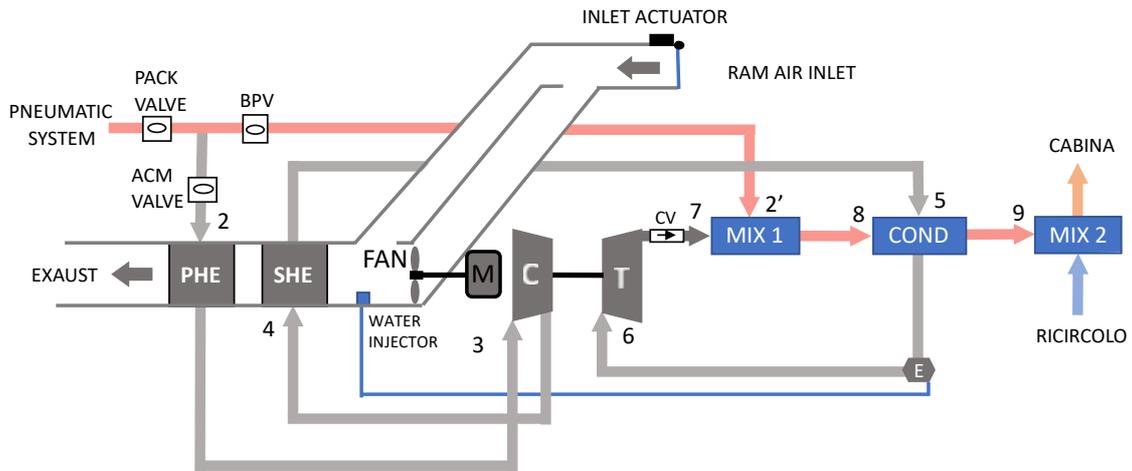


Figura 4.16: Schema di funzionamento dell'ACP nei casi 2 e 3 per il velivolo ATR 42-500

In Figura 4.17 sono riportate le pressioni e le temperature nel sistema E-ECS per la condizione di raffreddamento al suolo (caso 2). Si nota che per garantire la corretta temperatura dell'aria in ingresso alla cabina, necessaria a bilanciare il carico termico, l'aria subisce una compressione maggiore di quella dovuta, pertanto nella valvola di by-pass avviene una regolazione di pressione.

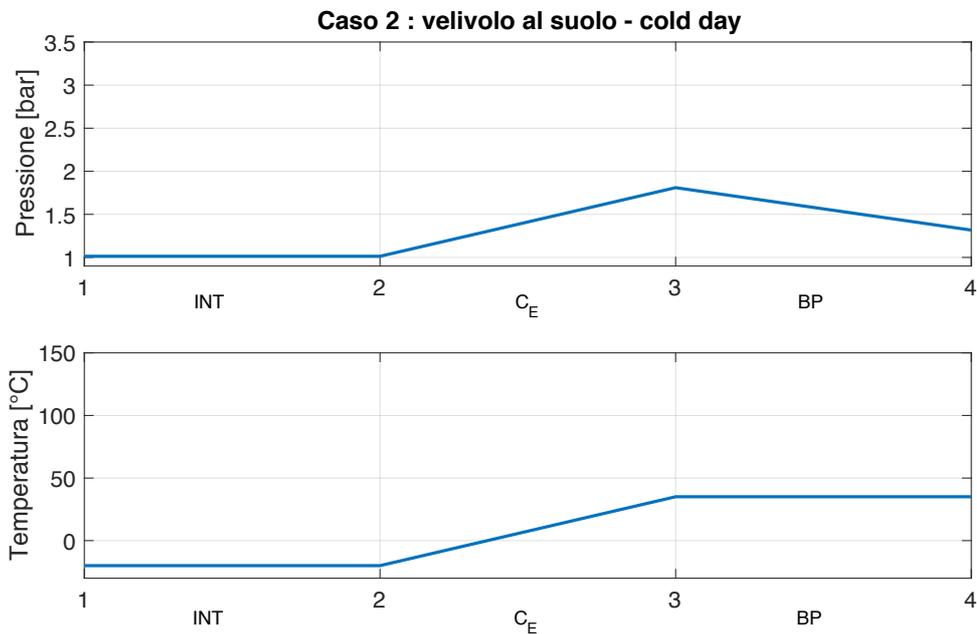


Figura 4.17: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 2

Anche nella terza condizione (Figura 4.18) non è necessario l'utilizzo della CAU in quanto l'aria in uscita dal compressore ha una temperatura tale da poter essere inviata direttamente in cabina e una pressione poco più alta a quella necessaria per la pressurizzazione.

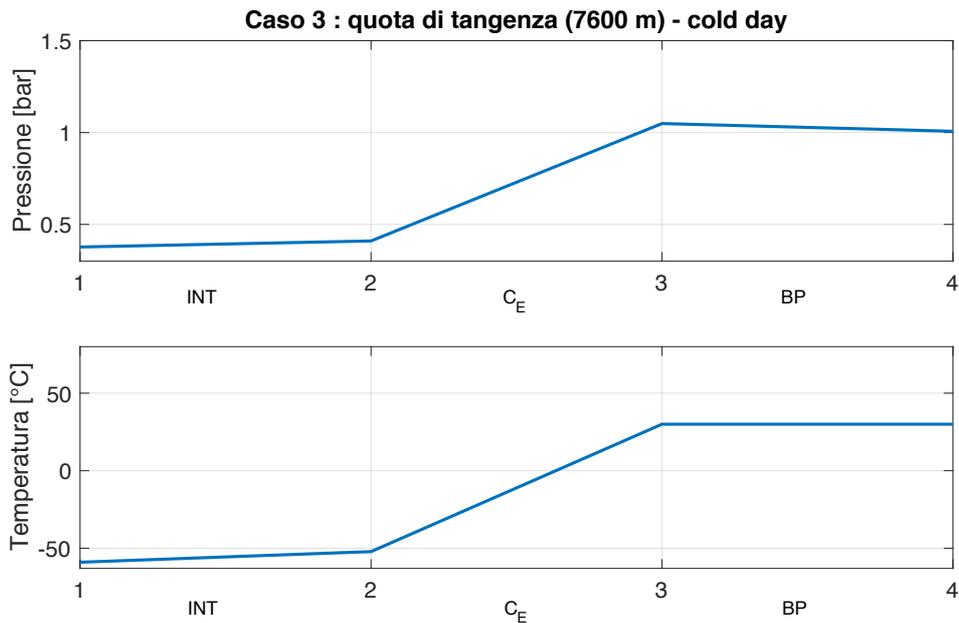


Figura 4.18: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 3

Nella condizione di crociera vi è la necessità di utilizzare la CAU, poiché in questa condizione si ha una temperatura dell'aria in uscita dal compressore non idonea per l'invio in cabina. Infatti, se così fosse la portata necessaria al bilancio termico risulterebbe più bassa rispetto alla minima portata dettata dalla normativa. In questo caso, l'ACM riceve aria ad una pressione relativamente bassa così da ridurre la potenza del motore elettrico del compressore dedicato ed utilizzare gli scambiatori di calore dell'ACM per raffreddare l'aria e non l'espansione in turbina come normalmente accade (Figura 4.19 e Figura 4.20).

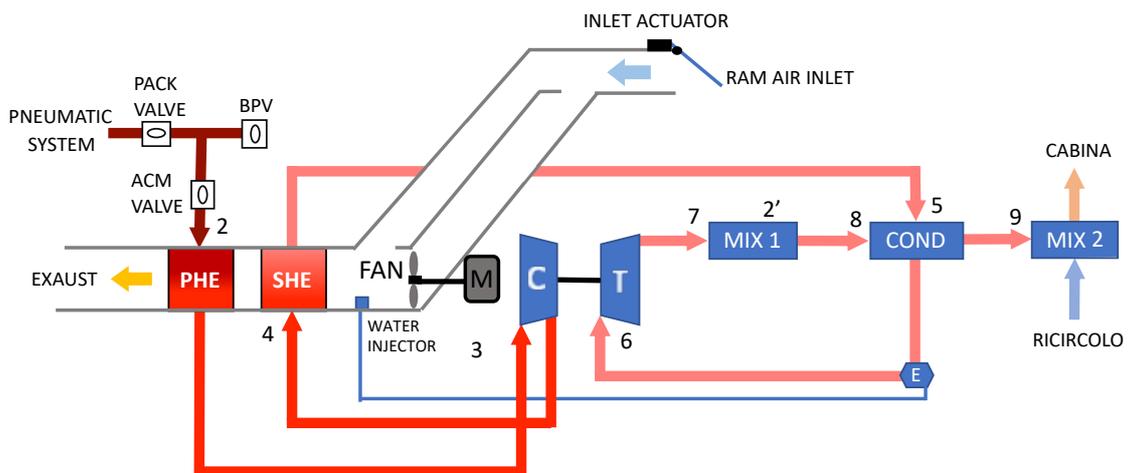


Figura 4.19: Schema di funzionamento dell'ACP nel caso 4 per il velivolo ATR 42-500

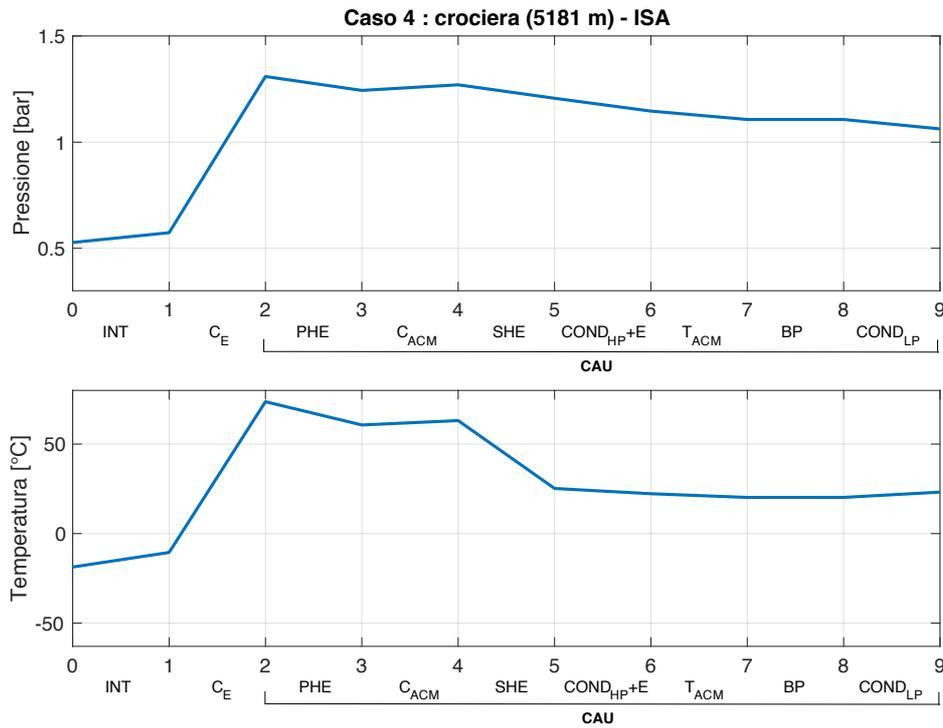


Figura 4.20: Pressioni e temperature nel sistema E-ECS per il velivolo ATR 42-500 caso 4

#### 4.5.4 Confronto del power budget tra l'architettura ECS e E-ECS per il velivolo ATR 42-500

Prendendo in considerazione il velivolo ATR 42-500 è possibile effettuare un confronto, nella condizione di crociera, tra il sistema di condizionamento e pressurizzazione tradizionale (ECS) e il sistema con compressore elettrico dedicato (E-ECS).

Note la temperatura e la portata di bleed si può calcolare la potenza pneumatica estratta dai propulsori:

$$P_{bleed} = \dot{m}_{ECS} \cdot c_p \cdot (T_{bleed} - T_{in}) = 50,63 \text{ kW} \quad 4.4$$

Dove:

$\dot{m}_{ECS} = 0,302 \text{ kg/s}$ : portata del sistema ECS;

$c_p$ : calore specifico a pressione costante [ $\text{kJ}/(\text{K} \cdot \text{kg})$ ];

$T_{bleed} = 419,54 \text{ K}$ : temperatura di bleed;

$T_{in} = 254,57 \text{ K}$ : temperatura dell'aria in ingresso al motore.

Invece, la potenza necessaria al sistema E-ECS può essere calcolata con la relazione 4.5:

$$P_{E-ECS} = \frac{\dot{m}_{ECS} \cdot c_p \cdot (T_c - T_{in})}{\eta_{gear} \cdot \eta_{gen} \cdot \eta_{conv} \cdot \eta_{me} \cdot \eta_m} = 38,84 \text{ kW} \quad 4.5$$

Dove:

$\dot{m}_{ECS} = 0,302 \text{ kg/s}$  : portata d'aria del sistema ECS;

$c_p$  : calore specifico dell'aria a pressione costante [ $\text{kJ}/(\text{K} \cdot \text{kg})$ ];

$T_c = 346,54 \text{ K}$  : temperatura dell'aria in uscita dal compressore dedicato;

$T_{in} = 254,57 \text{ K}$  : temperatura dell'aria in ingresso al compressore dedicato;

$\eta_{gear} = 0,95$  : efficienza della gearbox;

$\eta_{gen} = 0,89$  : efficienza del generatore;

$\eta_{conv} = 0,98$  : efficienza del convertitore/trasformatore;

$\eta_{me} = 0,9$  : efficienza del motore elettrico;

$\eta_m = 0,97$  : efficienza meccanica del motore elettrico.

Per poter confrontare le due architetture è necessario tenere in considerazione le perdite di potenza legate alle trasformazioni della stessa che si hanno nel sistema E-ECS. In definitiva è possibile affermare che, in condizioni di crociera, l'architettura con compressore dedicato (E-ECS) permette una riduzione della potenza necessaria al sistema di condizionamento e pressurizzazione del 23,3 %.

#### 4.6 Simulazione IPS pneumatico con compressore dedicato per il velivolo ATR 42-500

Si procede ad analizzare il sistema di protezione dal ghiaccio di tipo pneumatico con compressore elettrico dedicato. Gli input utilizzati per la simulazione sono riportati in Tabella 4.11.

Input del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500	
Nome Variabile	Valore
$Mach$	0,3
$h_c$ [m]	5181
$h_t$ [m]	7600
$l_f$ [m]	22,67
$d_f$ [m]	2,86
$b$ [m]	10,07
$c_{m,w}$ [m]	2,24
$t/c_{max,w}$	0,18
$a_w$	0,15
$b_w$	0,80
$d$ [m]	3,97
$c_{m,h}$ [m]	1,6
$t/c_{max,h}$	0,12
$a_h$	0,10
$b_h$	0,80
$p_e$ [m]	0,4
$e$ [m]	0,2
$\varepsilon_{int}$	0,75
$\eta_c$	0,89
$\eta_{c,mec+el}$	0,9
$(m/P)_m$ [kg/kW]	1
$(m/P)_c$ [kg/kW]	1

Tabella 4.11: Input del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500

I risultati della simulazione vengono riportati in Tabella 4.12 dove si possono individuare due casi di maggiore interesse:

- Caso 1 - condizione di crociera: questa condizione viene utilizzata per stimare il power budget medio del sistema IPS elettropneumatico.
- Caso 2 - condizione dimensionante per il sistema IPS: questa condizione permette di dimensionare il compressore dedicato e il motore elettrico poiché risulta la condizione più gravosa.

Output del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500			
	Nome	Caso 1	Caso2
Condizioni esterne	$Mach$	0,3	0,3
	$h$	5181,0	6705,6
	$p_0 [bar]$	0,527	0,428
	$T_0 [^{\circ}C]$	-30,0	-30,0
	$\rho_0 [kg/m^3]$	0,755	0,613
Compressione dinamica	$p_1 [bar]$	0,553	0,448
	$T_1 [^{\circ}C]$	-25,6	-25,6
	$\rho_1 [kg/m^3]$	0,778	0,631
Compressore dedicato	$p_2 [bar]$	1,906	1,807
	$T_2 [^{\circ}C]$	102,5	121,9
	$\rho_2 [kg/m^3]$	1,768	1,593
	$\beta_c$	3,45	4,03
	$P_{max,c} [kW]$	4,52	4,78
	$m_{m+c} [kg]$	9,03	9,57
	$P_{media,c} [kW]$	3,17	3,36
	$P_{off,c} [kW]$	2,14	2,26
Caratteristiche boots	$N_w$	3	3
	$L_w [m]$	3,36	3,36
	$N_h$	2	2
	$L_h [m]$	1,99	1,99
	$N_e$	1	1
	$L_e [m]$	0,4	0,4
	$p_b [bar]$	1,38	1,38
	$T_b [^{\circ}C]$	36,26	45,96
	$\rho_b [kg/m^3]$	2,146	1,972
	$t [s]$	34	34
Portata IPS	$\dot{m}_{max} [kg/s]$	0,03159	0,02903
	$\dot{m}_{med} [kg/s]$	0,02219	0,02039
	$\dot{m}_{off} [kg/s]$	0,01493	0,01373
Stima pesi	$m_b [kg]$	33,06	33,06
	$m_t [kg]$	50,64	50,64
	$m_v [kg]$	18	18

	$m_{tot}$ [kg]	119,77	120,83
--	----------------	--------	--------

Tabella 4.12: Output del modello IPS elettropneumatico per il velivolo ATR 42-500

Come si evince dalla Tabella 4.12 il modello calcola l'architettura del sistema di sghiacciamento in cui sono previsti tre boots nella semiala, due nel semi impennaggio orizzontale e un boot nella presa d'aria del motore.

La massa del sistema di protezione dal ghiaccio si aggira intorno ai 120 kg. Nel calcolo della massa totale del sistema IPS si considera una ridondanza del compressore elettrico dedicato. Invece, per quanto concerne l'utilizzo della potenza elettrica, viene riportata in Figura 4.21 la potenza del motore elettrico al variare della quota di volo. Poiché la potenza richiesta dal sistema IPS non è costante, data la diversa dimensione dei boots presenti sulle superfici, viene riportata oltre alla condizione del sistema acceso e spento, anche una media che è utile nel calcolo del power budget del sistema IPS nella fase di progetto preliminare. Vi è da sottolineare che nella scelta del motore elettrico si dovrà utilizzare la curva blu poiché rappresenta la condizione dimensionante.

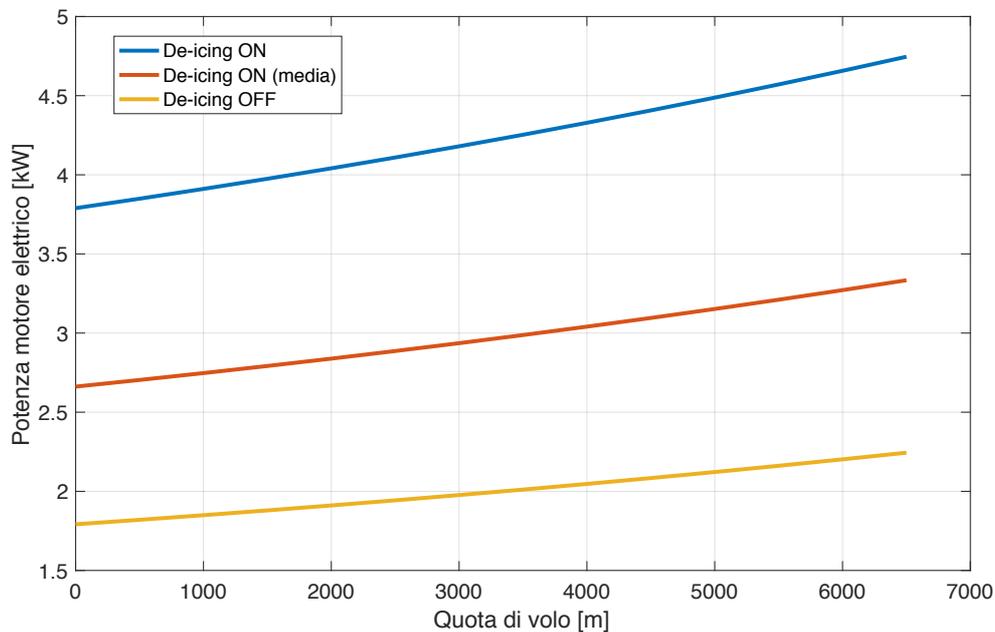


Figura 4.21: Potenza del motore elettrico dell'IPS elettropneumatico al variare della quota di volo

#### 4.6.1 Confronto del power budget tra il sistema IPS pneumatico con compressore dedicato e IPS elettrotermico

È possibile confrontare il power budget del sistema di protezione dal ghiaccio di tipo pneumatico con compressore dedicato con il sistema IPS di tipo elettrotermico per il velivolo ATR 42-500. Per le superfici più rilevanti, quali il bordo d'attacco dell'ala e dell'impennaggio orizzontale, il sistema antighiaccio elettrotermico è costituito da zone a riscaldamento ciclico intervallate da zone più piccole sempre in funzione (Figura 4.22).

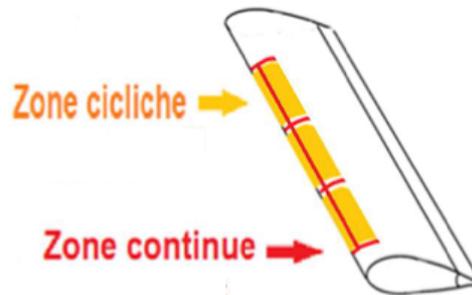


Figura 4.22: Schema del sistema antighiaccio elettrotermico

In Tabella 4.13 sono riportati i risultati del sistema antighiaccio elettrotermico delle velature (ala e impennaggio orizzontale) per il velivolo ATR 42-500:

Risultati IPS elettrotermico (velature) per il velivolo ATR 42-500		
	Semiala	Semi horizontal tail
Spessore delle aree continue [m]	0,025	0,025
Numero di zone cicliche	32	20
Area protetta totale [m <sup>2</sup> ]	8,53	1,67
Estensione totale [m]	10,07	3,97
Area continua [m <sup>2</sup> ]	0,57	0,19
Area ciclica [m <sup>2</sup> ]	7,96	1,47
Singola area ciclica [m <sup>2</sup> ]	0,25	0,07
Potenza [kW]	18,92	6,13
Potenza wing + horizontal tail [kW]	50,10	

Tabella 4.13: Risultati del sistema IPS elettrotermico per l'ala e per l'impennaggio orizzontale

Come si evince dalla Tabella 4.13 il power budget del sistema antighiaccio elettrotermico è circa un ordine di grandezza maggiore rispetto all'IPS pneumatico con compressore elettrico dedicato 4,78 kW calcolato nel paragrafo 4.6. Questo risultato è molto importante nella scelta della tipologia del sistema IPS da installare nei velivoli ibridi dove la generazione di potenza secondaria è minore rispetto ai velivoli ad architettura tradizionale.



# Conclusioni e sviluppi futuri

Negli ultimi anni si sta cercando di migliorare l'efficienza dei sistemi di bordo dei velivoli, per ridurre i consumi di combustibile e l'inquinamento ambientale emesso dal settore aeronautico. In questo lavoro di tesi si sono potute studiare, grazie ai modelli matematici realizzati, soluzioni innovative dei sistemi di bordo che richiedono maggiore potenza: sistema di protezione dal ghiaccio (IPS) e sistema di condizionamento e pressurizzazione (ECS).

Con il modello matematico realizzato è possibile simulare diverse architetture del sistema ECS considerando differenti condizioni operative. In ogni condizione si determinano il power budget richiesto da tale sistema e le caratteristiche del flusso d'aria in ogni componente.

Il modello ECS è stato utilizzato al fine di eseguire le simulazioni per il velivolo A320-200 e per il velivolo di riferimento del progetto di ricerca PROSIB, ossia l'ATR 42-500 ibrido.

Le simulazioni effettuate con il velivolo A320-200 hanno convalidato il modello matematico. Successivamente, è stato utilizzato il modello per il velivolo ATR 42-500 ibrido, scegliendo l'architettura con compressori elettrici dedicati per generare la potenza pneumatica (E-ECS). In un velivolo con propulsione ibrida, la potenza del motore termico è minore rispetto alla configurazione classica per cui la potenza pneumatica, che può essere prelevata dal propulsore, è conseguentemente più bassa e incide maggiormente sull'incremento del consumo specifico del motore. Grazie all'utilizzo dei compressori elettrici dedicati si può svincolare la generazione della potenza pneumatica dal sistema di bleed del motore.

Dalle simulazioni è scaturito che in alcune condizioni di volo è possibile non utilizzare l'ACM per il controllo ambientale del velivolo, poiché in uscita dal compressore dedicato, l'aria ha le caratteristiche compatibili con l'invio direttamente in cabina. Questo permette un notevole risparmio di potenza rispetto all'architettura tradizionale dove la temperatura e la pressione dell'aria in uscita dal propulsore sono legate al funzionamento di quest'ultimo. Infatti, la temperatura di bleed mediamente supera i 150°C, quindi è necessario raffreddare l'aria anche in condizioni di riscaldamento poiché ha una temperatura troppo elevata per essere inviata in cabina.

Di contro, con l'architettura E-ECS si ha un incremento della complessità del sistema e una maggiore richiesta di potenza elettrica necessaria per il funzionamento dei compressori dedicati. Per la stessa motivazione descritta poc'anzi, nel lavoro di tesi è stata presentata una nuova configurazione del sistema di sghiacciamento di tipo pneumatico con membrane pulsanti, che prevede l'utilizzo di compressori elettrici dedicati per generare la potenza pneumatica necessaria

al sistema. Dai risultati è emersa una richiesta di potenza elettrica notevolmente più bassa rispetto ai sistemi IPS elettrotermici. Ciò è di fondamentale importanza nei velivoli ibridi poiché la generazione di potenza secondaria, che può fornire la componente termica del motore, è minore. Gli sviluppi futuri potrebbero riguardare l'integrazione tra il sistema IPS elettropneumatico e il sistema ECS. Ad esempio, si potrebbe utilizzare il motore elettrico del fan del flusso secondario per movimentare il compressore del sistema IPS elettropneumatico. Infatti, dalle simulazioni è emerso che la potenza necessaria è simile e il funzionamento dei due componenti non è mai contemporaneo. Così facendo si potrebbe utilizzare un unico motore elettrico (ME) riducendo i costi, il peso e la manutenzione dei sistemi (Figura 4.23).

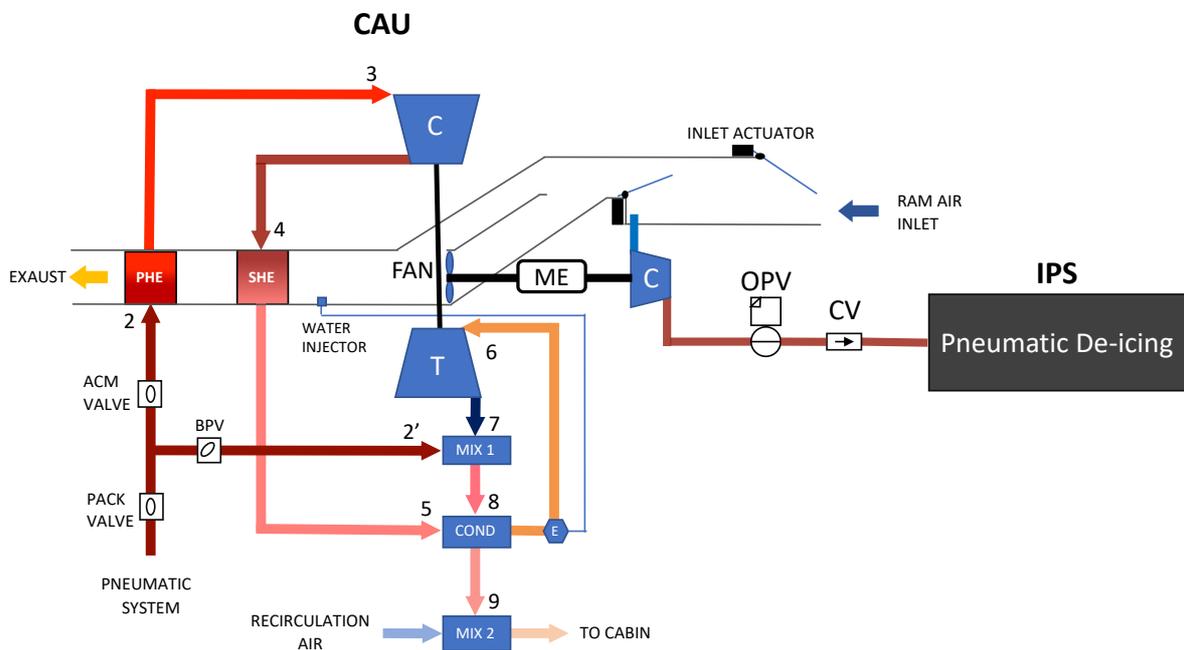


Figura 4.23: Potenziale integrazione dei sistemi ECS e IPS elettropneumatico

# Bibliografia e sitografia

- [1] EEA, EASA and EUROCONTROL, European Aviation Environmental Report, 2019.
- [2] Safran, More-electric Aircraft: to Power the Future, available: [https://www.safran-electrical-power.com/media/20150408\\_more-electric-aircraft-power-future](https://www.safran-electrical-power.com/media/20150408_more-electric-aircraft-power-future).
- [3] T. Yang, S. Bozhko and C. I. Hill, More-Electric Aircraft: Systems and Modeling, in *Wiley Encyclopedia of Electrical and Electronics Engineering*, I. John Wiley & Sons, Ed. 2018, pp. 1–8.
- [4] P. Maggiore, Sistema di Condizionamento e Pressurizzazione: dispense del corso, Politecnico di Torino, 2015.
- [5] EASA, Certification specifications and acceptable means of compliance for large aeroplanes CS-25, 2019.
- [6] ATR, Training & Flight Operations Services, 2010.
- [7] U.S. Department of Defense, Climatic information to determine design and test requirements for military systems and equipment, 1987.
- [8] U.S. Department of Defense, Handbook Global Climatic Data for Developing, 1997.
- [9] O. A. Alduchov and R. E. Eskridge, Improved Magnus Form Approximation of Saturation Vapor Pressure, in *Journal of Applied Meteorology*, vol. 35, p. 602, 1995.
- [10] G. Kopp and J. L. Lean, A new lower value of total solar irradiance: Evidence and climate significance, in *Geophysical Research Letters*, vol. 38, no. 1, pp. 1–7, 2011.
- [11] P. Wendling *et al.*, Aerosol-radiation interaction in the cloudless atmosphere during LACE 98 2. Aerosol-induced solar irradiance changes determined from airborne pyranometer measurements and calculations, in *Journal of Geophysical Research*, vol. 107, no. 21, pp. 1–15, 2002.
- [12] D. W. Green and R. H. Perry, Perry’s chemical engineers’ handbook, *McGraw-Hill*, no. 2, pp. 2–155, 2008.
- [13] SAE Aerospace, Aerothermodynamic Systems Engineering and Design, 2004.
- [14] ASHRAE, Heating, Ventilating and Air Conditioning Applications, p. 2.15, 2015.
- [15] FAA, Part 25-Airworthiness Standards:Transport Category Airplanes -Subpart D, p. 456.
- [16] N. E. Daidzic, An algebraic model of high-altitude aircraft decompression and emergency descent, in *Aviation*, vol. 21, no. 3, pp. 92–101, 2017.
- [17] D. Scholz, R. Seresinhe, I. Staack, and C. Lawson, Fuel Consumption Due To Shaft Power Off-Takes From the Engine, *4th Int. Work. Aircr. Syst. Technol. (AST 2013)*, p. 6, 2013.
- [18] X. Jolivet, X. Villain, and L. Seguy, A320 Family / A330 Prevention and Handling of Dual Bleed Loss, in *Safety First*, pp. 1–6, 2012.
- [19] M. Sinnett, 787 No-Bleed Systems: Saving Fuel and Enhancing Operational Efficiencies, pp. 6–11, 2007.

- [20] Aircraft Air Conditioning Systems, available: <https://www.aircraftsystemstech.com/2017/05/aircraft-air-conditioning-systems.html>
- [21] U.S. Department of Energy Washington D.C., Thermodynamics , heat transfer and fluid flow, vol. 1, p. 29, 1992.
- [22] ATR, Cold Weather Operations, 2011.
- [23] K. Al-Khalil, Thermo-mechanical expulsion deicing system - TMEDS, *Cox and Company, Inc., New York*, p. 7, 2007.
- [24] D. Sweet, Give Ice the Boot, Understanding Pneumatic De-icing, *UTC Aerospace Systems*, p. 2, 2015.
- [25] N. Viola, M. Fioriti, L. Boggero, and R. Fusaro, Progetto di sistemi integrati-Anti-icing system and environment control system: dispense del corso, Politecnico di Torino, 2017.
- [26] ATR, ATR FAMILY, 2014.
- [27] Airbus Group, Airbus A320: Aircraft Characteristics Airport and Maintenance Planning, p. 5, 2019.
- [28] Liebherr-Aerospace Lindenberg, A319/A320/A321 Environmental Control System, p. 18, 2004.

# Ringraziamenti

Alla fine di questo lavoro di tesi, desidero ringraziare i miei relatori, il Prof. Fioriti, la Prof.ssa Corpino e l'Ing. Pavan, per avermi dato la possibilità di partecipare al progetto di ricerca PROSIB e per i preziosi insegnamenti, la disponibilità e l'attenzione che mi hanno dimostrato durante tutto il periodo di lavoro.

Ringrazio i miei genitori, non soltanto per tutto quello che hanno fatto per la mia istruzione, poiché è grazie a loro che ho raggiunto questo obiettivo, ma anche per l'affetto e i consigli che mi hanno da sempre dato.

Un particolare ringraziamento è rivolto a mia sorella per esserci semplicemente stata e perché, in qualsiasi momento della vita, potrò sempre contare su di lei.

Desidero ringraziare la mia fidanzata per l'amore dimostratomi, restando sempre al mio fianco. Grazie alle mie nonne, agli zii, i cugini per l'affetto che non mi hanno mai fatto mancare.

In ultimo, ma non meno prezioso, un ringraziamento va a tutti i miei amici, colleghi, ed ex-coinquilini della taverna Ferrucci con i quali ho trascorso momenti di spensieratezza e allegria permettendomi di staccare dalla routine quotidiana.

Grazie a tutti!!!

Flavio