

POLITECNICO DI TORINO

Corso di Laurea in Ingegneria Meccanica



Tesi di Laurea Magistrale

Applicazione di processi, metodi e strumenti di Systems Engineering al sistema ECS installato su un UAV

Relatori

*Prof. Eugenio Brusa
Prof.ssa Nicole Viola
Prof. Paolo Maggiore*

Candidato

Claudio Arcuti

Tutor aziendali

*Dott.ssa Elena Valfrè
Ing. Gianni Mancuso*

Anno Accademico 2017/2018

Sommario

Introduzione	1
1. Il Velivolo UAV	2
2. Environmental Control System	5
2.1 Sistemi di raffreddamento	6
2.1.1 Air Cycle Cooling System	6
2.1.2 Vapour Cycle Cooling System	7
3. Il Systems Engineering.....	9
3.1 Definizione	9
3.2 Storia	10
3.3 Il concetto di sistema	11
3.4 Obiettivi del Systems Engineering	13
3.5 La struttura metodologica del Systems Engineering	14
3.6 Il V - Diagram.....	16
3.7 Il Model Based Systems Engineering (MBSE)	17
3.8 Il Systems Modelling Language applicato al MBSE.....	19
3.9 Strumenti e Metodologia adottata.....	22
4. MBSE per lo sviluppo del Sistema ECS di un UAV	25
4.1 Derivazione dei requisiti di primo livello	25
4.2 Analisi dei requisiti.....	27
4.3 Analisi funzionale di primo livello	30
4.4 Definizione dell'architettura del sistema.....	39
4.4.1 Architectural Analysis	39
4.4.2 Architectural Design	82
4.4.3 Next Level of Decomposition or Detailed Architectural Design.....	90

5. Metodologie per il riutilizzo nello sviluppo di prodotto e di processo.....	97
6. Conclusioni e sviluppi futuri	106
Appendice A.....	108
Appendice B.....	114
Appendice C.....	115
Appendice D.....	123
Riferimenti.....	126
Bibliografia.....	127

Indice delle figure

Figura 1 Esempio di UAV MALE [Ref.1]	3
Figura 2 Air Cycle Cooling System [Ref.2].....	7
Figura 3 Vapour Cycle Cooling System [Ref.3]	8
Figura 4 Velivolo (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli).....	12
Figura 5 Sistema velivolo (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)	12
Figura 6 Diagramma dei costi totali (in percentuale) in funzione del tempo	14
Figura 7 Struttura metodologica del Systems Engineering	15
Figura 8 Processo del Systems Engineering SEP (Cortesia Leonardo – Div. Velivoli)	16
Figura 9 Vee Diagram [Ref.8].....	17
Figura 10 Modello di Sistema integrato	19
Figura 11 Diagrammi del SysML [Ref.9].....	21
Figura 12 Metodologia Harmony [Ref.10].....	23
Figura 13 Harmony for Systems Engineering [Ref.10]	24
Figura 14 Requisiti L1 con numero identificativo in Doors Next Generation.....	26
Figura 15 Requisiti L1 con categoria di appartenenza in Doors Next Generation	27
Figura 16 Use Cases e relative informazioni.....	29
Figura 17 Legami di tracce tra requisiti e Use Cases.....	29
Figura 18 Use Case Diagram	30
Figura 19 Diagram Tools per la realizzazione degli Activity Diagrams	31
Figura 20 Use Case “Provide Air Conditioning” Activity Diagram Black Box View	32
Figura 21 Diagram Tools per la realizzazione dei Sequence Diagrams	34
Figura 22 Use Case “Provide Air Conditioning” Sequence Diagram Black Box View	34
Figura 23 Use Case “Provide Air Conditioning” Internal Block Diagram.....	35
Figura 24 Diagram Tools per la generazione degli Statechart Diagrams	36
Figura 25 Use Case “Provide Air Conditioning” Statechart Diagram	36
Figura 26 Definizione delle Action on entry e dei Trigger	37
Figura 27 Use Case “Provide Air Conditioning”: Simulazione Statechart Diagram.....	38
Figura 28 Sottofasi della fase di Design Synthesis [Ref.12]	39
Figura 29 Estratto della lista dei brevetti ottenuta con il software	40

Figura 30 Disegni brevetto US3824598	41
Figura 31 Disegni brevetto US0068704	42
Figura 32 Disegno brevetto US6938679.....	44
Figura 33 Disegni brevetto US10029808	45
Figura 34 Disegno brevetto US8602088.....	46
Figura 35 Trade off dei brevetti.....	48
Figura 36 CAD rappresentante la struttura esterna della baia avionica	49
Figura 37 Corner points	50
Figura 38 Temperature di parete nei casi in volo.....	51
Figura 39 Variazione del carico solare con la quota	52
Figura 40 Temperatura di parete in funzione dei coefficienti B e C.....	53
Figura 41 Tabella delle temperature di parete	53
Figura 42 Modello di scambio termico [Ref. 13]	55
Figura 43 Calcolo Carico termico dovuto all'avionica	57
Figura 44 Carico termico totale dovuto all'avionica e all'irraggiamento solare	58
Figura 45 Schema resistenze [Ref.13]	58
Figura 46 Andamento Tbay a terra, in transitorio, senza raffreddamento.....	61
Figura 47 Caratteristiche ventola di raffreddamento	62
Figura 48 Risultati del calcolo in Excel per raffreddamento con ventola.....	63
Figura 49 Andamento temperatura con la quota	65
Figura 50 Densità e viscosità dinamica dell'aria in quota	66
Figura 51 Pressione dell'aria in quota	67
Figura 52 Pressione dell'aria con ECS.....	68
Figura 53 Velocità del velivolo in funzione della quota.....	68
Figura 54 Valori di velocità del velivolo.....	68
Figura 55 Risultati del calcolo in Excel per raffreddamento con presa d'aria.....	69
Figura 56 Modello baia avionica in Amesim.....	70
Figura 57 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ventola.....	71
Figura 58 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con presa d'aria	71
Figura 59 Modello di ECS Vapor Cycle Cooling System in Amesim	72
Figura 60 Diagramma termodinamico p-H per il Vapor Cycle esaminato.....	73
Figura 61 Schema interazione Sistema ECS Vapor Cycle – baia avionica.....	74

Figura 62 Modello completo di baia avionica con ECS basato su Vapor Cycle	74
Figura 63 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ECS Vapor Cycle	75
Figura 64 Missione di volo del velivolo UAV	75
Figura 65 Componente Aircraft Flight Mission.....	75
Figura 66 Grafico quota di volo - tempo	76
Figura 67 Grafico numero di Mach - tempo	76
Figura 68 Grafico portata di aria al condensatore - tempo.....	77
Figura 69 Grafico velocità reale velivolo - tempo.....	77
Figura 70 Grafico T_{in} , T_{bay} , T_{out} - tempo.....	78
Figura 71 Modello di ECS Air Cycle Cooling System in Amesim	79
Figura 72 Schema interazione Sistema ECS Air Cycle – baia avionica.....	79
Figura 73 Modello completo di baia avionica con ECS basato su Air Cycle	80
Figura 74 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ECS Air Cycle	80
Figura 75 Block Definition Diagram	82
Figura 76 “White Box” Block Definition Diagram	83
Figura 77 “Provide Air Conditioning” Activity Diagram White Box View	84
Figura 78 Block Definition Diagram con Operations allocate	85
Figura 79 “Provide Air Conditioning” Sequence Diagram White Box View	86
Figura 80 ECS Internal Block Diagram	86
Figura 81 Control Unit Statechart Diagram	87
Figura 82 Panel Diagram Tools	88
Figura 83 ECS Panel Diagram.....	88
Figura 84 ECS Panel Diagram durante la simulazione	89
Figura 85 “Provide Air Conditioning” Activity Diagram L2	91
Figura 86 Passaggio dal livello L1 al livello L2.....	91
Figura 87 Block Definition Diagram L2	92
Figura 88 “Provide Air Conditioning” Sequence Diagram L2	93
Figura 89 Control Unit Internal Block Diagram	94
Figura 90 Communication Subunit Statechart Diagram L2	95
Figura 91 Requisiti L2 con categoria di appartenenza in Doors Next Generation	96
Figura 92 Matrice di tracciabilità con i legami tra i requisiti L2 e le operazioni L2.....	99
Figura 93 Matrice di tracciabilità con i legami tra i requisiti L2 e i requisiti L1.....	99

Figura 94 Diagramma relativo all'analisi di impatto del blocco "Sensors"	100
Figura 95 Supercomponente della baia avionica	101
Figura 96 Supercomponente del gruppo condensatore	102
Figura 97 Modello con supercomponenti di baia avionica con ECS Vapor Cycle	102
Figura 98 Modello con supercomponenti di baia avionica con ECS Air Cycle.....	103
Figura 99 Homepage progetto EPF [Ref. 14]	104
Figura 100 Consultazione di un processo SPEM presente in libreria [Ref. 14]	105
Figura 101 Use Case "Monitor its health status" Activity Diagram Black Box View	108
Figura 102 Use Case "Monitor status of air filter" Activity Diagram Black Box View ..	108
Figura 103 Use Case "Provide maintenance" Activity Diagram Black Box View	109
Figura 104 Use Case "Shut down" Activity Diagram Black Box View	109
Figura 105 Use Case "Start up" Activity Diagram Black Box View.....	109
Figura 106 Use Case "Monitor its health status" Sequence Diagram Black Box View .	110
Figura 107 Use Case "Monitor status of air filter" Sequence Diagram Black Box View	110
Figura 108 Use Case "Provide maintenance" Sequence Diagram Black Box View	110
Figura 109 Use Case "Shut down" Sequence Diagram Black Box View	111
Figura 110 Use Case "Start up" Sequence Diagram Black Box View	111
Figura 111 Use Case "Monitor its health status" Statechart Diagram	111
Figura 112 Use Case "Monitor status of air filter" Statechart Diagram	112
Figura 113 Use Case "Provide Maintenance" Statechart Diagram	112
Figura 114 Use Case "Shut down" Statechart Diagram.....	113
Figura 115 Use Case "Start up" Statechart Diagram	113
Figura 116 Foglio di calcolo Excel impiegato per il modello analitico.....	114
Figura 117 "Monitor its health status" Activity Diagram L2	115
Figura 118 "Monitor status of air filter" Activity Diagram L2	115
Figura 119 "Provide maintenance" Activity Diagram L2	116
Figura 120 "Shut down" Activity Diagram L2	116
Figura 121 "Start up" Activity Diagram L2.....	117
Figura 122 "Monitor its health status" Sequence Diagram L2.....	117
Figura 123 "Monitor status of air filter" Sequence Diagram L2.....	118
Figura 124 "Provide maintenance" Sequence Diagram L2	119
Figura 125 "Shut down" Sequence Diagram L2.....	120

Figura 126 “Start up” Sequence Diagram L2	120
Figura 127 Air conditioning equipment Statechart Diagram	121
Figura 128 Filter Statechart Diagram	121
Figura 129 Sensors Statechart Diagram	122
Figura 130 Fasi di sviluppo dell’architettura di processo AGILE [Ref.15].....	123
Figura 131 Settori di interesse, discipline e strumenti in CRYSTAL [Ref.16].....	124

Introduzione

La tesi di Laurea Magistrale è stata realizzata presso Leonardo S.p.A. - Divisione Velivoli - nell'ambito del concorso che viene bandito ogni anno dall'azienda in memoria di Erika Ciancaleoni e Luigi Carano. Le attività sono state svolte nell'organizzazione di Ingegneria, nelle funzioni di Engineering System and Configuration Management e di Aircraft Systems.

I Tutor aziendali che hanno fornito supporto nello sviluppo della tesi sono: Dott.ssa Elena Valfrè e Ing. Gianni Mancuso.

Lo scopo del progetto di tesi è l'applicazione di processi, metodi e strumenti tipici del Systems Engineering, una branca interdisciplinare dell'ingegneria che si concentra sullo sviluppo e l'organizzazione di sistemi complessi, all' Environmental Control System (ECS) di un Unmanned Aerial Vehicle (UAV). Impiegando le conoscenze già acquisite in azienda nei progetti precedenti per approfondire i temi trattati, sono state trovate nuove soluzioni ed è stata aperta la strada a possibili sviluppi futuri. Il sistema trattato è di fondamentale importanza nel caso di un UAV poiché all'interno delle baie avioniche sono installati equipaggiamenti avionici ed elettronici safety e mission critical, i quali necessitano di un sistema di condizionamento adeguato per il corretto funzionamento.

L'analisi parte dai requisiti imposti dal cliente nella fase preliminare del progetto. Questi sono di tipo funzionale e prestazionale e danno luogo alle omonime analisi trattate nel corso della tesi che permettono di sviluppare il progetto del sistema e allo stesso tempo di valutarne la fattibilità.

Nello svolgimento delle attività sono state sviluppate delle soluzioni che ne permettono il riutilizzo, tema di notevole interesse oggi giorno, poiché insieme ai vantaggi apportati da un approccio di tipo "Model Based" consente di diminuire i tempi necessari allo svolgimento dei processi e allo sviluppo del prodotto, quindi i costi sostenuti dall'azienda.

1. Il Velivolo UAV

Un Unmanned Aerial Vehicle (UAV) è un velivolo caratterizzato dall'assenza dell'equipaggio a bordo. Tale equipaggio, insieme alle sue interfacce con il velivolo, è quindi sostituito da un'intelligenza elettronica e da un sottosistema di controllo. Ciò permette di ridurre le dimensioni e il peso del velivolo e quindi i costi operativi rispetto a un velivolo pilotato. Basti pensare che in un velivolo tradizionale impiegato per la sorveglianza locale lo spazio richiesto per un equipaggio di due persone è pari a $1,2 \text{ m}^3$ mentre un UAV adatto allo stesso scopo richiede solo $0,015 \text{ m}^3$ per l'alloggiamento di un sistema di controllo automatico del volo (AFCS), dei sensori, del computer, di una telecamera e dei collegamenti per la comunicazione radio. Questo comporta un grosso risparmio in termini di peso, poiché il peso che è trasportato dal velivolo tradizionale completo di struttura, parabrezza, portelloni, telai e vetri ammonta a 230 kg, mentre l'equivalente per un UAV è di circa 10 kg.

La fase di volo è gestita da un computer a bordo o da remoto tramite l'intervento di un pilota che risiede nella Ground Station a terra (si parla in questo caso di velivolo a pilotaggio remoto). Durante il volo un UAV è in grado di comunicare informazioni sul suo stato come posizione, velocità, direzione, altitudine, quantità di carburante, temperature degli equipaggiamenti come i motori e l'avionica; ciò lo distingue dai comuni droni che non sono dotati d'intelligenza.

In caso di guasto l'UAV è capace di intraprendere automaticamente delle azioni correttive e allertare gli operatori a terra.

Gli UAV sono classificati in base alle proprie dimensioni, altitudine e durata del volo richieste per effettuare le missioni nelle seguenti categorie:

- High Altitude Long Endurance (HALE): oltre 15000 m di quota e durata del volo di oltre 24 ore. Eseguono ricognizione e sorveglianza a lungo raggio e solitamente sono gestiti dalle forze aeree da basi fisse.
- Medium Altitude Long Endurance (MALE): quote di 500-15000 m e durata del volo di 24 ore. Hanno un ruolo simile agli HALE, ma operano su distanze più brevi e comunque superiori ai 500 km partendo da basi fisse. In Figura 1 è mostrato un esempio di MALE UAV.

- Medium Range or Tactical UAV: percorrono distanze tra i 100 e i 300 km. Sono più piccoli e presentano sistemi più semplici rispetto agli HALE e ai MALE. Sono impiegati dalle forze di terra e navali.
- Close Range UAV: sono usati per operazioni navali/militari o per scopi civili. Percorrono distanze fino a 100 km.
- MUAV or Mini UAV: hanno un peso sotto ai 20 kg e possono essere lanciati a mano. Riescono a percorrere distanze fino a 30 km e sono usati prevalentemente per scopi civili.
- Micro UAV o MAV: hanno un'apertura alare minore di 150 mm e vengono impiegati per operazioni in contesti urbani. Vengono lanciati a mano.
- Nano Air Vehicles (NAV): hanno le dimensioni dei semi di sicomoro e sono usati in sciami per confondere i RADAR o per sorveglianza a corto raggio.



Figura 1 Esempio di UAV MALE [Ref.1]

È possibile inoltre fornire una classificazione degli UAV in base ai ruoli, civili e militari, che ricoprono:

- Dull Roles: alcuni ruoli come quelli di sorveglianza per tempi prolungati possono essere noiosi per chi conduce un velivolo tradizionale, portando alla perdita di concentrazione. L'UAV presenta videocamere ad alta risoluzione, termocamere e radar che operano con maggiore efficienza e con costi minori.
- Dirty Roles: l'utilizzo di un velivolo per il monitoraggio di zone che presentano contaminazione nucleare o chimica espone l'equipaggio a elevati rischi che possono essere evitati utilizzando un UAV.
- Dangerous Roles: negli impieghi militari di ricognizione è più difficile che un UAV venga abbattuto grazie alle minori dimensioni e a una superficie meno rilevabile dai RADAR. Inoltre, in caso di attacco di un velivolo tradizionale l'equipaggio a bordo perde la concentrazione, mentre gli operatori di terra di un velivolo UAV non sono sottoposti a una minaccia diretta e operano quindi più efficacemente.
- Covert Roles: nelle operazioni in cui è necessario non far capire al nemico che è stato individuato, il velivolo UAV è più adatto rispetto a quello tradizionale grazie alla minore rilevabilità.
- Research Roles: gli UAV sono utilizzati per la ricerca e sviluppo in ambito aeronautico. Costruendo delle repliche in piccola scala dei velivoli pilotati, in fase di progetto, si possono eseguire test in condizioni estreme con meno rischi e con costi minori.
- Environmentally Critical Roles: l'UAV è adatto per l'impiego nelle aree abitate poiché è normalmente più piccolo e più leggero, quindi consuma meno e produce minori emissioni e rumore.

2. Environmental Control System

Durante le operazioni di un velivolo, in volo ed a terra, l'equipaggio e i passeggeri devono essere in condizioni di comfort qualsiasi siano le condizioni climatiche esterne.

L' Environmental Control System (ECS) deve essere in grado di operare in condizioni molto differenti, dal freddo dell' artico al caldo del deserto in una giornata molto soleggiata.

Nel caso degli UAV, poiché il personale di bordo non è presente, il sistema di condizionamento ambientale (ECS) ha il compito esclusivo di assicurare il raffreddamento delle baie avioniche.

In questo modo è garantito il corretto funzionamento dei sistemi elettronici/avionici essenziali per il velivolo. La massima temperatura alla quale i componenti a semiconduttore possono operare in sicurezza è di 100 °C, anche se operazioni prolungate a questa temperatura possono influenzare fortemente l'affidabilità degli equipaggiamenti. Per questo motivo, come si vedrà nel seguito, i sistemi avionici ed elettronici sono certificati per operare in un certo range di temperature, tali da non subire rilevanti riduzioni di affidabilità o addirittura danni dovuti all'esposizione e funzionamento prolungato, in un ambiente troppo caldo o troppo freddo.

Per eseguire un corretto dimensionamento del sistema di condizionamento (ECS) di un UAV, bisogna considerare le seguenti sorgenti termiche alle quali il velivolo è assoggettato:

- Riscaldamento cinetico: in volo la skin ("pelle" – superficie) del velivolo si riscalda a causa dell'attrito con le molecole d'aria. La skin del velivolo scalda a sua volta, per conduzione termica, l'interno della fusoliera e gli equipaggiamenti presenti. La temperatura della skin può raggiungere temperature di 100 °C in voli a bassa quota e a velocità transoniche ed è definita temperatura di recovery (T_{rec}). Può essere calcolata come:

$$T_{rec} = T_{amb}(1 + 0.18 M^2)$$

- Riscaldamento solare: le radiazioni solari causano il riscaldamento diretto passando attraverso il parabrezza e il canopy (tettuccio) del velivolo,

soprattutto nel caso di velivoli militari che volano a quote più elevate rispetto a un velivolo civile, per le quali si registra una più alta intensità delle radiazioni solari.

A terra le superfici del velivolo registrano un aumento di temperatura dipendente dalla capacità termica dei materiali che lo compongono raggiungendo in media una temperatura superiore di 20°C rispetto a quella dell'ambiente.

- Calore prodotto dall'avionica: il crescente impiego degli equipaggiamenti avionici e lo sviluppo di elettronica a elevata densità ha portato all'aumento del carico totale.
- Calore prodotto dai sistemi del velivolo: l'ECS stesso, i sistemi idraulici, i generatori elettrici, i motori e gli equipaggiamenti del sistema di alimentazione producono calore a causa del consumo di energia per il loro funzionamento o a causa del riscaldamento dei fluidi usati per raffreddare.

2.1 Sistemi di raffreddamento

Sono due i principali sistemi che sono impiegati, il primo è basato su un ciclo ad aria e prende il nome di Air Cycle Cooling System mentre il secondo è basato su un ciclo a vapore e prende il nome di Vapour Cycle Cooling System.

2.1.1 Air Cycle Cooling System

I sistemi basati su ciclo ad aria utilizzano aria spillata dai motori che successivamente è trattata tramite un'unità raffreddante alla temperatura richiesta per il raffreddamento della baia avionica. In sintesi il ciclo termico è il seguente: dopo lo spillamento dell'aria dal motore da uno stadio del compressore di alta pressione, tramite il passaggio all'interno di una Valvola Regolatrice, la pressione dell'aria è ridotta. Essa poi scambia calore con l'esterno passando attraverso un Precooler (scambiatore di calore primario). In seguito l'aria passa attraverso un compressore, con conseguente aumento di pressione e temperatura, attraverso un Intercooler (scambiatore di calore

secondario) dove tramite scambio di calore con l'esterno avviene una diminuzione della temperatura e infine attraverso una turbina che produce una diminuzione di temperatura e pressione dell'aria. Il lavoro ricavato alla turbina permette di muovere il compressore che insieme alla turbina e all'albero che li collega forma l'unità raffreddante - Cold Air Unit - (CAU). Il sistema è mostrato in Figura 2.

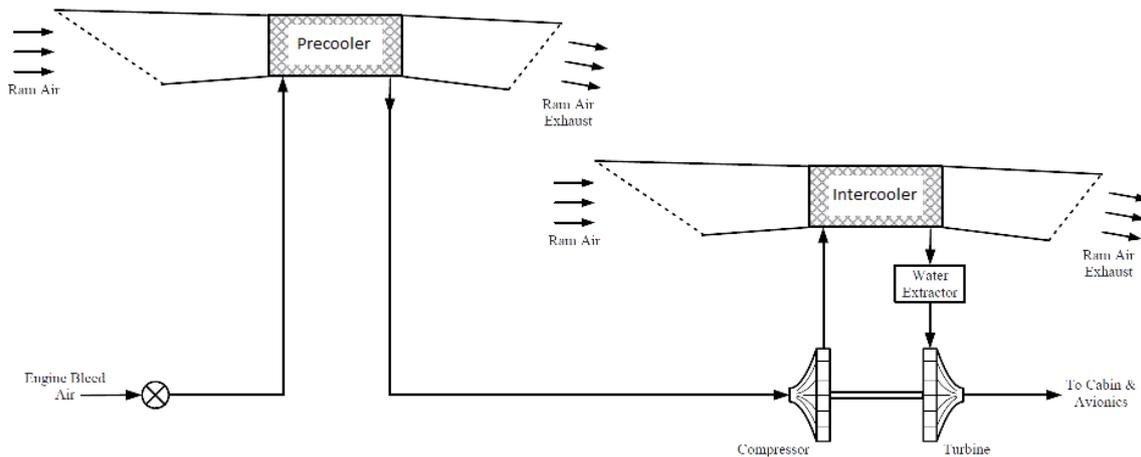


Figura 2 Air Cycle Cooling System [Ref.2]

Questo tipo di sistema è molto usato poiché rappresenta la soluzione più semplice ed affidabile, con un minor peso e minori dimensioni rispetto ai sistemi basati su ciclo a vapore. Hanno però dei limiti di applicabilità dovuti alle grandi portate di aria di spillamento necessarie per il funzionamento, le quali comportano l'uso di condotti ad ampio diametro difficili da installare, una diminuzione delle prestazioni del velivolo a causa del decremento di prestazioni del motore e dell'aumento delle resistenze dovuto alle grosse dimensioni delle prese d'aria per il raffreddamento degli scambiatori di calore.

2.1.2 Vapour Cycle Cooling System

Sistema a ciclo chiuso in cui il calore della sorgente termica è assorbito attraverso l'evaporazione di un liquido refrigerante all'interno di un evaporatore. Il refrigerante passa attraverso un compressore, dove avviene un aumento della temperatura e della pressione, prima di essere raffreddato in un condensatore dove il calore è trasmesso attraverso uno scambiatore di calore. Il refrigerante torna poi all'evaporatore tramite una valvola di espansione. Il sistema è mostrato in Figura 3.

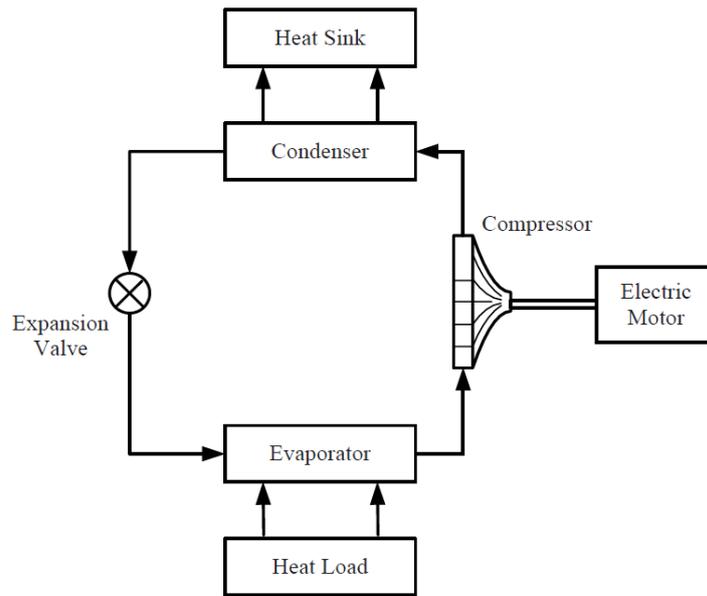


Figura 3 Vapour Cycle Cooling System [Ref.3]

Questi sistemi hanno performance superiori di cinque volte rispetto ai cicli ad aria ad anello chiuso, ma operano in range di temperatura limitati (la maggior parte dei refrigeranti impiegati resistono fino a temperature di circa 70°C) ed inoltre hanno un peso maggiore rispetto ai sistemi basati su ciclo ad aria.

3. Il Systems Engineering

3.1 Definizione

“Il Systems Engineering (SE) è un approccio interdisciplinare e un insieme di metodi per consentire la realizzazione di Sistemi di alta qualità e affidabilità, nel rispetto dei tempi e costi prestabiliti, lungo tutto il ciclo di vita” [INCOSE Systems Engineering Handbook – Traduzione Italiana].

Il Systems Engineering permette lo sviluppo di Sistemi realizzati con successo e secondo lo scopo prefissato [Ref.4]:

- in relazione allo sviluppo e distribuzione di beni e servizi;
- con l'intento di produrre benefici reali per fornitori, clienti e la società in senso lato;
- assicurando un supporto a tutti i domini in ambito tecnico e a tutte le funzioni di business.

La pratica del Systems Engineering avviene bilanciando aspetti Sistemici e Sistematici [Ref.4], dove per:

- Sistemico – si intende il Sistema nella sua interezza, al suo contesto e agli Stakeholder coinvolti
- Sistematico – si ottiene seguendo un approccio strutturato durante la realizzazione del Sistema

Il ruolo di System Engineer richiede: [Ref.4]:

- Competenze Verticali (specialistiche nei singoli campi) e Orizzontali (approccio multidisciplinare)
- Ampia comprensione di domini e discipline
- Profonde competenze specialistiche nell'approccio ai Sistemi
- Competenze secondarie in altre discipline
- Attitudini all'approfondimento e mentalità aperta a nuove idee

Il Systems Engineering è quindi una disciplina ingegneristica che ha il compito di organizzare ed eseguire un processo interdisciplinare per garantire che le esigenze dei clienti e degli stakeholder siano soddisfatte, considerando l'efficacia, l'efficienza e la qualità del sistema durante tutto il suo ciclo di vita. [Ref.5]

Tale disciplina è un processo Top-Down iterativo di sintesi, sviluppo, gestione di un sistema che soddisfi tutti i requisiti del cliente [Ref.6].

3.2 Storia

La necessità di tracciare pratiche e procedure di Systems Engineering nacque durante la seconda guerra mondiale a causa dell'aumento della complessità dei sistemi.

Fino a quella data, architetti e ingegneri si erano sempre trovati ad affrontare lo sviluppo dei sistemi senza un approccio metodologico come quello del Systems Engineering, applicando inconsciamente e in maniera frammentaria i processi tipici del Systems Engineering.

Il termine Systems Engineering venne coniato alla fine degli anni '40 dalla Bell Telephone Laboratories.

Alla fine degli anni '40 il dipartimento della difesa entrò nel mondo del Systems Engineering in concomitanza con l'inizio dello sviluppo di missili e di sistemi di difesa missilistica. Nel 1946 venne fondata dalla United States Air Force la RAND Corporation che creò l'analisi dei sistemi, aspetto fondamentale del Systems Engineering. Alla fine degli anni 40 e nei primi anni '50 Paul Fitts legò per la prima volta le funzioni del sistema agli elementi fisici.

Hall nel 1962 affermò che il primo tentativo di insegnare il Systems Engineering è stato fatto al MIT nel 1950 da Mr. Gilman, direttore del Systems Engineering in Bell Telephone. Hall definì inoltre il Systems Engineering come una funzione composta da 5 fasi: (1) studio del sistema o pianificazione del programma di sviluppo; (2) pianificazione esplorativa composta da: definizione del problema, selezione degli obiettivi, sintesi dei sistemi, scelta del miglior sistema e comunicazione dei risultati; (3) pianificazione dello sviluppo che riprende la fase 2 ad un livello maggiore di dettaglio; (4) studi durante lo sviluppo che includono lo sviluppo di parti del sistema e la loro

integrazione e test; (5) fase in cui il sistema è operativo e viene perfezionato. Nel 1978 Fagen definì i concetti del Systems Engineering applicati nei laboratori della Bell Telephone dai primi anni del '900 e descrisse le principali applicazioni del Systems Engineering durante la seconda guerra mondiale [Ref.7].

Nel 1990 venne fondato l' NCOSE (Council on Systems Engineering), una società composta da rappresentanti di multinazionali americane, al fine di ottimizzare le pratiche di Systems Engineering e di definire i concetti teorici per una chiara comprensione da parte di chi si avvicina a questo mondo.

Nel 1995 il nome dell'organizzazione si trasformò in INCOSE (International Council of Systems Engineering) per evidenziare il carattere internazionale che aveva assunto grazie all'interesse non solo negli Stati Uniti, ma di tutto il mondo.

Oggi giorno l'altissimo livello di complessità dei sistemi e il continuo miglioramento dei metodi e degli strumenti di Systems Engineering ha portato questa disciplina ad essere considerata indispensabile per chi vuole sviluppare sistemi solidi ed efficaci.

3.3 Il concetto di sistema

“Un sistema è un insieme di elementi interdipendenti costituito per conseguire un determinato obiettivo svolgendo una funzione definita a specifica” (IEC 50:1992).

Secondo Rehtin un sistema è “un insieme di elementi diversi che producono un risultato non ottenibile dagli elementi presi a se stante”. Gli elementi, o parti, possono includere persone, hardware, software, servizi, strategie e documenti. Il risultato del Sistema è espresso in termini di qualità, proprietà, caratteristiche, funzioni, comportamento e prestazioni a livello di sistema globale. Il valore aggiunto del sistema nel suo complesso, al di là del contributo indipendente dalle parti, è in primo luogo creato dal rapporto tra le parti, cioè da come sono interconnesse”.

Quando ancora il concetto di sistema non era stato definito si intendeva il velivolo come una piattaforma che ingloba gli apparati che lo costituiscono, come mostrato in Figura 4.

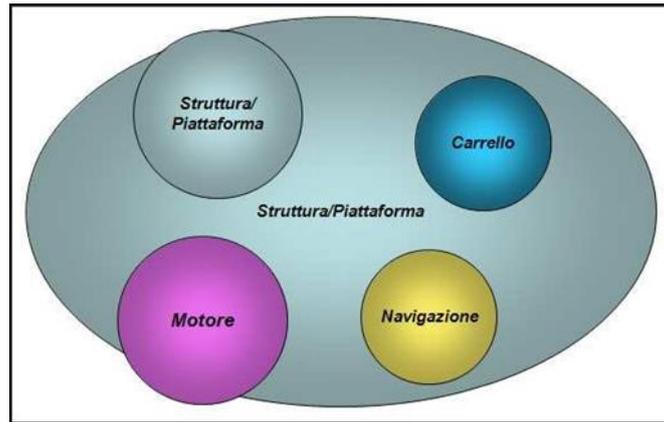


Figura 4 Velivolo (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)

Successivamente si è iniziato a parlare di un sistema velivolo composto da più sottosistemi, come dimostra la Figura 5.



Figura 5 Sistema velivolo (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)

L'aumento delle prestazioni e la nascita di nuove tecnologie ha portato all'esigenza di una progettazione del velivolo di tipo "sistemistico integrato" caratterizzata dallo sviluppo integrato di un insieme sempre maggiore di funzioni.

La complessità del sistema è decretata dal numero di componenti e dal numero di interazioni che lo costituiscono.

In passato la progettazione del velivolo avveniva seguendo un approccio di tipo impiantistico dato dall'"assemblaggio" di equipaggiamenti meccanico – elettrico – strutturali. Ognuno di questi operava indipendentemente dagli altri e le uniche interazioni tra apparati si avevano nel definire e gestire le interfacce reciproche e in fase di assemblaggio finale del velivolo.

Nel nuovo approccio sistemistico di tipo "integrato" il velivolo è visto come un insieme di funzioni armonicamente integrate tra di loro per permettere il soddisfacimento dei requisiti operativi richiesti dall'utente finale.

Come un sistema è un insieme di elementi integrati, anche i sistemi possono essere integrati tra loro formando quello che viene definito sistema di sistemi. Nel caso del velivolo militare, ad esempio, il sistema velivolo deve integrarsi con il collegamento interforze, con i sistemi radar e di posizionamento e con i satelliti.

Un sistema di sistemi è caratterizzato dai seguenti aspetti:

- gli elementi del sistema devono poter operare indipendentemente
- gli elementi del sistema hanno differenti cicli di vita
- i requisiti per un Sistema di Sistemi maturano con il Sistema di Sistemi stesso
- ogni volta che un elemento viene aggiunto, la complessità del sistema aumenta in modo non lineare
- gli scopi e i confini del Sistema di Sistemi possono variare in modo continuo e devono essere gestiti
- il Sistema di sistemi è in continua evoluzione: bisogna considerare l'introduzione di nuove tecnologie che può rendere obsoleti alcuni componenti.

3.4 Obiettivi del Systems Engineering

L'obiettivo principale del Systems Engineering è quello di ottenere fin da subito un prodotto che rispetti tutti i requisiti del cliente ottimizzando le risorse che si hanno a disposizione per realizzarlo.

Ciò è di fondamentale importanza soprattutto per il prodotto aeronautico che, data la sua complessità, se non ben sviluppato già dalla fase concettuale, può provocare grosse perdite, come mostrato in Figura 6.

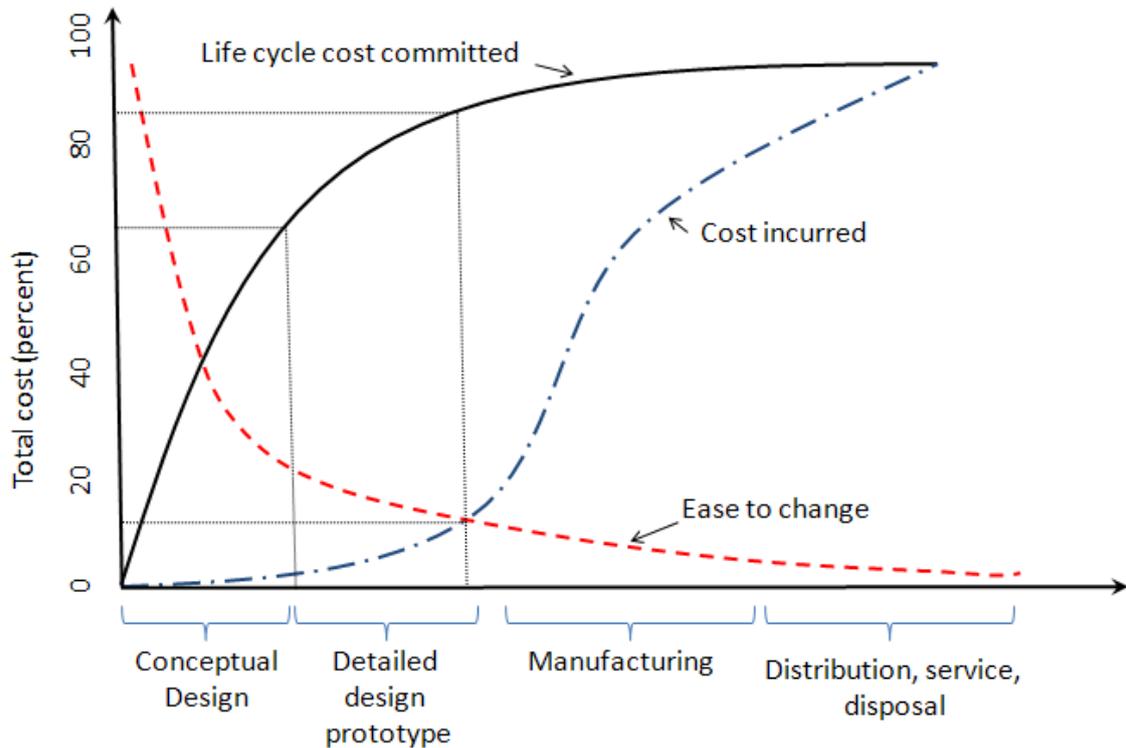


Figura 6 Diagramma dei costi totali (in percentuale) in funzione del tempo

Come si può notare la curva “Cost incurred” relativa ai costi effettivamente sostenuti subisce una forte crescita a partire dall’inizio della fase di progetto del prototipo, avvicinandosi alla curva “Life cycle cost committed” relativa al capitale impegnato. Per questo motivo la curva “Ease to change” subisce la tendenza opposta, sottolineando come sia molto difficile effettuare cambiamenti nella seconda fase e praticamente impossibile a partire dalla terza in cui è si effettua la produzione.

È proprio nella prima fase che opera il Systems Engineering, sfruttando la possibilità e la facilità di modifica del progetto, permettendo di ottenere un prodotto bilanciato con meno probabilità di trovare problemi ed errori e dover essere corretto nelle fasi successive.

3.5 La struttura metodologica del Systems Engineering

Le fasi logiche del Systems Engineering sono mostrate in Figura 7.

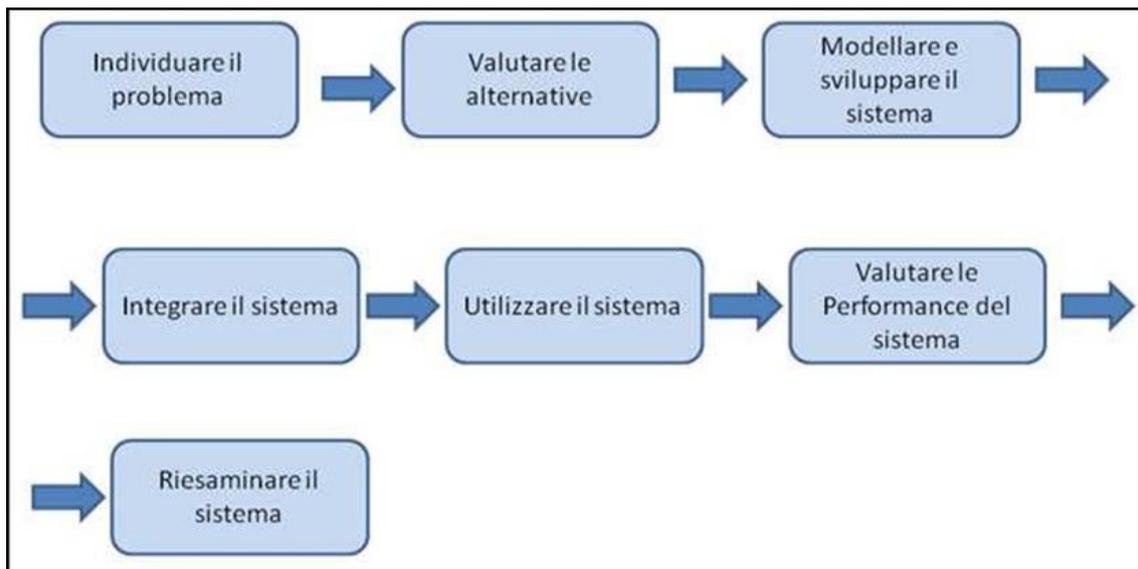


Figura 7 Struttura metodologica del Systems Engineering

Nella prima fase di individuazione del problema, si raccolgono gli input dal cliente e dagli stakeholder e si descrive il problema dal punto di vista funzionale e comportamentale senza però entrare nel merito di come ciò verrà fatto.

Si passa poi a valutare le alternative creando progetti alternativi in base alle loro performance e valutandoli in base al soddisfacimento dei requisiti; ciò andrebbe fatto ogni volta che, durante il progetto del sistema, siano disponibili nuovi dati.

Successivamente si può modellare e sviluppare ogni sistema alternativo per verificare il rispetto dei requisiti usando modelli fisici, equazioni analitiche, macchine a stati, diagrammi a blocchi e simulazioni. Si può poi integrare il sistema progettando le interfacce tra i sottosistemi in modo da minimizzare la quantità d'informazioni scambiate tra i sottosistemi stessi. Occorre poi utilizzare il sistema per valutare se è in grado di garantire le funzionalità richieste nelle fasi operative.

La penultima fase consiste in una valutazione delle prestazioni del sistema per valutare le prestazioni in esercizio rispetto ai requisiti.

Infine il sistema deve essere riesaminato mediante più loop in parallelo, confrontando gli output del sistema con i requisiti, per comprendere se sono necessarie modifiche.

Uno schema del processo sopra descritto, che porta all'ottenimento di un prodotto bilanciato a partire dai requisiti del cliente, è mostrato in Figura 8. Si tratta di un processo iterativo che è applicato in modo sequenziale secondo un approccio top-down, cioè dalla fase di progetto concettuale fino al progetto dettagliato.

L'analisi dei requisiti, quella funzionale e quella prestazionale sono oggetto di studio di questa tesi e verranno trattate nel capitolo successivo.

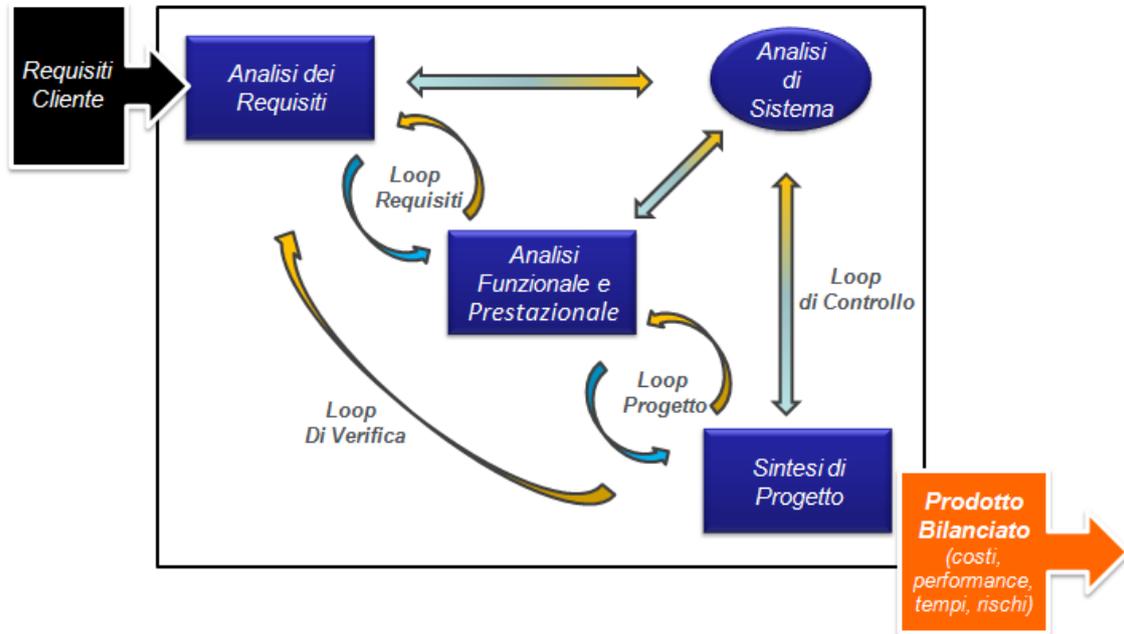


Figura 8 Processo del Systems Engineering SEP (Cortesia Leonardo – Div. Velivoli)

3.6 Il V - Diagram

Il V - Diagram, mostrato in Figura 9, fornisce informazioni importanti su come sviluppare il prodotto, mediante il Systems Engineering, dalla fase di avamprogetto alla fase di consegna al cliente. Il percorso che viene indicato inizia dalle esigenze del cliente, nell'angolo in alto a sinistra, fino ad arrivare in fondo alla porzione sinistra della V, per poi continuare sulla parte destra attraverso le azioni descritte.

Suggerisce di partire dall'intero sistema per arrivare ai singoli componenti e parti, secondo un approccio di tipo top – down. La struttura a V enfatizza la necessità di legare ogni azione della fase di progetto, sul ramo di sinistra, al corrispondente aspetto della produzione, sul ramo di destra; infatti le frecce orizzontali, che collegano i due rami, mostrano l'esigenza di verifica e validazione di ogni aspetto della progettazione; ciò è estremamente importante poiché, per ogni funzione, deve essere previsto un test per verificare e validare se il requisito e il corrispondente bisogno sono soddisfatti.

Le frecce circolari presenti nel diagramma rivelano la necessità di realizzare in maniera ricorsiva i processi, per riuscire a elicitarne tutti i requisiti in maniera appropriata. [Ref.8].

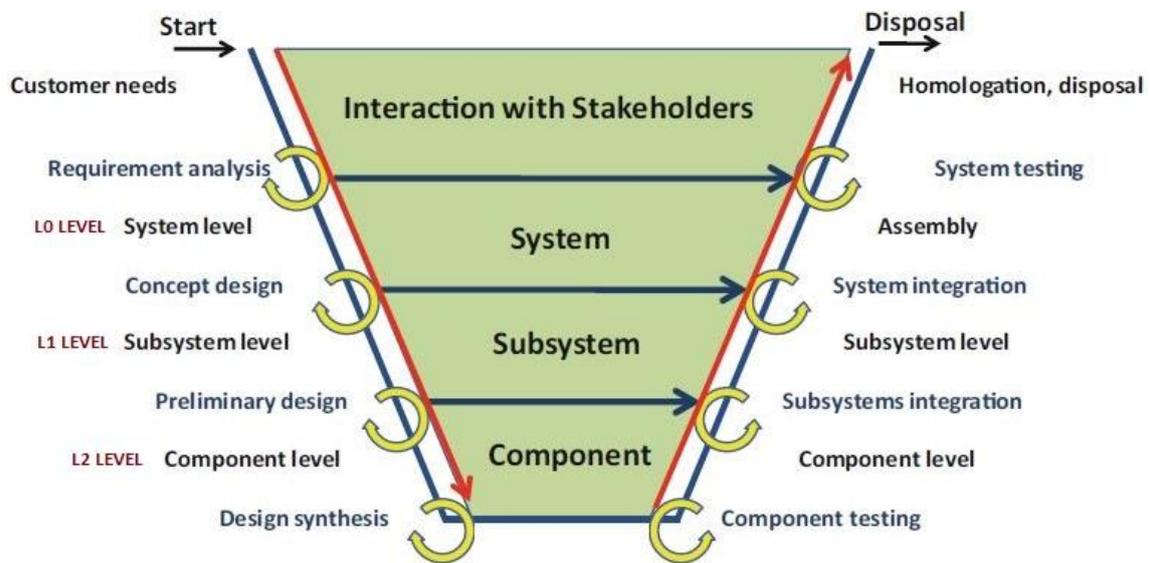


Figura 9 Vee Diagram [Ref.8]

Il modello di sistema costituisce il livello L0, cioè il più alto per il contesto aziendale considerato ed è relativo al sistema velivolo, a cui segue il livello L1 relativo al sistema/sottosistema facente parte del velivolo, in questo caso il sistema ECS, e il livello L2 relativo ai configuration item che formano il sottosistema e che verranno stabiliti durante la fase di definizione dell'architettura nell'analisi funzionale e/o prestazionale.

3.7 Il Model Based Systems Engineering (MBSE)

Da una definizione in letteratura: "MBSE is the formalized application of modeling to support system requirements, design, analysis, verification, and validation activities beginning in the conceptual design phase and continuing throughout development and later life cycle phases" (INCOSE).

Quindi il Model Based Systems Engineering (MBSE) è l'applicazione formalizzata di modelli con il fine di supportare i requisiti di sistema, di progettazione, l'attività di analisi, di verifica e di validazione, a partire dalla fase di progettazione concettuale e per tutto lo sviluppo, fino alle varie fasi del ciclo di vita.

Utilizzando i tool e i metodi del MBSE, è quindi possibile ottenere in output un modello di sistema coerente che include le specifiche di sistema, di progettazione, di analisi e la verifica delle informazioni, ed è composto da elementi che rappresentano i requisiti, gli elementi di design, i test, la progettazione logica e le loro interrelazioni. Il modello di sistema così ottenuto è tale che i requisiti sono soddisfatti e sono allocati ai componenti che lo compongono. Il modello migliore che si può ottenere è quello che più si avvicina alla realtà.

Un modello è una descrizione del sistema o di una parte di esso, realizzato con un preciso linguaggio che ha una propria sintassi (forma) e una propria semantica (significato). Modellare il sistema permette di visualizzare meglio il sistema e di gestirne la complessità; permette di specificare il comportamento e la struttura del sistema, fornisce un modello guida per la costruzione di un sistema, permette di documentare le decisioni intraprese, permette di astrarre i dettagli e ridurre gli errori e le ambiguità attraverso l'uso di linguaggi formali come il SysML e l'UML, permette di effettuare simulazioni.

Ogni modello può essere caratterizzato da diversi livelli di precisione e i modelli migliori permettono di definire il grado di dettaglio in base al tipo di problema che si vuole analizzare e al tipo di risultato che si vuole ottenere.

Per studiare un determinato fenomeno, un unico modello non è sufficiente e per rappresentare un sistema non banale è necessario utilizzare una serie di modelli che, pur essendo costruiti e studiati separatamente, siano comunque collegati tra di loro.

In Figura 10 è mostrato uno schema di un modello di sistema integrato.

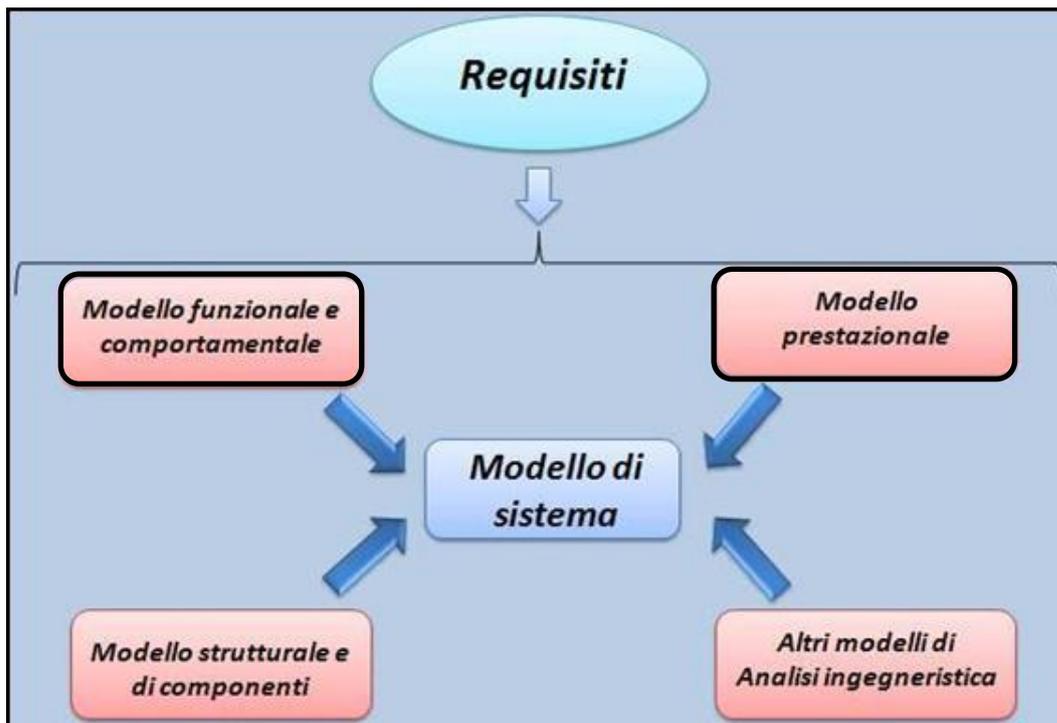


Figura 10 Modello di Sistema integrato

Il modello di sistema ha al suo interno anche le interconnessioni tra i componenti e le interfacce, le interazioni tra i componenti e le funzioni che devono svolgere, le performance del componente e le sue caratteristiche fisiche. I requisiti dei componenti possono anche essere introdotti nel modello e legati ai requisiti di sistema; in questo caso il modello viene impiegato per specificare i requisiti dei componenti e ha la funzione di tramite tra il progettista di sistema e lo sviluppatore dei componenti.

L'uso del System Model permette quindi di specificare ed integrare i sottosistemi e i componenti del sistema e di mantenere la tracciabilità con i requisiti di alto livello.

3.8 Il Systems Modelling Language applicato al MBSE

Una definizione di Systems Modelling Language (SysML) dalla letteratura è: SysML is a “standard modelling language for systems engineering to analyze, specify, design and verify complex systems, intended to enhance systems quality, improve the ability to exchange systems engineering information amongst tools and help bridge the

semantic gap between systems, software and other engineering disciplines” [Ref. 9]. Il SysML è dunque un linguaggio di modellazione standard per l'ingegneria dei sistemi che permette di rappresentare in modo formale il modello di un sistema e viene usato per analizzare, specificare, progettare e verificare sistemi complessi, volti a migliorare la qualità dei sistemi, migliorare la capacità di scambiare informazioni di ingegneria dei sistemi tra strumenti e contribuire a colmare il divario semantico tra sistemi, software e altre discipline ingegneristiche.

È lo standard OMG (Object Management Group) per il Systems Engineering ed è stato ottenuto riutilizzando parte dell' UML (Unified Modelling Language), standard per la rappresentazione del software, e introducendo estensioni per la rappresentazione dei sistemi complessi.

Il SysML è strutturato nelle seguenti unità:

- Requirements: requisiti di testo e le loro relazioni;
- Blocks: struttura del sistema e proprietà;
- Activities: estensione delle attività del linguaggio UML al fine di determinare il comportamento del sistema;
- Constraint Blocks: modelli parametrici;
- Ports and flows: estensione dei modelli strutturali a supporto dei flussi di informazioni tra gli elementi del sistema.

La rappresentazione dei modelli di sistema mediante questo linguaggio avviene per mezzo di diagrammi che possono essere di nove tipologie differenti, come mostrato in Figura 11.

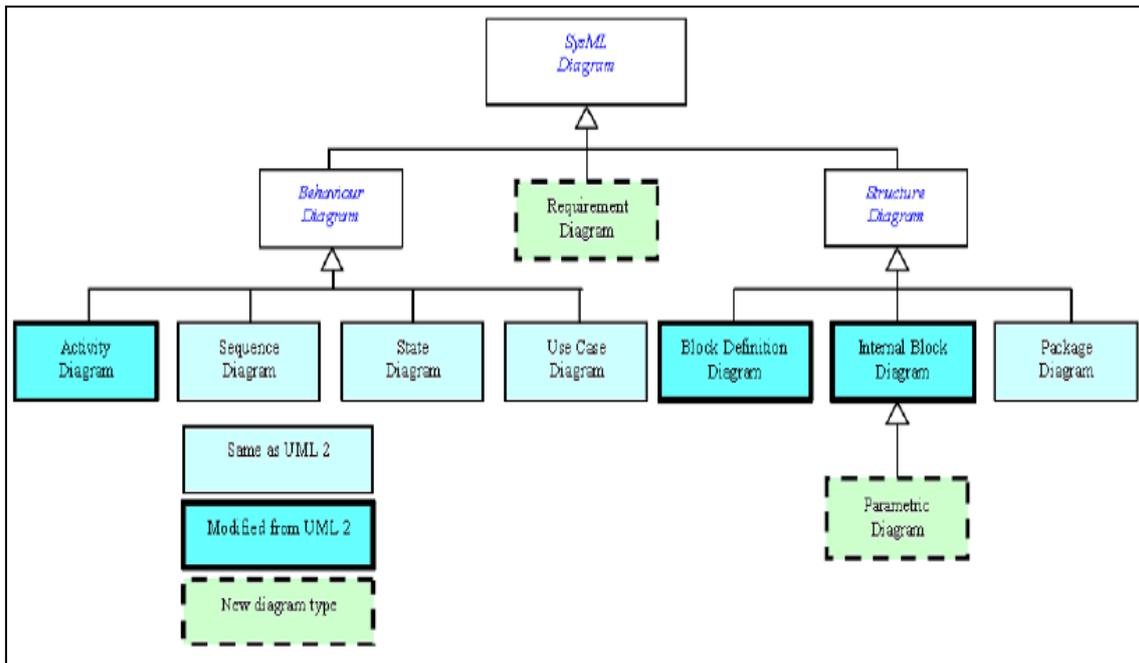


Figura 11 Diagrammi del SysML [Ref.9]

Questi diagrammi appartengono a tre categorie:

- Diagrammi comportamentali (Behaviour Diagram)
- Diagrammi dei requisiti (Requirement Diagram): forniscono una rappresentazione a blocchi dei requisiti con le relazioni tra essi, con gli elementi di design ed i test case a supporto della tracciabilità.
- Diagrammi strutturali (Structural Diagram)

I diagrammi comportamentali sono costituiti da:

- Activity Diagram: rappresenta il comportamento del sistema come flusso di azioni, basato sulla disponibilità degli Input, Output e su come le azioni trasformano gli input in output.
- Sequence Diagram: descrive come interagisce il sistema in termini di sequenza dei messaggi scambiati con le varie parti.
- State Machine Diagram: rappresenta il comportamento di una entità, in termini di transizione tra stati innescati da un evento.
- Use Case Diagram: fornisce una rappresentazione dei “modi d’uso” di un sistema ovvero delle funzionalità base utilizzate da entità esterne.

I diagrammi strutturali sono costituiti da:

- Block Definition Diagram: rappresenta gli elementi strutturali chiamati blocchi, la loro composizione e la loro classificazione.
- Internal Block Diagram: rappresenta l'interconnessione e le interfacce tra le istanziazioni dei blocchi descritti nel Block definition Diagram.
- Parametric Diagram: rappresenta i "Constraints" (equazioni) tra le varie proprietà dei blocchi. Permette l'integrazione dell'analisi ingegneristica nel "Design Model".
- Package Diagram: rappresenta l'organizzazione di un modello in termini di Package che contengono elementi del modello.

3.9 Strumenti e Metodologia adottata

Sono molti i tool Open source e commerciali che permettono di modellare i sistemi a partire da profili e relativi linguaggi. Leonardo – Divisione Velivoli - sta adottando un set di strumenti a supporto delle attività di gestione e sviluppo dei requisiti funzionali e prestazionali.

Nella tesi in esame, volendo testare l'utilizzo di strumenti innovativi, per la gestione dei requisiti si è scelto di utilizzare il tool IBM Doors Next Generation.

Per l'analisi funzionale è stato invece scelto il tool IBM Rhapsody® nella sua versione per il Systems Engineering per la validità dei suoi Toolkit che sfruttano la metodologia Harmony. Questa metodologia, basata su un processo iterativo, riprende il Vee Diagram tipico del Systems Engineering rappresentato in Figura 12.

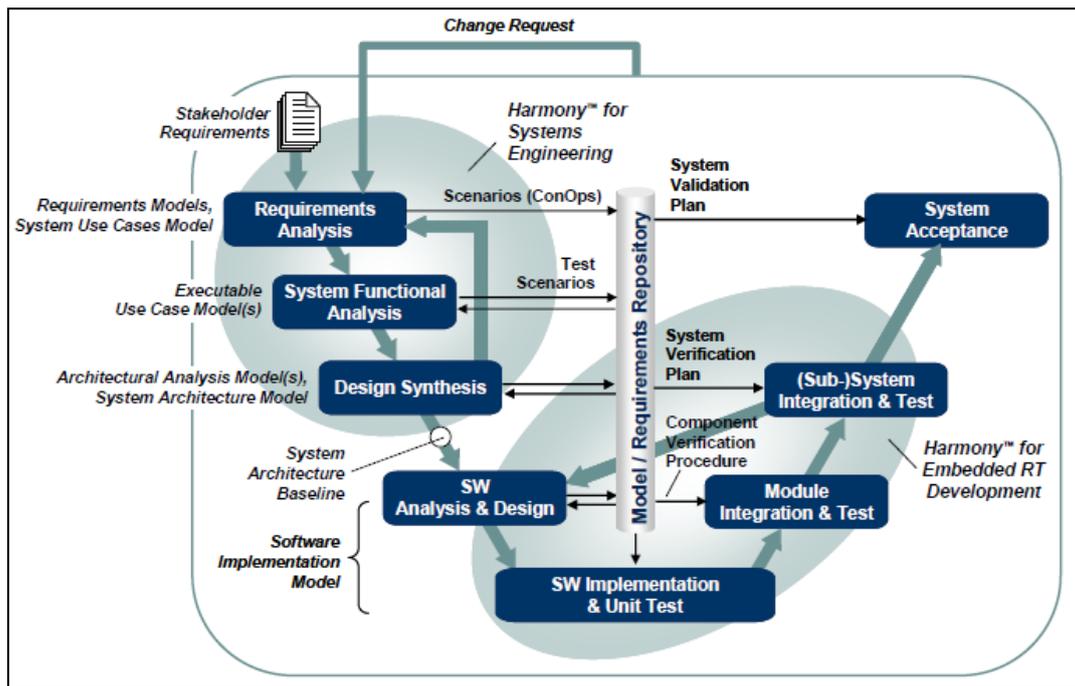


Figura 12 Metodologia Harmony [Ref.10]

I processi facenti parte dell'area Harmony for Systems Engineering sono quelli applicati nell'ambito di questa tesi e sono:

1. Analisi dei requisiti (Requirements Analysis)
2. Analisi funzionale del sistema (System Functional Analysis)
3. Definizione delle architetture (Design Syntesis)

Lo scopo di questi processi è quello di identificare e derivare le funzionalità del sistema, di identificare gli stati del sistema e le funzionalità e di assegnare le funzionalità del sistema e la sua architettura.

In Figura 13 vengono mostrati i sotto processi, gli input e gli output di questi processi.

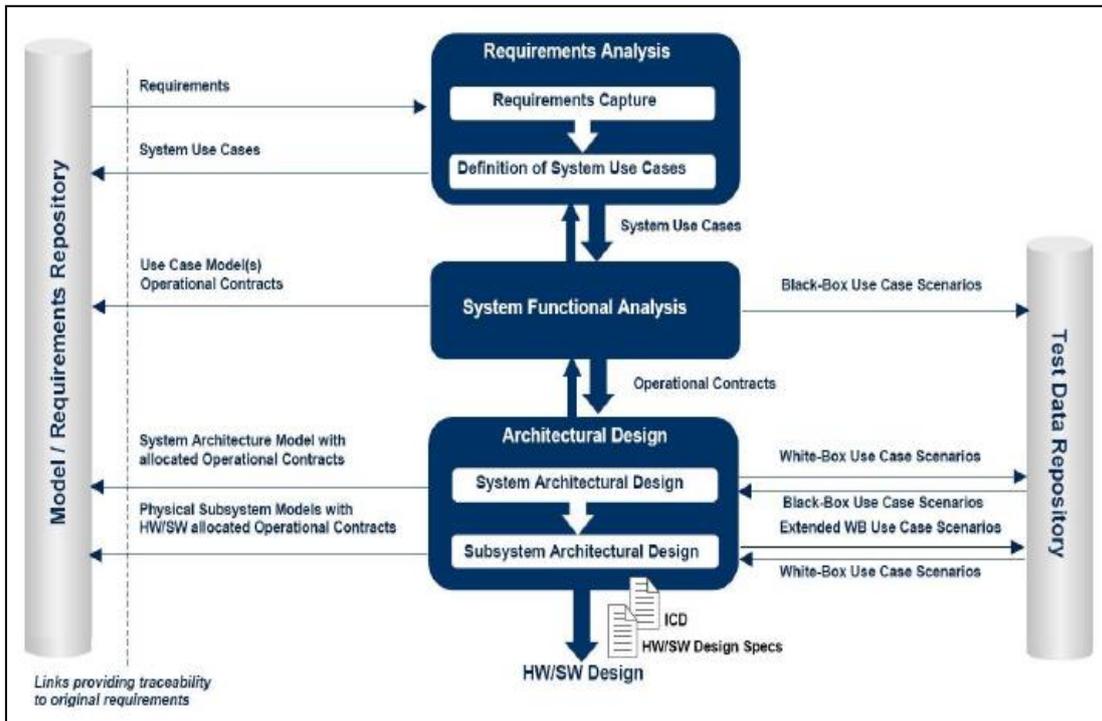


Figura 13 Harmony for Systems Engineering [Ref.10]

È stato inoltre utilizzato lo strumento IBM Design Manager per la gestione/condivisione del progetto Rhapsody e per le attività relative all'analisi di impatto. I tool utilizzati fanno parte della piattaforma Jazz di IBM nata per aiutare i membri dei team di progettazione e i soggetti interessati a condividere, tracciare, revisionare e gestire i progetti. [Ref.11]

Infine, per quanto riguarda l'analisi prestazionale, è stato utilizzato lo strumento commerciale Simcenter Amesim di Siemens, un software di simulazione commerciale per la modellazione e l'analisi di sistemi multi-dominio (idraulico, pneumatico, meccanico, elettrico, termico, elettromeccanico).

4. MBSE per lo sviluppo del Sistema ECS di un UAV

In questo capitolo sono applicati al sistema ECS di un velivolo UAV i processi, i metodi e gli strumenti del Systems Engineering. Ciò avviene tramite l'applicazione del Model Based Systems Engineering utilizzando il metodo Harmony e il tool IBM Rhapsody for Systems Engineers

Partendo dalle esigenze del cliente che commissiona il velivolo, l'ingegnere sistemista deve:

- derivare i requisiti di primo livello relativi al sistema ECS
- analizzare i requisiti
- svolgere l'analisi funzionale del sistema
- definire l'architettura del sistema.

Tutte queste fasi verranno descritte mostrando i risultati dell'applicazione dei tools al sistema ECS

.

4.1 Derivazione dei requisiti di primo livello

L'applicazione del MBSE richiede la conoscenza dei requisiti che devono essere derivati dalle esigenze del cliente e che possono appartenere a due categorie:

- Requisiti funzionali: descrivono ciò che il sistema deve fare
- Requisiti prestazionali: descrivono le prestazioni che il sistema deve avere

Nella derivazione dei requisiti bisogna porre particolare attenzione poiché essi devono:

- essere sempre verificabili
- essere concisi ed univoci
- non essere contraddittori.

Una volta ottenuti i requisiti di primo livello (L1) questi costituiscono gli input dell'analisi funzionale di livello L1 mentre, come verrà mostrato nel caso dell'analisi funzionale di livello L2, i requisiti di secondo livello rappresentano l'output del processo.

Dal confronto con gli specialisti è stato possibile definire i requisiti, mostrati in Figura 14, che sono stati inseriti in Doors Next Generation. Mentre in passato i requisiti venivano inseriti in un file locale generato mediante i software Microsoft Word o IBM Doors e poi importati in Rhapsody mediante un processo manuale, l'uso di Doors Next Generation permette di salvare i requisiti in un database accessibile da web browser in maniera tale che questi siano accessibili da chiunque sia abilitato e possano essere automaticamente visualizzati nel tool Rhapsody.

Contents	Original Identifier
·1 General Requirements	
The ECS shall autonomously assure air conditioning to the avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, from start up to shut down	SR001
The ECS shall monitor the avionic bay temperatures.	SR003
The ECS shall provide air filtered to avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, in order to protect the equipment from fine dust or water	SR0010
The ECS shall shut down when electrical system stops providing electrical power	SR008
The ECS shall protect avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, within the following avionic bays temperature range: from -46°C to 71°C	SR009
·2 Filtering	
The ECS shall assure air filtered to avionics equipment, allocated in the avionic bay, by monitoring the pressure difference between the inlet and outlet air flow in order to protect the equipment from fine dust or water	SR002
The ECS shall measure information about pressure difference and compare it with a threshold value	SR002.1
When the measured pressure difference is higher than TBD the ECS shall send the value of pressure difference (filter clogged) to Central Maintenance system	SR002.2
·3 Over Temperature handling	
The ECS shall provide an alert to Utility Management System when avionic bay temperature is out of range TBD	SR004
In case avionic bay an over temperature or under temperature is detected, in link loss conditions, the ECS shall autonomously increase or decrease air inlet area	SR004.1
The ECS shall increase or decrease air inlet area when commanded by Utility Management System	SR004.2
·4 Health Status	
The ECS shall monitor its health status, from start up to shut down	SR005
The ECS shall send information about its health status to the Utility management system and Central Maintenance System	SR005.1
·5 Startup Requirements	
The ECS shall start when powered on by electrical system	SR006
At start up the ECS shall provide IBIT to Central Maintenance System	SR006.1
·6 MBIT Requirements	
The ECS shall perform MBIT when requested by Central Maintenance System	SR007
The ECS shall send MBIT result to Central Maintenance System	SR007.1
·7 Shut Down	
The ECS shall shut down when electrical system stops providing electrical power	SR008

Figura 14 Requisiti L1 con numero identificativo in Doors Next Generation

4.2 Analisi dei requisiti

Una volta definiti i requisiti di sistema, è necessario analizzarli per identificare la categoria cui appartengono. Sono state individuate due categorie, come mostra la Figura 15. I requisiti di tipo funzionale individuano un'attività che il sistema deve garantire, mentre quelli di tipo prestazionale indicano le performances che il sistema deve essere in grado di assicurare. I modelli funzionali e prestazionali permettono di sviluppare il sistema in maniera tale che i requisiti appartenenti alle categorie omonime siano soddisfatti.

Contents	Category
-1 General Requirements	
The ECS shall autonomously assure air conditioning to the avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, from start up to shut down	Functional
The ECS shall monitor the avionic bay temperatures.	Functional
The ECS shall provide air filtered to avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, in order to protect the equipment from fine dust or water	Performance
The ECS shall shut down when electrical system stops providing electrical power	Functional
The ECS shall protect avionics/electronics equipment, allocated in the avionic bay, within the following avionic bays temperature range: from -46°C to 71°C	Performance
-2 Filtering	
The ECS shall assure air filtered to avionics equipment, allocated in the avionic bay, by monitoring the pressure difference between the inlet and outlet air flow in order to protect the equipment from fine dust or water	Functional
The ECS shall measure information about pressure difference and compare it with a threshold value	Functional
When the measured pressure difference is higher than TBD the ECS shall send the value of pressure difference (filter clogged) to Central Maintenance system	Functional
-3 Over Temperature handling	
The ECS shall provide an alert to Utility Management System when avionic bay temperature is out of range TBD	Functional
In case avionic bay an over temperature or under temperature is detected, in link loss conditions, the ECS shall autonomously increase or decrease air inlet area	Functional
The ECS shall increase or decrease air inlet area when commanded by Utility Management System	Functional
-4 Health Status	
The ECS shall monitor its health status, from start up to shut down	Functional
The ECS shall send information about its health status to the Utility management system and Central Maintenance System	Functional
-5 Startup Requirements	
The ECS shall start when powered on by electrical system	Functional
At start up the ECS shall provide IBIT to Central Maintenance System	Functional
-6 MBIT Requirements	
The ECS shall perform MBIT when requested by Central Maintenance System	Functional
The ECS shall send MBIT result to Central Maintenance System	Functional
-7 Shut Down	
The ECS shall shut down when electrical system stops providing electrical power	Functional

Figura 15 Requisiti L1 con categoria di appartenenza in Doors Next Generation

Il passo successivo, secondo la metodologia Harmony adottata in Leonardo - Divisione Velivoli, è quello di definire dei casi d'uso (Use Cases) cui devono essere legati, mediante una relazione di tracciabilità ("trace"), i requisiti funzionali.

Nella definizione dei casi d'uso è importante identificare bene quali sono gli attori esterni al sistema coinvolti durante l'esplicazione delle funzioni, quali sono le precondizioni che rendono possibile che la funzione sia svolta, una descrizione di ciò che avviene durante il caso d'uso e qual è la post condizione una volta che la funzione è stata compiuta.

Per il caso in esame sono stati ottenuti gli Use Cases, con le relative informazioni, mostrati nella tabella in Figura 16.

Use Case	Requirement covered	Actors involved	Pre - condition	Description	Post - condition
Monitor its health status	SR005 SR005.1	Utility management system, Central Maintenance System	IBIT positivo	Il Sistema fa un'autodiagnosi del proprio stato di salute. I dati sono mandati, acquisiti e validati dall' Utility management System e dal Central Maintenance System	I dati sono inviati agli utenti
Provide air conditioning	SR001 SR003 SR004 SR004.1 SR004.2	Avionic bay, Utility Management system	IBIT positivo	Il Sistema deve garantire automaticamente, all'accensione degli apparati avionici, il loro condizionamento, dalla sua accensione al suo spegnimento Deve inoltre monitorare le temperature operative della baia avionica e comparare questi dati con i valori limite, massimo e minimo. Inoltre, in caso di superamento delle temperature limite, il sistema deve permettere lo sfruttamento di una sorgente esterna di ventilazione agendo sull'area di apertura degli scoops/air intakes attivati dallo Utility Management System, altrimenti, in caso di perdita della connessione, dovrà autonomamente agire sull'area di apertura degli scoops/air intakes.	La baia avionica mantiene la temperatura richiesta in qualunque condizione operativa.
Monitor status of air filter	SR002 SR002.1 SR002.2	Central Maintenance system, Environment	IBIT positivo e presenza di contaminanti nel filtro	Il Sistema rileva la differenza di pressione dell'aria, in ingresso e in uscita dal filtro, dovuta all'intasamento e la compara con un valore di soglia. Superato il valore limite l'informazione viene inviata al Central Maintenance system che la immagazzina.	Dati inviati e acquisiti dal Central Maintenance System
Start up	SR006 SR006.1	Electrical system, Central Maintenance system	Il sistema elettrico è acceso.	Il sistema si accende ed esegue l'IBIT. I dati dell'IBIT sono inviati al Central Maintenance system che li valida.	I dati sono inviati e acquisiti dal Central Maintenance system.
Provide Maintenance	SR007 SR007.1	Central Maintenance system	Sistema elettrico acceso	Il sistema esegue, in seguito alla richiesta, il test MBIT, in fase di manutenzione tipicamente. I risultati dell'MBIT vengono poi mandati al Central Maintenance System.	I dati sono inviati e acquisiti dal Central Maintenance system.

Shut Down	SR008	Electrical System	Sistema elettrico acceso	Il sistema si spegne quando è richiesto lo spegnimento del sistema elettrico	Il sistema è spento.
------------------	-------	-------------------	--------------------------	--	----------------------

Figura 16 Use Cases e relative informazioni

Assegnando manualmente, tramite Rhapsody, le dipendenze di tipo Trace dei requisiti di sistema dagli Use Cases è possibile generare una matrice di tracciabilità, come mostrato in Figura 17. Come si può vedere, uno Use Case può essere connesso a più requisiti, ma un requisito non può essere collegato a più di uno Use Case.

	Monitor_hs_health_status	Provide_Air_Conditioning	Monitor_status_of_air_filter	Provide_maintenance	Start_up	Shut_down
SR001 - Air Conditioning Starting		SR001 - Air Conditioning Starting_0				
SR002 - Air Filtering Measurement			SR002 - Air Filtering Measurement_0			
SR002.1 - Pressure Value Comparison			SR002.1 - Pressure Value Comparison_0			
SR002.2 - Filter clogged Verification			SR002.2 - Filter clogged Verification_0			
SR003 - Bay Monitoring		SR003 - Bay Monitoring_0				
SR004 - Over temperature Or Under Temperature Alert		SR004 - Over temperature Or Under Temperature				
SR004.1 - Link Loss Condition		SR004.1 - Link Loss Condition_0				
SR004.2 - Over temperature Or Under Temperature Condition		SR004.2 - Over temperature Or Under Temperature Condition_0				
SR005 - ECS Health Status Monitoring	SR005 - ECS Health Status Monitoring_0					
SR005.1 - ECS Health Status Information	SR005.1 - ECS Health Status Information_0					
SR006 - ECS Start Up Condition					SR006 - ECS Start Up	
SR006.1 - IBIT Providing					SR006.1 - IBIT	
SR007 - MBIT Performing				SR007 - MBIT Performing_0		
SR007.1 - MBIT Result				SR007.1 - MBIT Result_0		
SR008 - Shut down						SR008 - Shut

Figura 17 Legami di tracce tra requisiti e Use Cases

Noti gli Use Cases, è necessario associare manualmente Use Cases ed attori esterni mediante relazioni di tipo “Association”, ottenendo un diagramma, detto “Use Case Diagram” delimitato da un rettangolo che rappresenta il sistema in fase di sviluppo, come mostrato in Figura 18. Il diagramma consente di comunicare le funzionalità del sistema ed il comportamento del sistema tra l’utente ed il cliente finale, di identificare le interfacce tra il sistema e gli utenti e di comprendere chi impiega il sistema e cosa è possibile fare con esso.

Terminata questa fase è possibile svolgere l’analisi funzionale del sistema.

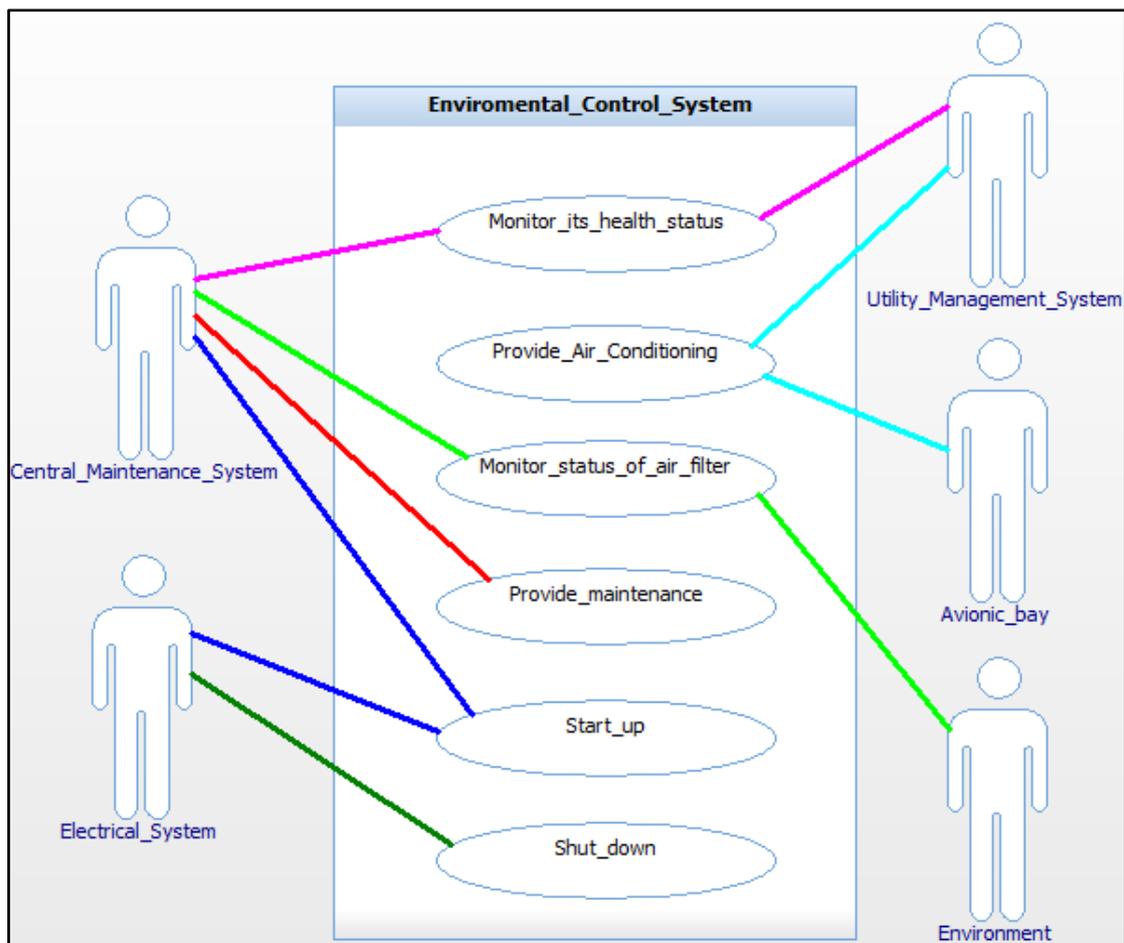


Figura 18 Use Case Diagram

4.3 Analisi funzionale di primo livello

Dagli Use Cases definiti nella fase precedente, si svolge un'analisi di tipo "Use Case Based" che permette di ottenere una descrizione coerente delle funzioni di sistema (System Functions).

Per definire lo "Use Case Behavior" ogni Use Case è analizzato nel dettaglio generando diagrammi, tipici del SysML, di tre tipologie differenti: Activity Diagrams, Sequence Diagrams; Statechart Diagrams.

In questa fase si svolge un'analisi di tipo "Black Box" poiché non è stata definita alcuna architettura, al contrario di ciò verrà fatto nella prossima fase.

L'analisi qui descritta è stata eseguita per ogni Use Case, ma per chiarezza espositiva sarà trattato solo lo Use Case "Provide_Air_Conditioning" nel corso dell'elaborato; per gli altri Use Cases si rimanda all'appendice A.

Dalla descrizione dettagliata dello Use Case fatta prima e sfruttando i Diagram Tools offerti dal tool Rhapsody è possibile realizzare l'Activity Diagram per descrivere, attraverso un flusso di azioni, le attività compiute durante lo Use Case. Per chiarezza si riporta in Figura 19 l'elenco dei Diagram Tools disponibili.

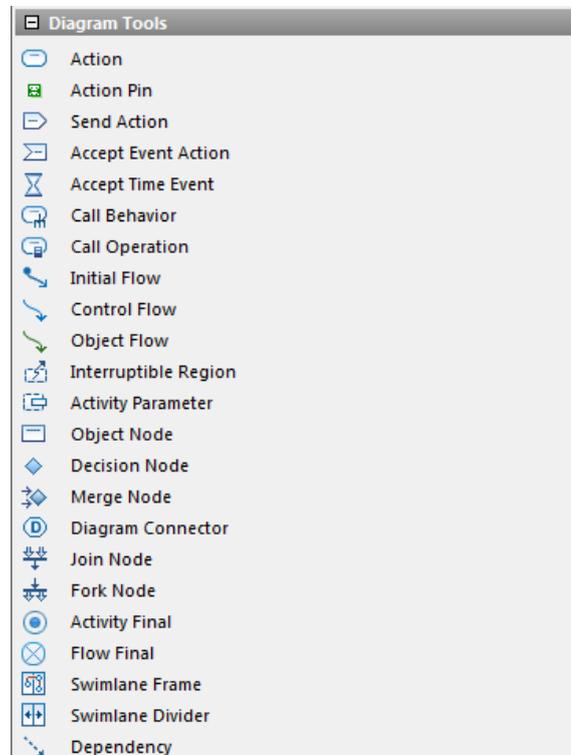


Figura 19 Diagram Tools per la realizzazione degli Activity Diagrams

Il risultato ottenuto per lo Use Case analizzato è mostrato in Figura 20.

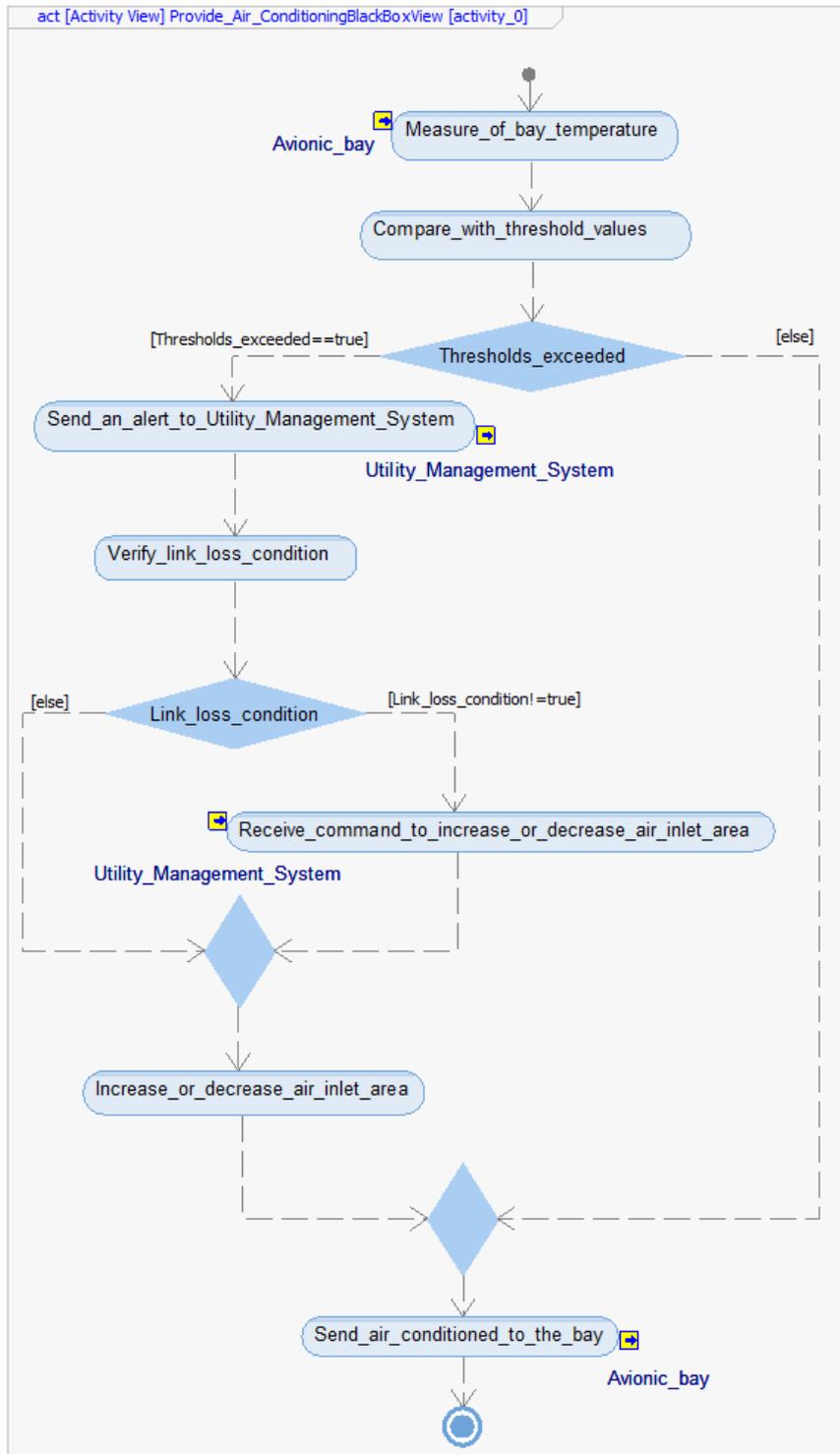


Figura 20 Use Case "Provide Air Conditioning" Activity Diagram Black Box View

Come si può vedere, partendo da un "Initial flow", la sequenza di azioni realizzate dal sistema per lo Use Case in analisi è rappresentata utilizzando delle "Action" legate tra loro tramite dei "Control flow". Gli elementi a forma di rombo costituiscono dei "Decision Node" e il flusso in uscita dal nodo decisionale dipende dal soddisfacimento della condizione detta "Guard" e definita tramite una variabile booleana. Dopo i nodi

decisionali sono necessari dei “Merge Node” che garantiscono il passaggio del flusso anche al variare, a seconda dei casi, dell’output del nodo decisionale. Le frecce all’interno dei quadrati, accompagnate dal nome dell’attore interessato, prendono il nome di “Actor Pin” e individuano la direzione in ingresso o in uscita dell’azione scambiata con l’attore esterno. Il flusso di azioni termina in un “Activity Final”.

Partendo dalla misurazione della temperatura in baia, il sistema compie una comparazione con i valori di soglia per verificare che questi non siano superati. Nel caso in cui la temperatura all’interno della baia sia accettabile il sistema non deve svolgere ulteriori azioni, mentre se la temperatura in baia è troppo bassa o troppo alta, il sistema deve inviare un messaggio di allerta allo Utility Management System e poi verificare quale è lo stato della connessione con la Ground Station. Se la condizione di perdita della connessione è verificata il sistema deve essere in grado di autogestirsi, ricevendo il comando di variazione dell’area degli scoops (apertura delle prese d’aria) dallo Utility Management System. Se invece non vi sono problemi di connessione si è in grado di gestire l’area degli scoops direttamente dalla Ground Station. In entrambi i casi si ottiene lo stesso risultato e l’aria, alle giuste condizioni, giunge in baia avionica assicurando il funzionamento degli equipaggiamenti che vi fanno parte.

Realizzato l’Activity Diagram è possibile generare il Sequence Diagram che permette di individuare i messaggi e gli eventi scambiati tra il sistema, che svolge lo Use Case, e gli attori esterni coinvolti durante il compimento delle azioni evidenziate nell’Activity Diagram.

Il tool Rhapsody ha un meccanismo di generazione automatica per questo tipo di diagramma che genera un Sequence Diagram per ogni percorso individuabile nell’Activity Diagram, con la possibilità quindi che ne venga generato un numero troppo elevato. Per incrementare l’efficienza è possibile condensare tutte le informazioni in un unico Sequence Diagram, con una azione manuale tramite l’impiego dei Diagram Tools mostrati in Figura 21.

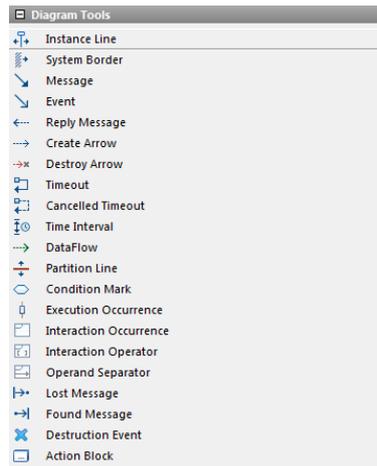


Figura 21 Diagram Tools per la realizzazione dei Sequence Diagrams

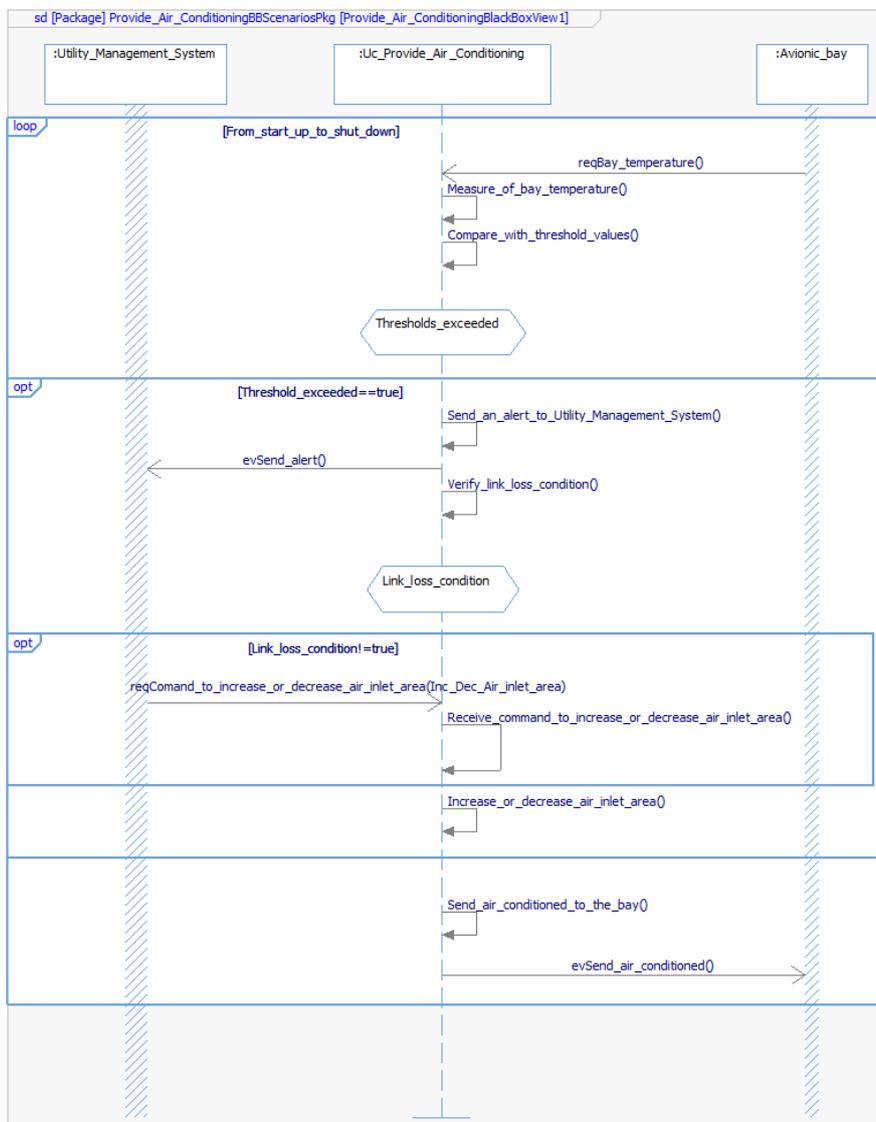


Figura 22 Use Case “Provide Air Conditioning” Sequence Diagram Black Box View

Come mostrato nel Sequence Diagram, relativo allo Use Case in esame, in Figura 22 il sistema e i due attori esterni coinvolti costituiscono delle “Instance Line” dalle quali si ha la partenza o l’arrivo di eventi e azioni. L’utilizzo di “Interaction Operator” permette di individuare, tramite l’utilizzo di Interaction Operator di tipo “loop” le azioni che il sistema esegue in loop dall’accensione allo spegnimento, e tramite quelli di tipo “opt” le azioni che vengono realizzate solo se viene soddisfatta una condizione dichiarata all’interno dei “Condition Mark”.

Terminata la realizzazione dei Sequence Diagrams è possibile popolare, per ogni Use Case, l’Internal Block Diagram (IBD). In questo diagramma vengono mostrate le operazioni eseguite per ogni caso d’uso e le porte e interfacce necessarie per comunicare con gli attori esterni. Per popolare ogni IBD è necessario utilizzare l’SE-Toolkit “Allocate Operations From Swimlane”, dopo aver realizzato l’Activity Diagram dello Use Case, e l’SE-Toolkit “Create Ports and Interfaces” dopo aver realizzato il Sequence Diagram dello Use Case, ottenendo il diagramma in Figura 23.

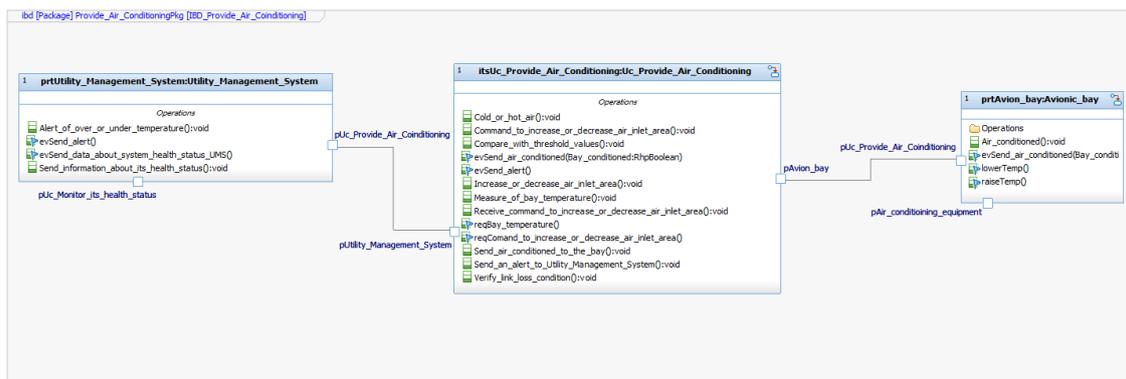


Figura 23 Use Case “Provide Air Conditioning” Internal Block Diagram

Successivamente, per completare l’analisi funzionale in Black Box, si possono realizzare gli Statechart Diagrams

Questo tipo di diagramma aggrega i flussi funzionali degli Activity Diagram con i Sequence Diagram ponendo queste informazioni nel contesto degli stati del sistema e aggiungendo il comportamento dovuto a diversi fattori esterni. Permette di definire gli stati del sistema, descrivendo la loro transizione in seguito a un evento generato da un attore esterno o dal sistema stesso. Per generare questo tipo di diagramma sono stati sfruttati i Diagram Tools mostrati in Figura 24.

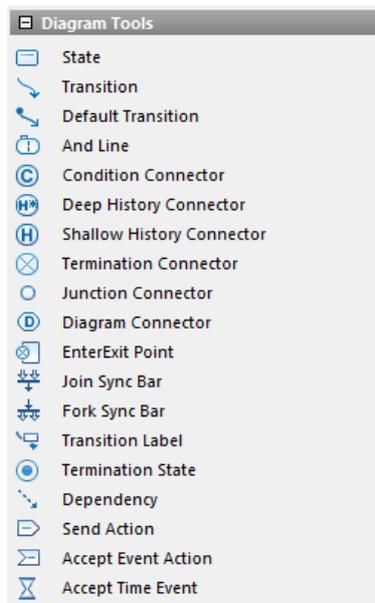


Figura 24 Diagram Tools per la generazione degli Statechart Diagrams

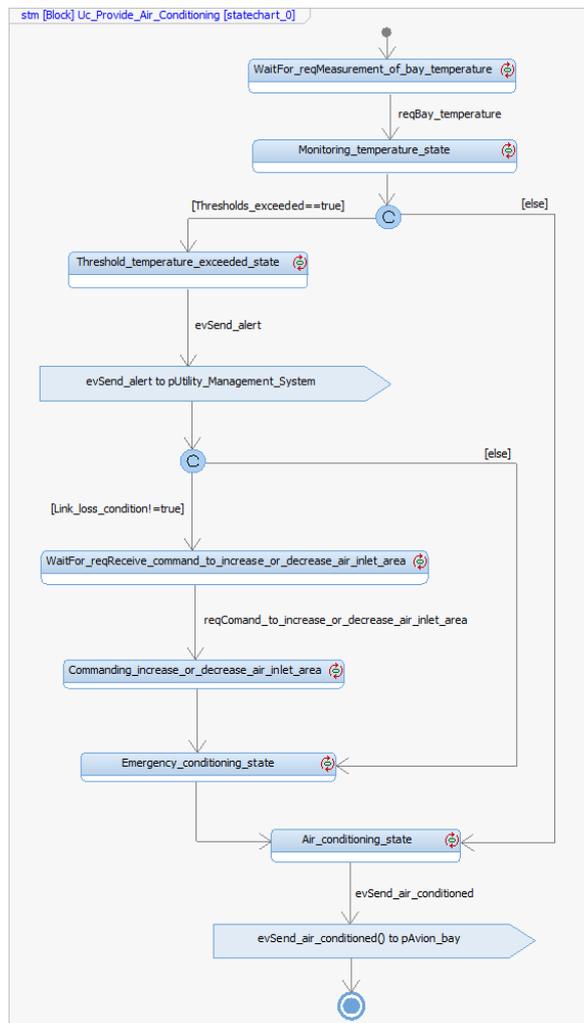


Figura 25 Use Case "Provide Air Conditioning" Statechart Diagram

Come mostrato in Figura 25, a partire da una “Default Transition” si ha il passaggio tra i diversi stati, individuati dai blocchi “State”, mediante delle “Transition”. Nel passaggio tra i diversi stati si incontrano dei “Condition Connector” che permettono un diverso avanzamento a seconda che sia rispettata o meno la variabile booleana e le “Send Action” o “Accept Event Action” che individuano le interazioni, in uscita o in ingresso, tra il sistema e gli attori esterni. Anche in questo caso il flusso termina con un “Termination State”.

Come mostrato in Figura 26, affinché avvengano le transizioni da uno stato all’altro devono verificarsi degli eventi detti Trigger che nel diagramma presentano un prefisso “req” e che sono gli Event individuati nel Sequence Diagram. Quelli che erano stati dichiarati come Message all’interno del Sequence Diagram costituiscono le “Action on Entry” necessarie per la definizione dello stato.

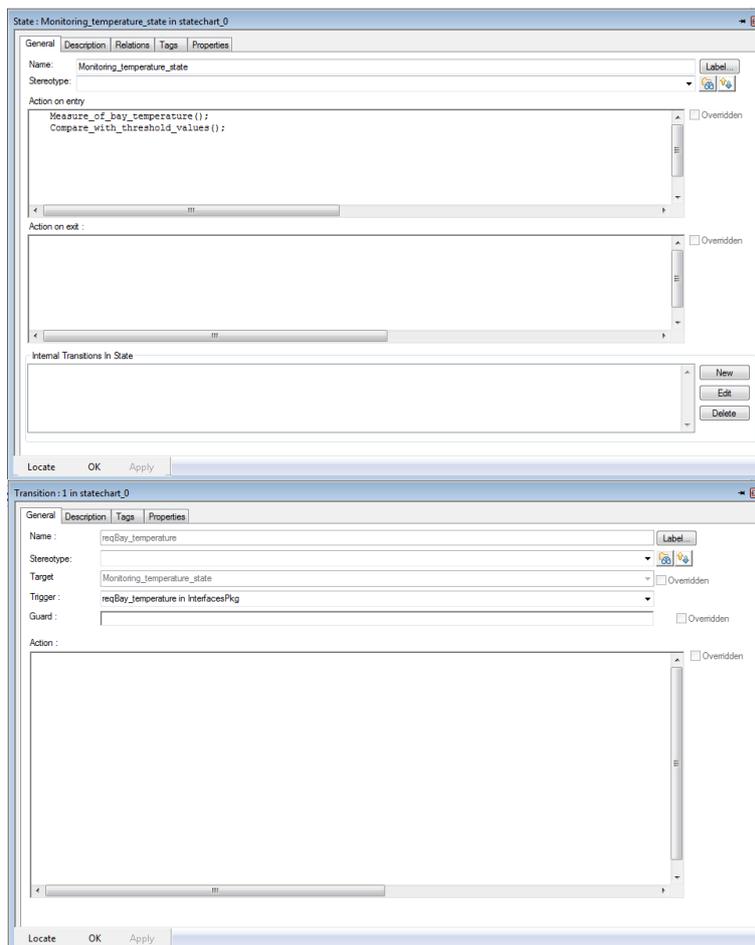


Figura 26 Definizione delle Action on entry e dei Trigger

Una volta completato, il diagramma può essere simulato utilizzando il comando “Full Build” del tool Rhapsody che genera automaticamente il codice necessario alla

simulazione della macchina a stati; tale codice può essere compilato ed eseguito. Durante la simulazione bisogna scegliere quali eventi si vuole che avvengano in modo tale da verificare il comportamento del sistema in tutti gli scenari possibili per poter quindi validare il modello comportamentale del singolo Use Case. Come mostrato nell'esempio di simulazione in Figura 27 lo stato in esecuzione viene colorato di rosa, mentre gli stati già simulati assumono un colore verde.

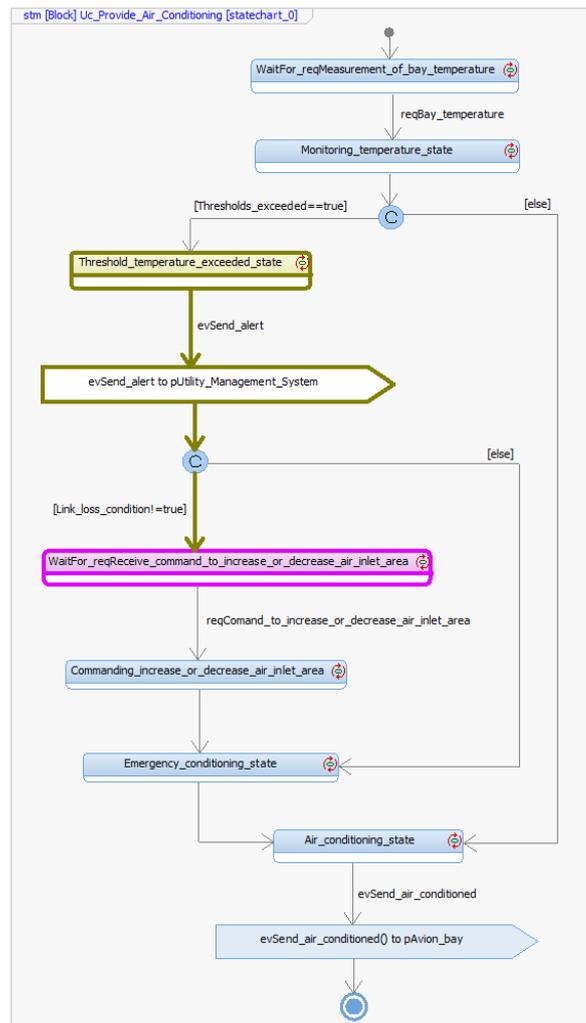


Figura 27 Use Case “Provide Air Conditioning”: Simulazione Statechart Diagram

Poiché la generazione delle State Machine non è sempre immediata, questa attività non viene sempre eseguita. Come misura minima, in genere, la generazione viene eseguita almeno per le funzionalità ritenute critiche. Terminata questa fase si può passare allo studio successivo detto di Design Synthesis.

4.4 Definizione dell'architettura del sistema.

La fase di Design Synthesis ha lo scopo di definire un'architettura fisica per il sistema, che rispetti sia i requisiti funzionali che quelli prestazionali.

È composta da tre sottofasi, come mostra la Figura 28, che sono:

- Architectural Analysis
- Architectural Design
- Next Level of Decomposition or Detailed Architectural Design

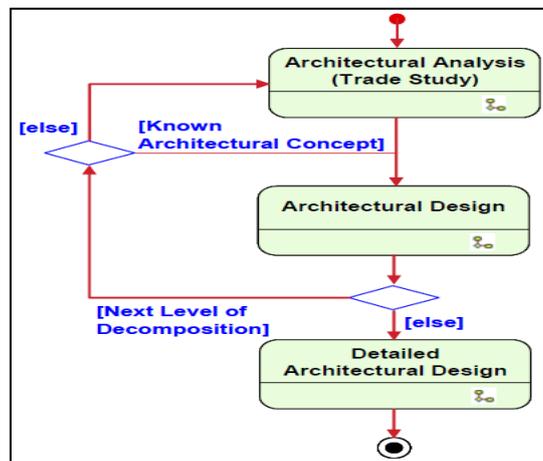


Figura 28 Sottofasi della fase di Design Synthesis [Ref.12]

4.4.1 Architectural Analysis

Come si può vedere il primo passo è l'analisi delle possibili architetture che possano adempiere lo scopo, per trovare quella che si adatta meglio al caso in esame.

Per far ciò si realizza uno studio, detto di "Trade Off", che consiste nell'individuare le possibili soluzioni, definire dei criteri che permettano di valutarle e infine assegnare delle valutazioni che permettono di definire la migliore soluzione.

Per conoscere quelle che sono le soluzioni attualmente adottate per il sistema in esame si è scelto di condurre una ricerca brevettuale utilizzando il tool gratuito Espacenet che ha un grande potenziale e permette, tramite una ricerca per parole

chiave, di trovare un gran numero di risultati riguardanti i brevetti depositati in tutto il mondo.

Dopo varie prove si è visto come la ricerca con le parole chiave “ECS B64G” permette di ottenere risultati maggiormente aderenti a ciò che si sta cercando, ottenendo una lista di brevetti come mostrato in Figura 29.

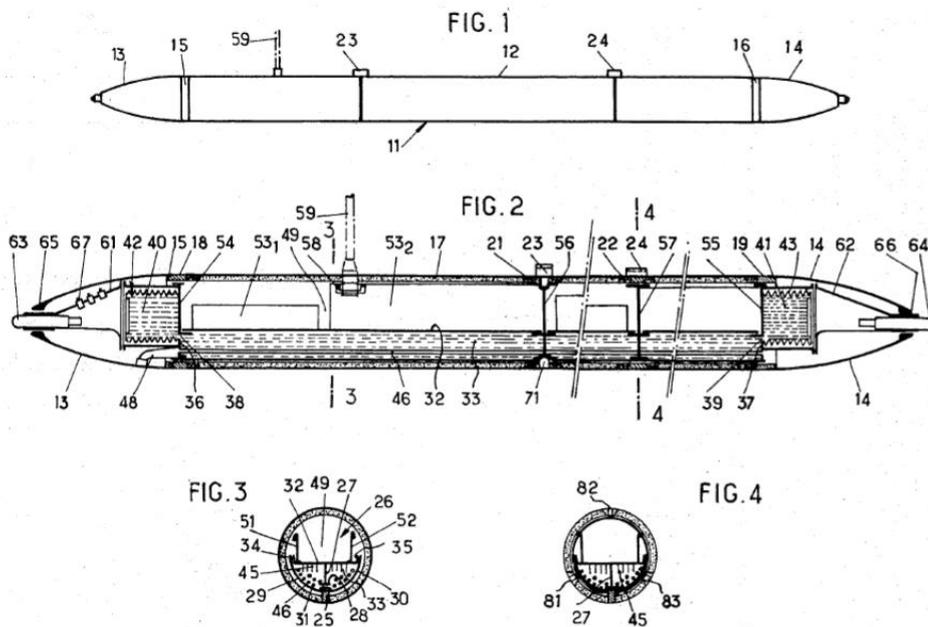
<input type="checkbox"/>	13	AU2008251626B2	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	2012-09-13	B64D 13/00	61
		Title: Cooling system for aerospace vehicle components					
<input type="checkbox"/>	14	AU2008251626A1	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	2008-11-26	B64D 13/00	61
		Title: Cooling system for aerospace vehicle components					
<input type="checkbox"/>	15	EP2152580A1	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	2010-02-17	B64D 13/00	61
		Title: COOLING SYSTEM FOR AEROSPACE VEHICLE COMPONENTS					
<input type="checkbox"/>	16	GB199918840D0	AEA TECHNOLOGY PLC	ACCENTUS PLC	1999-10-13	A61L 9/22	61
		Title: Treatment of cabin air					
<input type="checkbox"/>	17	WO2008140972A1	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	2008-11-20	B64D 13/00	61
		Title: COOLING SYSTEM FOR AEROSPACE VEHICLE COMPONENTS					
<input type="checkbox"/>	18	DE10361657B4	AIRBUS GMBH	AIRBUS OPERATIONS GMBH, 21129 HAMBURG, DE	2008-06-26	B64D 13/00	61
		Title: Kuehlungsluftversorgungssystem fuer die Kuehlung verschiedener Kuehlungsluft benoetigender Systeme in einem Flugzeug					
<input type="checkbox"/>	19	JP04633063B2	AIRBUS OPERATIONS GMBH	AIRBUS SAS	2011-02-16	B64D 13/08	61
		Title: -					
<input type="checkbox"/>	20	RU2406654C2	AIRBUS GMBH	AIRBUS SAS	2010-12-20	B64D 13/00	61
		Title: SYSTEM TO FEED COOLING AIR TO AIRCRAFT DEVICES					
<input type="checkbox"/>	21	US20100132915A1	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	2010-06-03	B60H 1/00	54
		Title: Cooling System for Aerospace Vehicle Components					
<input type="checkbox"/>	22	CA2000703A1	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	1990-04-14	A62B 7/14	52
		Title: APPARATUS FOR WARNING A PILOT OF LIFE-SUPPORT SYSTEM FAILURES					
<input type="checkbox"/>	23	US5022393A	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	1991-06-11	A62B 7/14	52
		Title: Apparatus for warning a pilot of life-support system failures					
<input type="checkbox"/>	24	EP364283A2	BOEING CO	BOEING CO. (THE)	1990-04-18	A62B 7/14	52
		Title: Apparatus for warning a pilot of life-support system failures					

Figura 29 Estratto della lista dei brevetti ottenuta con il software

Ottenuta una lista di 218 risultati è possibile, con lo stesso tool, consultare ogni brevetto per conoscerne il contenuto. I brevetti effettivamente relativi alla tipologia di sistema ricercato sono stati studiati e in seguito sono diventati oggetto dello studio di “Trade Off”.

Si fornisce una breve descrizione di ogni brevetto selezionato:

1. US3824598 Container con liquido ad alta capacità termica per mantenere gli equipaggi elettronici del velivolo sotto una determinata temperatura



PATENTED JUL 16 1974

3,824,598

Figura 30 Disegni brevetto US3824598

L'apparato è costituito da un container cilindrico allungato (11) con sezioni terminali appuntite removibili (13-14) montate sul container. Un serbatoio (33) è collocato lungo il container e contiene un liquido con alta capacità termica. Una trave, avente una sezione a U, ospita gli equipaggi elettronici. Durante il volo il calore generato dagli equipaggiamenti elettronici (53) e dall'attrito della parete esterna del container con l'aria è assorbito dal liquido. Il serbatoio presenta dei tubi (46) che permettono lo scambio termico con una sorgente fredda quando il velivolo è a terra. Ciò permette di portare il valore della temperatura del fluido principale uguale a quella ambiente. Inoltre alle estremità del serbatoio sono presenti delle camere di espansione (40-41) per permettere la dilatazione del liquido durante il volo.

La lunghezza e il diametro dell'apparato sono assimilabili a quelli di un missile, quindi può essere montato, in sostituzione di quest'ultimo, all'estremo di una delle ali

2. US0068704 Sistema di raffreddamento basato su ciclo a vapore

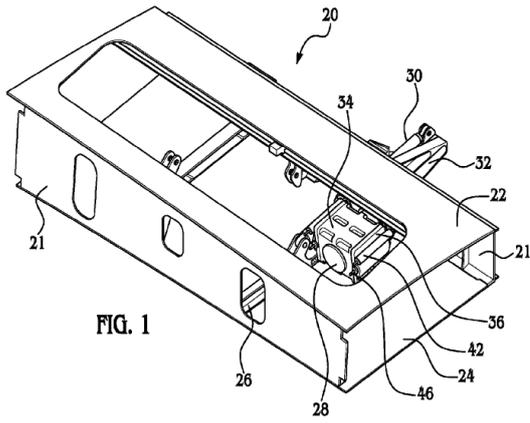


FIG. 1

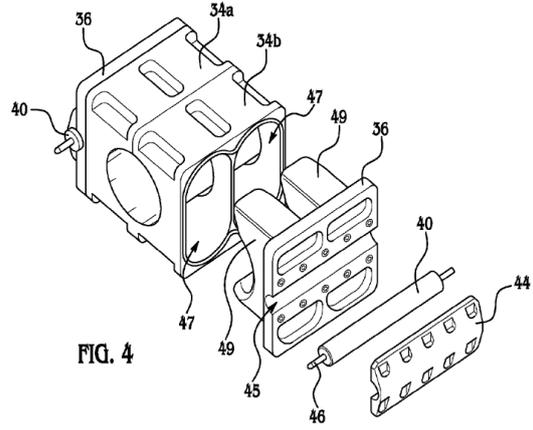


FIG. 4

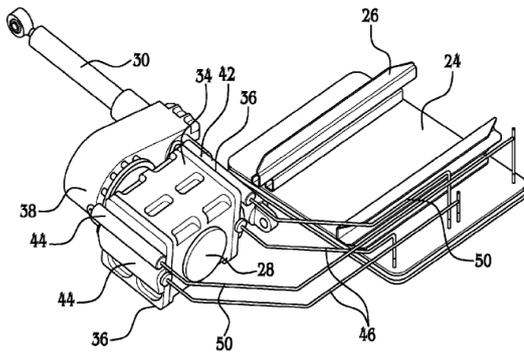


FIG. 2

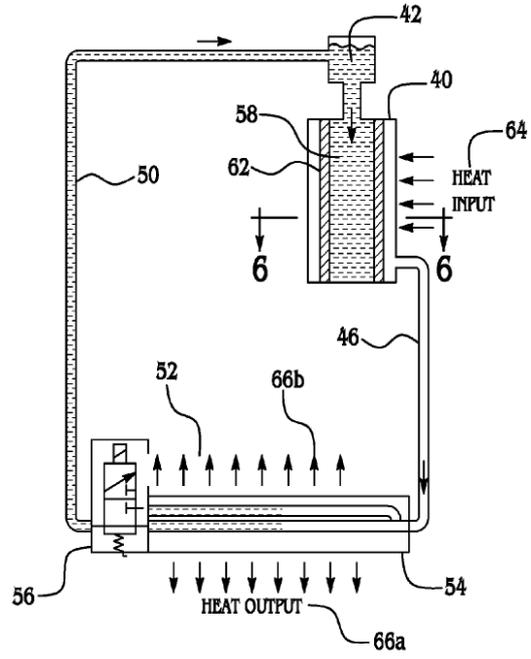


FIG. 5

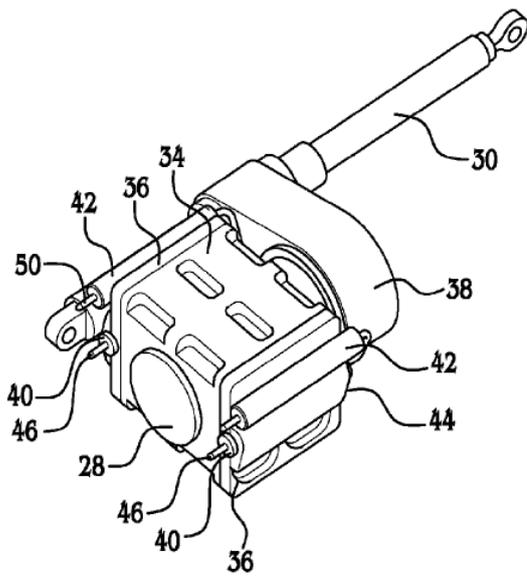


FIG. 3

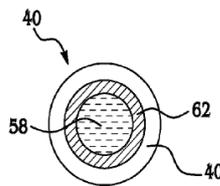


FIG. 6

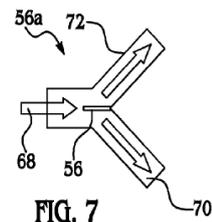


FIG. 7

Figura 31 Disegni brevetto US0068704

Sistema per rimuovere il calore generato dagli equipaggiamenti elettrici/avionici a bordo del velivolo. La scatola alare (20) è costituita da una superficie superiore (22) e da una inferiore (24) e contiene un componente (28), che genera calore, rivestito da un involucro termico (34). L'involucro include due cavità (47) per l'alloggiamento dei dissipatori di calore (49) formati da materiale termicamente conduttivo. I coperchi dell'involucro (36) presentano una tasca esterna (45) per alloggiare il tubo cilindrico dell'evaporatore (40). Una camera di compensazione (42) è assicurata a ognuno dei coperchi (36). Il tubo dell'evaporatore e la camera di compensazione sono connessi dalle linee in cui scorre il fluido (46,50). Il calore (64) passa dall'elemento (28) attraverso gli inserti (49) e i coperchi (36), poi alle pareti del tubo dell'evaporatore, dopo attraverso uno stoppino cilindrico (62) ed è assorbito da un fluido refrigerante (58) che può essere un fluido bifasico, acqua o metanolo. Il fluido refrigerante evapora e giunge a un condensatore (54) che è composto da spire (52) dove il fluido si raffredda e condensa, diventando liquido. Il liquido refrigerante condensato passa attraverso una valvola di controllo direzionale (56) che permette al flusso refrigerante di trasferire calore in una spira superiore o inferiore del condensatore. Il vapore raffreddato esce dalla valvola ed è trasportato dalla linea (50) alla camera di compensazione che funge da riserva. Il vapore passa poi nuovamente nell'evaporatore e assorbe altro calore, completando così il ciclo di raffreddamento.

3. US6938679 Sistema di raffreddamento basato su ciclo a vapore, con ridondanza

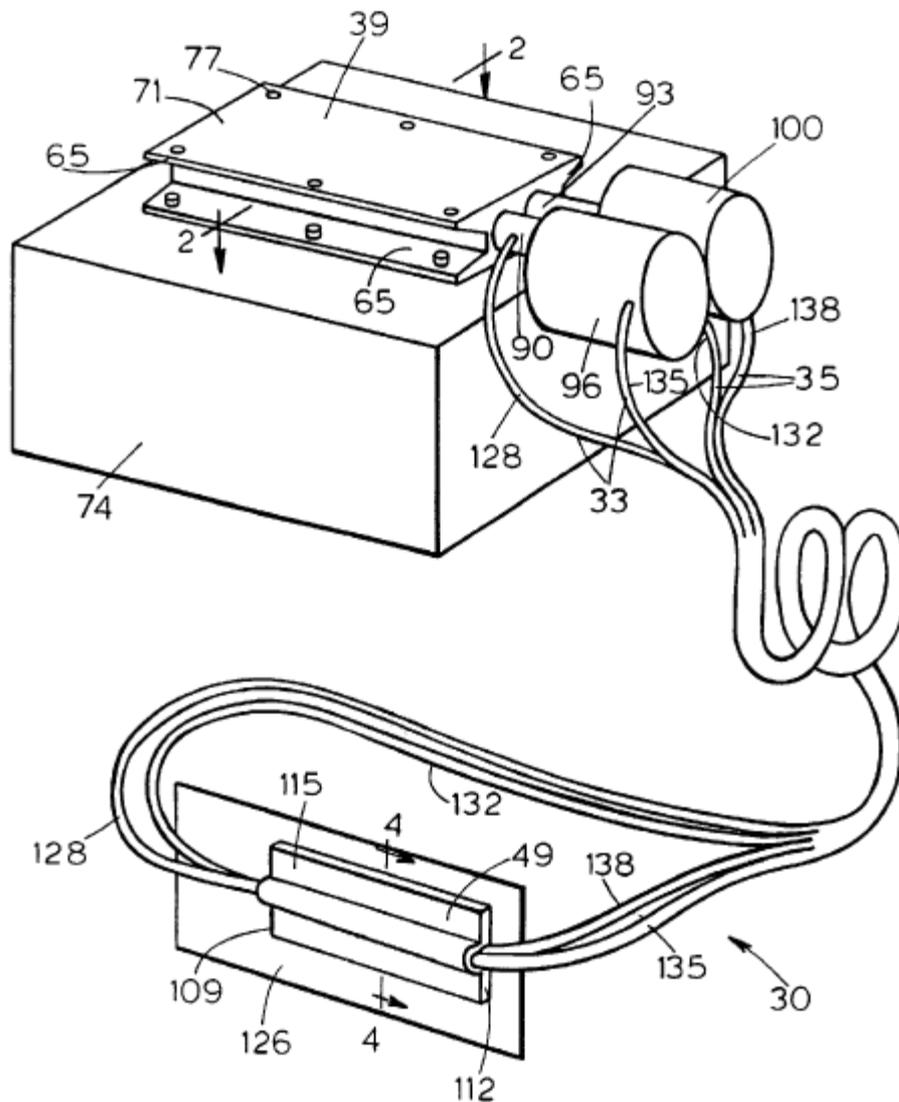


Figura 32 Disegno brevetto US6938679

Trattasi di un apparato per il trasporto del calore costituito da una sede evaporatore (39) avente due fori per alloggiare due evaporatori e una sede condensatore (49) avente due fori per alloggiare due condensatori. L'apparato può funzionare mediante un primo ciclo (33) di cui fanno parte il primo evaporatore e il primo condensatore o, in caso di guasto, mediante un secondo ciclo (35) che ne comprende gli altri due. Un condotto termico di conduttanza può essere collocato in contatto sia con la sede del condensatore che con quella dell'evaporatore.

L'uso di un'unica sede per l'evaporatore e per il condensatore permette di ridurre il peso, l'ingombro e i costi di produzione rispetto ai sistemi di trasporto del calore che sfruttano una sede per ognuno dei due cicli indipendenti.

4. US10029808 Sistema di raffreddamento che sfrutta la struttura del velivolo

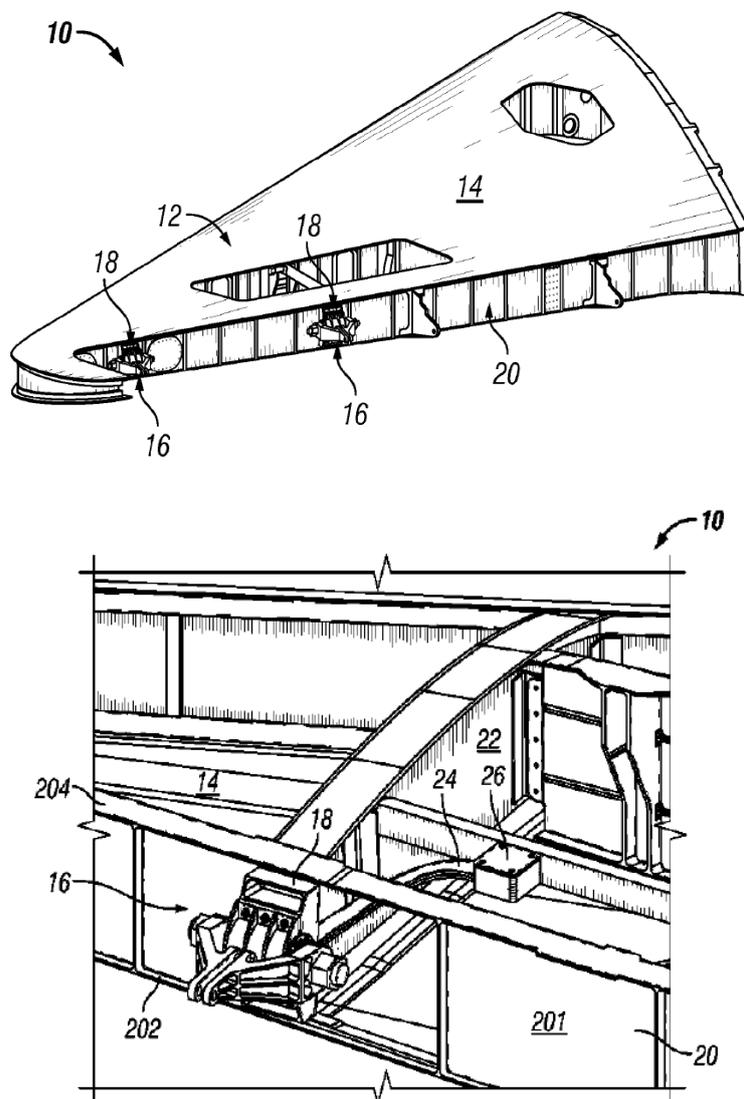


Figura 33 Disegni brevetto US10029808

Il sistema (10) utilizza la struttura del velivolo, in questo caso esaminato l'ala del velivolo (12), per la dissipazione. Il calore prodotto dagli equipaggiamenti (16) viene dissipato attraverso la superficie dell'ala (14) alla quale sono applicate una vernice che conduce il calore, resine con carbonio nano-infuso, schiume di grafite, rame, argento o altre superfici metalliche. Gli equipaggiamenti possono essere montati su dei capi termici (18) che permettono di trasferire il calore ai bus termici (20) costituiti, in questo caso, dalle costole dell'ala (22). Il calore è poi trasferito alla superficie dell'ala e dissipato verso l'ambiente esterno. Può esser presente anche un elemento aggiuntivo per il trasporto del calore (24) che lo conduca a un elemento dissipante (26).

L'elemento 26 disperde il calore attraverso la superficie dell'ala a cui è legato mediante un adesivo termicamente conduttivo.

5. US8602088 Sistema di raffreddamento mediante presa d'aria

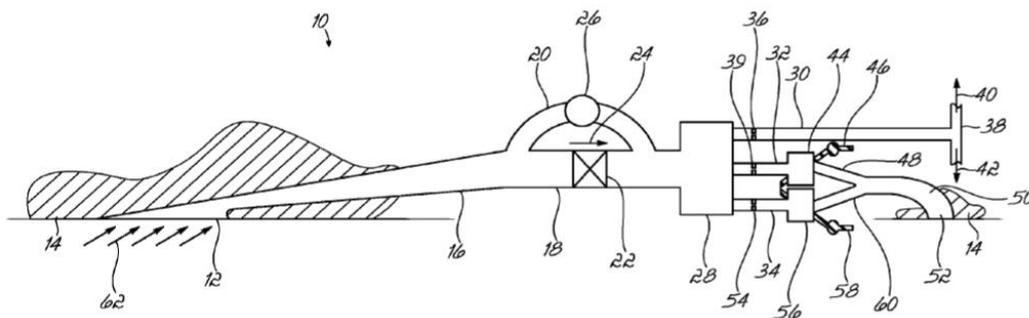


Figura 34 Disegno brevetto US8602088

Il sistema permette di fornire aria esterna ad almeno due dispositivi che necessitano di raffreddamento (38,44,56). Presenta una presa d'aria (12), un canale e un distributore per condurre l'aria dal canale ai dispositivi che devono essere raffreddati. La presa d'aria è dimensionata per fornire una portata di aria sufficiente al raffreddamento. Una volta che l'aria entra dalla presa passa in sequenza attraverso un diffusore (16), una valvola di sicurezza (22), una camera (28) e infine, tramite le linee di alimentazione (30, 32, 34), arriva ai dispositivi. Il passaggio nel diffusore permette di ridurre la velocità dell'aria in ingresso trasformando l'energia cinetica in energia statica e pressione necessaria a raggiungere i dispositivi. Il canale di bypass (20) è utilizzato a terra per fornire aria ai dispositivi grazie all'utilizzo di un turbo compressore (26).

Terminata la fase di studio del lotto dei brevetti propriamente scelti, è possibile realizzare il Trade Off che consiste, tramite parametri di valutazione, nell'assegnare un peso a ogni criterio.

I criteri attuati per l'analisi sono i seguenti:

- ECS Performances

- Weight
- Volume
- Power Required
- Maintenance Need
- Reliability
- Environments
- Development Level

Ogni criterio, in funzione della sua importanza e del suo impatto riguardo al dimensionamento del sistema è qualificato da un proprio coefficiente detto “Fractional Weight”. Questi valori condurranno al calcolo tramite una media pesata dei voti per ogni singolo brevetto.

Assegnando un voto da 1 a 3 relativamente ad ogni criterio, un indice della adeguatezza della tecnologia, relativamente ad un determinato criterio, è riportato. Questi valori sono moltiplicati per i propri “Fractional Weight” ed infine sommati, ottenendo un unico voto finale per la tecnologia dei vari brevetti esaminati.

Il risultato ottenuto è mostrato nella tabella in Figura 35.

		FRACTIONAL WEIGHT	TECNOLOGY (Score from 1 to 3)				
			US3824598	US0068704	US6938679	US10029808	US8602088
CRITERIA	Environmental Control System Performance	0,26	2	2,5	3	0,5	1,5
	Weight ²	0,1	1	2	2	3	2
	Volume ³	0,1	1	2	2	3	2

Power Required ⁴	0,1	3	2	2	3	2
Maintenance Need ⁵	0,1	2	1	1	2	2
Reliability ⁶	0,1	3	2	2	3	2
Time life ⁷	0,1	3	2	2	3	3
Environments ⁸	0,08	2	3	2,5	3	3
Development Level ⁹	0,06	2	2	3	1	3
Total Ranking	1	2,10	2,11	2,16	2,13	2,11

Figura 35 Trade off dei brevetti

Il brevetto US6938679 risulta essere quello che meglio si presta a raggiungere gli scopi prefissati e può quindi essere analizzato, mediante un modello prestazionale, per verificare che rispetti tutti i requisiti.

I brevetti trovati sono delle particolarizzazioni delle principali architetture esistenti per un sistema ECS; nell'ambito della tesi sono stati creati dei modelli prestazionali per testare le principali soluzioni che permettono di mantenere la temperatura della baia avionica all'interno del range di temperature da -46 a +71 °C, come richiesto dal requisito prestazionale.

Nel corso dell'analisi prestazionale ci si è avvalsi sia di modelli analitici implementati in un foglio di calcolo di Microsoft Excel, mostrato in appendice B, basati sulle formule ricavabili dalla letteratura, che di Simcenter Amesim, un software di Systems Engineering che permette la modellazione e simulazione dei sistemi.

L'avionica, insieme degli equipaggiamenti elettrici ed elettronici installati a bordo del velivolo, è all'interno di una porzione della fusoliera dell'aereo, detta baia avionica.

La baia avionica ha una struttura, mostrata in Figura 36, costituita da un retro baia prismatico con un'estensione di 1,23 m ed un fronte baia trapezoidale con un'estensione di 2,15 m.

Le pareti sono costituite da due strati: uno interno da 3 mm di Alluminio ed uno esterno da 2,5 mm di Fibra di Carbonio. In questa prima fase di studio analitico la parete è stata considerata come composta interamente da 5,5 mm di fibra di Carbonio, saranno invece considerati entrambi i materiali nel modello Amesim.

Per avere piena conoscenza delle temperature di parete bisogna eseguire una distinzione tra il caso a terra e il caso in volo .

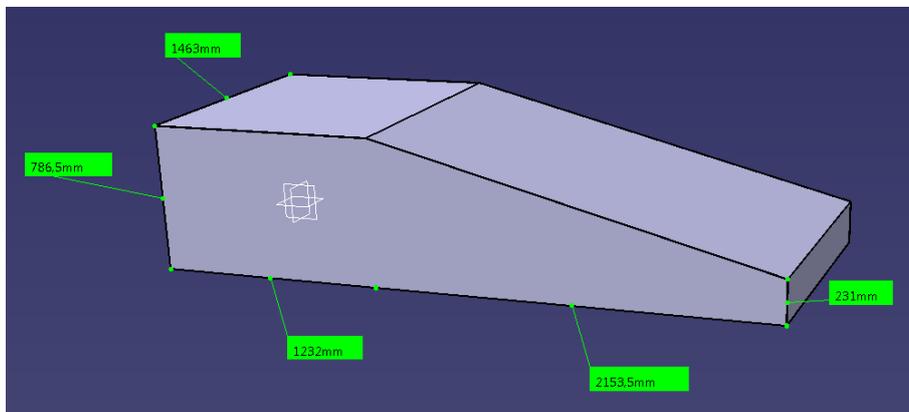


Figura 36 CAD rappresentante la struttura esterna della baia avionica

Il primo passo è determinare gli scenari di test, a terra e in volo, che riproducono i cosiddetti corner points, cioè le condizioni più gravose in cui può trovarsi ad operare il velivolo. Mediante il confronto con lo specialista sono stati determinati 7 scenari d'uso, 5 a terra e 2 in volo, mostrati nella tabella in Figura 37.

Scenario	Condition	Altitude	Ambient temperature	Airspeed	Solar heat load intensity	Avionics bay heat loads
		ft	°C	Mach Number	Watts/m ²	Watts

Case 1	Ground Idle Extreme Hot	0	+50	0,00	1120	4792
Case 2	Ground Idle Intermediate Hot	0	+40	0,00	1120	4792
Case 3	Ground Idle Hot	0	+37	0,00	1120	4792
Case 4	Ground Idle Extreme Cold	0	-48	0,00	0	4792
Case 5	Ground Idle Intermediate Cold	0	-34	0,00	0	4792
Case 6	Flight Extreme Cold	46000	-72	0,55	0	1500
Case 7	Flight Extreme Hot	3000	+40	0,15	1120	6954

Figura 37 Corner points

È necessario stabilire per tutte le condizioni di analisi, sia a terra che in volo, quale è la temperatura raggiunta dalle pareti della baia, detta T_w .

Per il calcolo della temperatura di parete in volo si usa la formula:

$$T_w = T_{rec} = T_0 \left[1 + r \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) M^2 \right]$$

Dove:

T_w Temperatura di parete

T_{rec} Temperatura di recovery

T_0 Temperatura ambiente a quella data quota

$r \left(\frac{\gamma - 1}{2} \right) = 0.18$ con $r=0.9$ (recovery factor) e $\gamma = \frac{c_p}{c_v} = 1.4$ (specific heat ratio)

M Mach di volo

Applicando la formula si ricavano i risultati in Figura 38.

h[ft]	T_0 [°C]	T_{rec} [°C]
46000	-72	-61,2
3000	40	41,3

Figura 38 Temperature di parete nei casi in volo

A terra invece si ha $M=0$, quindi la temperatura di equilibrio raggiunta dalle pareti non può essere calcolata con questa formula.

Quando il velivolo è a terra la skin temperature può essere calcolata mediante un bilancio energetico, che tiene conto dei contributi di convezione, conduzione e irraggiamento, rappresentato dalla seguente equazione:

$$h_0(T_0 - T_w) = -G \frac{A_p}{A} + U(T_w - T_c) + \frac{1}{2} \sigma e_w (T_w^4 - T_u^4) + \frac{1}{2} \sigma e_w (T_w^4 - T_e^4)$$

Dove:

_Contributi energetici:

$$h_0(T_0 - T_w) \text{ Calore trasferito dalla parete (skin) } \left[\frac{\text{Btu}}{\text{hr} \cdot \text{ft}^2} \right]$$

$$G \frac{A_p}{A} \text{ Calore guadagnato per irradiazione solare } \left[\frac{\text{Btu}}{\text{hr} \cdot \text{ft}^2} \right]$$

$$U(T_w - T_c) \text{ Calore perso dalla parete per interazione tra questa e l'interno del velivolo } \left[\frac{\text{Btu}}{\text{hr} \cdot \text{ft}^2} \right]$$

$$\frac{1}{2} \sigma e_w (T_w^4 - T_u^4) \text{ Calore irradiato dalla parte superiore della parete del velivolo con l'atmosfera } \left[\frac{\text{Btu}}{\text{hr} \cdot \text{ft}^2} \right]$$

$$\frac{1}{2} \sigma e_w (T_w^4 - T_e^4) \text{ Calore irradiato dalla parte inferiore della parete del velivolo con la superficie terrestre } \left[\frac{\text{Btu}}{\text{hr} \cdot \text{ft}^2} \right]$$

_Temperature:

T_0 Temperatura statica dell'ambiente esterno [$^{\circ}\text{R}$]

T_w Temperatura a parete [$^{\circ}\text{R}$]

T_c Temperatura media della baia avionica [$^{\circ}\text{R}$]

T_u Temperatura effettiva dell'ambiente esterno [$^{\circ}\text{R}$]

T_e Temperatura media della superficie terrestre [$^{\circ}\text{R}$]

_Costanti:

$\frac{A_p}{A}$ Rapporto tra area proiettata della fusoliera rispetto all'area totale; si considera il

volume come un solido di rivoluzione quindi $\frac{A_p}{A} = \frac{1}{\pi}$

G intensità del carico solare, cresce con la quota come mostrato in Figura 39.

Si considera $G = 1120 \frac{W}{m^2}$, pari a $G = 355,41 \frac{Btu}{hr \cdot ft^2}$, per i casi a temperatura ambiente superiore a $0^\circ C$, mentre si considera nullo per i casi a temperatura inferiore di $0^\circ C$.

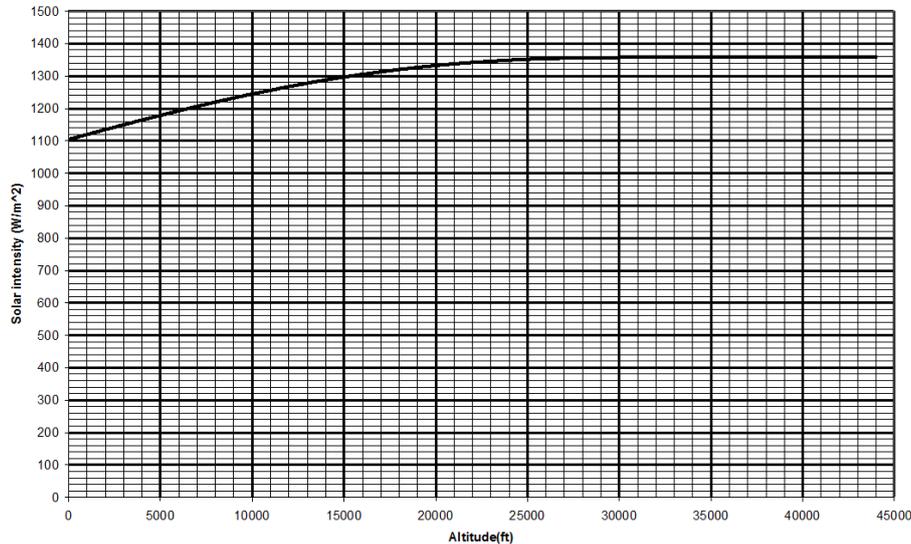


Figura 39 Variazione del carico solare con la quota

e_w Fattore di emissività

$$\sigma = 5.67 * 10^{-8} \frac{W}{m^2 * K^4} = 0,171 * 10^{-8} \frac{Btu}{hr * ft^2 * ^\circ R^4} \text{ Costante di Stefan-Boltzman}$$

$$U \text{ Trasmittanza } \left[\frac{Btu}{hr * ft^2 * ^\circ R} \right]$$

h_0 Conduttanza della superficie esterna, calcolata come $h_0 = 2 + 0.3147 * V_0$, con V_0

$$\text{velocità dell'aria } \left[\frac{Btu}{hr * ft^2 * ^\circ F} \right]$$

_Conversioni utilizzate:

$$1 \frac{Btu}{hr * ft^2} = \frac{3600 * 0.093}{1055.06} \frac{W}{m^2}$$

$$1 ^\circ R = 1 K * 1.8$$

$$1 ^\circ F = 255.928 K$$

$$1 ft = 0.3048 m$$

$$1 hr = 3600 s$$

Tramite le opportune sostituzioni e l'elaborazione dell'equazione di bilancio si ottiene:

$$T_w = B - CT_w^4$$

Dove:

$$B = \frac{T_0 h_0 + \left(\frac{G}{\pi}\right) + U T_c + 82.96 e_w}{U + h_0}$$

$$C = \frac{0.173 * 10^{-8} e_w}{U + h_0}$$

con:

$$U = \frac{1}{\frac{1}{\alpha_{aria}} + \frac{s_{fibradicarbonio}}{\lambda_{fibradicarbonio}}} \text{Trasmittanza}$$

$s_{fibradicarbonio} = 5,5$ mm Spessore di parete, avendo considerato, nel calcolo analitico, la parete costituita interamente da fibra di carbonio

$$\lambda_{fibradicarbonio} = 40 \frac{W}{K * m} \text{Conducibilità termica del materiale}$$

$$\alpha_{aria} = 5 \frac{W}{K * m^2} \text{Coefficiente convettivo}$$

$$e_{w, fibradicarbonio} = 0,9 \text{Fattore di emissività del materiale}$$

Calcolati i valori di B e C è possibile risalire al valore di T_w tramite il grafico in Figura 40.

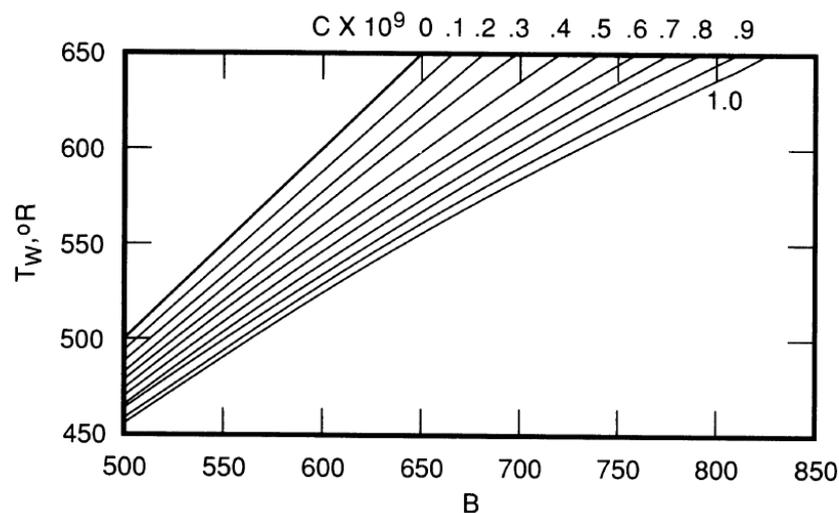


Figura 40 Temperatura di parete in funzione dei coefficienti B e C

Ricavato il valore di temperatura a parete si può ricondurre il valore all'unità di misura del SI mediante i fattori di conversione. Si ottengono i risultati mostrati nella tabella in Figura 41.

T_0 [°C]	T_w [°C]
50	66
40	66
37	66
-34	-9
-48	-15

Figura 41 Tabella delle temperature di parete

Nei casi d'uso con temperature al di sotto di 0°C, e quindi con l'assunzione di assenza di Solar heat load intensity, il calcolo della Temperatura a parete si effettua privando l'equazione di bilancio energetico dei termini di irraggiamento solare $G \frac{A_p}{A}$, ottenendo il seguente bilancio energetico:

$$h_0(T_0 - T_w) = U(T_w - T_c) + \frac{1}{2}\sigma e_w(T_w^4 - T_u^4) + \frac{1}{2}\sigma e_w(T_w^4 - T_e^4)$$

Quindi:

$$B = \frac{T_0 h_0 + U T_c + 82.96 e_w}{U + h_0}, C = \frac{0.173 \cdot 10^{-8} e_w}{U + h_0} \rightarrow T_w = B - C T_w^4$$

Come nel caso precedente si ricorre al grafico per risalire alla T_w .

Calcolata la temperatura raggiunta dalla parete della fusoliera in ogni scenario d'uso, si può effettuare l'analisi termica.

È stato analizzato prima il caso di velivolo in sosta a terra, in regime transitorio, senza condizionamento poi il caso con raffreddamento forzato tramite l'utilizzo di una ventola. Successivamente si è studiato il caso del velivolo in volo stazionario, a quota e velocità costante, con raffreddamento mediante presa d'aria o con sistema ECS. Nelle seguenti analisi valgono sempre le seguenti ipotesi:

- Assenza di scambio termico tra baia avionica e le altre zone della fusoliera
- Assenza di scambio termico tra i singoli equipaggiamenti avionici presenti nella baia
- Assenza di scambio termico per irraggiamento tra apparati avionici e superficie interna della baia
- Scambio termico per conduzione attraverso la parete del velivolo
- Proprietà dell'aria riferite alla temperatura al livello del mare ISA+X con X variabile a seconda dei casi analizzati.
-

Il modello in Figura 42 schematizza gli scambi termici considerati nell'analisi.

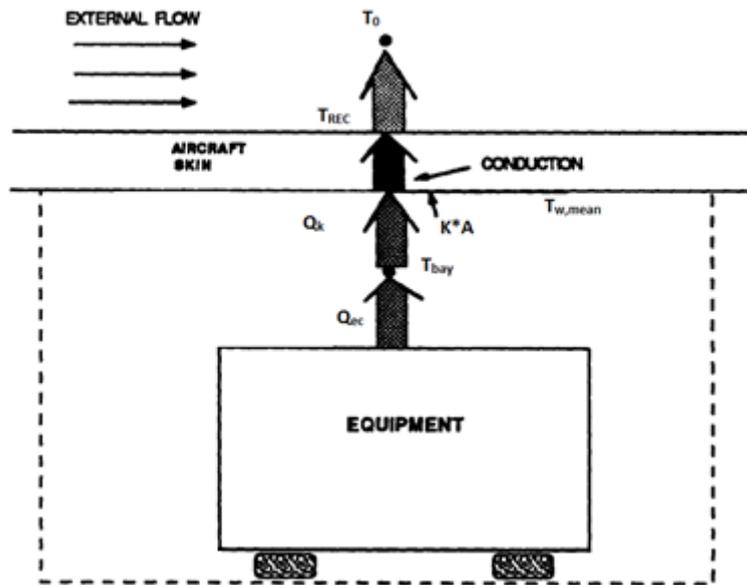


Figura 42 Modello di scambio termico [Ref. 13]

Come si può notare il calore prodotto dagli equipaggiamenti viene trasmesso prima per convezione all'interno della baia, poi per conduzione attraverso la parete del velivolo e infine nuovamente per convezione con l'ambiente esterno.

La convezione può essere naturale o forzata a seconda dei casi analizzati.

Per l'analisi può essere impostato un bilancio termico secondo l'equazione:

$$Q_{ec} + Q_k = \dot{m} * c_p * (T_{out} - T_{in})$$

Dove:

Q_{ec} Calore emesso dagli apparati avionici. Per stimarlo sono stati considerati tutti gli apparati presenti nella baia e il loro consumo elettrico come mostrato in Figura 43.

La dissipazione termica degli equipaggiamenti avionici è assunta pari al valore di consumo di potenza elettrica, per gli equipaggiamenti di generazione elettrica la dissipazione di calore è il 10% del consumo elettrico.

System in avionic bay	Item name	Quantity	Electrical power per unit [W]	Total electrical power [W]	In flight heat load [W]	On ground heat load [W]	Equipment number
<u>Safe flight and landing system</u>							
	Flight Control Computer #1	1	92	92	92	92	22-08
	Flight Control Computer #2	1	92	92	92	92	22-09
	GNSS receiver	3	39	117	117	117	22-10
	GNSS	3	22	66	66	66	22-03
	Inertial Navigation System #1	2	39	78	78	78	22-02
	Inertial Navigation System #2	2	55	110	110	110	22-01
	Radio Altimeter	2	22	44	44	44	22-04
	IFF	1	66	66	66	66	22-11
	Civil S-Mode transponder H/W	1	55	55	55	55	22-12
	Back-up ATOL System Airborne transponder/antenna	1	7	7	7	7	22-05
<u>Airborne mission system</u>							
	Airborne Mission Computer	2	220	440	440	440	40-01
	Airborne Data Recorder	1	66	66	66	66	40-02
	Processor Unit	1	110	110	110	110	40-04
	Radar Processor Unit	1	55	55	55	55	40-05
	Electronic Surveillance receivers and processors (V/UHF)	1	330	330	330	330	40-06
	Personel Recovery System (PRS) LRU	1	165	165	165	165	40-07
	Automatic Identification System Unit (AIS)	1	66	66	66	66	40-08
	Airborne Recorder Encryption Component	1	55	55	55	55	40-09
<u>Fly management and air integration</u>							
	FMAIS Hardware	2	55	110	110	110	34-01
	DME T/R	1	46	46	46	46	34-02
	TCAS II H/W	1	88	88	88	88	34-03
	Digital Flight Data Recorder hardware	1	66	66	66	66	34-04
<u>Communication system</u>							
	Data-link hardware (MODEM + amplifier) #1	1	150	150	150	0	23-03
	Data-link Encryption Component #1	1	44	44	44	0	23-13
	Data-link H/W (MODEM)	1	66	66	66	0	23-01
	Data-link H/W (Amplifier)	1	495	495	495	0	23-02
	Data-link Encryption	1	22	22	22	0	23-12

	Component #2						
	Data-link hardware (MODEM + amplifier) #2	1	60	60	60	0	23-07
	Data-link Encryption Component #3	1	143	143	143	0	23-15
	Data Modem with integrated RF Power Amplifier #1	1	60	60	60	0	23-04
	Data Modem with integrated RF Power Amplifier #2	1	165	165	165	0	23-05
	Safety Airborne Communication Management Computer	2	44	88	88	88	23-11
	V/UHF T/R	3	77	231	231	0	23-08
	V/UHF modem	3	22	66	66	0	23-16
	Main Terminal + Remote Power Supply + MIU	1	880	880	880	220	23-10
<u>Airborne armament system</u>							
	Airborne Armament Computer (AAC) H/W	2	180	360	360	360	39-01
<u>Electrical power system</u>							
	Transformer Rectifier Unit	2	9000	18000	1800	1800	24-10
Total Heat Load Q_{ec} [W]							
					6954	4792	

Figura 43 Calcolo Carico termico dovuto all'avionica

Nei casi a temperatura ambiente T_0 maggiore di 0°C al carico totale è aggiunto un termine, dovuto all'irraggiamento solare, pari a 3476 W. Inoltre nel caso in volo a una quota di 14020 m è considerato il caso di volo in emergenza in cui, a seguito dello spegnimento di alcuni dei sistemi, il carico termico si riduce a 1500 W. Per i 7 casi, a terra e in volo, analizzati si ottengono i risultati nella tabella in Figura 44.

Quota [m]	T_0 [$^\circ\text{C}$]	Q_{ec} [W]
0	50	8268
0	40	8268
0	37	8268
0	-34	4792
0	-48	4792
914	40	10430

14020	-72	1500
-------	-----	------

Figura 44 Carico termico totale dovuto all'avionica e all'irraggiamento solare

$Q_k = A * K * (T_{rec} - T_{bay})$ Calore scambiato attraverso la parete tra baia e ambiente esterno per convezione e conduzione, con:

$$T_{rec} = T_0 [1 + \delta * M^2]$$

$$T_{bay} = 0.75 * T_{out} + 0.25 * T_{in}$$

K Coefficiente di scambio termico complessivo, variabile a seconda dei casi e valutato tramite l'analogia elettrica.

$$I = \frac{V}{R} \rightarrow Q = \frac{\Delta T}{R} = K * \Delta T$$

$$K = \frac{1}{R_{eq}} = \frac{1}{R_{bay} + R_{wall,mean} + R_0}$$

Dove la resistenza equivalente è stata ottenuta considerando tre resistenze in serie come schematizzato in Figura 45.

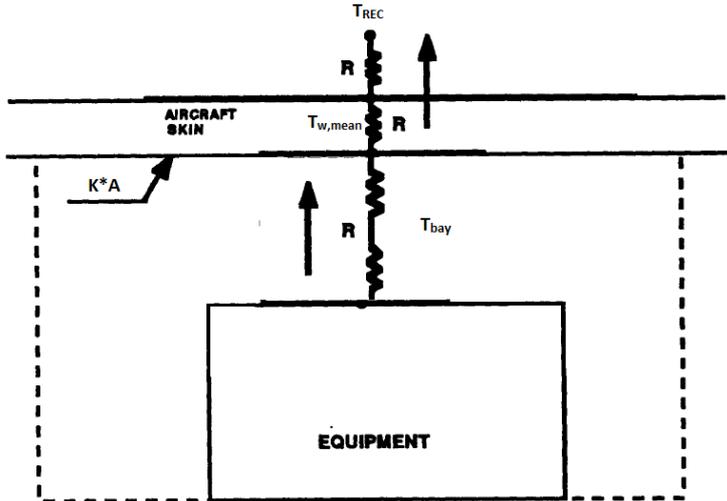


Figura 45 Schema resistenze [Ref.13]

Trasformando le resistenze in conduttanze ($H=1/R$) e sfruttando l'espressione $H=A*h$, dove A è l'area di scambio e h è il coefficiente di scambio termico, troviamo il coefficiente di scambio termico complessivo in funzione dei coefficienti di scambio termico convettivo interno ed esterno e conduttivo di parete.

$$K = \frac{1}{\frac{1}{h_{c\text{ ESTERNO}}} + \frac{1}{h_{c\text{ INTERNO}}} + \frac{L}{\lambda_{\text{MATERIALE}}}}$$

Con $h_{c\text{ INTERNO}}$ e $h_{c\text{ ESTERNO}}$ variabili a seconda del caso e $\frac{L}{\lambda_{\text{MATERIALE}}}$ rapporto tra lunghezza caratteristica e coefficiente di scambio conduttivo del materiale.

I coefficienti di scambio convettivi sono calcolati tramite l'espressione:

$$h_c = \frac{Nu * k}{L}$$

Dove:

k Coefficiente di conducibilità termica dell'aria, considerato costante e pari a $0,028 \frac{W}{m \cdot K}$ per i casi analizzati.

L lunghezza caratteristica del sistema considerato pari all'estensione della baia (3,3855 m).

Nu numero di Nusselt calcolato in maniera differente a seconda che la convezione sia naturale o forzata, interna o esterna.

Per la convezione naturale:

$$Nu_{esterno} = 0,53(Gr * Pr)^{\frac{1}{4}}$$

avendo assimilato la baia ad un cilindro immerso nell'aria.

$$Nu_{interno} = 0,14(Gr * Pr)^{\frac{1}{3}}$$

assimilando il comportamento delle pareti di baia ed equipaggiamento a quello di una superficie piana in regime turbolento.

Il numero di Grashoff viene determinato come

$$Gr = \frac{\beta * g * \Delta T * L^3 * \rho^2}{\nu^2}$$

Dove:

β Coefficiente di dilatazione termica calcolato nel caso interno come $\frac{1}{T_{bay}}$ ed esternamente come $\frac{1}{T_0}$.

g Accelerazione di gravità pari a $9,81 \frac{m}{s^2}$.

ΔT Calcolato nel caso interno come $(T_w - T_{bay})$ ed esternamente come $(T_0 - T_w)$.

ρ, ν Densità e viscosità cinematica dell'aria interna ed esterna in funzione delle temperature.

Il numero di Prandtl viene determinato come:

$$Pr = \frac{\mu * c_p}{k}$$

Dove:

μ Viscosità dinamica dell'aria interna ed esterna in funzione delle temperature.

c_p Calore specifico dell'aria a pressione costante fissato pari a $1005 \frac{J}{K*Kg}$.

k Coefficiente di conducibilità termica dell'aria, considerato costante e pari a $0,028 \frac{W}{m*K}$ per i casi analizzati.

Per la convezione forzata bisogna distinguere il caso a terra (on ground) da quello in volo (in flight).

$$Nu_{on_ground} = 0,664 * Re^{\frac{1}{2}} * Pr^{\frac{1}{3}} \quad \text{per } Re < 5 * 10^5, \text{ flusso laminare}$$

$$Nu_{in_flight} = 0,037 * \left(Re^{\frac{4}{5}} - 871 \right) * Pr^{\frac{1}{3}} \quad \text{per } 5 * 10^5 < Re < 10^8, \text{ flusso turbolento}$$

Il numero di Reynolds è calcolato come

$$Re = \frac{V * L}{\nu}$$

Dove:

V Velocità pari a quella raggiunta dall'aria introdotta tramite ventola nel caso interno, pari alla velocità di crociera nel caso esterno.

Definite le formule che permettono di eseguire l'analisi termica si può iniziare esaminando il caso a terra.

In prima analisi si studia come variano, in assenza di sistemi di raffreddamento, le temperature in baia durante il transitorio che porta da una temperatura iniziale, pari a quella ambientale esterna, fino ad una temperatura finale di equilibrio ipotizzata pari a $140^\circ C$.

Lo scambio termico avviene per convezione naturale sia tra fusoliera ed ambiente esterno che tra avionica e parete della baia, attraverso la parete lo scambio termico avviene per conduzione.

L'andamento della temperatura all'interno della baia in funzione del tempo può essere trovata tramite la seguente espressione:

$$T = T_{bay} + (T_{rec} - T_{bay}) * \frac{1}{\frac{K \cdot A}{e \rho \cdot c_p \cdot V} t}$$

Dove:

T_{bay} Temperatura all'interno della baia, fissata al valore finale di equilibrio pari a $140^{\circ}\text{C}=413.15\text{ K}$

T_{rec} Pari alla temperatura massima ambientale raggiungibile supposta pari a $50^{\circ}\text{C}=323.15\text{ K}$

$\rho * c_p * V$ Inerzia termica dovuta all'aria, con volume occupato dall'aria assunto pari al 94% del volume totale della baia, pari a $2284,79 \frac{\text{J}}{\text{K}}$

t Istante temporale a cui si calcola la temperatura

K Coefficiente di scambio termico complessivo

A Area di scambio termico pari a quella di parete della baia a meno delle superfici laterali comunicanti con le zone adiacenti della fusoliera.

Applicando l'espressione precedente, per differenti istanti di tempo t, si ottengono i valori di temperatura in Figura 46:

t [s]	T_{bay} [°C]
0	50,0
10	56,4
20	62,3
36	70,9
40	72,9
50	77,6
60	82,0

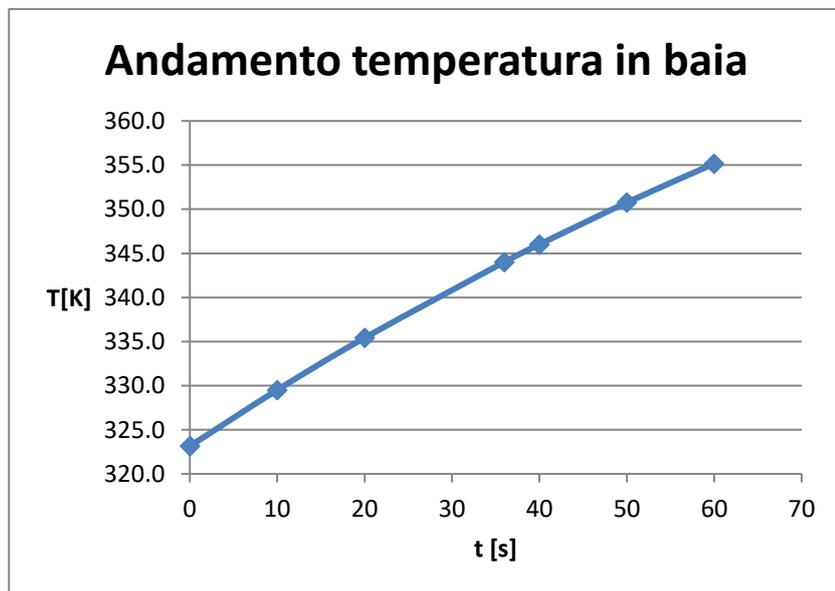


Figura 46 Andamento T_{bay} a terra, in transitorio, senza raffreddamento

Si assiste a un veloce innalzamento della temperatura e, dopo un tempo di 36 secondi, si raggiunge il valore limite di temperatura, di $71^{\circ}\text{C} = 344,15\text{ K}$, sopportabile dagli equipaggiamenti avionici. Poiché le operazioni a terra possono richiedere un tempo fino a 30 minuti ciò dimostra la necessità di un sistema di raffreddamento a terra.

Il modo più semplice per raffreddare la baia avionica a terra è inserire una ventola che abbia la taglia tale da garantire il rispetto del requisito prestazionale.

Una ventola con caratteristiche fluidodinamiche aderenti alla caratteristica di funzionamento della linea di fornitura della portata d'aria di raffreddamento è stata trovata sul catalogo del produttore AMETEK ROTRON/AIRTECHNOLOGY PRODUCTS, nella sezione Small Vaneaxial Fans, con codice MAXIAX 57515 – AC; essa le caratteristiche e struttura illustrate in Figura 47.

Product code	Flow [CFM]	Max Pressure [IWG]	Rotation speed [RPM]	Electric power[W]	Weight [kg]	Hz
MAX575153260JH	840	13.5	12000	1456	7.5	400

P/N 035976000 MAX57515 3260JH A573-9

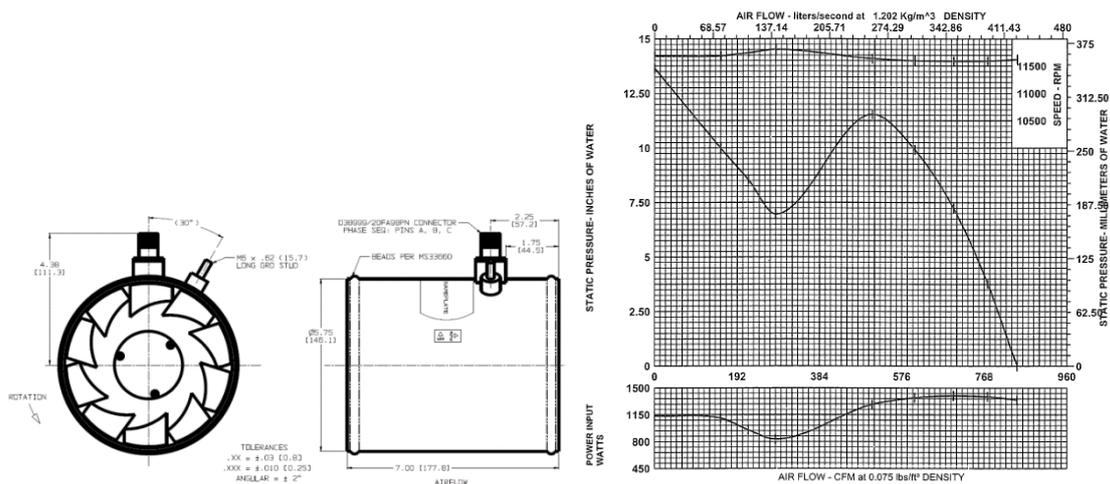


Figura 47 Caratteristiche ventola di raffreddamento

Nei cataloghi la portata è comunemente indicata in l/s o in CFM. Con l'opportuno fattore di conversione è possibile riportarsi alle unità di misura del SI:

$$1 \frac{\text{Kg}}{\text{s}} = 855 \frac{\text{l}}{\text{s}} = 1811 \text{ CFM}$$

Data la necessità di un sistema di raffreddamento per la baia avionica quando il velivolo è a terra, si vuole verificare se l'utilizzo di una ventola è sufficiente per

mantenere la baia in temperatura rispettando il requisito prestazionale che impone un range di temperature in baia tra -46°C e 71°C. Ciò è fatto per i cinque casi a terra, a differenti temperature ambiente.

In questo caso lo scambio termico avviene per convezione naturale all'esterno della baia e per convezione forzata all'interno.

Per valutare lo scambio termico per convezione forzata è necessario conoscere la velocità acquisita dall'aria grazie alla ventola. Per ricavarla è possibile considerare la relazione seguente:

$$V_{\text{aria}} = \sqrt{\frac{2 * \Delta P}{\rho}}$$

Dove:

ΔP Differenza di pressione, tra ingresso e uscita ventola, fissata al dato, fornito dal costruttore, di 13,5 IWG (inch of water column)=3362 Pa.

ρ Densità dell'aria all'interno della baia.

Dall' analisi termica si trovano le temperature raggiunte in baia alle diverse temperature ambientali. La temperatura di ingresso T_{in} dell'aria viene fissata pari a quella ambientale, maggiorata di 6 °C per tener conto del riscaldamento dovuto al carico termico della ventola stessa.

Si ricavano i valori di temperatura in baia, ottenuti per una portata \dot{m} di $0.29 \frac{\text{kg}}{\text{s}}$, pari a 525 CFM quindi minore rispetto a quella massima elaborabile dalla ventola scelta dal catalogo, mostrati nella tabella in Figura 48.

T₀ [°C]	T_{in} [°C]	T_{bay} [°C]
50	56	71
40	46	57
37	43	54
-34	-28	-17
-48	-42	-31

Figura 48 Risultati del calcolo in Excel per raffreddamento con ventola

Poiché la temperatura in baia deve rimanere nel range sopraindicato (tra -46 °C e +71°C) si dimostra che l'utilizzo di una ventola di raffreddamento permette di rispettare, nel caso a terra, il requisito prestazionale sulle temperature in baia. Si ha però che nel caso più caldo la temperatura raggiunta è pari a quella limite ed è quindi

necessario analizzare il transitorio per capire dopo quanto tempo si giunge a questa condizione.

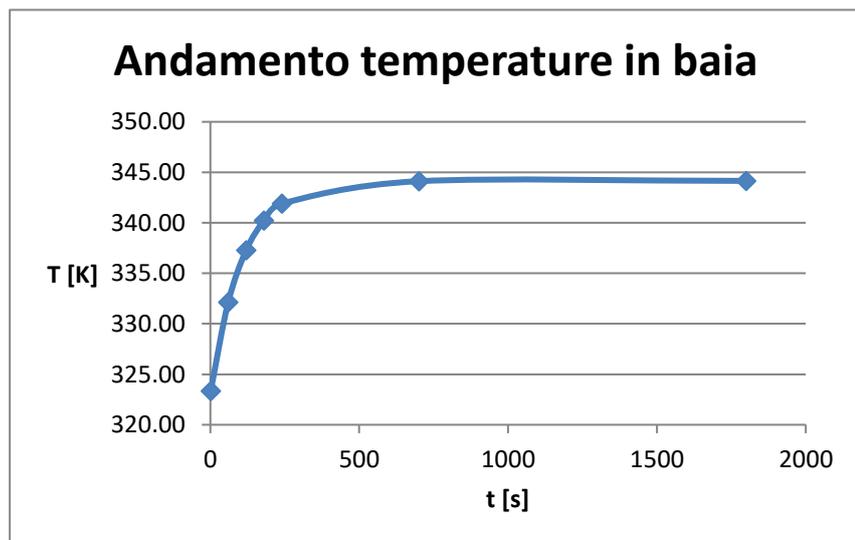
Come nel caso del transitorio in assenza di sistemi di raffreddamento si analizza l'andamento, nel tempo, della temperatura della baia, T_{bay} , fino a raggiungere il valore pari a 71 °C, temperatura limite sopportata dall'avionica.

La formula impiegata è analoga alla precedente a meno del coefficiente complessivo di scambio termico dato che i parametri interni variano in base alla temperatura di equilibrio scelta.

$$T = T_{bay} + (T_{REC} - T_{bay}) * \frac{1}{\frac{K*A}{e\rho*c_p*V} t}$$

Analizzando il caso limite più caldo a 50°C di temperatura ambientale esterna si ottengono i seguenti risultati:

t [s]	T _{bay} [°C]
1	50,19
60	58,98
120	64,12
180	67,07
240	68,75
700	70,97
1800	71



Si nota che l'avionica opera in sicurezza, al di sotto del limite di temperatura consentito, per 700 s, ovvero 11 minuti quindi il rispetto del requisito prestazionale per tutta la durata delle operazioni a terra non è garantito. Se si decidesse di impiegare questo equipaggiamento a terra bisognerebbe quindi porre una restrizione temporale all'utilizzo del velivolo a terra.

Nei casi in volo si studia il comportamento termico della baia avionica mentre il velivolo è in volo a due differenti quote alle quali si registrano i valori estremi di

temperature calda e fredda. Per il principio di reciprocità, durante il volo, si assume che l'aria esterna abbia una velocità pari a quella di crociera e che raffreddi la parete esterna della fusoliera per convezione forzata. Inoltre si ha raffreddamento per conduzione attraverso la fusoliera. All'interno della baia si ha convezione naturale o forzata a seconda della tipologia di sistema di raffreddamento impiegato. Si considera nei vari casi il velivolo in volo stazionario a quota e velocità costanti.

Per le proprietà dell'aria in volo è necessario considerare la dipendenza dalla quota e riferire i valori, che compaiono nelle equazioni, alle curve Hot Day e Cold Day a seconda del caso considerato. L'andamento della temperatura con la quota, a partire da differenti temperature a terra, è mostrata in Figura 49.

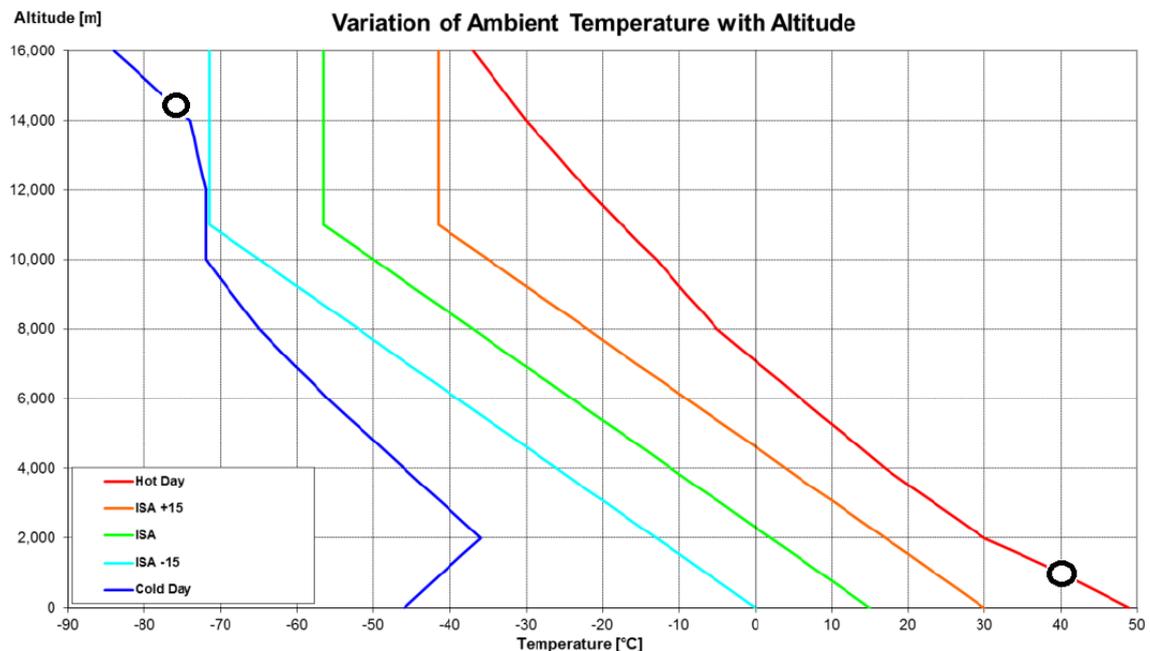


Figura 49 Andamento temperatura con la quota

Nel caso freddo (Cold day) di volo a una quota di 46000 ft = 14021 m si registra una temperatura a terra di -46 °C pari a ISA - 61, mentre nel caso caldo (Hot day) a cui corrisponde una quota in volo h di 3000 ft = 914,4 m si registra una temperatura a terra di +48°C pari a ISA + 33.

Per trovare la densità dell'aria nel caso freddo si sfruttano le relazioni concernenti la stratosfera (11000<h<20000 m).

$$\frac{\rho}{\rho_{TP}} = e^{\left(-\frac{g}{R \cdot T_{TP}} \cdot (h - h_{TP})\right)}$$

Dove:

ρ_{TP} densità dell'aria alla tropopausa ($h_{TP} = 11000$ m) calcolata, in base alla temperatura relativa ad h_{TP} sulla curva blu, con l'espressione relativa alla troposfera e pari a $\rho_{TP} = 0,948 \frac{\text{kg}}{\text{m}^3}$

g Accelerazione di gravità pari a $g = 9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}$

R costante dei gas pari a $R = 287,052 \frac{\text{m}^2}{\text{s}^2 \cdot \text{K}}$

T_{TP} temperatura della tropopausa pari a $T = 201,15\text{K} = -72^\circ\text{C}$ riferita alla curva blu

Per trovare la densità dell'aria nel caso caldo si sfruttano le relazioni relative alla troposfera ($0 < h < 11000$ m).

$$\frac{\rho}{\rho_{SL}} = \left(\frac{T}{T_{SL}} \right)^{4,25}$$

Dove:

ρ_{SL} densità dell'aria al livello del mare calcolata in base alla temperatura relativa ad h_{SL} sulla curva rossa

T_{SL} temperatura a livello del mare riferita alla curva rossa pari a $T_{SL} = 48^\circ\text{C}$

Per il calcolo della viscosità dinamica in funzione della temperatura, e quindi della quota, si utilizza la legge di Sutherland:

$$\mu = \frac{\beta * T^{\frac{3}{2}}}{T + S}$$

Dove:

$$\beta = 1,458 * 10^{-6} \frac{\text{Kg}}{\text{m} * \text{s} * \text{k}^2}$$

$S = 110,4$ K

Dall'applicazione delle espressioni viste in precedenza è possibile trovare i risultati nella tabella in Figura 50

h[ft]	ρ_e [kg/m³]	μ_e [kg/s*m]
46000	0,567722401	1,47873E-05
3000	0,961220133	1,94441E-05

Figura 50 Densità e viscosità dinamica dell'aria in quota

Per trovare la pressione dell'aria nel caso freddo si sfruttano le relazioni relative alla stratosfera ($11000 < h < 20000$ m).

$$p = p_{TR} * e^{-\frac{g*(h-h_{TR})}{R*T}}$$

Dove:

p_{TP} Pressione dell'aria alla tropopausa ($h_{TP} = 11000$ m) calcolata, in base alla temperatura relativa ad h_{TP} , con l'espressione relativa alla troposfera e pari a $p_{TP} = 103963,9887$ Pa

g Accelerazione di gravità pari a $9,81 \frac{m}{s^2}$

R Costante dei gas pari a $R = 287,052 \frac{m^2}{s^2 * K}$

T_{TP} Temperatura della tropopausa pari a $T = 201,15K = -72^\circ C$ riferita alla curva blu

Per trovare la pressione dell'aria nel caso caldo si sfruttano le relazioni relative alla troposfera ($0 < h < 11000$ m).

$$p = p_{SL} * \left(1 + \frac{T}{T_{SL}} * h\right)^{-\frac{g}{R * T}}$$

Dove:

p_{SL} pressione dell'aria al livello del mare calcolata, in base alla temperatura relativa ad h_{SL} sulla curva rossa

T_{SL} temperatura a livello del mare, riferita alla curva rossa, pari a $T_{SL} = 48^\circ C$

Dall'applicazione delle espressioni viste in precedenza è possibile trovare i risultati nella tabella in Figura 51.

h [ft]	P_h [bar]
46000	0,62
3000	1,03

Figura 51 Pressione dell'aria in quota

Nei casi in cui fosse impiegata una presa d'aria si deve considerare la presenza di un termine dinamico dato da $\frac{1}{2} * \rho_e * V_{TAS} * 10^{-5}$ che si va a sommare al valore di pressione statica in Figura 51, ottenendo i risultati nella seconda colonna della tabella in Figura 52.

Quando è utilizzato un sistema di condizionamento ambientale, si considera la pressione pari ai valori in Figura 51 incrementati di un ΔP pari a 0,055 bar dovuto alla presenza del compressore, ottenendo i valori nella terza colonna della tabella in Figura 52.

h [ft]	P_h con presa d'aria [bar]	P_h con ECS [bar]
46000	0,69	0,68
3000	1,04	1,08

Figura 52 Pressione dell'aria con ECS

Per quanto riguarda la velocità dell'aria V che investe il velivolo in quota, impiegata nel calcolo di $Re_{esterno}$, può essere ricavata, tramite il grafico h-V (quota – in funzione della Velocità) mostrato in Figura 53, sulle curve rappresentanti i vincoli aerodinamici e strutturali del velivolo, ottenendo i valori nella tabella in Figura 54.

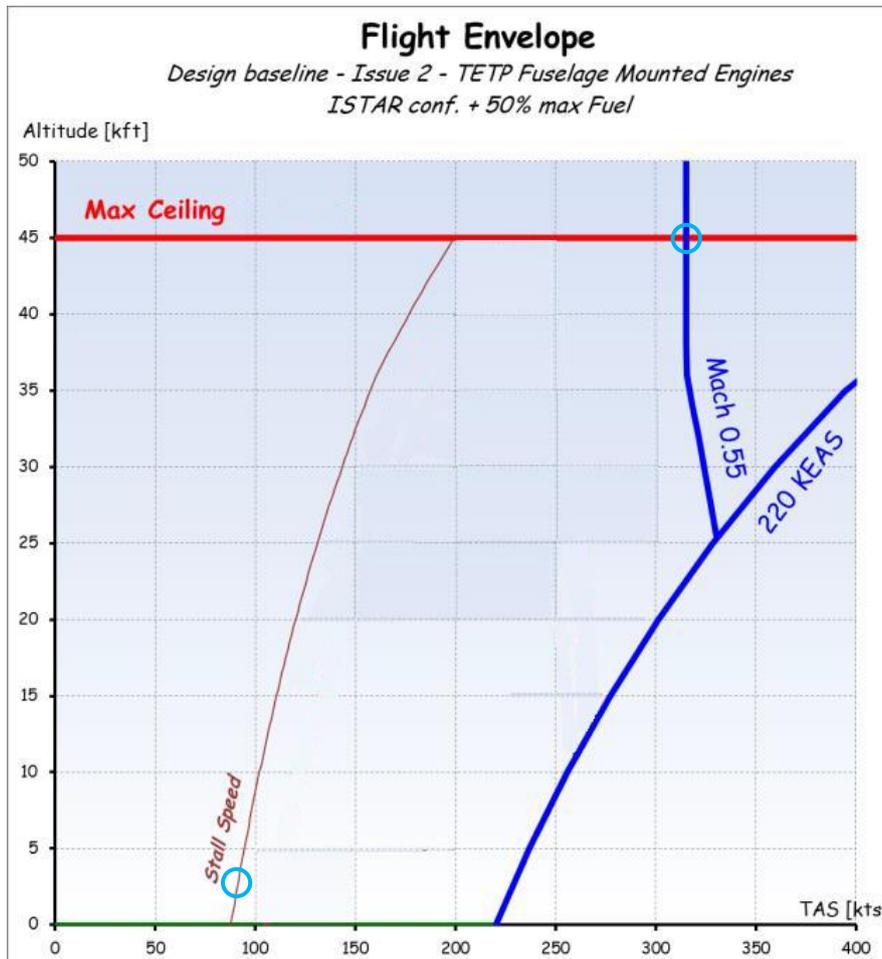


Figura 53 Velocità del velivolo in funzione della quota

M	c(T) [m/s]	V [m/s]
0,55	284,36	159,46
0,15	354,80	48,87

Figura 54 Valori di velocità del velivolo

È analizzato dapprima il caso più semplice di raffreddamento in volo mediante una presa d'aria in modo da valutare se il requisito prestazionale è garantito in entrambi i casi. L'area di ingresso massima accettabile, per motivi installativi e strutturali, necessaria per un adeguato raffreddamento, è di $A_{presa,max} = 25 \text{ cm}^2$. L'aria esterna entra in baia, attraverso la presa d'aria, a una velocità pari a quella di crociera del velivolo nel caso analizzato, per questo si ottiene un raffreddamento per convezione

forzata all'interno della baia avionica. Inoltre la temperatura della parete esterna della fusoliera T_{rec} risulta maggiore di quella ambientale a causa del numero di Mach non nullo.

I coefficienti di scambio termico $h_{c,interno}$ e $h_{c,esterno}$ sono stati calcolati secondo le relazioni prima definite. In questo caso:

$$h_{c,interno} = f(Re_{interno}, Pr_{interno})$$

$$h_{c,esterno} = f(Re_{esterno}, Pr_{esterno})$$

I risultati ottenuti in Excel per questo caso sono riportati nella tabella in Figura 55.

h [m]	Q_{ec} [W]	T₀ [K]	T_{in} [°C]	\dot{m}_{tot} [kg/s]	A_{presa} [cm²]	T_{bay} [°C]
14020,8	1500	-72	-59,35	0,22	25	-56,61
914,4	10430	+40	+41,19	0,12	25	77,05

Figura 55 Risultati del calcolo in Excel per raffreddamento con presa d'aria

Si nota che la dimensione della presa d'aria non garantisce l'adeguato valore di portata necessario a raffreddare la baia nel caso con temperatura ambiente calda. Per assicurare la portata di aria essenziale al raffreddamento della baia avionica, una presa d'aria con una sezione di ingresso maggiore del valore massimo consentito, sarebbe necessaria. Quest'ultima ipotesi, nel caso freddo, comporterebbe però il raggiungimento di una temperatura in baia al di sotto di quella minima tollerabile dagli apparati avionici, pari a -46°C.

Essendo necessario un differente sistema di raffreddamento, saranno valutate le tipologie più comuni di sistema ECS.

Dopo aver utilizzato l'approccio analitico, è stato impiegato il software Amesim per modellare e poi simulare i possibili sistemi di raffreddamento.

È stato creato un modello termico, mostrato in Figura 56, della baia avionica che tiene conto delle caratteristiche geometriche della baia e di tutti gli scambi termici che avvengono.

Variando le caratteristiche dell'aria in input, a seconda della sorgente pneumatica impiegata, è possibile ottenere per tutti i casi l'output cercato, ossia la temperatura media in baia T_{bay} . L'utilizzo del software permette un notevole risparmio di tempo poiché sono già implementate tutte le equazioni viste in precedenza, inoltre si ottengono risultati più accurati poiché si riesce a tener conto degli scambi termici tra

gli elementi dell'avionica, dei differenti materiali da cui è costituita la parete della baia e dell'interazione tra questi.

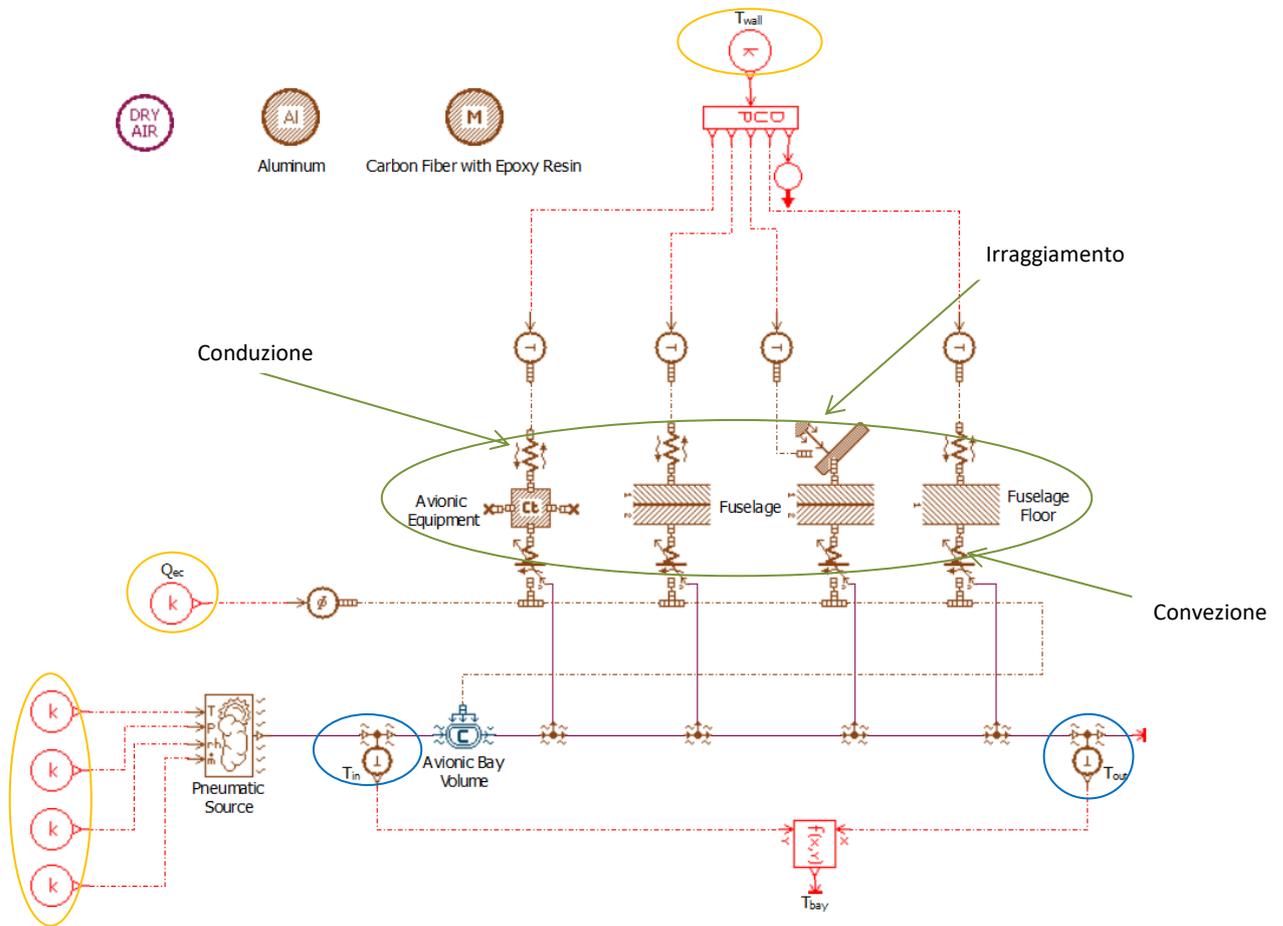


Figura 56 Modello baia avionica in Amesim

In input ,cerchiati in arancio nella Figura 56, il sistema riceve la temperatura dell'aria in ingresso in baia T_{in} , la temperatura di parete T_{rec} , la pressione dell'aria in ingresso in baia P_{in} , la portata in ingresso \dot{m} e il calore dissipato dall'avionica Q_{ec} .

I quattro blocchi principali cerchiati in verde rappresentano, partendo da sinistra, l'equipaggiamento avionico in Alluminio, le pareti superiori e laterali della baia in alluminio e fibra di carbonio e, per ultimo, il pavimento della baia composto solo da alluminio.

Ogni blocco riporta, sopra e sotto, gli elementi che esprimono lo scambio per conduzione e convezione meno che il terzo che esprime l'irraggiamento solare.

Tramite sensori, cerchiati in blu, sono rilevate le temperature di ingresso e uscita dalla camera.

Il blocco di output esprime la relazione che lega T_{bay} , T_{in} e T_{out} tramite una funzione che prende in ingresso le ultime due ($T_{in} = y$ e $T_{out} = x$) e restituisce in uscita il valore della temperatura in baia T_{bay} .

I risultati ottenuti con questo modello si discostano di poco da quelli relativi all'analisi analitica, come si vede dal confronto che segue.

Nel caso a terra in cui si impiega la ventola, la quale assicura una portata d'aria in ingresso di 0,29 kg/s, si ottengono i risultati nella tabella in Figura 57. La pressione della sorgente pneumatica è stata posta pari a quella ambientale di 1,01325 bar aumentata di 0,033 bar per tener conto dell'aumento di pressione dovuto alla presenza della ventola.

T_0 [°C]	T_{in} [°C]	P_{in} [bar]	T_{wall} [°C]	Solar flux [W/m ²]	T_{bay} [°C]
50	56	1,04625	66	1120	68,3
40	46	1,04625	66	1120	58,3
37	43	1,04625	66	1120	55,3
-34	-28	1,04625	-9	0	-15,6
-48	-42	1,04625	-15	0	-29,6

Figura 57 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ventola

Nel caso in volo con raffreddamento mediante presa d'aria sono stati ottenuti i risultati mostrati nella tabella in Figura 58.

h [m]	Q_{ec} [W]	T_0 [K]	$T_{rec} = T_{in}$ [°C]	P_{in} [bar]	\dot{m}_{tot} [kg/s]	A_{presa} [cm ²]	T_{bay} [°C]
14020,8	1500	-72	-61,05	0,69	0,22	25	-55,77
914,4	6954	+40	41,27	1,04	0,12	25	84,2

Figura 58 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con presa d'aria

I risultati ottenuti confermano la necessità di installare un sistema di controllo ambientale (ECS) per garantire l'utilizzo del velivolo in qualsiasi condizione.

L'utilizzo del software Amesim permette di modellare i sistemi ECS per ricavare le caratteristiche dell'aria fornite dalla sorgente pneumatica.

Il primo sistema ECS sviluppato in Amesim è quello basato su un ciclo a vapore (Vapor Cycle). Utilizzando gli elementi presenti nelle librerie del software e considerando la struttura del sistema mostrata nel paragrafo 2.1.2 è stato modellato il sistema mostrato in Figura 59.

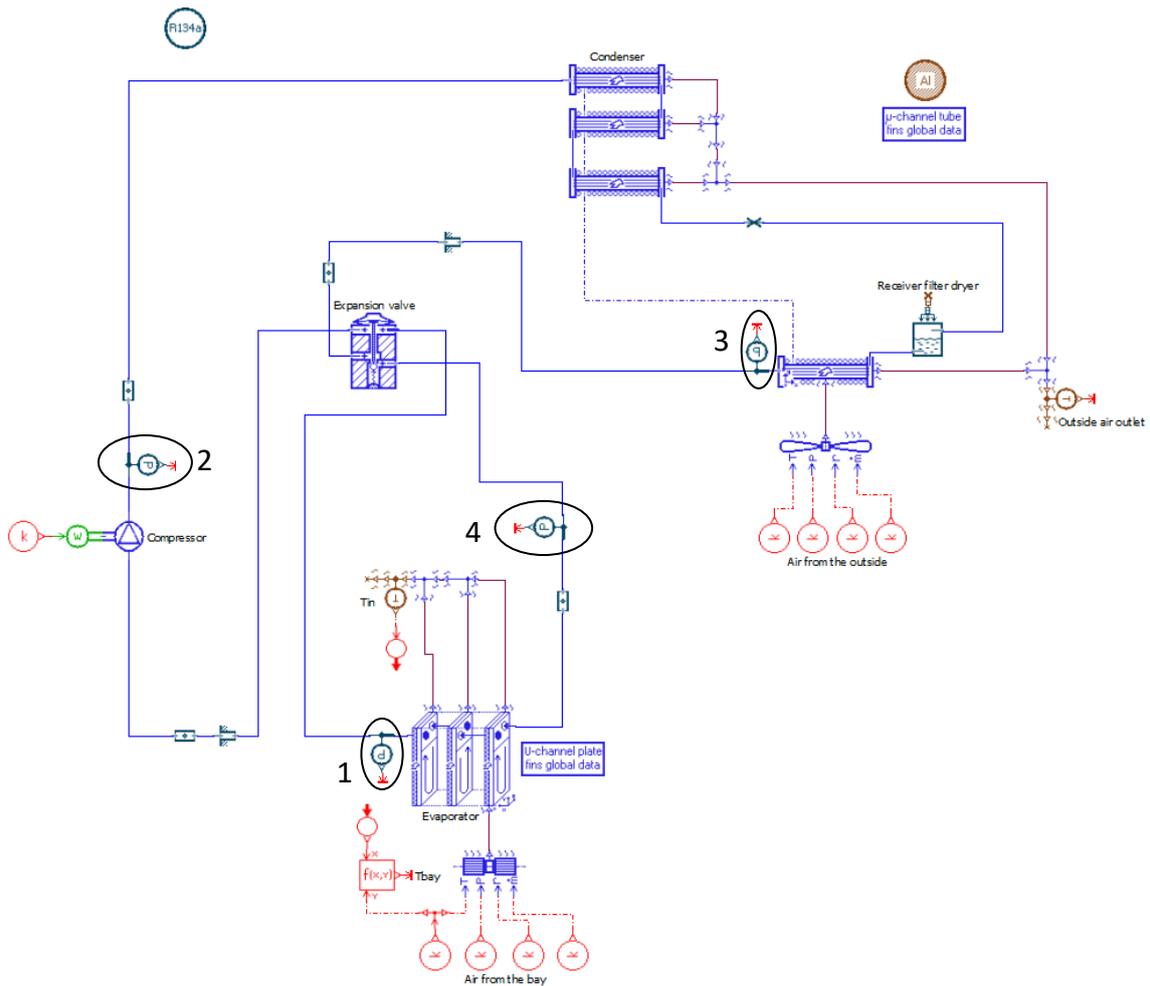


Figura 59 Modello di ECS Vapor Cycle Cooling System in Amesim

Il sistema è basato su un ciclo termodinamico a vapore reale inverso che sfrutta il fluido refrigerante bifase R134a e che può essere rappresentato sul diagramma $\log(p)$ - h usando il tool "Plot thermal assistant". I quattro sensori di pressione, numerati e cerchiati in nero, permettono di rilevare i dati relativi ai corrispondenti quattro punti necessari alla creazione del diagramma mostrato in Figura 60.

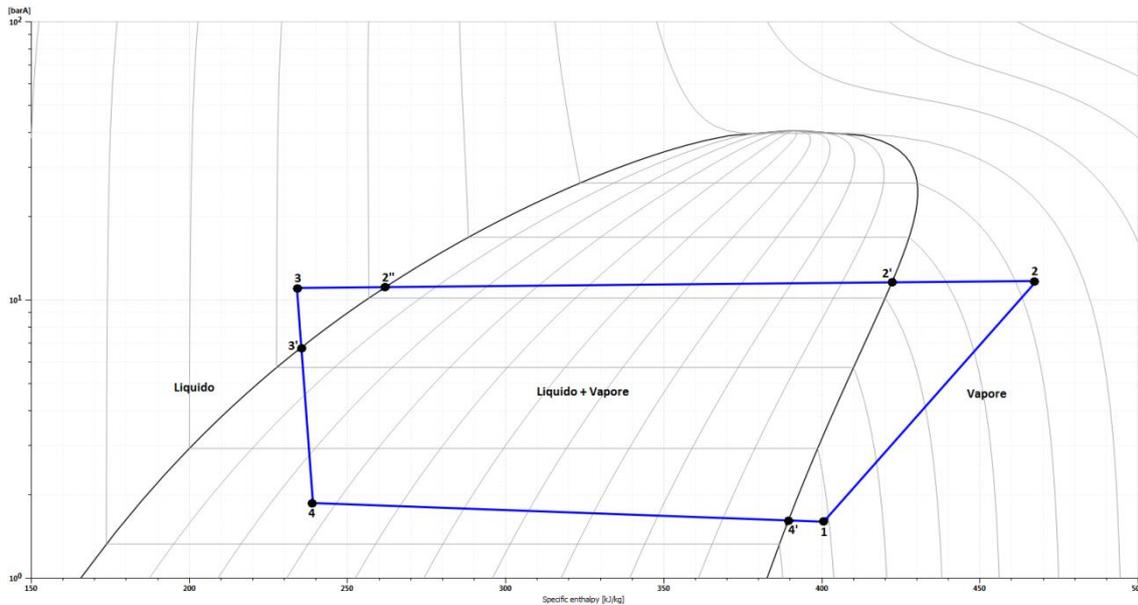


Figura 60 Diagramma termodinamico p-H per il Vapor Cycle esaminato

Il ciclo termodinamico ottenuto è composto da 4 fasi:

1-2: il fluido passa allo stato di vapore surriscaldato transitando nel compressore che ne causa l'aumento della sua pressione e della sua entalpia specifica.

2-3: il vapore surriscaldato entra nel condensatore e si assiste a una diminuzione di entalpia specifica a pressione costante poiché il fluido si raffredda scambiando calore con l'aria fredda esterna. Nel punto 2' inizia a formarsi il liquido quindi tra 2' e 2'' l'R134a è sotto forma di liquido + vapore, mentre nel punto 2'' è tutto sotto forma di liquido

3-4: il liquido entra nella valvola di espansione e si assiste alla diminuzione della sua pressione, fino alla pressione di evaporazione, accompagnata da un aumento di entalpia specifica. Nel punto 3' inizia a formarsi vapore quindi tra 3' e 4 l'R134a è sotto forma di liquido + vapore.

4-1: l'R134a entra nell'evaporatore e subisce un aumento di entalpia specifica, accompagnato da una diminuzione di pressione, poiché si riscalda scambiando calore con l'aria calda in uscita dalla baia. Nel punto 4' tutto l'R134a giunge alla forma di vapore.

La simulazione del sistema permette di ottenere, al variare degli input, il valore di temperatura T_{in} dell'aria in ingresso nella baia. L'aria in uscita dalla baia a

temperatura T_{out} si raffredda passando attraverso l'evaporatore e rientra in baia alla temperatura T_{in} , come mostra la Figura 61.

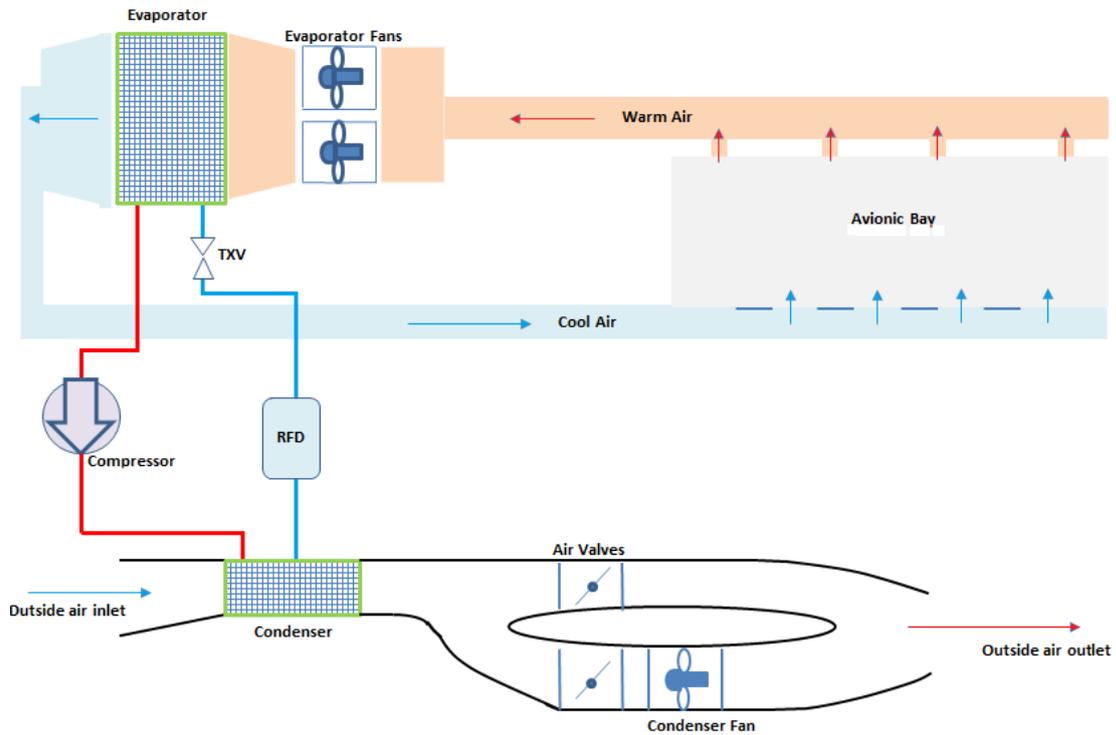


Figura 61 Schema interazione Sistema ECS Vapor Cycle – baia avionica

Il modello Amesim del sistema ECS può quindi essere legato al modello della baia analizzato precedentemente per trovare il valore di temperatura in baia T_{bay} , ottenendo il modello completo mostrato in Figura 62 e i risultati nella tabella in Figura 63.

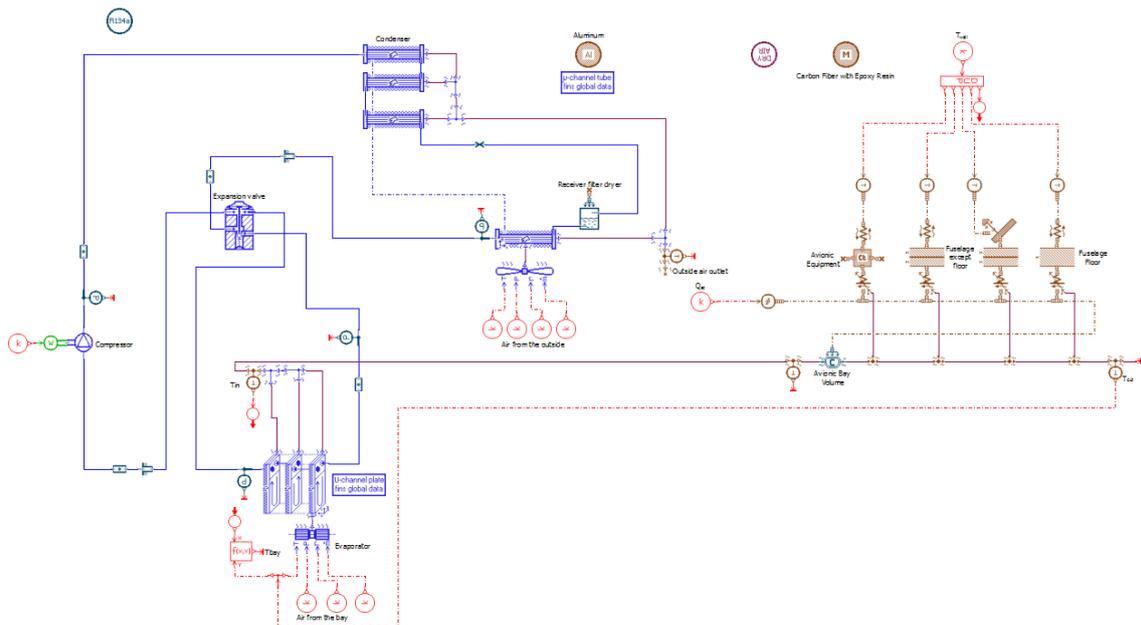


Figura 62 Modello completo di baia avionica con ECS basato su Vapor Cycle

Quota [ft]	n _{COMPR} [rpm]	Q _{EC} [W]	T _{REC} [°C]	P _{IN,EVAP} [bar]	ṁ _{EVAP} [kg/s]	T _{IN,COND} [°C]	P _{IN,COND} [bar]	ṁ _{IN,COND} [kg/s]	T _{BAY} [°C]
0	3000	4792	50	1,06825	0,3	50	1,01	0,5	36,86
0	3000	4792	40	1,06825	0,3	40	1,01	0,5	35,44
0	3000	4792	37	1,06825	0,3	37	1,01	0,5	35,01
0	800	4792	-34	1,06825	0,3	-34	1,01	0,5	22,2
0	800	4792	-48	1,06825	0,3	-48	1,01	0,5	19
3000	3000	6954	41,3	1,08	0,3	41,3	1,09	0,7	54,3
46000	1500	1500	-61	0,68	0,3	-59	0,69	1,36	-27

Figura 63 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ECS Vapor Cycle

Questo tipo di sistema permette di soddisfare il requisito prestazionale per tutti i corner points considerati. Essendo verificate tutte le condizioni estreme lo saranno anche tutte le condizioni intermedie in cui lavora il sistema durante la missione di volo. Per studiare come si comporta il sistema nelle varie fasi di esercizio del velivolo è stata simulata una missione di volo, composta da 18 fasi, mostrata nella tabella in Figura 64.

Phase number	Flight phase	Duration of the phase [s]	Altitude at the start of the phase [m]	Altitude at the end of the phase [m]	Mach number at the end of the phase
1	Taxiing	1200	0	0	0
2	Take off	120	0	0	0
3	Climb 1	2040	0	8540	0,34
4	Cruise 1	6060	8540	8540	0,4
5	Descent 1	600	8540	4575	0,4
6	Speed reduction 1	100	4575	4575	0,2
7	Loiter 1	57600	4575	4575	0,2
8	Climb 2	120	4575	6100	0,22
9	Speed reduction 2	20	6100	6100	0,21
10	Loiter 2	10620	6100	6100	0,21
11	Climb 3	1200	6100	10980	0,4
12	Speed reduction 3	30	10980	10980	0,38
13	Cruise 2	7080	10980	10980	0,38
14	Descent 2	1900	10980	1525	0,3
15	Speed reduction 4	80	1525	1525	0,15
16	Loiter 3	3600	1525	1525	0,15
17	Landing	1100	1525	0	0
18	Taxiing	900	0	0	0

Figura 64 Missione di volo del velivolo UAV

Utilizzando il componente “Aircraft Flight Mission” della libreria “Aeronautics and Space”, mostrato in Figura 65, è possibile, previo inserimento dei dati mostrati in Figura 64, ottenere per ogni istante t i dati relativi all’aria e alla velocità del velivolo, richiesti per la simulazione del modello completo.

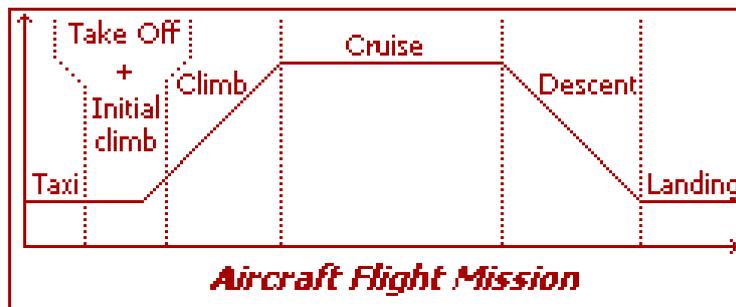


Figura 65 Componente Aircraft Flight Mission

Realizzando una simulazione è possibile ottenere per il caso limite di temperatura a terra pari a ISA+35 °C, in funzione del tempo di volo in ascisse, i risultati nelle Figure 66 – 70.

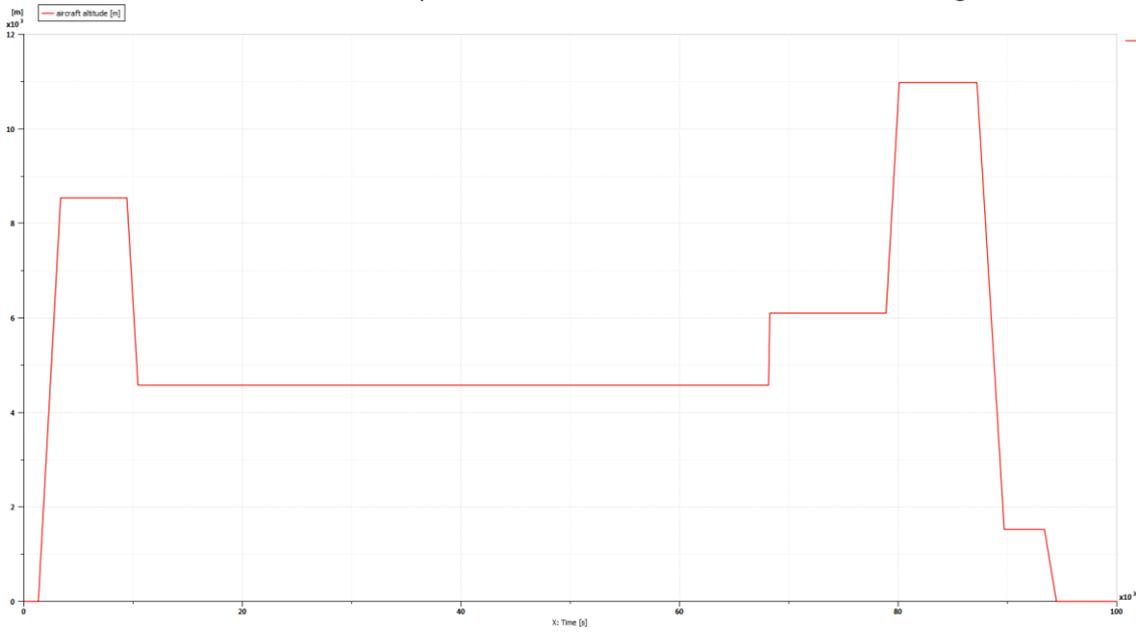


Figura 66 Grafico quota di volo - tempo

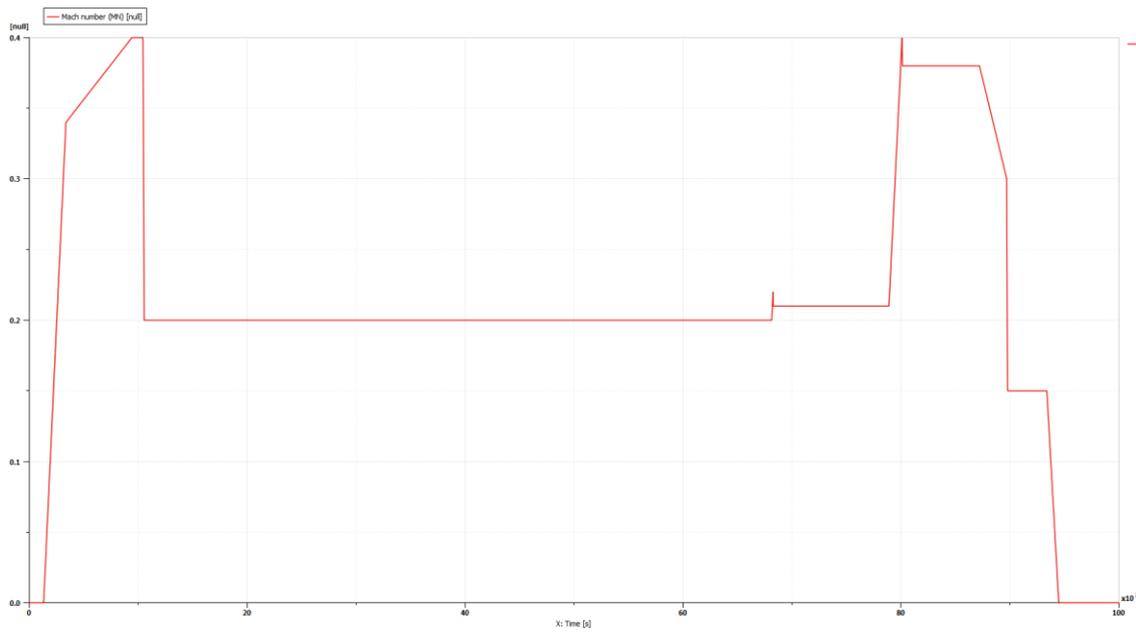


Figura 67 Grafico numero di Mach - tempo

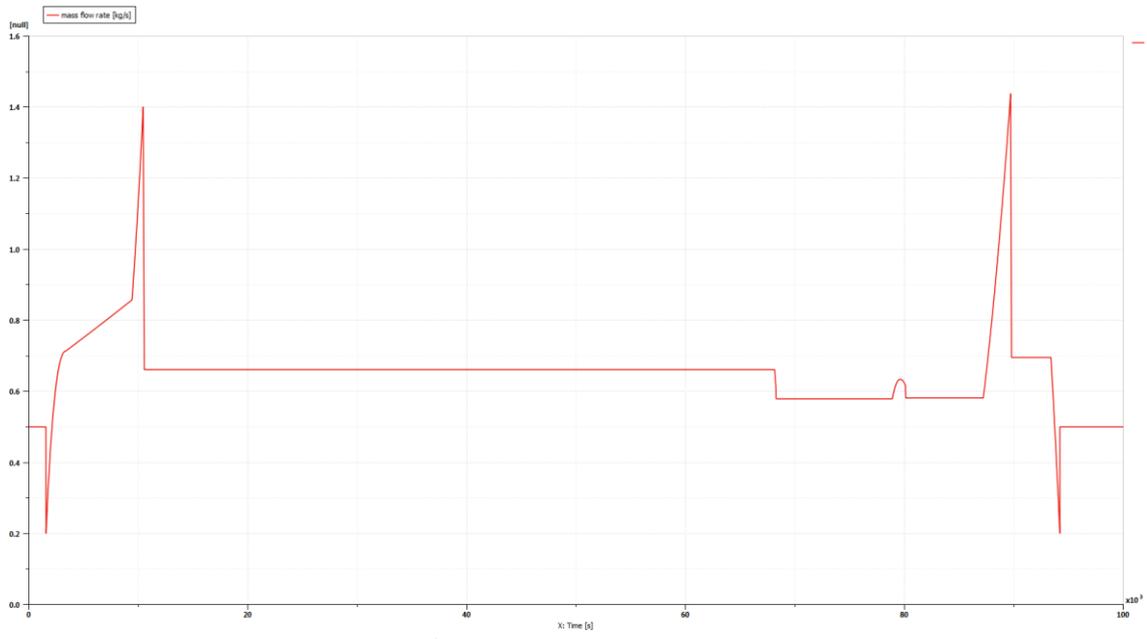


Figura 68 Grafico portata di aria al condensatore - tempo

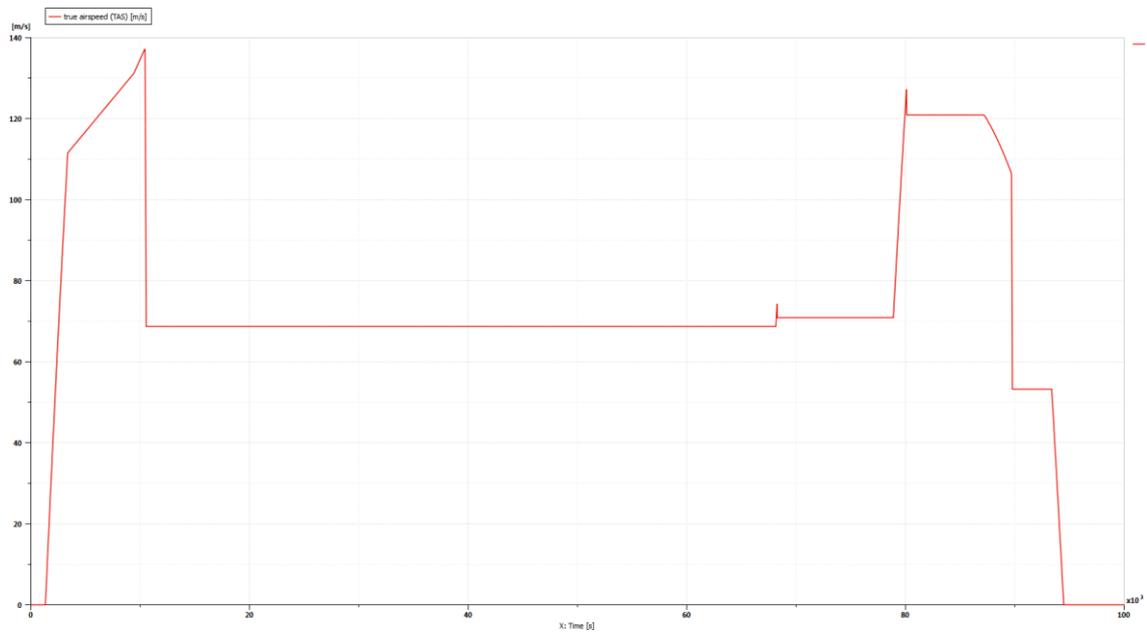


Figura 69 Grafico velocità reale velivolo - tempo

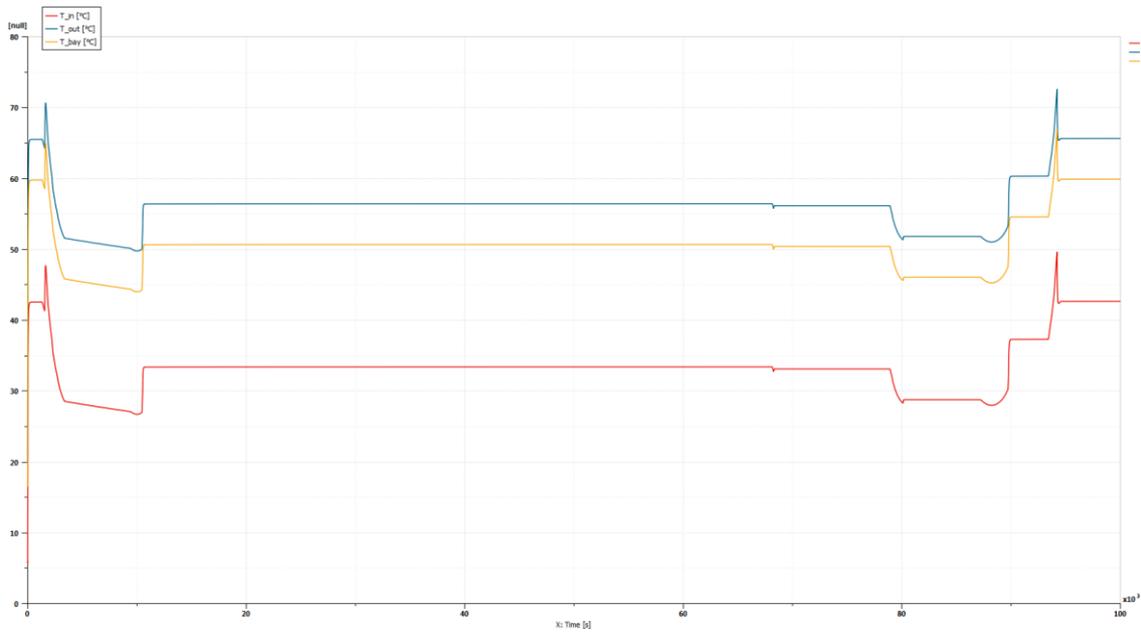


Figura 70 Grafico T_{in} , T_{bay} , T_{out} - tempo

Come si può vedere, durante la missione di volo, si assiste alla variazione della quota e del numero di Mach, di conseguenza variano le proprietà e la portata dell'aria in ingresso al condensatore, input della simulazione. Ciò comporta la variazione delle temperature di ingresso T_{in} e uscita T_{out} e quindi della temperatura in baia T_{bay} .

Successivamente, sfruttando i componenti della libreria "Pneumatic", è stato sviluppato il modello del sistema, trattato al paragrafo 2.1.2, mostrato in Figura 71.

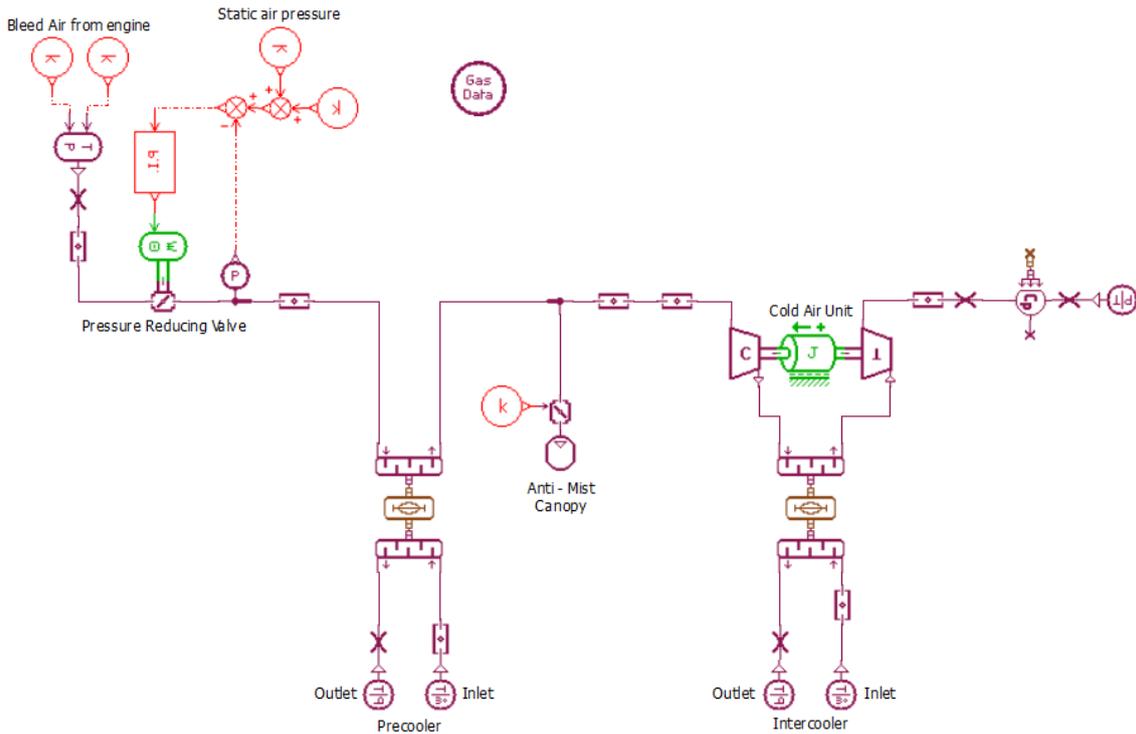


Figura 71 Modello di ECS Air Cycle Cooling System in Amesim

Come mostrato dallo schema del sistema completo in Figura 72, l'aria spillata dal motore, ad alta temperatura e pressione, viene trattata da questo sistema e costituisce la sorgente pneumatica in ingresso alla baia avionica alla temperatura T_{in} .

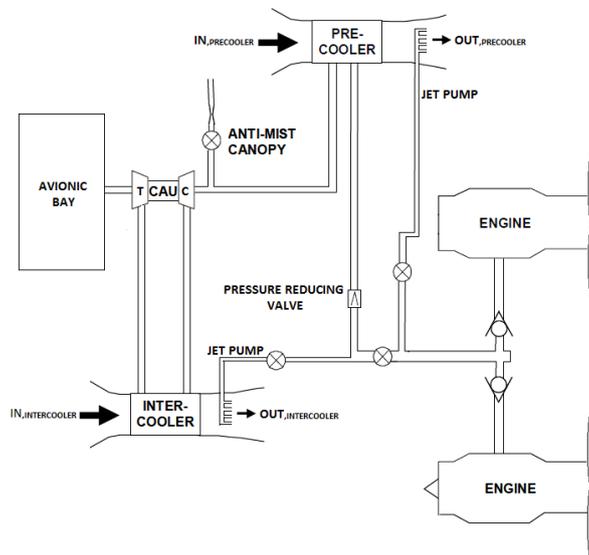


Figura 72 Schema interazione Sistema ECS Air Cycle – baia avionica

Il modello del sistema ECS può quindi essere legato al modello di baia avionica ottenendo il risultato in Figura 73.

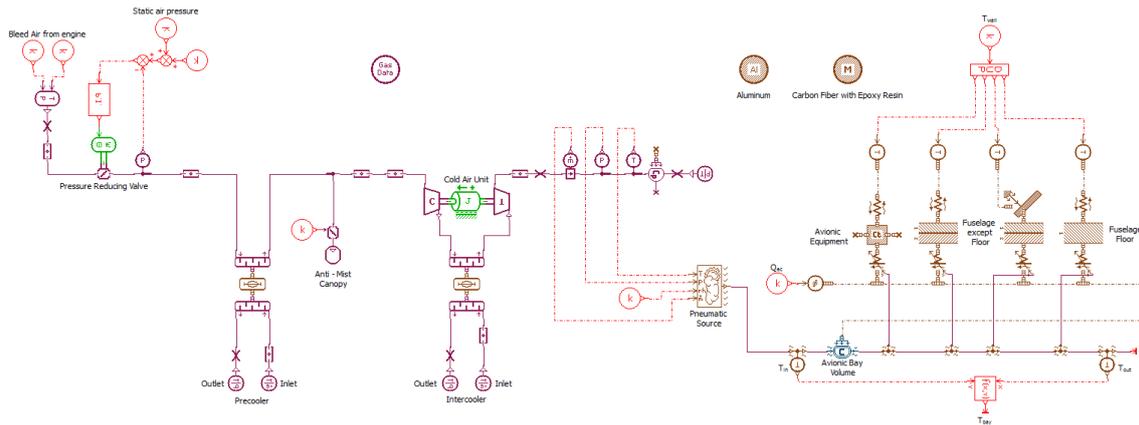


Figura 73 Modello completo di baia avionica con ECS basato su Air Cycle

Il modello completo ottenuto può essere simulato per trovare il dato di temperatura media in baia T_{bay} per ogni corner point come mostrato in Figura 74. Dal confronto con il sistemista sono stati determinati, per il motore impiegato dall'UAV e per tutti i corner points, i dati di pressione P_{bleed} e di temperatura T_{bleed} dell'aria spillata dal motore. La portata di aria spillata \dot{m}_{bleed} è stata posta pari al massimo valore possibile, per il motore dell'UAV considerato, di 0,16 kg/s. Assumendo un'area della presa d'aria di 150 cm² per il pre-cooler e di 100 cm² per l'inter-cooler è stato possibile determinare la portata di aria esterna in ingresso, al Pre-cooler e all'Inter-cooler, nei casi in volo. Nei casi a terra sono impiegati degli eiettori (jet pump), per fornire aria all'inter-cooler e al pre-cooler, che sfruttando l'effetto venturi permettono all'aria esterna di sviluppare una velocità di 150 nodi, pari a 77 m/s; l'uso delle jet pump, nei casi di taxi a terra o di emergenza, richiede il 10 % dell'aria spillata dal motore, quindi causa una diminuzione della portata di aria in baia.

Quota [ft]	Q_{ec} [W]	P_{bleed} [bar]	T_{bleed} [°C]	T_0 [°C]	P_0 [bar]	T_{rec} [°C]	$T_{IN,PREC/INTER}$ [°C]	$\dot{m}_{IN,PRECOOLER}$ [kg/s]	$\dot{m}_{IN,INTERCOOLER}$ [kg/s]	T_{bay} [°C]
0	4792	6	210	50	1,06825	50	50	1,26	0,84	59,5
0	4792	6	190	40	1,06825	40	40	1,26	0,84	49,2
0	4792	6	185	37	1,06825	37	37	1,26	0,84	46,3
0	4792	6	150	-34	1,06825	-34	-34	1,26	0,84	-9,5
0	4792	6	145	-48	1,06825	-48	-48	1,26	0,84	-20,1
3000	6954	15	310	40	1,03	41,3	41,3	0,7	0,47	90
46000	1500	6	290	-72	0,62	-61	-59	1,35	0,9	-32,1

Figura 74 Risultati del calcolo in Amesim per raffreddamento con ECS Air Cycle

Il sistema non riesce a garantire il rispetto del requisito prestazionale nel caso di volo a 3000 ft di quota con una temperatura ambientale di 40 °C, quindi non può essere impiegato per l'UAV in esame, a meno che non venga posta una limitazione sull'utilizzo del velivolo.

L'analisi prestazionale ha quindi permesso di capire, per il velivolo in esame, quale architettura di sistema deve essere utilizzata. Nota l'architettura impiegata per il sistema in esame si può proseguire lo sviluppo del modello funzionale, a partire dall'analisi in Black Box descritta nel paragrafo 4.3.

4.4.2 Architectural Design

In questa fase il Sistema analizzato è scomposto in parti passando dallo sviluppo in Black Box a quello in “White Box”. In questo modo si possono legare le operazioni del sistema alle parti architettoniche che le realizzano.

Alla fine del processo in “Black Box” tutte le operazioni sono allocate ad un unico blocco che rappresenta il sistema ECS, come si può vedere nel Block Definition Diagram (BDD) in Figura 75.

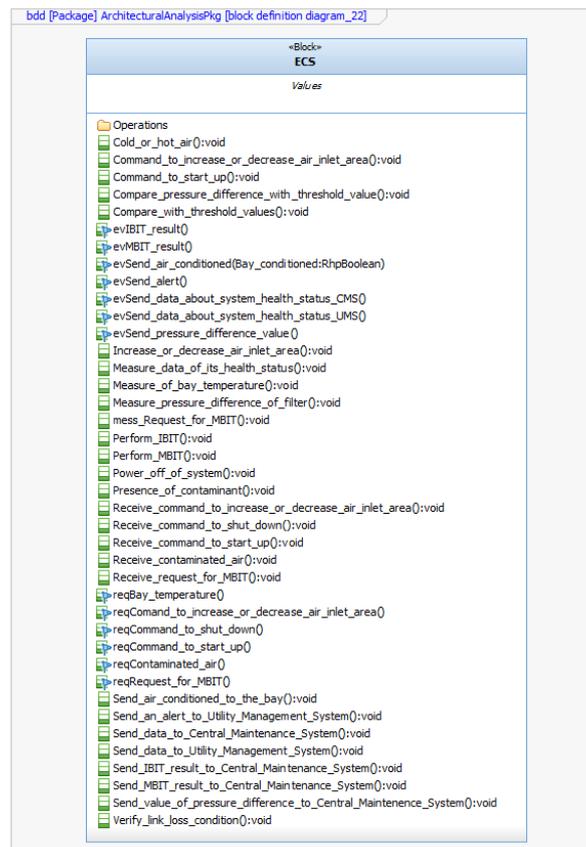


Figura 75 Block Definition Diagram

Si è scelto di decomporre il sistema ECS in quattro componenti architettoniche logiche, rappresentate nel Block Definition Diagram da blocchi collegati al blocco ECS mediante “Directed Composition”, come si vede in Figura 76, che sono:

- Air conditioning equipment: insieme degli elementi che trattano l’aria per raggiungere le condizioni richieste, oggetto dell’analisi prestazionale nella fase di Architectural Analysis.
- Control unit: unità che svolge tutti i compiti di controllo

- Filter: elemento filtrante che limita il passaggio di impurità
- Sensors: elementi che permettono di rilevare le condizioni all'interno della baia avionica e lo stato di salute del sistema.

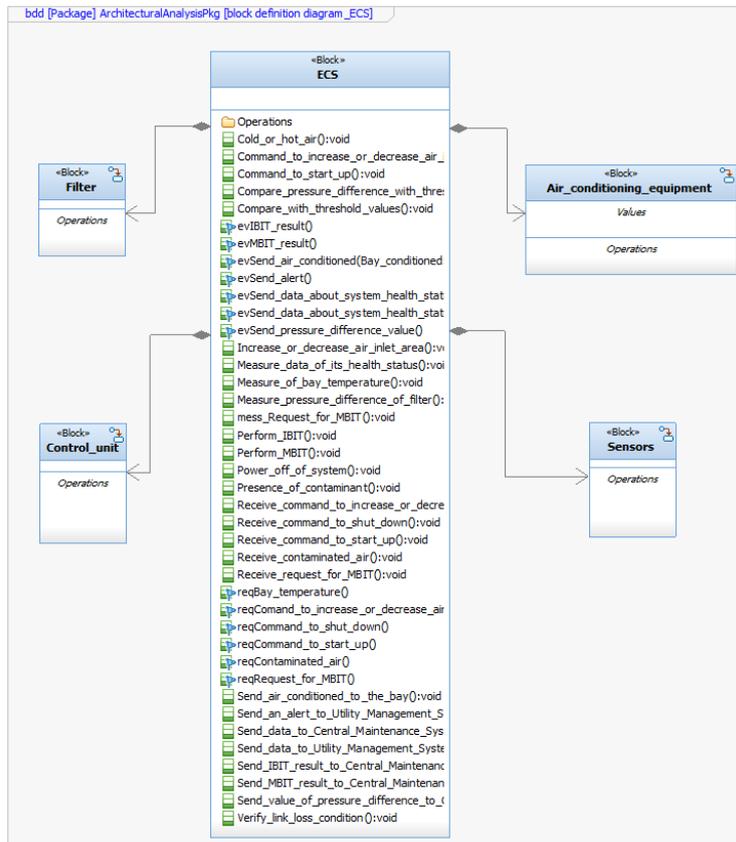


Figura 76 “White Box” Block Definition Diagram

Stabilita la decomposizione del sistema si rianalizzano gli Activity Diagram relativi a ogni Use Case, introducendo le parti coinvolte tramite la suddivisione dei diagrammi con linee verticali dette Swimlanes.

Nel caso dell’Activity Diagram analizzato nel paragrafo 4.3 si ottiene il risultato in Figura 77.

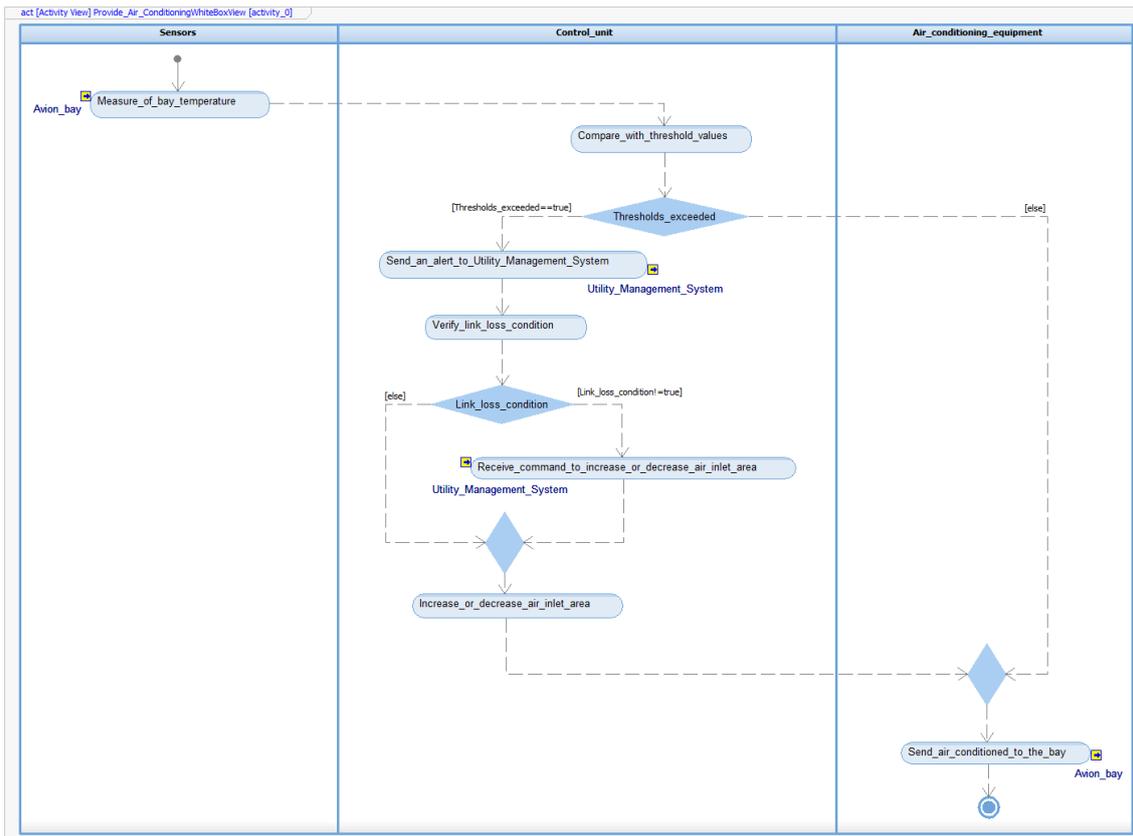


Figura 77 “Provide Air Conditioning” Activity Diagram White Box View

Come si può notare in questo caso sono tre le parti del sistema coinvolte nella realizzazione del caso d’uso. Anche se le attività presenti nel diagramma sono le stesse del Black Box, lo sviluppo in White Box permette di assegnare le operazioni alle singole parti coinvolte.

Realizzato l’Activity Diagram, è quindi possibile allocare le operazioni ad ogni blocco che compone il sistema ECS utilizzando l’SE-Toolkit “Allocate Operations from Swimlanes”, ottenendo il Block Definition Diagram in Figura 78.

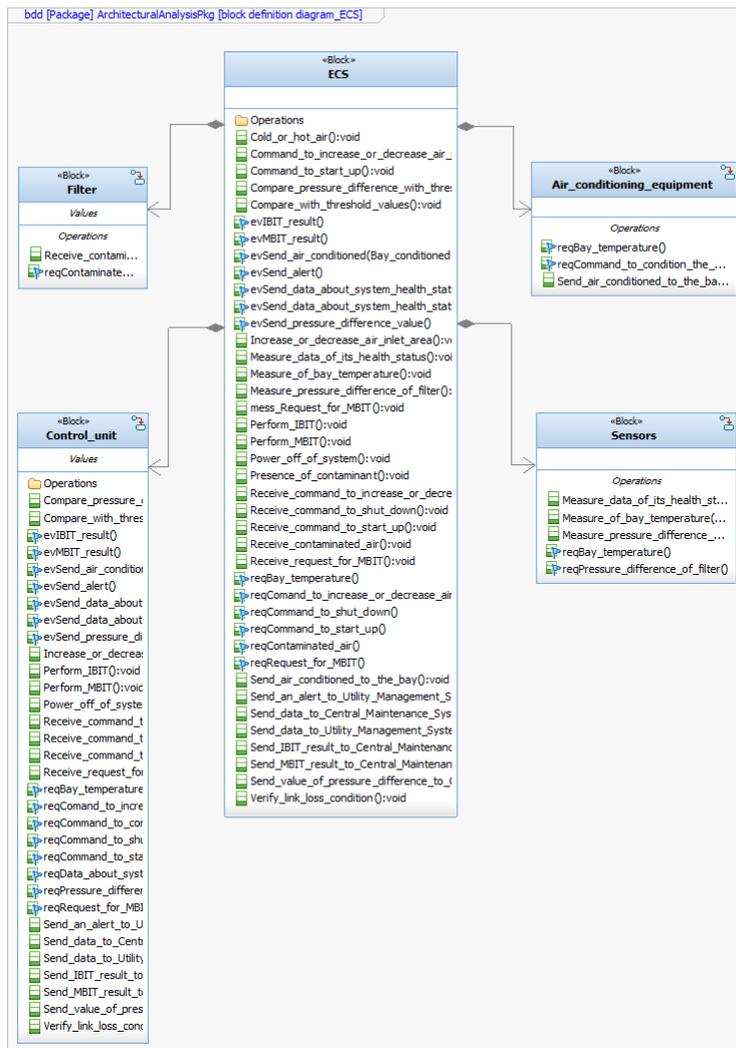


Figura 78 Block Definition Diagram con Operations allocate

Successivamente possono essere generati i Sequence Diagrams con le stesse modalità del paragrafo 4.3 ottenendo dei diagrammi in cui è chiara la decomposizione in parti e le interconnessioni tra le parti interessate con i relativi eventi. Per l' Activity Diagram in Figura 77 è stato ottenuto il diagramma in Figura 79.

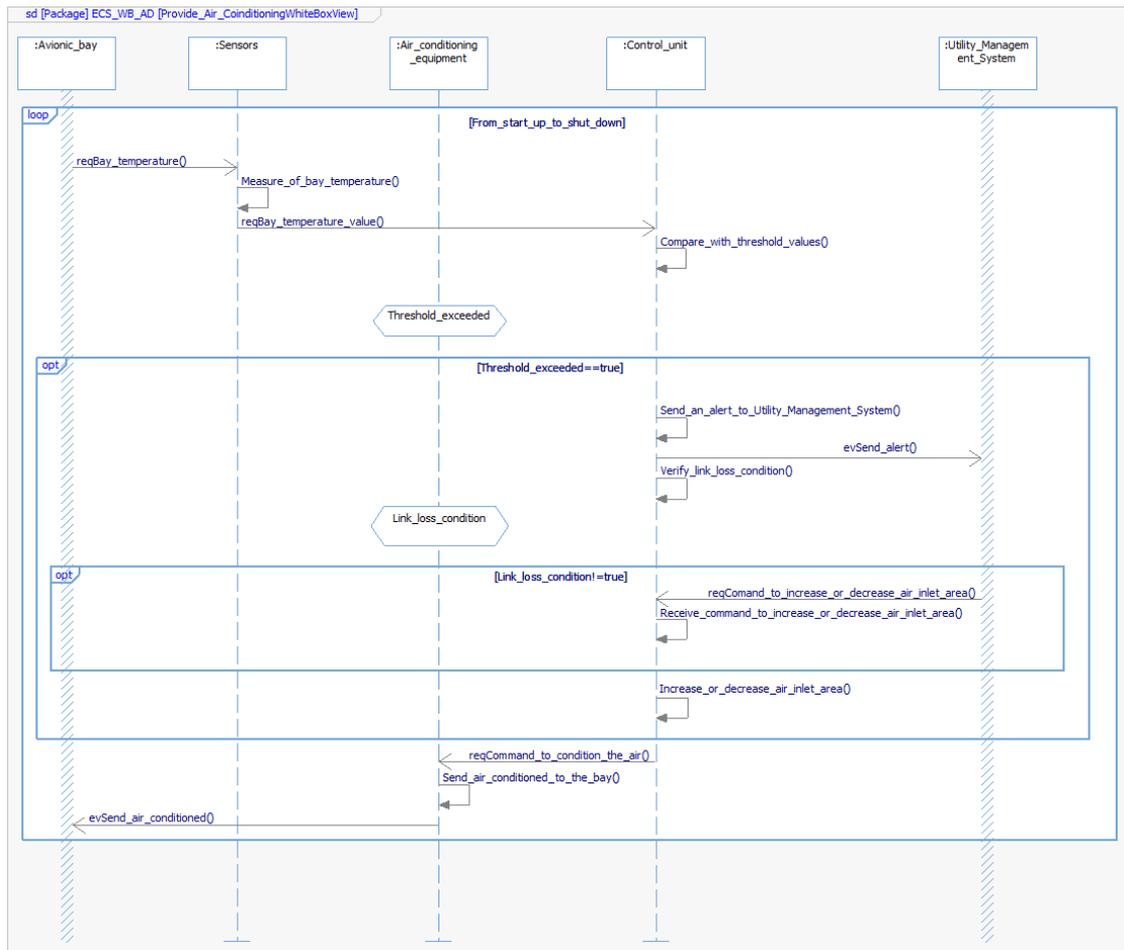


Figura 79 "Provide Air Conditioning" Sequence Diagram White Box View

Realizzati tutti i Sequence Diagrams è possibile, come visto in precedenza, ottenere l'Internal Block Diagram, mostrato in Figura 80, in cui sono presenti i quattro blocchi in cui è suddiviso l'ECS, le operazioni allocate, le porte e le interfacce.

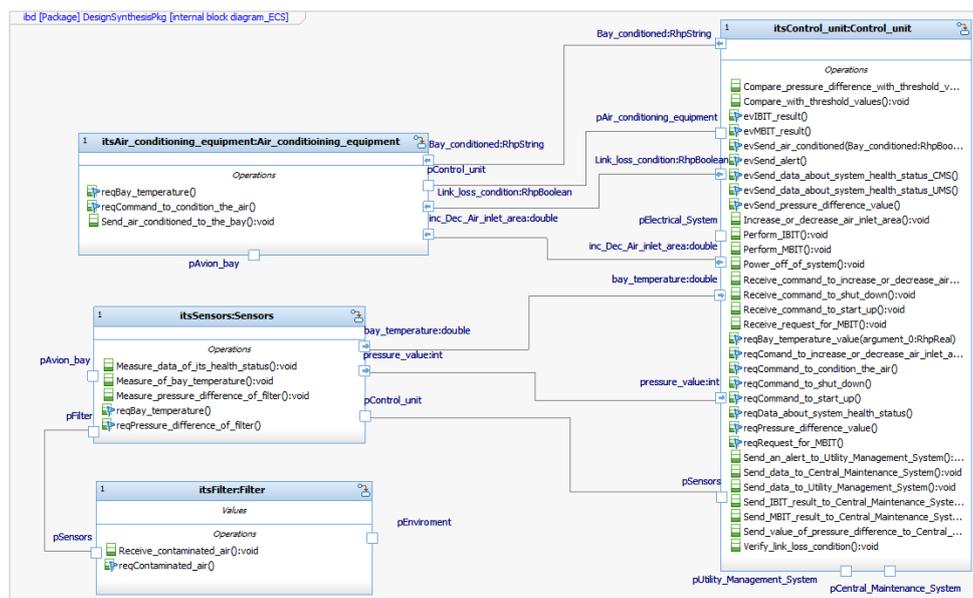


Figura 80 ECS Internal Block Diagram

Completata questa fase, possono esser creati gli Statechart Diagrams, relativi a ogni parte che compone il sistema, con le stesse modalità illustrate nel paragrafo 4.3.

Per ogni parte è stato ottenuto un diagramma, per chiarezza espositiva viene mostrato in Figura 81 solo quello relativo alla Control Unit. Per gli altri Statechart Diagrams si rimanda all'appendice C.

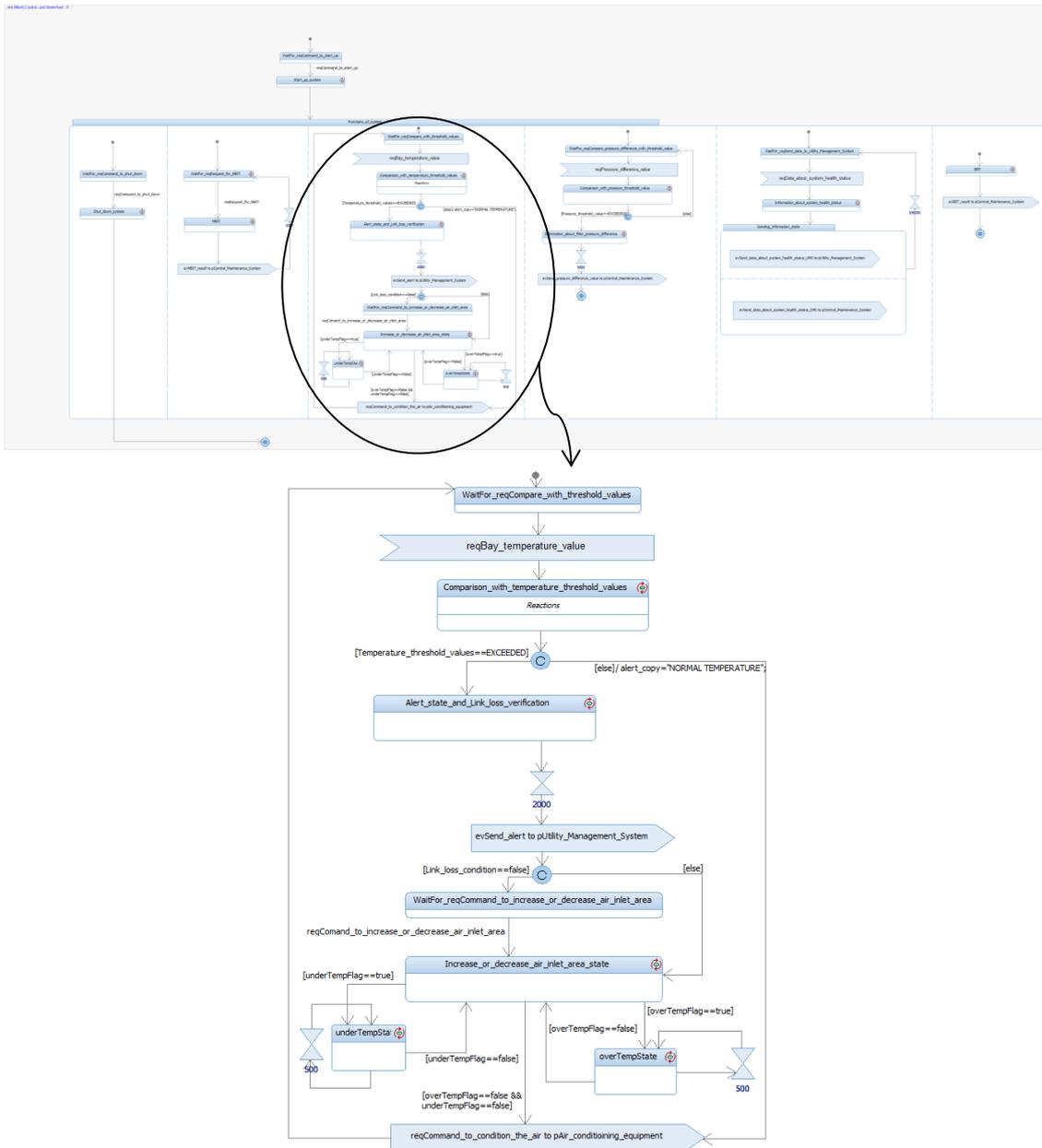


Figura 81 Control Unit Statechart Diagram

Come si può notare, oltre ai tools già presenti negli Statechart Diagrams Black Box, sono stati usati i tools “And line” e “Accept Time Event”. Il primo permette di suddividere la macchina a stati complessiva in sotto macchine a stati, il secondo viene usato in presenza di loop per assegnare un tempo dopo il quale il flusso avanza.

Anche in questo caso vi è la possibilità di simulare ogni Statechart Diagram realizzato, utilizzando l'apposita funzionalità del tool Rhapsody.

Per potersi interfacciare in modo efficace alle macchine a stati, è possibile creare un "Panel Diagram", un pannello che permette o di stimolare gli elementi della macchina a stati o di monitorarne lo stato delle stesse o di variabili utilizzate. In questo modo è possibile testare il comportamento del sistema, al manifestarsi degli eventi, con una modalità più semplice rispetto a quando si utilizzando gli strumenti di debug del tool Rhapsody. È l'output del processo di analisi funzionale e normalmente viene consegnato al cliente poiché è di immediato utilizzo e permette di capire se il sistema è stato sviluppato in maniera efficace.

Viene creato manualmente utilizzando i diagram tools mostrati in Figura 82.

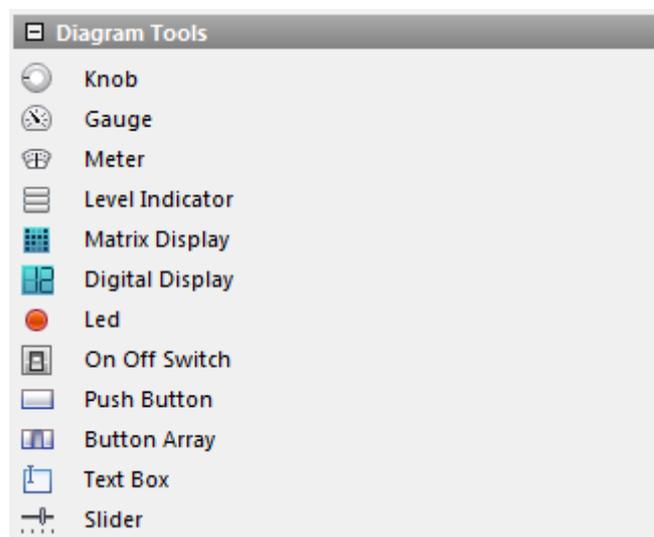


Figura 82 Panel Diagram Tools

In Figura 83 viene mostrato il Panel Diagram ottenuto per il sistema in esame.



Figura 83 ECS Panel Diagram

Questo strumento risponde alla necessità di effettuare una verifica dei requisiti del sottosistema come mostrato nel V-Diagram (Figura 9) e rappresenta quindi una valida

modalità per controllare con il cliente (esterno o interno) che il sistema risponda alle sue esigenze. Permette infatti di simulare la risposta del sistema a richieste fatte dall'esterno, come nel caso della richiesta dell'MBIT, a eventi che richiedono un intervento, come nel caso del raggiungimento di una temperatura troppo elevata in baia, e a casi di failure, come nella situazione di perdita della connessione.

Con l'utility "Run" del tool Rhapsody è possibile avviare la simulazione del Panel Diagram che inizialmente si presenta come nel primo screen in Figura 84.

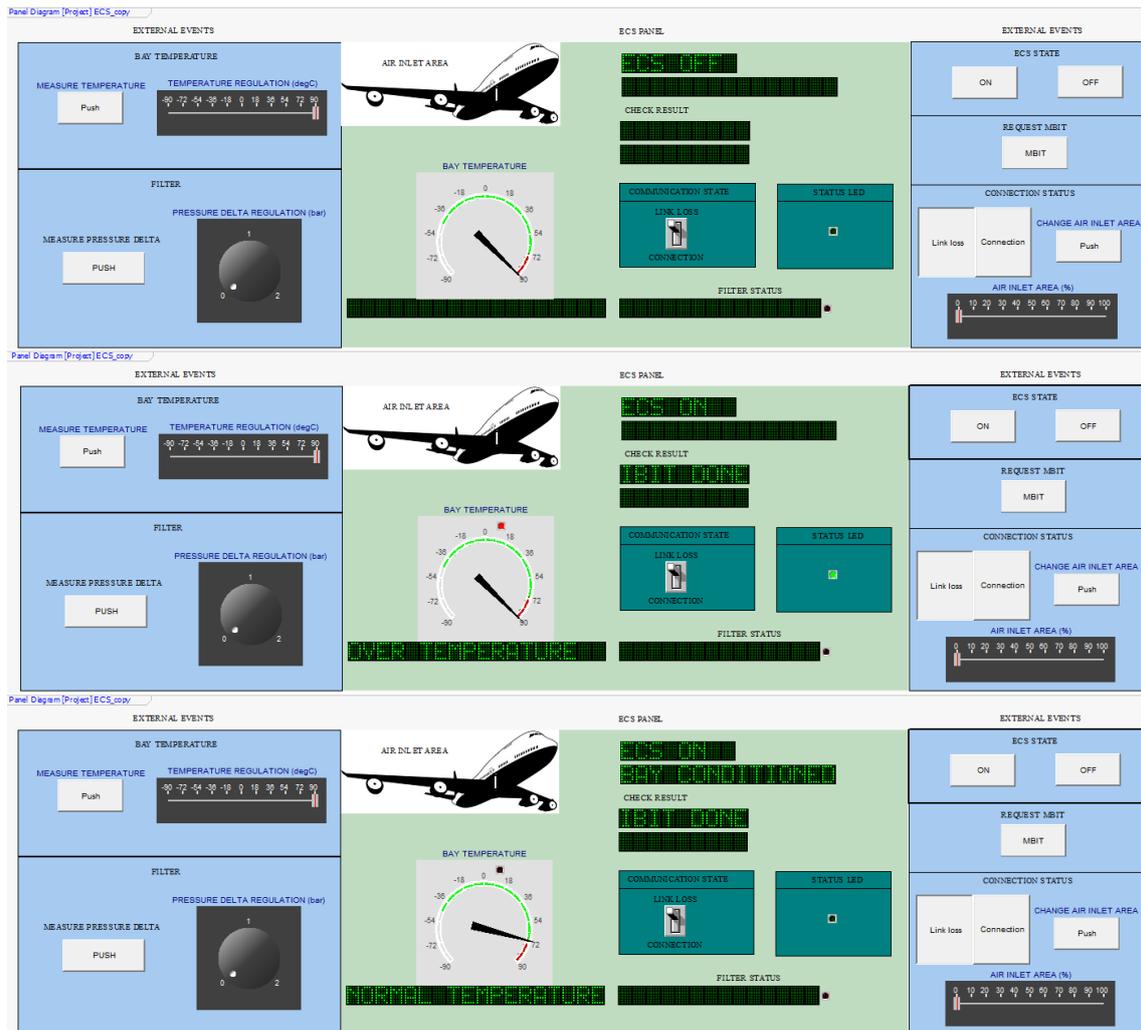


Figura 84 ECS Panel Diagram durante la simulazione

Come si può notare nel primo screen della Figura 84, all'inizio della simulazione il "Matrix Display" mostra che il sistema ECS è spento. Nel secondo screen della Figura 84 come indicato dal "Matrix Display", dal "Gauge", dal "Button Array" e dall' "On-Off Switch" il sistema ECS è stato acceso, agendo tramite l'apposito "Push Button" e la baia è in una condizione di temperatura troppo elevata (Over Temperature), essendo stata superata la soglia di +71 °C; inoltre vi è la mancanza di connessione con la Ground

Station. Per i requisiti inizialmente stabiliti e per come è stato sviluppato, il sistema dovrebbe essere in grado di riportare autonomamente la baia in condizioni tali da rispettare il requisito prestazionale di temperatura. Una prova di ciò si ottiene, come mostrato nel terzo screen della Figura 84 agendo sul “Push Button” Measure Temperature, che attiva la misurazione della temperatura in baia da parte dei sensori del sistema ECS, e notando come, sulla base delle macchine a stati prima definite, la temperatura indicata dal Gauge si riporta nel range di temperature accettabile.

Terminata la seconda sottofase di Design Synthesis resta da implementare la terza e ultima sottofase.

4.4.3 Next Level of Decomposition or Detailed Architectural Design

Il Detailed Architectural Design consiste nel decomporre i Black Box Sequence Diagram relativi a tutti gli Use Cases, nel definire porte e interfacce, nel definire il comportamento basato sugli stati dei blocchi e infine nel verificare il modello di architettura di sistema. Ciò è fatto quando il livello più basso di analisi è raggiunto e non si può decomporre ulteriormente il sistema.

Nel caso in esame si è operato finora ad alto livello, il sistema può quindi essere decomposto realizzando un'analisi di secondo livello che permette di definire i requisiti funzionali di livello L2 relativi alle sottofunzioni svolte dalle sottounità considerate.

Per l'analisi di livello L2 è stata presa in considerazione la Control Unit, una delle 4 parti che compongono il sistema ECS; per analizzarla nel dettaglio è stata decomposta in quattro sottounità: Elaboration subunit, Communication Subunit, Supply Subunit e Command Subunit.

Definita la decomposizione, gli Activity Diagrams del livello L1 devono essere rielaborati andando a scomporre le attività per poi assegnarle alle sottounità coinvolte.

Per l'Activity Diagram trattato nel paragrafo 4.4.2 è stato ottenuto il risultato in Figura 85, mentre per gli altri Activity Diagrams si rimanda all'Appendice C.

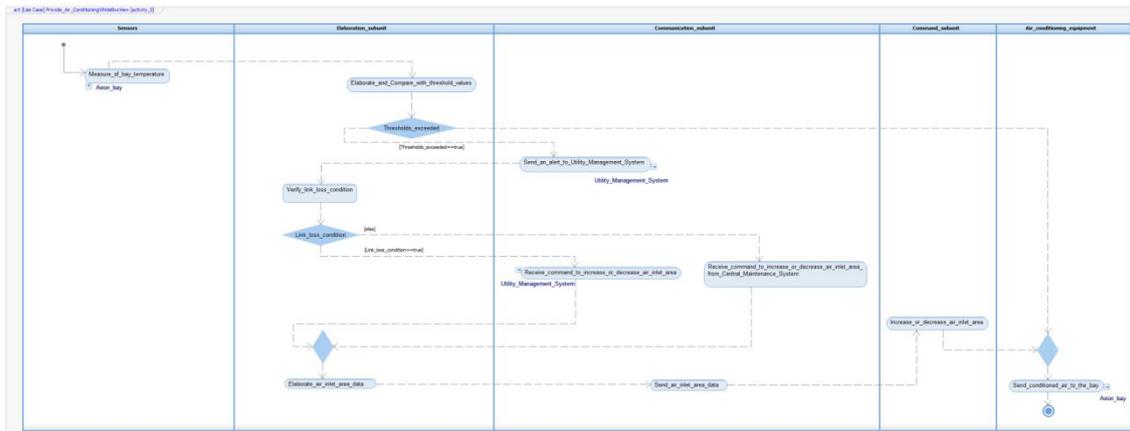


Figura 85 "Provide Air Conditioning" Activity Diagram L2

Come si può vedere l'area relativa alla Control Unit è stata suddivisa, tramite l'impiego di Swimlane, nelle tre zone relative alle sottounità coinvolte nella realizzazione delle attività. In questo modo si assegnano tutte le operazioni alle sottounità e, dettagliando meglio le attività, può nascere la necessità di generare sottofunzioni ausiliarie alla funzione principale.

Se si considera l'esempio in Figura 86, relativo allo Use Case "Monitor its health status" si può vedere come la singola attività, svolta dalla Control Unit, di invio di dati al Central Maintenance System del livello L1 necessita di più attività, che coinvolgono le sottounità di comunicazione ed elaborazione, per essere descritta nel livello L2 poiché è necessaria la presenza di un ciclo di acknowledge che permetta di allertare l'Utility Management System nell'eventualità in cui il Central Maintenance System non riceva i dati .

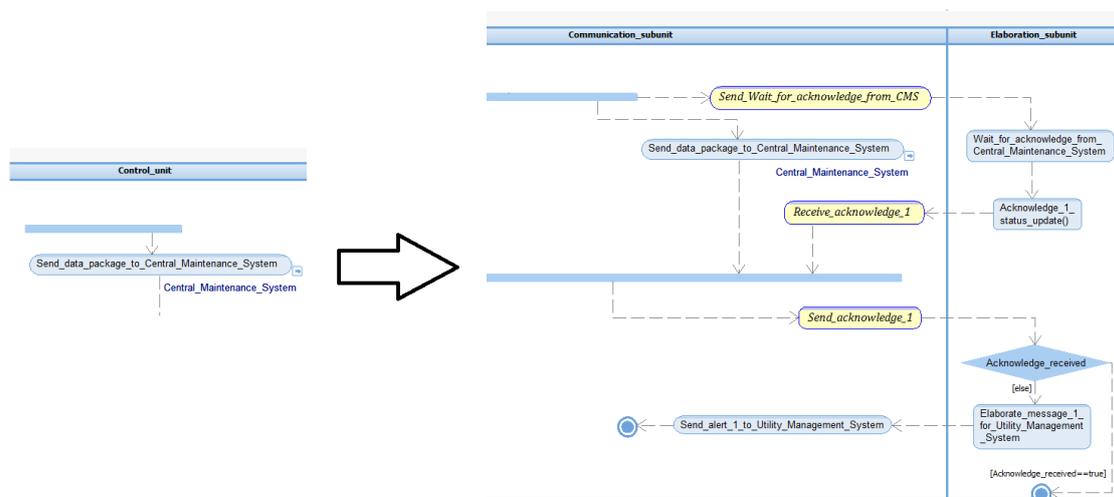


Figura 86 Passaggio dal livello L1 al livello L2

Una volta rielaborati gli Activity Diagram per ogni Use Case, ogni attività risulta assegnata alla sottounità che la realizza ed è possibile, tramite il SE-Toolkit “Allocate Operations from Swimlanes”, allocare le Operations a ogni blocco del Block Definition Diagram, mostrato in Figura 87.

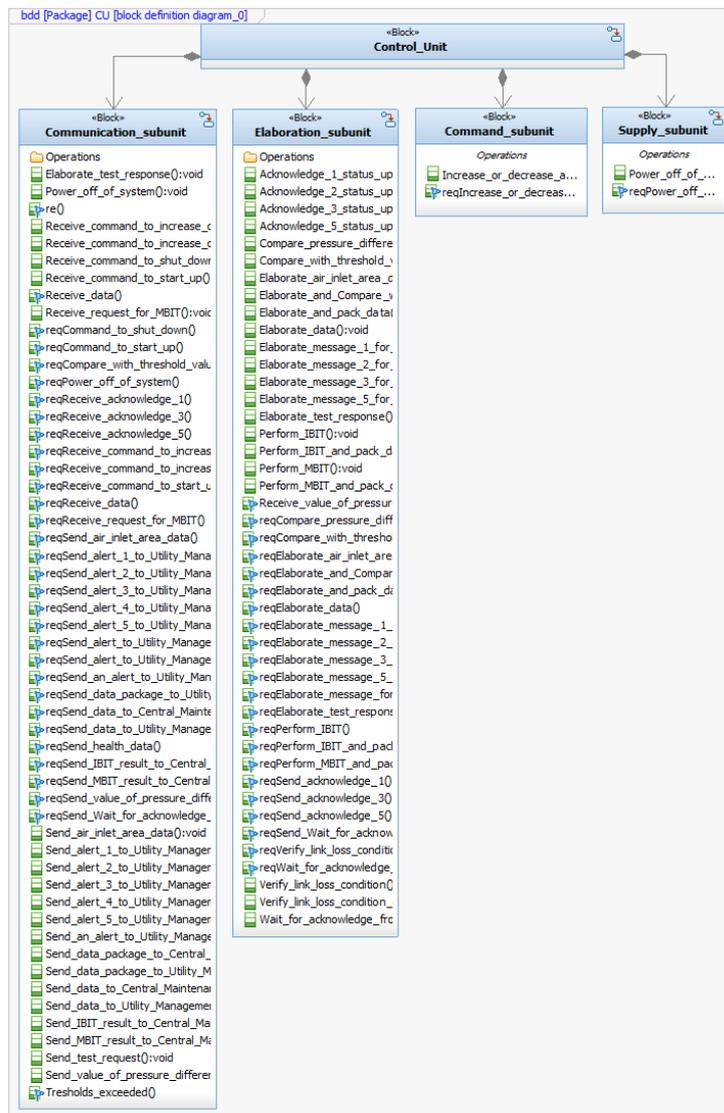


Figura 87 Block Definition Diagram L2

In seguito si può procedere, come visto per il livello L1, alla realizzazione dei Sequence Diagrams. Gli stati che presentano lo sfondo giallo in Figura 86 sono dei “MessageAction” e sono necessari dopo un Fork Node o un Join Node per tener traccia degli Events tra sottounità all’interno dei Sequence Diagrams.

In Figura 88 è mostrato il Sequence Diagram ottenuto per l’ Activity Diagram analizzato.

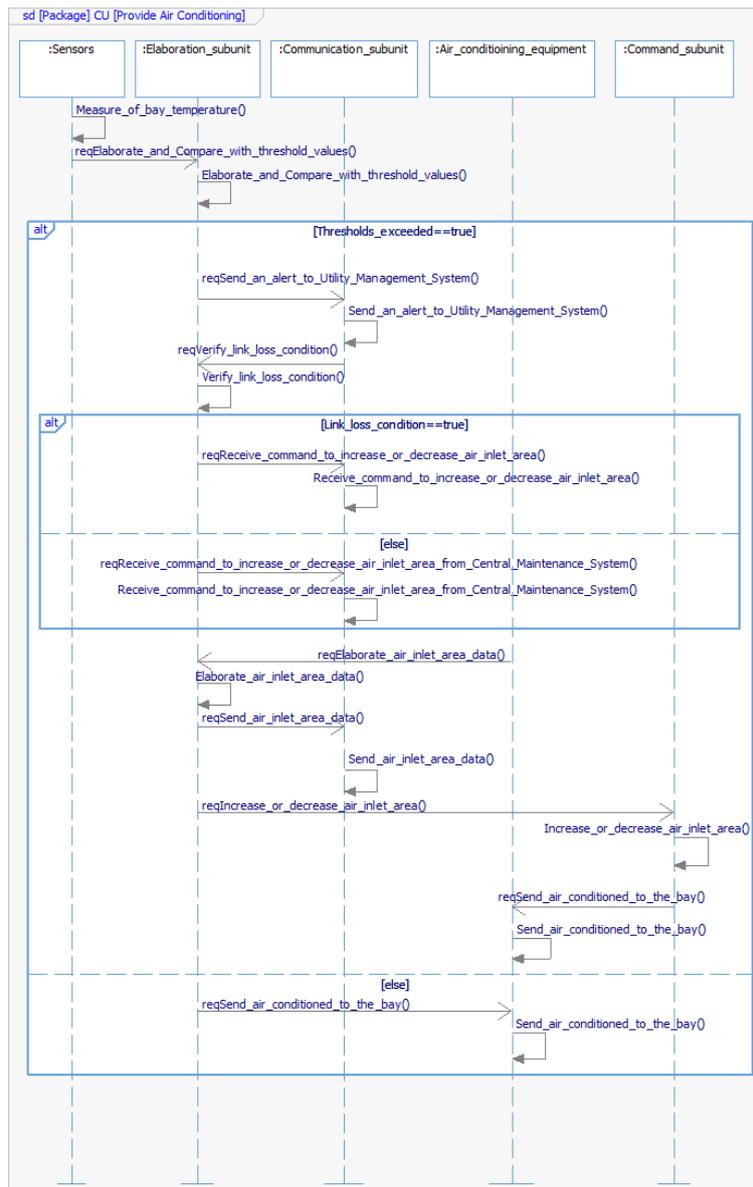


Figura 88 "Provide Air Conditioning" Sequence Diagram L2

Terminata la fase di realizzazione dei Sequence Diagrams possono essere generate, tramite l'SE Toolkit "Create Ports and Interfaces", le porte e interfacce che appaiono nell'Internal Block Diagram in Figura 89.

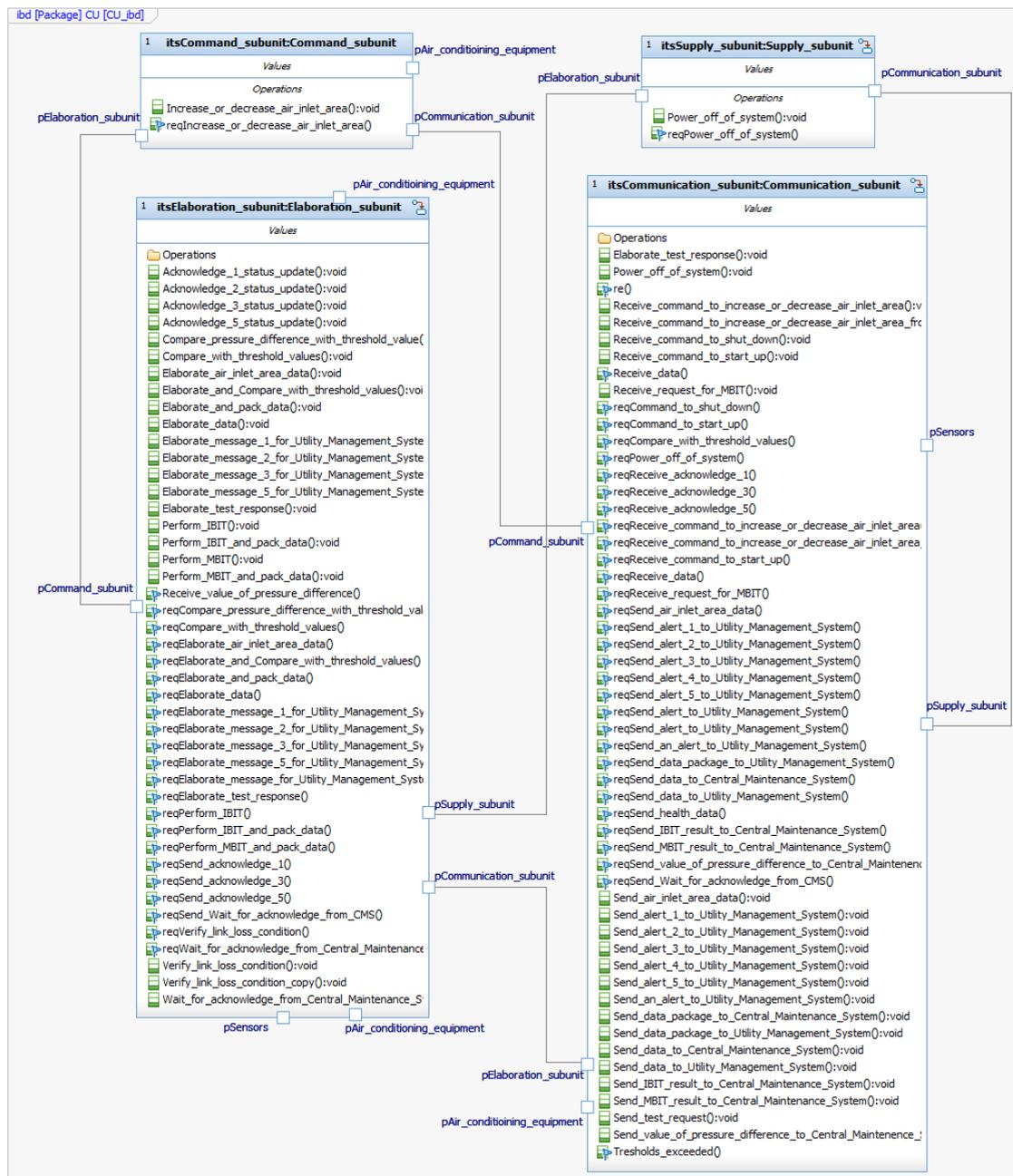


Figura 89 Control Unit Internal Block Diagram

Successivamente si procede con la generazione (opzionale, in base ai criteri già visti nel par. 4.3) delle macchine a stati per le sottounità. In Figura 90 è mostrato lo Statechart Diagram per la Communication subunit. Per gli Statechart Diagrams relativi alle altre sottounità si rimanda all'appendice C. Come si può notare è frequente l'uso di Send Actions e di Accept Event Actions dovuto alla decomposizione della Control Unit in sottounità che comunicano frequentemente tra loro.

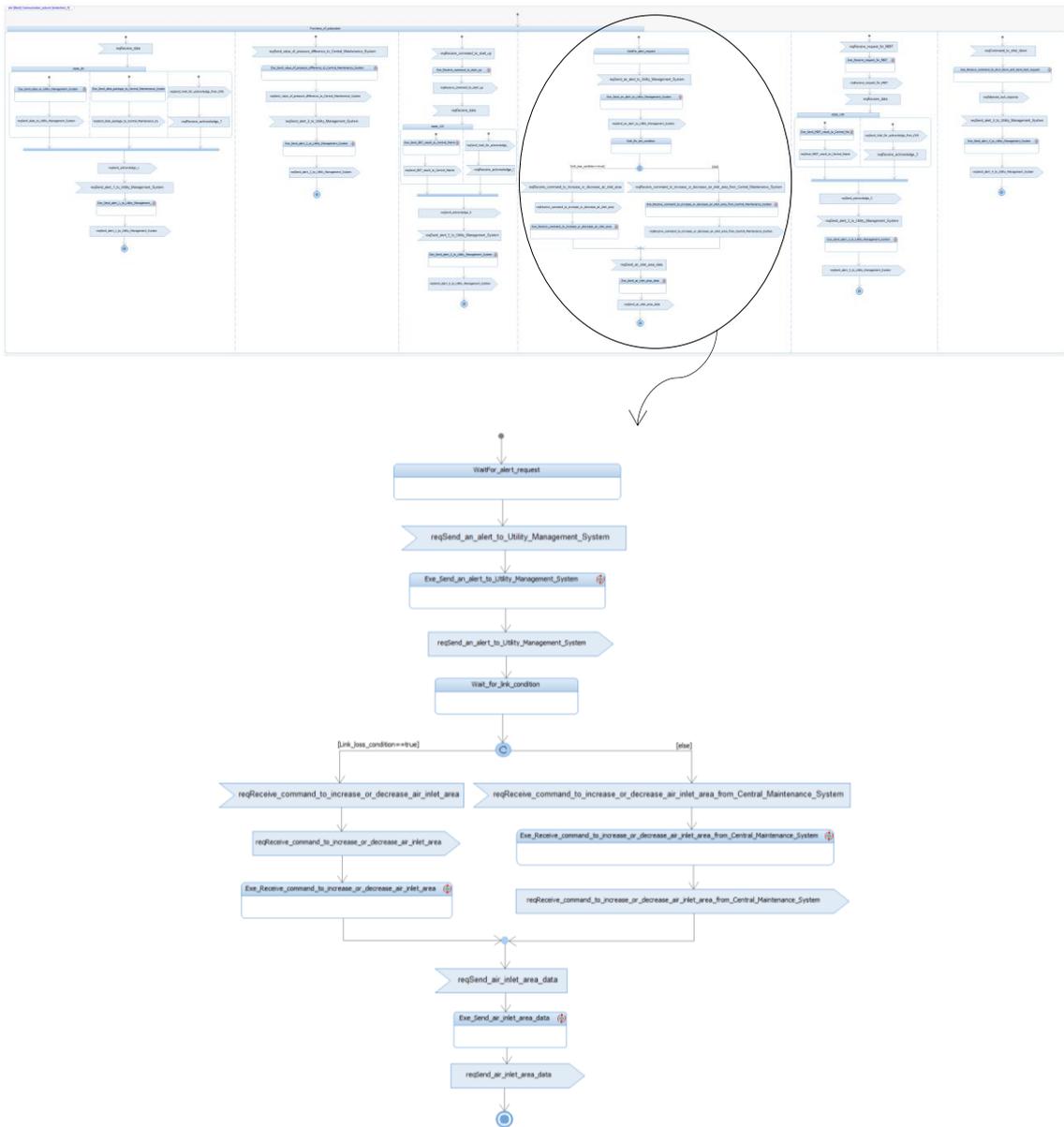


Figura 90 Communication Subunit Statechart Diagram L2

Ottenuti tutti i diagrammi è possibile derivare i requisiti di secondo livello sulla base delle nuove funzionalità descritte grazie al processo sviluppato.

La lista dei requisiti di livello L2 ottenuti, inserita in Doors Next Generation, è mostrata in Figura 91.

Contents	Category
~ 1 Messages to CMS	
All messages sent to CMS and related to health data must be treated as mission critical	Functional
All messages sent to CMS and related to the filter pressure difference must be treated as mission critical	Functional
All messages sent to CMS and related to the MBIT must be treated as mission critical	Functional
All messages sent to CMS and related to the IBIT must be treated as mission critical	Functional
Data exchange with CMS must always present an acknowledge cycle	Functional
The acknowledge of receipt of the information sent to CMS must occur every 50 ms	Functional
If no acknowledge is received from CMS, the UMS must be warned	Functional
The waiting time before warning the UMS must be 100 ms	Functional
The warning message to UMS must contain at least the source of the problem and which data has not been updated	Functional
~ 2 Filter	
The sensor data must be read every 40 ms	Functional
~ 3 Shut down	
When the ECS system is requested to shut down, a test must be carried out to verify that there are no conditions that do not allow shutdown	Functional
If the test before switching off is not satisfied, the ECS system can not be switched off	Functional
If the test before switching off is not satisfied an alarm message must be sent to UMS	Functional
The warning message sent to UMS must be treated as mission critical	Functional
The alarm message to UMS must contain at least the source of the problem and the system's criticalities	Functional
~ 4 Link loss	
Verification of the link loss condition must only be carried out after the threshold has been exceeded	Functional
The link loss condition is verified by exploiting the information in the aircraft's communication system	Functional

Figura 91 Requisiti L2 con categoria di appartenenza in Doors Next Generation

Termina così la fase di analisi di secondo livello (L2) che ha permesso di ottenere i requisiti derivati di un livello di dettaglio e di allocare tutte le operazioni alle sottounità definendo tutte le loro porte e interfacce.

5. Metodologie per il riutilizzo nello sviluppo di prodotto e di processo

Il riutilizzo ha l'obiettivo di sfruttare in un nuovo progetto le capacità precedentemente sviluppate allo scopo di migliorare le caratteristiche del progetto (cioè costo, programma, rischio).

Nel settore aerospaziale continua a crescere la domanda di sistemi con prestazioni superiori, costi inferiori, compatibilità più ampia, maggiore affidabilità, cicli di sviluppo più brevi e sistemi integrati sempre più complessi. Tuttavia, lo sviluppo di sistemi a maggiore complessità può portare a tempi più lunghi e costi più elevati. Al fine di diminuire alcuni dei costi e il carico di lavoro per lo sviluppo di un progetto, elementi di un sistema sviluppato in precedenza sono frequentemente riutilizzati nel nuovo sistema. Gli elementi riusati non sono limitati ai prodotti o sottosistemi, ma possono essere conoscenza, processi, metodologie, strumenti, ecc.

Oltre ai sistemi sempre più complessi, sono pochi i sistemi sviluppati completamente da zero e anche se un sistema è in gran parte nuovo, quasi ogni elemento del sistema, processo o componente è basato su conoscenze o capacità derivate da esperienze precedenti.

Il riutilizzo nello sviluppo del prodotto consiste tipicamente nella progettazione di piattaforme/famiglie di prodotti "core" (civili, militari, UAV, trainers) che possono fungere da base per più versioni di prodotti in diversi domini applicativi. La motivazione per il riutilizzo nel dominio dello sviluppo del prodotto è di ridurre i tempi di sviluppo per i nuovi prodotti e mantenere l'agilità del mercato attraverso varie famiglie di prodotti. Ciò si ottiene sviluppando un prodotto generico che può essere ulteriormente specializzato per applicazioni specifiche o un prodotto che è destinato ad essere riutilizzato.

La gestione strutturata dei processi tecnici aziendali, in ottica riuso, richiede la capacità di documentare e facilitare la ripetizione di attività o sequenze di attività che richiederebbero tempi e costi maggiori se eseguite in base alla sola conoscenza personale.

A supporto del riutilizzo degli elementi sviluppati possono essere presi in considerazione i seguenti aspetti:

- Approccio alla progettazione modulare e standardizzata (e.g. applicazione normativa ASD S1000D):

la progettazione modulare consiste nel progettare sistemi complessi cercando di utilizzare architetture di elementi/componenti, detti moduli, che svolgono ognuno delle precise funzioni. I moduli sono indipendenti tra loro, interagiscono minimamente con il mondo esterno, possono essere testati singolarmente e permettono di dichiarare esplicitamente le interfacce mediante le quali comunicano tra loro. Il vantaggio di questo tipo di progettazione è che i moduli possono essere sviluppati singolarmente, anche da sviluppatori differenti, e che possono essere riutilizzati. Ad esempio, nell'analisi funzionale svolta sul Componente Control Unit, ognuno dei blocchi in Figura 89, con le sue operazioni e con le sue porte, può essere estratto dal modello sviluppato e impiegato in un nuovo progetto in cui si interfaccia anche con elementi differenti. Può quindi essere sviluppato un modello, per ogni famiglia dei prodotti aziendali, che è costituito da un numero maggiore di componenti e funzionalità rispetto a quelli richiesti dal singolo progetto, ma che può essere successivamente adattato allo specifico programma.

La normativa ASD S1000D permette di definire con un approccio alla progettazione standardizzata, per ogni tipologia di prodotto, i vari sistemi, sottosistemi e componenti logici e fornisce delle linee guida per la loro identificazione univoca. Adottando tali linee guida è possibile gestire elementi del sistema come moduli facilmente rintracciabili in ottica riuso non solo in fase di progettazione, ma anche nelle fasi di supporto logistico dove è richiesta la gestione del prodotto modulare. Ad esempio il sistema ECS ha codice 21, mentre l'unità di Air Conditioning Equipment trattata nell'elaborato corrisponde al sottosistema Cooling avente codice 21 – 50.

- Gestione strutturata degli elementi che vengono sviluppati (e.g. Velivolo L0, Sistema L1, Sottosistema L2, ecc..) utilizzando strumenti che ne supportano la loro modifica/sostituzione e l'analisi di impatto:

può essere richiesta la modifica o l'eventuale sostituzione di un componente di un sistema con un nuovo componente che implementi nuove funzionalità. Dal punto di vista funzionale si deve avere ben chiaro quali sono le funzionalità che il componente permetteva e qual è l'impatto della modifica sugli altri componenti del sistema. Ciò è possibile grazie al tool Rhapsody che permette la generazione di matrici di tracciabilità e di diagrammi relativi alle analisi impatto.

Per il sistema trattato nell'elaborato, possono essere ottenute le matrici di tracciabilità nelle Figure 92 e 93 e i diagrammi relativi alle analisi di impatto, come quello parzialmente mostrato in Figura 94. Queste matrici consentono di tenere traccia dei legami tra le operazioni svolte dal singolo componente e le operazioni di livello superiore e tra le operazioni svolte dal singolo componente e i requisiti funzionali.

L2 Requirements - L2 Operations			
From: Operation	Scope: CU		
	Send_alert_2_to_Utility_Management_System	Send_alert_3_to_Utility_Management_System	Send_alert_4_to_Utility_Management_System
7572: If no acknowledgement is received from CMS ...	7572: If no acknowledgement is received from CMS ...	7572: If no acknowledgement is received from CMS ...	
7573: The waiting time before warning the UMS ...	7573: The waiting time before warning the UMS ...	7573: The waiting time before warning the UMS ...	
7577: The sensor data must be read every 40 ms			
7574: The warning message to UMS must contain ...	7574: The warning message to UMS must contain ...	7574: The warning message to UMS must contain ...	
7571: Data exchange with CMS must always prese...			
7579: The acknowledgement of receipt of the inform...			
7570: Messaggi inviati al CMS			
7591: If the test before switching off is not ...			
7597: Verification of the link loss condition ...			
7594: All messages sent to CMS and related to ...			
7599: The link loss condition is verified by e...			
7595: The warning message sent to UMS must be ...			7595: The warning message sent to UMS must be ...
7596: The alarm message to UMS must contain at...			7596: The alarm message to UMS must contain at...
7592: All messages sent to CMS and related to ...			
7584: When the ECS system is requested to shut...			
7585: If the test before switching off is not ...			7585: If the test before switching off is not ...
7593: All messages sent to CMS and related to ...			

Figura 92 Matrice di tracciabilità con i legami tra i requisiti L2 e le operazioni L2

L1 Operations - L2 Operations			
From: Event, Operation	Scope: ArchitetturaDesignPkg		
	Wait_for_acknowledge_from_Central_Maintenance_System	Acknowledge_1_status_update	Elaborate_message_2_for_Utility_Management_System
Compare_pressure_difference_with_threshold_value			
Compare_with_threshold_values			
Increase_or_decrease_air_inlet_area			
Measure_data_of_its_health_status			
Measure_of_bay_temperature			
Measure_pressure_difference_of_filter			
Perform_IBIT			
Power_off_of_system			
Receive_command_to_increase_or_decrease_air_inlet_area			
Receive_command_to_shut_down			
Receive_command_to_start_up			
Receive_contaminated_air			
Send_IBIT_result_to_Central_Maintenance_System			
Send_air_conditioned_to_the_bay			
Send_an_alert_to_Utility_Management_System			
Send_data_to_Central_Maintenance_System			
Send_data_to_Utility_Management_System			
Send_value_of_pressure_difference_to_Central_Maintenance_System			
Verify_link_loss_condition			
Compare_with_threshold_values			
Increase_or_decrease_air_inlet_area			
Perform_IBIT			
Perform_MBIT			
Receive_command_to_increase_or_decrease_air_inlet_area			
Receive_command_to_shut_down			
Send_data_to_Central_Maintenance_System	Send_data_to_Central_Maintenance_System	Send_data_to_Central_Maintenance_System	
Send_IBIT_result_to_Central_Maintenance_System	Send_IBIT_result_to_Central_Maintenance_System		
Send_MBIT_result_to_Central_Maintenance_System	Send_MBIT_result_to_Central_Maintenance_System		
Send_value_of_pressure_difference_to_Central_Maintenance_System	Send_value_of_pressure_difference_to_Central_Maintenance_System		
Send_alert_to_Utility_Management_System			Send_alert_to_Utility_Management_System

Figura 93 Matrice di tracciabilità con i legami tra i requisiti L2 e i requisiti L1

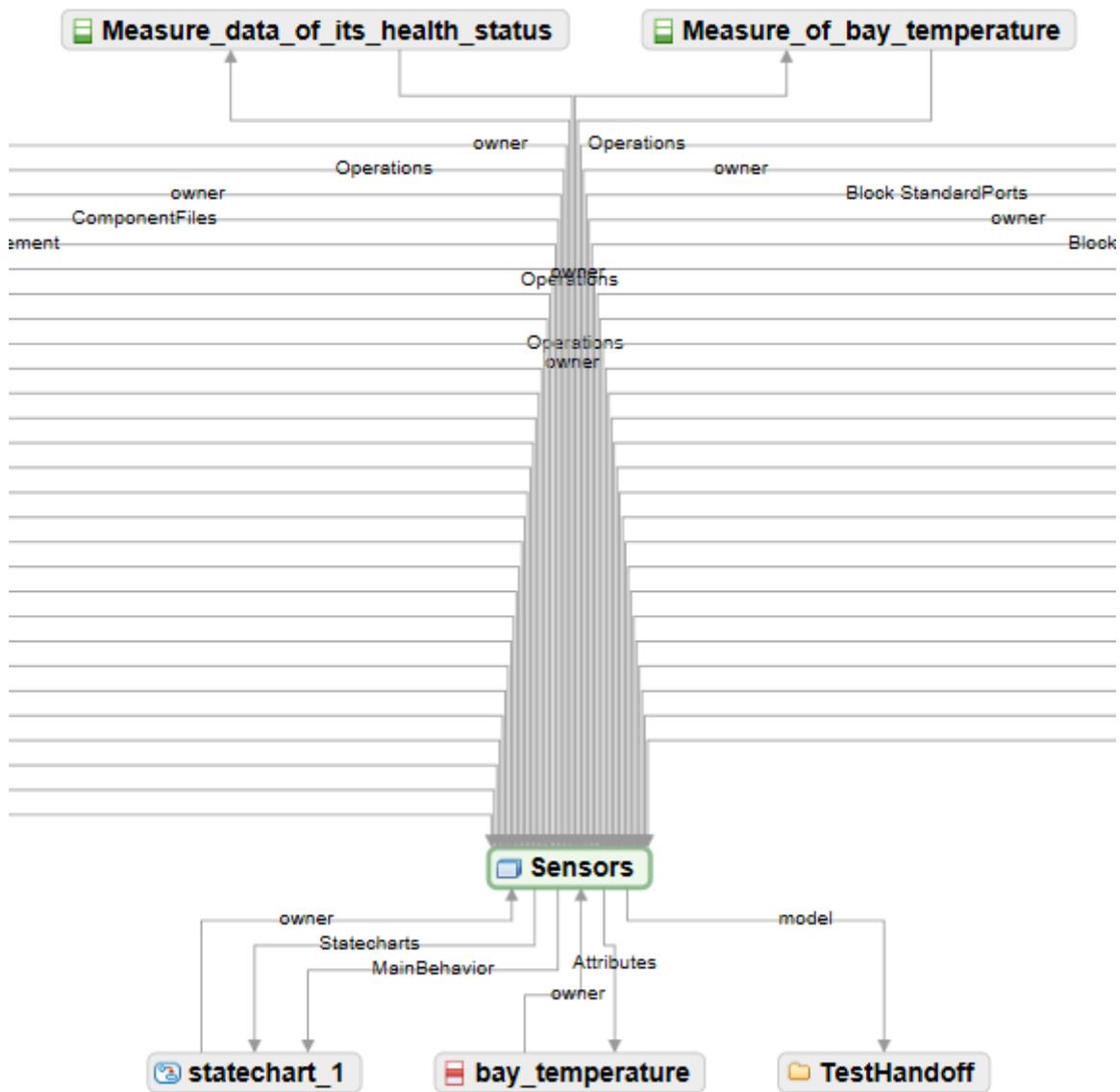


Figura 94 Diagramma relativo all'analisi di impatto del blocco "Sensors"

L'analisi di impatto permette di comprendere quali sono gli elementi, di livello superiore, su cui ha influenza ogni componente e quali sono le funzionalità richieste che permettano al sistema di funzionare in base alle richieste di modifica / sostituzione summenzionate.

Si può quindi procedere, sempre utilizzando le metodologie viste in precedenza, alla modifica del componente o alla sua sostituzione con un altro che soddisfi i nuovi requisiti.

La generazione di una matrice di tracciabilità alla fine dell'esercizio permetterà di mostrare il soddisfacimento dei requisiti di modifica.

- Gestione di Librerie di elementi standard da riutilizzare:

il software Amesim permette la generazione di elementi, detti supercomponenti, i quali sono la sommatoria di parti dei modelli prestazionali ottenuti. Sono formati dall'unione di più elementi e possono essere salvati nelle librerie aziendali del software in modo da poter essere riutilizzati da chiunque ne abbia accesso, sfruttandoli per la creazione dei propri modelli. Permettono di ottenere un notevole risparmio di tempo in fase di generazione dei modelli da parte del sistemista e quindi un aumento della produttività aziendale.

Il modello termico della baia in Figura 56 può essere convertito in un unico supercomponente, mostrato in Figura 95.

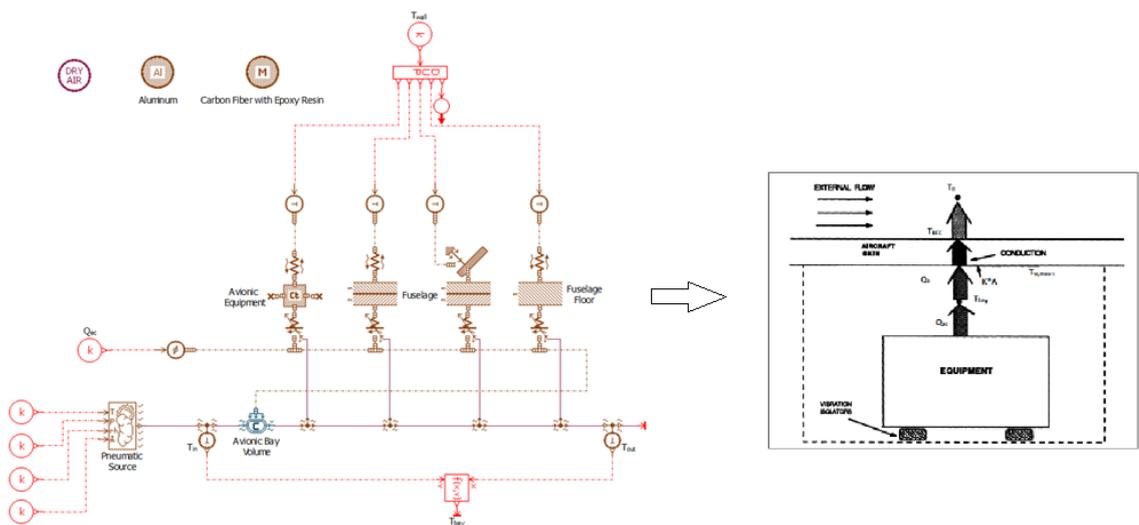


Figura 95 Supercomponente della baia avionica

Potendo variare i dati della geometria della baia, delle proprietà dell'aria e dei materiali impiegati, questo supercomponente potrà essere adattato e impiegato per simulare il comportamento della baia avionica, di qualsivoglia velivolo, interessata da scambi termici e raffreddata da una sorgente pneumatica.

Anche gli elementi che costituiscono i sistemi di raffreddamento, analizzati in questo elaborato, possono essere raggruppati in supercomponenti. Ad esempio nel caso del gruppo condensatore in Figura 59, gli elementi che lo compongono possono formare un unico elemento come si vede in Figura 96.

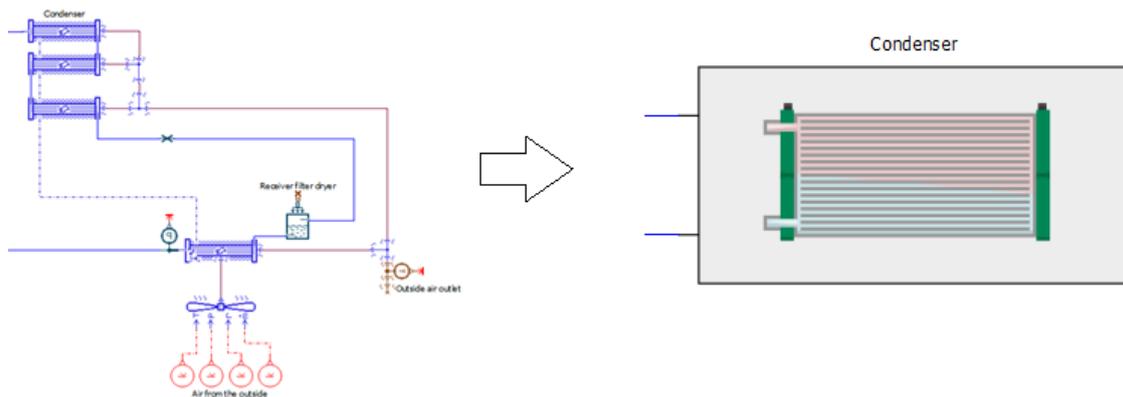


Figura 96 Supercomponente del gruppo condensatore

Sostituendo ogni gruppo di elementi con il relativo supercomponente è possibile ottenere, per i modelli completi delle Figure 62 e 73, i modelli di più immediata lettura rappresentati nelle Figure 97 e 98.

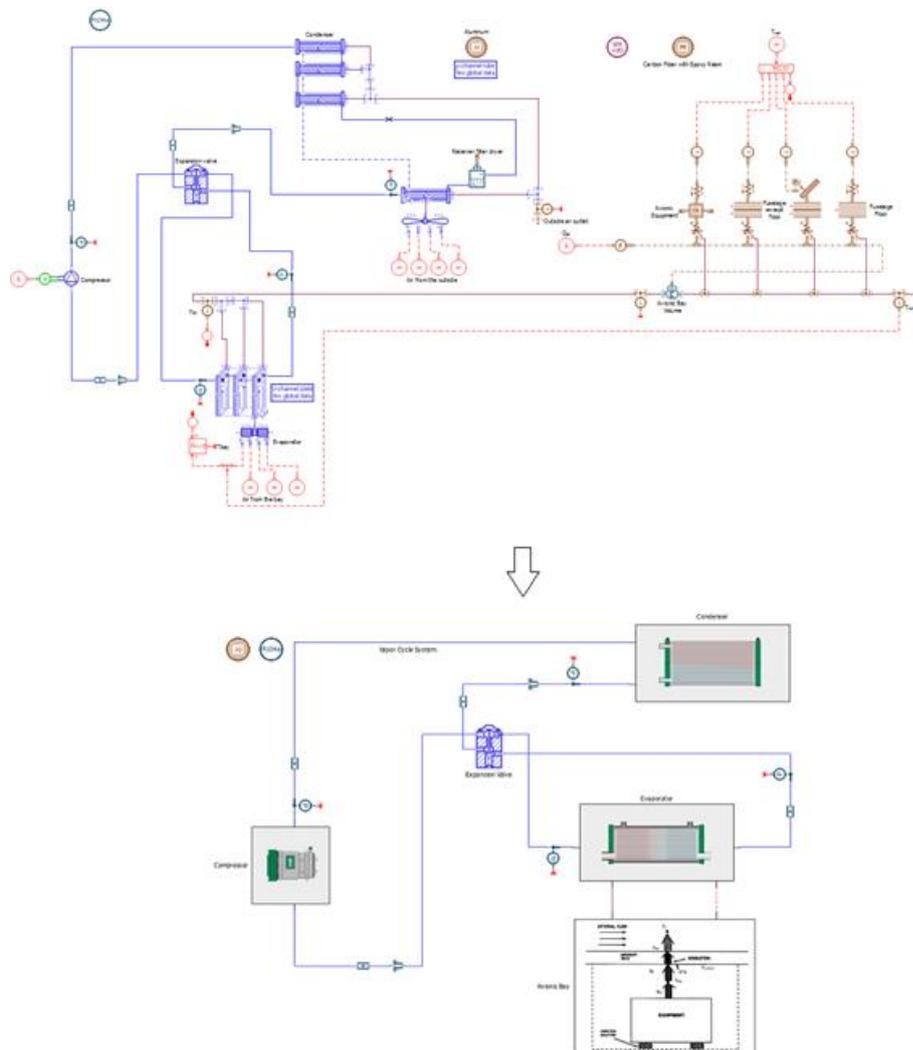


Figura 97 Modello con supercomponenti di baia avionica con ECS Vapor Cycle

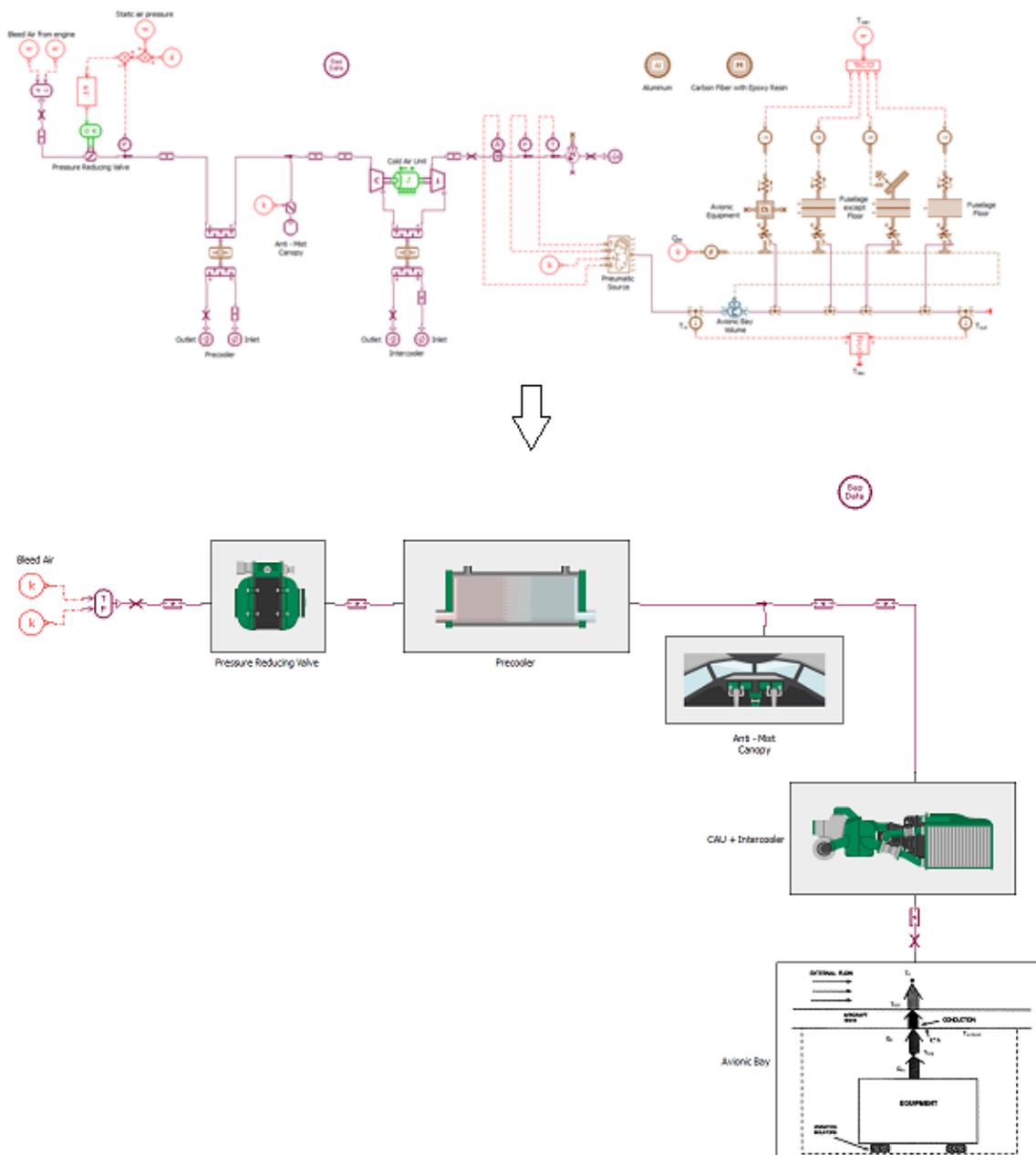


Figura 98 Modello con supercomponenti di baia avionica con ECS Air Cycle

- Metodologie/linee guida di sviluppo standardizzate documentate o definite attraverso strumenti di Process Management (definizione e dove possibile esecuzione guidata del processo):

il tool Eclipse Process Framework Composer (EPF) permette di generare delle librerie di processi operativi standard (pratiche) modellizzati secondo la metodologia SPEM (Software & Systems Process Engineering Meta-Model) che potrebbero essere pubblicate su pagine Web HTML in modo da poter essere consultate dagli utenti

aziendali che necessitano di svolgere le attività. La consultazione permette di comprendere quali sono le figure necessarie allo sviluppo del processo, le attività (Task) da svolgere, gli input e gli output delle singole attività e le linee guida da seguire per l'esecuzione delle attività.

Nell'ambito di un progetto formativo all'interno di Leonardo - Divisione Velivoli - è stato sviluppato un "Proof of Concept" basato sull'approccio MBSE applicato al sistema ECS oggetto di questa tesi.

Accedendo alla homepage, mostrata in Figura 99, si possono consultare le pratiche e i processi standard già pubblicati o adattare un processo alle esigenze peculiari di un programma/progetto.

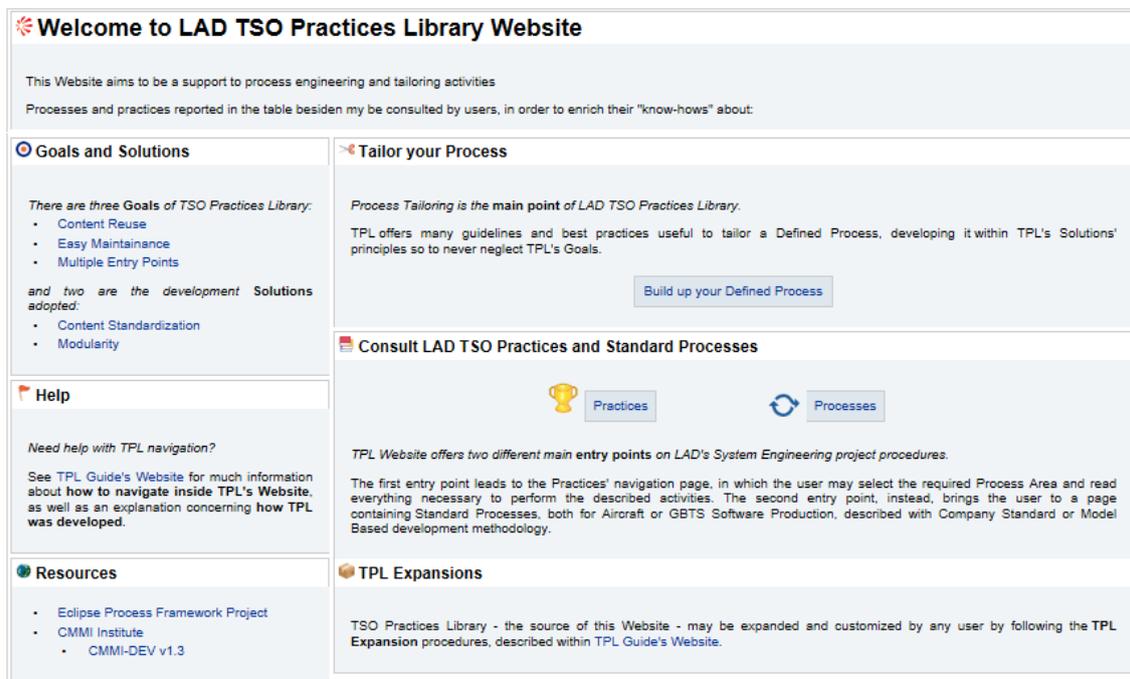


Figura 99 Homepage progetto EPF [Ref. 14]

Navigando tra le funzionalità offerte dalla libreria è possibile consultare, tra i processi relativi al MBSE descritti in questo elaborato, la sequenza di attività da svolgere nella fase di Architectural Design che si presenta come in Figura 100.

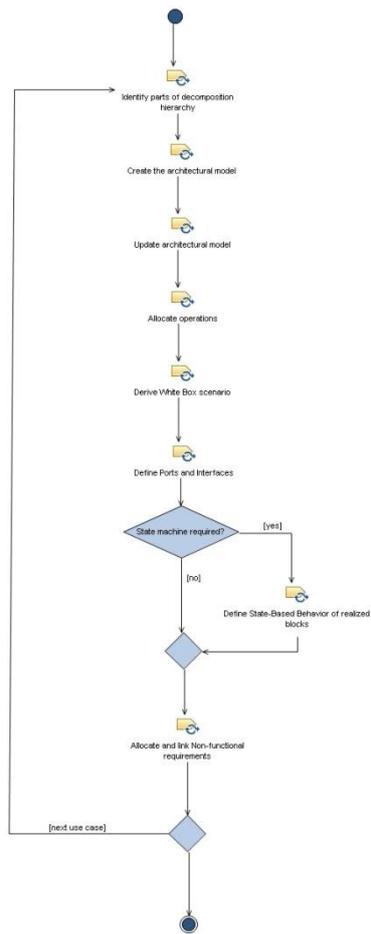


Figura 100 Consultazione di un processo SPEM presente in libreria [Ref. 14]

6. Conclusioni e sviluppi futuri

Al termine dell'attività svolta in Leonardo – Divisione Velivoli - orientata all'analisi funzionale e prestazionale, utilizzando processi, metodi e strumenti di Systems Engineering con un approccio di tipo Model Based (MBSE) è stata definita e analizzata un'architettura del sistema Environmental Control System (Livello L1) (par. 4.3) e di alcuni suoi sottosistemi/sottocomponenti adottando alcune soluzioni utili per il riuso (cap. 5). La metodologia di lavoro ha permesso in modo sistematico lo sviluppo dei requisiti funzionali e prestazionali ottenendo un risultato che soddisfa le esigenze del cliente e che può essere verificato con le analisi e soprattutto con le simulazioni, limitando le modifiche e i costi derivati nel ciclo di vita del prodotto.

L'analisi architetture, tramite l'individuazione di possibili soluzioni derivate dall'analisi brevettuale (par. 4.4.1) o dall'esperienza dello specialista, e la successiva modellazione e simulazione dei modelli prestazionali ha permesso di selezionare come soluzione, rispondente ai requisiti non funzionali, un sistema ECS basato su ciclo a vapore.

L'analisi funzionale ha permesso di delineare come deve essere sviluppata l'architettura del sistema ECS in termini di funzionalità, porte e interfacce, per un successivo sviluppo di dettaglio, permettendo una scomposizione del problema con un approccio modulare.

La ricerca di metodologie per il riutilizzo ha permesso di individuare delle procedure che permettono il riuso di prodotto e di processo, massimizzando i vantaggi derivanti da un approccio di tipo Model Based.

Gli sviluppi futuri a partire dalle attività svolte e dalle conoscenze capitalizzate in Leonardo – Divisione Velivoli - nell'ambito dei progetti di ricerca "Crystal" e "Agile" (Appendice D), potranno riguardare:

- Studio e implementazione di metodologie di riutilizzo di prodotto correlate alle altre soluzioni già in essere o evolutive sviluppate nell'ambito delle aree di Systems Engineering e Configuration Management.

- Studio e implementazione di metodologie di riutilizzo di processo che rappresentino uno strumento per il trasferimento del know-how e delle pratiche standard aziendali (e.g. manualistica html online integrata).

Appendice A

Activity Diagrams:

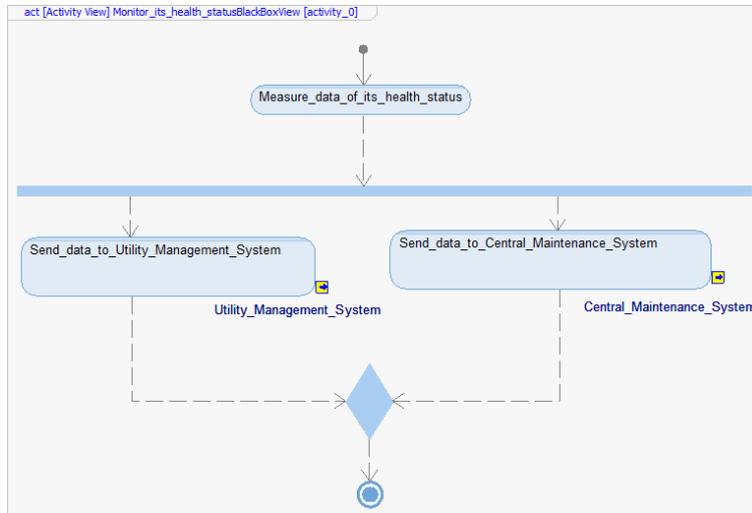
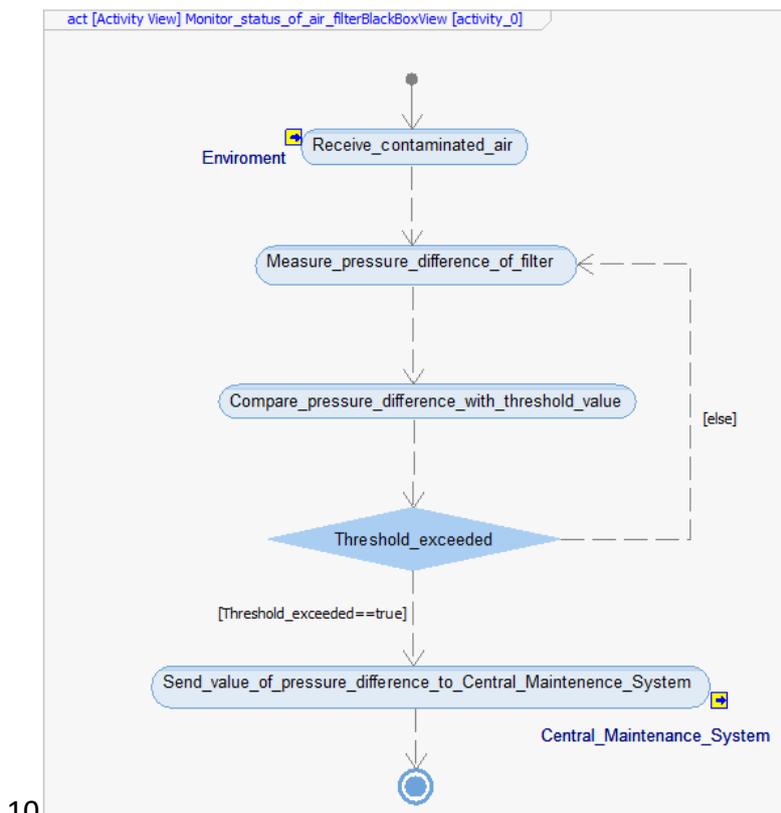


Figure 101 Use Case "Monitor its health status" Activity Diagram Black Box View



10

Figure 102 Use Case "Monitor status of air filter" Activity Diagram Black Box View

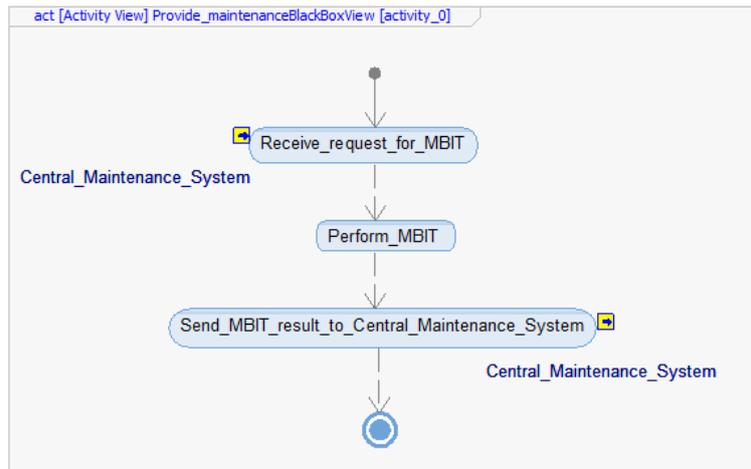


Figura 103 Use Case “Provide maintenance” Activity Diagram Black Box View

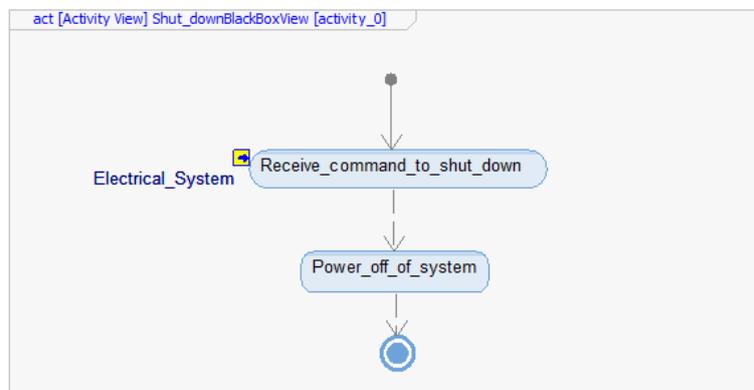


Figura 104 Use Case “Shut down” Activity Diagram Black Box View

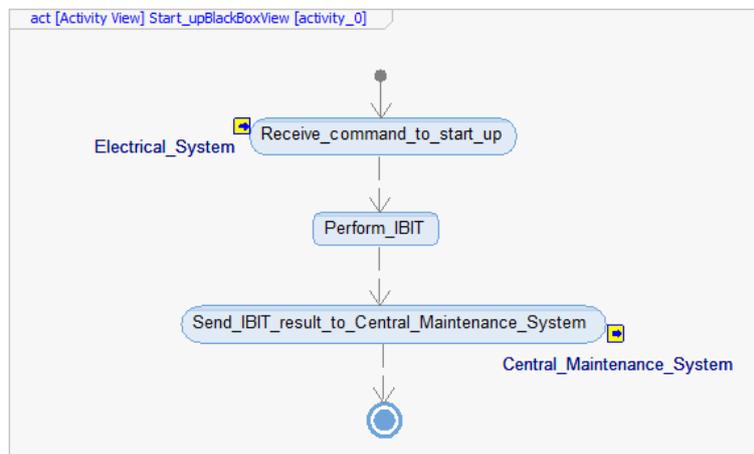


Figura 105 Use Case “Start up” Activity Diagram Black Box View

Sequence Diagrams:

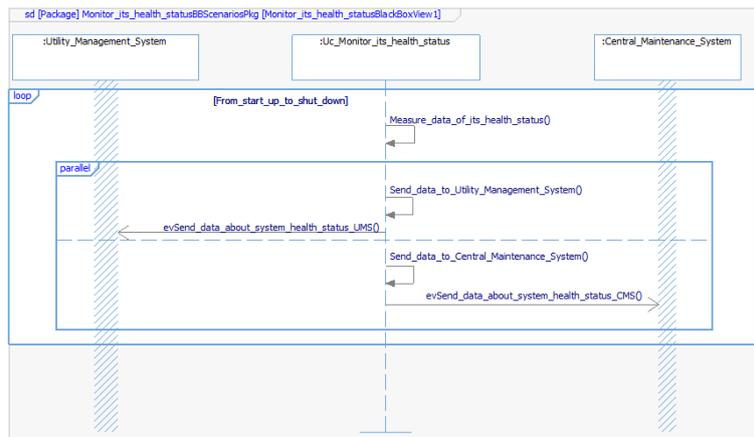


Figure 106 Use Case “Monitor its health status” Sequence Diagram Black Box View

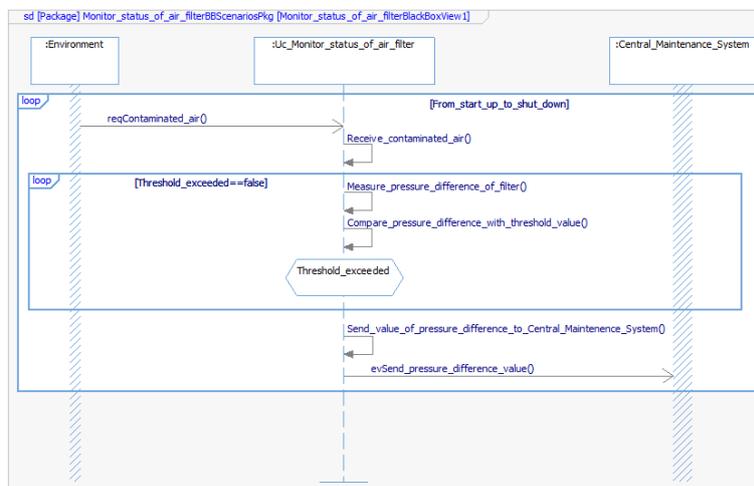


Figure 107 Use Case “Monitor status of air filter” Sequence Diagram Black Box View

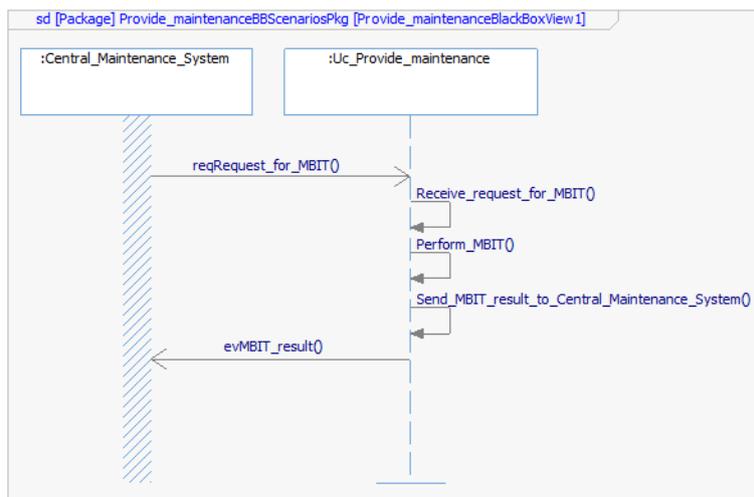


Figure 108 Use Case “Provide maintenance” Sequence Diagram Black Box View

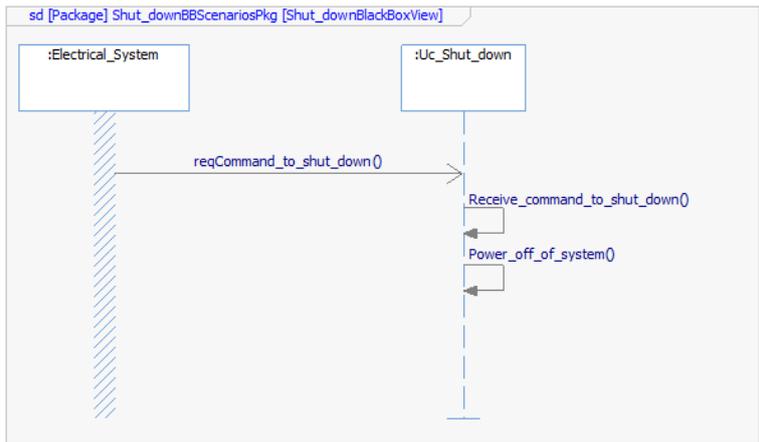


Figura 109 Use Case “Shut down” Sequence Diagram Black Box View

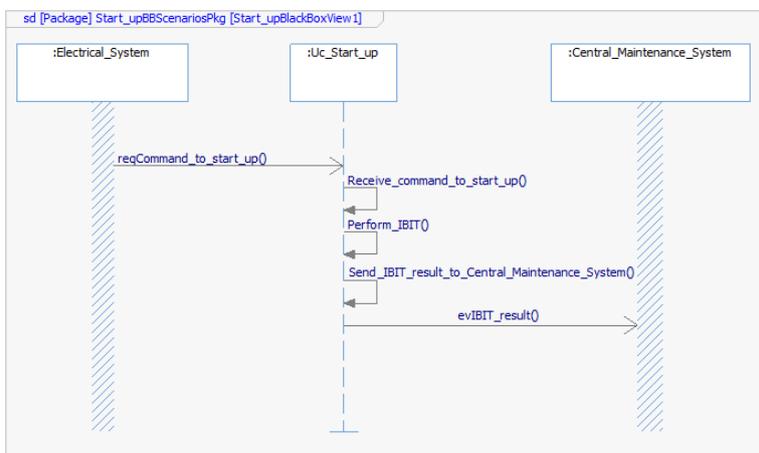


Figura 110 Use Case “Start up” Sequence Diagram Black Box View

Statechart Diagrams:

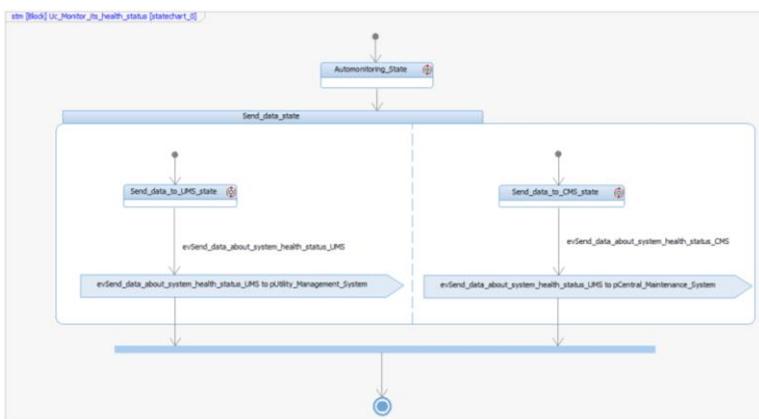


Figura 111 Use Case “Monitor its health status” Statechart Diagram

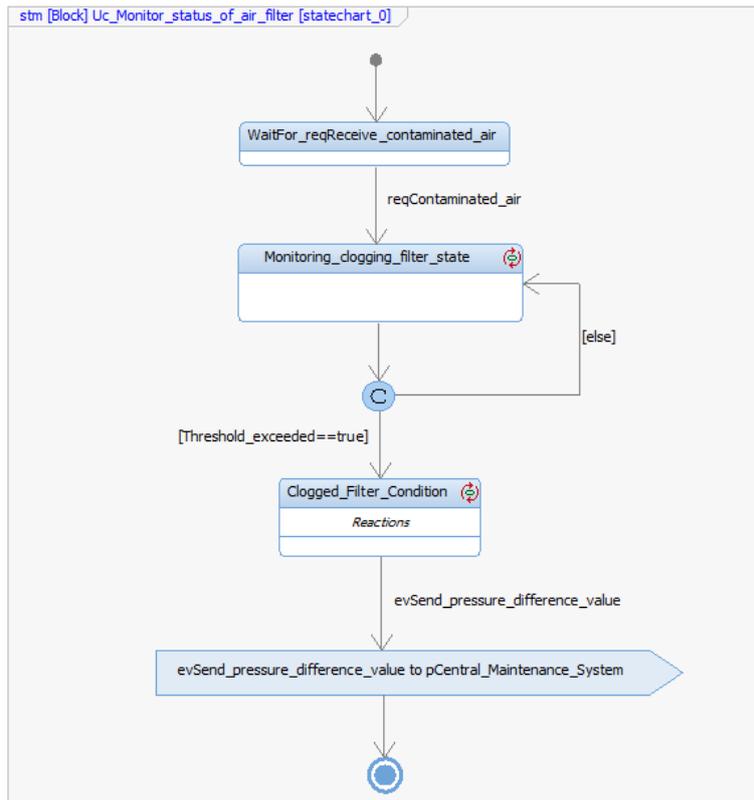


Figura 112 Use Case “Monitor status of air filter” Statechart Diagram

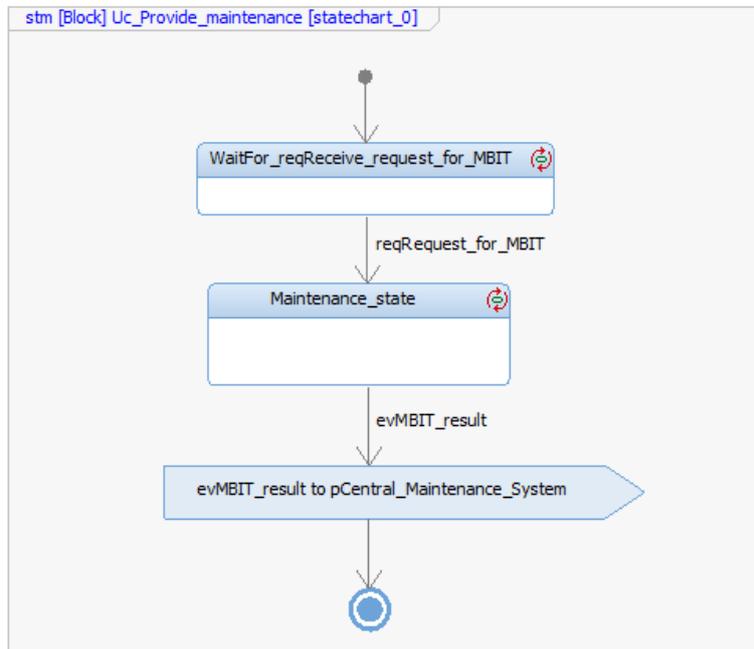


Figura 113 Use Case “Provide Maintenance” Statechart Diagram

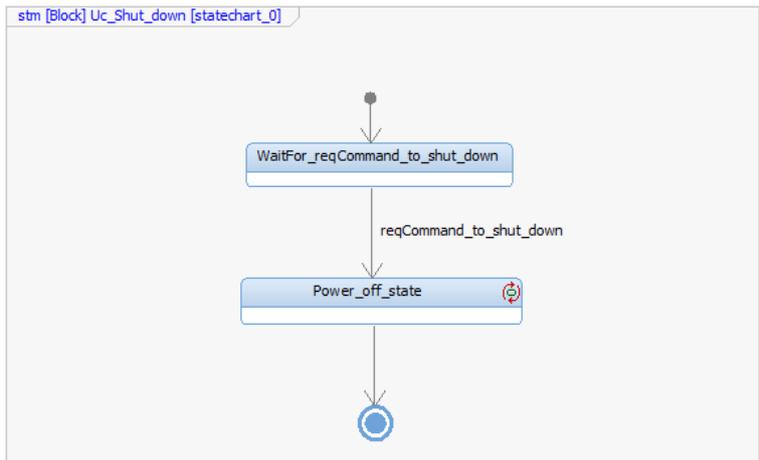


Figura 114 Use Case “Shut down” Statechart Diagram

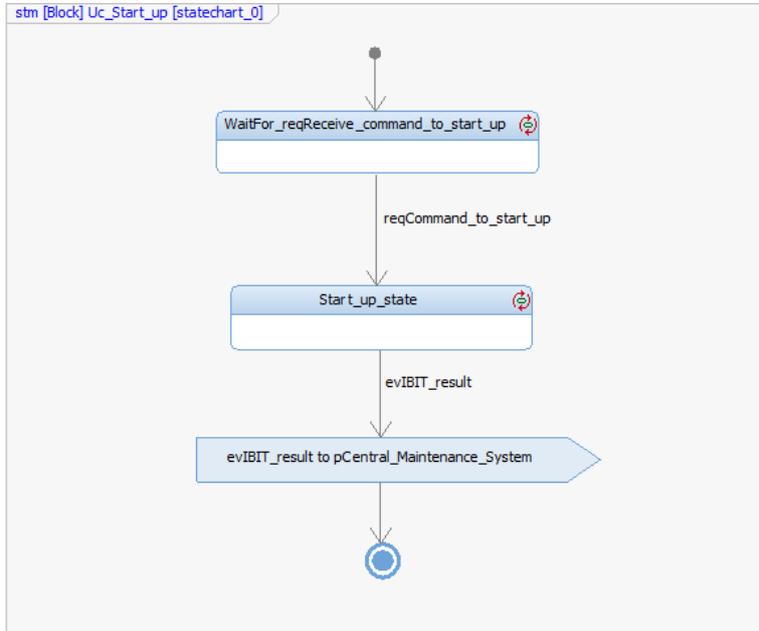


Figura 115 Use Case “Start up” Statechart Diagram

Appendice B

DATI		Caratteristiche del sistema		Caratteristiche del fluido		Caratteristiche del sistema		Caratteristiche del fluido		Caratteristiche del sistema		Caratteristiche del fluido	
Parametro	Valore	Parametro	Valore	Parametro	Valore	Parametro	Valore	Parametro	Valore	Parametro	Valore	Parametro	Valore
Area	0,000000	Area	0,000000	Area	0,000000	Area	0,000000	Area	0,000000	Area	0,000000	Area	0,000000
...

Andamento temperatura in bala	
Tempo (min)	Temperatura (°C)
0	100
10	100
20	100
30	100
40	100
50	100
60	100
70	100
80	100
90	100
100	100

Andamento temperatura in bala	
Tempo (min)	Temperatura (°C)
0	100
10	100
20	100
30	100
40	100
50	100
60	100
70	100
80	100
90	100
100	100

Figura 116 Foglio di calcolo Excel impiegato per il modello analitico

Appendice C

Activity Diagrams:

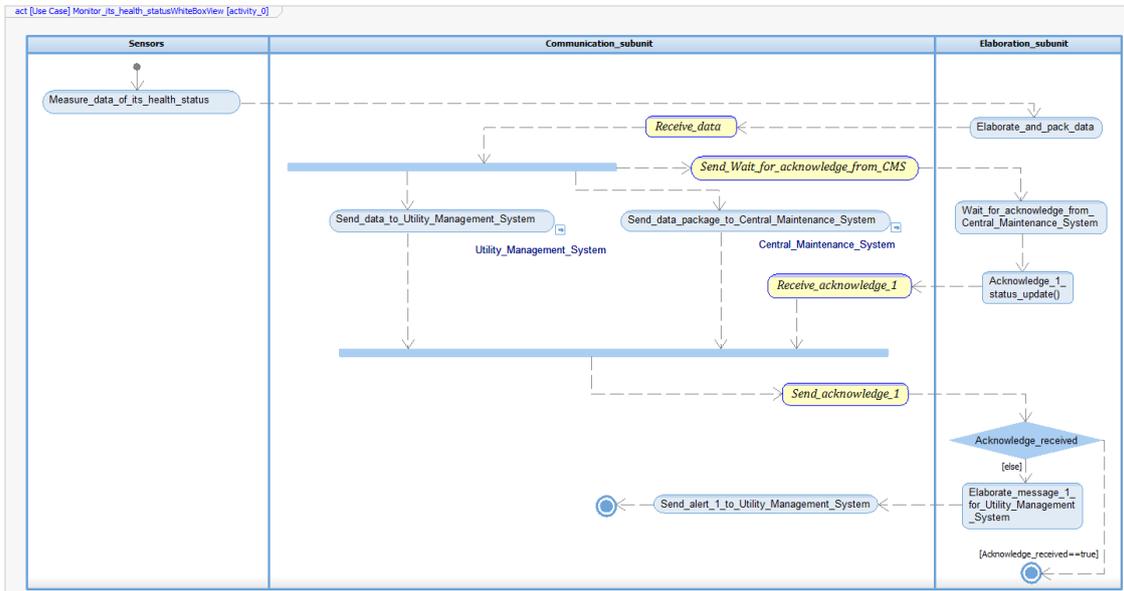


Figure 117 "Monitor its health status" Activity Diagram L2

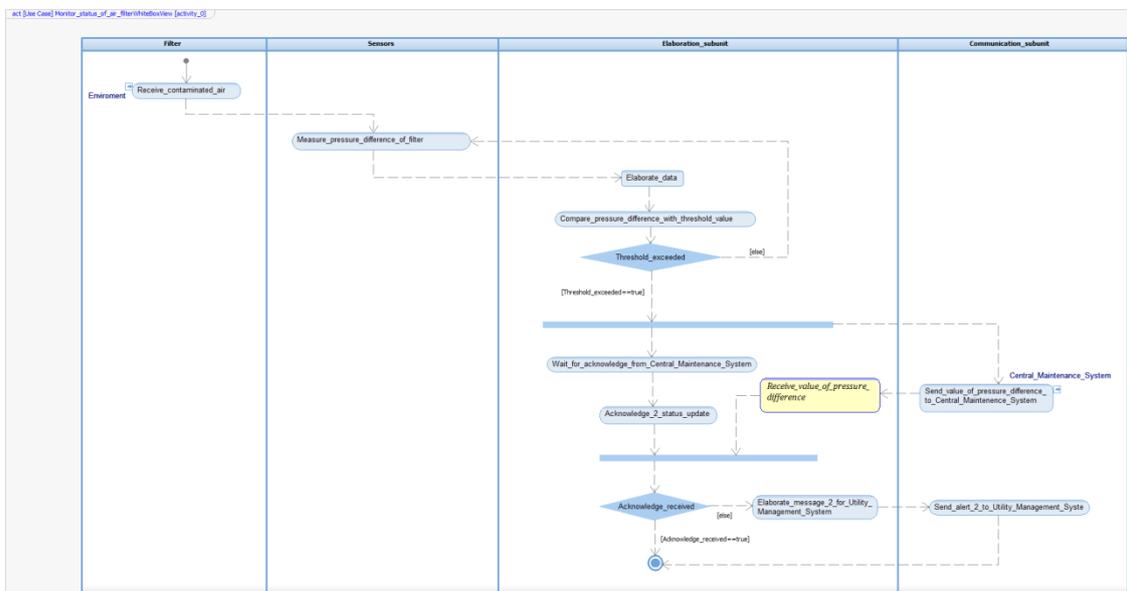


Figure 118 "Monitor status of air filter" Activity Diagram L2

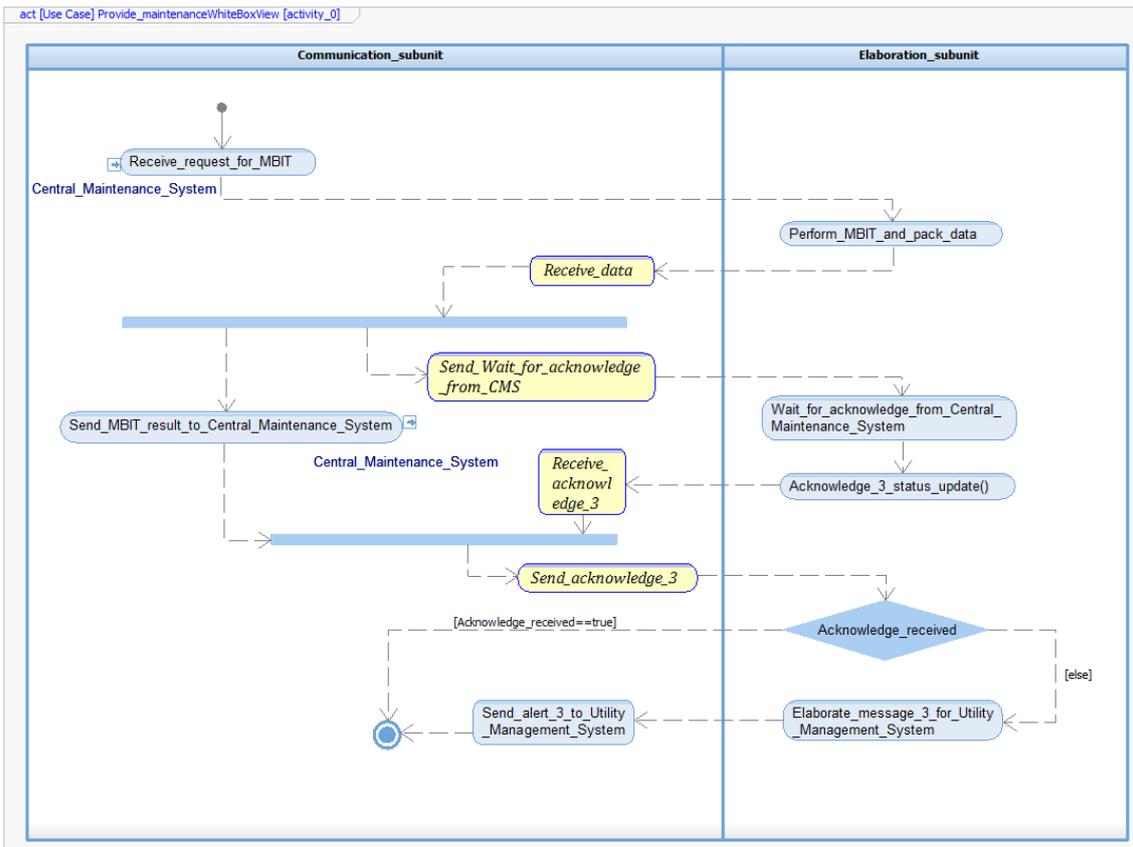


Figura 119 "Provide maintenance" Activity Diagram L2

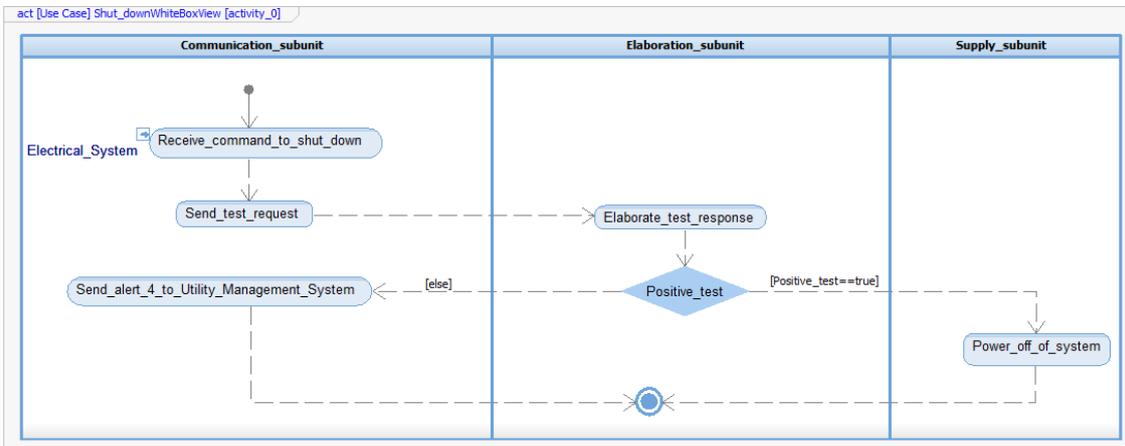


Figura 120 "Shut down" Activity Diagram L2

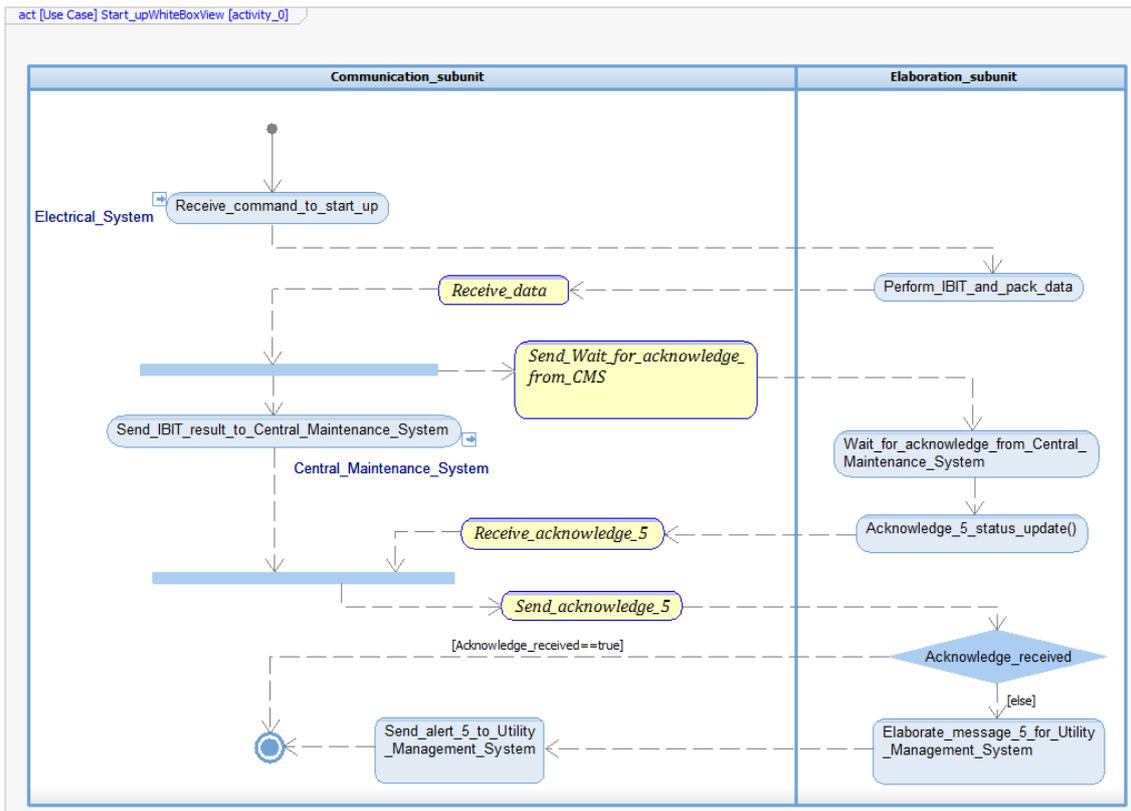


Figure 121 "Start up" Activity Diagram L2

Sequence Diagrams:

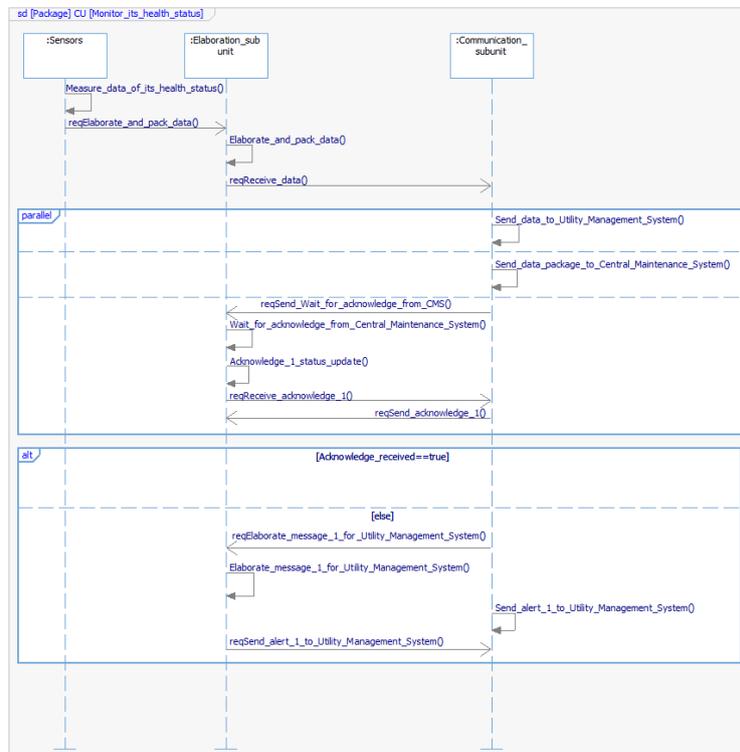


Figure 122 "Monitor its health status" Sequence Diagram L2

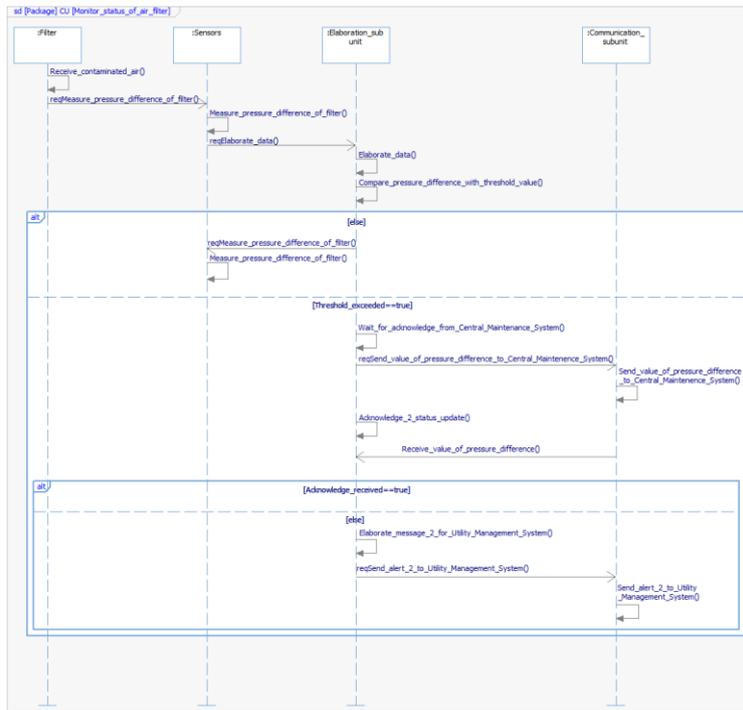


Figura 123 “Monitor status of air filter” Sequence Diagram L2

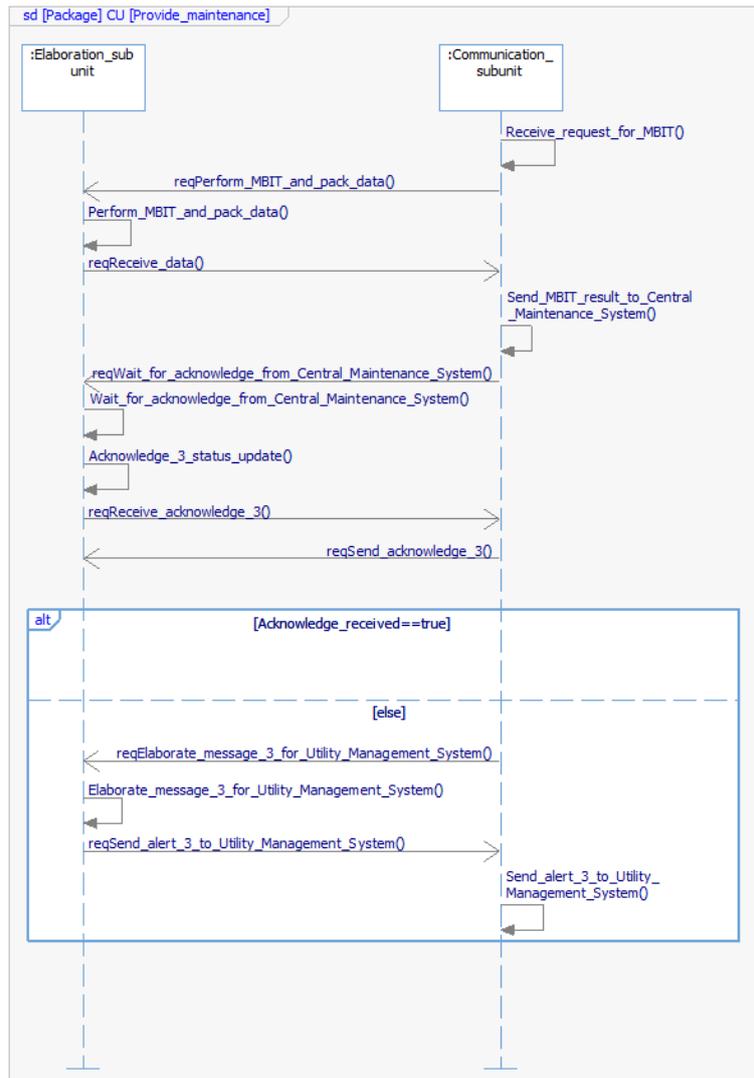


Figura 124 "Provide maintenance" Sequence Diagram L2

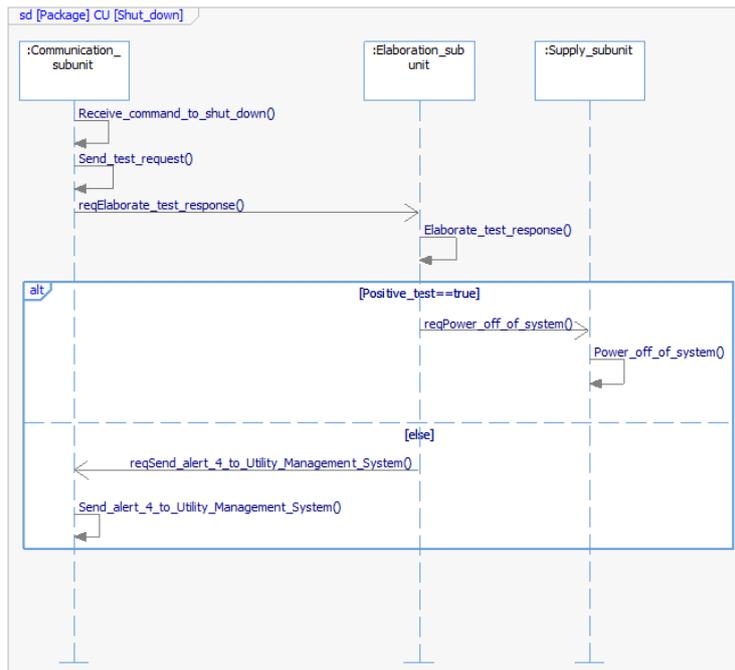


Figura 125 “Shut down” Sequence Diagram L2



Figura 126 “Start up” Sequence Diagram L2

Statechart Diagrams:

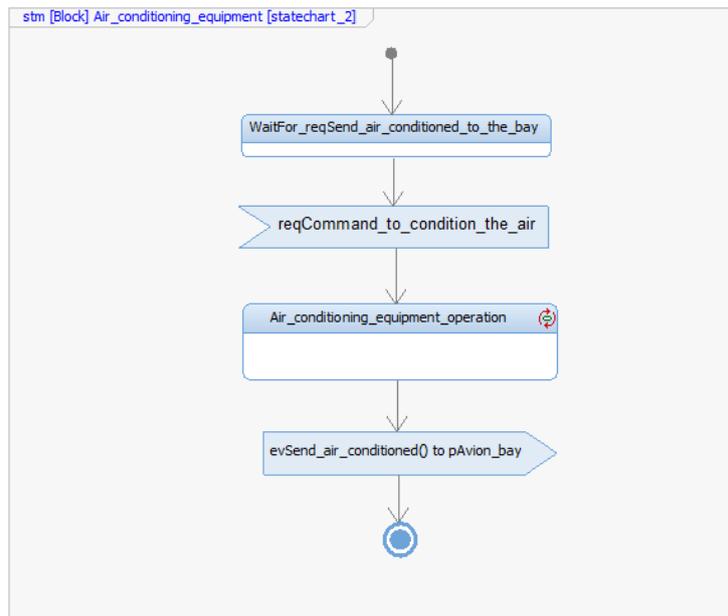


Figura 127 Air conditioning equipment Statechart Diagram

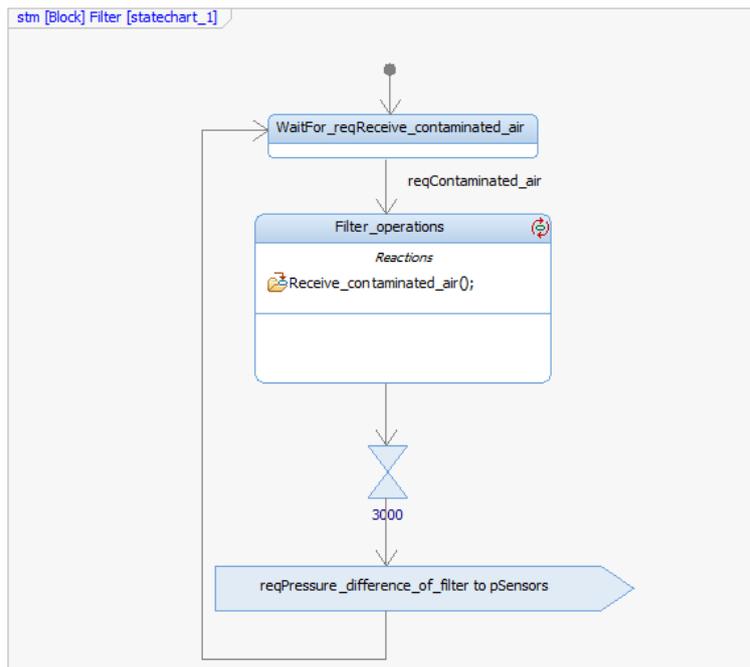


Figura 128 Filter Statechart Diagram

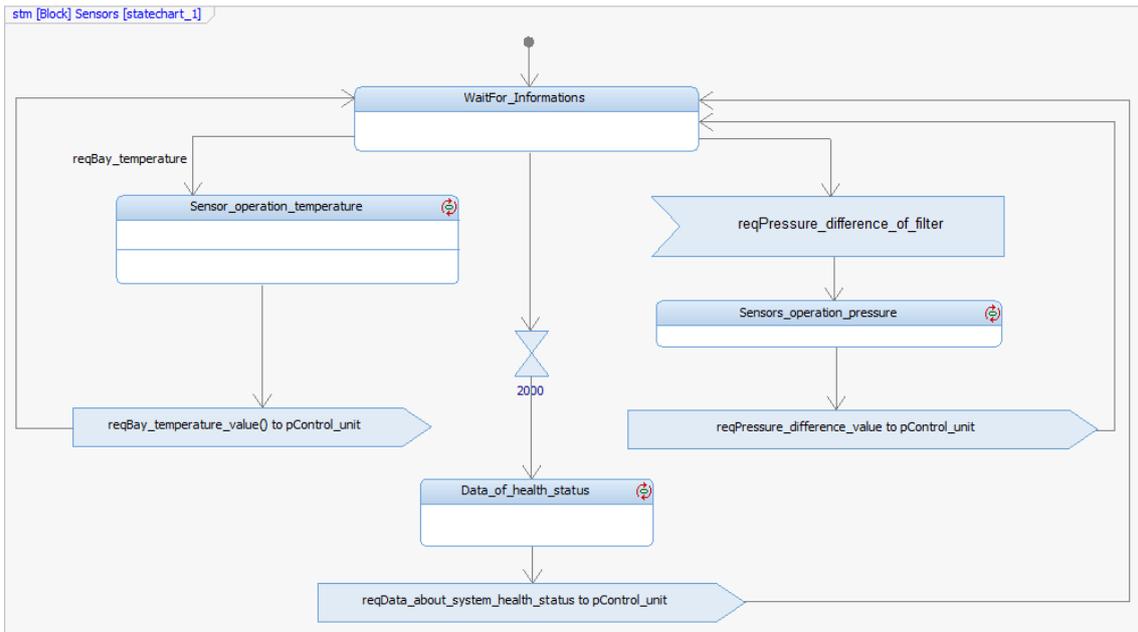


Figura 129 Sensors Statechart Diagram

Appendice D

Progetto AGILE: Aircraft 3rd Generation MDO for Innovative Collaboration of Heterogeneous Teams of Experts [Ref.15].

Il progetto di innovazione AGILE, che si è svolto dal 2015 al 2018 nell'ambito del programma Horizon 2020 finanziato dalla Commissione europea, mira all'ottimizzazione multidisciplinare utilizzando framework di analisi distribuiti. Il progetto è stato sviluppato per raggiungere un miglioramento del 40% nei tempi di risoluzione dei problemi MDO (Multi Disciplinary Optimization) rispetto allo stato dell'arte odierno.

Lo scopo dello sviluppo è l'ottenimento di:

- Tecniche e strategie di ottimizzazione multidisciplinare (MDO) avanzate
- Tecniche per la collaborazione
- Information Technology abilitate alla conoscenza

Il progetto ha permesso lo sviluppo di soluzioni, per la modellazione di processi di simulazione (workflow) a supporto dell'ottimizzazione multidisciplinare e del riuso, secondo le fasi mostrate in Figura 130.

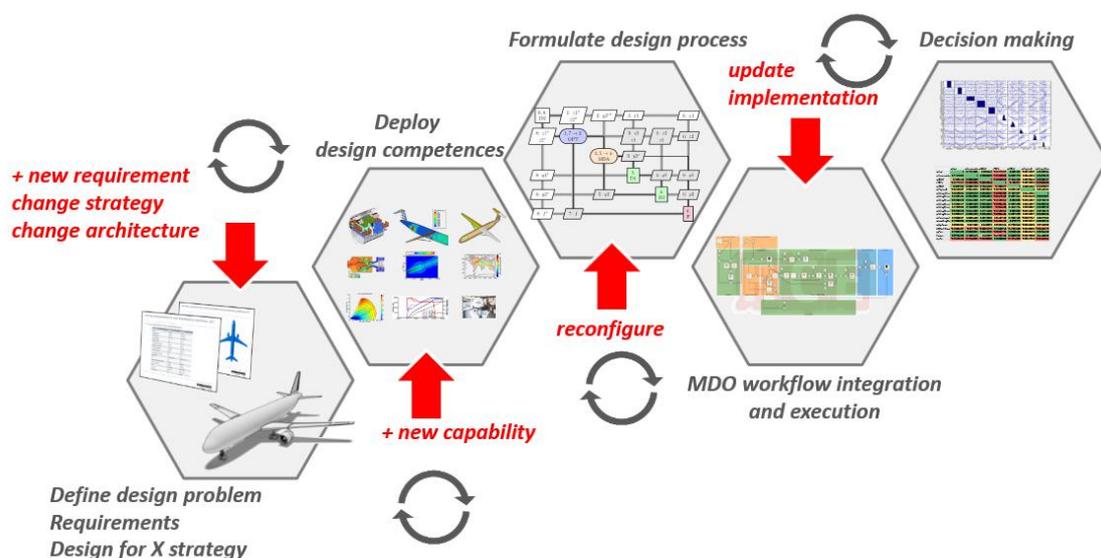


Figura 130 Fasi di sviluppo dell'architettura di processo AGILE [Ref.15]

Progetto CRYSTAL: *CRITICAL sYSTEM engineering AcceLeration* [Ref.16].

CRYSTAL, un progetto di innovazione fortemente orientato all'industria svolto dal 2013 al 2016 nell'ambito dell'iniziativa europea ARTEMIS, ha avuto l'obiettivo di sviluppare una piattaforma di processi, metodi e strumenti integrati e interoperabili per supportare la riduzione dei tempi di sviluppo nei processi di Systems Engineering e di sviluppo di sistemi Safety Critical.

CRYSTAL ha avuto lo scopo di stabilire schemi di collaborazione su larga scala e di accelerare i cicli di maturazione dei processi di sviluppo sistemistico nell'ambito di differenti settori industriali: Aerospaziale, Automotive, Healthcare e Rail.

In Figura 131 sono mostrati i settori industriali di interesse, le discipline tecniche impiegate e i tool e strumenti che queste utilizzano.

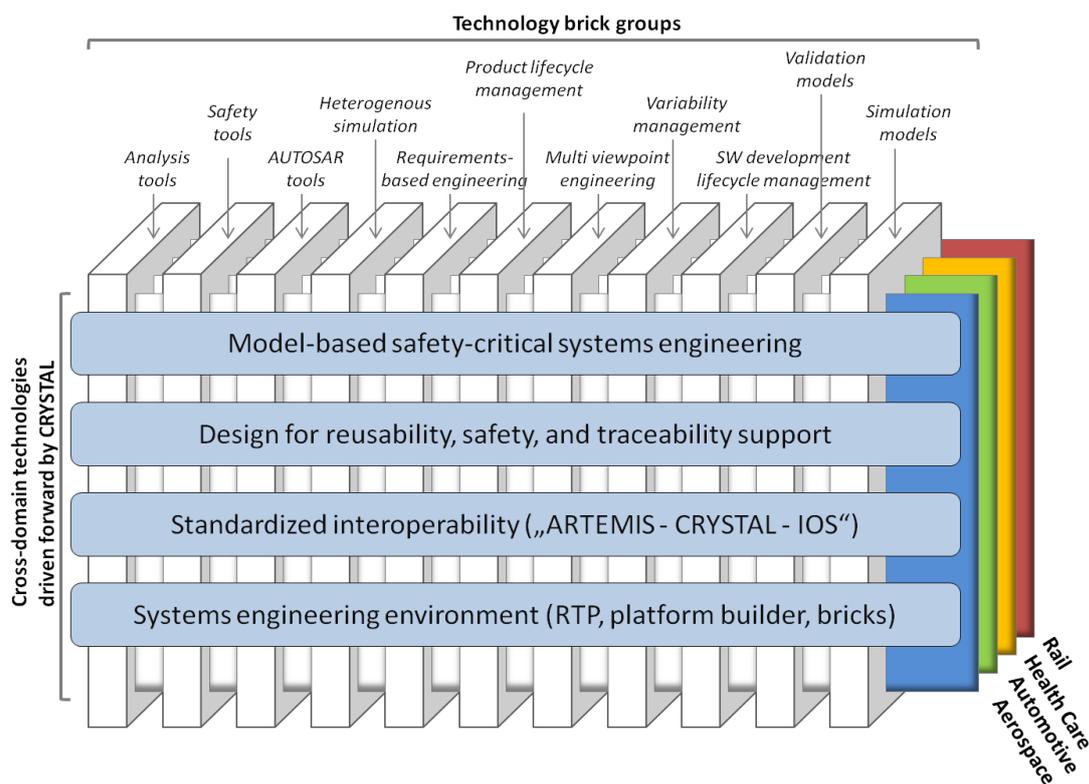


Figura 131 Settori di interesse, discipline e strumenti in CRYSTAL [Ref.16]

Uno degli obiettivi del progetto era quello di promuovere il riutilizzo nell'ambito dei processi, metodi e componenti tecnologici:

- per ciò che riguarda il riuso di prodotto, il progetto si è concentrato su aspetti inerenti ad architetture di sistema e ad algoritmi software.

- Per quanto riguarda il riuso di prodotto sono state modellate attività ricorrenti e ripetibili con la piattaforma EPF Composer e il meta-modello SPEM, raccogliendole in una libreria opportunamente strutturata e modulare.

Riferimenti

- [Ref.1]: <https://www.airbus.com/search.image.html?q=male#searchresult-image-all-6>
- [Ref.2]: Moir I., Seabridge A., Aircraft Systems, Chichester, John Wiley & Sons Ltd, 2008, pag. 273
- [Ref.3]: Moir I., Seabridge A., Aircraft Systems, Chichester, John Wiley & Sons Ltd, 2008, pag. 276
- [Ref.4]: <https://aise-incose-italia.it/systems-engineering/systems-engineering-1/>
- [Ref.5]: INCOSE International Council on Systems Engineering
- [Ref.6]: H.Eisner – Essentials of Project and Systems Engineering Management
- [Ref.7]: <https://www.incose.org/about-systems-engineering/history-of-systems-engineering>
- [Ref.8]: Eugenio Brusa, Ambra Calà, Davide Ferretto, Systems Engineering and Its Application to Industrial Product Development
- [Ref.9]: <http://www.omg.sysml.org>
- [Ref.10]: <http://download-na.telelogic.com>
- [Ref.11]: <https://www.ibm.com/us-en/marketplace/rational-rhapsody-design-manager>
- [Ref.12]: <http://www.ibm.com>, (Ref. IBM Deskbook Release 3.1.2) IBM Academic Initiative
- [Ref.13]: Doron Bar-Shalom, Altitude effects on heat transfer processes in aircraft electronic equipment cooling
- [Ref.14]: Filippo Montanari, Feasibility Study for a Knowledge Base of Enterprise Practices
- [Ref.15]: <https://www.agile-project.eu/>
- [Ref.16]: <https://www.crystal-artemis.eu>

Bibliografia

- Reg Austin, Unmanned Aircraft Systems, Chichester, John Wiley & Sons Ltd, 2010
- Ian Moir, Allan Seabridge, Aircraft Systems, Chichester, John Wiley & Sons Ltd, 2008
- Eugenio Brusa, Ambra Calà, Davide Ferretto, Systems Engineering and Its Application to Industrial Product Development, Turin, Springer, 2018
- Doron Bar-Shalom, Altitude effects on heat transfer processes in aircraft electronic equipment cooling, Massachusetts Institute Of Technology, 1989
- Coraglia Alberto, Model Based Systems Engineering applicato allo sviluppo di un UAV per applicazioni di sorveglianza, Politecnico di Torino, 2011
- Giuseppe Tiani, Model Based Systems Engineering applicato allo sviluppo di un sistema De-ice per un UAV, Politecnico di Torino, 2018
- Jared Fortune, Ricardo Valerdi, Considerations for Successful Reuse in Systems Engineering, University of Southern California, Massachusetts Institute of Technology
- https://it.m.wikipedia.org/wiki/Programmazione_modulare
- Filippo Montanari, Feasibility Study for a Knowledge Base of Enterprise Practices, Politecnico di Torino, 2018