

# POLITECNICO DI TORINO

*Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale*

Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale



Tesi di Laurea Magistrale

## **Applicazione di processi, metodi e strumenti di Systems Engineering al sistema De-Ice per un velivolo UAV**

### **Relatori**

*Prof. Paolo Maggiore*

*Prof.ssa Nicole Viola*

### **Tutor aziendali**

*Dott.ssa Elena Valfrè*

*Ing. Antonio Moscatelli*

*Ing. Claudio Pessa*

### **Candidato**

*Giuseppe Tiani*

Marzo 2018

# Sommario

<b>1. Introduzione al MBSE</b> .....	2
1.1 Origine ed evoluzione del Systems Engineeri.....	2
1.2 Definizione di Sistema e di System Engineering .....	4
1.3 Evoluzione del Velivolo come Sistema.....	6
1.4 Finalità del Systems Engineering .....	8
1.5 La struttura del Systems Engineering .....	10
1.6 Il ciclo di vita per un prodotto aeronautico.....	13
1.7 Vee Diagram.....	15
1.8 Model Based Systems Engineering (MBSE).....	16
1.9 Systems Modelling Language applicato al MBSE .....	18
1.10 Diagrammi del SysML .....	19
<b>2. I Velivoli UAV</b> .....	21
2.1 Classificazione Degli UAV .....	23
2.2 General Atomics MQ-9 Reaper .....	23
<b>3. Sistemi di Ice-Protection</b> .....	26
3.1 Sistemi Anti-ice .....	27
3.2 Sistemi De-ice .....	29
3.2.1 Ice-Protection Pneumatic.....	30
3.2.2 Sistema De-ice elettrico.....	32
3.2.3 Electro-Expulsive De-ice.....	33
3.2.4 Ice-protection chimico.....	34
3.3 Cenni Storici e Tecnologie consolidate De-ice System.....	35
3.4 Formazione del Ghiaccio sui velivoli .....	37
4. Definizione e Sviluppo del Sistema De-ice .....	42
4.1 Individuare il problema .....	43
4.1.1 Definizione dei Requisiti.....	43
4.1.2 Definizione dei requisiti funzionali (Use case approach).....	55
4.1.2.1 Descrizione Use Case .....	55
4.1.3 Analisi dei Requisiti non Funzionali (Performance del Sistema).....	56
4.2 Valutare le Soluzioni Alternative .....	57
4.2.1 Analizzare Possibili Tecnologie del futuro.....	57
4.2.2 Valutazione Brevetti Selezionati/Verifica di Anteriorità.....	64
4.3 Modellare e sviluppare il sistema .....	69

4.3.1 Modellare: sviluppo dei requisiti funzionali del sistema .....	69
4.3.1.2 Analisi e modello non funzionale (Analisi profilo di missione).....	75
4.4 Integrare il progetto: trade-off Architectural Design e Analysis .....	79
<b>5. Proposte di modellazioneAMESim .....</b>	<b>83</b>
5.1 Modello per rompighiaccio a “Inflatable Boots” .....	83
5.2 Modello per rompighiaccio “Piezoelettrico” .....	87
5.3 Modello per rompighiaccio a “Induzione Elettromagnetica” .....	92
5.3.1 Tipologia materiale sistema .....	95
5.4 Modello per Anti-Ghiaccio Termico a Circuito Bifase .....	101
<b>6. Modello Matematico in AMESim .....</b>	<b>107</b>
6.1 Tipi di processo .....	108
6.2 Processo 1 .....	109
6.3 Processo 2 .....	111
6.4 Riesamina del Sistema .....	112
<b>7. Lesson Learned sull’utilizzo dei tool AMESim e Rapshody .....</b>	<b>113</b>
<b>8. Conclusioni .....</b>	<b>116</b>
Appendice A Software AMESim .....	118
Appendice B Normativa Sistemi Ice Protection .....	120
Riferimenti .....	123
Bibliografia .....	124

## *Indice delle figure*

Figura 1: Sistema Velivolo in origine .....	6
Figura 2: Sistema Velivolo odierno .....	6
Figura 3: Scopo delle attività del Systems Engineering.....	8
Figura 4: Diagramma dei costi totali percentuali in funzione del tempo .....	9
Figura 5: Struttura metodologica del System Engineering .....	10
Figura 6: Processo del Systems Engineering SEP .....	12
Figura 7: Ciclo di vita del prodotto aeronautico .....	13
Figura 8: Vee-Diagram .....	15
Figura 9: System Model.....	17
Figura 10: System Model Integrato .....	17
Figura 11: Tipologie Diagrammi del SysML.....	19
Figura 12: Livello di autonomia UAV .....	22
Figura 13: Trittico Predator B in AutoCAD .....	25
Figura 14: Anti-ice chimico .....	27
Figura 15: - Thermal Anti-icing System .....	28
Figura 16: De-ice boots attivati sulle ali .....	30
Figura 17: De-ice boots.....	31
Figura 18: Sistema De-ice elettrico.....	32
Figura 19: Sezione Sistema De-ice elettrico .....	32
Figura 20: Sistema a separazione elettro-espulsiva .....	33
Figura 21: Sistema Ice-Protection chimico.....	34
Figura 22 : Effetti dell'accrescimento di ghiaccio su resistenza e portanza .....	37
Figura 23 : Percentuale di nuvole senza ghiaccio all'interno.....	38
Figura 24: Formazione ghiaccio sul bordo d'attacco .....	38
Figura 25: Zone soggette alla formazione di ghiaccio .....	39

Figura 26: Ghiaccio brinoso.....	40
Figura 27: Ghiaccio vetrone.....	40
Figura 28: Ghiaccio misto.....	41
Figura 29: Requisiti NON Funzionali Sistema .....	57
Figure 30: Parete su cui è applicata la vernice conduttiva alimentata con elettrodi ..	58
Figure 31: Sistema rompighiaccio pneumatico di tipo avanzato .....	59
Figure 32: Disposizione dei moduli gonfiabili.....	59
Figure 33: Struttura del materiale per boots di resistenza e durata migliorata.....	60
Figure 34: Applicazione della membrana alla parete.....	60
Figure 35: Sistema pneumatico integrato con deformazione “a taglio” .....	61
Figure 36: Rompighiaccio con deformazione indotta da forza elettromagnetica .....	61
Figure 37: Rompighiaccio con deformazione indotta da avvolgimenti .....	62
Figure 38: Rompighiaccio con deformazione indotta generata da “Eddy currents” ..	63
Figura 39: Valutazione Brevetti.....	65
Figura 40: Use Case Diagram – Use Cases e interfacce con attori .....	69
Figura 41: Esempio di Activity Diagram dell’Ice removing.....	71
Figura 42: Esempio di Sequence Diagram dell’Ice removing .....	71
Figura 43: Esempio di Internal Block Diagram del De icing System managing .....	71
Figura 44: Esempio di State Machine dell’Ice removing.....	73
Figura 45: Cruscotto del modello.....	74
Figura 46: Requisiti non funzionali soddisfatti con AMESim.....	76
Figura 47: Modello AMESim libreria aeronautica .....	76
Figura 48: Definizione elementi AMESim libreria aeronautica .....	77
Figura 49: Suddivisione Fasi profilo di missione in AMESim .....	78
Figura 50: Architettura modellata in un Block Definition Diagram .....	80
Figura 51: Esempio di Allocazione delle funzioni sulle Swimlane .....	81
Figura 52: Esempio di Tabella Excel generate a partire da una White Box Activity	81
Figura 53: Esempio di integrazione tra architettura logica Rhapsody e AMESim ....	82

Figura 54: Modello di sistema pneumatico alimentato da aria esterna .....	84
Figura 55: Cicli di pressurizzazione / depressurizzazione indotti dal sistema pneumatico alimentato da aria esterna .....	86
Figura 56: Modello elementare di rompighiaccio piezoelettrico .....	87
Figura 57: Corrente applicata all'elemento piezoelettrico .....	89
Figura 58: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico sulla parete .....	89
Figura 59: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico sulla parete .....	90
Figura 60: Segnale della frequenza applicata.....	90
Figura 61: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico .....	91
Figura 62: Modello di sistema elettroespulsivo alimentato da una batteria .....	92
Figura 63: Spostamento della parete con ghiaccio (caso Ergal) .....	99
Figura 64: Spostamento della parete con ghiaccio (caso Fibra di Carbonio).....	99
Figura 65: Requisiti NON funzionali spessore ghiaccio presente su superfici .....	100
Figura 66: Modello per circuito bifase che raffredda una superficie alare .....	103
Figura 67: Frazione percentuale presenza gas nel circuito .....	105
Figura 68: Frazione percentuale presenza gas tra due porte contigue.....	106
Figura 69: Inviluppo formazione ghiaccio in RMC ed RMI.....	120
Figura 70: LWC in RMC in funzione del diametro delle gocce d'acqua .....	121
Figura 71: LWC in RMI in funzione del diametro delle gocce d'acqua .....	121
Figura 72: Sezione retta ala.....	122

## *Indice Tabelle*

Tabella 1. Possibili campi di impiego dei velivoli UAV in ambito civile .....	23
Tabella 2. Possibili campi di impiego dei velivoli UAV in ambito militare.....	23
Tabella 3. Caratteristiche Predator.....	24
Tabella 4. Classificazione gravità in funzione della quantità di ghiaccio .....	41
Tabella 5: Requisiti Sistema .....	54
Tabella 6 : Rigidezza di una lastra di Ergal .....	95
Tabella 7 : Rigidezza di una lastra di Fibra di carbonio .....	96
Tabella 8 : Rigidezza di uno strato di ghiaccio .....	97

## ACRONIMI / ABBREVIAZIONI

A/C Aircraft

AC Alternate Current

AD Air Density

ALT Altitude

AMESim Advanced Mod-Elica Simulation

CAS Calibrated Air Speed

ConOps Concept Operations

EP “number” European Patent “number”

EAS Equivalent Air Speed

KCAS Knots Calibrated Airspeed kts Knots

LWC Liquid Water Content

MALE Medium Altitude Long Endurance

MN Mach Number

MTBF Mean Time Between Failure

MTTR Mean Time To Repair

SAP Static Air Pressure

SAT Static Air Temperature

SL Sea Level

TBD To Be Defined

TAP Total Air Pressure

TAS Total Air Speed

TAT Total Air Temperature

UAV Unmanned Aerial Vehicle

US “Number” United States Patent “Number”

*...Alla mia famiglia...*

La tesi di Laurea Magistrale è stata realizzata presso l'Azienda Leonardo – Divisione Velivoli come tesi interna.

Lo scopo di questo elaborato nasce dall'idea di sperimentare metodologie e strumenti innovativi a supporto del Model Based Systems Engineering (MBSE) nell'unità organizzativa Ingegneria di Leonardo - Divisione Velivoli, capitalizzando l'esperienza e il know-how già acquisiti nell'ambito di altri progetti e programmi.

In particolare, il caso applicativo riguarda lo sviluppo di un modello del sistema De-Ice per una potenziale piattaforma UAV (Unmanned Aerial Vehicle), determinando una soluzione di tipo sia funzionale che non funzionale/prestazionale ai problemi legati alla formazione di ghiaccio comunemente incontrati dagli UAV durante il volo. Quando i velivoli di tale tipologia operano in particolari condizioni atmosferiche (basse temperature e alto contenuto di acqua sopraffusa in atmosfera) la probabilità che si formi ghiaccio sulle superfici esterne è molto alta. È necessario, dunque, predisporre particolari sistemi per evitarne la formazione o per eliminarlo, in modo da scongiurare i problemi (strutturali, aerodinamici, ecc..) comportati da tale fenomeno.

La modellazione di tale sistema viene suddivisa in due parti. La prima si occupa, mediante l'utilizzo del tool Rhapsody, di sviluppare la parte funzionale del progetto. La parte parallela dell'elaborato riguarda invece lo studio non funzionale, ossia relativo alle performance, del sistema De-Ice attraverso il tool AMESim, il quale consente di modellizzare il sistema dal punto di vista fisico.

Nella fase di sviluppo dei requisiti è anche stata svolta una ricerca di anteriorità, andando a considerare soluzioni tecniche brevettuali già esistenti che rispondono ai requisiti iniziali, scegliendo poi tra le varie soluzioni preesistenti quella che attraverso un metodo di Scoring è risultata migliore.

Il punto di integrazione tra lo sviluppo funzionale e quello non funzionale è rappresentato dall'utilizzo congiunto di una architettura logica.

Il trade-off /design synthesis prevede di utilizzare tutte le informazioni derivate dai due tipi di analisi (funzionale e non) per derivare la soluzione migliore che tenga in considerazione tutti gli aspetti.

I Tutor aziendali che hanno supportato lo sviluppo della tesi sono: Dott.ssa Elena Valfrè (Ingegneria – Engineering System and Configuration Management), Ing. Antonio Moscatelli (Ingegneria - Aircraft System) e Ing. Claudio Pessa (Ingegneria – Engineering System and Configuration Management).

# 1. Introduzione al MBSE

## 1.1 Origine ed evoluzione del Systems Engineering

In questa prima parte si pone l'attenzione su alcuni aspetti che hanno portato il Systems Engineering a diventare un approccio del tutto efficace al fine di organizzare e condurre programmi complessi. In origine il concetto di sistema, pur non essendo regolamentato da normative, veniva preso in considerazione dagli ingegneri.

Con la terminologia "Sistema" si fa riferimento ad un insieme di componenti che interagiscono, in modo organizzato e coeso, tra loro verso un obiettivo. Tipicamente la finalità è quella di poter adempiere all'espletamento della missione proposta, che può essere diversa da sistema a sistema.

A partire dalla seconda metà del secolo scorso, grazie al continuo progresso in ambito industriale, è avvenuta una considerevole evoluzione del concetto di sistema con relativo sviluppo di un approccio sistemistico al solving del problema.

Il termine *Systems Engineering* risale al 1940 ed è stato ricondotto alla Bell Telephone Laboratories, ed ha iniziato ad evolversi come un ramo dell'ingegneria successivamente al 1950.[ref. 1]

L'obiettivo era finalizzato al successo della missione proposta, ovvero sia al supporto delle prestazioni del sistema, tenendo sempre sotto controllo l'aspetto gestionale del progetto, in primo luogo il rispetto dei costi e dei relativi tempi di consegna.

La sempre maggiore complessità sia dei sistemi che dei processi ha portato molte aziende ed organismi a livello internazionale ad introdurre tale disciplina.

Nel 1990, è stata fondata l'NCOSE (*Council on Systems Engineering*), società costituita da vari rappresentanti di multinazionali americane, al fine di fronteggiare la crescente necessità di migliorare le "Practices" inerenti il Systems Engineering definendone delle regole.

Il grande sviluppo di ambito progettuale dei sistemisti oltre i confini degli Stati Uniti ha portato alla generazione dell'INCOSE (International Council on Systems Engineering) nel 1995, dunque da questa data il Systems Engineering assumeva un aspetto internazionale. Il progresso del MBSE è dovuto anche al merito delle cosiddette "Lessons learned", ovvero sia gli insegnamenti, le esperienze, che via via sono state accumulate nello sviluppo progettuale sistemistico. Tutte le difficoltà e apprendimenti accumulati nel tempo furono tradotte e formalizzate in regole utili all'approccio, ha consentito di sviluppare e migliorare il processo del prodotto aeronautico.

Questo processo di sviluppo ed integrazione del Systems Engineering ha consentito, grazie all'implementazione delle Lesson Learned di portare benefici allo sviluppo di prodotti aeronautici, partendo dall'approvvigionamento delle risorse, fino a giungere al collaudo con relativo controllo di qualità.

Esempi di innovazioni sono state:

- Controllo delle modifiche: tutte quelle modifiche che potevano essere effettuate ai disegni, in ambito produttivo o ai “Testing process”, ovvero sia l’attività finalizzata alla pianificazione dei test sia quelli relativi alla corretta riuscita del prodotto. In principio ogni qual volta che un progettista apportava una o più modifiche al proprio sistema, non aveva riscontro immediato degli effetti che avrebbero causato.
- Miglioramento dell’affidabilità del prodotto: per il corretto sviluppo del prodotto è stata introdotta la figura del Product Manager, una figura studiata per il potenziamento del coordinamento aziendale con la dimensione rilevante in ambito commerciale. La posizione è finalizzata alla gestione del corretto sviluppo del prodotto, dal rispetto dei requisiti fino ad arrivare alle tempistiche.
- Tracciabilità del requisito: definite le caratteristiche che dovrà avere il sistema, con questo tipo di approccio è possibile verificare se le scelte progettuali apportano modifiche tali da violare i requisiti.

Il Systems Engineering integra al suo interno elementi di discipline differenti, come la modellazione e la simulazione del sistema, l’analisi decisionale, il project management, l’esigenza di sviluppo, l’ingegneria del software, l’ingegneria industriale, la definizione delle specifiche, l’analisi del rischio e le operazioni di analisi e di stima dei costi.

Partendo da un’analisi di trade-off, basata sui requisiti, si procede con la valutazione di differenti procedimenti finalizzati al soddisfacimento di quanto definito in precedenza. Valutato quali alternative consentono soluzioni più efficienti ed efficaci, step successivo è quello di definire i componenti architettonici che formeranno il sistema con relativa ottimizzazione ed integrazione con gli altri sistemi che si relazioneranno con esso.

La complessità dello sviluppo di un sistema è caratterizzata dai seguenti fattori:

- Gli elementi del sistema devono essere in grado di operare in modo indipendente;
- Gli elementi del sistema hanno diversi cicli di vita;
- I requisiti per un sistema di sistemi maturano con lo stesso sistema di sistemi;
- Complessità: ogni volta che viene aggiunto un elemento, la complessità del sistema aumenta in modo non lineare;
- Gli obiettivi e i confini del sistema di sistemi possono variare in modo continuo e devono essere gestiti;
- Il sistema di sistemi è in continua evoluzione: è necessario considerare l’introduzione di nuove tecnologie che possono rendere obsoleti alcuni componenti.

## 1.2 Definizione di Sistema e di System Engineering

Per iniziare è opportuno dare una definizione univoca di sistema:

La definizione di sistema, citando Reichtin, è:

*“Un insieme di elementi diversi che producono un risultato non ottenibile dagli elementi presi a se stante. ....Il valore aggiunto del sistema nel suo complesso, al di là del contributo indipendente delle parti, è in primo luogo creato dal rapporto tra le parti, cioè da come sono interconnesse”[ref. 2]*

*Partendo dalla definizione di “Sistema” è possibile andare a definire il significato che assume il System Engineering, partendo dalla seguente definizione:*

- a. *"System Engineering is a discipline that concentrates on the design and application of the whole as distinct from the parts. It involves looking at a problem in its entirety, taking into account all the facets and all the variables relating the social to the technical aspect "[Ref.3].*
- b. *"Systems engineering is a robust approach to the design, creation, and operation of systems. In simple terms, the approach consists of identification and quantification of system goals, creation of alternative system design concepts, performance of design trades, selection and implementation of the best design, verification that the design is properly built and integrated, and post-implementation assessment of how well the system meets (or met) the goals" [Ref.4].*
- c. *“SE is an overarching process that trades off and integrates elements within a system’s design to achieve the best overall product and/or capability known as a system”[Ref.5].*

Da quanto sopra definito emergono due concetti rilevanti:

- **Processo iterativo:** i sistemi reali sono raramente sviluppati in modo lineare. Anche ciò che può essere percepito come un modello lineare, invece sarà il risultato di un’iterazione al fine di realizzare un sistema soddisfacente.
- **Requisiti:** il rispetto dei requisiti è l’obiettivo ideale di qualsiasi ingegnere di sistema. Può succedere che le risorse e la tecnologia a disposizione non consentano il completo soddisfacimento dei requisiti che in tal caso vengono ridefiniti.

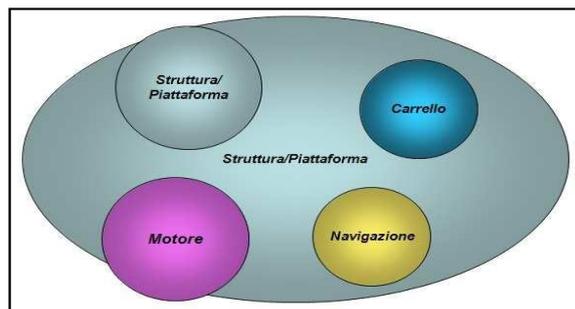
L'obiettivo è quello di garantire che le esigenze dei committenti siano soddisfatte, tenendo conto della resa, dell'efficienza e dell'affidabilità del sistema durante il suo ciclo di vita.

L'approccio sistemistico viene visto come un processo Top-Down, il cui fine è quello di soddisfare in pieno ciò che sono i requisiti dettati dal cliente. Questo tipo di approccio consiste nella scomposizione del sistema, in sottosistemi fino a giungere al singolo componente, valutando le singole funzionalità e le azioni che questo dovranno svolgere.

Il Systems Engineering viene visto come un processo di integrazione tra le varie discipline finalizzato alla realizzazione di sistemi coerenti e efficienti. Definiti i requisiti del sistema, (i "Desideri" del committente), viene effettuata un'analisi funzionale finalizzata alla regolamentazione dei comportamenti che il sistema dovrà avere. In fase preliminare viene definito un budget sia dal punto di vista tecnico/economico che puramente temporale. L'obiettivo dell'uso della disciplina del Systems Engineering è quello di creare un supporto completo ed esaustivo dalle prime fasi di analisi preliminare fino alla messa in funzione del sistema, con successivo monitoraggio del suo ciclo di vita.

### 1.3 Evoluzione del Velivolo come Sistema

Prima dell'avvento della metodologia introdotta dalla disciplina del Systems Engineering il velivolo veniva concepito come una struttura contenente al suo interno una serie di equipaggiamenti il cui scopo era quello di trasportare un carico pagante. Non erano formalizzati i vari sistemi che integrati tra loro e funzionando in maniera coesa coesistevano e collaboravano per far sì che il velivolo fosse in grado di espletare la propria missione. La figura qui di seguito riportata, rende visibile ciò che era concettualmente l'idea di sistema velivolo:



*Figura 1: Sistema Velivolo in origine (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)*

Si nota appunto come l'insieme velivolo viene indicato con il termine struttura, all'interno di esso vi sono una serie di sottoinsiemi, ognuno di essi rappresentante un "Sistema", anche se essi vengono visti come indipendenti l'uno dagli altri ognuno di essi con le proprie funzioni a supporto dell'intera struttura.

Con lo sviluppo e la presa in considerazione dell'approccio interdisciplinare derivato dal Systems Engineering, è stato possibile iniziare a sviluppare il concetto di "Sistema", da cui sono stati dedotti i vari sistemi che costituiscono il velivolo di cui noi oggi siamo a conoscenza. A differenza di quanto riportato nell'immagine 1, qui di seguito si osserva il Sistema Velivolo ottimizzato, secondo i criteri odierni.



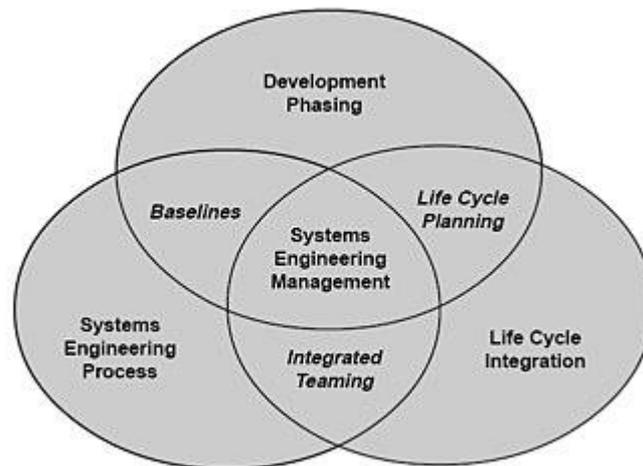
*Figura 2: Sistema Velivolo odierno (cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)*

Si nota come a differenza di quanto precedentemente visto, la struttura "Velivolo" con tutti i suoi apparati è a sua volta un sottoinsieme di uno maggiore, identificato come sistema velivolo. Con questa nuova visione che ha preso slancio negli ultimi decenni, si è diffuso

un approccio “Sistemistico integrato”, cioè uno sviluppo di più discipline finalizzate alla realizzazione del prodotto aeronautico.

Con il progredire delle soluzioni tecnologiche si è andati tuttavia incontro a difficoltà progettuali sempre maggiori, in ragione del fatto inoltre dell’elevato numero di componenti che formano il sistema; tale numero rappresenta un parametro di criticità non indifferente, del quale tenere presente. Il progettista poteva avere una vista complessiva di quello che poteva essere il sistema velivolo e delle possibili interazioni tra i vari sottosistemi. In origine la progettazione avveniva con approccio “Impiantistico” la cui realizzazione avveniva mediante l’assemblaggio di un certo numero di componenti. Tale approccio non è più realizzabile in ambito sistemistico, in quanto il velivolo viene assimilato con un’insieme di sistemi che interagiscono tra loro in modo armonico al fine di realizzare ciò che sono i desideri di performance dettati dal committente.

## 1.4 Finalità del Systems Engineering



*Figura 3: Scopo delle attività del Systems Engineerin [ref 1].*

Lo scopo del Systems Engineering è quello di procedere grazie ad un lavoro di integrazione alla realizzazione di sistemi che soddisfino i requisiti.

Un'analisi effettuata dal centro INCOSE (citato nel paragrafo 1) indica come lo sforzo di ottimizzazione speso dall'ingegneria dei sistemi sia pari a circa il 30% dello sforzo complessivo. Tale approccio porta benefici dal punto di vista della riduzione dei costi con relativa ottimizzazione delle risorse. L'approccio sistemistico incoraggia l'uso della modellazione e della simulazione al fine di convalidare le ipotesi progettuali, sempre in ottica di abbattimento dei costi.

Il crescente sviluppo del prodotto aeronautico ha portato ad un elevato grado di complessità, portando dunque in luce uno degli obiettivi principali del Systems Engineering ovvero quello di minimizzare le conseguenze negative.

Importanza fondamentale risiede nel fatto di avere una vista globale del sistema e di tutti gli "Attori" con i quali esso si interfacerà, al fine di poter integrare tutti gli aspetti relativi il progetto stesso con conseguenti criticità.

Già in fase preliminare risulta essere opportuno effettuare un'analisi dei costi finalizzata all'ottimizzazione delle risorse stanziare per lo sviluppo del progetto.

Il grafico sottostante riporta sull'asse delle ascisse le diverse fasi del ciclo di vita del prodotto aeronautico e sull'asse delle ordinate il costo totale in termini percentuali.

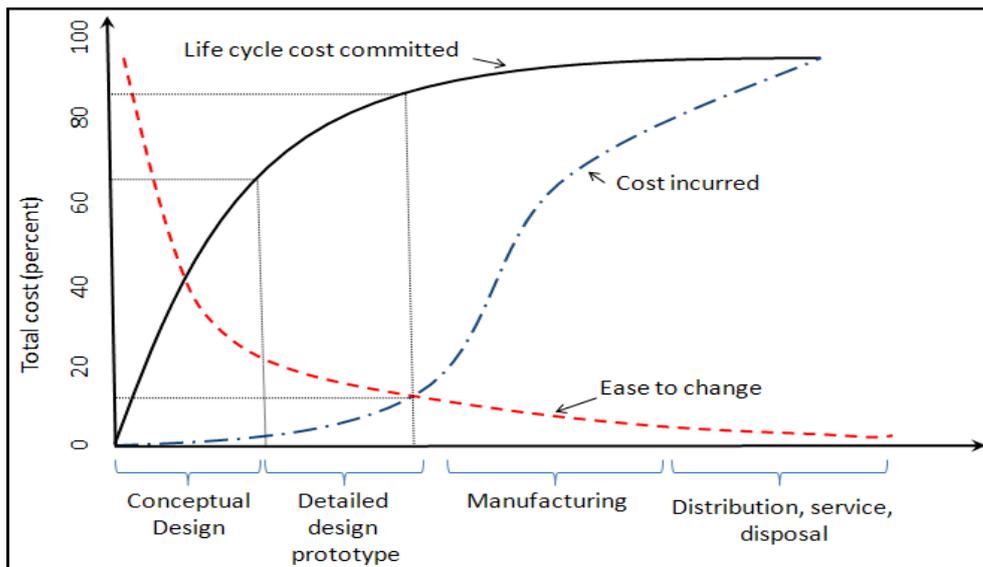


Figura 4: Diagramma dei costi totali percentuali in funzione del tempo (cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)

Andando ad analizzare il grafico:

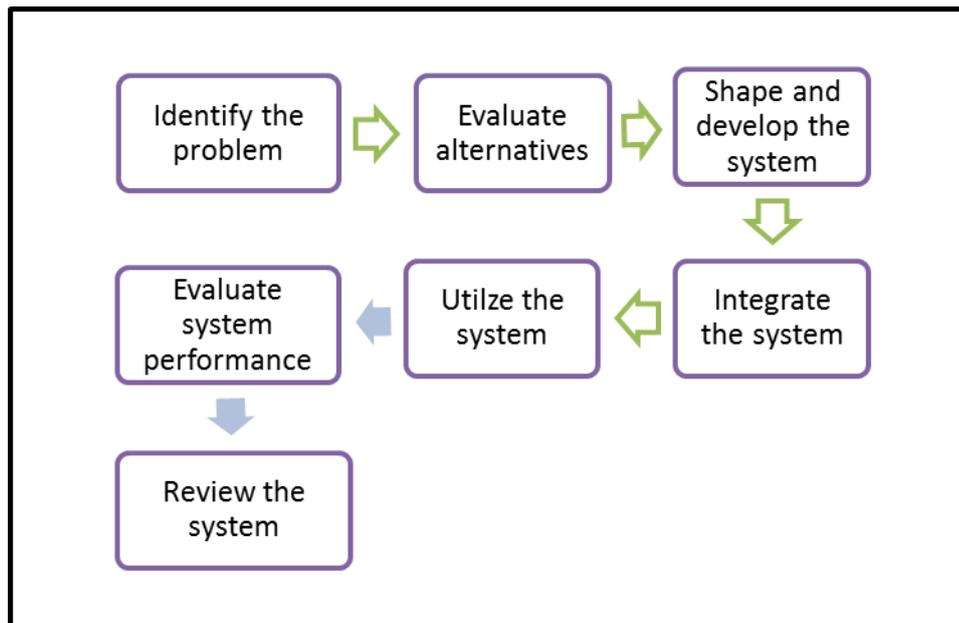
- “Life cycle cost committed” rappresenta la quantità di risorse economiche necessarie dalla definizione concettuale del progetto fino a giungere alla creazione dello stesso, con relativa distribuzione, oltre che al mantenimento in condizioni operative ;
- “Cost incurred” i costi cui si deve realmente far fronte. Si nota come in fase di conceptual design e detailed design prototype tali costi non risultano gravosi in quanto si è ancora in fase preliminare senza un prodotto fisico pronto alla distribuzione; costi che tuttavia subiscono un brusco incremento quando si giunge in fase di manufacturing, ovvero la produzione di quanto definito nelle fasi precedenti,
- “Ease to change” indica appunto il grado di difficoltà di variazione del prodotto in funzione delle varie fasi del ciclo di vita. Grande flessibilità è prevista all’interno delle prime fasi in quanto si tratta di rettificare quelle che sono soluzioni ancora a livello concettuale/informatico. Cosa che giunti in fase di produzione tale facilità al cambiamento non sarà più semplice, fino a che la messa in servizio del sistema minimizzi le possibilità di variazione se non di fronte a pesanti investimenti nei cost incurred.

Aspetto cui da benefici il Systems Engineering è l’individuazione di una soluzione tale da consentire un prodotto il più vicino al “Cost effective”, ovvero l’effettivo utilizzo delle risorse economiche a disposizione finalizzate alla realizzazione del prodotto, cercando di riprodurre in maniera più fedele possibile, ciò che riguarda le caratteristiche che il sistema dovrà avere, riducendo al minimo il rischio rifacendosi a quanto rappresentato dalla curva “Ease to change”.

## 1.5 La struttura del Systems Engineering

La procedura di sviluppo del Systems Engineering, assimilabile ad un approccio sistemistico di tipo Top-Down, partendo dal sistema si scompone fino a giungere ai singoli componenti con le rispettive funzionalità.

La finalità è appunto quella di creare un prodotto che tenga conto dell'integrazione tra i vari sottosistemi che lo costituiscono, viene qui rappresentata fase per fase:



*Figura 5: Struttura metodologica del Systems Engineering*

### **Individuare il problema:**

In questa prima parte si analizzano le caratteristiche che il sistema dovrà avere. Si valuta ciò che si desidera il sistema dovrà eseguire e vengono definiti dei requisiti. Essi dovranno essere in grado di caratterizzare il sistema la cui finalità è appunto l'espletamento della missione. Tale fase non ha puramente un aspetto di natura tecnica bensì assume caratteristica maggiormente descrittiva, dettando quelle che saranno le linee guida del progetto. Obiettivo del sistemista è quello di ottenere mediante collaborazione con il committente una descrizione di quelle che saranno le funzioni richieste al sistema e tradurre tali informazioni in caratteristiche di natura tecnica che saranno di riferimento nei passaggi successivi.

### **Valutare le alternative**

Individuati i requisiti del sistema, verrà fatto uno studio in merito le soluzioni tecniche magari già esistenti che possono potenzialmente essere in grado di soddisfare le richieste del sistema. Effettuata una selezione, si procede con uno studio maggiormente approfondito andando a considerare gli aspetti positivi e negativi di ognuna di esse. All'interno dell'elaborato è stata svolta un'attività di "Scoring", ovvero sia per ogni tipo di soluzione tecnica sono stati stabiliti dei criteri di confronto affinché potesse essere attribuito per ogni caratteristica un punteggio finalizzato all'individuazione di una soluzione tecnica più vantaggiosa rispetto altre.

### **Modellare e sviluppare il sistema:**

Valutate le alternative più consone al soddisfacimento dei requisiti, si procede alla modellazione degli stessi. Per ognuno si può procedere con un'analisi funzionale e non funzionale, ovvero si utilizzano modelli e metodi di diversa natura che ci portano tramite analisi o anche attraverso programmi di simulazione del comportamento logico o fisico al fine di verificare che effettivamente il sistema abbia un comportamento consono a quello desiderato. Responsabilità del Systems Engineering è quella di sviluppare sia il prodotto che il processo necessario alla realizzazione dello stesso.

### **Integrare il sistema:**

L'insieme dei componenti che formano il sistema subiscono un processo di integrazione tra loro al fine di facilitare l'interazione tra loro. Aspetto molto importante in questa fase consiste nel creare i vari link tra i sottosistemi che compongono il sistema, cercando di minimizzare lo scambio di informazioni per aumentare l'efficienza.

### **Utilizzare il sistema:**

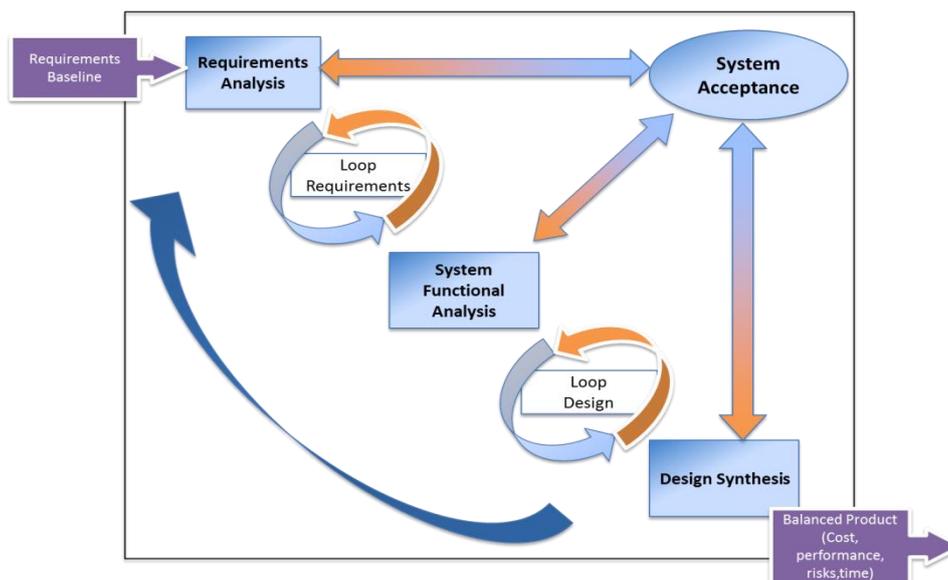
Il sistema, una volta modellato, deve essere testato per verificare che le funzionalità richieste nelle condizioni operative e la capacità di co-operare con i vari sistemi che si interfacciano con il proprio

### Valutare le performance del sistema:

Valutazione delle prestazioni del sistema rispetto a parametri di riferimento con la verifica del soddisfacimento dei requisiti. In origine la verifica delle performance del sistema avveniva mediante test proposti in laboratori o in test su prototipi, invece con il crescere degli ambienti di simulazione, è stato possibile effettuare la maggior parte delle verifiche in merito le performance mediante l'utilizzo di tool. Questi hanno sostituito buona parte delle analisi di performance anche se non nella loro totalità.

### Riesaminare il sistema:

La revisione del sistema è uno dei passaggi più importanti. Esso è un processo in corso con diversi loop paralleli e consiste nel confrontare l'output del sistema con i requisiti per capire se è necessario migliorarlo / modificarlo.



*Figura 6: Processo del Systems Engineering SEP riferito all'Analisi Funzionale (cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)*

La figura mostra schematicamente il processo di Systems Engineering SEP e si concentra sui passaggi di base dell'analisi dei requisiti, dell'analisi funzionale, dell'allocazione, dell'analisi del sistema, della sintesi del progetto e delle relative iterazioni. È un processo iterativo applicato in modo sequenziale secondo un approccio top-down, a partire dal concept design fino alla progettazione dettagliata da integrarsi con il processo di analisi prestazionale.

## 1.6 Il ciclo di vita per un prodotto aeronautico

Ruolo fondamentale è stato assunto dal Systems Engineering nei progetti di integrazione. La vista funzionale è per lo più interessante e utile nelle prime fasi del ciclo di vita: bisogni, fattibilità e definizione.

Il ciclo di vita del prodotto di Leonardo – Divisione Velivoli, consiste (seguendo l'approccio di Systems Engineering) di sette fasi, che a loro volta sono costituite da sottofasi e documenti di riferimento ben definiti e Review/riesami. Il ciclo di vita cerca di organizzare tutto ciò che sarà necessario per realizzare in fasi ben distinte il progetto. I riesami rappresentano i confini tra le varie fasi definite nel ciclo di vita, essendo dei punti finalizzati alla decisioni, creando dei check point utili per verificare quanto finora definito. Viene dunque, in maniera progressiva di pari passo allo sviluppo del sistema, effettuata un riesame del sistema dal punto di vista tecnico e funzionale.

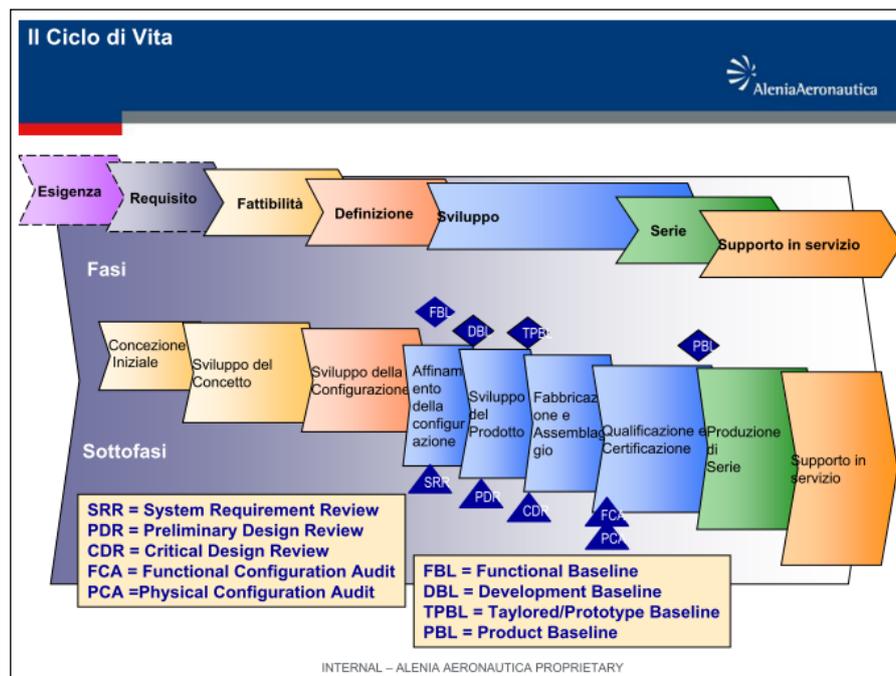


Figura 7: Ciclo di vita del prodotto aeronautico (cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)

Partendo da un'esigenza iniziale, si definirà la tipologia di sistema che si dovrà sviluppare. Passo successivo è quello relativo alla definizione di una serie di requisiti, ovvero ciò che il committente desidera che il sistema sia in grado di compiere. Essi saranno le linee guida per lo sviluppo delle caratteristiche del progetto. Inizialmente tali requisiti consentiranno di partire da un'idea iniziale per poi procedere nella direzione dello sviluppo del concetto per giungere alla scelta di una possibile configurazione del sistema.

Conclusa questa prima fase, si procede con uno studio di fattibilità: in coordinamento con l'ufficio tecnico, l'area commerciale procede nella definizione di un business plan, definendo una prima possibile configurazione del prodotto e l'identificazione di altre

possibili alternative in grado di soddisfare i requisiti. Al termine di questa fase viene congelata una soluzione di sistema coerente con quanto visto. Al termine di questa fase si entra nello sviluppo del sistema. Questa parte inizia con la sottofase di affinamento della configurazione con la definizione di SRR (System Requirements Review) con la definizione di una Functional Baseline. Si procede nella direzione di sviluppo del prodotto; all'interno di questa sottofase vi è la PDR (Preliminary Design Review) seguita dalla identificazione e congelamento della DBL (Development Baseline). A conclusione dello sviluppo del sistema si procede all'assemblaggio e alla fabbricazione con la relativa CDR (Critical Design Review) e la conseguente qualificazione e certificazione al termine della fase di sviluppo all'interno della quale è svolto il PCA (Physical Configuration Audit) ultimo passaggio necessario alla definizione e rilascio della PBL (Product Baseline) cioè la configurazione base del prodotto necessaria alla fase successiva, ovvero la "Serie". A seguito della produzione in serie del sistema rimarrà la fase di supporto in servizio che va a chiudere quelle che sono le fasi definite per caratterizzare quello che è il Ciclo di Vita del prodotto aeronautico all'interno dell'azienda di Leonardo – Divisione Velivoli.

## 1.7 Vee Diagram

Il Vee Diagram è uno strumento utile allo sviluppo dell'ingegneria di sistema; esso permette una continua correlazione e verifica tra i due lati della V. la parte a sinistra che procede in direzione di discesa partendo al livello L0 dal Customer Requirements, cioè quanto richiesto dal committente in merito a quanto il prodotto dovrà essere in grado di realizzare. Il corrispettivo dal lato destro del lato della V, consente di effettuare un'attività di verifica su quanto definito al livello L0.

Scendendo di un gradino si giunge al livello L1, ovvero alla definizione del sistema, per esempio le proprietà generali che esso dovrà avere per soddisfare i requisiti definiti al livello superiore; anche qui nel lato opposto vi sarà un'attività di validazione e verifica di quanto progettato. Livello inferiore detto L2 tratta i sottosistemi che in modo coeso ed efficiente collaborano tra loro definendo il sistema.

La V indica la necessità di definire piani di verifica durante lo sviluppo dei requisiti, di una continua convalida con le parti interessate e l'importanza della valutazione continua dei rischi e delle opportunità.

La figura seguente rappresenta il Vee Diagram sopra descritto.

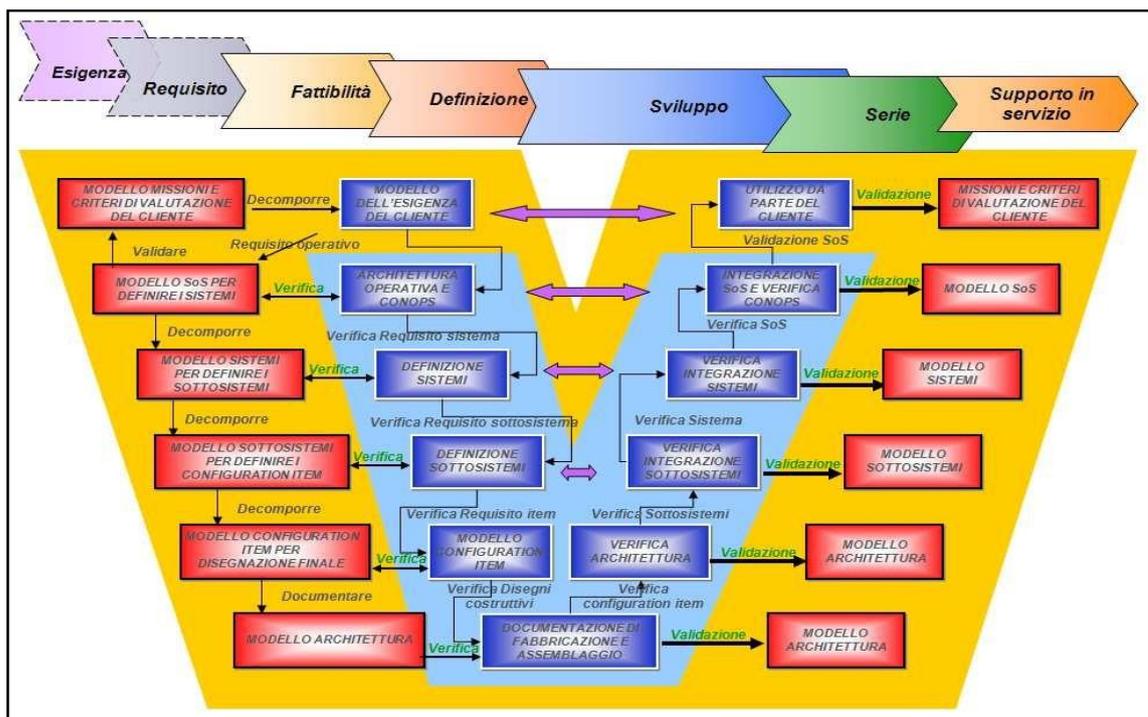


Figura 8: Vee-Diagram (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)

La maturità del sistema aumenta mano a mano che si scende di livello, dunque partendo dai requisiti si giunge fino ad un design dettagliato andando a definire i vari componenti che formano il sistema con le loro singole funzionalità.

Quando le entità sono costruite, verificate e integrate, viene eseguita la parte destra del nucleo della V. Dal momento che non si può mai andare indietro nel tempo, tutte le iterazioni nella V sono eseguite sulla linea verticale "time now". Le iterazioni verticali discendenti sono le indagini e le azioni off-core e di gestione del rischio essenziali.

## 1.8 Model Based Systems Engineering (MBSE)

In letteratura troviamo diverse definizioni di tecnologia Model Based Systems Engineering (MBSE):

*"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"* [6].

Il risultato di output delle attività di Model-Based Systems Engineering (MBSE) è un modello di sistema coerente, con particolare attenzione all'evoluzione e al perfezionamento del modello utilizzando strumenti appropriati e metodi dedicati.

Questa disciplina consente di sviluppare il sistema permettendo di analizzare i seguenti aspetti:

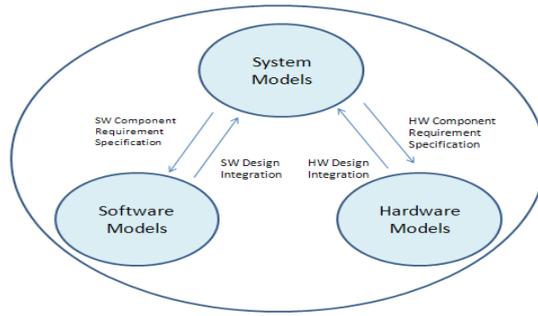
*Requirements:* vengono definiti i requisiti. Essi rappresentano ciò che il sistema dovrà essere in grado di fare a livello di performance;

*Behavior:* la disciplina consente una volta definita una baseline progettuale, di verificare il comportamento del sistema al fine di verificarne le performance;

*Structure:* viene definita una struttura a partire dal livello L0 del sistema fino a giungere il livello L2 ovvero singolo componente;  
*Properties:* attribuzione delle singole proprietà e caratteristiche del componente;

*Interconnections:* creazione di links tra il sistema e gli altri con cui essere dovrà collaborare in maniera coesa, inoltre gli stessi componenti e i sottosistemi che formano il sistema dovranno avere delle interconnessioni, le quali dovranno consentire di minimizzare la quantità di informazioni al fine di rendere più efficiente il progetto.

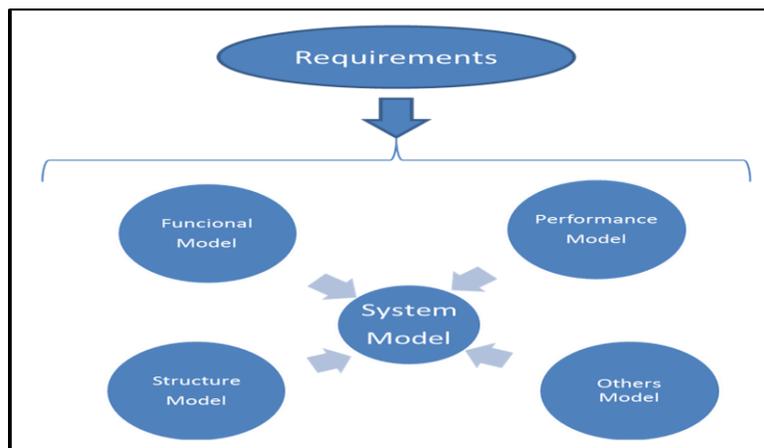
La figura descrive come viene utilizzato il Modello di sistema per specificare i componenti del sistema:



**Figura 9: System Model (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)**

Ogni modello avrà un grado diverso di precisione; maggiore è tale grado più veritiero e consono alla realtà sarà il modello. Non vi è l'esistenza di un modello univoco per un certo fenomeno; per la descrizione di un certo evento potranno esistere più modelli la cui finalità sarà la medesima.

La figura seguente mostra uno schema di System Model integrato dove si affrontano i molteplici aspetti di un sistema.



**Figura 10: System Model Integrato (Cortesia Leonardo - Divisione Velivoli)**

Partendo dai requisiti di progetto è possibile sviluppare una serie di modelli finalizzati alla creazione del sistema. Si inizia con l'analisi funzionale la quale è necessaria al raggiungimento di un modello funzionale che dimostri quello che sarà il comportamento logico del sistema. Svoltata questa attività, il passaggio successivo sarà quello di creare un modello della struttura in modo tale da valutare quelli che saranno i componenti che comporranno il nostro sistema. Definire il modello di performance consiste invece nel modellare le prestazioni del sistema e confrontare le stesse con i valori di riferimento dedotti dai requisiti (detti anche "limiti fisici": temperature max o min, deformazioni meccaniche max, correnti, tensioni max o min, etc...). Ciò è possibile mediante (in ordine di costo e complessità):

- a) calcoli manuali
- b) elaborazione di modelli matematici (Mathlab, ecc..)

- c) “Simulation Tools” contenenti librerie di modelli quale ad esempio AMESim
- d) test eseguiti su “mock-up” rappresentativi delle grandezze che si vuole misurare.

## 1.9 Systems Modelling Language applicato al Model Based Systems Engineering

In letteratura esistono diverse definizioni del Systems Modelling Language (*SysML*):

*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. 7] .*

Il SysML è quindi un linguaggio di modellazione grafica che supporta l’analisi, le specifiche, la progettazione, la verifica e la validazione dei sistemi complessi. Questi sistemi possono includere hardware, software, dati, personale, procedure e strutture. Il linguaggio è utilizzato per determinare l’architettura del sistema e per specificare i componenti che lo comporranno con le relative singole attività specifiche.

In particolare attraverso l’utilizzo di questa tipologia di linguaggio, fornisce rappresentazioni grafiche al fine di modellare i requisiti di sistema, il comportamento, la struttura ed i parametri, viene utilizzato per l’integrazione con altri modelli di analisi ingegneristica.

SysML consente agli ingegneri di modellare i requisiti di sistema, il comportamento del sistema e la struttura del sistema. Il focus dei nuovi costrutti in SysML è indirizzato verso alcuni concetti fondamentali di ingegneria dei sistemi, come l’ingegneria dei requisiti e il comportamento del sistema. Sebbene i requisiti siano stati tradizionalmente realizzati utilizzando i diagrammi dei casi d’uso, che considerano i requisiti da un punto di vista comportamentale, l’introduzione del diagramma dei requisiti in SysML consente di modellizzare le relazioni strutturali tra i requisiti [8].

Il profilo SysML è organizzato nelle seguenti unità di linguaggio:

- **Requirement:** requisiti di testo, ciò che si richiede al sistema in ambito funzionale e prestazionale;
- **Block:** blocchetto rappresentante porzione di sistema con relativa proprietà;
- **Activities:** rappresentano le attività svolte dal sistema, utile come strumento di verifica e validazione di quello che sarà il comportamento del sistema;
- **Constraint Block:** modelli parametrici che tengono conto delle limitazioni imposte nei requisiti;
- **Ports and flows:** flussi di informazioni tra gli elementi del sistema.

## 1.10 Diagrammi del SysML

Il Systems Modelling Language comprende al suo interno nove tipologie di diagrammi, rappresentati nella figura sottostante.

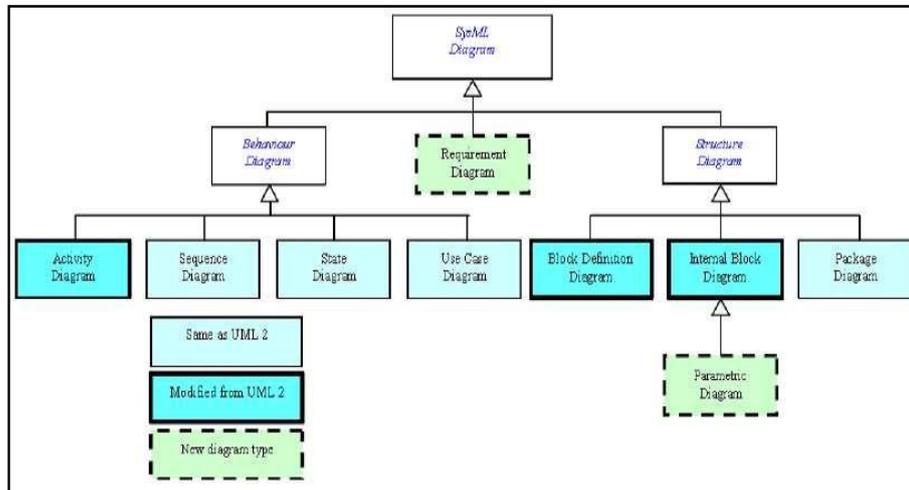


Figura 11: Tipologie Diagrammi del SysML [Ref.9]

I **diagrammi comportamentali** a loro volta sono suddivisi in:

- Activity Diagram
- Sequence Diagram
- State Machine Diagram
- Use Case Diagram

I **diagrammi strutturali** sono a loro volta suddivisi in:

- Block Definition Diagram
- Internal Block Diagram
- Parametric Diagram
- Package Diagram

Si analizzano ora brevemente le diverse tipologie di diagramma:

### **Requirement Diagram**

Fornisce una rappresentazione a blocchi dei requisiti con le relazioni tra di essi.

Inoltre esso tiene in considerazione gli elementi di progettazione e i casi di test al fine di supportare la tracciabilità. Nel tool Rhapsody essa viene rappresentata dalla matrice di tracciabilità nella quale il requisito viene attribuito al singolo use case.

### **Activity Diagram**

Rappresenta l'attività svolta dal sistema, ovvero il comportamento che esso avrà. Viene visto come un flusso di azioni, basate su quelli che sono gli Input, trasformando questi ultimi negli Output che poi verranno verificati se essere in grado di soddisfare i requisiti.

### **Sequence Diagram**

Il Sequence Diagram descrive la sequenza di azioni svolte dal sistema, sviluppando i messaggi scambiati tra gli attori del sistema durante l'azione di svolgimento dello stesso.

### **State Machine Diagram**

Descrive gli stati possibili per il dato sistema, in altre parole ne simula il suo comportamento funzionale a seguito dell'innescio di un evento.

### **Use Case Diagram**

Rappresenta le tipologie di utilizzo del sistema, ovvero l'interazione tra questo e le entità esterne quali ad esempio gli attori.

### **Block Definition Diagram**

Descrive strutturalmente gli elementi denominati blocchi che vanno a comporre il sistema, come essi siano composti e una loro classificazione.

### **Internal Block Diagram**

Rappresenta l'interconnessione e le interfacce tra le parti di un blocco.

### **Parametric Diagram**

Questo diagramma rappresenta i “*Constraints*” (equazioni) tra le varie proprietà dei blocchi. Permette l'integrazione dell'analisi ingegneristica nel “Design Model”.

### **Package Diagram**

Questo diagramma rappresenta l'organizzazione di un modello in termini di Package che contengono elementi del modello.

## 2. I Velivoli UAV

Un Aeromobile a Pilotaggio Remoto (APR), anche noto come drone, è un velivolo caratterizzato dall'assenza del pilota umano a bordo [ref. 10].

Il suo volo è controllato dal computer a bordo del velivolo attraverso i comandi inviati da remoto, di un navigatore o pilota, sul terreno o in un altro veicolo.

Il termine aeromobile sottolinea che le operazioni devono rispettare le stesse regole e le procedure degli aerei con pilota ed equipaggio di volo a bordo. Il loro utilizzo è ormai consolidato nel settore militare, trovando comunque applicazione anche per fini civili, quali ad esempio operazioni di prevenzione e intervento in emergenza incendi, per usi di sicurezza e vigilanza del territorio, per sorveglianza di oleodotti o con finalità di telerilevamento.

Il carico utile è comprensivo di sistemi di navigazione, sensori per ricognizione e mezzi finalizzati al continuo scambio con la Ground Station per ciò che concerne le informazioni raccolte.

Sono noti anche attraverso altri acronimi, molti dei quali di derivazione anglosassone: oltre a RPA (Remotely Piloted Aircraft) possono essere indicati come UAV (Unmanned Aerial Vehicle), RPV (Remotely Piloted Vehicle), ROA (Remotely Operated Aircraft) o UVS (Unmanned Vehicle System).

Gli UAV possono fornire una vasta gamma di servizi di supporto alle operazioni di sorveglianza, intelligence e anche di combattimento. Vi sono diverse tipologie di missione che una piattaforma UAV è in grado di soddisfare, una classificazione facendo riferimento alla terminologia anglosassone può essere la seguente:

- **dull:** missioni di sorveglianza e ricognizione monotone e di lunga durata, in cui l'uomo può distrarsi e lasciarsi sfuggire dettagli importanti, mentre sensori e processori opportunamente programmati, riescono a cogliere solo i particolari di potenziale interesse;
- **dangerous:** missioni rischiose per la vita dei piloti che richiedono ai velivoli di penetrare in area ostile;
- **dirty:** missioni pericolose per la salute dei piloti che richiedono, per esempio, ai velivoli di spingersi su aree contaminate (inquinamento nucleare, chimico, etc.).

## 2.1 Classificazione Generale

All'interno della categoria missioni sono incluse sia quelle di intelligence che di ricognizione, il tutto demandato a seconda della categoria di UAV. Tali categorie, distinte a seconda del range e della quota operativa, comprendono le piattaforme strategiche di lungo raggio, denominate "Endurance" e "Tattici".

La tipologia denominata "Endurance" è suddivisa in sistemi a lungo raggio ed alta quota (HALE, High Altitude Long Endurance) e in sistemi a lungo raggio e quota intermedia (MALE, Medium Altitude Long Endurance).

Gli UAV "Tattici" (tactical UAV, TUAV), invece, includono i sistemi a breve raggio, cui si affiancano sistemi UAV di piccole dimensioni (o mini-UAV e micro-UAV, MAV) per impieghi direttamente da operatori sul campo.

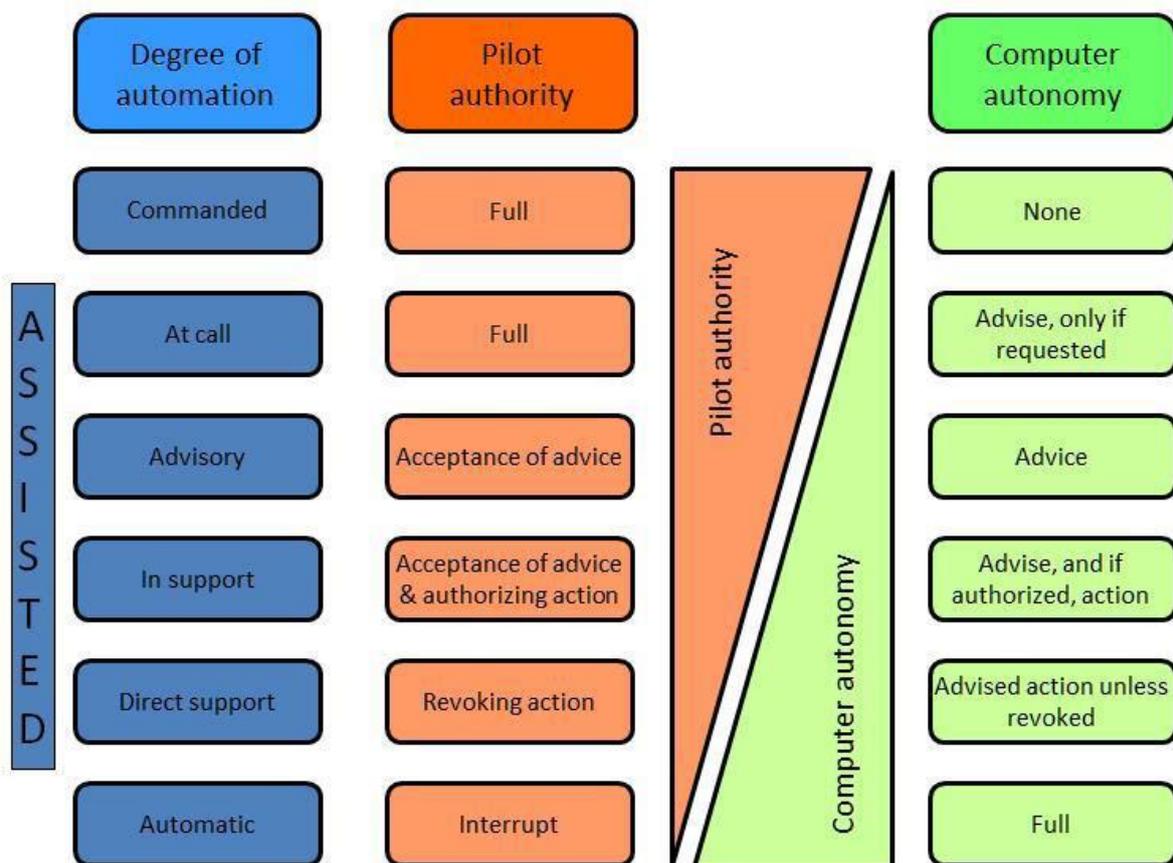


Figura 12 - Livello di autonomia UAV

<b>Uso Civile</b>	
<b>Ente</b>	<b>Compito</b>
Aziende Agricole	Monitoraggio dei prodotti, spargimento insetticida
Guarda Costiera	Ricerca e salvataggio
Conservazione	Monitoraggio zone protette
Guardia forestale	Rilevazione incendi
Autorità di polizia	Ricerca di persone scomparse e sicurezza
Autorità di perizia	Rilevamenti geologici, geografici e archeologici

*Tabella 1. Possibili campi di impiego dei velivoli UAV in ambito civile*

<b>Uso Militare</b>	
<b>Ente</b>	<b>Compito</b>
Marina	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Inseguimento flotte nemiche</li> <li>• Ripetizione di segnali radio</li> <li>• Protezione dei porti da attacchi</li> <li>• Piazzamento e monitoraggio boe soniche</li> </ul>
Esercito	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Ricognizione</li> <li>• Sorveglianza</li> <li>• Monitoraggio contaminazione biologica</li> <li>• Electronic intelligence</li> </ul>
Aviazione	<ul style="list-style-type: none"> <li>• Sorveglianza ad ampio raggio</li> <li>• Jamming e/o distruzione di sistemi radar nemici</li> <li>• Sorveglianza campo d'aviazione</li> <li>• Eliminazione bombe inesplose</li> </ul>

*Tabella 2. Possibili campi di impiego dei velivoli UAV in ambito militare*

## 2.2 General Atomics MQ-9 Reaper

Quale base per lo sviluppo della piattaforma UAV finalizzata alla realizzazione del De-icing System oggetto dell'elaborato è stato utilizzato il General Atomics MQ-9 Reaper, noto anche come Predator B. Sono stati fissati una serie di requisiti che verranno integralmente descritti all'interno del capitolo 4, i quali sono stati derivati dal progetto Crystal per poi essere parametrizzati e resi compatibili con quella che doveva essere la base su cui implementare il sistema [ref. 11].

Il Predator B è un APR, acronimo con il quale viene indicato un aeromobile a pilotaggio remoto, sviluppato dalla General Atomics Aeronautical System (GA-ASI) finalizzato all'utilizzo da parte della United States Air Force, l'United States Navy, alla Aeronautica Militare e la britannica Royal Air Force, impiegati in missioni di sorveglianza, ricognizione, ricognizione armata e interdizione o attacco al suolo

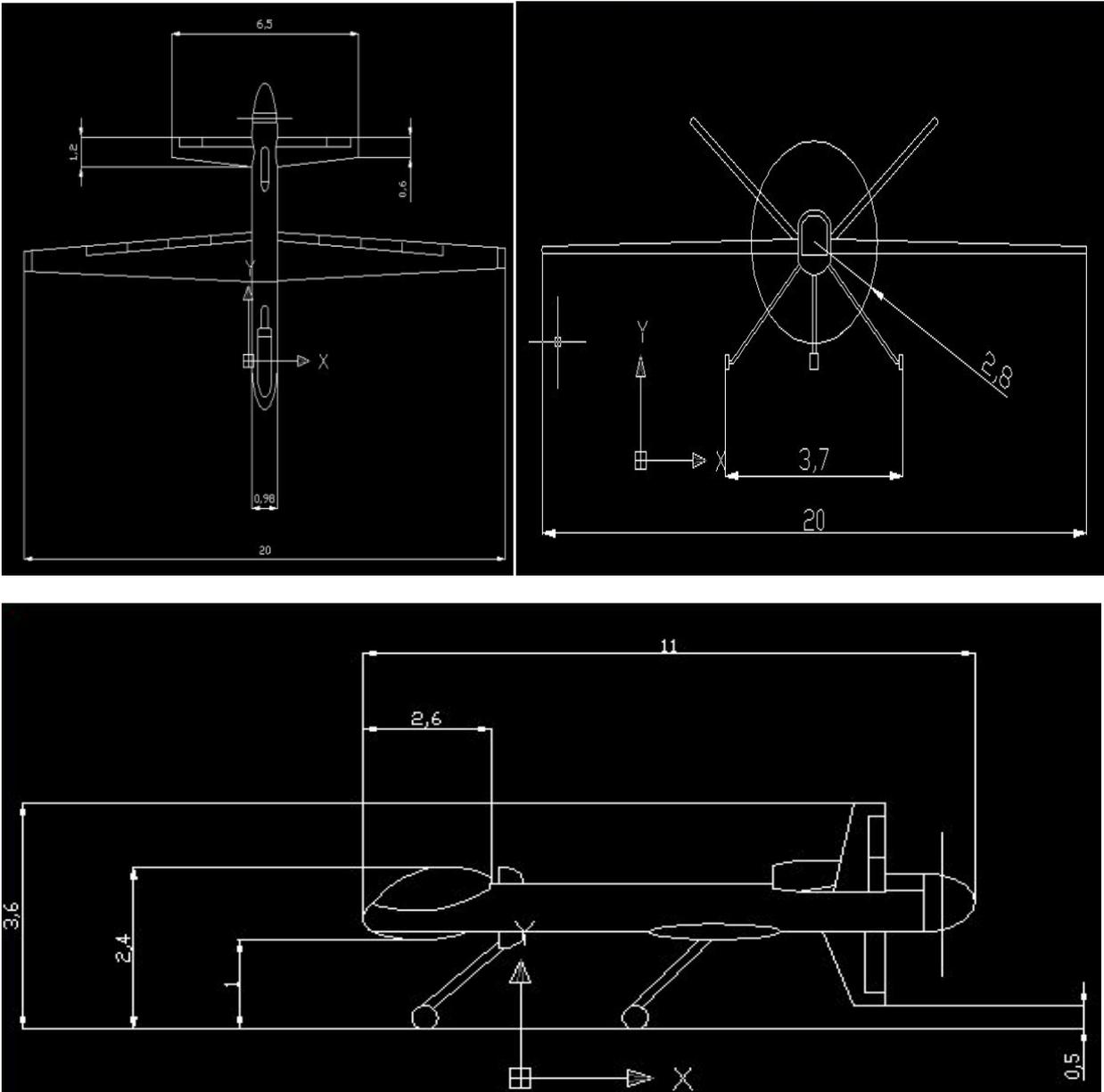
Il progetto di questo noto UAV nasce, su iniziativa privata, alla fine degli anni '90, al fine di proporre una variante da proporre nel mercato del settore della difesa. A differenza dei suoi predecessori montava un motore a turboelica così da poterne aumentare le prestazioni generali.

L'APR viene pilotato a distanza da 2 operatori, pilota e osservatore/armiere, in una stazione di controllo a terra UAV che può essere allestita in un rimorchio delle dimensioni approssimative di 10 mt [ref 11].

Questo tipo di UAV viene principalmente impiegato per eliminare obiettivi prefissati come bunker, veicoli e altri obiettivi sensibili; all'occorrenza per portare fuoco d'interdizione in appoggio a forze di terra.

<b>MQ-9 Reaper</b>	
Tipo	Aeromobile a pilotaggio remoto da ricognizione ed attacco
Costruttore	General Atomics
Esemplari	104 (2014)
Costo unitario	10,5 milioni di US\$
<b>Dimensioni e pesi</b>	
Lunghezza	11 m
Apertura alare	20 m
Altezza	3,8 m
Superficie alare	11,5 m <sup>2</sup>
Peso a vuoto	2 223 kg
Peso max al decollo	4 760 kg
Capacità combustibile	1815 kg
<b>Propulsione</b>	
Motore	1 turboelica Honeywell TP331-10T
Potenza	712 kW (950 shp)
<b>Prestazioni</b>	
Velocità max	482 km/h (260 kt)
Velocità di crociera	276 - 313 km/h (150 - 170 kt)
Autonomia	14-28 ore (14 ore se a pieno carico)
Quota di servizio	7 500 m (25 000 ft)
Tangenza	15 000 m (50 000 ft)

Tabella 3. Caratteristiche Predator [ref 11]



*Figura 13: Tritico Predator B in AutoCAD.*

### 3. Sistemi di Ice-Protection

Per evitare i pericoli legati alla formazione di ghiaccio sul velivolo, sono utilizzati dei sistemi cosiddetti di “Ice-protection”. Questi sistemi interessano i componenti dell’aereo esposti alla possibile formazione di uno strato di ghiaccio.

L’accumulo di ghiaccio ha sempre avuto un’influenza negativa sulle caratteristiche aerodinamiche del velivolo, alterando la portata del flusso della presa d’aria dei motori, ostruendo le prese statiche e dinamiche del velivolo. La finalità dell’impianto antighiaccio è quella di monitorare e prevenire la formazione di ghiaccio su aree specifiche di un velivolo.

Possono essere divisi in due famiglie principali:

- *De-ice System*: sistemi per rimuovere il ghiaccio
- *Anti-ice System*: sistemi finalizzati all’attività di prevenzione di formazione del ghiaccio.

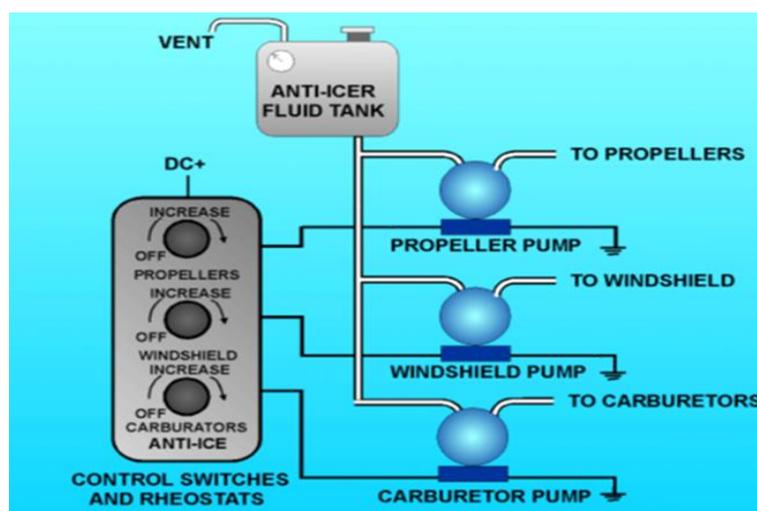
*Anti-ice* sono progettati per evitare la formazione di ghiaccio e sono attivati prima che si verifichino le condizioni che permettono all’acqua contenuta in atmosfera di solidificare; *De-ice* sono utilizzati per rimuovere il ghiaccio una volta che questo si è formato e prima che si accumuli a livelli pericolosi per la sicurezza e l’affidabilità del velivolo [ref 20].

### 3.1 Sistemi Anti-ice

I sistemi anti-icing generalmente prelevano aria calda dal compressore dei motori, convogliando tale flusso in direzione delle zone soggette alla formazione del ghiaccio. Per superfici meno estese quali ad esempio i bordi delle prese statiche, la protezione dalla formazione di ghiaccio viene garantita da apposite resistenze elettriche. Caso particolare è quello rappresentato dai finestrini dei piloti, i quali contengono all'interno del vetro uno strato di ossido percorso da corrente, che grazie all'effetto Joule si riscaldano fornendo la protezione dalla formazione di ghiaccio. Gli impianti antighiaccio vengono generalmente attivati dal pilota in via preventiva prima di entrare in zone in cui è prevista la formazione di ghiaccio, ma possono essere usati anche per rimuovere il ghiaccio già formato.

È sufficiente un incremento di temperatura abbastanza modesto per essere in condizioni di sicurezza. Vi sono differenti tipologie di Anti-ice:

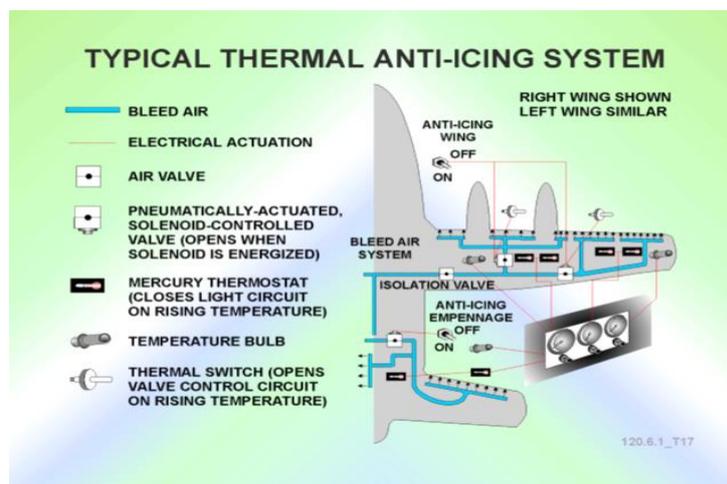
- Hot bleed air quando vi è possibilità di formazione di ghiaccio un flusso di aria calda viene indirizzato verso le due superfici critiche come ad esempio il bordo d'attacco dell'ala;
- Electrical Heating: elementi elettrici sono incorporati all'interno della struttura con l'obiettivo di mantenere la temperature delle superfici al di sopra dello zero, resistenze elettriche scaldate per effetto Joule riscaldando la superficie con cui sono in contatto;
- Liquid ice protection: è una misura preventiva che consiste nel lavaggio delle superfici critiche con liquidi che sciogliendosi con l'acqua ne abbassano la temperatura di congelamento.



*Figura 14 : Anti-ice chimico.*

Nei velivoli dotati di motori a turbina è possibile il riscaldamento per via pneumatica (sistema aero-termico): una certa quantità di aria è spillata da uno dei primi stadi del compressore, dove la temperatura ha già subito un certo incremento per effetto della

compressione, e distribuita all'interno delle superfici da riscaldare. Per quanto la quantità d'aria da spillare da compressore sia rilevante, l'inserimento dell'impianto avviene solo quando le condizioni atmosferiche lo richiedano. Questo comporta un degrado delle prestazioni del motore in tali condizioni, tollerabile nei turboreattori, ma non sempre possibile nei motori turboelica, dove l'equilibrio può essere troppo perturbato. Si tenga inoltre presente che tale sistema deve poter essere attivato in caso di avaria di un motore. Oltre ai sistemi di tipo elettrico e di tipo pneumatico esistono anche sistemi di tipo chimico: un liquido antigelo (glicole etilenico) è pompato attraverso dei microfori posti sulla zona interessata, rivestendone la superficie e abbassando la temperatura di congelamento dell'acqua esterna.



*Figura 15 : Thermal Anti-ice System.*

I sistemi Anti-ice sono attivati dal pilota quando si verificano condizioni tali che si possa avere formazione di ghiaccio, prima che questo inizi ad accumularsi. In alcuni casi tali sistemi possono funzionare anche come De-ice.

## 3.2 Sistemi De-ice

Questa tipologia di sistemi sono finalizzati all'eliminazione del ghiaccio formatosi sul velivolo quando l'accumulo supererà una certa soglia di spessore.

I sistemi De-ice sono energeticamente meno dispendiosi rispetto a quelli anti-ice, in quanto non funzionano in maniera continuativa, ma sono attivati solo ad intervalli di tempo regolari (funzionamento intermittente).

In termini di sicurezza ed affidabilità del velivolo, tuttavia l'utilizzo di questa categoria di antighiaccio risulta maggiormente pericolosa, in quanto la formazione di ghiaccio sulla superficie è consentita fino a una certa soglia di spessore.

I sistemi utilizzati sono di due tipi:

- pneumatici;
- elettrici.

A loro volta essi potranno essere suddivisi in:

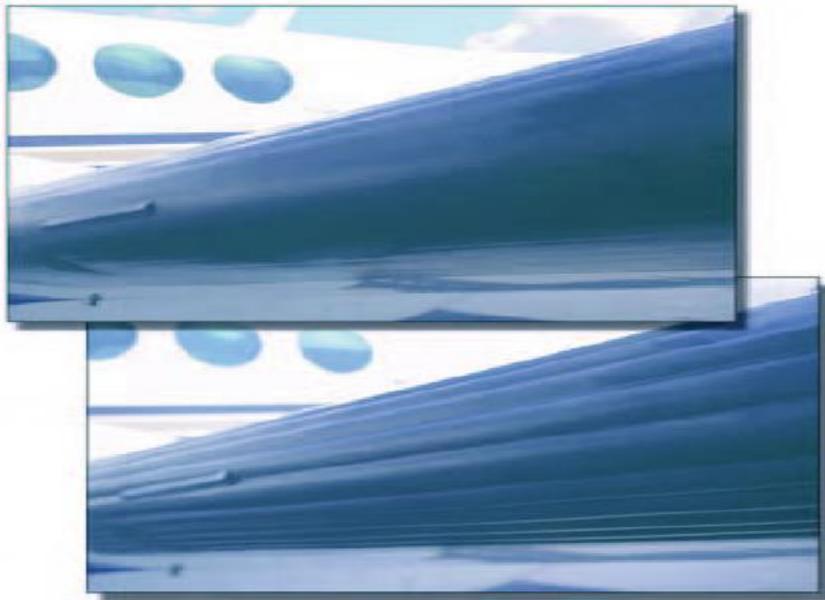
- Boots Pneumatici;
- Scaldatori elettrici;
- Sistemi elettro-espulsivi;
- Impulsi elettro-magnetici.

### 3.2.1 Ice-Protection Pneumatic

#### De-ice boots

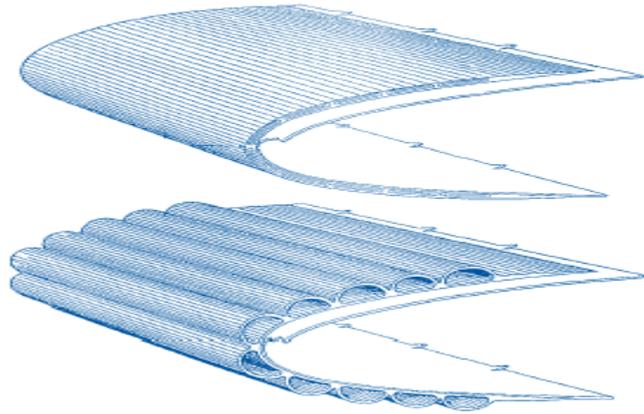
Il sistema pneumatico svolge l'attività di rimozione del ghiaccio meccanicamente, utilizzando delle guaine che si gonfiano e sgonfiano in modo alternato al fine di pressare la superficie che rivestono eliminando così il ghiaccio formatosi.

Generalmente questo tipo di soluzione viene adottato sui bordi d'attacco delle superfici portanti, è costituito da una o più guaine elastiche gonfiate da opportuni cicli di pressione così che la loro deformazione permetta la rottura della crosta di ghiaccio e l'inizio del suo allontanamento dalla superficie alare, completato dall'effetto della corrente che investe l'ala. L'antighiaccio a sacche gonfiabili è diffuso su piccoli velivoli: assorbe poca potenza, ma crea irregolarità nelle forze aerodinamiche.



*Figura 16: De-ice boots attivati sulle ali.*

Il De-ice di tipo pneumatico presenta diversi inconvenienti quali ad esempio un disturbo all'aerodinamica dell'ala (anche a sacche sgonfie), la necessità di dosare con precisione l'istante d'intervento (così da non consentire un eccessivo accumulo di ghiaccio) e il deterioramento del materiale. Tuttavia comporta un consumo energetico molto contenuto (meno di 2 kW) e quindi è comunemente applicato a bordo di velivoli turboelica.



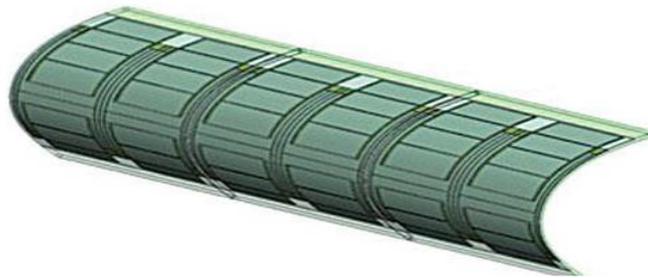
*Figura 17 : De-ice boots*

La manutenzione necessaria per questo tipo di soluzione è piuttosto elevata: richiede una frequente sostituzione dei boots di gomma. Motivo per il quale nei primi 10 anni del 2000, i sistemi di ice-protection si sono orientati più che altro verso soluzioni elettrotermiche e elettromeccaniche, le quali rappresentano una valida alternativa.

### 3.2.2 Sistema De-ice elettrico

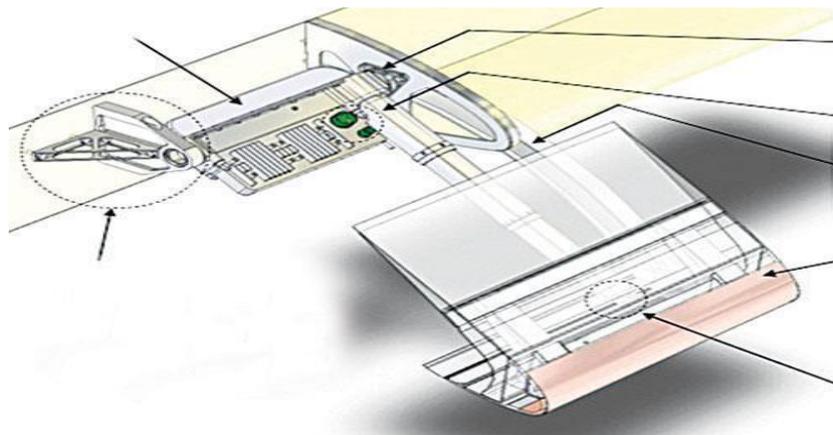
Un'azione simile può essere ottenuta mediante l'utilizzo di resistenze disposte lungo la superficie da liberare dal ghiaccio: un reticolo costituito da sottili pellicole di materiale conduttore è alimentato in modo continuo; successivamente, alimentando ciclicamente i pannelli, si ottiene il distacco delle lastre di ghiaccio dalla superficie alare. A differenza della categoria pneumatica questa tipologia di soluzione offre una configurazione aerodinamica più pulita.

Questo sistema come de-ice sugli impennaggi non comporta grandi consumi energetici, contrariamente a quando succede per il bordo di attacco alare dove la superficie da riscaldare è elevata.



*Figura 18 : Sistema De-ice elettrico*

Per tutti i sistemi di rimozione del ghiaccio occorre porre l'attenzione sulla tipologia di configurazione del velivolo: essa dovrà essere tale da non avere problemi legati al distacco del ghiaccio dall'ala, che potrebbe essere inghiottito dai motori o causare danni strutturali al velivolo.



*Figura 19 : Sezione Sistema De-ice elettrico*

In rosa viene rappresentato il bordo d'attacco della struttura all'interno della quale vengono alloggiati elementi finalizzati al riscaldamento della superficie.

### 3.2.3 Electro-Expulsive De-ice

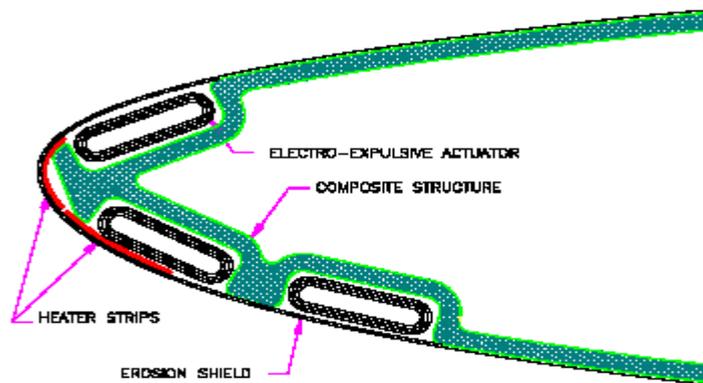
Questo tipo di sistema si basa sulla deformazione ciclica delle superfici interessate da formazioni di ghiaccio mediante l'utilizzo di attuatori alimentati elettricamente.

Si classificano in base alla tipologia del dispositivo di azionamento:

- attuatori ad impulso di corrente;
- sistema a strato conduttore.

In fig. 20 si mostrano alcuni attuatori integrati nella Leading edge.

Gli attuatori ricevono impulsi di corrente ad alta frequenza (dell'ordine delle migliaia di Ampere) così che il campo magnetico risultante genera delle forze che causano un cambiamento di forma dell'attuatore. La deformazione è trasmessa a una superficie metallica a contatto con la LE, la quale a sua volta si flette e vibra, causando la rottura dello strato di ghiaccio formatosi su di essa.



*Figura 20: Sistema a separazione elettro-espulsiva. Quando il sistema si attiva, questi conduttori sono percorsi da delle correnti che producono delle forze magnetiche.*

Questi conduttori sono integrati in uno strato di materiale elastomerico applicato sulle superfici su cui si forma tipicamente il ghiaccio.

Il sistema è classificato come a basso consumo energetico e non presenta aspetti che possono disturbare l'aerodinamica della superficie alare. Il sistema è stato certificato sul velivolo Cessna Skymaster.

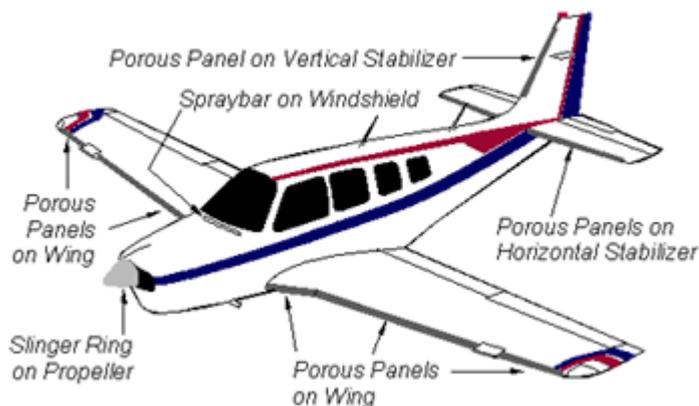
### 3.2.4 Ice-protection chimico

Il metodo si basa sulla prevenzione della formazione del ghiaccio abbassando il punto di congelamento dell'acqua che incide la Leading Edge. Un fluido anti-gelo viene immesso attraverso materiali porosi posizionati sotto forma di pannelli disposti sulla LE delle ali e degli stabilizzatori orizzontali e verticali. Questo fluido va in miscela con le gocce di acqua sottoraffreddata contenute nell'aria incontrata dal velivolo, abbassando il punto di congelamento. In questo modo, il fluido può scorrere sulla LE senza solidificare. Il concetto alla base è riconducibile agli anni '30, in quanto era necessario un sistema anti-ghiaccio compatibile con strutture alari che non erano in grado di ospitare elementi deformabili come membrane metalliche sottili o boots di gomma.

Il sistema era relativamente semplice: esso consisteva in un insieme di canali che si interfacciavano con la superficie da proteggere tramite dei setti porosi di metallo sinterizzato. Il fluido anti-congelante fluiva dai canali alla superficie grazie all'azione pompante del setto poroso. Negli anni '80 il sistema si è evoluto, mantenendo inalterato il principio di funzionamento: il setto poroso è stato sostituito da pannelli forati con tecnologie di taglio laser.

La duttilità di questo sistema è data dalla sua capacità di svolgere sia una funzione di de-ice che di anti-ice per qualsiasi superficie che può essere raggiunta dal fluido anti-congelante. Potendo anche funzionare come sistema anti-ice, si evitano i problemi che possono sorgere quando si hanno blocchi di ghiaccio che si staccano dal LE (problema del runback ice).

Il fluido di lavoro tipicamente utilizzato chiama AL-5 e presenta la seguente composizione percentuale: 85% glicole etilenico, 5% alcool isopropilico, 10% acqua deionizzata. Esso non risulta avere alcuna azione corrosiva sul materiale delle ali e della fusoliera [ref 18].



*Figura 21: Sistema Ice-Protection chimico.*

### 3.3 Cenni Storici e Tecnologie consolidate De-ice System

Alla fine degli anni '30 e durante il secondo conflitto mondiale negli USA si studiò la formazione del ghiaccio sulla superficie alare con prove in tunnel del vento e si realizzarono dei sistemi anti ghiaccio che sfruttavano il calore dei gas di scarico del propulsore.

Inizialmente i gas di scarico dei propulsori erano convogliati direttamente all'interno del bordo alare (report di Lewis A. Rodert del 1940). In un secondo tempo il calore dei gas di scarico era ceduto a un flusso di aria calda che poi era convogliata all'interno del bordo alare (report di A. R. Jones e L. A. Rodert del febbraio 1943).

- Il primo metodo pratico di protezione dal ghiaccio è stato l'uso di "inflatable boots" che normalmente aderiscono alle superfici senza alterare la resistenza aerodinamica e vengono gonfiate per il tempo necessario, solo quando il ghiaccio su tali superfici ha superato uno spessore prestabilito.
- Un secondo metodo di protezione consiste nell'uso di particolari Glicoli/Alcoli spruzzati sulle superfici portanti per abbassare la temperatura di congelamento delle gocce di acqua che impattano sulle superfici stesse.
- Il metodo più efficace di protezione dal ghiaccio consiste nell'uso di energia termica.

La maggior parte dei velivoli "All-weather" sono dotati di sistemi termici di protezione contro il ghiaccio che sono di due tipi:

- Ad aria calda ottenuta per riscaldamento dell'aria esterna o per spillamento dal propulsore, convogliata all'interno di cavità termicamente comunicanti con le superfici da proteggere.
- A effetto Joule elettrico dentro conduttori a forma di fogli incollati sulle superfici da proteggere (normalmente sul lato interno).

La ricerca dei primi brevetti per sistemi di protezione dal ghiaccio ha prodotto le informazioni che seguono:

U.S. 1868468 (1932), Thompson, propone di "Limitare" la formazione di ghiaccio sull'ala e sulle altre superfici aerodinamicamente importanti, applicando "Electric heating elements" in modo tale da scaldarle. La corrente inviata agli elementi scaldanti era controllata attraverso un reostato.

U.S. 1943062 (1934), Driscoll, propone un sistema anti-ghiaccio in cui un elevato numero di "Electrically conductive wires" sono distribuiti in modo da formare un reticolo sulla superficie alare. Quando il ghiaccio comincia a ricoprire la superficie, i fili attraversati da corrente causano lo scioglimento del ghiaccio lungo il reticolo dando luogo a una "scacchiera di quadrati di ghiaccio" separati l'uno dall'altro e suscettibili di essere staccati dall'azione del vento.

U.S. 2304686 (1942), Gregg, propone un sistema in cui “A coil is placed about the exhaust stack” del propulsore in modo che il fluido contenuto nella serpentina si riscaldi. Il fluido caldo è poi inviato in un condotto che scambia calore con le superfici da proteggere. Il fluido di lavoro può anche essere scaldato attraverso resistenze elettriche.

U.S. 2390093 (1945), Garrison, propone un sistema in cui la parete del bordo di attacco dell'ala è costruita con un materiale poroso continuamente imbevuto di fluido a basso punto di congelamento.

U.S. 2418205 (1947), Taylor, propone un sistema in cui il bordo di attacco è costituito da una struttura gonfiabile in modo da deformare la superficie esterna e rompere lo strato di ghiaccio che si è eventualmente formato. La superficie immediatamente a valle del bordo di attacco è “Indeformabile” ed è scaldata con “Heat exchange tubes” parte di un circuito attraversato da un fluido. In alternativa si propone di usare “Electrically conductive heating elements”.

U.S. 2869535 (1959), Horrell, propone un sistema anti ghiaccio in cui l'aria esterna è spinta in un condotto da un ventilatore e poi scaldata con dei riscaldatori prima di essere direzionata verso il bordo di attacco alare.

### 3.4 Formazione del Ghiaccio sui velivoli

Aspetto critico fin dalle origini del volo è stata la formazione e l'accrescimento del ghiaccio. Per la prima volta è stato affrontato tale problema a cavallo degli anni '40 del secolo scorso, quando sono stati condotti vari test di natura sperimentale finalizzati alla definizione dei vari sistemi di bordo, formalizzando anche i primi sistemi di tipo antighiaccio. I primi studi del fenomeno si basavano su relazioni matematiche applicate a geometrie molto semplici, in modo tale da poter sviluppare un modello matematico che descrivesse il fenomeno in forma chiusa.

Le condizioni atmosferiche attraverso le quali un velivolo opera rappresentano un fattore determinante sia per le prestazioni fornite dal velivolo stesso che per la sua sicurezza.

La formazione di ghiaccio su un velivolo generalmente si verifica quando ci si trova ad attraversare generalmente una nube a temperature minori o uguali al punto di congelamento, in presenza di gocce di acqua sotto raffreddata che colpiscono la superficie del velivolo solidificando su di essa.

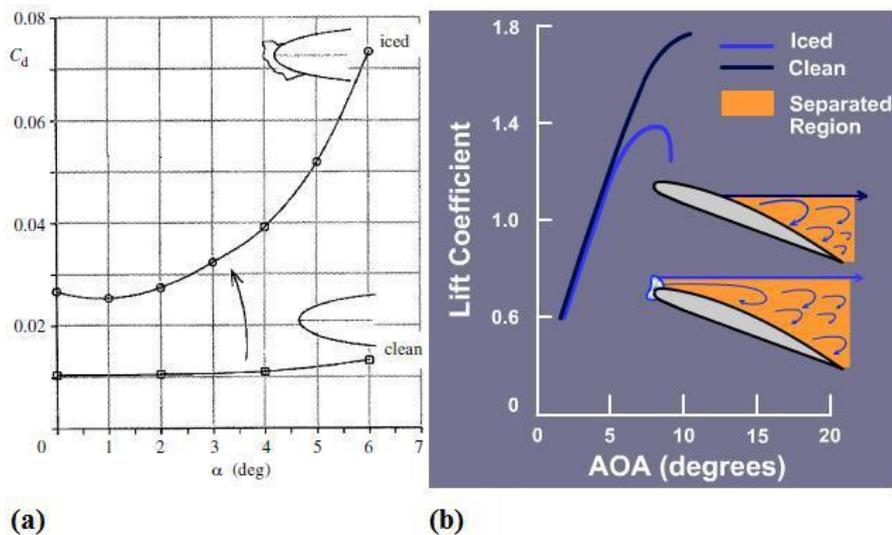


Figura 22 : Effetti dell'accrescimento di ghiaccio sui coefficienti di resistenza e portanza

Le goccioline di acqua sopralfusa, note come "Water droplets", subiscono il passaggio dalla fase liquida a quella solida per contatto con un corpo solido. Piccole particelle solide vengono denominate nuclei, la loro possibilità di generare una solidificazione dell'acqua sopralfusa viene influenzata dalla temperatura. A temperature più elevate, al di sopra di -12/-15°C, esistono solo pochi nuclei attivi, mentre a temperature inferiori tale numero aumenta e si ha una maggiore presenza di cristalli di ghiaccio nell'aria.

Dunque, perché si formi il ghiaccio sulle superfici di un velivolo, sono necessarie due condizioni:

- presenza di “Water droplets” nell’aria;
- temperatura ambiente vicino a 0° C o inferiore;

Le water droplets sono presenti soprattutto nelle nubi, che possono essere formate da goccioline d’acqua, da cristalli di ghiaccio o da entrambe. Solo le nuvole composte da goccioline d’acqua sopraffusa sono pericolose per i velivoli, dato che i cristalli di ghiaccio non si legano facilmente alle superfici esterne dell’aereo.

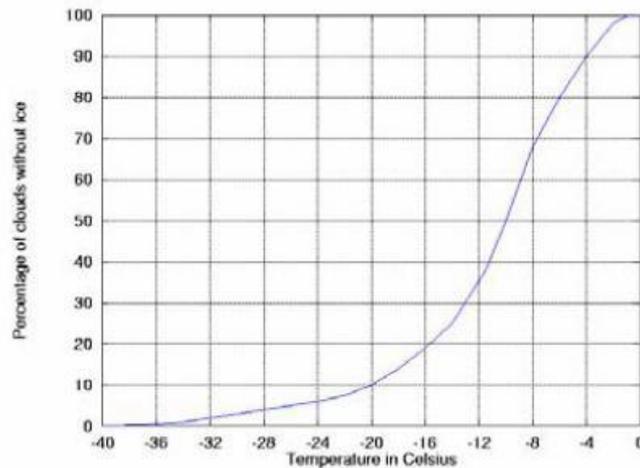


Figura 23 : Percentuale di nuvole senza ghiaccio all’interno.

Solitamente le nuvole formate da goccioline d’acqua sono caratterizzate da bordi affilati. Nella Figura 24 è riportato il fenomeno della sopraffusione:

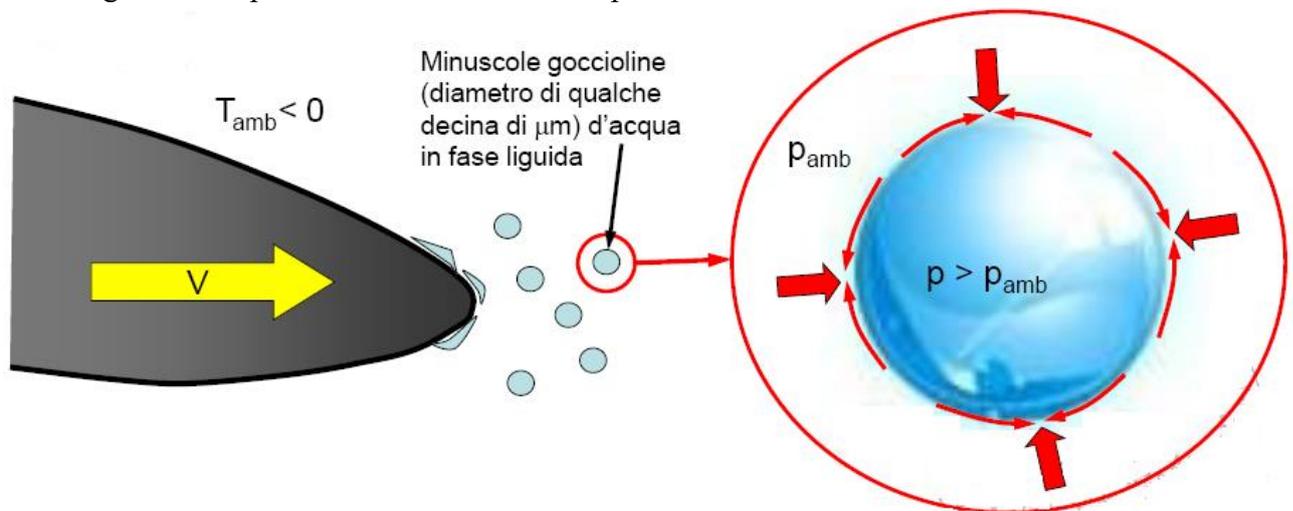


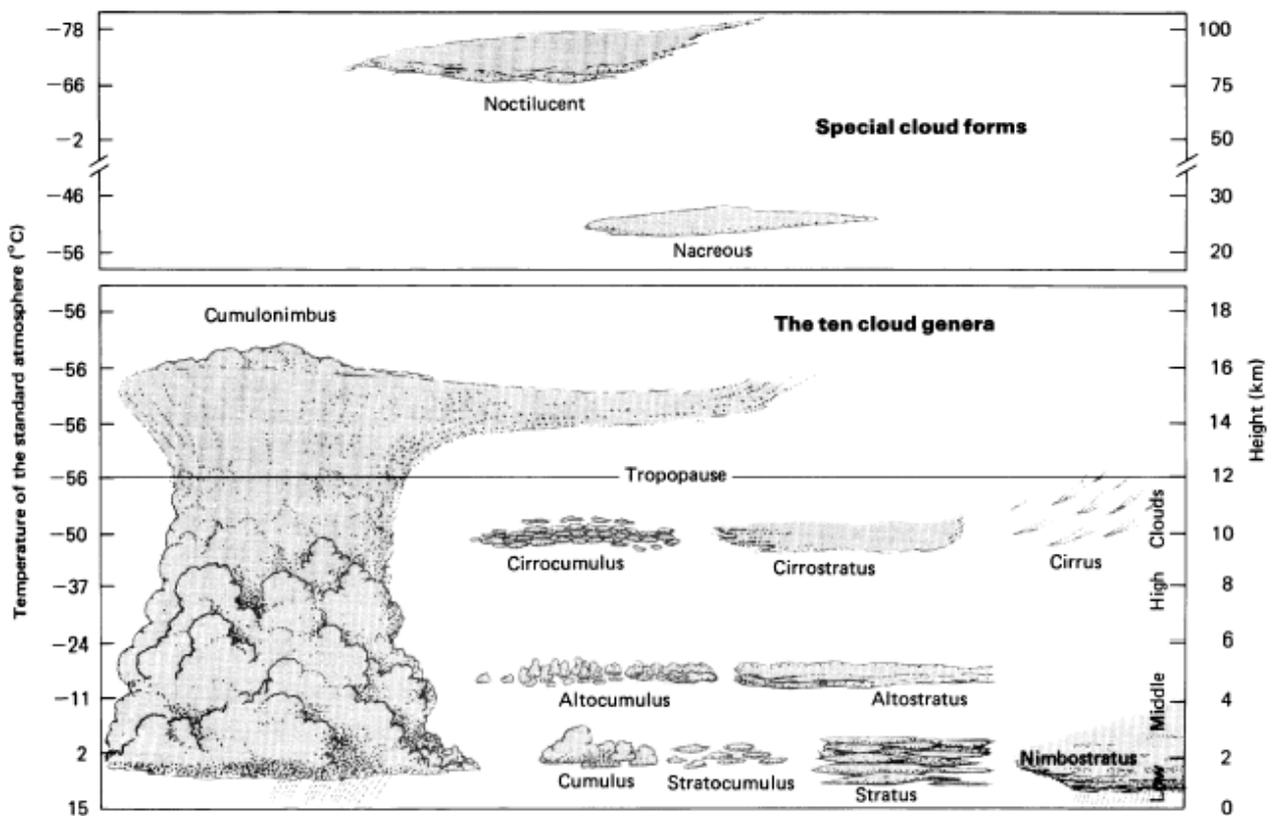
Figura 24 : Formazione ghiaccio sul bordo d’attacco

Aspetto assai negativo della navigazione all’interno di zone soggette alla formazione di Ice

e per quanto riguarda la fase di aspirazione dei motori aeronautici; l'accrescimento del ghiaccio può far sì che la sezione utile per il passaggio del flusso d'aria diminuisca in maniera importante pregiudicando le prestazioni del velivolo.

La forma del ghiaccio dipende dalla temperatura dell'aria, dalle condizioni di volo, dalla durata dell'incontro, dal contenuto di acqua oltre che dalla geometria del velivolo. Le forme di ghiaccio sono caratterizzate da:

- estensione dell'area bagnata delle gocce d'acqua
- forma ed estensione del ghiaccio
- costituzione del ghiaccio

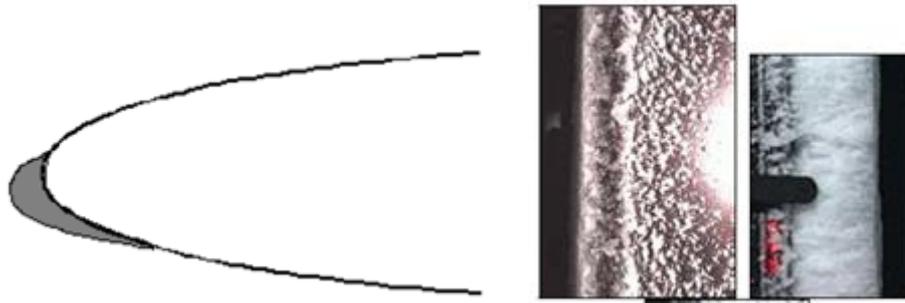


*Figura 25 : Zone soggette alla formazione di ghiaccio*

Esistono tre tipologie di ghiaccio:

- ghiaccio **brinoso** (rime ice),
- ghiaccio **vetrone** (clear ice)
- ghiaccio **misto**.

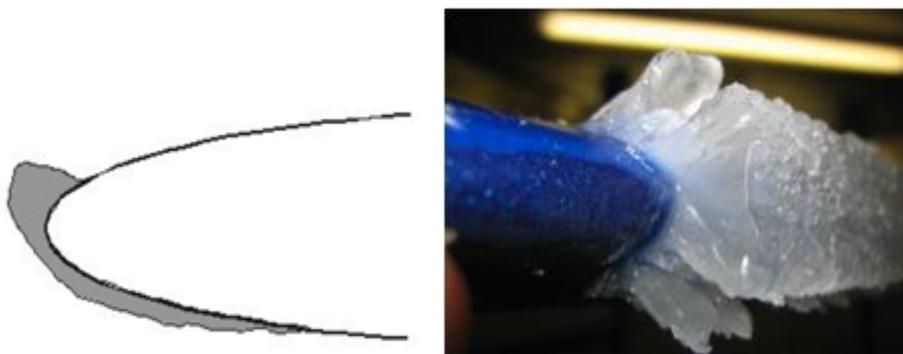
Il **ghiaccio brinoso** si forma quando le gocce sopraffuse, congelano subito dopo l'impatto con il velivolo, comportando la formazione di ghiaccio "rime", che rimane confinato nella zona d'impatto. La colorazione opaca è causata dall'aria trattenuta tra le gocce congelate. Il ghiaccio "rime" si accumula in maniera molto rapida, generando forme di ghiaccio arrotondato, formandosi a temperature basse.



*Figura 26 : Ghiaccio brinoso*

**Il ghiaccio vetrone** (Figura 27) Il ghiaccio vetrone è causato da gocce che non congelano immediatamente all’impatto con la superficie, creando gocce di dimensioni maggiori o un sottile film d’acqua. Questo tipo di ghiaccio ha forme più irregolari rispetto al caso brinoso. E’ il più pericoloso sia per la rapidità con la quale si accumula, che per il modo nel quale aderisce alla superficie con la relativa difficoltà nell’eliminarlo anche con i sistemi antighiaccio più efficaci. Il ghiaccio vetrone viene incontrato fino a temperature minori di  $-10^{\circ}\text{C}$ .

Le condizioni favorevoli alla formazioni di questo tipo di ghiaccio all’interno dei cumuli, hanno un’estensione piuttosto limitata orizzontalmente, ma molto ampia in termini di spostamento verticale. Risulta però non apprezzabile uno spostamento di quota all’interno di una nube cumuliforme, a meno che non si scenda fino a temperature sopra lo zero.



*Figura 27 : Ghiaccio vetrone*

Il ghiaccio misto altro non è che un misto tra le due tipologie di ghiaccio sopra espote. Assume un’aspetto spugnoso e granuloso, per effetto delle bolle d’aria che restano intrappolate fra i cristalli di ghiaccio. Il ghiaccio misto può essere più o meno pericoloso a seconda della combinazione percentuale della presenza tra ghiaccio vetroso e ghiaccio brinoso.



*Figura 28: Ghiaccio misto*

Intensità	Accumulazione del ghiaccio
Tracce di ghiaccio	Il ghiaccio diventa percepibile. Non è pericoloso se il sistema antighiaccio è disattivo anche per molto più di un'ora.
Leggera	Il livello di accumulazione di ghiaccio potrebbe creare problemi in volo se questa situazione dovesse persistere per più di un'ora. E' utilizzato il sistema antighiaccio per prevenire l'accumulazione
Moderata	Il livello di accumulazione è tale che anche brevi periodi di formazione di ghiaccio potrebbero diventare pericolosi. E' dunque necessario attivare il sistema antighiaccio.
Pericolosa	Il livello di accumulazione è tale che il sistema antighiaccio non riesce a ridurre/controllare la formazione di ghiaccio.

*Tabella 4. Classificazione gravità in funzione della quantità di ghiaccio*

## 4. Definizione e Sviluppo del Sistema De-ice

Questo capitolo descrive l'applicazione delle metodologie di Systems Engineering e MBSE sul sistema De-ice. Rispetto a quanto già sviluppato in tesi precedenti, tale elaborato mette in evidenza:

- L'importanza di fare ricerche di anteriorità;
- L'integrazione tra analisi funzionale e non funzionale.

Le fasi logiche del Systems Engineering vengono ripercorse ai vari livelli di aggregazione del sistema:

- Individuare il problema:
  - Definizione dei requisiti;
  - Analisi dei Requisiti funzionali;
  - Analisi dei Requisiti non Funzionali.
- Valutare le Alternative;
- Modellare e sviluppare il sistema (analisi e modello funzionale e non funzionale);
- Integrare il sistema: Design Synthesis/Trade-off;
- Utilizzare il sistema;
- Valutare le Performance del sistema;
- Riesaminare il sistema.

## **4.1 Individuare il problema**

L'individuazione del problema inizia con la descrizione delle macro-funzionalità che il sistema dovrà svolgere. Le funzionalità possono essere esplicitate sotto forma di descrizione della missione, dei ConOps o con un modello logico del problema da risolvere, con un'opportuna descrizione dei requisiti.

Gli input per questa fase sono forniti dal cliente (ciò che egli desidera) ma anche dagli stakeholder del sistema da implementare che comprendono, tra gli altri, gli end users, gli operatori, i manutentori, l'ente certificante, la supply chain, i partners, ecc..

### **4.1.1 Definizione dei Requisiti**

In questa fase vengono definiti i requisiti che dovrà avere il Sistema oggetto di analisi. Nel caso specifico si è preso spunto da requisiti sviluppati sul progetto di ricerca europeo CRYSTAL. I requisiti sviluppati sono sia di natura funzionale che di natura non funzionale. L'analisi funzionale (sviluppata attraverso il tool Rhapsody) permette di andare a definire cosa il sistema dovrà svolgere (al fine di soddisfare i desideri del cliente), mentre l'analisi non funzionale (o analisi di performance), descrive i parametri fisici che il sistema deve rispettare per soddisfare le aspettative del cliente.

In pratica, i requisiti "di performance" sono la traduzione in termini progettuali dei "Requisiti non funzionali" dettati dal cliente e vengono definiti attraverso delle attività di "Progettazione, calcolo/simulazione, test preliminari".

Di seguito vengono elencati i requisiti utilizzati nell'ambito del progetto del sistema De-Ice.

Contents	TIPO	Req Type	Allocation	Use Case
<p>Il De-Ice system deve essere in grado di operare in tutte le fasi di volo dal decollo all'atterraggio rispettando I profili di temperatura cui L'UAV è esposto.</p>	FUNZIONALI	Operational	General	Ice condition detection monitoring
<p>Il sistema anti-ghiaccio deve poter operare con I seguenti limiti prestazionali del velivolo:</p>				
<p>Massima velocità: 260 knots (482 km/h)</p>				

Velocità di crociera: 169 knots (313 km/h )	NON FUNZIONALI	Operational	General	
Raggio di azione: 1852 (km)				
Durata: 14 ore a pieno carico				
Massima altitudine: 15000 [m]				
Quota operativa: 25000 ft (7500 m)				
Il Sistema de/anti ice deve essere concepito in modo da supportare differenti modi operativi in base alla severità di formazione del ghiaccio.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	Ice condition detection monitoring
Il Sistema de/anti ice deve essere concepito in ottica di sopportare periodi di switch-off.		Operational	General	Ice removing
Il Sistema de/anti ice deve saper adattarsi a periodi di switch-off in merito al grado di accrescimento del ghiaccio.		Operational	General	Ice removing
Il De-Ice system deve provvedere a fornire informazioni (visive) riguardo lo spessore della formazione di ghiaccio al Crew.		Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing

Il De-Ice system può essere azionato (activated and deactivated) and set up (high/ low cycle modes) da un controllo dedicato dalla “Ground Station”.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing
Il Sistema de/anti ice fornisce supporto generando un messaggio di attivazione per ogni modo operativo.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing
Il De-Ice system fornisce informazioni riguardo il proprio stato (on/off) al “Crew”	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing
Il Sistema de/anti ice deve selezionare automaticamente il tipo di ciclo (veloce o lento) in funzione della temperature statica dell’aria e dell’accumulo di ghiaccio.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing
Il sistema fornisce un messaggio di “Warning” al “Crew” in caso di un evento di tipo “Failure” e/o malfunzionamento	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	De-icing System managing
Il sistema fornisce un messaggio di “Warning” al “Crew” in caso di estreme condizioni di ghiaccio.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	Ice condition detection monitoring
Il sistema antighiaccio deve essere in grado di fornire informazioni riguardo le condizioni meteo esterne e la probabilità di formazione di ghiaccio.	FUNZIONALI	Operational	Controls and Indicator	Ice condition forecasting

La probabilità di “single catastrophic failure” del Sistema anti-ghiaccio deve essere inferiore a $1 \cdot E^{-09}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	General	
Il sistema anti-ghiaccio deve essere ridondante in modo da garantire la piena funzionalità dopo un evento di guasto singolo.		Safety	General	
La probabilità di Perdita del segnale di attenzione (alerts) deve essere inferiore a $1 \cdot E^{-07}$ per ora di volo.		Safety	Controls and Indicator	
Il sistema anti-ghiaccio deve consentire di controllare il livello di crescita del ghiaccio in caso di failure degli indicatori.	FUNZIONALI	Safety	Controls and Indicator	Ice condition detection monitoring
La probabilità di Perdita della funzione anti-ghiaccio sull’ala deve essere inferiore a $1 \cdot E^{-05}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	Wing/empennage ice protection	
La probabilità di perdita della funzione anti-ghiaccio sulla coda deve essere inferiore a $1 \cdot E^{-05}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	Wing/empennage ice protection	
La probabilità di guasto asimmetrico della funzione anti ghiaccio sulle superfici protette, deve essere inferiore a $1 \cdot E^{-05}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	Wing/ empennage ice protection	

La probabilità di perdita totale della funzione anti ghiaccio deve essere inferiore a $1 \cdot 10^{-5}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	General	
La probabilità di un incorretto funzionamento deve essere inferiore a $1 \cdot 10^{-5}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	General	
La probabilità di falso allarme deve essere inferiore a $1 \cdot 10^{-5}$ per ora di volo.	NON FUNZIONALI	Safety	General	
La failure del sistema antighiaccio classificata come catastrofica è la non avvertita condizione di malfunzionamento del rilevatore di ghiaccio.	FUNZIONALI	Safety	General	Ice condition detection monitoring
La massa del Sistema De-Ice non deve superare 60 [kg]	NON FUNZIONALI	Non Functional	General	
La massima richiesta di potenza elettrica del Sistema De-Ice non deve superare 50 [Kw]	NON FUNZIONALI	Non Functional	General	
La massima richiesta di energia elettrica non deve eccedere 200 [Kwh] per missione				
La massima richiesta di Potenza pneumatica non deve eccedere 0.5 [kg/s] di aria a 2 [BarA] e 80 [°C]				

Il De-Ice Control Unit deve controllare i cicli e contenere un controllo logico che selezioni automaticamente il tipo di ciclo (alto o basso) in funzione della temperatura statica dell'aria e dalla quantità di ghiaccio accumulato.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il de/anti ice system deve provvedere alla protezione del bordo d'attacco delle semiali.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il De-Ice system deve provvedere alla protezione del bordo d'attacco del piano di coda orizzontale.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il De-Ice system deve provvedere alla protezione del bordo d'attacco del piano di coda verticale.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il Sistema de/anti ice deve garantire la protezione dal ghiaccio sul bordo di attacco alare (inboard e outboard) per almeno il 25% della Mean Aerodynamic Chord (MAC) come da CS-25 Appendix O	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il De-Ice system deve provvedere alla protezione delle engine inlets.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring

The De-Ice system shall provide ice protection of the propeller blades.	FUNZIONALI	Functional	General	Ice condition detection monitoring
Il Sistema de/anti ice deve fornire "Monitoring" del proprio "Health status"	FUNZIONALI	Functional	General	De-icing System managing
Il Sistema de/anti ice deve fornire "Monitoring" del proprio "Operating status"	FUNZIONALI	Functional	General	De-icing System managing
Il sistema De-ice deve rilevare le condizione del ghiaccio.	FUNZIONALI	Functional	General	De-icing System managing
Il sistema De-ice deve essere in grado di rilevare un aumento dello spessore del ghiaccio.	FUNZIONALI	Functional	General	De-icing System managing
Il Sistema De-ice deve intervenire non appena lo spessore di ghiaccio raggiunge il valore di 10 [mm] sulle superfici monitorate.	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	De-icing System managing
Il Sistema De-ice deve prevenire un'accrescimento del ghiaccio non oltre i 10[mm] (in accordo con una degradazione accettabile della performance aerodinamica).	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	De-icing System managing

Il Sistema De-ice deve prevenire un'accrescimento del ghiaccio sul piano di coda orizzontale non oltre i 10[mm]	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	De-icing System managing
Il Sistema De-ice deve prevenire un'accrescimento del ghiaccio sul piano di coda verticale non oltre i 10[mm]	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	De-icing System managing
Il Sistema De-ice deve prevenire un'accrescimento del ghiaccio sulle prese d'ingresso dei motori non oltre i 10[mm]	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	De-icing System managing
Il sistema antighiaccio deve poter essere installato in un'ala con i seguenti parametri:				
Lunghezza 36 ft 1 in (11 m)	NON FUNZIONALI	Non Functional	Wing/empennage ice protection	
Apertura alare 65ft 7 in (20 m)				
Altezza 12 ft 6 in (3.81 m)				
Caratteristiche UAV:				
Peso a vuoto 4901 lb (2223 kg)	NON FUNZIONALI	Non Functional	Wing/empennage ice protection	
Massimo Peso al decollo 10494 lb (4760 kg)				
Capacità combustibile 4000 lb (1800 kg)				

Equipaggio: 2 ground station		Non Functional		
Payload 3800 lb (1700 kg)	NON FUNZIONALI	Non Functional		
Potenza del propulsore: 1x Honeywell TPE331-10 turboprop, 900 hp	NON FUNZIONALI	Non Functional		
Il Sistema De-ice deve essere installato su “Horizontal tail” avente le seguenti caratteristiche geometriche:	NON FUNZIONALI			
Tail plane Reference Area 4.32 m <sup>2</sup>	NON FUNZIONALI	Non Functional	Wing/empennage ice protection	
Il costo d’acquisto (Cost for purchase RC) e l’installazione del sistema antighiaccio non deve superare 350 k\$	NON FUNZIONALI	Performance/ Cost	General	
Il costo per l’operatività del sistema non deve eccedere 5000 \$/H (maintenance cost).	NON FUNZIONALI	Performance/ Cost	General	
UAV Cost: US \$16.9 million	NON FUNZIONALI	Performance/ Cost	General	

<p>Forma, disposizione installazione e accessibilità dei componenti devono essere ottimizzati per minimizzare la durata delle attività di manutenzione e lo “Skill level” necessario.</p>	<p>NON FUNZIONALI</p>	<p>Logistic</p>	<p>N/A</p>	
<p>Tutti gli sportelli/coperchi dell’equipaggiamento del sistema antighiaccio in caso di apertura devono mantenere la posizione senza supporto fisico.</p>	<p>NON FUNZIONALI</p>	<p>Logistic</p>	<p>General</p>	
<p>L’architettura di ogni meccanismo di aggancio/ chiusura deve includere degli indicatori di “Warning” qualora non vi sia una condizione di sicurezza dopo ogni operazione manutentiva</p>	<p>NON FUNZIONALI</p>	<p>Logistic</p>	<p>General</p>	
<p>La correzione dei difetti del Sistema non deve comportare tempi superiori a 180 minuti MTTR (Mean Time To Repair)..</p>	<p>NON FUNZIONALI</p>	<p>Logistic</p>	<p>General</p>	
<p>Il TTR (Time to Repair) di al Massimo il 95% dei difetti, non deve superare i 120 minuti.</p>	<p>NON FUNZIONALI</p>	<p>Logistic</p>	<p>General</p>	

Il Sistema deve essere "Maintenance free" durante l'immagazzinamento o per un periodo di 5 anni.	NON FUNZIONALI	Logistic	General	
Si richiede di installare dei "Test Points" per la esecuzione di "Test funzionali" a terra.		Logistic	General	
Il sistema non deve subire degradazioni e deve mantenere intatta la propria funzionalità durante e dopo l'esposizione alla formazione di ghiaccio e durante e dopo l'esposizione a rapidi transitori termici (da -80 [°C] a + 50 [°C]).	NON FUNZIONALI	Logistic	General	
Il Sistema De-ice deve consentire al velivolo di operare nell'involucro di altitudine e temperatura dell'aria di cui alla figura sottostante senza limitazioni causate dalla possibilità di formazione di ghiaccio e con un solo motore operativo.	NON FUNZIONALI	Logistic		

**Tabella 5: Requisiti Sistema.**

In Tabella 5 vengono riportati i requisiti utilizzati. Si specifica come i requisiti fanno riferimento a quelli definiti nel progetto CRYSTAL (di natura pubblica), mentre quale piattaforma UAV di riferimento è stato utilizzato il Predator B.

## **4.1.2 Definizione dei requisiti funzionali (Use case approach)**

L'attività di analisi dei requisiti funzionali, come previsto dalla metodologia Harmony, prevede l'individuazione di Use Case che descrivono i casi d'uso del Sistema oggetto di analisi e che rispondono con una copertura completa ai requisiti di natura funzionale.

### **4.1.2.1 Descrizione Use Cases**

In questo paragrafo sono descritti gli Use Cases identificati nello Use Case Diagram definito per il sistema De-Ice in risposta ai requisiti funzionali.

#### **Use Case 1: Ice condition detection monitoring**

In fase di volo, in determinate zone e a certe condizioni atmosferiche, si potrà formare il ghiaccio. L' Ice condition detection monitoring ha il compito di rilevare in caso di rilevamento di ghiaccio lo spessore dello strato dello stesso e al verificarsi di determinate condizioni, ovvero spessore oltre una certa soglia, dovrà fornire un messaggio di avviso sia alla Ground Station che all'Ice removing.

#### **Use Case 2: Ice removing**

Quando l'Ice condition detection monitoring rileva la presenza di uno strato di ghiaccio oltre una certa soglia, invia un segnale sia all'Ice removing che alla Ground station. Ricepito il messaggio, l'Ice removing provvede alla rimozione dello strato di ghiaccio attivandosi.

Svolta la sua funzione nel caso in cui l'ice condition monitoring non rilevi più la presenza di ghiaccio oltre una certa soglia, l'ice removing torna in posizione di riposo.

#### **Use Case 3: Ice condition forecasting**

Questo Use Case svolge un'attività di monitoraggio delle condizioni climatiche esterne valutando se l'UAV sta volando in zone dove potrebbe manifestarsi la presenza di ghiaccio.

Qualora si manifestino determinate condizioni, questo Use case agisce andando a variare il comportamento del sistema De-Ice prevenendo un eccessivo accrescimento dello strato di ghiaccio sulle condizioni di interesse. L'Ice condition forecasting sarà sempre attivo al fine di monitorare e prevenire le condizioni di volo del nostro UAV.

#### **Use Case 4: De-icing System managing**

Caso d'uso che prevede lo scambio di informazioni tra l'UAV e la Ground station che svolge anche la funzione di Pilota. In questa interazione vengono inviate messaggi riguardanti lo stato di salute del sistema e la condizione di funzionamento dello stesso.

In caso di failure, esso contribuirà all'invio di messaggi di Warning alla Ground station. Per un corretto monitoraggio del sistema De-Ice è opportuno che vi sia un continuo scambio di informazioni, specificando inoltre il caso in cui il sistema sia settato a Off.

La fase di analisi dei requisiti funzionali si conclude verificando attraverso la matrice di tracciabilità Requisiti – Use Cases, che tutti i requisiti siano stati coperti almeno da uno Use Case.

### **4.1.3 Analisi dei Requisiti non Funzionali (Performance del Sistema)**

In parallelo allo studio funzionale, deve essere effettuata l'analisi non funzionale.

La metodologia sperimentata ha affrontato il problema della protezione dei velivoli dalla formazione di ghiaccio seguendo un procedimento che consiste nei seguenti passi:

- a.** definire il problema attraverso i requisiti;
- b.** eseguire una ricerca brevettuale per cercare soluzioni progettuali esistenti nel rispetto dei requisiti;
- c.** se non si trovano soluzioni brevettate adeguate allo scopo si può procedere ad identificare una nuova soluzione tecnica proteggendola nel modo più idoneo;
- d.** se invece si trovano più soluzioni già brevettate che risolvono il problema si svolge un "trade -off" per selezionare la soluzione che meglio soddisfa i requisiti;
- e.** individuata la soluzione si fanno simulazioni matematiche per verificare le prestazioni della tecnica selezionata e per eseguire il dimensionamento ottimale dei parametri caratteristici;
- f.** costruire un prototipo ed eseguire dei test per verificare la capacità dei modelli di predire le reali prestazioni;
- g.** correggere i modelli sulla base dei test eseguiti e ripetere il dimensionamento delle caratteristiche tecniche;
- h.** costruire il prototipo finale ed eseguire i test finali di verifica della funzionalità;

In questo documento relativamente al problema della protezione dal ghiaccio, ci si limita ai passi "a", "b", "c", "d", "e".

E' molto importante intervistare e confrontarsi con uno specialista del sistema, il quale fornirà la propria esperienza indicando delle linee guida da seguire.

ID	Contents	TIPO	Req Type	Allocation	Req
	Maximum speed: 260 knots (482 km/h)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Cruise speed: 169 knots (313 km/h )	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Range: 1852 (km)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Endurance: 14 hours fully loaded	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Service ceiling: 50000 ft (15000 m)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Operational altitude: 25000 ft (7500 m)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True

*Figura 29: Requisiti NON Funzionali Sistema*

## 4.2 Valutare le Soluzioni Alternative

In questa fase il processo prevede la creazione di progetti alternativi e la loro valutazione in base alle performance, ai tempi, ai costi e ai rischi. Le soluzioni alternative sono analizzate sotto molteplici criteri e viene scelta la soluzione che presenta il migliore bilanciamento.

Parallelamente i modelli (non necessariamente fisici) delle soluzioni alternative dovrebbero essere preparati per la valutazione. Le alternative sono giudicate sul grado di soddisfacimento dei requisiti. Durante la progettazione di sistemi complessi la progettazione di alternative riduce i rischi e permette di definire il problema da risolvere.

### 4.2.1 Analizzare Possibili Tecnologie del futuro

In questa fase si suggerisce di svolgere una verifica di anteriorità ricercando nei database brevettuali l'esistenza di soluzioni già esistenti che rispondono ai requisiti individuati. Per la ricerca dei brevetti già esistenti si è utilizzato il database fruibile via internet espacenet.

Link al sito

[https://worldwide.espacenet.com/?locale=en\\_EP](https://worldwide.espacenet.com/?locale=en_EP)

Di seguito sono illustrati i possibili brevetti individuati a fronte di una ricerca di anteriorità in risposta ai requisiti del sistema De-Ice, raggruppati per tipologia di appartenenza (e.g. Anti ghiaccio termici, ecc..).

## Categoria 1: Anti Ghiaccio Termici

### US4976397 (A) (1990-12-11) Anti-icing system for aircraft

Il Sistema include un tubo attraversato da aria proveniente da un serbatoio e movimentata da un ventilatore. Lungo il percorso l'aria è scaldata con delle resistenze elettriche prima di essere riversata contro la parete da proteggere. La pressione all'interno del serbatoio è controllata con una valvola di sfiato e la temperatura dell'aria è anch'essa controllata modulando la corrente in funzione della temperatura misurata. Il ventilatore e le resistenze elettriche (e anche l'accumulatore direi) possono essere sostituite da un compressore.

### US8581158B2 (2013-11-12) Electrically conductive coating composition

Il Sistema di protezione dal ghiaccio comprende una specie di vernice elettricamente conduttiva e antiaderente rispetto al ghiaccio (icephobic coating formed from a nanomaterial grafted to a hydrophobic polymer by virtue of the high contact angle between the surface and any water droplets – 14 nella figura -) che può essere applicata a un substrato (detto “primer coating” non conduttivo – 10 nella figura -) per formare un film che può essere alimentato elettricamente ( - 16 nella figura -) e dissipare per effetto Joule. La seguente figura illustra il concetto.



*Figure 30: Parete su cui è applicata la vernice conduttiva alimentata con elettrodi*

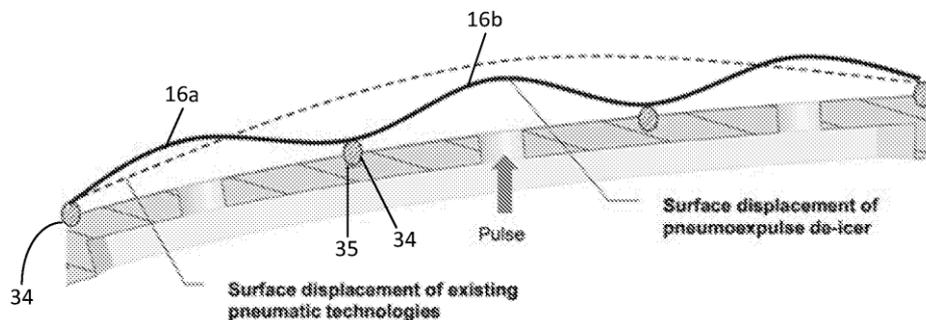
### US5615849A1 (1997-01-04) Microwave deicing and anti-icing system for aircraft

La rimozione o la prevenzione del ghiaccio sono ottenute per irradiazione di micro-onde emesse da “generatori di tali onde” e trasformate in energia termica all'interno di un “thermal propagation tube”. L'energia termica è poi trasferita alla parete del bordo di attacco alare che è a contatto con il “thermal propagation tube”. Il generatore di micro-onde è sistemato a un'estremità del tubo termico.

## Categoria 2: Rompi Ghiaccio Pneumatici

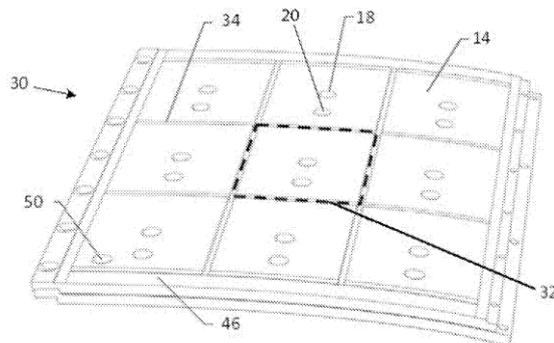
### EP3097017 (A1) (2016-11-30) De-Icing System for Aircraft

L'eliminazione del ghiaccio avviene attraverso un "impulso di pressione" generato all'interno di sacche gonfiabili con gas in pressione. Le sacche sono sistemate all'interno di sottili depressioni (dell'ordine di qualche [mm] di profondità) della superficie alare in modo da non disturbare minimamente il flusso di aria quando sono vuote. Le sacche gonfiabili sono disposte in più celle separate da tratti sigillati e possono essere gonfiate in successione in modo da produrre un'onda di pressione che attraversa la superficie alare. Il tempo di pressurizzazione è dell'ordine di 25 [ms]. Il ritorno alla forma appiattita originaria è ottenuto tramite produzione di depressione nei contenitori rispetto all'ambiente esterno.



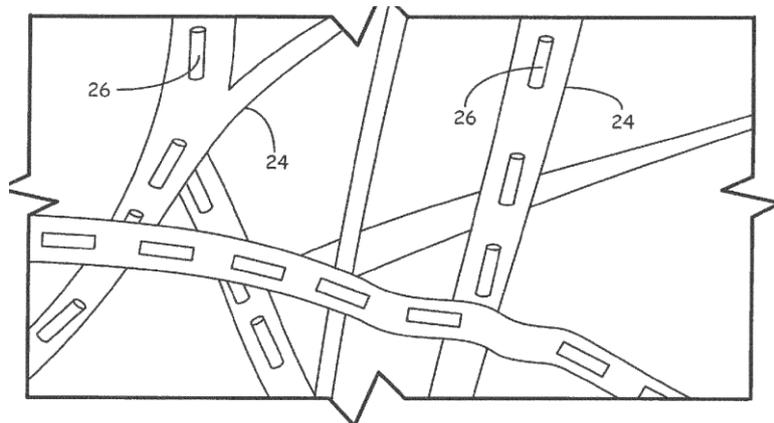
*Figure 31: Sistema rompighiaccio pneumatico di tipo avanzato. La velocità di riempimento / svuotamento è molto aumentata ed è possibile modulare il riempimento creando un'onda di deformazione*

La figura di cui sopra mostra il confronto fra la soluzione tradizionale (linea punteggiata) e la soluzione proposta dal brevetto in oggetto. La seguente figura indica come le singole celle gonfiabili possono essere disposte ed equipaggiate ciascuna con una coppia di "porte" per consentire la rapida pressurizzazione e depressurizzazione.



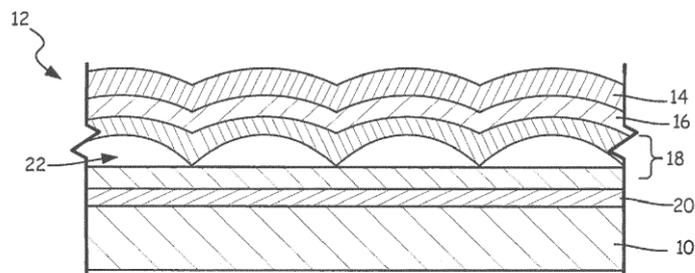
*Figure 32: Disposizione dei moduli gonfiabili*

**US20160347461A1 (2016-11-30) De-icer boots having elastomer fibers with aligned carbon allotrope materials**



*Figure 33: Struttura del materiale per boots di resistenza e durata migliorata*

La figura di cui sopra mostra lo strato esterno di un rompighiaccio pneumatico fabbricato rinforzando le fibre di elastomero con fibre di carbonio allotropico. L'elastomero (neoprene or polyester urethane) conferisce al materiale resistenza all'erosione e all'azione chimica. Le fibre di carbonio allotropico oltre che aumentare la resistenza meccanica a trazione, migliorano la conducibilità elettrica e riducono la probabilità di scariche elettrostatiche.



*Figure 34: Applicazione della membrana alla parete*

La figura di cui sopra illustra uno strato di rompighiaccio gonfiabile appoggiato a una superficie da proteggere:

- 10 è una superficie alare
- 12 è la parete della sacca gonfiabile inclusiva di strato esterno (14), strato interno (16), strato "carcass" (18) e strato di incollaggio (20)
- Lo strato esterno è fissato alla superficie esterna alare (10)
- Lo strato carcass si trova fra lo strato interno e la superficie alare e include le cavità gonfiabili (22)

### EP0554860B1 (1996-07-03) Airfoil with integral de-icer using overlapped tubes

Si tratta di una struttura in composito utilizzabile per costruire una parete alare, che integra al suo interno un sistema di cavità sovrapposte che quando pressurizzate generano forze e deformazioni “di taglio” lungo la superficie alare. Si ritiene che tali deformazioni parallele alla superficie esterna possano efficacemente provocare lo stacco e scorrimento dello strato di ghiaccio. La figura sottostante illustra il concetto.

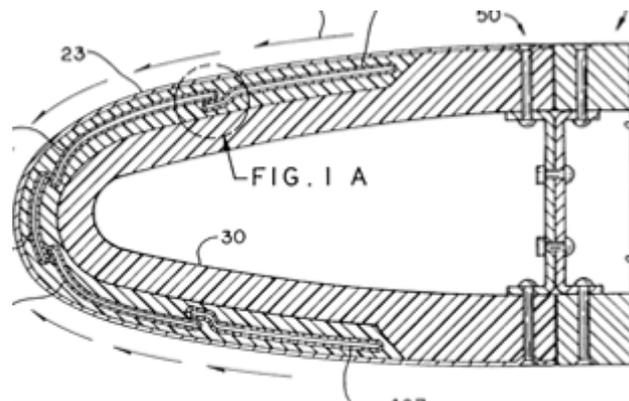


Figure 35: Sistema pneumatico integrato con deformazione “a taglio”

### Categoria 3: Rompi Ghiaccio Elettromagnetici

#### US5022612 (A) (1991-06-11) Electro-expulsive boots

Si tratta di un Sistema che produce deformazione della superficie alare quando alimentato con corrente elettrica ed è strutturato come segue:

- Uno strato esterno fatto di elastomero che include uno strato superiore, uno strato inferiore e una cavità fra di essi (20 è il lato superiore, 30 il lato inferiore e 40 il bordo);
- Una membrana inserita per tenere separati gli strati superiore e inferiore;
- Un avvolgimento elettrico annegato nel materiale elastomerico e orientato in modo da attraversare in successione lo strato superiore e quello inferiore un elevato numero di volte.

L'applicazione di un impulso di corrente all'avvolgimento elettrico genera una forza elettromagnetica che tende a separare i due strati generando una deformazione come illustrato nelle figure seguenti.

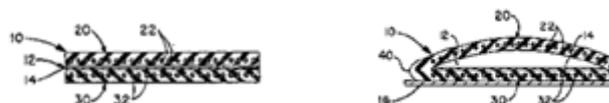
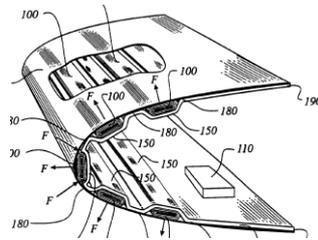


Figure 36: Rompighiaccio con deformazione indotta da forza elettromagnetica fra correnti di verso opposto

## EP0828656B1 (2000-09-20) Electro-magnetic expulsion de-icing system

Consiste di attuatori elettromagnetici montati all'interno della parete alare. Ciascun attuatore è costituito da una striscia conduttiva applicata a una striscia flessibile di materiale dielettrico. La striscia flessibile risultante è avvolta molte volte attorno ad un elemento tubolare schiacciato formando un avvolgimento avente lo stesso asse del tubo su cui è avvolto. Il risultato è un manufatto robusto che può sopportare un grande numero di cicli (dell'ordine delle migliaia) senza guasti e viene inserito in cavità ricavate sulla parete dell'ala sia in direzione assiale che trasversale. Gli attuatori e le cavità che li ospitano sono poi protetti con un foglio semirigido. Quando la presenza di ghiaccio è segnalata dai sensori, gli attuatori sono alimentati con una scarica di corrente e generano un impulso di forza che dilata gli attuatori stessi e deforma la superficie alare. Esaurita la scarica elettrica, gli attuatori tornano alla posizione originale per reazione elastica. La seguente figura illustra la configurazione del sistema e un metodo di calcolo della forza elettromagnetica generata da ciascun attuatore.



*Figure 37: Rompighiaccio con deformazione indotta da avvolgimenti elettrici integrati nella parete*

Per ciascun attuatore la forza  $F$  sviluppata dalla scarica elettrica è:

$$F = \frac{C_1 L N^2 I^2}{b} \left[ \tan^{-1} \frac{b}{d_m} - \frac{d_m}{2b} \ln \frac{d_m^2 + b^2}{d_m^2} \right] \left[ \frac{N}{m} \right]$$

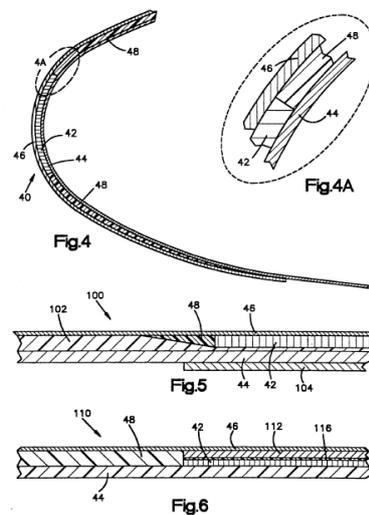
$$C_1 = 4 \times 10^{-7}$$

$N$  = numero di fili per ogni avvolgimento

$I$  = corrente [A]

## U.S. 5129598 (1991) ATTACHABLE ELECTRO-IMPULSE DE-ICER

Si tratta di un avvolgimento induttivo montato in un'intercapedine fra la parete alare esterna e una parete interna con funzione strutturale ed elevata rigidità. Quando l'avvolgimento è attraversato da un rapido e intenso impulso di corrente, la parete strutturale è attraversata da "Eddy currents" indotte che per interazione con le correnti dell'avvolgimento producono una spinta impulsiva sulla parete alare verso l'esterno. Il dispositivo può essere applicato facilmente sia durante la fabbricazione dell'ala che come modifica successiva.



*Figure 38: Rompighiaccio con deformazione indotta da avvolgimenti elettrici che generano "Eddy currents" nella parete*

## Categoria 4: Anti Ghiaccio Chimici

### US2015152270 (2015-02-05) Slippery self-lubricating polymer surfaces

Si tratta di rivestire la superficie alare con strati "scivolosi" ottenuti combinando liquidi lubrificanti con sostanze polimeriche che assorbono tali liquidi e li trattengono (self-lubricating polymers). In questo modo si ottengono delle superfici sulle quali l'adesione di materiali esterni è estremamente ridotta. I polimeri a molecola "cross-linked" possono aumentare il loro volume di molte volte assorbendo grandi quantità di solventi. Il liquido lubrificante interagisce con il polimero attraverso le interazioni molecolari tipo "solvation".

## 4.2.2 Valutazione Brevetti Selezionati/Verifica di Anteriorità

Per prima cosa deve essere effettuato un lavoro simile a quanto precedentemente illustrato, svolgendo un trade-off legato ai brevetti, i quali possono rispondere alle esigenze del sistema.

Selezionato un certo numero di brevetti raccolti in un documento, essi vengono suddivisi secondo tecnologia di appartenenza (esempio thermal, chemical), si raccolgono i vari brevetti andando a stilare una tabella che attribuirà ad essi dei punteggi secondo una serie di criteri definiti con lo specialista.

Le tecnologie sono raggruppate in quattro gruppi:

- a. Termici;
- b. Chimici;
- c. Meccanici-Pneumatici;
- d. Meccanici-Elettromagnetici;

I criteri di “ranking” sono spiegati nelle note. I costi non sono stati confrontati perché nello stadio di sviluppo non è possibile fare valutazioni attendibili dei costi.

Risulterebbe che i sistemi più efficienti sono: chimici, elettromagnetici e a fluido bi-fase.

CRITERIA		TECNOLOGY (Score from 1 to 3)										
		Thermal			Chemical	Pneumatic systems			Electromagnetic system			Bi-Phase Fluid Sys
		US4976397 Electrically	US8581158 Electrically conductive	US5615849A1 Thermal energy from	US201515227 0 Slippery surfaces to	EP3097017 pressurized fluid pulse (fast expansion)	US201603474 61 Inflation tubes	EP0554860B1 Composite structural	US5022612 (A) current pulse	EP0828656B1 Electro- magnetic	U.S. 512959 coil inducing	Fluid is vaporised by waste
Flight Performance <sup>1</sup> (lift, thrust, drag, stall speed)	0,3	3	3	3	3	2	2	2	2	2	2	3
Weight <sup>2</sup>	0,1	1	2	1	3	1	1	1	1	1	2	1
Volume <sup>3</sup>	0,1	1	3	1	3	1	1	1	3	3	2	1
Power Required <sup>4</sup>	Electric	0,06	1	1	3	2	2	2	2	2	2	3
	Therm	0,06	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3
Maintenance Need <sup>5</sup>	0,08	1	1	1	1	1	1	1	2	2	2	1
Reliability <sup>6</sup>	0,08	2	3	2	1	2	2	2	2	2	2	3
Time life <sup>7</sup>	0,08	2	1	2	1	3	3	3	2	2	2	3
Environments <sup>8</sup>	0,08	2	1	2	1	2	2	2	2	2	2	3
Development Level <sup>9</sup>	0,06	3	3	3	3	3	3	3	3	3	3	1
Total Ranking	1	19	21	19	22	20	20	20	22	22	22	22

Figura 39: Valutazione Brevetti

Note:

\* I costi devono essere valutati a valle della valutazione tecnica

**1 flight performance:** il fractional weight complessivo è 0,3 cioè la valutazione (da 1 a 3) di ciascuna delle tecnologie de-icing è moltiplicata per il "fattore peso" 0,3. La valutazione è una stima della "non influenza" della tecnologia de-icing sulla performance aerodinamica delle superfici esterne del velivolo. Pertanto tutti i sistemi "anti-ice" sono valutati "3" perchè evitando completamente la formazione del ghiaccio, non producono alcuna degradazione della prestazione aerodinamica. I sistemi de-ice sono valutati "meno di 3" a seconda dell'entità della deformazione che producono sulle superfici aerodinamiche durante il volo. I sistemi pneumatico ed electromagnetico sono valutati 2 in quanto producono deformazione ciclica delle superfici portanti, quando attive. I sistemi termici e chimici sono valutati 3 in quanto non producono deformazione delle superfici portanti.

**2 Weight\_** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,1 ed è una stima del "basso impatto" sul peso del velivolo. La valutazione "1" corrisponde ad un peso "massimo" rispetto alle altre tecnologie mentre la valutazione "3" corrisponde ad un peso "minimo" rispetto alle altre tecnologie. Le tecnologie che prevedono l'installazione di tubi, membrane gonfiabili, valvole, serbatoi e/o compressori (come US4976397) sono valutate "1" perchè ci si aspetta un elevato impatto di peso. Le tecnologie che cercano di risolvere il problema con un rivestimento "scivoloso" o "elettricamente conduttivo" sono valutate "3".

**3 Volume:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,1 ed è una stima del "basso impatto" sul volume di ingombro all'interno del velivolo. La valutazione "1" corrisponde ad un volume "massimo" rispetto alle altre tecnologie mentre la valutazione "3" corrisponde ad un volume "minimo" rispetto alle altre tecnologie. Le tecnologie che prevedono l'installazione di tubi, membrane gonfiabili, valvole, serbatoi e/o compressori (come US4976397) sono valutate "1" perchè ci si aspetta un elevato ingombro. Si è attribuito punteggio 3 alle tecnologie che si limitano a trattamenti e/o rivestimenti delle superfici da proteggere

**4 Power demand (electric, thermal):** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,06 ed è una stima del "basso impatto" sulla richiesta di energia (elettrica e/o termica) alle risorse interne al velivolo.

Per esempio una tecnologia che scioglie il ghiaccio o ne impedisce la formazione attraverso il riscaldamento per effetto Joule è valutata "1" perchè consuma molta energia elettrica. Analogamente per le tecnologie che consumano energia termica sotto forma di Aria / gas caldi spillati dalle risorse interne al velivolo.

**5 Maintenance Need:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,08 ed è una stima della "bassa necessità di manutenzione" della tecnologia. La necessità di manutenzione è legata alla presenza di componenti con organi mobili e alimentazioni elettriche, ma anche alla resistenza dei materiali e alla esposizione agli agenti atmosferici. Il peso 0,08 è attribuito ai criteri di Reliability, Maintenance, Time life and Environments in modo che la somma dei pesi di questi tre criteri vale 0,32.

**6 Reliability:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,08 ed è una stima della "bassa probabilità di guasto" della tecnologia. La probabilità di guasto aumenta con la presenza di componenti complessi come valvole, pompe, etc..e diminuisce con la "tolleranza ai guasti attraverso la ridondanza delle funzioni". Le tecnologie più affidabili sono quelle dette "passive" cioè prive di organi in movimento e di organi alimentati elettricamente come ad esempio quelle basate su semplici rivestimenti delle superfici a scopo evitare l'adesione delle gocce sottoraffreddate.

**7 Time life:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,08 ed è una stima della "durata nel tempo della tecnologia". Il punteggio più basso è stato attribuito ai semplici rivestimenti delle superfici perchè degradano rapidamente per effetto dell'esposizione agli agenti atmosferici.

**8 Environments:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,08 ed è una stima del "basso impatto ambientale diretto". Non si considerano gli impatti ambientali "indiretti" cioè causati dalla produzione dei materiali e del tipo di energia utilizzati dalla tecnologia. La maggior parte delle tecnologie prese in esame ha un basso impatto ambientale diretto.

**9 Development Level:** La valutazione (da 1 a 3) è moltiplicata per il "fractional weight" pari a 0,06 ed è una stima del "livello di sviluppo della tecnologia". Si è voluto assumere un elevato livello di sviluppo per tutte le tecnologie eccetto che quella "bi-fase".

Le soluzioni che otterranno delle valutazioni migliori, saranno quelle oggetto di studio, in quanto più consone ai requisiti del sistema. Per ciò che concerne questa analisi dei brevetti, risulta fondamentale un lavoro svolto in presenza di uno specialista in particolar modo al fine di poter attribuire dei punteggi coerenti per le varie tecnologie. Altro aspetto importante risiede nel fatto di considerare dei criteri quali parametri di raffronto.

## 4.3 Modellare e sviluppare il sistema

Per poter operare una scelta tra soluzioni alternative si sviluppano dei modelli sui cui viene vagliata la rispondenza ai requisiti sia dal punto di vista funzionale che dal punto di vista non funzionale.

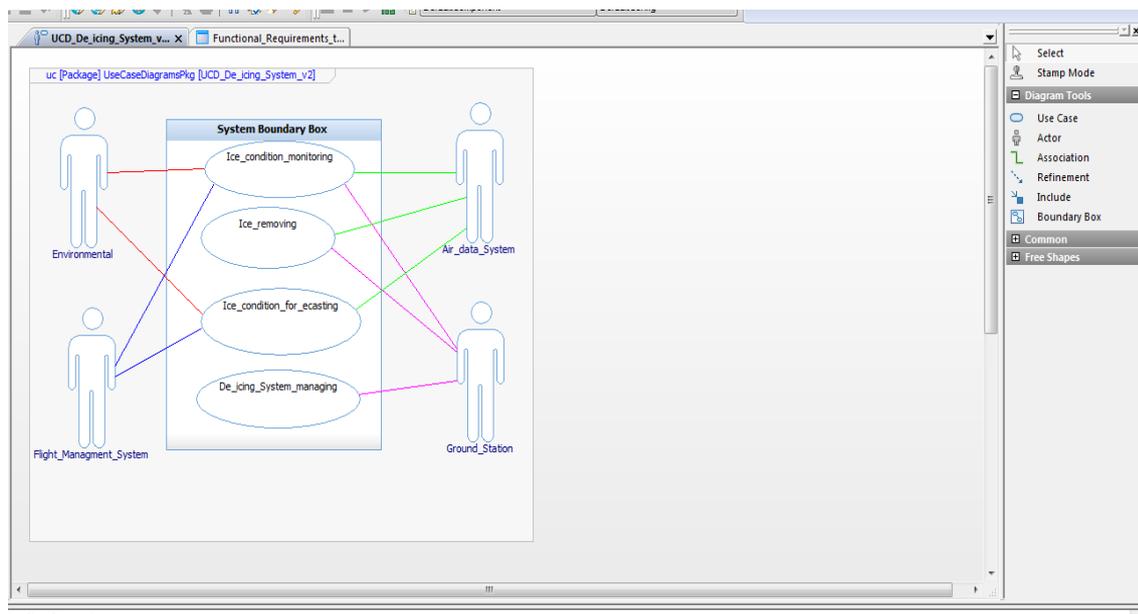
Per lo sviluppo dei requisiti funzionali è utilizzata la metodologia di MBSE Harmony.

Per lo sviluppo dei requisiti di performance sono utilizzati diversi modelli: modelli fisici, equazioni analitiche, macchine a stati, diagrammi a blocchi, simulazioni. Il Systems Engineering è responsabile di sviluppare sia il prodotto sia il processo per svilupparlo. I modelli dei processi rivelano i colli di bottiglia, le attività frammentate e le duplicazioni. I modelli di prodotto servono ad avere una maggiore consapevolezza del sistema che si sta progettando.

### 4.3.1 Modellare: sviluppo dei requisiti funzionali del sistema

L'attività di modellazione funzionale del sistema deve definire cosa il sistema dovrà fare. A differenza del caso non funzionale nel quale si definisce il come esso dovrà svolgere il proprio compito.

A partire dagli Use Cases definiti nella fase di definizione e analisi requisito, è importante definire gli attori (ossia entità esterne) che interagiscono con il sistema oggetto di analisi.

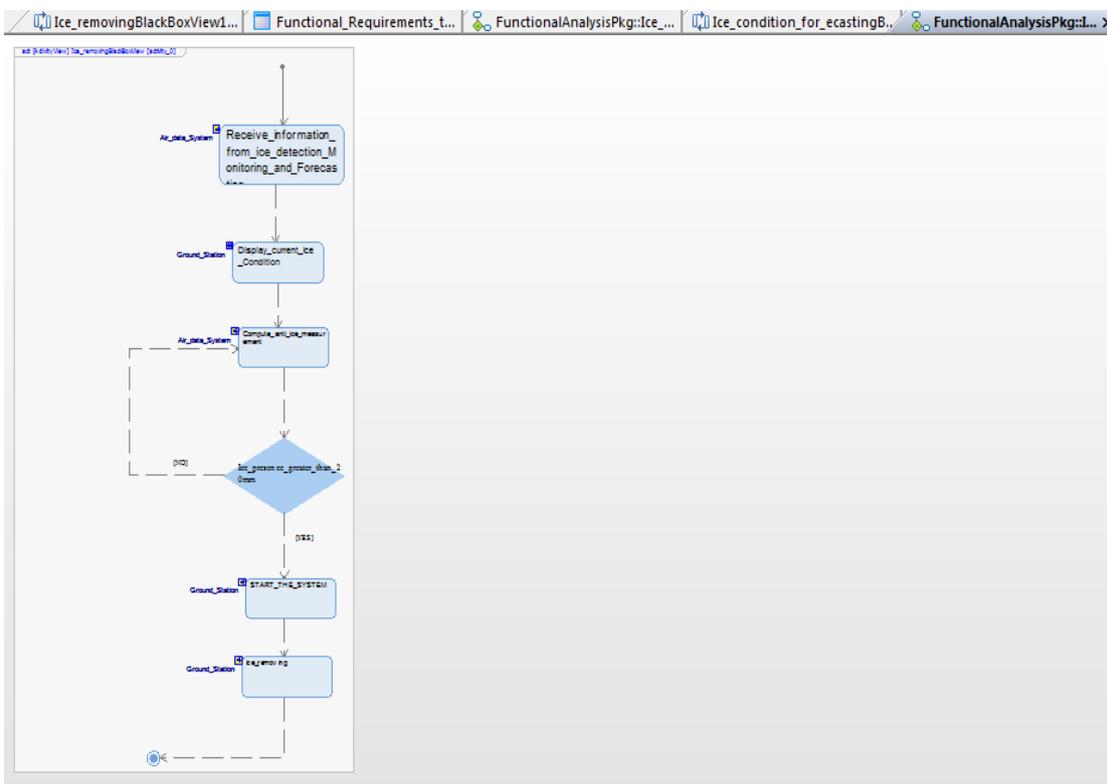


*Figura 40: Use Case Diagram – Use Cases e interfacce con attori.*

Nel caso specifico sono stati individuati i seguenti attori:

- Environment: rappresenta l'ambiente esterno al sistema;
- Flight Management System: riferito al FMS centrale può predire, in base alla zona nella quale ci si trova, come si accrescerà il ghiaccio settando il sistema nella situazione più opportuna;
- Air Data System: il sistema di bordo che fornisce informazioni riguardo l'ambiente esterno;
- Ground Station: definisce la modalità d'uso del sistema e ne monitora lo stato di salute;

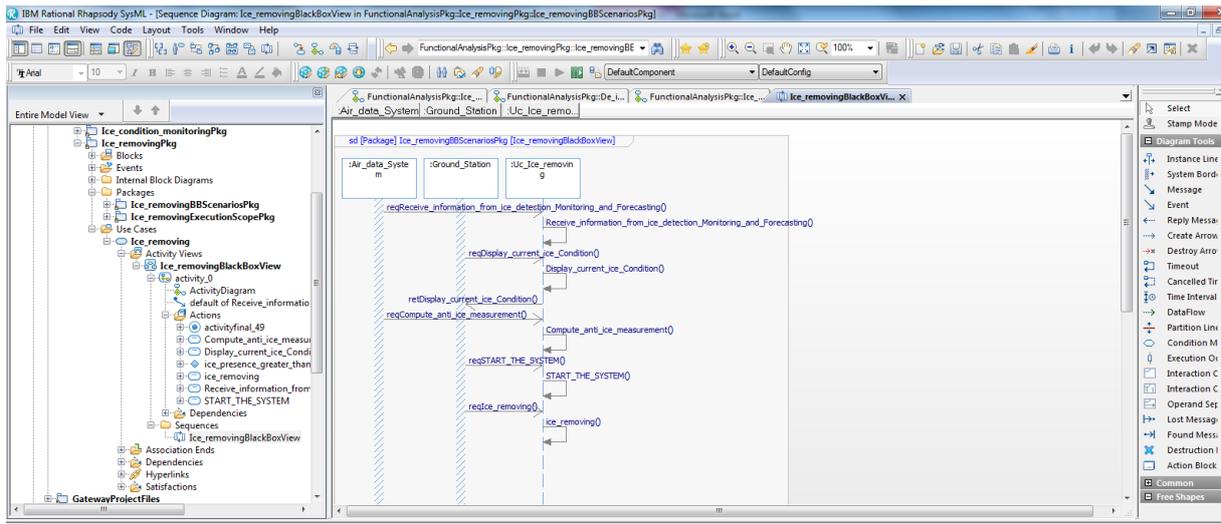
Step successivo è la definizione degli “Activity diagram”, ovvero la descrizione delle attività che dovrà svolgere il singolo Use Case per espletare la propria funzione.



**Figura 41: Esempio di Activity Diagram dell’Ice removing**

Nell’immagine sopra, si nota come vengono riportate, a partire da uno “Start System” una serie di blocchetti contenenti le singole attività svolte, fino a giungere ad un “Activity final”.

Fatto ciò, ci si dedica alla realizzazione dei Sequence diagram, ovvero la sequenza di azioni che verranno svolte partendo come riferimento dagli Activity diagram sopra citati.

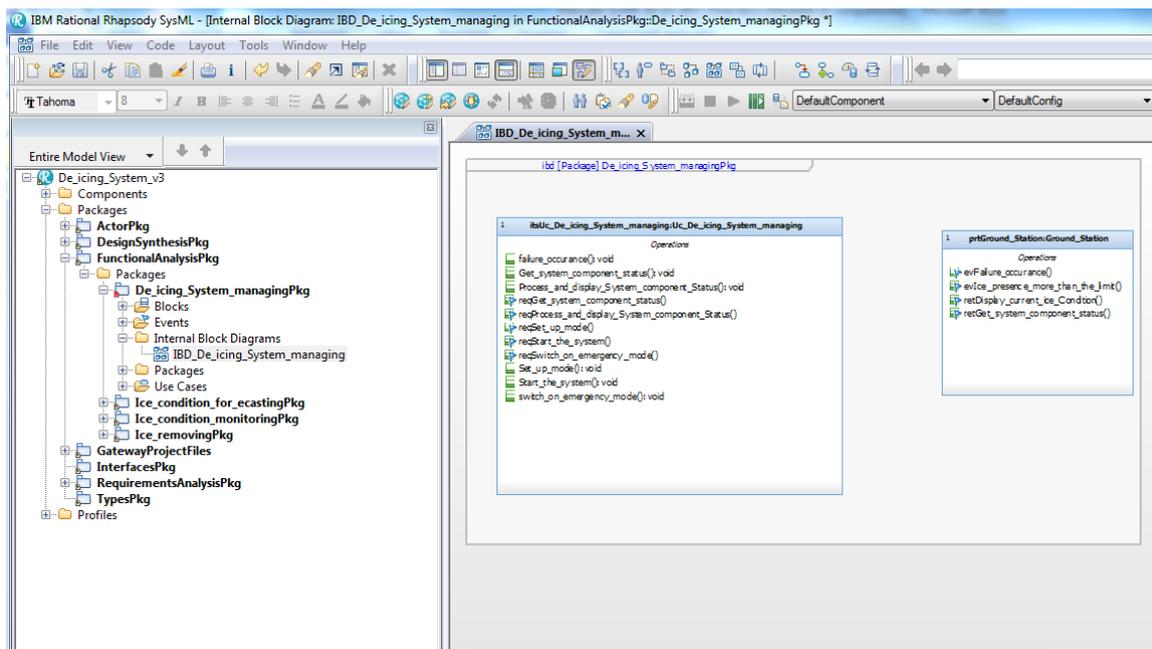


**Figura 42: Esempio di Sequence Diagram dell'Ice removing.**

I Sequence diagram visualizzano la successione di operazioni svolte dal singolo Use Case valutando anche le interazione che esso avrà con i vari attori esterni al sistema. Nel Sequence Diagram appaiono tre Life Line: le prime due Life Line *Air data System* e *Ground Station* rappresentano gli Actors definiti inizialmente nello Use Case Diagram che interagiscono con l'*Ice removing*, la terza Life Line rappresenta lo Use Case oggetto dell'analisi.

La creazione dei Sequence Diagram è supportata da SE-Toolkit che permettono di generare in automatico Porte e Interfacce su un Internal Block Diagram.

Il risultato di tale automatismo è mostrato in figura 43.



**Figura 43: Esempio di Internal Block Diagram del De icing System managing.**

All'interno di ogni blocco sono mostrate le diverse Operation (messaggi, action, ecc..) che il singolo Use Case adempierà.

Step successivo alla creazione degli Internal block Diagram è la generazione delle State Machine, che hanno come obiettivo quello di descrivere gli stati in cui il sistema si può trovare e gli eventi che sopraggiungendo possono causare un cambio di stato.

La State Machine è creata a partire da tutti i Sequence Diagram di uno Use Case.

I costrutti che possono essere utilizzati all'interno di uno State Machine sono:

- Lo **State**: indica lo stato in cui il sistema si trova. Ad ogni State è possibile associare le attività che il sistema eseguirà quando entrerà in quello stato.
- Le **Send Action**: indicano le azioni con le quali il sistema invia un messaggio ad uno degli Attori.
- **Default Transition**: punto iniziale del flusso da anteporre al primo stato.
- **Condition Connector**: punto decisionale, in cui il sistema entrerà in stati differenti a seconda dell'evento che si verifica.
- **Termination State**: ultimo stato del diagramma.
- **Transition**: indicano il flusso tra i diversi stati. Se una Transition nasce da un Condition Connector è necessario specificare la condizione che si deve verificare affinché il sistema segua quel flusso: doppio click sulla transition. Nel campo Guard inserire la condizione che si dovrà verificare.

Per quanto riguarda la State Machine deve essere completata tenendo conto di quali siano gli stati in cui passano le varie attività. Un esempio di State Machine è fornito in figura 44.

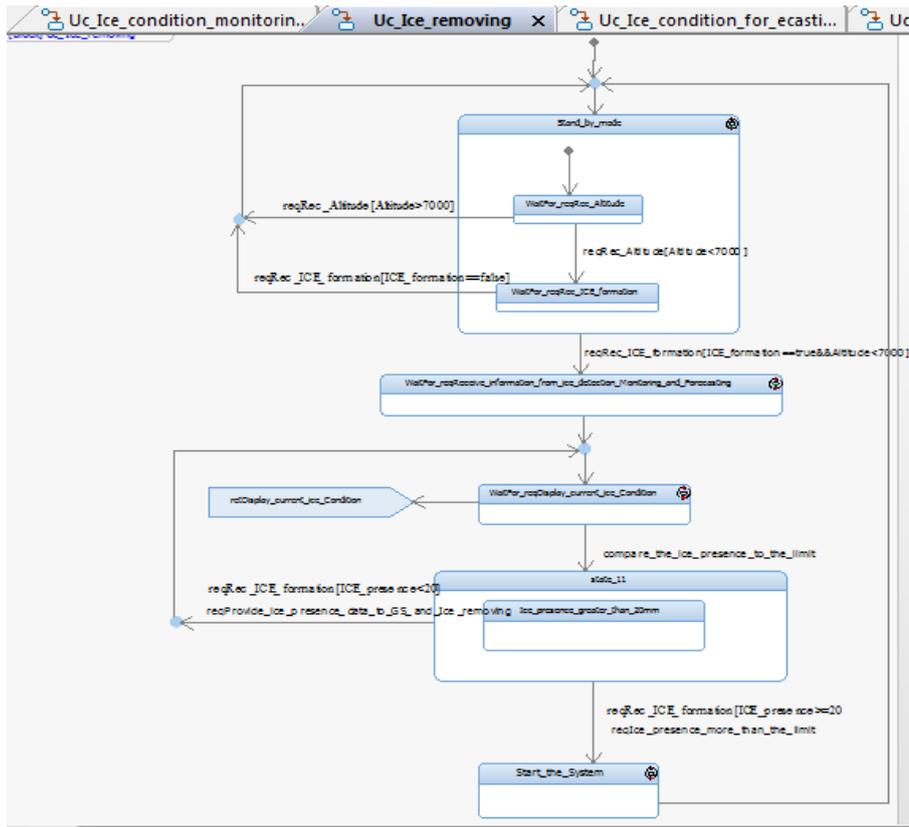
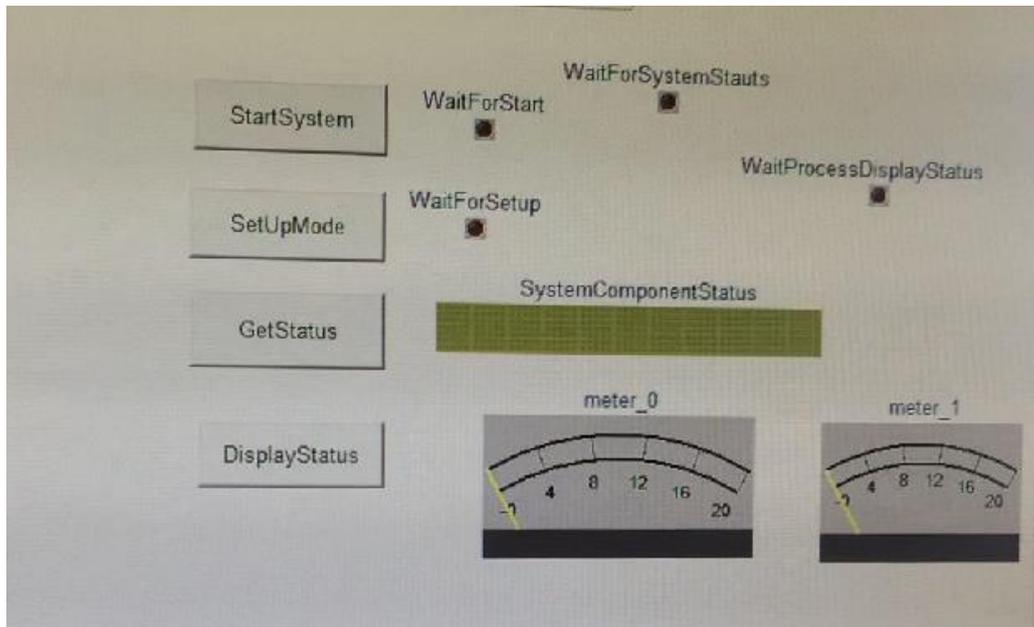


Figura 44: Esempio di State Machine dell'Ice removing.

Per generare la simulazione di uno Use Case (possono essere simulati anche gli elementi associati allo Use Case come ad esempio le State Machine, i Sequence Diagram) il tool richiede di compilare il codice associato al modello fornendo anche indicazione di eventuali errori. Una volta compilato, è quindi possibile lanciare le simulazioni del sistema e verificare se il comportamento modellato risponde alle esigenze del committente.

Per rendere la fase di verifica dei requisiti attraverso la simulazione più user-friendly, è possibile costruire dei cruscotti (vedi figura 45) interattivi che permettono di modificare dei parametri e pertanto verificare i comportamenti attesi del sistema in funzione di cambiamenti di stato dello stesso.



*Figura 45: Cruscotto del modello*

Il fine della costruzione del cruscotto è la verifica del comportamento funzionale del sistema con quanto ci si attende.

### **4.3.1.2 Analisi e modello non funzionale (Analisi profilo di missione)**

Nell'ambiente AMESim ci si occupa di tutto ciò che concerne la parte non funzionale (definita anche performance). Scopo di questa fase è quella di sviluppare un modello che sia in grado di soddisfare i requisiti richiesti dal committente.

Le metriche, le misurazioni delle performance rispetto ai limiti fisici di riferimento sono utilizzati per valutare le prestazioni in esercizio rispetto ai requisiti. Le misurazioni dell'andamento del processo/servizio servono a mitigare i rischi e contribuiscono alla gestione del progetto. La misurazione degli indicatori di performance è fondamentale perché solo misurando si ha una consapevolezza (sintetica) dell'andamento di un sistema complesso e lo si può controllare.

Scopo del modello di simulazione è verificare il soddisfacimento dei requisiti prestazionali evitando/semplificando (e riducendo i costi) delle prove sperimentali:

- a) In assenza di un modello di simulazione, il test deve verificare direttamente il soddisfacimento dei requisiti.
- b) In presenza di un modello di simulazione, lo scopo del test diventa la verifica della rappresentatività del modello e pertanto è più semplice ed economico.
- c) Se la rappresentatività di un modello è già stata verificata per un sistema "simile" si dice che il modello è "qualificato" e non necessita di ulteriori test di verifica.

Altri usi del modello di simulazione:

- Durante la definizione dell'architettura è possibile studiare il comportamento del sistema globale al variare delle caratteristiche fisiche dei vari componenti. Ad esempio può essere necessario valutare come un sistema progettato per decollare a quota zero si comporta nel decollo a quota 3000 m.
- Altro aspetto importante sta nel fatto che una volta definito il nostro sistema, è possibile intervenire su di esso andando anche a sostituire il singolo componente, al fine di verificare altre soluzioni applicative.
- In caso di sostituzione necessaria di un componente è possibile studiare la variazione delle performance del sistema e quindi scegliere la sostituzione migliore.

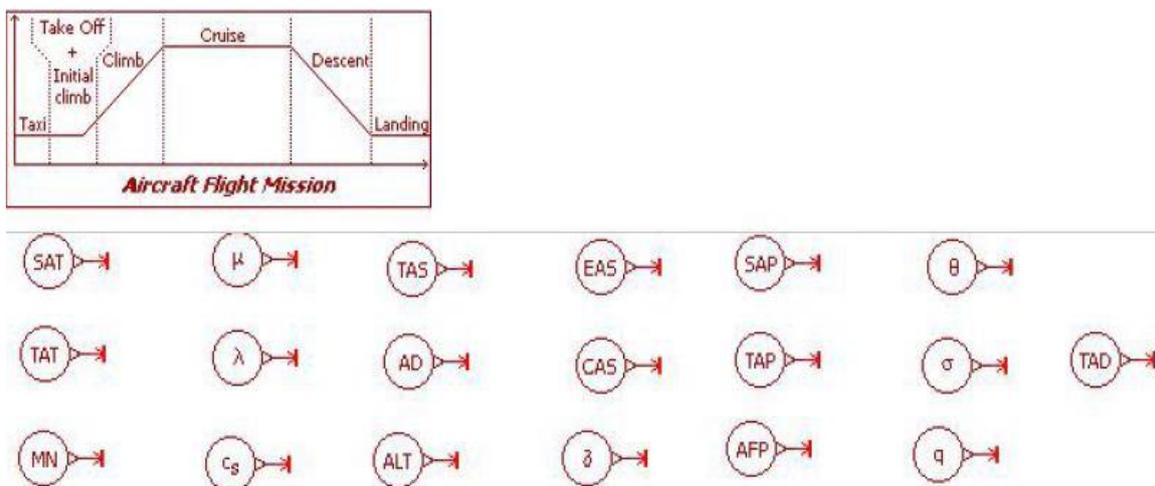
ID	Contents	TIPO	Req Type	Allocation	Req
	Maximum speed: 260 knots (482 km/h)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Cruise speed: 169 knots (313 km/h )	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Range: 1852 (km)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Endurance: 14 hours fully loaded	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Service ceiling: 50000 ft (15000 m)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True
	Operational altitude: 25000 ft (7500 m)	NON FUNZIONALI	Operational	General	True

**Figura 46: Requisiti non funzionali soddisfatti con AMESim.**

I requisiti sopra sono di tipologia non funzionale e rappresentano le performance che la piattaforma UAV dovrà soddisfare. Questi sono stati soddisfatti sfruttando la libreria AMESim aeronautica qui di seguito riportata. Nel modello proposto, si è fatto uso della libreria aeronautica per la definizione del profilo di missione, dal quale vengono estrapolati i valori delle grandezze di interesse in funzione del tempo.

In figura si nota l'elemento di libreria utilizzato a questo scopo con la dicitura "Aircraft Flight Mission".

Questo è il più importante tra i componenti della libreria aeronautica utilizzati, perché permette la definizione della durata, della quota e della velocità finale per ogni fase della missione.



**Figura 47: Modello AMESim libreria aeronautica**

<i>Simbolo</i>	<i>Nome</i>	<i>Unità di misura</i>
	Fase di volo	-
	Altitudine	[m]
	Pressione statica	[bar]
	Pressione totale	[bar]
	Temperatura statica	[K]
	Temperatura totale	[K]
	Velocità reale	[knots]
	Velocità calibrata	[knots]
	Velocità equivalente	[knots]
	Numero di Mach	-
	Densità dell'aria	[kg/m <sup>3</sup> ]
	Densità totale dell'aria	[kg/m <sup>3</sup> ]

*Figura 48: Definizione elementi AMESim libreria aeronautica.*

	<b>Duration [s]</b>	<b>Altitude [m]</b>	<b>Mach</b>	<b>Pressure [bar]</b>	<b>Temperature [°C]</b>
phase 1	70 [s]	300	0.01-0.15	0.97	15
phase 2	360[s]	300 -1700	0.15-0.33	1.0 – 0.82	15/ 9
phase 3	360 [s]	300 -1700	0.33-0.33	0.82	9
phase 4	480[s]	1700 -3500	0.33-0.33	0.82 – 0.51	9 / – 12
phase 5	600[s]	3500 -5500	0.33-0.33	0.51	-12
phase 6	360[s]	5500 -5500	0.33-0.33	0.51 – 0.38	-12 / – 19
phase 7	360[s]	5500 -6000	0.33-0.33	0.38	-19
phase 8	420[s]	6000 -7500	0.33-0.33	0.51 – 0.82	-19 / 9
phase 9	6000[s]	7500 -7500	0.33-0.33	0.38	-19
phase 10	660 [s]	7500 -3000	0.33-0.20	0.82 – 0.90	9 – 14
phase 11	660[s]	3000 -1000	0.20-0.01	0.90 – 0.97	14 – 16
phase 12	120[s]	1000-300	0.01-0.00	1.0	16 – 15
phase 13	60[s]	300-50	0.0	1.0	15
phase 14	120[s]	50	0.0	1.0	15
phase 15	500[s]	50	0.0	1.0	15

*Figura 49: Suddivisione Fasi profilo di missione in AMESim.*

Da questi parametri di input AMESim calcola la velocità di salita e discesa del velivolo e calcola i valori di temperatura, densità, pressione, ecc... tramite le leggi di variazione dell'atmosfera per ogni step temporale di integrazione della simulazione

## **4.4 Integrare il progetto: trade-off di Architectural Design e Architectural Analysis**

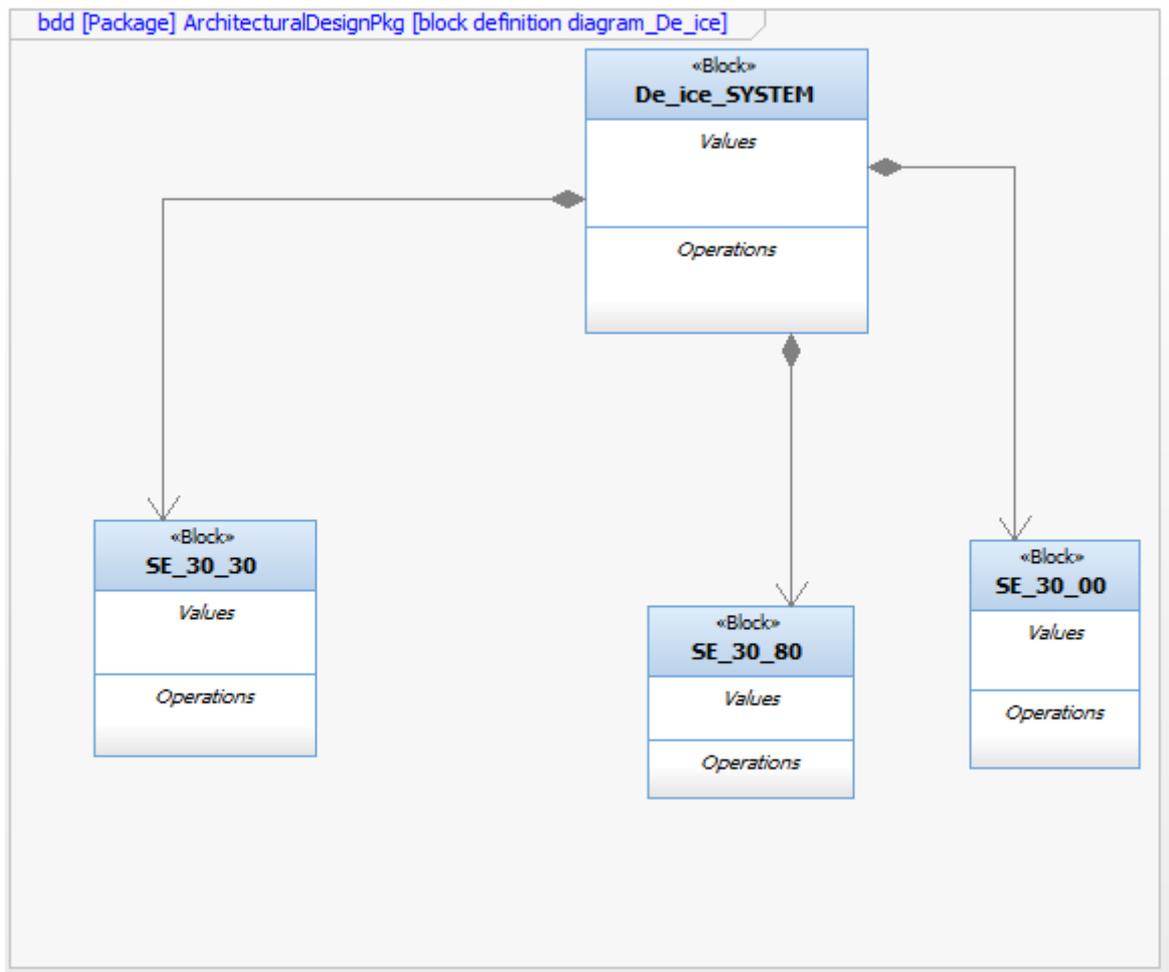
La Design Synthesis si compone di due sottofasce: l'Architectural Design e l' Architectural Analysis. Il focus dell' Architectural Design è quello di modellare un'architettura logica o fisica in grado di svolgere le funzioni richieste entro i limiti e i vincoli prestazionali del sistema. In particolare si sviluppa principalmente nelle seguenti attività: individuazione e definizione dei componenti (o layer) architettonici e allocazione delle funzioni (le attività provenienti dagli Activity Diagram) ai diversi componenti individuati.

Si generano quindi dei White Box Activity Diagram, cioè degli Activity Diagram contenenti delle Swimlane che rappresentano i componenti architettonici del sistema. Le attività verranno collocate nella Swimlane/componente architettonica che di fatto la implementerà.

### **Block Definition Diagram**

I Block Definition Diagram vengono utilizzati per la descrizione dell'architettura del sistema che si sta modellando. A questo livello vengono definiti i blocchi su cui verranno allocate le diverse funzionalità.

La figura 50 descrive la scomposizione di un sistema in componenti architettonici che verranno rappresentati in Rhapsody e sarà il punto di integrazione con l'architettura logica definita nell'ambito dell'analisi non funzionale sviluppata con il tool AMESim.



*Figura 50: Architettura modellata in un Block Definition Diagram*

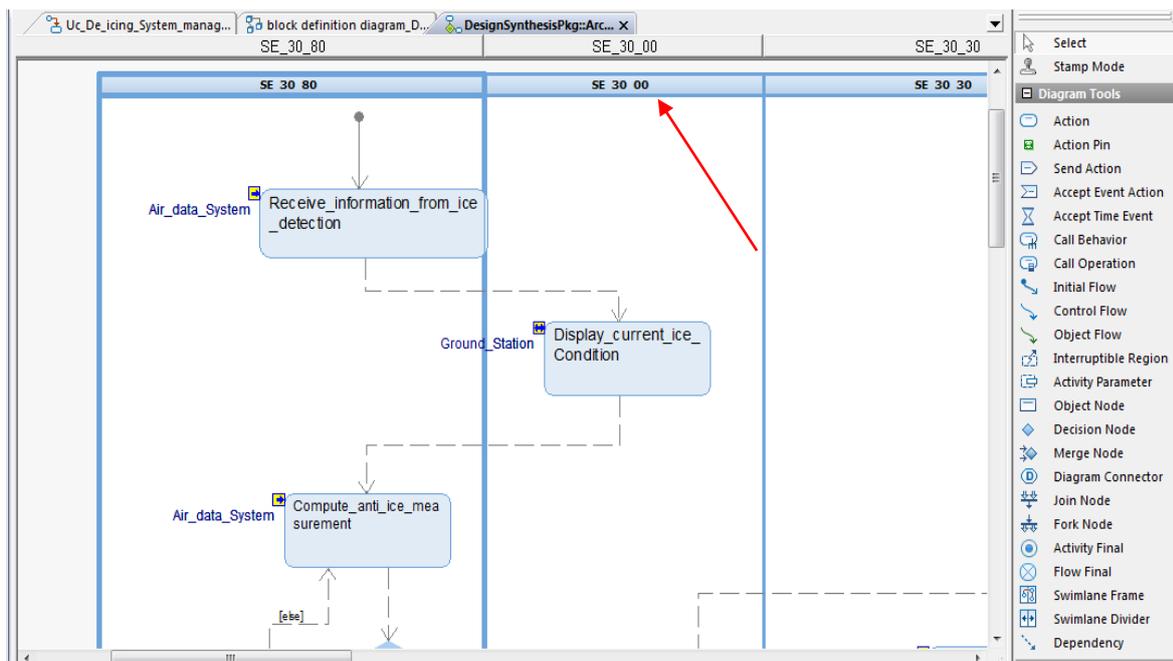
## **Allocazione delle funzioni ai componenti architettureali**

Per allocare le funzioni ai componenti architettureali, il primo passo è quello di creare una White Box Activity View a partire da ogni Black Box Activity View.

La fase di costruzione dei White Box Activity View si caratterizza per l'utilizzo delle Swimlane in cui vengono mappate le varie componenti del sistema.

In questa attività di allocazione, i diagrammi dovranno essere riorganizzati in un'ottica di leggibilità ma senza cambiare il flusso principale della azioni.

A questo punto si deve suddividere l'Activity Diagram in Swimlane e correlare ogni componente architettureale ad una Swimlane. Si dovrà quindi posizionare con funzionalità di Drag & Drop le attività nella appropriata Swimlane, così da allocarle ad uno specifico sottosistema.



**Figura 51: Esempio di Allocazione delle funzioni sulle Swimlane**

E' possibile usare un SE-Toolkit di Rhapsody per creare un file Excel contenente una rappresentazione tabellare che sintetizza l'allocazione delle attività sui sottosistemi (Swimlane).

A partire da una White Box Activity Diagram (e.g. IceRemovingWB\_AD) si seleziona l'Activity per cui si è svolta l'attività di allocazione alle Swimlane, e viene quindi generata come risultato finale una tabella (figura 52):

	B	C	D
1			
2	SE 30 30	SE 30 00	SE 30 80
3	START_THE_SYSTEM	Display_current_ice_Condition	Compute_anti_ice_measurement
4	ice removing		Receive information from ice detection
5			
6			

**Figura 52: Esempio di Tabella Excel generate a partire da una White Box Activity**

I blocchi funzionali (Block Diagram) individuati nell'analisi funzionale come architettura logica e identificati con i codici facenti riferimento allo standard ASD S1000D, sui quali vengono allocati i requisiti funzionali, rappresentano il punto di integrazione con l'analisi non funzionale/prestazionale che dovrà analizzare la stessa architettura focalizzandosi sugli aspetti di performance.

SE30-80

SE30-00

SE30-30

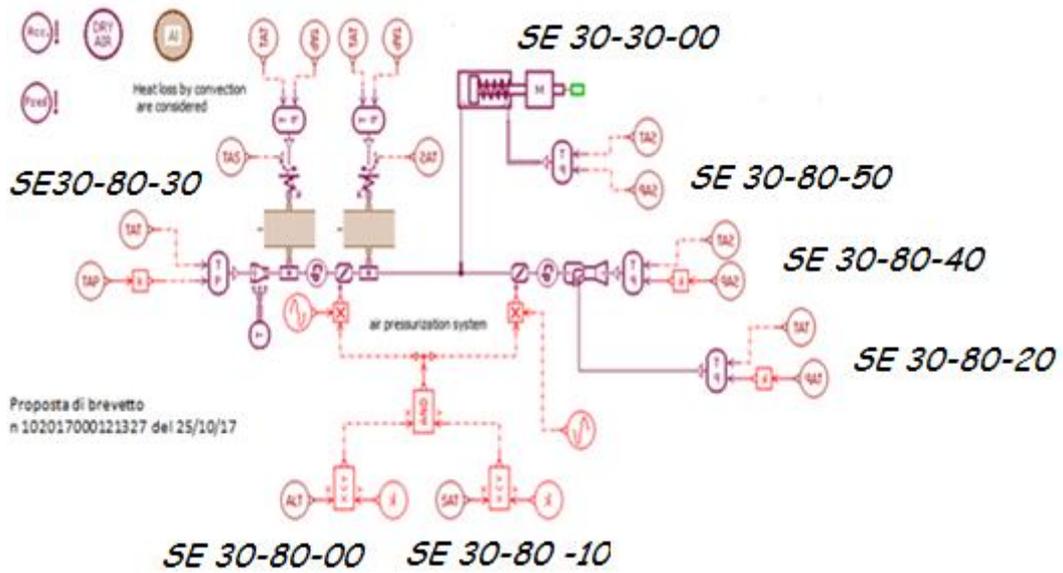
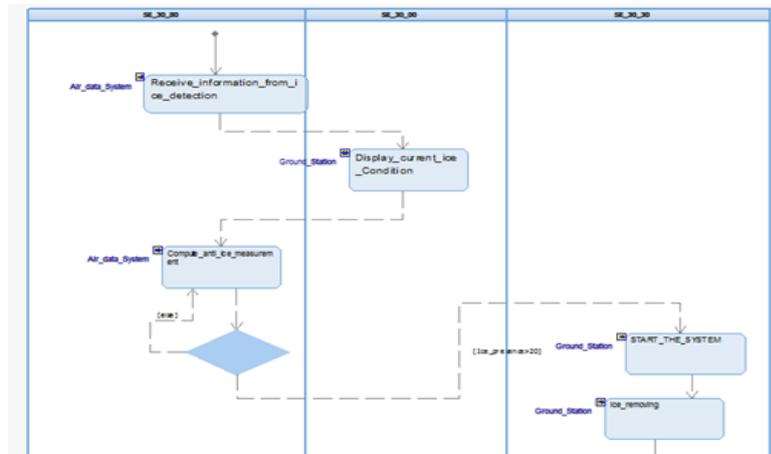


Figura 53: Esempio di integrazione tra architettura logica Rhapsody e AMESim

## 5. Proposte di modellazione AMESim

L'identificazione secondo standard ASD S1000D dei componenti architeturali definiti nei modelli AMESIM è solo stata attribuita agli elementi appartenenti al sistema De-Ice oggetto dell'analisi.

### 5.1 Modello per rompighiaccio a “inflatable boots” alimentate con aria esterna

L'attività svolta fa riferimento al brevetto n 102017000121327 del 25/10/17.

Il problema della modellazione AMESim di una “sacca gonfiabile” è stato risolto equiparando il volume di aria interno alla sacca (boot) a quello che riempie una camera dotata di pistone a molla che esercita una pressione crescente man mano che la camera si riempie di gas che comprime la molla (la sacca si gonfia). I parametri che devono essere “attentamente calibrati” per ottenere la rappresentazione della realtà sono:

- il volume massimo della camera (che deve essere uguale a quello della sacca)
- il precarico della molla a inizio corsa (la spinta aerodinamica esterna sul boot)
- la rigidità della molla (che sviluppa la pressione richiesta quando il pistone è a fondo corsa)
- la corsa massima del pistone (il volume del boot pieno di aria alla pressione richiesta)

Nel modello proposto nel seguito il comando che avvia i cicli di pressurizzazione / depressurizzazione del boot è generato quando sono verificate le seguenti condizioni:

- altitudine inferiore a 7000 [m]
- temperatura dell'aria esterna inferiore a 0 [°C]

In questo particolare progetto (uno dei tanti possibili) i cicli di pressurizzazione / depressurizzazione sono regolati da due valvole (una a monte e l'altra a valle del boot) che si aprono e chiudono con uno sfasamento di 90 [°] e una frequenza di 0.05 [cicli/sec]. Molte altre combinazioni sono possibili.

Un altro aspetto che distingue questo progetto da quelli normalmente usati è che l'aria di riempimento del boot è presa dall'esterno e pressurizzata convertendo in pressione la velocità. Lo svuotamento è accelerato da una “jet pump” posizionata a valle del boot e alimentata con la stessa aria in ingresso alla valvola di monte. Lo scarico dell'aria avviene in una zona del velivolo “in depressione” rispetto alla superficie del bordo di attacco; nel modello questo aspetto è simulato conservativamente usando le proprietà dell'aria esterna statica.

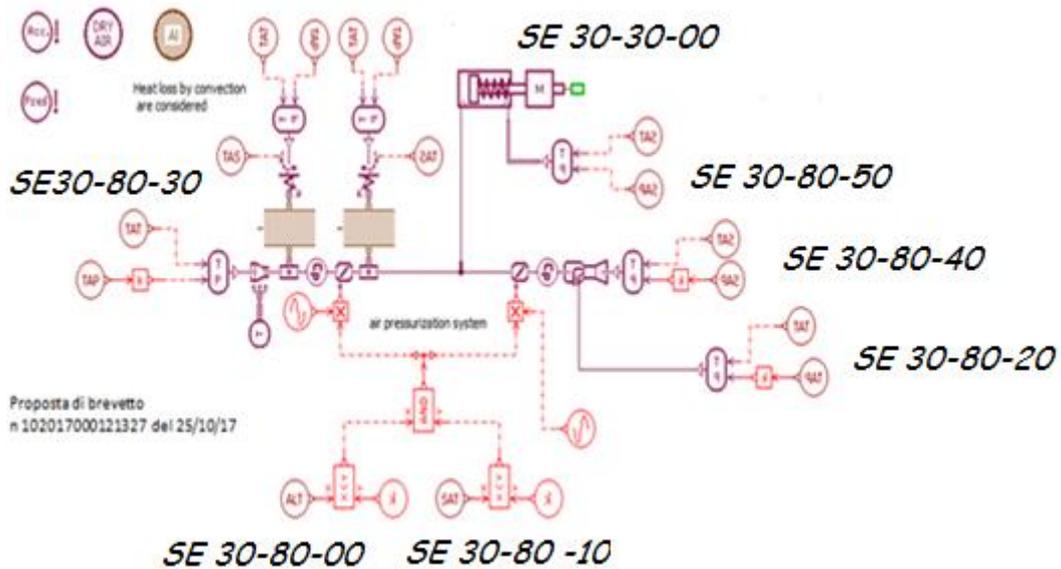
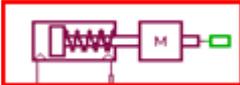


Figure 54: Modello di sistema pneumatico alimentato da aria esterna.

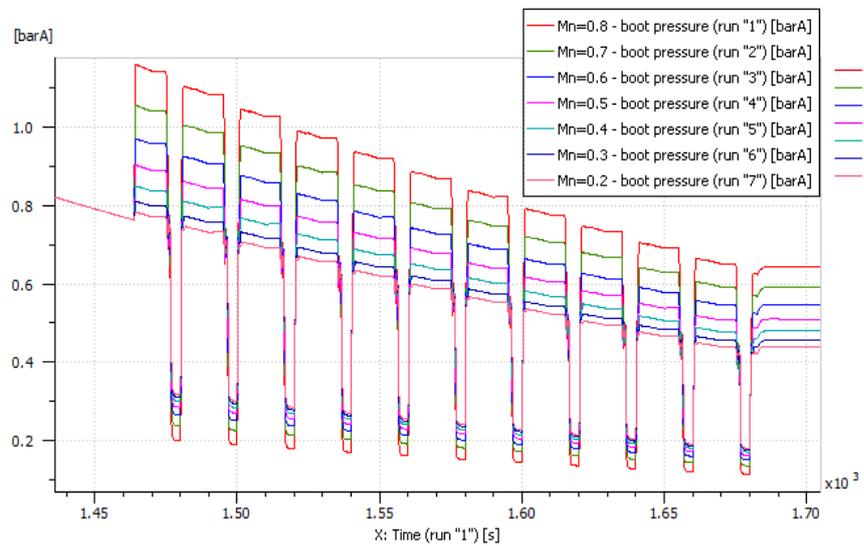
- Rosso → Libreria Segnali
- Verde → Libreria Meccanica
- Viola → Libreria Pneumatica

Componente	Descrizione
	<p>Libreria dei segnali blocchetto altitude profilo di missione combinato una costante per stabilire se il requisito di quota sia tale da attivare l'impianto</p>
	<p>Libreria dei segnali blocchetto static air temperature profilo di missione combinato una costante per stabilire se il requisito di quota sia tale da attivare l'impianto</p>
	<p>Pneumatic ejector pump</p>

	<p>Sorgente pneumatica modulata in pressione</p>
	<p>Scambio convettivo libreria pneumatica</p>
	<p>Sorgente termica di temperatura</p>
	<p>Modellizzazione del boot mediante una doppia camera pneumatica con molla che simula la resistenza al gonfiaggio da parte del boot e un vincolo meccanico di posizione</p>
	<p>Caratteristiche dei gas</p>

## Risultati ottenuti:

la figura seguente riporta i cicli di pressurizzazione / depressurizzazione del boot modellato in funzione del Mac del velivolo.



*Figure 55: Cicli di pressurizzazione / depressurizzazione indotti dal sistema pneumatico alimentato da aria esterna.*

## 5.2 Modello per rompighiaccio “Piezoelettrico”

Il principio fisico di funzionamento è la “dilatazione” che certi materiali subiscono quando attraversati da corrente elettrica (invertendo la corrente si ha “contrazione”). Se la dilatazione è impedita da un vincolo meccanico (come la parete di un’ala) si ha una forza che tende a spostare / deformare il vincolo. L’elemento piezoelettrico è una “pila” di strati di materiale piezoelettrico alternati a elettrodi alimentati elettricamente. La dilatazione complessiva sarà la somma delle dilatazioni sviluppate dai singoli strati.

Il modello elementare AMESim di un rompighiaccio piezoelettrico è costituito essenzialmente da tre elementi:

- a. una molla che rappresenta il “vincolo meccanico” che si oppone alla dilatazione dell’elemento piezoelettrico (è la rigidità elastica della parete sulla quale si deposita il ghiaccio)
- b. l’elemento piezoelettrico che converte la corrente in deformazione / spinta
- c. il sistema di alimentazione elettrica che in questo progetto è a corrente alternata con frequenza crescente nel tempo

In questo particolare progetto, la corrente elettrica di alimentazione viene fornita in forma alternata con frequenza crescente allo scopo di generare sulla parete una vibrazione “risonante”. Infatti, non potendo generare delle ampiezze di vibrazione sufficienti per rompere il ghiaccio per “semplice deformazione”, si cerca di romperlo forzando la parete a vibrare “nell’intorno della sua frequenza naturale” cioè “in risonanza”. Questo si ottiene facendo variare la frequenza dell’eccitazione fino a raggiungere la condizione di risonanza che dovrebbe produrre la frantumazione e il distacco del ghiaccio.

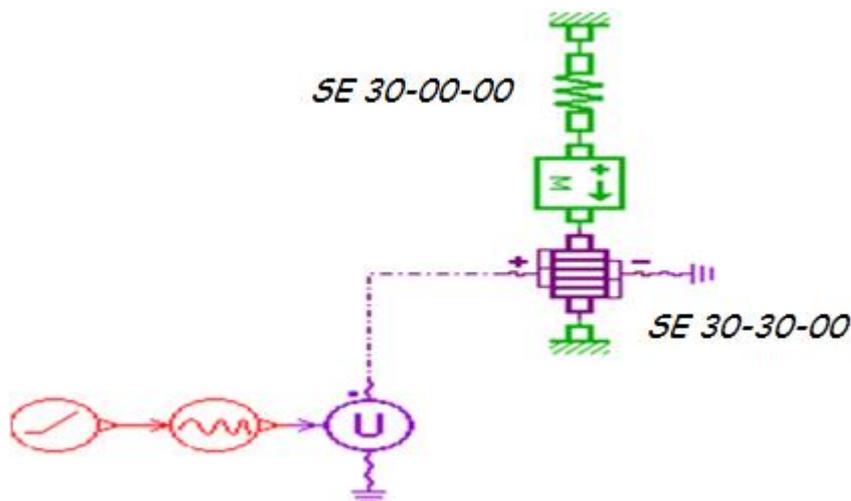
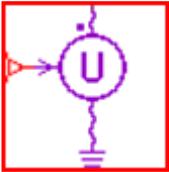


Figura 56: Modello elementare di rompighiaccio piezoelettrico

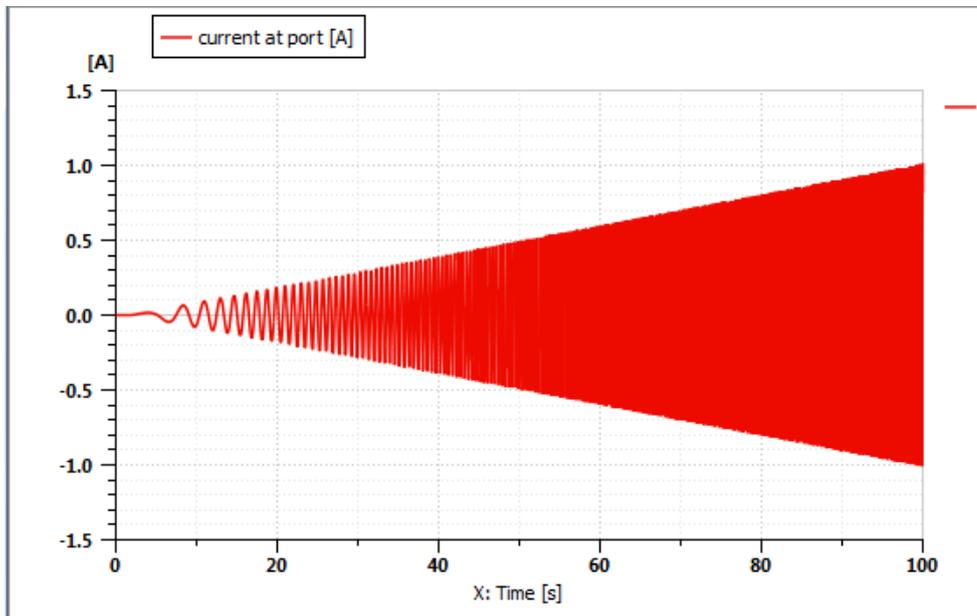
Rosso → Libreria Segnali

Verde → Libreria Meccanica

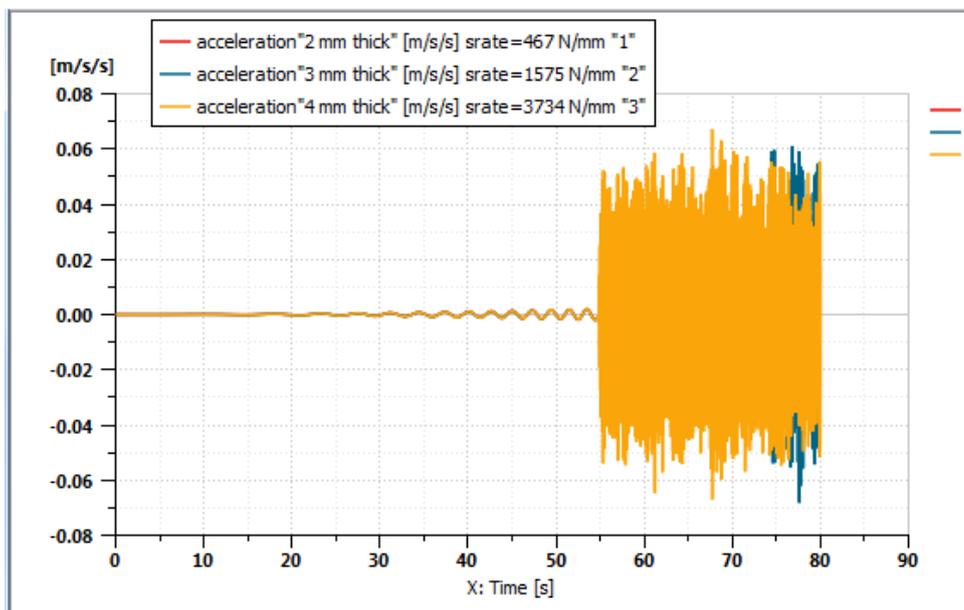
Viola → Libreria Elettrica

Componente	Descrizione
	Molla più vincolo di posizione rappresenta la rigidezza con la quale la nostra massa si oppone alla variazione di posizione.
	Massa indica la porzione di ala (materiale simulato in Ergal) che si vuole spostare
	Modello induttivo. Proviene dalla libreria piezoelettrica ed è formata da più lastre disposte le une sulle altre che se opportunamente stimulate elettricamente producono uno spostamento verticale
	Generatore ideale di tensione. Proviene dalla libreria elettrica.
	Libreria dei segnali. È un segnale variabile in frequenza a partire dalla sorgente.
	Libreria dei segnali. È un segnale di rampa.

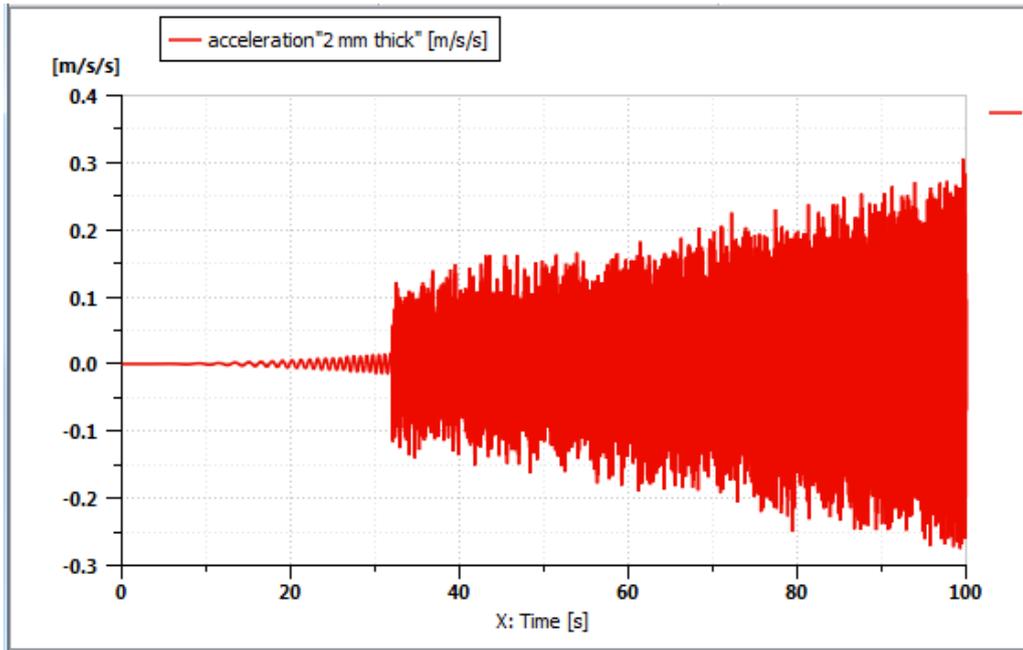
**Risultati ottenuti:**



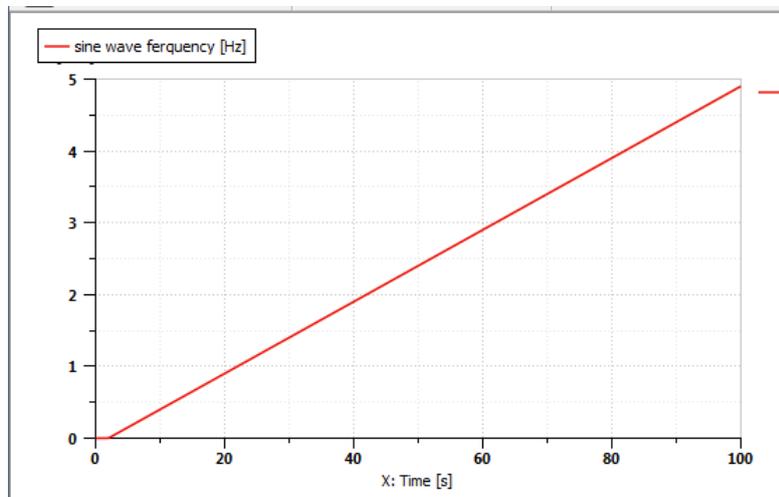
*Figura 57: Corrente applicata all'elemento piezoelettrico*



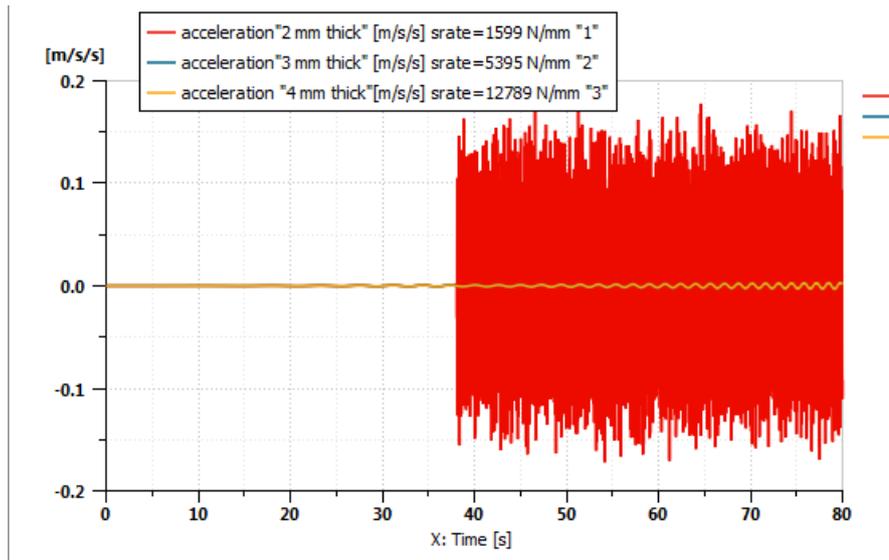
*Figura 58: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico sulla parete (l'innescò della risonanza avviene a 55 s circa)*



*Figura 59: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico sulla parete spessore 2 mm (l'innesco della risonanza avviene a 30 s circa)*



*Figura 60: Segnale della frequenza applicata*



*Figura 61: Accelerazione prodotta dall'elemento piezoelettrico sulla parete in Fibra di Carbonio spessore 2 mm (l'innescò della risonanza avviene a 37 s circa)*

### 5.3 modello per rompighiaccio “A Induzione Elettromagnetica ”

Il modello creato si riferisce ai concetti espressi nel brevetto n° EP0828656B1 del 20/09/2000. Il principio di funzionamento è basato sulla legge della forza scambiata fra due correnti parallele “I”:

Per ciascun attuatore la forza F idealmente sviluppata dalla scarica elettrica è:

$$F = \frac{C_1 L N^2 I^2}{b} \left[ \frac{N}{m} \right]$$

$$C_1 = 4 \times 10^{-7}$$

N = numero di fili per ogni avvolgimento

I= corrente [A]

b = distanza tra le correnti opposte dell’avvolgimento

L = lunghezza “diametrale” dell’avvolgimento

In pratica l’equazione deve essere modificata per tener conto della reale configurazione dell’avvolgimento come ad esempio fatto nel brevetto EP0828656B1 (2000-09-20).

Nel modello viene rappresentata l’equazione ideale (ma è facilmente modificabile per rappresentare un’equazione sperimentale qualsiasi) e si suppone che la corrente sia fornita da una batteria che scarica attraverso un interruttore che si apre e si chiude ciclicamente in modo programmato.

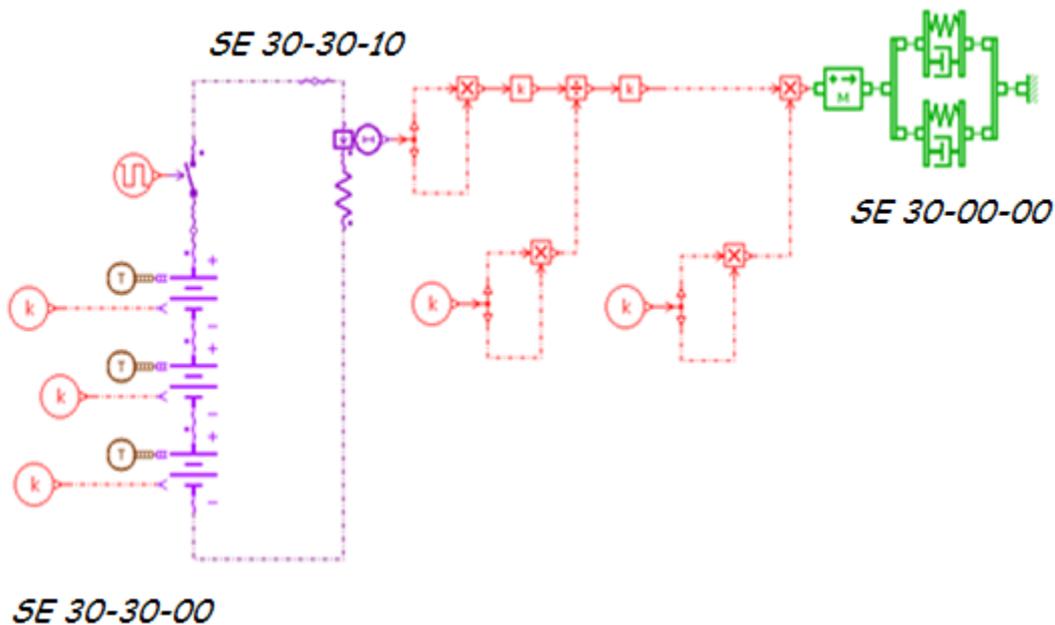


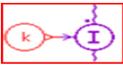
Figura 62: Modello elementare di sistema elettroespulsivo alimentato da una batteria

Viene qui rappresentata una possibile soluzione relativa il sistema de-ice si notano innanzitutto le colorazioni differenti che riferiscono alle seguenti librerie:

Rosso → Libreria Segnali

Verde → Libreria Meccanica

Viola → Libreria Elettrica

Componente	Descrizione
	Interruttore comandato da un segnale
	Generatore ideale di corrente
	Giunzione elettrica/messa a terra
	Resistenza
	Amperometro
	Funzione matematica fornita dal brevetto che determina la legge di funzionamento del sistema. $F = \frac{C_1 \cdot N^2 \cdot I^2 \cdot L}{b} \cdot \left( a \tan \frac{b}{d_m} - \frac{d_m}{2b} \ln \frac{d_m^2 + b^2}{d_m^2} \right)$
	Massa della porzione di ala
	Snodo meccanico
	molla-smorzatore. Tale componente simula la rigidezza dello strato di materiale.

 A green icon representing a position sensor. It features a circle with an 'x' inside, a vertical arrow pointing upwards, and a horizontal double-headed arrow below it. The entire icon is enclosed in a red rectangular border.	Sensore di posizione
 A green icon representing a constraint. It shows a vertical bar on the left with several horizontal lines extending to the right, resembling a comb or a set of parallel lines. The entire icon is enclosed in a red rectangular border.	Vincolo

### 5.3.1 Tipologia materiale sistema

Definito il brevetto che si vorrà sviluppare, è opportuno effettuare uno studio preliminare sulla tipologia di materiale da utilizzare sul sistema.

Si suppone l'ala costituita da Ergal e uno strato esterno coperto da ghiaccio. Con uno studio strutturale è stato possibile valutare la rigidezza a flessione delle lastre per entrambi i materiali per spessori variabili da 1 fino a 4 mm.

Da "O. Belluzzi, Scienza delle costruzioni, vol. 3, para 634" [ref 19]. Lastra rettangolare incastrata al contorno con carico "p", si ottiene:

#### Matrice di rigidezza Ergal

Ergal							
E	73000 [N/mm <sup>2</sup> ]						
v	0,33						
			[Qp]=	81921	27034	0	
				27034	81921	0	
G	27444			0	0	27444	

Calcolo della resistenza elastica della parete con deposito di ghiaccio:

$$\text{Rigidezza a flessione della parete in materiale "Ergal": } B = \int_{-\frac{s}{2}}^{\frac{s}{2}} [Q_p] z^2 dz = \frac{s^3}{12} \cdot [Q_p]$$

Proprietà dell'Ergal: E = 73000 [N/mm<sup>2</sup>], v = 0.33 si ottiene Qp = 81921 [N/mm<sup>2</sup>]

Proprietà	Spessore [mm]	B [Nmm]	$\frac{f}{p} \left[ \frac{mm}{N} \right]$	$\frac{p}{f} \left[ \frac{N}{mm} \right]$
E=73000 $\left[ \frac{N}{mm^2} \right]$	1	6827	0.017138	58
v = 0.33	2	54614	0.002142	467
	3	184322	0.000635	1575
	4	436913	0.000268	3734

**Tabella 6** : Rigidezza di una lastra di Ergal incastrata sui lati per spessori variabili

### Matrice di rigidezza Fibra di Carbonio

Fibra di Carbonio							
E	250000	[N/mm <sup>2</sup> ]					
v	0,33			280552	92582,2	0	
			[Qp]=	92582,2	280552	0	
G	93985			0	0	93985	

Calcolo della resistenza elastica della parete con deposito di ghiaccio:

$$\text{Rigidezza a flessione della parete in materiale "Ergal": } B = \int_{-\frac{s}{2}}^{\frac{s}{2}} [Q_p] z^2 dz = \frac{s^3}{12} \cdot [Q_p]$$

Proprietà Fibra di Carbonio: E = 250000 [N/mm<sup>2</sup>], v = 0.33 si ottiene

$$Q_p = 280552 \text{ [N/mm}^2\text{]}$$

Proprietà	Spessor e [mm]	B [Nmm]	$\frac{f}{p} \left[ \frac{mm}{N} \right]$	$\frac{p}{f} \left[ \frac{N}{mm} \right]$
E=250000 $\left[ \frac{N}{mm^2} \right]$	1	23379	0,005004	200
v = 0.33	2	187035	0,000626	1598
	3	631242	0,000185	5395
	4	1496278	7,82E-05	12789

**Tabella 7:** Rigidezza di una lastra di Fibra di carbonio incastrata sui lati per spessori variabili

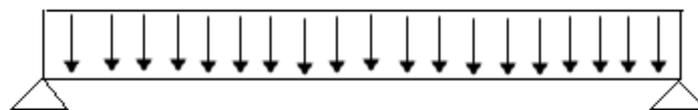
## Matrice di rigidezza Ghiaccio

Ergal							
E	9000	[N/mm <sup>2</sup> ]					
v	0,25			9600	2400	0	
			[Qp]=	2400	9600	0	
G	3600			0	0	3600	

Volendo tener conto anche del contributo del ghiaccio si considerano le seguenti proprietà: E = 9000 [N/mm<sup>2</sup>], v = 0.25 e quindi Qp = 9600 [N/mm<sup>2</sup>]

Proprietà	Spessore [mm]	B [Nmm]	$\frac{f}{p}$ $\left[\frac{mm}{N}\right]$	$\frac{p}{f}$ $\left[\frac{N}{mm}\right]$
E=9000 $\left[\frac{N}{mm^2}\right]$	1	800	0.14625	6.84
v = 0.25	2	6400	0.018281	54.70
	3	21600	0.005416	184.62
	4	51200	0.002285	437.61

**Tabella 8:** Rigidezza di uno strato di ghiaccio depositato sulla lastra di ERGAL.



$$W = \frac{T}{\frac{G \cdot h^3}{12}}$$

Il termine W è la freccia mentre T la forza necessaria per ottenere una tale freccia

$$G = \frac{E}{2 \cdot (1 + \nu)}$$

$$T \propto i^2$$

$$G_1 = G_{Ergal}$$

$$G_2 = G_{ICE}$$

$$G_{TOT} = G_{ERGAL} + G_{ICE}$$

$$W = \frac{12 \cdot T}{G_{ICE} \cdot h_{ICE}^3 + G_{ERGAL} \cdot h_{ERGAL}^3}$$

$$W = h_{ICE} \quad h_{ICE} \cdot G_{ERGAL} \cdot h_{ERGAL}^3 + G_{ICE} \cdot h_{ICE}^4 = 12 \cdot T$$

$$T = \frac{h_{ICE} \cdot G_{ERGAL} \cdot h_{ERGAL}^3 + G_{ICE} \cdot h_{ICE}^4}{12}$$

H <sub>ICE</sub>	T	T <sub>ICE</sub>	T <sub>ICE</sub> /T	H <sub>ERGAL</sub>	5		
0	0	0	0				
1	286171	300	0,001048	ERGAL		ICE	
2	576542	4800	0,008326	E	73000	E	9000
3	881913	24300	0,027554	v	0,33	v	0,25
4	1220284	76800	0,062936				
5	1616855	187500	0,115966	G	27444	G	3600

Nella tabella qui sopra si valuta la forza necessaria a rompere uno strato di ghiaccio che varierà fino a spessori pari a 5 mm.

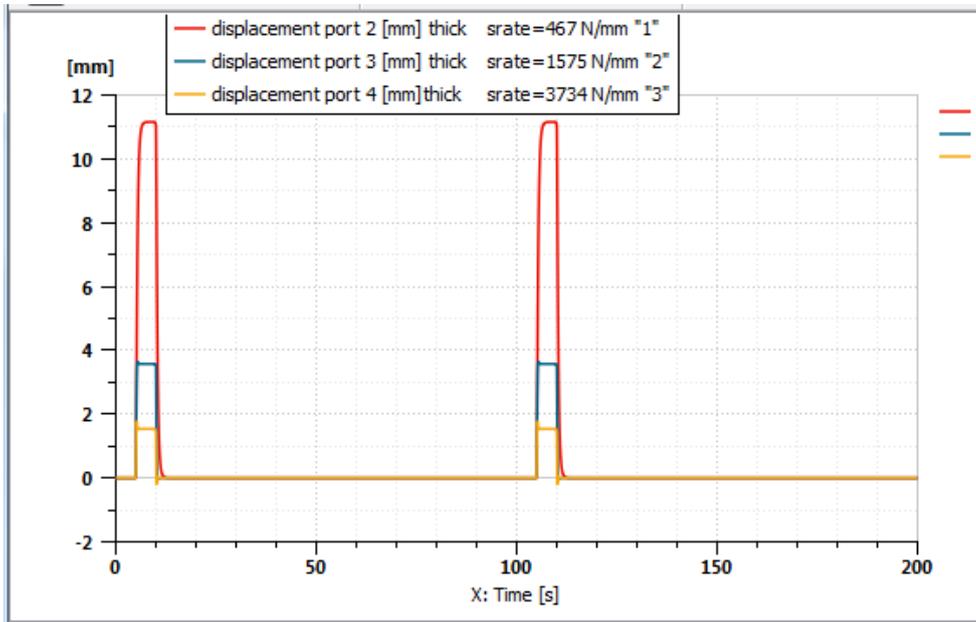
Inoltre seguendo le informazioni date da brevetto viene valutata la massima forza esercitabile dal nostro sistema.

C <sub>1</sub>	4,00E-07						
N	75						
L	3,60E-01						
I	5,00E+02						
b	1,90E-02						
d <sub>m</sub>	3,00E-02						
				F	3179,3257		

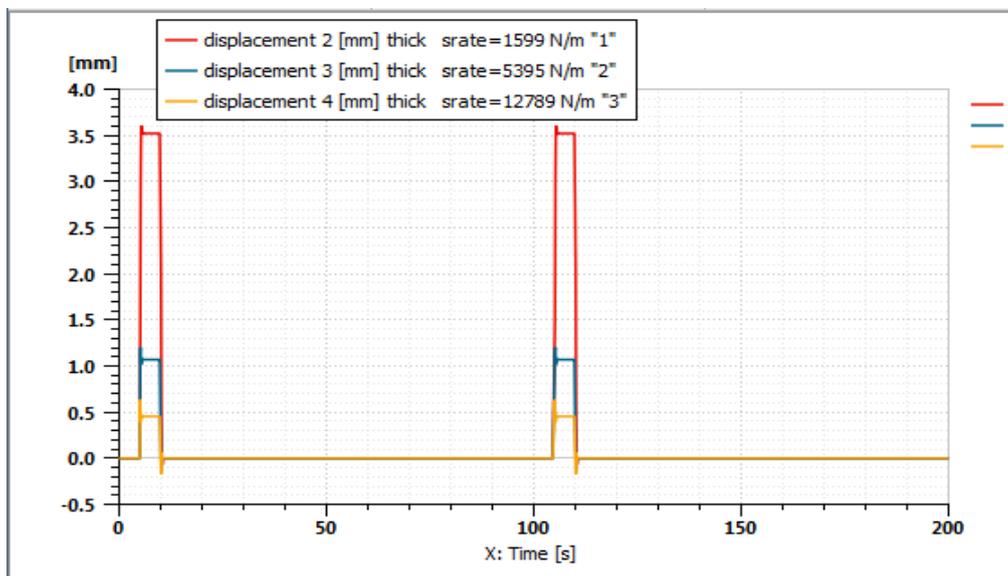
$$F = \frac{C_1 \cdot N^2 \cdot I^2 \cdot L}{b} \cdot \left( \operatorname{atan} \frac{b}{d_m} - \frac{d_m}{2b} \ln \frac{d_m^2 + b^2}{d_m^2} \right)$$

Per spessori di ghiaccio di uno o due “mm” il contributo che quest’ultimo può dare alla rigidezza di una parete di 2 / 3 [mm] è trascurabile. Del resto la reale rigidezza del ghiaccio dipende da molti fattori non prevedibili ed è impossibile da valutare con un livello di precisione utile.

## Risultati ottenuti:



*Figura 63: Spostamento della parete con ghiaccio in funzione dello spessore della parete stessa caso Ergal*



*Figura 64: Spostamento della parete con ghiaccio in funzione dello spessore della parete stessa caso Fibra di Carbonio*

	The De-icing system shall be started as soon as ice thickness reaches 10 mm on one of the aircraft protected surfaces.	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	True	De-icing System managing
	The De-icing system shall prevent ice accretion on the wing greater than 10 mm (according the acceptable degradation of aerodynamic performance).	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	True	De-icing System managing
	The De-icing system shall prevent ice accretion on the horizontal tail greater than 10 mm (according the acceptable degradation of aerodynamic performance).	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	True	De-icing System managing
	The De-icing system shall prevent ice accretion on the vertical tail greater than 10 mm (according the acceptable degradation of aerodynamic performance).	NON FUNZIONALI	Performance	Wing/empennage ice protection	True	De-icing System managing

**Figura 65: Requisiti NON funzionali spessore ghiaccio presente su superfici portanti.**

Tali requisiti vengono invece soddisfatti dal progetto sviluppato in AMESim che produce uno spostamento verticale volto ad eliminare la presenza di ghiaccio.

## 5.4 Modello per Anti-Ghiaccio Termico a Circuito Bifase

Il modello del circuito con fluido bifase schematizzato nella figura di seguito, è caratterizzato da 3 elementi significativi:

- un “evaporatore” costituito da alcuni tratti di tubo che ricevono dall’esterno il “calore di vaporizzazione”
- un “condensatore” costituito da alcuni tratti di tubo che cedono all’esterno il “calore di condensazione”
- una “pompa volumetrica” che genera una portata di liquido pari alla produzione di vapore

Risulta comodo alternare i tratti di tubo che “ricevono / cedono” calore con tratti di tubo adiabatici perché questi ultimi consentono di “monitorare” le caratteristiche del fluido in uscita ad un elemento e in ingresso all’elemento successivo.

Il calore all’“evaporatore” può essere applicato sotto forma di “temperatura imposta alla parete” oppure di “flusso termico imposto alla parete”. Quest’ultima soluzione è preferibile perché consente di calcolare facilmente la produzione di vapore e quindi la velocità che deve essere generata dalla pompa.

Il codice distingue i due casi di “evaporazione” e “condensazione” confrontando le temperature del fluido e della parete, e seleziona correlazioni di scambio termico diverse per i due casi.

Se la velocità “K” della pompa volumetrica è calcolata correttamente (normalmente l’efficienza  $\eta$  è dell’ordine di 0.6) in funzione della potenza applicata  $P = 4 \times \Phi$ , il fluido in uscita all’evaporatore è (quasi) tutto vapore e il fluido in uscita al condensatore è (quasi) tutto liquido e in queste condizioni la pompa esercita sul fluido la stessa azione di un “setto poroso” alimentato su un lato con liquido che vaporizza sul lato opposto.

La velocità della pompa è calcolabile con la seguente relazione:

$$K = \frac{P}{L} \frac{60 \left[ \frac{s}{min} \right]}{\eta V \rho}$$

K = velocità della pompa in [rpm]

L = calore di vaporizzazione del fluido [J/Kg]

V = volume spostato dalla pompa a ogni giro [m<sup>3</sup>/giro]

ρ = densità del fluido [Kg/m<sup>3</sup>]

η = efficienza volumetrica della pompa = quota di volume spostato che si “trasforma in portata”

P = 4 x Φ = potenza termica attraverso la parete dell’evaporatore [W]

Φ = Potenza termica attraverso la parete del singolo tubo [W]

Il fluido di lavoro può essere selezionato da una libreria di fluidi usati comunemente nel campo della refrigerazione. Per ogni elemento di tubo il codice calcola, per ogni intervallo di tempo, i seguenti parametri:

temperatura, portata, frazione di vapore, flusso termico scambiato con la parete, pressione, flusso entalpico.

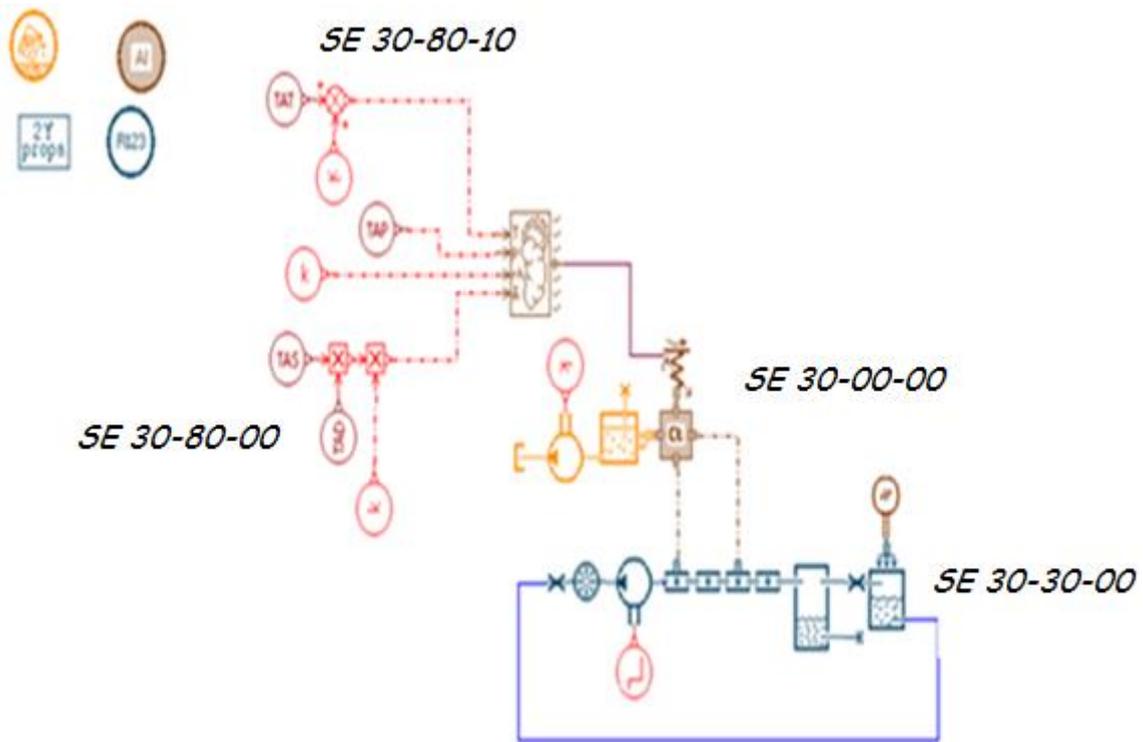
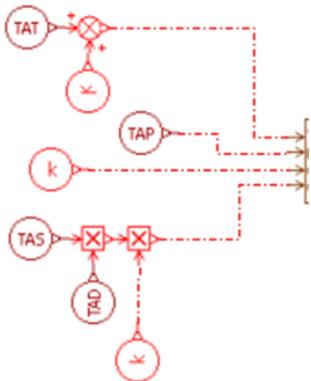
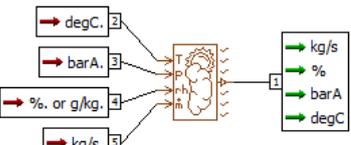
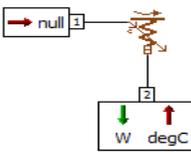


Figura 66: Modello per circuito bifase che raffredda una superficie alare

Componente	Descrizione
	Gas con annesse proprietà chimiche
	Sensore relativo la possibilità di captare le condizioni di volo della piattaforma UAV. Viene costruita mediante l'utilizzo della libreria dei segnali che assembla le informazioni derivate dalle condizioni di volo implicite dal profilo di missione

	<p>Sorgente di aria umida.</p>
	<p>Serbatoio termico collegato a pompa volumetrica alimentata da numero di giri pari a K. Questo serbatoio ha sezione e perimetro costanti. Contiene un liquido pressurizzato a pressione costante.</p>
	<p>Modello generico che tiene conto del fenomeno di convezione che si manifesta tra fluido e materiaale.</p>
	<p>Blocchetto che tiene conto della "Massa termica". Confronta la temperatura di una massa solido rispetto il flusso di calore.</p>
	<p>Evaporatore cui viene agganciata una sorgente di calore la cui finalit�� � quella di far evaporare il liquido presente.</p>
	<p>Condensatore messo a valle dell'evaporatore. Convertendo parte di gas in liquido genera lavoro</p>
	<p>Pompa volumetrica cui viene assegnato il numero di giri dal componente della libreria dei segnali.</p>
	<p>Camera adiabatica</p>
	<p>Generica restrizione</p>
	<p>Tubo con attrito interno e scambio di calore.</p>

Fluid name	Critical press.	Critical temp.	Critical dens.	Molar mass	Pump speed	Fluid charge	Fluid volume	Envir. Min Temp.	Edge area	Min edge temp.	oper. Fluid Press	Circuit input power	Circuit mass flow rate	Circuit min temp.	Circuit max temp.
unità	bar	°C	kg/m3	gmol	rpm	kg	L	°C	m2	°C	bar	W	Kg/s	°C	°C
R134a	40,5	101	513	102	6000	0,35	5,3	-19	0,1	0,2	3,5	4800	0,013	5	190
R123	36,6	184	550	153	6000	0,5	5,3	-19	0,1	0,2	0,6	4800	0,02	5	85

Proprietà termo-fisiche di possibili fluidi bifase

### Risultati ottenibili:

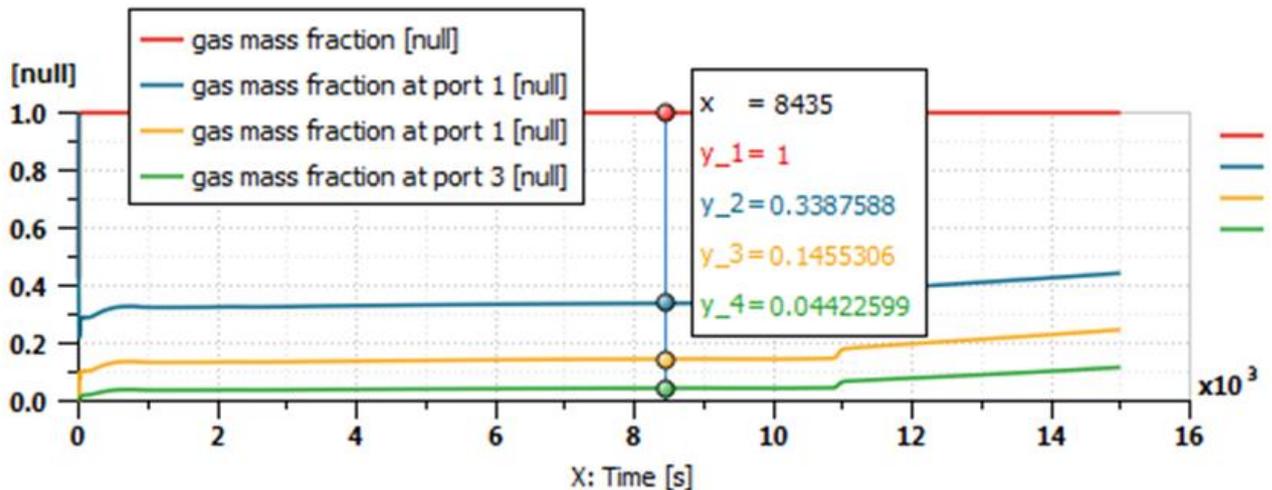
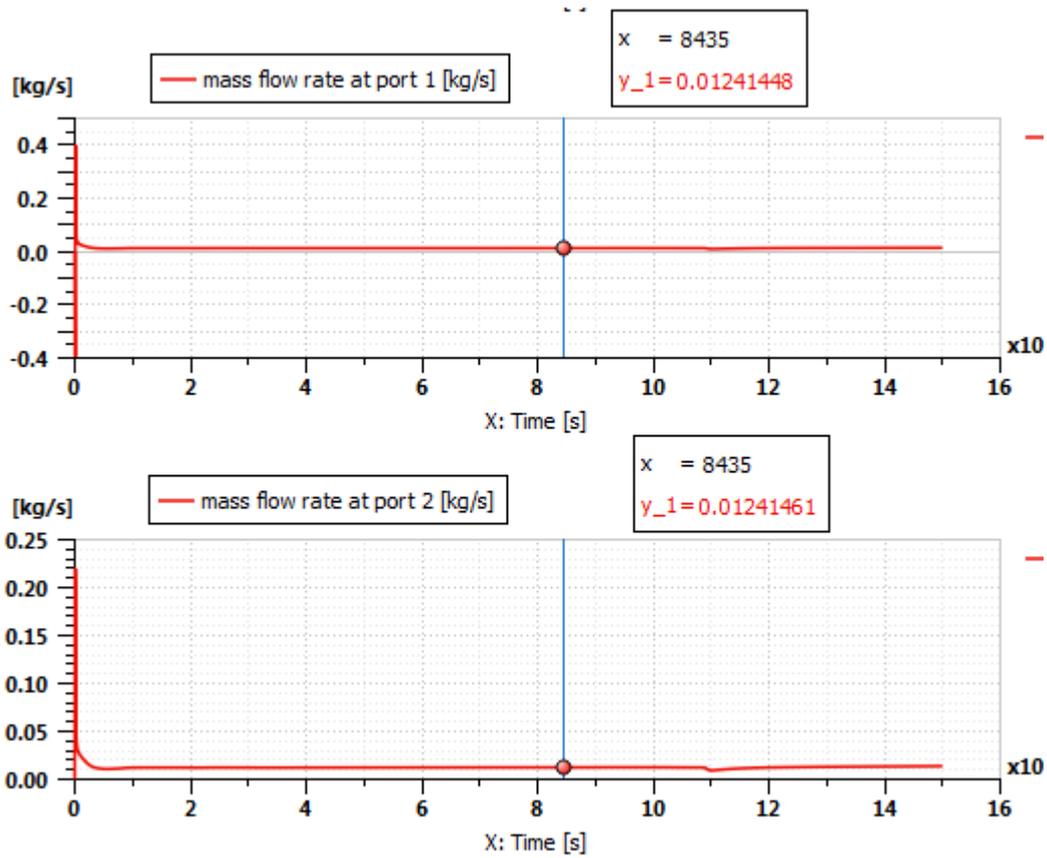


Figura 67: Frazione percentuale presenza gas nel circuito.

A titolo di verifica si osserva dal grafico precedente i vari ingressi uscite a valle dell'evaporatore. Nel primo caso (tratto in rosso) si nota come la percentuale di gas sia pari al 100%, dunque la totalità del liquido viene evaporata. Con l'introduzione di  tratti di tubo che considerano lo scambio termico, è possibile valutare le varie differenze percentuali del liquido del nostro circuito bi-fase.



*Figura 68: Frazione percentuale presenza gas tra due porte contigue.*

Tali grafici rappresentano una verifica in merito il flusso di portata dell'impianto che si mantenga costante. Allo stesso istante temporale avrò delle portate di fluido bifase pressochè identiche andando a verificare la vericità dell'impianto.

## 6. Modello matematico in AMESim

Grazie ad AMESim è possibile generare modelli matematici che replichino in ogni dettaglio il funzionamento di un sistema multi-fisico.

L'obiettivo principale di AMESim è quello di limitare / semplificare le prove sperimentali.

Ogni sistema funzionante può essere diviso in due sotto-categorie:

- Una parte si può definire di Hardware e comprende tutti i componenti fisici che compongono il sistema stesso.
- Una seconda parte di software, che comprende tutti i componenti di controllo che garantiscono la corretta funzionalità del sistema.

Ad esempio in un sistema De-ice a boots:

- Hardware si definisce l'insieme di valvole tubazioni, pompe e boots stessi.
- Software è l'insieme di operazioni logiche che partono dalla lettura di sensori di input e in base a quello inviano i segnali che regolano l'accensione e lo spegnimento del sistema e ne monitorano il buon funzionamento.

Nel caso in cui un sistema sia multi-fisico (abbia ad esempio componentistica sia idraulica che pneumatica) il modello si può creare usando le due librerie e collegandole tra loro opportunamente.

Una volta completato il sistema fisico è necessario implementare le logiche di controllo del sistema e collegarle opportunamente al modello creato affinché esso abbia le funzionalità richieste, ad esempio una valvola ad induzione, per funzionare avrà bisogno di un segnale opportunamente regolato da un controllo che scelga quando azionarla e di quanto aprirla.

## 6.1 Tipi di processo

Per la generazione di modelli ci sono due strade:

- La definizione delle equazioni che descrivono il comportamento fisico del sistema (ad esempio in ambiente Matlab, Ecosimpro,..).
- La composizione del modello a partire da modelli elementari preconfezionati e organizzati in librerie (ad esempio in ambiente AMESim).

La procedura più seguita nella pratica consiste in:

1. comporre il modello di una parte semplice del sistema e sottoporlo a verifica (ad esempio utilizzandolo per predire dei risultati già noti per altre vie)
2. aggiungere il modello di un altro componente del sistema e sottoporre il tutto a verifica
3. continuare così fino a rappresentare tutto il sistema.

## 6.2 Processo 1

### 1. Definizione del sistema e delle sue parti:

La prima fase da seguire è schematizzare il sistema che si vuole modellizzare in tutte le sue parti e per ognuno di essi definire le equazioni che li rappresentano.

### 2. Definizione dei risultati sperati con la modellizzazione

Decidere a priori quali sono i risultati voluti dalla simulazione, questo è molto importante in quanto aiuta a focalizzarsi solo sugli aspetti fondamentali tralasciando quelli secondari, ad esempio se lo scopo è studiare il network di distribuzione elettrica, è inutile simulare ogni equipaggiamento alimentato nel dettaglio, ma è sufficiente per ognuno di loro modellare il carico elettrico assorbito.

### 3. Definizioni delle parti del sistema che non sono da modellizzare

Una volta scelti gli aspetti da modellizzare in modo da ottenere i risultati definiti nel punto 2 bisogna definire le condizioni al contorno del sistema, cioè ciò che viene definito come input al sistema, ad esempio le caratteristiche fisiche dell'aria esterna, nella modellizzazione di un sistema velivolo sono molto spesso dati di input, non vengono ricalcolate istante per istante in base alla spinta del velivolo.

Alcuni segnali possono essere definiti come input in una prima fase di progetto e poi dettagliati in seguito se la loro variazione puntuale dipende da input necessari allo studio delle performance del sistema.

### 4. Generazione del primo sistema semplice che riproduce solo la funzione principale con intorno tutte le altre funzioni sostituite da segnali

Scegliere una funzionalità e costruirla, conviene iniziare facendo un modello più semplice possibile e indicativo del funzionamento del sistema, ad esempio in un sistema di distribuzione elettrica iniziare costruendo il circuito elettrico senza contare i connettori e simulando gruppi di carichi come resistenze unitarie.

### 5. Prova del funzionamento

Appena finito un modello conviene fare alcuni test per vedere che tutti i parametri siano sempre concordi con quanto ci si aspetta.

6. Aggiunta di singole parti, una per volta (sistemi di controllo provati singolarmente dopo i sistemi fisici)

Ripetere i punti, 4 e 5 aggiungendo ad ogni iterazione una funzionalità al sistema fino ad arrivare al livello di complessità richiesta.

7. Produzione analisi finali

Arrivati ad un modello finale non resta che impostare i parametri reali ed eseguire i test, è buona norma fare dei salvataggi intermedi con parti del modello, questo servirà nel caso in futuro serva fare una modellazione di un sistema simile per avere già alcune parti realizzate.

## 6.3 Processo 2

Questo processo è da seguire quando si parte già con dei modelli precostruiti e si modificano per arrivare a quello voluto, i primi due punti sono uguali a quelli descritti nel capitolo precedente, quindi la descrizione non verrà riportata.

1. Definizione del sistema e delle sue parti

2. Definizione dei risultati sperati con la modellizzazione

3. Scelta del modello di partenza

A questo punto vanno scelti i modelli già esistenti nell'help oppure costruiti in precedenza e che potranno essere utili nella realizzazione del proprio modello.

Di solito conviene sempre guardare se tra gli esempi proposti da AMESim vi è un modello simile a quello voluto, studiarlo e poi modificarlo secondo le necessità, questo procedimento risulta molto più veloce che non progettare un modello da 0 (Processo 1).

4. Studio del modello

A questo punto è fondamentale studiare a fondo il modello e comprenderne tutti gli aspetti, questo perché anche piccole modifiche possono portare vari errori e a quel punto è fondamentale la conoscenza del sistema di partenza per poterli correggere.

5. Piccole modifiche al modello

Apportare modifiche al modello di partenza, queste modifiche servono per prendere confidenza con le sue funzionalità.

6. Prove del funzionamento delle modifiche

Conviene fare spesso prove per vedere se vi sono errori nel nuovo modello modificato.

Lavorando da un modello precostruito è importante che ogni modifica alteri le simulazioni secondo schemi previsti, si deve continuare con il ciclo di piccole modifiche e prove fino al raggiungimento del sistema finale.

7. Produzione analisi finali

## 6.4 Riesaminare il sistema

Il riesame del sistema è uno degli step più importanti. Il riesame è un processo continuo con diversi loop in parallelo. Il riesame consiste nel confrontare gli output del sistema con ciò che dal sistema era richiesto (requisito) per capire se occorre migliorarlo/modificarlo.

In caso di sequenze complesse di controllo, come sequenze di accensione e spegnimento di relay o di valvole, con magari possibili variazioni di ordine di apertura in base a certe condizioni, è consigliabile usare il tool Statechart di AMESim invece della libreria logica.

La libreria Signal, Control in caso di utilizzo di flip-flop può dare adito a errori di integrazione che portano a risultati non voluti e molte volte la sequenza non è ripetibile all'interno di una sola simulazione, problemi che con i diagrammi a stati vengono risolti.

In caso di Analisi con risultati non rispondenti alle previsioni, come primo debug potrebbe essere utile vedere se vi è qualche variabile interna che diverge, questo è un modo per isolare la parte di modello che dà problemi.

## 7. Lesson Learned sull'utilizzo dei tool Rhapsody e AMESim

<b>Rhapsody</b>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Ai fini di un corretto utilizzo del tool Rhapsody, è necessario l'uso di un manuale come linea guida di riferimento e supporto all'operatività.</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Il tool Rhapsody non propriamente "User Friendly" potrebbe generare alcune difficoltà soprattutto nella fase di import dei requisiti. Si consiglia in generale di seguire il manuale e prestare attenzione, in quanto la maggior parte delle volte una piccola distrazione o anche un errore di battitura o di stile del testo può portare alla nascita di difficoltà. Errore tipico che può essere compiuto dall'utente è quello relativo l'uso dei nomi; è importante non usare la barra spaziatrice ma sempre "_" per separare i nomi.</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Adottare un approccio Top-down: meglio avere più modelli semplici che uno complesso. Per quanto riguarda l'analisi funzionale è opportuno iniziare a modellizzare sistemi concettualmente semplici, dai quali si potrà poi svilupparne altri più complessi.</li></ul>
<ul style="list-style-type: none"><li>• Per sistemi complessi a volte conviene iniziare a provare con un modello precostruito e parallelamente provare ad implementarne uno da zero, questo aumenta la padronanza del tool.</li></ul>

## AMESim

- Il tool AMESim ha quale finalità quella di ridurre / semplificare le prove sperimentali fisiche. L'obiettivo è quello di portare ad una riduzione dei costi di sperimentazione dei sistemi, i quali verranno simulati attraverso verifiche virtuali.
- Si suggerisce di fare i controlli in modo separato per poi unirli. In AMESim è maggiormente conveniente effettuare verifiche su porzioni del sistema per poi verificarle nel complessivo.
- Per sistemi complessi, a volte, conviene iniziare a provare con un modello precostruito e parallelamente provare ad implementarne uno da zero, questo aumenta la conoscenza delle librerie messe a disposizione da AMESim al fine di raggiungere un buon risultato. Può succedere che problemi all'inizio insormontabili diventino di facile soluzione utilizzando componenti di libreria più complessi e non considerati all'inizio dell'attività. Per la comprensione di modelli complessi, nel caso la spiegazione nell'help non sia esaustiva, conviene generare un minisistema per testarne le risposte a vari stimoli, e capirne il funzionamento in base ai risultati ottenuti.
- AMESim deve essere utilizzato a valle di uno studio con lo specialista e aver tracciato delle linee guida. E' consigliato l'utilizzo di manuali ingegneristici dedicati al caso di utilizzo perché solo una corretta conoscenza delle leggi che governano il comportamento del sistema oltre che le condizioni al contorno possono far sì che si sviluppi un buona soluzione attraverso l'uso del tool.

### **Aspetti comuni ai tool/ Consigli per lo sviluppo progettuale**

- Fare sempre un brainstorming con lo specialista del sistema così da andare a definire in modo esaustivo dei requisiti coerenti con il sistema.
- Importante riscontro trova il fatto di sviluppare un'analisi brevettuale dei sistemi in commercio al fine di verificare la presenza di qualche tecnologia esistente che soddisfi i requisiti e verificare pertanto il "Freedom to Operate" ossia utilizzare soluzioni già brevettate.
- Valutazione con attribuzione di punteggi secondo determinati criteri stabiliti con lo specialista di sistema, in modo tale da stabilire quali tecnologie possano essere più utili e cost effective di altre.

## 8. Conclusioni

Il tipo di approccio legato all'analisi e allo sviluppo adottato nell'azienda ha permesso la trattazione e sperimentazione di metodologie innovative sul Sistema antighiaccio, in maniera esaustiva e integrata, su un prodotto aeronautico.

La modellizzazione del Sistema è avvenuta in due parti. Per ciò che concerne la prima, sviluppata secondo la tecnica del MBSE e mediante l'utilizzo del tool Rhapsody, è stata svolta l'analisi dal punto di vista funzionale del progetto. Partendo dalla definizione dei requisiti, si è giunti alla definizione di un'architettura logica del Sistema.

In parallelo è stato effettuato lo studio non funzionale, ossia relativo alle performance, dell'antighiaccio usando il tool AMESim, il quale consente di modellizzare il sistema dal punto di vista fisico/prestazionale. Per quanto riguarda l'analisi funzionale, ai fini di una corretta gestione e valutazione dei requisiti previsti per il sistema, è importante prima di qualsiasi passaggio successivo, una corretta definizione in maniera univoca del requisito e suo sviluppo validandola con il committente. In contemporanea, è di particolare rilevanza anche la ricerca di anteriorità, la quale ha consentito di potersi misurare con tecnologie brevettate (alcune delle quali non commercializzate), in grado di soddisfare quelle che sono le prestazioni richieste dal sistema. Al fine di valutare in maniera corretta i brevetti selezionati, è stata effettuata un'attività di "Scoring", cui ha partecipato lo specialista di sistema mettendo a disposizione la sua esperienza pregressa, utile appunto ad attribuire una valutazione veritiera delle varie tecnologie e stabilire inoltre una serie di criteri finalizzati al confronto.

Il punto di integrazione tra lo sviluppo funzionale e quello non funzionale è rappresentato dall'utilizzo congiunto di una architettura logica. Il trade-off /design synthesis deve prevedere l'utilizzo di tutte le informazioni derivate dai due tipi di analisi (funzionale e prestazionale) per ottenere la soluzione migliore che soddisfi le esigenze del committente. La sperimentazione della metodologia ha permesso di definire il punto di integrazione tra i due sviluppi, identificato nell'architettura logica/blocchi Rhapsody e nell'architettura AMESim.

Enfasi merita il fatto che l'analisi prestazionale con le simulazioni del tool AMESim potrebbe andare a sostituire buona parte delle prove sperimentali fisiche, pur non sostituendole nella loro totalità con l'obiettivo di ridurre i costi di sperimentazione dei sistemi.

A partire da quanto sviluppato nella presente tesi rimangono ancora possibili sviluppi futuri riguardanti:

- Approfondimenti legati all'attività di integrazione tra l'analisi funzionale con altri tool di "Modelling and Simulation" finalizzati alla verifica dei requisiti e al soddisfacimento di quanto espresso dal committente sin dalle prime fasi del Ciclo di vita del prodotto.
- Sperimentazione di possibili metodologie e modalità operative per il riutilizzo di quanto sviluppato, in quanto una buona analisi funzionale e non funzionale deve poter essere riusata in ottica futura su progetti legati alla stessa tipologia di sistemi, con le

opportune modifiche del caso.

- Definizione di un metodo efficace di elicitazione del requisito al fine di identificare i requisiti in modo univoco.
- Completa tracciabilità dei requisiti durante le fasi di sviluppo dell'attività progettuale e realizzativa, a partire dalle funzionalità e dal livello del più semplice componente fino al livello del sistema integrato finale (definizione della matrice di verifica, ecc..)

## Appendice A Software AMESim

AMESim è l'acronimo di Advanced Modeling Environment for performing Simulations of engineering systems. Il software offre una suite completa di simulazione 1D per modellare ed analizzare sistemi multi-disciplinari e prevedere le loro prestazioni. LMS Imagine Lab AMESim è un software commerciale di simulazione sviluppato da Siemens PLM Software che permette di modellizzare e analizzare sistemi multi-domain. Rientra nel settore del Systems Engineering in ambiti "Automotive", aeronautici, aerospaziali ed energetici.

Il programma consente dunque di modellare, analizzare e osservare il comportamento fisico dei sistemi studiati, i quali potranno essere formati da componenti e sottosistemi idraulici, pneumatici, elettrici, termici o meccanici mediante l'utilizzo di equazioni non lineari nel dominio del tempo [ref 21].

Uno dei vantaggi nell'utilizzo di questo software è che dà la possibilità di analizzare il comportamento di sistemi e componenti simulando buona parte di quelle che sono le prove sperimentali pur comunque non sostituendole nella loro totalità.

Tra gli strumenti e le caratteristiche principali fornite all'utente ci sono:

- Interfaccia grafica molto semplificata che rende l'utilizzo del software e la generazione di sistemi molto intuitivi.
- Possibilità di generare super-componenti, nel caso in cui si abbia un sistema particolarmente complesso è possibile creare un componente unico che ne raggruppi diversi al suo interno rendendo il modello più leggibile e comprensibile e suddividendo i vari sottosistemi per studiarne eventualmente singolarmente il comportamento.
- Possibilità di post-processare le variabili e risultati ottenuti dalle analisi e dalle simulazioni.
- Possibilità di plottare i risultati ottenuti e manipolare i grafici.
- Capacità di svolgere animazioni 3D.
- Calcolo automatico di autovalori, autovettori, funzioni di trasferimento, etc.
- Possibilità di svolgere co-simulazioni con altri software come ad esempio Matlab e Simulink.
- Possibilità di interagire con software di progettazione 3D, analisi FEM e analisi CFD.

Per generare il modello di un sistema è possibile connettere tra loro vari elementi contenuti nelle librerie e che simulano il comportamento di svariati componenti reali.

Le librerie sono scritte in linguaggio C e supportano Modelica che è un linguaggio orientato agli oggetti utilizzato per modellizzare sistemi complessi e basato su equazioni matematiche.

Nella versione 16 di AMESim le librerie disponibili erano circa 40 ed ognuna di esse contiene decine di elementi utili per modellizzare altrettanti fenomeni fisici e/o componenti. Le librerie più comuni con alcuni dei rispettivi elementi sono:

- **Signal and Control:** funzioni discrete e continue, generatori di segnale, funzioni, operatori logici, operazioni matematiche, etc.
- **Electrics:** motori elettrici, componenti elettro-meccanici, batterie, fuel-cell, componenti elettronici per automobili e velivoli, resistenze, induttanze, capacità, trasformatori, generatori, elettronica di potenza, raddrizzatori, inverter, interruttori, relè, cavi elettrici, attuatori piezo-elettrici, etc.
- **Mechanics:** masse, molle, smorzatori, camme, ruote dentate, trasmissioni, frizioni, freni, cuscinetti, tenute, attuatori lineari e rotativi, catene e cinghie di trasmissione, leve, sensori di posizione, velocità, etc.
- **Thermal:** tiene conto di tutte le proprietà termiche, è possibile simulare anche il trasferimento di calore tra le masse. Sono contenuti inoltre sensori sorgenti di calore oltre che l'aria e l'ambiente con relative caratteristiche termiche.
- **Hydraulic:** è racchiusa tutta la parte relativa l'idraulica. Dai nodi, valvole, pompe e attuatori fino a sottomodelli e/o componenti che consentono un'analisi CFD monodimensionale.

Le librerie di AMESim sono scritte in linguaggio C; una volta che lo sketch del sistema è stato creato, è possibile effettuare la simulazione del modello, che avviene attraverso i seguenti passaggi:

- ogni componente ha una sua descrizione matematica;
- vengono impostate le proprietà di ogni componente ;
- viene avviata la simulazione.

Vengono plottati dei grafici che rappresentano il comportamento del sistema (solitamente l'andamento di una determinata variabile nel tempo).

Ogni modello calcola le prestazioni del componente fisico che rappresenta, unendo vari modelli è possibile generare un macro-modello che simuli il comportamento di un dato sistema. Ogni componente è caratterizzato da un set di equazioni che ne descrive il comportamento dinamico e sono rappresentati da un'icona che può essere basata su simboli che diano una visione semplificata del componente. Per creare il modello di un sistema complesso è necessario collegare i vari componenti che lo compongono e per questo scopo ogni icona è dotata di porte, ognuna delle quali può avere diversi input ed output [ref 21].

## APPENDICE B

### Normativa Sistemi Ice Protection

La Normativa (NACA TN 1855) prevede due diverse tipologie di generazione di ghiaccio dipendente dalle condizioni di volo, le quali risultano essere:

- Regime Massimo Continuativo (RMC);
- Regime Massimo Intermittente (RMI).

Il primo profilo prevede la formazione continua del ghiaccio, con crescita costante nel tempo; il secondo prevede un accrescimento molto più intenso rispetto al precedente, ma limitato a durate di volo tali da coprire 3 miglia, divise da intervalli di volo. La normativa prevede la presenza o meno di ghiaccio sulle varie parti del velivolo a seconda delle condizioni di volo.

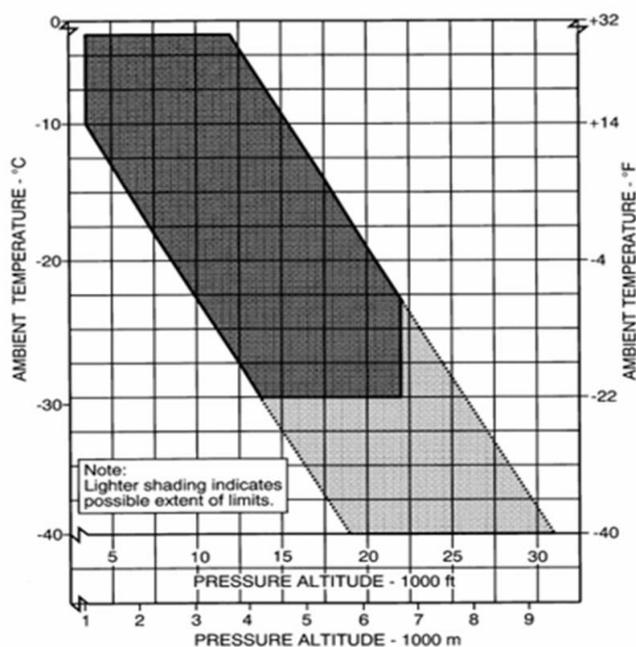


Figura 69: Inviluppo formazione ghiaccio in RMC ed RMI [ref 20].

Per stabilire la portata di acqua soprafusa che investe il profilo, si segue la seguente procedura:

- Stabilire le condizioni di volo: quota e temperatura dell'aria; da questi due parametri si analizza la possibilità di trovarsi in zone soggette alla formazione di ghiaccio;
- Determinare in quale regime di formazione di ghiaccio ci si trova. Analizzando il Liquid Water Content (LWC), utilizzando i grafici forniti dalla normativa.

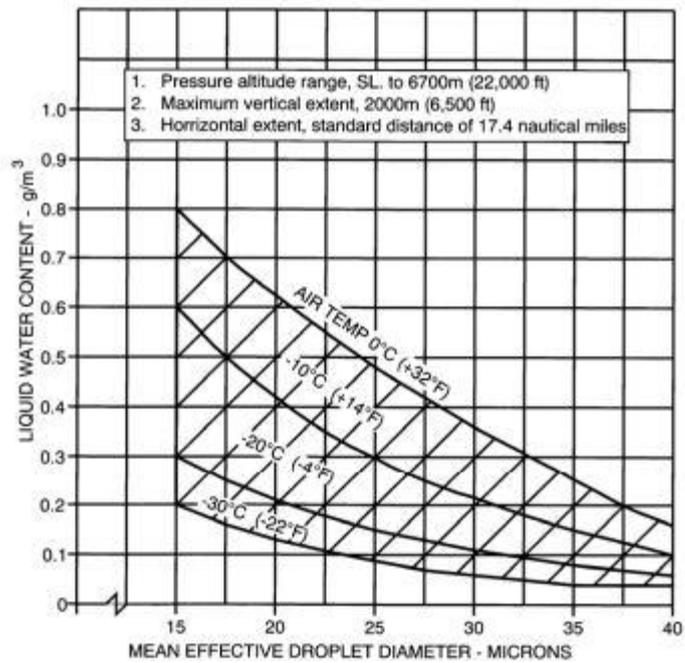


Figura 70: LWC in RMC in funzione del diametro delle gocce d'acqua

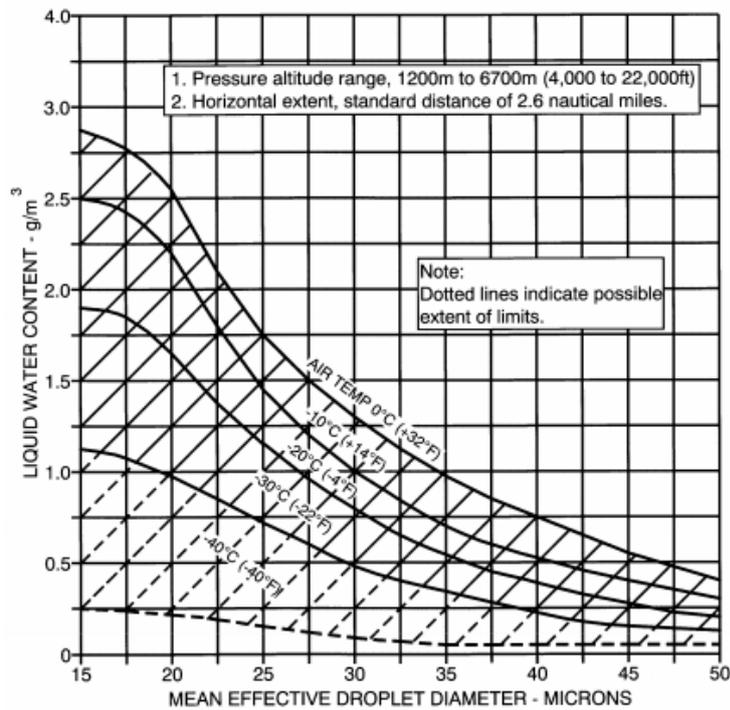
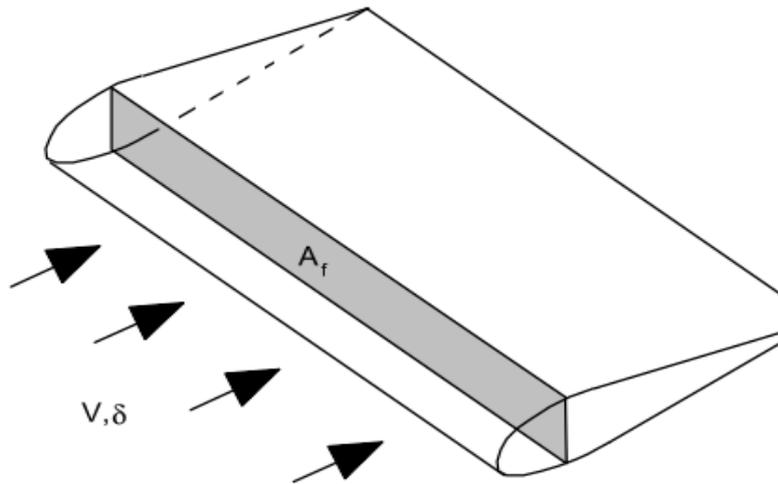


Figura 71: LWC in RMI in funzione del diametro delle gocce d'acqua

- Si calcola la quantità di ghiaccio che si forma nell'unità di tempo:

$$\dot{m}_{ice} = LWC \cdot A_f \cdot V$$

Dove “v” è la velocità di volo ed “A<sub>f</sub>” è la sezione retta di formazione di ghiaccio, stimata in maniera approssimata e “LWC” Liquid Water Content.



*Figura 72: Sezione retta ala*

## ***Riferimenti***

- [Ref.1] : [https://en.wikipedia.org/wiki/Systems\\_engineering](https://en.wikipedia.org/wiki/Systems_engineering)
- [Ref.2] : F. Ray, "A review of Systems Architecting of Organizations: Why Eagles Can't Swim by Eberhardt Rechtin," 22 11 2000. [Online]. Available: <http://web.mit.edu/esd.83/www/notebook/rechtin.pdf>. INCOSE handbook, 2004.
- [Ref.3] : Federal Aviation Agency (USA FAA), Systems Engineering Management, 2006..
- [Ref. 4] : NASA Systems Engineering Handbook, 1995
- [Ref. 5] : FAA Systems Engineering Manual SEM.
- [Ref. 6]: INCOSE Working Group, SYSTEMS ENGINEERING HANDBOOK, San Diego: Cecilia Haskins, CSEP, 2011.
- [Ref. 7]: OMG SysML v1.0, 2007
- [Ref. 8] : J. Holt and S. Perry, SysML for Systems Engineering, London: The Institution of Engineering and Technology, 2008.
- [Ref.9] : <http://www.omgSysml.org>
- [Ref.10] : [https://it.wikipedia.org/wiki/Aeromobile\\_a\\_pilotaggio\\_remoto](https://it.wikipedia.org/wiki/Aeromobile_a_pilotaggio_remoto)
- [Ref.11] : <http://www.difesaonline.it/mondo-militare/difesa-online-scheda-tecnica-i-droni-predator-e-reaper>
- [Ref.12] : <https://www.ibm.com/it-it/>
- [Ref.13] : Dr. Jan Roskam; *Airplane Design, PART II: Preliminary Design of Airplanes*
- [Ref.14] : Dr. Jan Roskam; *Airplane Design, PART IV: De-icing, anti-icing, rain removal and defog system.*
- [Ref.15] : <https://www.ibm.com/it-it/> IBM Academic Initiative
- [Ref.16] : "Manuale Utente per l'utilizzo di IBM Rhapsody e dei SE-Toolkit" (Alenia Aermacchi)
- [Ref.17] : Giovanni Bertolone; Progettazione, ALENIA Aerospazio - Divisione Aeronautica, Torino; "*Sistemistica e integrazione per la realizzazione di avanzati sistemi aerospaziali*"; XVI CONGRESSO NAZIONALE AIDAA – 2011
- [ref 18] : TKS systems. url: <http://www.weepingwings.com>.
- [ref 19] : O. Belluzzi, Scienza delle costruzioni, vol. 3, para 634
- [ref 20] : [it.wikipedia.org/.../wiki/Impianto\\_antighiaccio](http://it.wikipedia.org/.../wiki/Impianto_antighiaccio)
- [ref 21] : [www.politesi.polimi.it/.../1/Tesi.pdf](http://www.politesi.polimi.it/.../1/Tesi.pdf)

## ***Bibliografia***

- Cecilia Haskins, Kevin Forsberg, Michael Krueger; IncoSE Systems Engineering Handbook, version 3.1; August 2007;
- S. Friedenthal, A. Moore, R. Steiner; A Practical Guide to SysML;
- On enabling a model based systems engineering discipline ;
- Dr. Jan Roskam; Airplane Design, PART II: Preliminary Design of Airplanes
- Dr. Jan Roskam; Airplane Design, PART IV: De-icing, anti-icing, rain removal and defog system.
- Sergio Chiesa; Impianti di bordo per aeromobili: Impianto Antighiaccio ;
- Sergio Chiesa; Affidabilità, sicurezza e manutenzione nel progetto dei sistemi;
- Sabrina Corpino; Dispense del Corso di “Sistemi Aerospaziali”, anno accademico 2015-2016, Politecnico di Torino;
- Paolo Maggiore; Dispense del Corso di “Sistemi di bordo aerospaziali” anno accademico 2013-2014 Politecnico di Torino;
- Paolo Maggiore; Dispense del Corso di “Modellazione, simulazione e sperimentazione dei sistemi aerospaziali” anno accademico 2015-2016 Politecnico di Torino;
- Jane’s all the world’s aircraft;
- Giovanni Bertolone; Progettazione, Leonardo - Divisione Velivoli, Torino; “Sistemistica e integrazione per la realizzazione di avanzati sistemi aerospaziali”; XVI Congresso Nazionale AIDAA – 2011;
- Coraglia Alberto; Tesi di laurea Magistrale: Model Based System Engineering applicato allo sviluppo di un UAV per applicazioni di sorveglianza;
- Luce Armando; Tesi di Laurea Magistrale: “Sistema Bifase per recupero calore a scopo anti-icing su velivolo UAV”.
- <https://www.files.ethz.ch/isn/56059/ricerche.07-ImpiegoJoint.pdf>
- [it.wikipedia.org/.../wiki/Impianto\\_antighiaccio](http://it.wikipedia.org/.../wiki/Impianto_antighiaccio)
- [www.politesi.polimi.it/.../1/Tesi.pdf](http://www.politesi.polimi.it/.../1/Tesi.pdf)