

POLITECNICO DI TORINO

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

**Tesi di Laurea Magistrale**



**Modellazione Thermal  
Management System per un  
velivolo ibrido elettrico da  
trasporto regionale**

Candidato: Giuliano Gennaro Quintilio - 304107

Relatore: Marco Fioriti

Aprile 2024



## Sommario

Lo sviluppo del presente lavoro di tesi si inserisce all'interno di un progetto europeo coordinato da Leonardo SPA, denominato HERA. Questo progetto mira alla costruzione per il 2035 di un velivolo dimostrativo da trasporto regionale ibrido elettrico, a propulsione convenzionale a kerosene ed elettrica. In particolare, questa tesi mira alla creazione di un modello, utilizzando il software Amesim, del sistema carburante e del sistema TMS, valutando infine le interazioni tra i due.

Il sistema TMS è la vera innovazione del progetto, dato che per i velivoli convenzionali non è mai stato necessario. Bisogna infatti prevedere, e di conseguenza modellare, un sistema di raffreddamento per il motore elettrico, per le batterie e per la fuel cell. Il raffreddamento proprio della fuel cell, come si vedrà in seguito, sarà uno degli aspetti più importanti da considerare e detterà la maggior parte delle scelte di design, data la grande potenza che questo componente, caratterizzato da una bassa efficienza, deve sviluppare.

In seguito ad una valutazione introduttiva di tutti gli elementi che compongono il sistema carburante e il TMS, congiuntamente allo studio dello stato dell'arte di queste due tipologie di sistemi, il lavoro di tesi si concentra sulla valutazione delle prestazioni del sistema di raffreddamento dei componenti elettronici sopracitati.

L'architettura proposta sfrutta due fluidi per raffreddare il liquido refrigerante, oltre ai radiatori ad aria: il kerosene, per cui i serbatoi alari funzionano come *heat sink* e da qui nasce la necessità di modellare anche il sistema carburante completo; l'idrogeno che alimenta le fuel cell, che viene conservato in forma liquida a 20 gradi Kelvin e, dovendo necessariamente essere scaldato prima che possa essere utilizzato nella cella, offre un'ottima opportunità di raffreddare il liquido refrigerante.

Infine, vengono presentati i risultati ottenuti dalla simulazione, in cui si valutano le prestazioni del circuito di raffreddamento alimentato ad acqua e la sua interazione con il sistema carburante, mettendo in evidenza gli effetti su quest'ultimo.

## Abstract

The development of the present thesis work is part of a European project coordinated by Leonardo SPA, called HERA. This project aims to build by 2035 a demonstrator aircraft for regional hybrid-electric transport, with conventional kerosene and electric propulsion. In particular, this thesis aims to create a model, using the Amesim software, of the fuel system and the TMS system, finally evaluating the interactions between the two.

The TMS system is the real innovation of the project, as it has never been necessary for conventional aircraft. It is indeed necessary to foresee, and consequently model, a cooling system for the electric motor, batteries, and fuel cell. The fuel cell cooling, as will be seen later, will be one of the most important aspects to consider and will dictate most of the design choices, given the high power that this component, characterized by low efficiency, must develop.

Following an introductory evaluation of all the elements that make up the fuel system and the TMS, together with the study of the state of the art of these two types of systems, the thesis work focuses on evaluating the performance of the cooling system for the aforementioned electronic components.

The proposed architecture utilizes two fluids to cool the coolant, in addition to air radiators: kerosene, for which the wing tanks function as heat sinks, thus necessitating the modeling of the complete fuel system; hydrogen, which powers the fuel cells and is stored in liquid form at 20 Kelvin degrees. Since it must be heated before it can be used in the cell, it offers an excellent opportunity to cool the coolant.

Finally, the results obtained from the simulation are presented, evaluating the performance of the water-cooled circuit and its interaction with the fuel system, highlighting the effects on the latter.

## Ringraziamenti

Ringrazio, nuovamente, il Professor Fioriti per l'opportunità e la disponibilità; ringrazio il Politecnico di Torino per avermi aiutato a diventare la persona, e l'ingegnere, che sono e, soprattutto, ringrazio la mia famiglia che mi ha permesso di intraprendere questo percorso.



# Indice

<b>Sommario</b> .....	<b>3</b>
<b>Abstract</b> .....	<b>4</b>
<b>Acronimi</b> .....	<b>9</b>
<b>Introduzione</b> .....	<b>11</b>
<b>1 Fuel System</b> .....	<b>16</b>
1.1 Funzioni del sistema carburante.....	17
1.2 Fuel Storage .....	17
1.1.1 <i>Hydrogen fuel storage</i> .....	19
1.3 Proprietà del carburante e problematiche ambientali .....	21
1.4 Engine feeding .....	22
1.4.1 <i>Pompe a motore</i> .....	22
1.4.2 <i>Jet pump</i> .....	25
1.4.3 <i>Sistemi di pompaggio per Idrogeno liquido – LH2</i> .....	28
<b>2 Proprietà del carburante</b> .....	<b>30</b>
2.1 Il processo di raffinazione .....	30
2.2 Proprietà specifiche dei carburanti Jet.....	32
2.3 Proprietà dell'idrogeno .....	35
2.3.1 <i>Processi di produzione dell'idrogeno</i> .....	35
2.3.2 <i>Proprietà specifiche dell'idrogeno</i> .....	39
<b>3 Thermal management system - TMS</b> .....	<b>40</b>
3.1 Sorgenti di calore .....	41
3.2 Batterie.....	41
3.2 Fuel cell .....	42
3.3 Scambiatori di calore .....	43
<b>4 Test case</b> .....	<b>45</b>
4.1 Velivolo di riferimento – ATR-72.....	45
4.2 Configurazione serbatoi ATR-72 .....	46
4.3 Engine feed system ATR-72 .....	48
4.4 Modello AMESIM .....	49
4.4.1 <i>Lato kerosene</i> .....	49
4.4.2 <i>Lato Thermal Management System</i> .....	62
<b>5 Risultati</b> .....	<b>76</b>
5.1 Risultati lato kerosene .....	76
5.2 Risultati lato TMS.....	83

<b>6 Conclusioni .....</b>	<b>91</b>
<b>Bibliografia e riferimenti .....</b>	<b>93</b>

## Acronimi

CdM = Centro di massa.

FC = Fuel Cell.

LH2 = Idrogeno liquido.

TMS = Thermal Management System.

SAF = Sustainable Aviation Fuels.

$CO_2$  = Anidride carbonica.

$NO_x$  = Ossidi di azoto.

psi = *Pound per square inch*.



# Introduzione

Negli ultimi 40 anni l'aviazione civile ha visto una crescita di traffico di 10 volte per il trasporto passeggeri e di 14 volte relativamente al trasporto di merci [1]. Volumi così importanti mettono questo settore al centro dell'attenzione per quanto riguarda l'abbattimento delle emissioni, principalmente, di  $CO_2$  e di  $NO_x$  nell'atmosfera. L'obiettivo finale è quello imposto dall'Unione Europea che mira a dimezzare i livelli di emissioni, rispetto a quelli del 2000, entro il 2050.

Questo obiettivo è raggiungibile attraverso diverse scelte di design per tecnologie propulsive e carburanti, che devono anche puntare all'aumento delle performance, oltre che alla riduzione delle emissioni, per facilitarne l'adozione da parte delle compagnie aeree ed affermarsi come solida alternativa anche da un punto di vista economico. I carburanti alternativi presentano ognuno diverse implicazioni, rispetto al classico Jet A1 utilizzato oggi, e la scelta di quale tipologia utilizzare richiede considerazioni sia sul tipo di tecnologie e infrastrutture richieste sia su quale sarà effettivamente l'utilizzo finale dell'aeromobile.

Fanno parte dei *Sustainable Aviation Fuels* i biocarburanti, ottenuti dalla sintesi di biomasse di scarto, e i *synfuel*, ottenuti dalla sintesi di idrogeno e  $CO_2$  catturato direttamente dall'aria o da impianti industriali (per questo detti anche *power-to-liquid fuels*). Se da un lato questi carburanti non permettono riduzioni decisive nelle emissioni per quanto riguarda i prodotti non- $CO_2$ , dall'altro sono *drop-in fuels* e non richiedono quindi variazioni nelle infrastrutture già presenti e/o nelle architetture dei sistemi carburante utilizzati sugli aeromobili. Per quanto riguarda l'idrogeno invece i dati suggeriscono un grande potenziale abbattimento delle emissioni, sia di  $CO_2$  sia di  $NO_x$ . L'idrogeno non contiene infatti carbonio e non può emettere  $CO_2$ . Inoltre, la sua alta densità energetica lo rende un candidato estremamente attraente, oltre a poter essere usato sia come combustibile per turbine sia nelle *fuel cell* per alimentare motori elettrici. L'adozione dell'idrogeno richiede però un redesign importante di infrastrutture, serbatoi (che devono essere pressurizzati e raffreddati) e forme esterne del velivolo, oltre a comportare un aumento del 150% di emissioni di vapor acqueo (che è un gas serra). Ha effetti simili anche l'alimentazione elettrica, con le limitazioni principali riguardanti portata e infrastrutture. Per ottenere range rilevanti è, al momento, necessario un importante passo avanti nella tecnologia costruttiva delle batterie, che possiedono una bassa densità gravimetrica energetica (0.2-0.5 kWh per kg). Le batterie possono però essere utilizzate in combinazione con le celle carburante a idrogeno o con propulsione convenzionale, con le batterie che si utilizzano in crociera e permettono emissioni zero, mentre per decollo/atterraggio entrano in funzione gli impianti a idrogeno/kerosene.

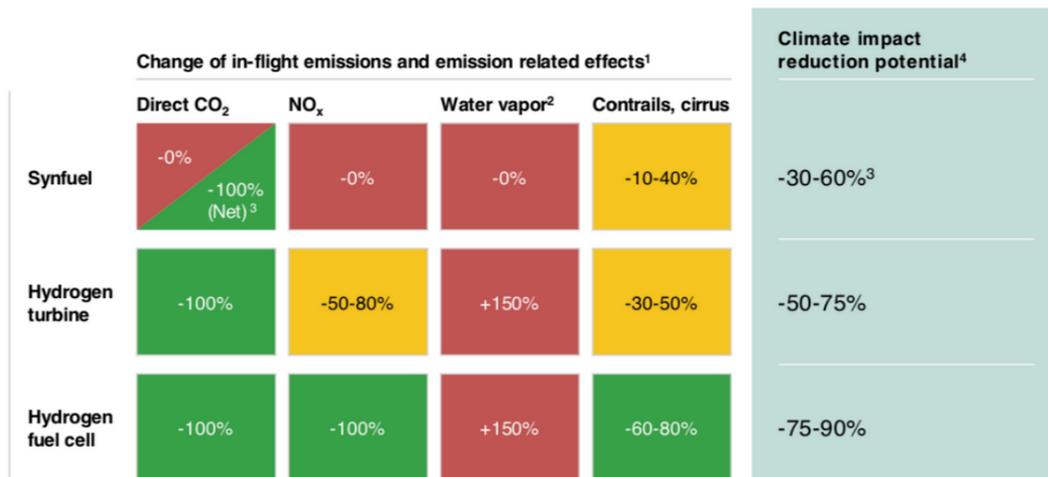


Figura 0.1 Variazioni nelle emissioni rispetto al Jet A1 per i vari tipi di propulsione alternativa [2]

Exhibit 3  
Comparison of new technology and sustainable aviation fuels and new technologies

Comparison vs. kerosene	Biofuels	Synfuels	Battery-electric	Hydrogen
<b>Commuter</b> <19 PAX	No limitation of range	No limitation of range	Maximum ranges up to 500-1,000 km due to lower battery density	No limitation of range
<b>Regional</b> 20-80 PAX				
<b>Short-range</b> 81-165 PAX				
<b>Medium-range</b> 166-250 PAX			Not applicable	Revolutionary aircraft designs as efficient option for ranges above 10,000 km
<b>Long-range</b> >250 PAX				
<b>Main advantage</b> ✓	Drop-in fuel – no change to aircraft or infrastructure	Drop-in fuel – no change to aircraft or infrastructure	No climate impact in flight	High reduction potential of climate impact
<b>Main disadvantage</b> ✗	Limited reduction of non-CO <sub>2</sub> effects	Limited reduction of non-CO <sub>2</sub> effects	Change to infrastructure due to fast charging or battery exchange systems	Change to infrastructure

Figura 0.2 Comparazione tra i vari tipi di carburante [2]

Il progetto a cui contribuisce questa tesi è HERA “Hybrid-Electric Regional Architecture” coordinato da Leonardo. HERA mira all’identificazione e allo studio dei trade-off per il concept di un velivolo regionale e le sue architetture chiave. Questa tipologia di velivolo opererà su tratte brevi (500 km circa) con una dimensione tra i 50 e i 100 posti, con l’entrata in servizio prevista per il 2035. HERA perseguirà soluzioni ibride-elettriche dove la quantità di idrogeno dipenderà da molte variabili non ancora note in questa fase: grado di ibridazione della configurazione di propulsione selezionata come integrata sul regionale HERA (cioè

la quota termica rispetto a quella elettrica), quota di potenza elettrica fornita dalle celle a combustibile rispetto alle batterie, efficienza delle celle a combustibile progettate per l'aeronautica, con conseguenti variazioni di peso e volume che influenzano il carico utile. Qualunque sia la soluzione finale adottata da HERA, HERA cercherà di raggiungere un obiettivo di riduzione del 15% della frazione di energia a bordo fornita da fonti di idrogeno rispetto alla stessa frazione di energia disponibile dai combustibili fossili in un aeromobile comparabile con la tecnologia all'avanguardia del 2020. HERA considererà anche nuovi approcci di digitalizzazione e industrializzazione adatti al caso regionale (da progetti collegati nell'aviazione pulita o oltre), in grado di ridurre i costi, il tempo di commercializzazione e la complessità delle soluzioni aeronautiche regionali proposte.

L'ambizione delle soluzioni tecniche che verranno proposte in questo progetto sarà la seguente:

Il percorso verso l'aviazione climaticamente neutra sarà difficile e complesso, coinvolgendo molti aspetti: potenza, peso e volume, ampie condizioni ambientali, rigide regolamentazioni per preservare gli standard di sicurezza, operazioni globali. L'elettrificazione è una caratteristica chiave per la sostenibilità dell'aviazione. Fino a poco tempo fa, gli aeromobili richiedevano potenze nell'ordine dei MW, dimensioni e peso tali da non suggerire la propulsione elettrica come fattibile per l'aviazione. I progressi nei sistemi elettrici e nell'accumulo di energia la rendono ora un'opzione realistica mediante ibridazione di fonti termiche ed elettriche. L'elettrificazione della propulsione degli aeromobili regionali è ampiamente considerata come il candidato più precoce per ridurre le emissioni, oltre e più dell'evoluzione incrementale dei motori termici degli aeromobili. Oltre a ciò, l'elettrificazione nell'intervallo di potenza dei MW per funzioni critiche degli aeromobili regionali, come la propulsione, è in gran parte scalabile per aeromobili più grandi poiché il caso regionale condivide con loro criteri di sicurezza e certificazione, questioni operative, caratteristiche degli aeroporti.

L'ambizione condivisa a livello globale è quella di avere una rete e dispositivi elettrici di pochi MW, in grado di gestire rigidi requisiti in termini di funzioni e sicurezza dell'aviazione, fornendo una quota rilevante di potenza propulsiva da fonti elettriche, riducendo così le dimensioni dei motori termici. Questa soluzione ibrida-elettrica consente una sensibile riduzione delle emissioni entro la metà del 2030 per il segmento regionale, che potrebbe essere ulteriormente integrata da fonti di energia a bassa o zero emissione di carbonio per i motori termici utilizzando il 100% di carburante per aviazione sostenibile (SAF) o bruciando idrogeno. Questo progetto esplorerà principalmente le tratte a corto-medio raggio (tra i 500 e i 2000 km), con un payload in termini di passeggeri tra i 20 e i 150. Le nuove fonti di energia a basse emissioni di gas serra - batterie, celle a combustibile e combustione di idrogeno - hanno un'area limitata di utilizzo ottimale. Le capacità di queste fonti di energia implementate nel caso dell'aviazione attualmente non sono caratterizzate da una ampia flessibilità di utilizzo e non permettono di sfruttare le già esistenti tecnologie di propulsione e le stesse configurazioni e sistemi dell'aeromobile. L'intervallo di applicazione ottimale limitato delle nuove tecnologie a basse emissioni di gas serra ha conseguenze sull'implementazione di HERA in termini di configurazione degli aeromobili da studiare. Basandosi sul diagramma delle emissioni di CO<sub>2</sub> per segmento e intervallo, un aeromobile regionale, date le dimensioni, l'intervallo e la

missione tipici, beneficerà di una propulsione ibrida-elettrica con un motore termico che brucia il 100% di SAF e eventualmente idrogeno accoppiato a una propulsione elettrica basata su celle a combustibile e/o batterie. La scelta finale dipenderà da diversi fattori, tra cui l'integrazione e le caratteristiche operative di ciascuna fonte di energia, come peso, densità di potenza dell'energia e volume, considerazioni sulla sicurezza, effetti sulle prestazioni dell'aeromobile, flessibilità d'uso, indice di produttività e sostenibilità. Infine, la condivisione di potenza tra batterie, celle a combustibile e motore termico dipenderà dalle dimensioni dell'aeromobile e dalla missione tipica: all'aumentare di dimensione e lunghezza delle tratte di volo, aumenta principalmente la combustione di idrogeno; più piccola è la dimensione e più breve è il volo, più le fonti di energia elettrica diventano la scelta migliore per l'efficienza energetica e l'impatto ambientale.

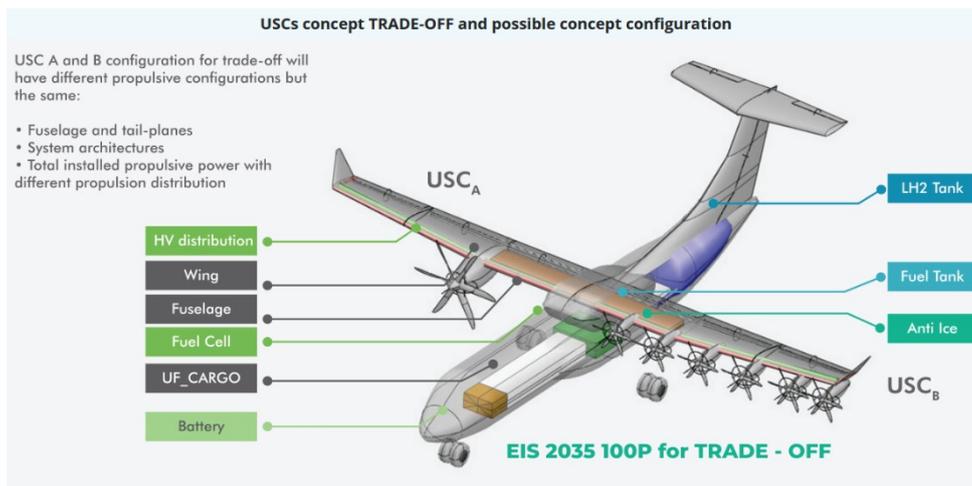


Figura 0.3 Schema configurazione velivolo HERA[3]

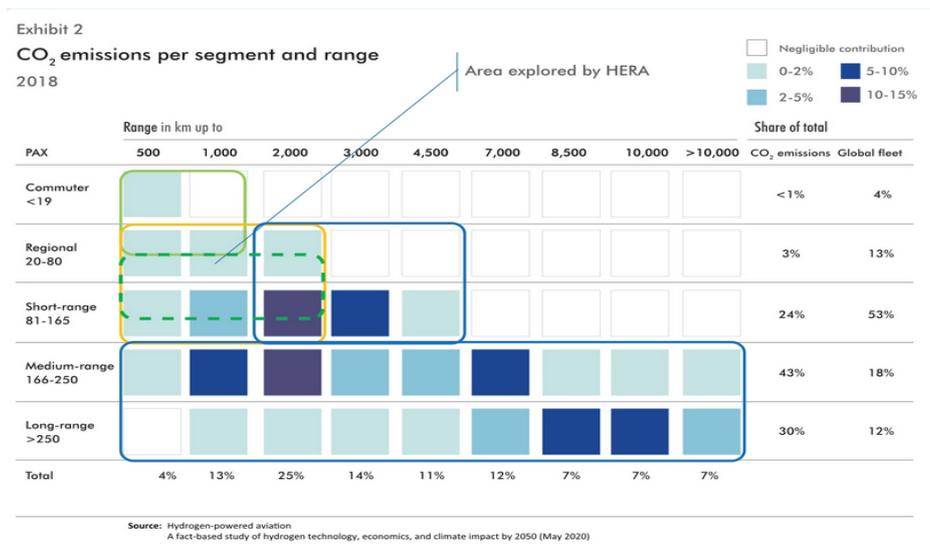


Figura 0.4 Distribuzione percentuale emissioni. [3]

In questo lavoro di tesi si andranno a modellare i sistemi carburante e TMS tramite il software Amesim, prendendo a riferimento la configurazione che in figura 0.3 è indicata come USC-A. Quindi con l'elica messa in moto sia dalla turbina a gas sia dal motore elettrico, con quest'ultimo a sua volta alimentato da una fuel cell in combinazione con un pacco batterie. In particolare, questo lavoro si concentra sull'interazione del sistema carburante con il Thermal Management System, vero sistema innovativo del modello, che finora non è mai stato realmente presente in un velivolo convenzionale (non considerando i sistemi ECS che sono adibiti al solo controllo termico della cabina) dato che i motori a kerosene possono cedere i carichi termici in eccesso all'ambiente tramite i gas di scarico.

L'elemento più critico, come si vedrà nei capitoli successivi, sarà costituito dalla fuel cell. L'obiettivo infatti è ottenere una cella in grado di sviluppare 1.2 MW di potenza elettrica, valori finora mai raggiunti su un velivolo ibrido. Data la scarsa efficienza di questi componenti, circa il 50%, diventa necessario dissipare carichi termici fino 600 kW che vanno a gravare in maniera importante sul circuito di raffreddamento. Il circuito, alimentato ad acqua, deve raffreddare tutti i principali componenti elettrici (motori elettrici, batterie, fuel cell) efficacemente e senza causare l'ebollizione dell'acqua, che comporterebbe una perdita importante in termini di capacità di raffreddamento.

# 1 Fuel System

In questo capitolo viene esposto quello che è lo stato dell'arte del sistema carburante per un velivolo commerciale. Partendo dalle configurazioni convenzionali a kerosene fino ad arrivare a quelle più moderne ibride elettriche a idrogeno. Verranno tralasciate le descrizioni di alcuni sistemi e di alcune funzionalità, poiché esulano dagli scopi di questa tesi.

L'implementazione e la funzionalità dei sistemi di stoccaggio e approvvigionamento carburante giocano un ruolo fondamentale nel design, nella certificazione e negli aspetti operativi dei velivoli militari e civili [4].

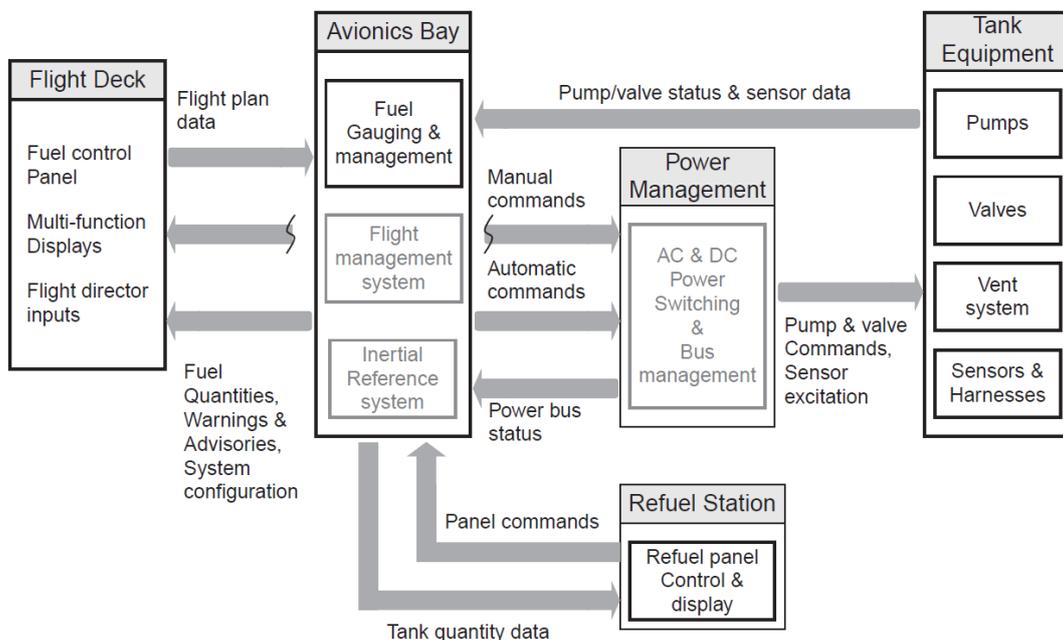


Figura 1.1 Fuel system dalla prospettiva del velivolo [4]

Dallo schema in figura 1.1, riferito a un moderno velivolo subsonico civile, è possibile osservare le tipiche connessioni di potenza, dati, fluidi etc. a bordo del velivolo e con le strutture aeroportuali. Questo schema fornisce un'indicazione del ruolo del sistema carburante nel contesto delle funzionalità del velivolo.

## 1.1 Funzioni del sistema carburante

Il sistema carburante ha tre principali funzioni: **primarie**, **accessorie** e **secondarie**.

Le funzioni **primarie** sono quelle funzioni per cui il sistema è stato appositamente progettato, in questo caso: stoccaggio del carburante, fornitura del carburante ai motori e trasferimento da un serbatoio all'altro.

Le funzioni **accessorie** sono quelle che permettono il corretto funzionamento delle primarie, come: rifornimento, ventilazione e drenaggio d'emergenza.

Le funzioni **secondarie** non sono legate alle primarie ma funzionano in parallelo a queste in alcune applicazioni specifiche, come ad esempio: controllo del centro di gravità oppure per il raffreddamento di alcuni componenti.

A ogni funzione sarà associato dunque un componente, che permette di espletare la funzione stessa. Per esempio, lo stoccaggio del carburante è permesso dai serbatoi mentre la fornitura ai motori e il trasferimento di carburante vengono effettuati attraverso i sistemi di pompe, tubazioni e valvole.

## 1.2 Fuel Storage

Sui moderni aerei da trasporto la configurazione più comune utilizzata è con i serbatoi all'interno della struttura alare, quindi all'interno del cassone alare e al di sotto del *wing box* centrale, nella fusoliera. Uno dei vantaggi principali di questa tipologia di installazione è che il peso del carburante agisce come peso alleviante per la struttura alare, consentendo di ridurre i momenti flettenti che agiscono sull'ala durante il volo. Per contro in questa configurazione è richiesta un'integrazione di diversi componenti in uno spazio limitato, in una struttura soggetta a momenti torcenti e flettenti e che presenta varie peculiarità geometriche (angolo di freccia, diedro, svergolamento). Altre zone che possono essere predisposte ad accogliere dei serbatoi sono la parte posteriore della fusoliera (quando è richiesta una portata maggiore al velivolo), oppure negli impennaggi orizzontali di coda. In particolare, in quest'ultimo caso si utilizzano come **trim tank**. Il ruolo dei trim tank nel velivolo verrà trattato nelle pagine successive.

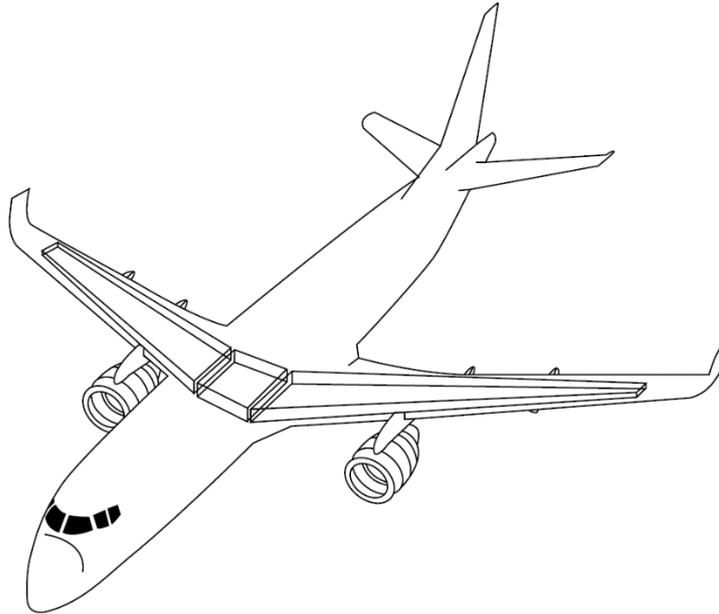


Figura 1.2 Tipica configurazione serbatoi aerei da trasporto [4]

Possono essere progettati diversi tipi di serbatoi a seconda del tipo di **missione** (interni/esterni, riutilizzabili o monouso), **propellente, peso e bilanciamento** (serbatoi esterni, nella fusoliera, nella struttura alare), **integrazione** (integrali o non integrali).

Inoltre, si possono categorizzare i serbatoi in due tipologie:

- **Primari:** serbatoi connessi direttamente alla linea di alimentazione dei motori e gli ultimi a svuotarsi.
- **Secondari:** serbatoi connessi a quelli primari, che dunque alimentano questi ultimi. Sono i primi serbatoi a svuotarsi e devono essere progettati con cura poiché influiscono maggiormente sul bilanciamento del velivolo.

Una delle considerazioni più importanti da effettuare nel progetto di dettaglio dei serbatoi è sul bilanciamento, cioè sullo spostamento del centro di massa oltre che sul peso. Lo svuotamento e/o il trasferimento di carburante da un serbatoio all'altro producono sempre uno spostamento del centro di massa, che deve rispettare dei limiti molto precisi imposti dalle normative di aeronavigabilità e più in generale da requisiti di stabilità durante tutte le fasi del volo. A seconda della forma, del posizionamento e dell'ordine di svuotamento dei serbatoi il centro di massa si sposta verso la prua o verso la poppa rimanendo, in un caso ideale in cui non si considerano malfunzionamenti, sempre sull'asse centrale dell'aereo. Alcuni fattori che mitigano lo spostamento del CdM sono ad esempio la rastremazione dell'ala o, per i più recenti aerei turbogetto quadrimotore, la suddivisione dei serbatoi in diversi *tank* ausiliari.

In riferimento al bilanciamento del velivolo in tutte le fasi del volo si possono utilizzare anche i **trim tank**: serbatoi posizionati nella parte posteriore del velivolo (ad esempio all'interno degli impennaggi orizzontali) che vengono riempiti/svuotati per bilanciare il velivolo durante il volo. In particolare, stabilizzano il velivolo in

orizzontale trasferendo carburante ai serbatoi anteriori, via via che questi si svuotano, per compensare lo spostamento verso la coda del CdM.

### A330 Fuel System Engine Feed TANK ARRANGEMENT

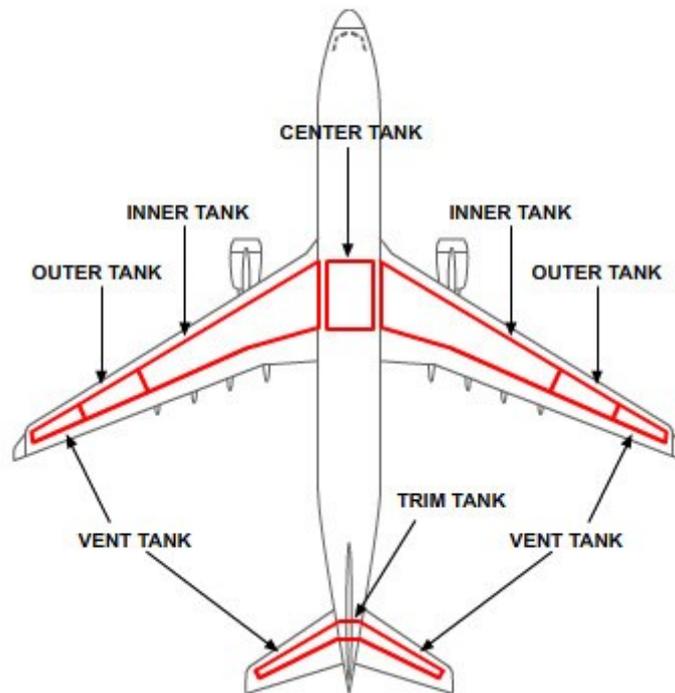


Figura 1.3 Configurazione serbatoi A330 con indicato il Trim Tank [5]

#### 1.1.1 Hydrogen fuel storage

Per quanto concerne lo stoccaggio di idrogeno a bordo di un velivolo, sono necessarie soluzioni tecniche differenti. Come già anticipato l'idrogeno ha una densità energetica molto più alta di quella degli idrocarburi:

$$\epsilon_{H_2} = 143 \frac{Mj}{kg}$$

$$\epsilon_{hydroc} = 43 \frac{Mj}{kg}$$

Ma, al contrario, possiede una densità energetica volumetrica più bassa, di 4 volte inferiore rispetto agli idrocarburi. Questo fa in modo che siano necessari serbatoi più

voluminosi a bordo del velivolo, con una conseguente modifica della struttura e/o della configurazione del velivolo.



*Figura 1.4 Concept Airbus ZEROe con serbatoi di idrogeno liquido nella parte posteriore*

Una delle possibili soluzioni è quella in figura 1.4, con due serbatoi di idrogeno liquido nella coda del velivolo che risulta più lungo dell'equivalente a kerosene. Altre configurazioni prevedono invece l'aggiunta dei serbatoi per l'idrogeno nella parte superiore o inferiore del velivolo, quindi con la creazione di un ingobbimento che permette di installare a bordo i serbatoi. Ognuna di queste soluzioni comporta però un incremento della resistenza aerodinamica del velivolo a causa della maggiore superficie di velivolo lambita dal flusso esterno, oltre a un aumento della massa a vuoto dell'aeromobile. Esistono anche altri concept che immaginano configurazioni completamente nuove, come ad esempio velivoli *blended wing-body* con i motori in coda e i vani passeggeri lungo le estremità dell'aereo.



*Figura 1.5 Concept blended wing-body della famiglia ZEROe di Airbus*

Lo stoccaggio dell'idrogeno prevede che questo venga conservato in forma liquida, per alleviare i requisiti maggiorati di volume e per facilitarne il trasporto. È possibile conservare l'idrogeno in forma liquida attraverso il congelamento a 20 K (-253 gradi Celsius) che quindi richiede apparati che permettano di ottenere e mantenere questo tipo di temperature, per il quale si sceglie sovente di utilizzare azoto liquido per il raffreddamento. Insieme al raffreddamento criogenico va prevista anche la pressurizzazione (a 3 bar circa) e l'isolamento termico dei serbatoi, che devono inoltre poter resistere all' *embrittlement* causato dalle basse temperature, per questo motivo i serbatoi vengono fabbricati in lega di alluminio.

### 1.3 Proprietà del carburante e problematiche ambientali

Alcune delle problematiche più importanti da tenere in considerazione e da risolvere riguardano le grandi variazioni delle condizioni ambientali a cui il sistema carburante è sottoposto, imposte dall'involuppo di volo, insieme alle conseguenti variazioni di pressione e temperatura locali che devono essere tollerate da tutto l'equipaggiamento.

Tre delle caratteristiche più importanti da tenere sotto controllo nel design e nella progettazione di un sistema carburante sono: densità, pressione di vapore e punto di congelamento.

L'energia contenuta nel carburante è funzione della massa e non del volume del liquido; dunque, le variazioni di densità implicano una variazione anche nella portata massima raggiungibile dal velivolo. Infatti, un aereo con serbatoi pieni e ad alta temperatura avrà una portata (e un peso totale) inferiore rispetto a un aereo con serbatoi pieni a bassa temperatura. Questo rappresenta un problema anche per quanto riguarda il calcolo della quantità di carburante nei serbatoi che, preferibilmente, dovrebbero essere dotati di equipaggiamenti in grado di calcolare direttamente la densità.

La pressione di vapore è un fattore chiave nel determinare la massima altitudine operativa di una certa varietà di carburante, visto e considerato che la vaporizzazione (alti tassi di evaporazione e, in ultimo, ebollizione) può verificarsi ad altitudini elevate. Per questa ragione si prevedono dei test di certificazione in cui si predispongono del carburante caldo in un velivolo che effettua una manovra di *climb* a massimo rateo di salita. Tali test permettono di identificare e quantificare questo tipo di limitazioni.

Il punto di congelamento diventa invece rilevante durante operazioni a lungo raggio e ad elevata altitudine. Verso la fine della fase di crociera la temperatura del carburante può infatti avvicinarsi a quella di congelamento, causando la formazione di cristalli di cera che cadono sul fondo del serbatoio e possono ostruire le pompe e gli orifizi nei serbatoi. Per questa ragione la temperatura nei serbatoi viene costantemente monitorata e nel caso questa arrivi a valori considerati non sicuri, ne viene dato immediato avviso all'equipaggio che deve agire per mitigare il problema. Tutte queste caratteristiche vengono esposte in maggior dettaglio nel capitolo 2, ne viene dato un breve anticipo per poter meglio comprendere alcune delle considerazioni da adottare nel progetto di un sistema carburante.

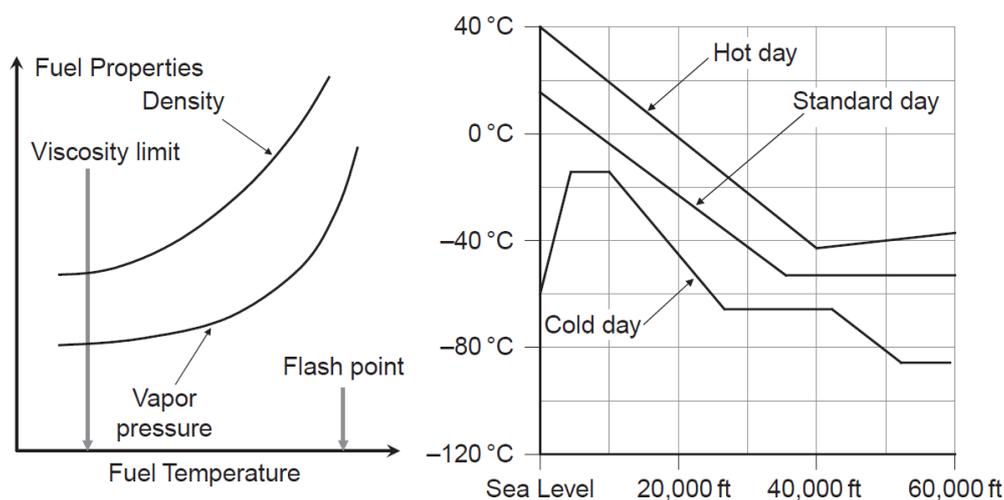


Figura 1.6 Grafico qualitativo caratteristiche fuel rispetto alla temperatura. [4]

## 1.4 Engine feeding

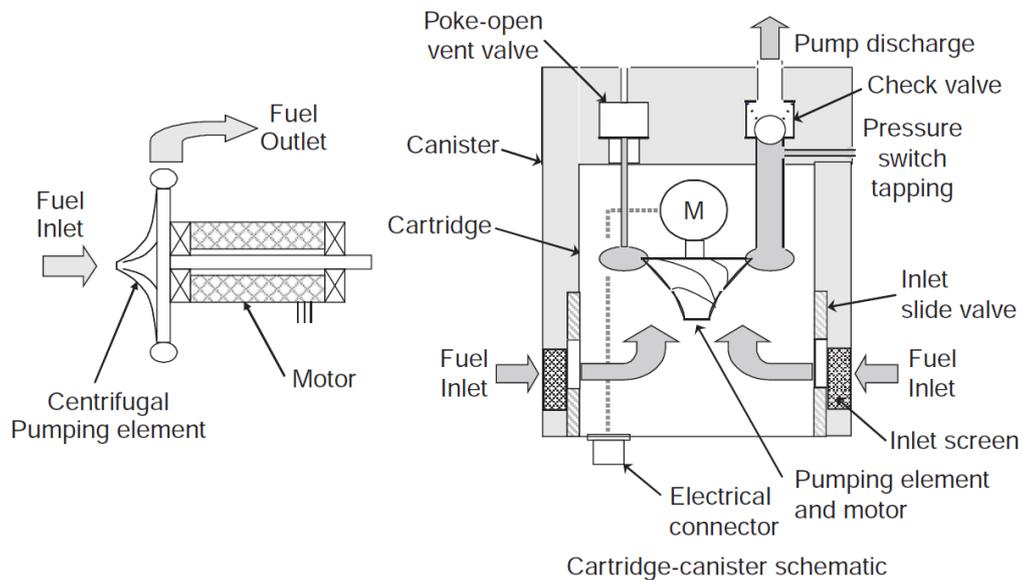
La seconda prerogativa principale del sistema carburante è fornire un flusso continuo al motore, con la portata volumetrica richiesta e alle giuste pressioni. Come anticipato nel paragrafo 1.2, le configurazioni tipiche prevedono un *main tank*, che si svuota per primo, e un *feeder tank* che è direttamente collegato al motore ed è alimentato dal *main tank*. Le normative di aeronavigabilità prescrivono che ogni motore sia dotato di un proprio *feeder tank*, mantenuto in pressione dal circuito di alimentazione proveniente dal *main*. Il posizionamento del *feeder* all'interno del velivolo e dunque rispetto ai motori può avere un impatto significativo sulla costruzione del circuito di alimentazione. La configurazione maggiormente adottata è quella di avere i *feeder* nell'ala, con i motori sotto di essa; questa scelta consente di mantenere le tubazioni a una lunghezza minima e di mitigare gli effetti dovuti alle variazioni di beccheggio, oltre a fornire un benefico, anche se contenuto, differenziale di pressione dovuto ai motori posti al di sotto dei serbatoi.

Le pompe di mandata utilizzate per alimentare i motori, anche dette *boost pump*, ricadono in due categorie principali – saranno anche i due tipi modellizzati tramite Amesim come verrà descritto nei capitoli successivi – qui descritte brevemente e successivamente sarà spiegato come queste vengono modellate.

### 1.4.1 Pompe a motore

Le pompe a motore sono composte da due elementi principali: un motore elettrico e un elemento rotante che mette in moto il fluido. L'elemento rotante centrifugo viene utilizzato per applicazioni *boost pump* poiché consente una grande

portata di fluido in volume, basse pressioni e alta affidabilità [4]. Vengono solitamente installate nella parte inferiore del serbatoio, quindi “annegate” nel carburante, per ridurre al minimo la quantità di carburante inutilizzabile. Possono anche essere installate nei longheroni ma in questo caso richiedono l’aggiunta di un “boccaglio”, cioè di un tubo che permetta alla pompa di sollevare il fluido dal fondo del serbatoio. Questa soluzione comporta però delle perdite di prestazioni, accentuate quando l’aereo opera in alta quota.



*Figura 1.7 Schema pompa a motore. [4]*

La pompa a motore deve possedere alcune caratteristiche fondamentali, che devono essere prese in considerazione in fase di design del sistema:

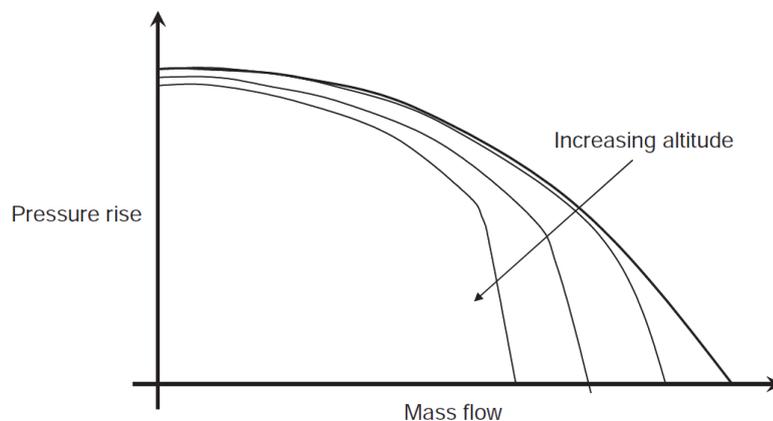
- La pompa deve poter continuare ad operare anche in presenza di aria o vapori all’inlet;
- La pompa deve essere in grado di garantire un flusso continuo anche quando il carburante si avvicina alle pressioni di vapore del fluido;
- Deve poter funzionare anche quando non è presente una sovrappressione all’inlet;
- Deve poter individuare e gestire in sicurezza la condizione di rotore bloccato in modo da evitare sovracorrenti e di conseguenza l’innalzamento delle temperature del motore dovute al maggiore sforzo richiesto per mettere/tenere in moto il rotore.

La gestione dell’aria intrappolata nel carburante è un problema primario per le pompe motorizzate poiché il kerosene può contenere al suo interno fino al 14% di aria, in condizioni standard al livello del mare. All’aumentare della quota l’aria disciolta nel carburante va in ebollizione separandosi da quest’ultimo, ma la pompa deve poter continuare a operare efficacemente anche in queste condizioni. In maniera simile all’avvicinarsi delle condizioni alla pressione di vapore del carburante la formazione di vapore aumenta rapidamente e la pompa deve poter

gestire o disperdere questo vapore in più all'interno del circuito. Non è sempre possibile la corretta gestione di questo tipo di situazioni poiché se il carburante raggiunge il punto di ebollizione non può più essere pompato.

La terza caratteristica descritta sopra è relativa alla capacità della pompa di continuare a funzionare fino a un minimo di pressione in ingresso (non c'è abbastanza carburante che entra nella pompa). Una volta che la pressione all'inlet scende sotto un valore limite, la capacità della pompa di mettere in moto il fluido viene compromessa e questa smette di funzionare, almeno fino a quando non viene nuovamente fornito un livello di carburante sufficiente in ingresso. Questa condizione limite sarà funzione del punto operativo (pressione e temperatura) e del tipo di carburante.

L'ultima caratteristica richiede l'installazione di un dispositivo di isolamento nell'avvolgimento del motore. Le alte correnti e di conseguenza le alte temperature all'interno del motore causeranno l'attivazione del dispositivo di isolamento, rompendo quindi il circuito dell'avvolgimento del motore e prevenendo condizioni di funzionamento pericolose.



*Figura 1.8 Caratteristiche prestazionali di una generica pompa centrifuga. [4]*

In figura 1.7 è rappresentato un grafico con le curve prestazionali per una generica pompa centrifuga, in termini di aumento di pressione, portata in massa e altitudine operativa. Queste tre variabili definiscono le condizioni in ingresso alla pompa. La pressione in uscita dipenderà dunque dalla portata in massa prodotta dalla pompa, che viene determinata dal motore, e dalla pressione in ingresso che dipende invece dalle condizioni di volo.

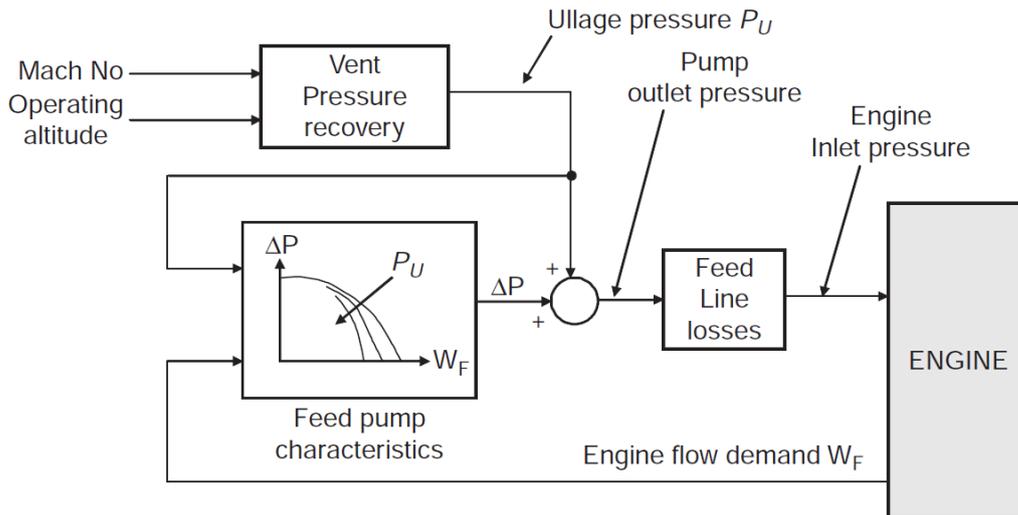


Figura 1.9 Diagramma a blocchi del sistema di alimentazione del motore. [4]

Quanto appena descritto è illustrato in figura 1.8, che rappresenta il diagramma a blocchi semplificato del sistema di alimentazione del motore. In questo diagramma si può osservare che la pressione in ingresso alla pompa (che sarebbe la pressione del carburante nel serbatoio) è funzione dell'altitudine operativa e del recupero di pressione associato al Mach del velivolo. L'aumento di pressione  $\Delta P$  e dunque la pressione in uscita alla pompa possono dunque essere determinate in base alla domanda di carburante del motore.

### 1.4.2 Jet pump

Le *jet pump*, o pompe a eiezione, vengono frequentemente utilizzate su piccoli aerei da trasporto come business jet o velivoli regionali. Per questo tipo di aerei è una scelta molto attraente poiché non possiede parti mobili ed ha dunque un'affidabilità estremamente elevata.

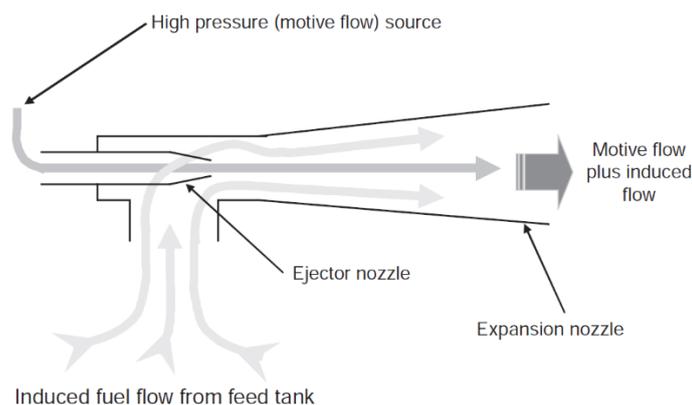


Figura 1.10 Schema ejector pump. [4]

Come mostrato in figura 1.9 il funzionamento della jet pump dipende dalle condizioni operative del motore, perché il motive flow è il flusso di ritorno ad alta pressione che proviene dalla pompa motore, la quale ha sempre del fluido in eccesso che può essere sfruttato per questa applicazione. Il flusso ad alta pressione arriva alla jet pump ed esce dall'ugello primario e crea una zona di bassa pressione dietro di sé. Questa depressione "risucchia" il carburante dal serbatoio. Subito dopo l'ugello primario, il fluido incontra una sezione divergente, che rallenta il flusso e permette il recupero di pressione statica, in cui si mischiano il flusso principale proveniente dal motore e il flusso indotto proveniente dal serbatoio. In questo modo il motore si "autoalimenta", prelevando sempre carburante fresco dal serbatoio. Oltre a una valvola per il flusso di ritorno (motive flow) si può anche prevedere una pompa dedicata, che si occupa solamente di portare carburante ad alta pressione alla ejector pump. In entrambi i casi il funzionamento è lo stesso.

Un limite operativo di questa tipologia di pompe è relativo all'efficienza, che è solitamente dell'ordine del 30%. Questo valore di efficienza comporta la necessità di sovradimensionare le tubazioni che portano carburante fino al motore, per poter accogliere la maggiore portata in volume che arriva a quest'ultimo, che risulta maggiore della massima portata gestibile dal motore. Per questa ragione le jet pump non vengono utilizzate su grandi aerei da trasporto, poiché comporterebbe tubazioni troppo grandi e pesanti a causa delle grosse portate volumiche in gioco.



*Figura 1.11 Jet pump per caccia Panavia Tornado. [BAE Systems]*

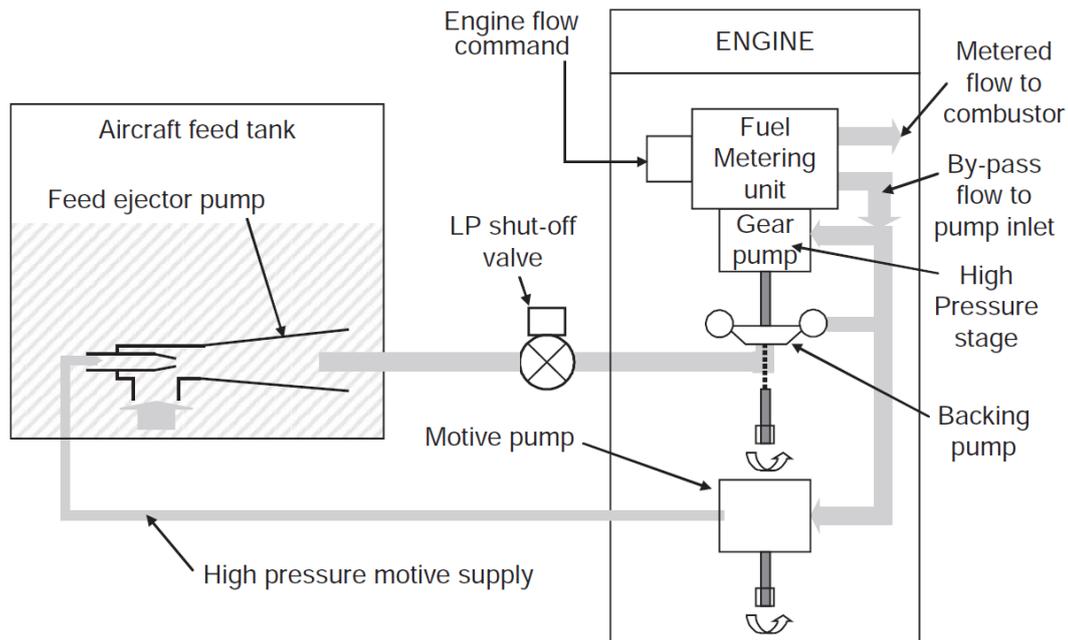


Figura 1.12 Schema di un circuito idraulico con jet pump. [4]

Osservando la figura 1.11 si vede che l'output della jet pump passa per linea a bassa pressione, nella quale viene inserita anche una valvola di shut-off che isola il motore dai serbatoi quando questo è spento o nel caso di un guasto. Il carburante entra, a una pressione dai 20 ai 50 psi, nella *backing pump* che altro non è che un primo stage della pompa motore, che innalza la pressione a 100-150 psi. Il componente successivo nella linea è la pompa che effettivamente sfocia nel motore, solitamente una *gear pump*, e aumenta la pressione a valori più alti di quelli che effettivamente sono richiesti in camera di combustione, anche fino a 1000 psi per i velivoli di più grandi dimensioni. Il carburante in eccesso viene portato verso l'ugello primario della jet pump, se necessario con l'ausilio di una *motive flow pump* che porta il fluido alla pressione e portata richieste. Tipicamente le jet pump riescono a gestire pressioni dell'ordine di 500 psi, poiché pressioni troppo elevate comportano, per le dimensioni degli ugelli abbastanza piccole, la formazione di ghiaccio e problemi di contaminazione.

Dato che la jet pump non ha parti mobili e può funzionare solo quando il carburante è già in moto nel circuito, all'avvio del motore si aziona una pompa motorizzata ausiliaria, che nello schema non è mostrata, il cui funzionamento è previsto per qualche secondo (50 secondi circa), fino a quando il motore arriva a regime. È importante notare che l'affidabilità della pompa ausiliaria, la quale non lavora per tutta la fase operativa del velivolo ma solo all'avviamento o nel caso debba subentrare a causa della failure di una delle pompe primarie, è sostanzialmente maggiore rispetto a quella delle pompe primarie.

### 1.4.3 Sistemi di pompaggio per Idrogeno liquido – LH2

Per quanto riguarda i sistemi di pompaggio per l'idrogeno liquido questi non hanno caratteristiche molto diverse dalle pompe motorizzate già descritte nel paragrafo precedente. L'unica peculiarità, comunque molto importante, è il fatto che le pompe devono poter gestire le bassissime temperature alla quale l'idrogeno viene conservato, 20 K. Gli scambiatori di calore per rigassificare l'idrogeno vengono infatti posti poco prima della fuel cell o della turbina, dunque in sequenza dopo la pompa, per semplificare la configurazione dei sistemi di pompaggio sfruttando il fatto che l'idrogeno viene conservato in forma liquida. È possibile vederne un esempio in figura 1.13, in cui è chiaramente visibile la successione serbatoio -> pompa -> scambiatore di calore.

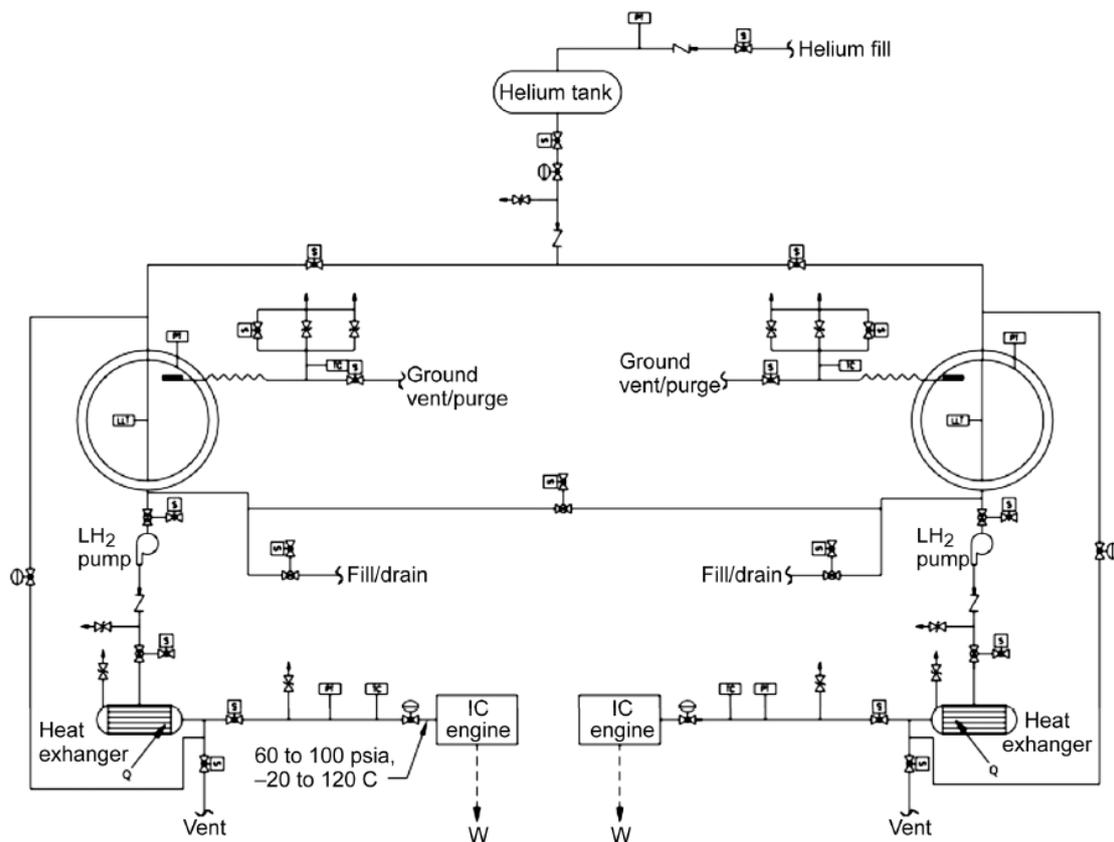
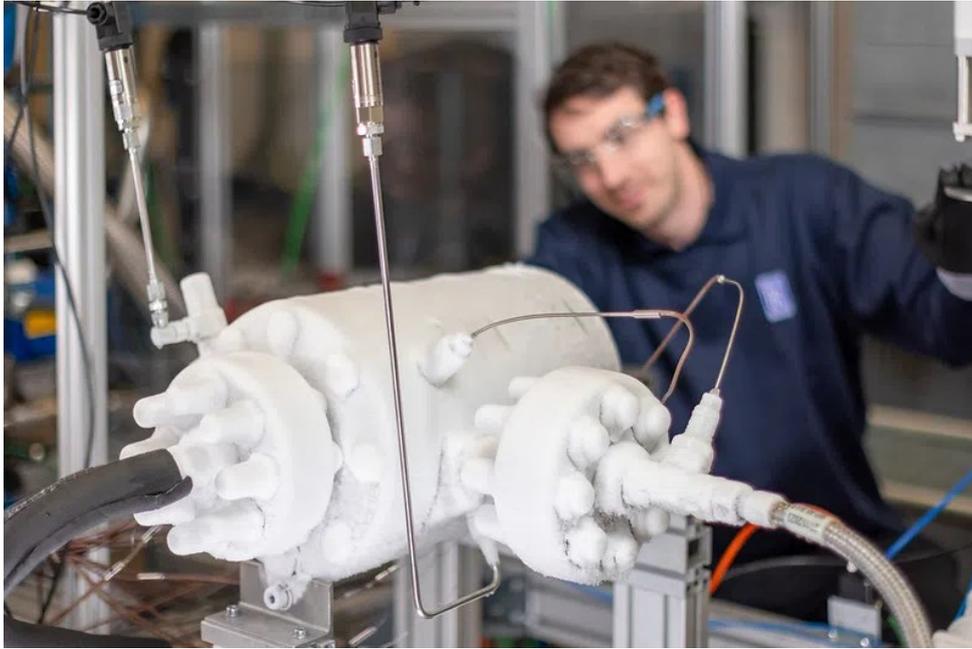


Figura 1.13 Schema di un sistema a combustione interna a idrogeno. [7]



*Figura 1.14 Pompa motorizzata per idrogeno liquido. [Rolls Royce]*

# 2 Proprietà del carburante

In questo capitolo vengono trattate le proprietà dei carburanti significative per la funzionalità e il design del sistema complessivo e dei componenti che lo costituiscono. Le specifiche per i *jet fuels* vennero introdotte per la prima volta agli inizi degli anni '40 del '900, per stabilire e controllare i limiti per le proprietà chiave come: composizione, volatilità, energia specifica, stabilità termica, caratteristiche di lubrificazione e corrosione. Per i velivoli commerciali i carburanti *jet* vennero introdotti nel 1951 con i Jet A e Jet A1, che avevano un flash point di 37,7 gradi Celsius per migliorare la sicurezza di utilizzo. Un tipo diverso, denominato Jet B, fu introdotto nel 1953 e presentava un punto di congelamento molto più basso rispetto ai predecessori. Nella tabella sottostante vengono mostrate le evoluzioni dei carburanti della serie JP.

Fuel	Year	Key Attributes
JP-1	1944	Kerosene, Freeze point $-77$ Deg F, Flash point 109 Deg F minimum, Limited availability
JP-2	1945	Experimental, unsuitable viscosity and flammability
JP-3	1947	High vapor pressure fuel, boil-off losses and vapor lock problems at high altitude
JP-4	1951	Gasoline/kerosene blend with Reid vapor pressure restricted to 2 to 3 psi to reduce boil-off/vapor lock problems
JP-5	1952	Kerosene with 140 Deg F flash point developed for the US Navy
JP-6	1956	Developed for the XB-70. Similar to JP-5 but with a reduced freeze point and improved thermal stability
JPTS	1956	Highly refined kerosene developed for the U-2 with low freeze point ( $-64$ Deg F) and thermal stability additive package (JFA-5)
JP-7	1960	Kerosene developed for the SR-71. Low vapor pressure and excellent thermal stability for high altitude Mach 3+ operation
JP-8	1979	Jet A-1 kerosene with icing inhibitor, corrosion/lubricity enhancer and anti-static additive

## 2.1 Il processo di raffinazione

La maggior parte dei carburanti in uso oggi vengono raffinati dal petrolio greggio che nella sua forma base è composto di diversi componenti, dai gas leggeri ai materiali pesanti. Si possono separare tutti i componenti attraverso un processo di distillazione.

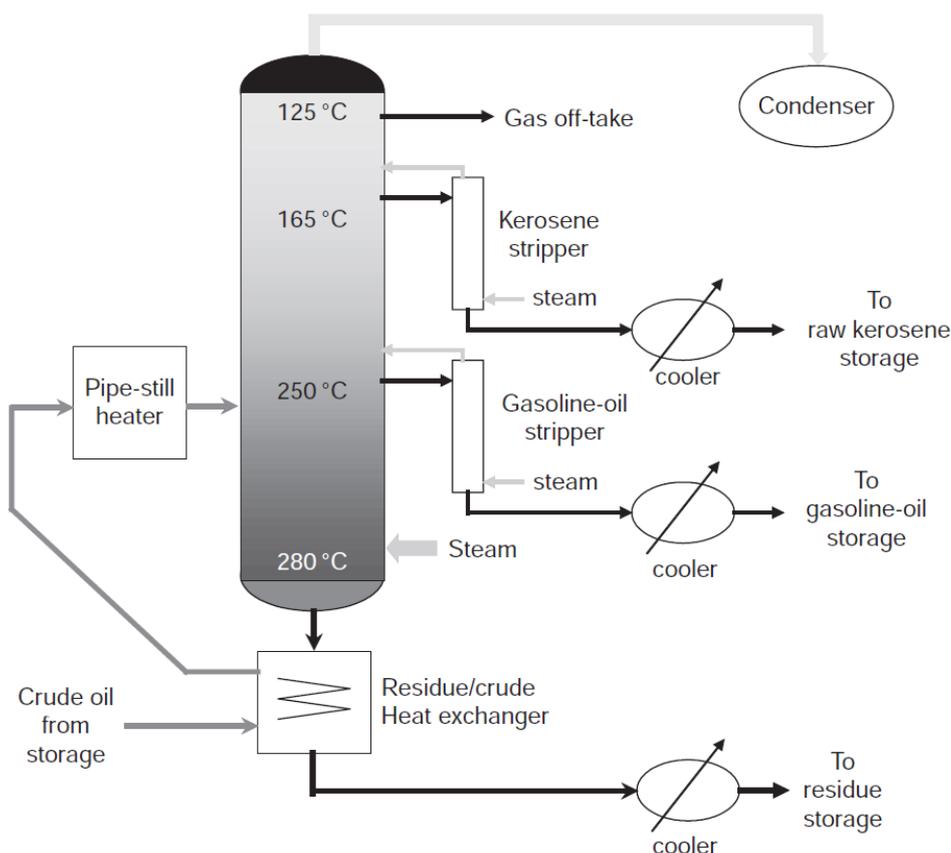


Figura 2.1 Torre di distillazione per petrolio. [4]

Dalla figura 2.1 si può osservare come avviene il processo di raffinazione: il petrolio greggio viene pompato nelle torri di distillazione che sono divise in varie camere a temperature più basse via via che si procede verso l'alto. Le frazioni più leggere arrivano più in alto, mentre quelle più pesanti rimangono nella parte inferiore della torre.

Il solo processo di distillazione non è però in grado di fornire le quantità di gasolio e kerosene richieste dal mercato e dunque, per massimizzare le quantità prodotte, si utilizzano diversi processi di conversione e *up-grading*. Uno dei processi di conversione più utilizzati è il cracking a fluido catalitico, in cui gli idrocarburi a più alto punto di ebollizione vengono separati in diversi costituenti. Un'alternativa è l'hydro-cracking, che usa anch'esso un catalizzatore, ma le reazioni avvengono con l'iniezione di idrogeno ad alta pressione. Quest'ultimo processo è quello che ha il miglior rendimento nel range di ebollizione di kerosene/diesel.

I processi di *up-grading* includono:

- Un processo chiamato “addolcimento” che serve a rimuovere composti contenenti zolfo e noti come “mercaptani”. Si cerca di eliminare questi composti poiché corrosivi e particolarmente maleodoranti. Il processo “Merox” è il metodo di addolcimento più utilizzato.

- “*Hydroprocessing*”. Termine generico che identifica i processi che rimuovono composti indesiderati che contengono olfina, zolfo e azoto separando le molecole.
- Dato che il processo Merox citato sopra introduce alcuni composti superficiali indesiderati, i carburanti Merox subiscono anche dei trattamenti con argilla che rimuovono i suddetti componenti.
- Ogni tipo di carburante è composto da diversi idrocarburi, che per i carburanti jet sono, per la maggior parte: **paraffine**, molto stabili in serbatoio e non attaccano i materiali solitamente utilizzati nei sistemi carburante, hanno il più alto calore di combustione per unità di massa ma il più basso per unità di volume; **nafteni o aromatici**, queste tipologie di carburante causano il gonfiarsi dei sigilli elastomerici.

## 2.2 Proprietà specifiche dei carburanti Jet

In questo paragrafo vengono espresse alcune delle proprietà dei carburanti che serviranno più avanti nella tesi per commentare alcuni risultati e giustificare alcune scelte di modellazione.

### Densità

La densità è una proprietà importante nella prospettiva dei sistemi carburante poiché può variare con la temperatura di più del 25% su tutto l'intervallo operativo di un aeromobile. Come già anticipato, il carico di carburante richiesto per portare a termine una determinata missione è proporzionale alla massa di fuel caricata a bordo, poiché la massa è una misura dell'energia immagazzinata. A causa delle grandi variazioni che possono avvenire al variare della temperatura ambientale, le limitazioni per basse e alte temperature sono diverse. In caso di alta temperatura il carico massimo immagazzinabile sarà delimitato dal volume dei serbatoi, mentre in situazioni di basse temperature il fattore limitante sarà dato dalla massa del carburante.

### Flashpoint

Il flashpoint è la temperatura alla quale il vapore del carburante prende fuoco al contatto con una fiamma.

### Pressione di vapore

La pressione di vapore del carburante è un parametro importante da considerare quando si valutano le performance delle pompe o il feeding per gravità, è particolarmente significativo per carburanti a taglio largo (JP-4, utilizzato in applicazioni militari) e meno per il Jet A (principale combustibile per applicazioni civili). Questo parametro ha effetti sull'inflammabilità del carburante nel serbatoio, dato che è il vapore che brucia e non il liquido stesso. Per poter bruciare il vapore necessita del giusto rapporto vapore-aria (i.e. ossigeno). Se non c'è vapore a

sufficienza allora la miscela è troppo povera, viceversa con un eccesso di vapore la miscela risulta troppo ricca per bruciare. Per i carburanti al kerosene il limite inferiore (miscela povera) è 0.6% vapore/aria mentre il limite superiore (miscela ricca) è di 4.7% vapore su aria. La figura 2.2 mostra i limiti di infiammabilità per Jet A al variare dell'altitudine. Al di fuori della zona 6 è richiesta una quantità di energia considerevole per ottenere l'accensione dei vapori.

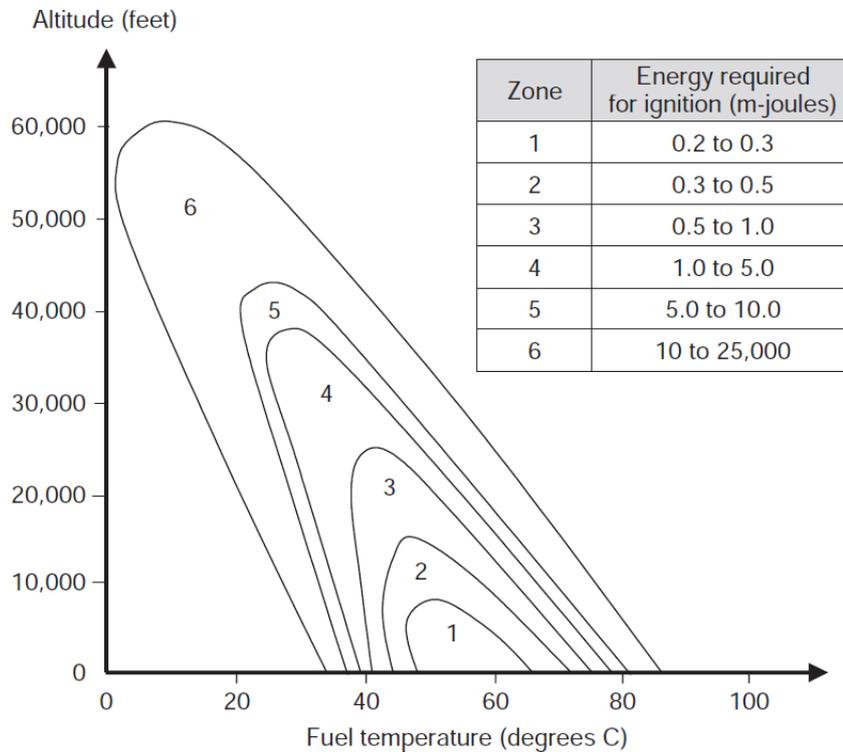


Figura 2.2 Limiti di infiammabilità per jet fuel. [4]

## Viscosità

La viscosità del carburante è una misura della sua capacità di scorrere più o meno liberamente e aumenta al diminuire della temperatura. Il test standard per misurare la viscosità del carburante consiste nel far passare il carburante in un tubo capillare e misurare quanto tempo questo impiega ad attraversarlo. Quando la viscosità aumenta al punto da causare il passaggio del flusso da laminare a turbolento, le perdite nel flusso aumentano significativamente le prestazioni del bruciatore risultano degradate. Per questo motivo è richiesto che il carburante che arriva al motore rientri nei limiti di viscosità imposti dal costruttore.

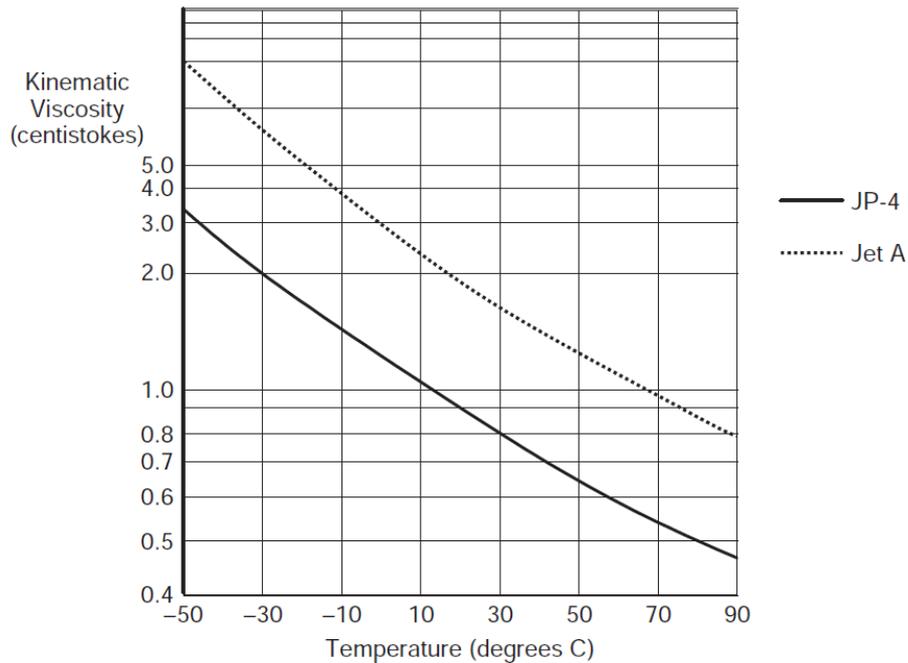


Figura 2.3 Viscosità dei carburanti Jet A e JP-4 al variare della temperatura. [4]

### Punto di congelamento

Dato che i carburanti sono una miscela di vari idrocarburi ognuno con il proprio punto di congelamento, il carburante non si congela a una temperatura specifica. Piuttosto, al diminuire della temperatura si iniziano a formare dei cristalli di cera di carburante dagli idrocarburi con il punto di congelamento più alto, si passa poi alla trasformazione del carburante in fanghiglia e infine in carburante solido. È importante fare in modo che l'eventuale formazione di cera nel carburante non causi l'intrappolamento di questa nei serbatoi ed eventualmente il blocco delle pompe, in entrambi i casi con risultati disastrosi. I test per determinare il punto di congelamento di un carburante si effettuano riscaldando un campione e registrando la temperatura alla quale l'ultimo cristallo torna in forma liquida. Inoltre, gli OEM possono anche specificare una minima temperatura all'ingresso nel motore, relativa al punto di congelamento.

### Stabilità termica

Quando il carburante viene esposto ad alte temperature tende ad ossidarsi e a formare gomme e vernici. Questo può causare l'intasamento di filtri, ugelli e scambiatori di calore. Il problema della stabilità termica diventa considerevole in velivoli in cui si raggiungono elevate temperature del carburante, come ad esempio in velivoli supersonici (Concorde e velivoli militari come intercettori) in cui gli elevati numeri di Mach causano elevate temperature di recupero. Anche utilizzare il carburante per raffreddare i componenti idraulici o l'avionica può causare temperature eccessivamente elevate.

## 2.3 Proprietà dell'idrogeno

Questo paragrafo è dedicato alla descrizione delle proprietà e dei metodi di produzione dell'idrogeno, che nel progetto in cui si inserisce questo lavoro di tesi è necessario per alimentare le fuel cell e conseguentemente il motore elettrico. L'idrogeno è l'elemento più semplice, un atomo composto da un protone e un elettrone, nonché il più abbondante presente nell'universo. L'idrogeno compone infatti il 75% della massa di tutto l'universo. Nonostante la sua semplicità e abbondanza, non è naturalmente presente in forma gassosa sulla Terra, è sempre combinato con altri elementi. Per la maggior parte si può trovare nell'acqua, dunque combinato con ossigeno, e negli idrocarburi che compongono buona parte dei fluidi che si utilizzano oggi come carburanti (benzina, gas naturali, metano e propano).

### 2.3.1 Processi di produzione dell'idrogeno

La produzione dell'idrogeno ha origine da due sorgenti fondamentali: idrocarburi e fonti rinnovabili. A loro volta queste due fonti hanno diverse diramazioni, come mostrato in figura 2.4, ed è possibile ottenere idrogeno attraverso una varietà di processi che verranno brevemente descritti in questo paragrafo.

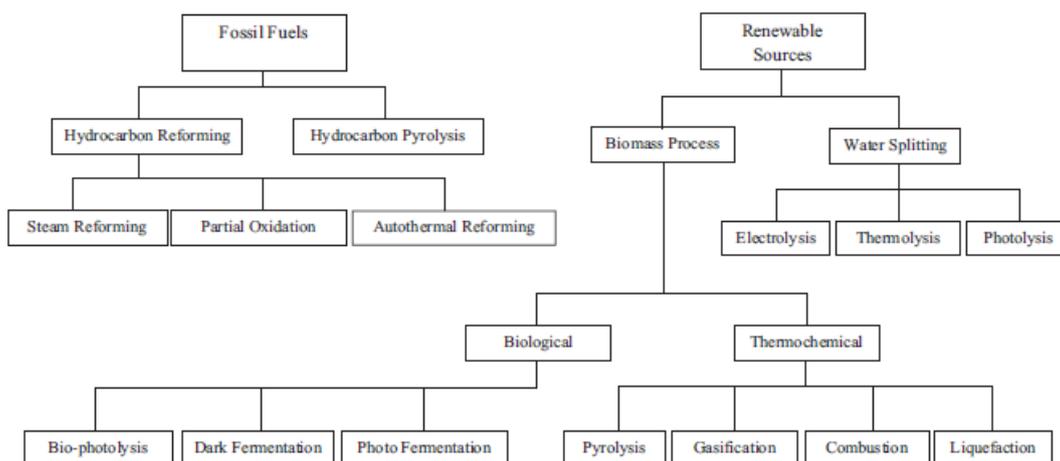


Figura 2.4 Metodi di produzione dell'idrogeno. [14]

**Carburanti fossili.** Esistono diversi metodi per ottenere idrogeno dai carburanti fossili, i principali consistono nel *reforming* e nella pirolisi. Questi due metodi sono i maggiormente sviluppati e i più utilizzati, riescono infatti a soddisfare quasi tutta la domanda di idrogeno globale. Al momento, la produzione è legata per il 48% ai gas naturali, 30% a oli pesanti e nafta e per il 18% al carbone.

Il **reforming** degli idrocarburi, per definizione, è il processo per cui il carburante viene convertito in idrogeno attraverso alcune tecniche di reforming.

L'altro reagente nel processo di reforming può essere vapore, con la conseguente reazione endotermica che prende il nome di *steam reforming*, o ossigeno, la reazione esotermica risultante è nota come ossidazione parziale. Quando queste due reazioni vengono combinate allora il processo viene denominato reazione autotermica. Un tipico impianto di *reforming* consiste in un'unità di desolforazione, le sezioni di *reforming* e pulizia, le unità ausiliarie come pompe, compressori, espansori, scambiatori di calore, refrigeratori, combustori, etc. [14]

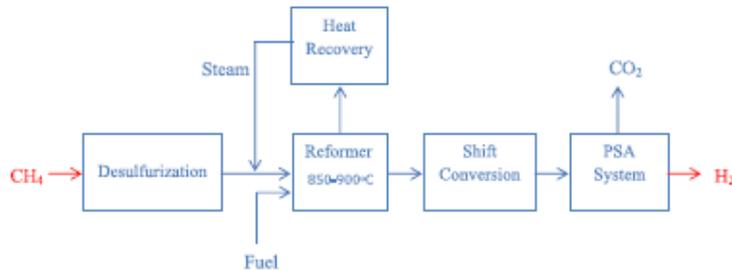


Figura 2.5 Flow chart Steam reforming. [14]

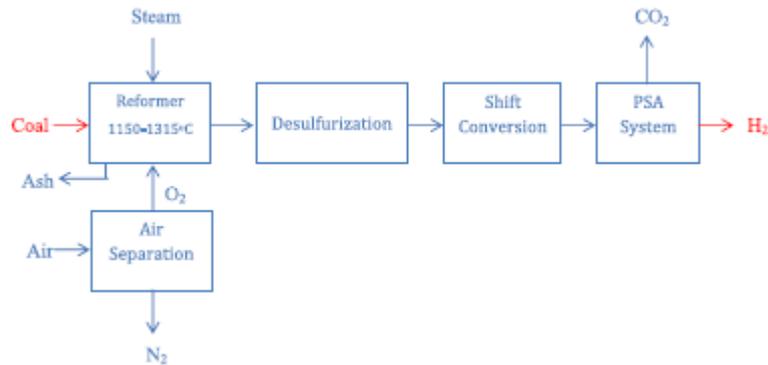


Figura 2.6 Flow chart ossidazione parziale.[14]

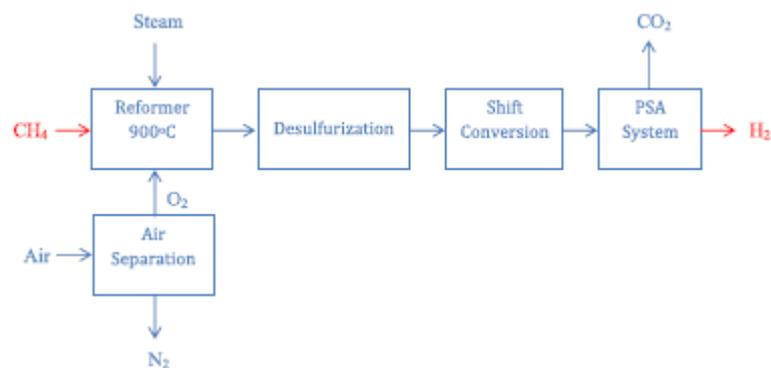


Figura 2.7 Flow chart reforming autotermico. [14]

Nuovi schemi di produzione dell'idrogeno comprendono anche l'utilizzo di **reattori a membrana**. Una membrana è una struttura che consente il trasferimento di massa sfruttando il gradiente di una forza (concentrazione, pressione, temperatura, potenziale elettrico, etc) ed è solitamente molto più estesa lateralmente rispetto allo spessore. In figura 2.5 vengono mostrate le tipologie di flusso utilizzate. A seconda del regime di separazione le membrane vengono classificate come dense, porose o a

scambio di ioni. Una membrana, per essere adatta alla produzione di H<sub>2</sub>, deve possedere alta selettività per l'idrogeno, alta permeabilità per poter operare con flussi elevati e superfici limitate, buona stabilità chimica e strutturale.

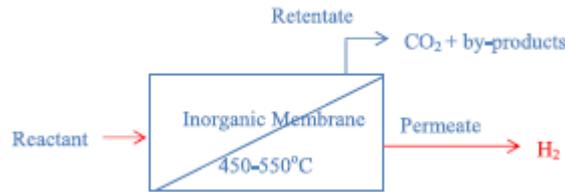


Figura 2.8 Flow chart reforming con membrana. [14]

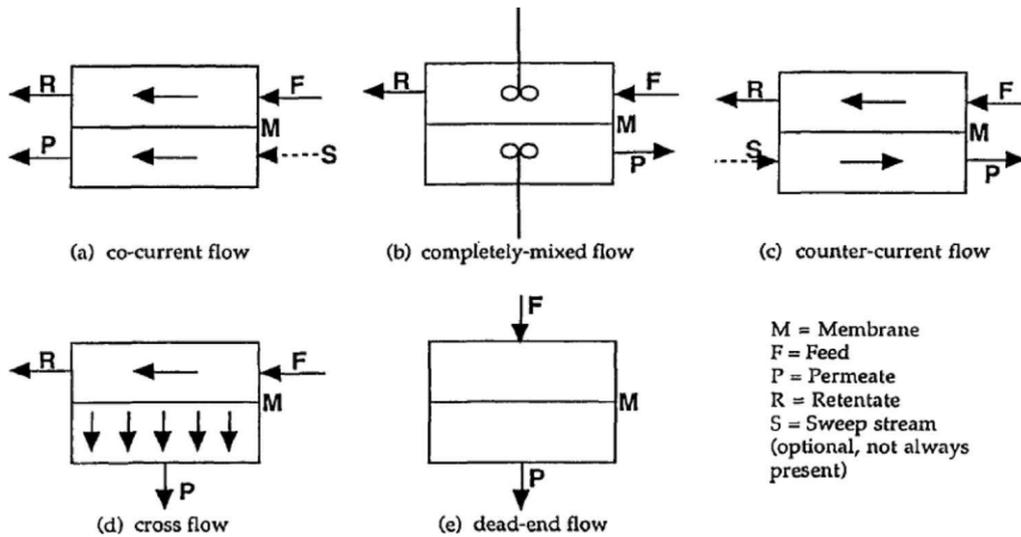


Figura 2.9 Tipologie di flusso utilizzate nei reattori a membrana. [14]

La **pirolisi** degli idrocarburi è un processo ben noto in cui l'unica sorgente di idrogeno è l'idrocarburo stesso, che subisce un processo di decomposizione termica. Questo processo risulta sostanzialmente più vantaggioso sia a livello economico sia a livello ambientale. Infatti, non sono necessari gli impianti di produzione di vapore e di sequestro di CO<sub>2</sub> necessari per il *reforming* e l'idrocarburo può essere riscaldato utilizzando una parte (15-20%) dell'idrogeno prodotto con la pirolisi. Inoltre, il carbonio elementare che risulta dalla reazione può essere utilizzato nelle industrie chimiche o metallurgiche, o anche essere conservato per utilizzi futuri.

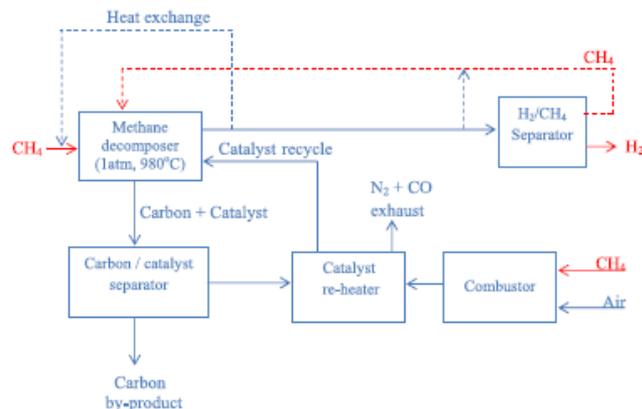


Figura 2.10 Flow chart Pirolisi. [14]

**Sorgenti rinnovabili.** Come anticipato la maggior parte dell'idrogeno viene al momento prodotto da idrocarburi. Dato il sempre maggior interesse per l'effetto serra e l'inesorabile declino dei carburanti fossili risulta determinante aumentare l'integrazione delle tecnologie di produzione rinnovabili, che nel lungo termine ci si aspetta diventino dominanti. Esistono una varietà di processi per la produzione di H<sub>2</sub> da sorgenti rinnovabili e nel seguito ne verrà data una breve descrizione.

I processi che coinvolgono **biomasse** utilizzano prodotti di origine animale e vegetale come piante da raccolto e relativi residui, legno proveniente da foreste e residui, erba, residui industriali, rifiuti animali e municipali e diversi altri materiali. Anche se da questi processi viene rilasciata CO<sub>2</sub>, questa è la stessa che è stata assorbita dagli organismi utilizzati nella produzione quando questi erano ancora in vita. Le biomasse vengono dunque lavorate attraverso due categorie fondamentali di processi: termochimici e biologici.

I processi termochimici costituiscono le tecniche attraverso cui le biomasse vengono trasformate in idrogeno e in gas ricchi di idrogeno. Principalmente si dividono in pirolisi e gassificazione, con quest'ultima che comporta la conversione di biomasse in carburanti gassosi (syngas) in un mezzo di gassificazione come aria, ossigeno e/o vapore, a pressione da atmosferica fino a 33 bar e a temperature da 500 a 1400 gradi Celsius. La pirolisi è la stessa già descritta nel paragrafo precedente. Entrambi i processi producono, tra gli altri, anche CH<sub>4</sub> e CO che possono essere ulteriormente processati per ottenere altro idrogeno.

I processi biologici sono vantaggiosi in quanto operano a temperatura e pressione ambiente, riducendo così il consumo energetico. Utilizzano anche risorse energetiche rinnovabili e contribuiscono al riciclaggio dei rifiuti, poiché possono impiegare vari materiali di scarto come fonte di alimentazione. I principali processi biologici utilizzati includono la bio-fotolisi diretta e indiretta, le fermentazioni foto (esposte alla luce solare) e oscure, e le fermentazioni oscure e foto a più stadi. Questi processi sfruttano l'acqua e la biomassa come materie prime per la produzione di idrogeno, consentendo la conversione efficiente di materiali organici in gas di idrogeno attraverso specifiche tecnologie di bio-trasformazione.

Ulteriori tecniche per la produzione di idrogeno tramite fonti rinnovabili coinvolgono la **separazione dell'acqua**, attraverso elettrolisi, termolisi e foto-elettrolisi. In questo caso, se l'energia fornita per alimentare le reazioni arriva da fonti rinnovabili, l'idrogeno prodotto sarà la fonte energetica più pulita mai prodotta dall'uomo.

L'elettrolisi è un metodo consolidato e ben noto, costituendo la tecnica più efficace per la scissione dell'acqua. Tuttavia, la reazione è molto endotermica, quindi l'energia necessaria viene fornita dall'elettricità. Una tipica unità di elettrolisi o elettrolizzatore è composta da un catodo e un anodo immersi in un elettrolita e, generalmente, quando viene applicata corrente elettrica l'acqua si divide e l'idrogeno viene prodotto sul catodo mentre l'ossigeno si evolve sul lato dell'anodo.

La termolisi o scissione termochimica dell'acqua è il processo mediante il quale l'acqua viene riscaldata a temperature elevate fino a essere decomposta in idrogeno e ossigeno. Tuttavia, la decomposizione dell'acqua non avviene facilmente fino a quando la temperatura non è molto alta, generalmente oltre i 2500 °C. Poiché tali consumi di energia primaria considerevoli non potrebbero essere raggiunti con fonti di calore sostenibili, sono stati proposti diversi cicli di scissione termochimica dell'acqua per abbassare la temperatura e migliorare l'efficienza complessiva. I cicli

termochimici consistono in una serie di reazioni chimiche a temperature diverse e costituiscono uno dei processi più promettenti attraverso cui il calore viene convertito in energia chimica sotto forma di idrogeno.

La fotolisi, in generale, avviene quando l'energia della luce visibile viene assorbita con l'aiuto di alcuni fotocatalizzatori e viene quindi utilizzata per decomporre l'acqua in H<sub>2</sub> e O<sub>2</sub>. Nella fotoelettrolisi, la luce solare viene assorbita attraverso alcuni materiali semiconduttori e il processo di scissione dell'acqua è simile all'elettrolisi.

### *2.3.2 Proprietà specifiche dell'idrogeno*

In questo paragrafo si descrivono brevemente alcune proprietà dell'idrogeno utili a questo lavoro di tesi.

A temperatura e pressione ambiente, l'idrogeno si presenta come un gas incolore, inodore e altamente infiammabile. La forma più conveniente di stoccaggio è quella liquida che, anche se richiede il mantenimento di temperature estremamente basse di -253 gradi Celsius circa, elimina la necessità di prevedere sistemi di pressurizzazione che sarebbero necessari per la conservazione in forma gassosa. Le temperature così basse sono richieste per la conservazione in forma liquida poiché l'idrogeno ha, a pressione ambientale, una temperatura di ebollizione di -252 gradi Celsius. Per questo motivo i serbatoi vengono tenuti a pressioni di 3 bar circa, anche per alleggerire il carico termico da raffreddare.

Conservare l'idrogeno in forma liquida è vantaggioso anche perché permette di averne a disposizione una maggiore quantità, a parità di volume del serbatoio. Infatti, la densità del H<sub>2</sub> a temperatura e pressione ambiente è di 0,0899 g/L, mentre a -253 gradi Celsius e 1 bar è di 70 g/L.

# 3 Thermal management system - TMS

In questo capitolo viene esposto il sistema di controllo termico, TMS, insieme alla descrizione di alcuni dei principali componenti rilevanti per questa tesi.

Questa tipologia di sistemi si occupa di garantire e gestire il controllo termico dei sistemi presenti nell'aeromobile, compresa la cabina passeggeri. L'implementazione dei sistemi TMS rappresenta una sfida non indifferente per i velivoli ibridi e *all-electric*. I carichi termici da gestire diventano infatti di dimensioni considerevoli, soprattutto quando si tratta di dissipare il calore prodotto da fuel cell sempre più potenti. Risulta anche necessario valutare le ripercussioni che il sistema ha sul velivolo complessivo con un approccio multidisciplinare, considerando le ricadute in termini di peso, consumi e performance aerodinamiche.

Gli elementi di base che compongono il TMS sono: *Heat sources*, *Heat acquisition*, *Thermal transport*, *Heat rejectors* e *Terminal heat sink*.

Le *heat sources*, fonti di calore, sono carichi termici provenienti dalla combustione, dai dispositivi elettronici e dagli occupanti del velivolo.

Le tecniche di *heat acquisition* sono necessarie per gestire i carichi termici provenienti dalle fonti di calore e sono differenti a seconda della sorgente. Ad esempio, per i propulsori si sfruttano tecniche di ventilazione ad aria o raffreddamento con l'olio motore. Per i componenti elettronici si utilizza il raffreddamento ad aria o a liquido. I componenti più critici per i velivoli ibridi come quello trattato in questa tesi sono la batteria e la fuel cell. La batteria deve essere mantenuta entro un certo range di temperature, non troppo fredde per non inficiare le prestazioni e non troppo calde per salvaguardarne la vita operativa. Vengono raffreddate ad aria o a liquido, nel caso trattato nella tesi la batteria dovrà interagire con il sistema di raffreddamento ad acqua tramite *cold plate*. Un discorso leggermente diverso vale per le fuel cell, la cui peculiarità principale, data la loro efficienza non elevata, risiede nel fatto che fuel cell molto potenti generano anche una grande quantità di calore che deve essere dissipato almeno in parte. Anche in questo caso si preferisce il raffreddamento a liquido tramite *cold plate*, data la leggerezza di questo tipo di dispositivi.

Per *thermal transport* si intendono tutti gli elementi, fluidi, solidi, sensori, controlli, cicli termodinamici, che consentono lo spostamento del carico termico dalla fonte di calore al pozzo terminale. Tra i principali componenti si *individuano heat exchangers*, *cold plate*, *throttles*, elementi passivi come *heat pipes*, termosifoni e camere di vapore, valvole, pompe, condotti, compressori, working fluids e tanti altri dispositivi per il controllo e la regolazione.

L'ultimo elemento è il *terminal heat sink*, che è sostanzialmente il mezzo che raccoglie infine i carichi termici prodotti dalle sorgenti. Può coincidere con l'atmosfera, la struttura stessa del velivolo, il carburante o un liquido di raffreddamento come l'acqua.

## 3.1 Sorgenti di calore

Le sorgenti di calore dei sistemi propulsivi elettrificati sono della tipologia *low grade*, che significa che presentano flussi di calore rispetto ai tradizionali motori a combustione a temperature più basse non possono dissipare l'accumulo termico tramite i gas combusti. Per questo motivo le sorgenti fondamentali da valutare, che risultano anche quelle di interesse per questa tesi, sono le batterie e le fuel cell, insieme anche ad apparati elettronici e motori elettrici.

## 3.2 Batterie

Le batterie sono dispositivi atti ad immagazzinare energia molto importanti per i trasporti eco-sostenibili e si inseriscono tra le fondamentali fonti di generazione elettrica. La tecnologia è in pieno sviluppo, infatti, almeno in campo aeronautico, non è ancora possibile affidare la generazione di energia alle sole batterie su un velivolo da trasporto. Queste risultano ancora troppo pesanti rispetto a quanta energia sono in grado di immagazzinare. L'obiettivo del TMS, come anticipato nel paragrafo introduttivo, è quello di mantenere la temperatura delle batterie nel range ottimale e distribuirla in maniera uniforme. Le soluzioni inizialmente adottate prevedevano il raffreddamento ad aria, hanno però ora preso il sopravvento i sistemi di raffreddamento a liquido, che sono capaci di dissipare grandi quantità di calore grazie alle loro migliori proprietà termiche rispetto ai gas. I liquidi utilizzati per il raffreddamento delle batterie sono di due tipologie: liquidi dielettrici a contatto diretto con la batteria oppure liquidi conduttivi a contatto indiretto. Alla prima tipologia appartengono gli oli minerali e gli oli dielettrici, anche sintetici, come il *Polyalpha olefin* (PAO). La seconda tipologia invece, grazie al contatto indiretto che può avvenire tramite una superficie di separazione o un cold plate può garantire sicurezza e isolamento e tra i principali liquidi utilizzati sono presenti mix di glicole etilenico e acqua.

Le batterie a ioni di litio sono i dispositivi maggiormente presenti sul mercato, sia in ambito automotive sia in ambito aerospaziale. Presentano un range di sopravvivenza tra i 20°C e i 60°C, con un range ottimale di funzionamento tra i 20 °C ed i 55 °C. È altresì importante garantire una distribuzione di temperatura costante tra le celle ed i moduli che compongono la batteria, con un salto di temperatura da mantenere al di sotto di 5 °C, per una maggiore efficienza.

	Specific energy (Wh/kg)	Specific power (W/kg)	Charge/discharge efficiency (%)	Cycle life (# cycles)	DoD (%)	Lifetime (yr)	Cost (\$2010 /kWh)
Li-ion	200 (150-250)	500 (400-600)	92 (90-95)	2,000 (1,000-3,000)	80 (70-90)	10 (7-15)	300 (250-350)
ZEBRA	160 (130-200)	280 (250-320)	90 (90-95)	1,000 (1,000-1,500)	80 (70-90)	15	250 (100-350)
Li-S	400 (300-500)	300 (200-400)	80 (70-90)	1,000 (500-1,000)	100 (90)	7 (5-10)	375 (250-500)
Zn-air	250 (150-350)	300	70 (65-80)	2,000 (1,000-3,000)	80 (70-90)	7 (5-10)	225 (100-350)
Li-air (2030)	500 (500-1,000)	300	70 (60-85)	1,000 (500-1,000)	80 (70-90)	7 (5-10)	500 (300-700)

Figura 3.1 Stato dell'arte batterie. [9]

## 3.2 Fuel cell

Le celle carburante sono dispositivi di produzione di energia elettrica che sfruttano reazioni elettrochimiche interne alimentate a idrogeno. Il calore emesso da questi componenti grava particolarmente sul TMS, per questo le fuel cell vengono qualificate come *low quality heat source*. Vengono sovente utilizzate insieme alle batterie per diminuire sia i consumi del velivolo sia i carichi che le fuel cell devono sostenere. I metodi di raffreddamento per questa tipologia di componenti si distinguono in:

1. **Raffreddamento ad aria.** Il fluido refrigerante, in questo caso l'aria, passa attraverso i catodi o i piani di raffreddamento interposti tra le celle.
2. **Raffreddamento a liquido.** Il fluido refrigerante liquido scorre attraverso i canali tra le celle trasportando il calore fino ad uno scambiatore di calore o a un pozzo terminale.
3. **Raffreddamento a cambio di fase.** Questa metodologia sfrutta il cambiamento di fase del fluido utilizzato dovuto all'aumento della temperatura, il calore è assorbito e promuove l'ebollizione/evaporazione del liquido.

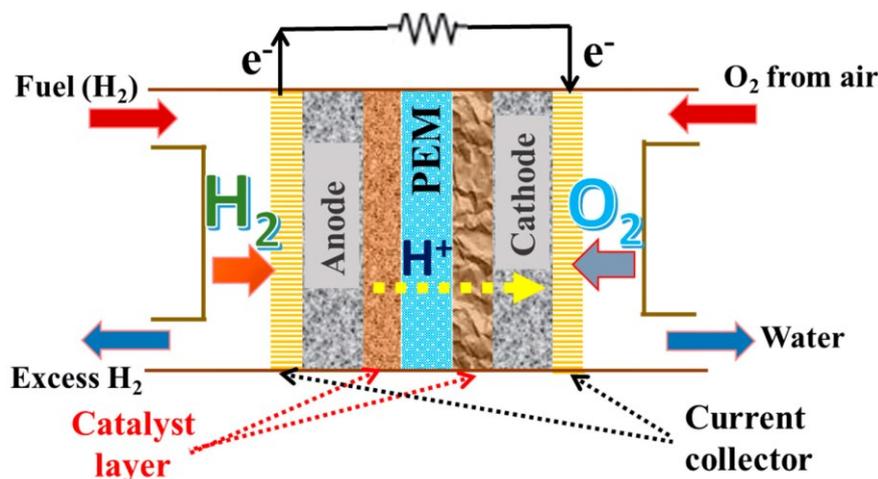


Figura 3.2 Schema di funzionamento di una fuel cell [10]

### 3.3 Scambiatori di calore

Gli scambiatori di calore sono dispositivi essenziali per la dissipazione termica. Facilitano infatti lo scambio termico tra due fluidi a differenti temperature e per questo motivo trovano largo impiego in diversi ambiti industriali. La caratterizzazione geometrica degli scambiatori differisce in base all'ambito di utilizzo, in campo aerospaziale per esempio si prediligono scambiatori compatti e leggeri, con superfici lamellari che ampliano la superficie di scambio tra i due fluidi. Sono classificati in base a diversi criteri quali meccanismi di trasferimento del calore, processi di trasferimento, fase dei fluidi, numero di passaggi, disposizioni di flusso, costruzione e grado di compattezza. I processi di trasferimento includono conduzione, convezione, naturale e forzata, sia a contatto diretto che indiretto. Le combinazioni di fasi possibili sono gas-liquido, liquido-liquido, gas-gas e bifase. La disposizione del flusso può essere equicorrente, controcorrente o a flussi incrociati, con quest'ultimo ulteriormente suddiviso in flusso incrociato unmixed o misto. Tra le diverse costruzioni, i tipi principali includono il condotto a doppio tubo e il tubo e mantello, con l'ultimo comunemente utilizzato in applicazioni aerospaziali come gli scambiatori di calore Fuel-Oil Heat Exchanger (FOHE). La compattezza degli scambiatori è essenziale per applicazioni con restrizioni di peso e volume, con il parametro densità area di scambio  $\beta \left[ \frac{m^2}{m^3} \right]$  che determina il grado di compattezza, tanto più alto quanto questo parametro è elevato. Nel caso in cui i fluidi in esame siano entrambi gas è richiesto un valore maggiore di 700 per rientrare nella categoria, limitato a 400 nel caso di liquidi. L'elevata superficie di scambio è resa grazie a superfici corrugate tramite lamelle o alette, ponendo le pareti di separazione a distanza ravvicinata e permettendo un elevato scambio termico anche con valori ridotti di coefficienti di convezione. La tipologia *Plate heat exchanger*, figura 3.3, si inserisce nella classificazione di scambiatori di calore compatti. Presenta una serie di piastre sottili attraverso cui effettuare il processo di scambio termico, alternando le piastre in cui scorre il fluido caldo e freddo, il tutto tenuto assieme da due barre. L'efficacia dello scambio termico è in gran parte demandata alla superficie stessa delle piastre, che presentano corrugazioni opportunamente individuate per aumentare il flusso termico di scambio.

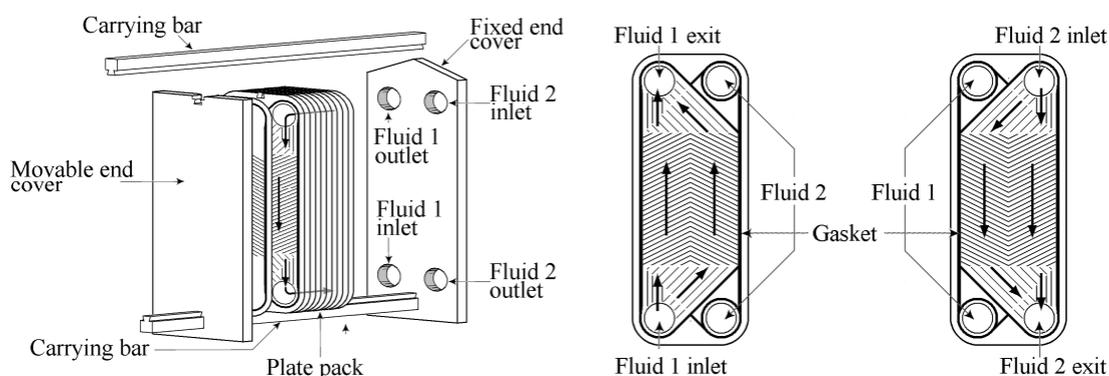


Figura 3.3 Rappresentazione scambiatori di calore cold plate. [9]

Un ulteriore modello utile alla trattazione di questa tesi è il *plate and fin surface heat exchanger*. Anche in questo caso si tratta di uno scambiatore compatto

in cui le piastre sono separate tra loro da condotti di diversa geometria per garantire un'ampia superficie di scambio tramite lamelle o alettature, senza incrementare l'ingombro complessivo.

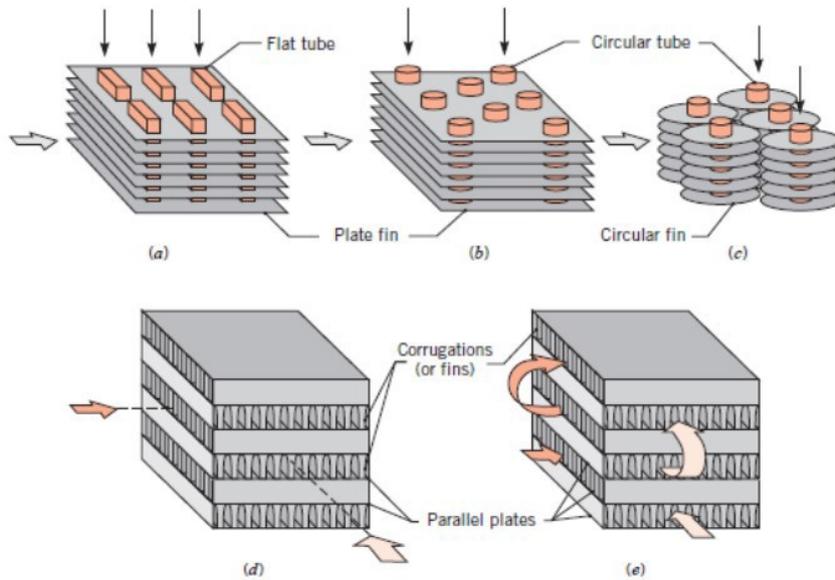


Figura 3.4 Tipologie di scambiatori compatti aria-liquido. (a) Fin-Tube; (b) Fin-circular tube; (c) Circular fin-circular tube; (d) Plate-Fin single pass; (e) Plate-Fin multi pass. [9]

La configurazione a flusso interno serve a favorire lo scambio termico liquido-gas o tra liquidi con conduttività termiche differenti. In questo tipo di soluzione la configurazione che solitamente si preferisce è quella a flussi incrociati. Si può vedere anche con un confronto delle efficienze raggiungibili a parità di NTU (Number of Transfer Units) per la tipologia *plate and fin*, in cui le efficienze maggiori si ottengono per configurazioni in controcorrente e a flussi incrociati.

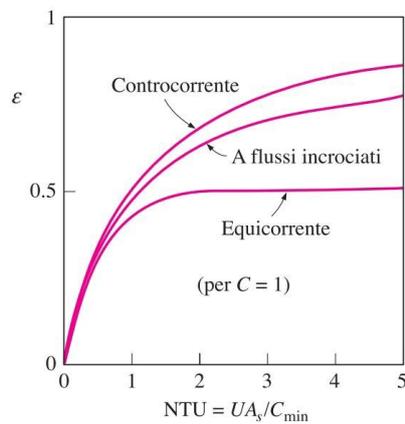


Figura 3.5 Grafico confronto efficienza-NTU. [9]

# 4 Test case

In questo capitolo si andrà a trattare il modello di sistema carburante prodotto con il software AMESIM, sfruttando le definizioni e i componenti già esposti nei capitoli precedenti e dandone una descrizione maggiormente dettagliata dove necessario.

## 4.1 Velivolo di riferimento – ATR-72

Il velivolo prescelto da utilizzare come riferimento per il progetto HERA è l'ATR-72, che a sua volta è derivato dal precedente e più piccolo ATR-42.



*Figura 4.1 ATR-72 in configurazione di sorveglianza in sorvolo sul mar Mediterraneo. [Leonardo]*

Questo velivolo è stato concepito come un aeromobile da trasporto regionale per tratte brevi. Sviluppato e prodotto dall'azienda italo-francese ATR (Aerei da Trasporto Regionale o Avions de Transport Régional), consorzio composto dalla compagnia francese Aérospatiale, ora parte di Airbus, e dal conglomerato italiano Aeritalia, ora Leonardo SpA. È dotato di due motori turboelica Pratt & Whitney della serie PW100 che sviluppano, per i modelli più recenti, un massimo di 2750 shp

quando il velivolo decolla in condizioni hot and high. Il numero “72” nel nome deriva dal numero standard di passeggeri che l’aereo può trasportare, insieme a 4 membri dell’equipaggio. Oltre al trasporto passeggeri può anche essere predisposto per trasporto merci, trasporto VIP e pattugliamento marittimo.

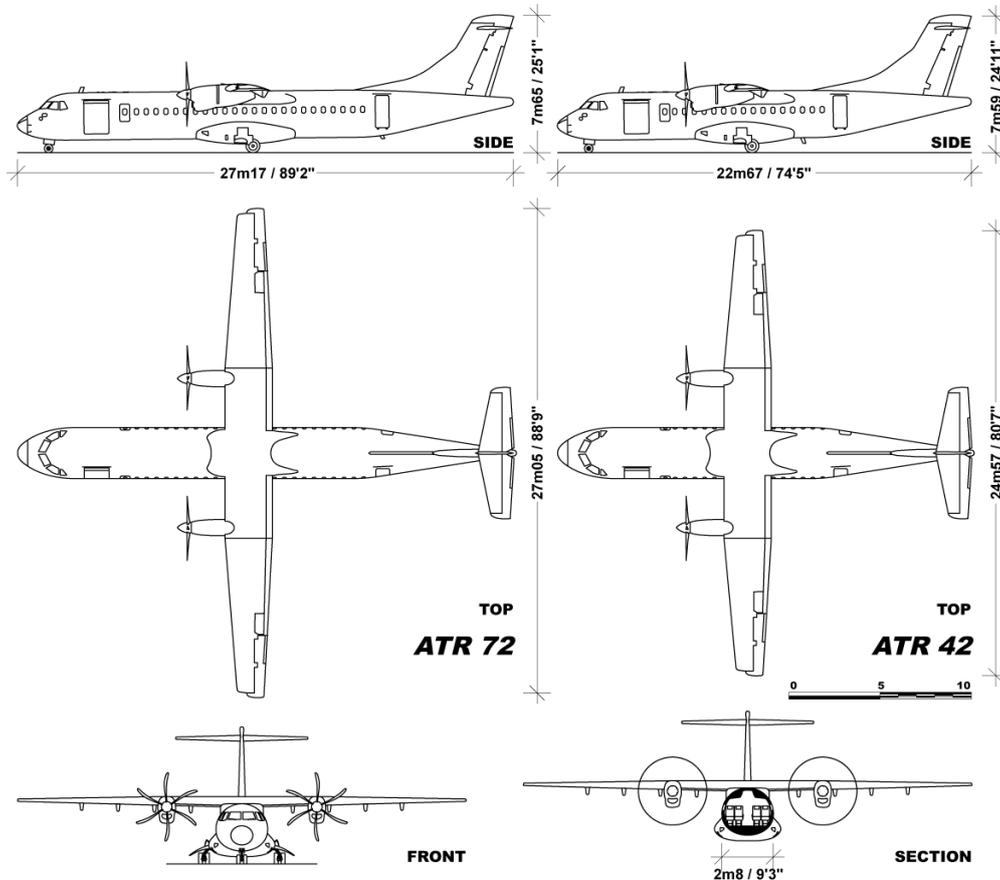


Figura 4.2 Trittico ATR-72 e ATR-42. [11]

## 4.2 Configurazione serbatoi ATR-72

Il carburante nell’ATR-72 è contenuto in due serbatoi, uno per ogni ala, e sono parte integrante della struttura alare. La capacità totale è 5000 kg e ogni serbatoio è diviso in 3 compartimenti:

1. Serbatoio principale.
2. Pozzetto (*Feeder tank*).
3. Serbatoio di ventilazione (*Vent-surge tank*).

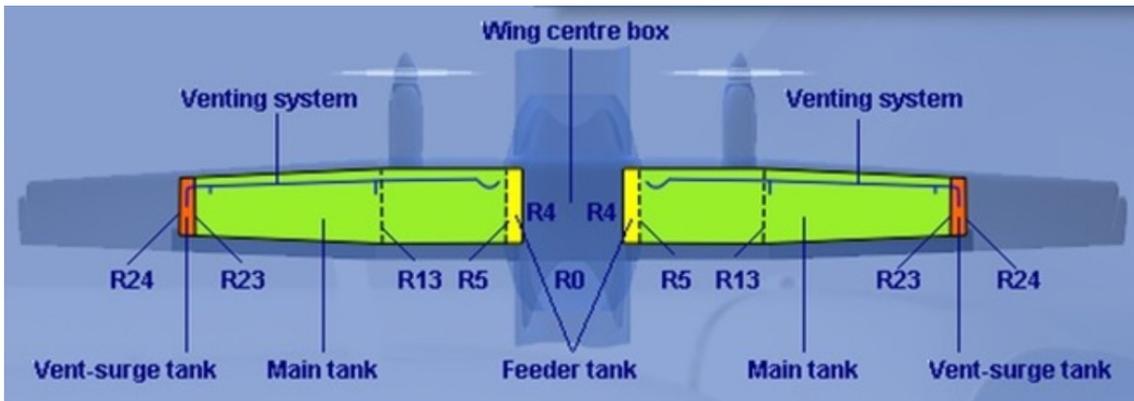


Figura 4.3 Schema serbatoi ATR-72. [12]

Il serbatoio principale contiene la maggior parte del carburante e per ogni serbatoio alare la capacità è di 2500 kg. Tutti i serbatoi sono progettati per essere leggermente più grandi del dovuto, così da permettere un'espansione del carburante del 2% senza incorrere in perdite. Nella parte superiore dell'ala sono installate 3 porte d'accesso che consentono l'accesso agli equipaggiamenti essenziali. Nella parte inferiore invece, sono installati i drenaggi manuali per l'acqua, che viene raccolta nel fondo dei serbatoi quando presente.

Il pozzetto, o *feeder*, fornisce carburante al rispettivo motore e contiene la maggior parte delle pompe e delle valvole. Ha una capacità di circa 200 litri (160 kg) e viene mantenuto sempre pieno sia per avere sempre il carburante in pressione sia per proteggere il motore dai G negativi e dai fattori di carico laterali.

Il serbatoio di ventilazione, o *vent-surge tank*, fa parte del sistema di ventilazione. Raccoglie carburante e aria in eccesso dalle linee di ventilazione, per compensare l'espansione termica del carburante nel serbatoio principale ed ha una capacità massima di 100 litri. Questo sistema di ventilazione assicura una pressione positiva per tutto l'involucro di volo. Man mano che i serbatoi si svuotano di carburante questi si riempiono di aria, che viene ventilata attraverso i condotti predisposti per ogni serbatoio fino al *vent-tank*, che a sua volta è connesso con l'ambiente esterno con una porta NACA, sotto le ali. È previsto anche un drenaggio nella parte inferiore del serbatoio di ventilazione, in modo da far defluire l'acqua eventualmente presente che potrebbe ghiacciarsi ed impedire la ventilazione.

Il *wing box* centrale, posto sopra la fusoliera, contiene le linee di cross-feed e di rifornimento. Qualsiasi perdita o vapori di carburante vengono accumulati nel box centrale, che è dunque drenato con il proprio sistema di ventilazione per evitare che queste perdite si accumulino.

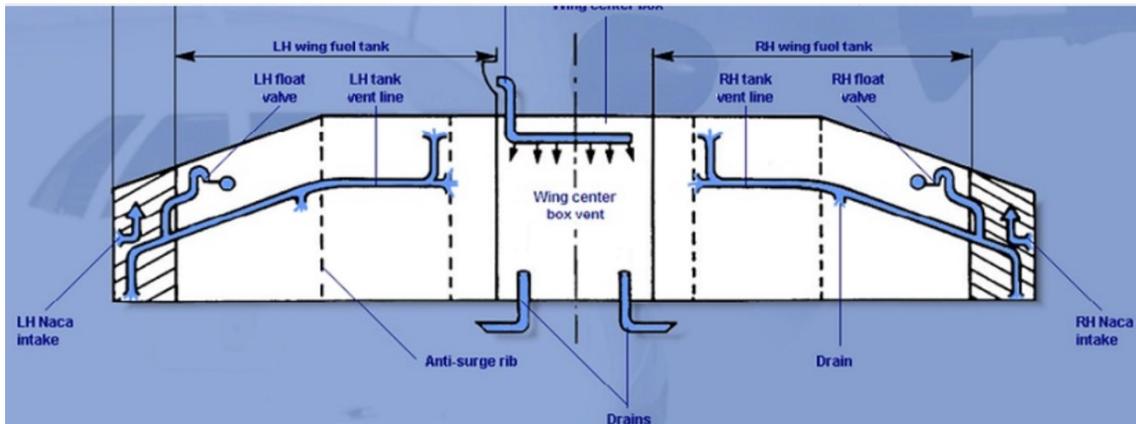


Figura 4.4 Schema sistema ventilazione ATR-72. [12]

### 4.3 Engine feed system ATR-72

Il sistema di alimentazione carburante è composto da tre pompe per ogni motore:

1. Pompa a motore elettrico.
2. *Engine feed jet pump*.
3. *Feeder jet pump*.

Entrambe le pompe elettriche (lato destro e sinistro del velivolo) si attivano quando viene premuto il bottone corrispondente in cabina, solitamente all'avviamento quando le jet pump non hanno sufficiente pressione per funzionare con il solo flusso della pompa motore, oppure quando una pompa *engine feed* dovesse subire un malfunzionamento. Una volta che il motore è avviato la *motive flow valve* si apre e permette lo scorrimento del flusso di ritorno ad alta pressione che alimenta le jet pump. Appena la pressione in uscita dalla *engine feed pump* supera gli 8.5 psi, un sensore di pressione spegne la pompa elettrica dopo un ritardo di 30 secondi. Insieme alla jet pump, il pozzetto può essere alimentato anche tramite delle flap-valve unidirezionali che entrano in gioco quando la jet pump non funziona correttamente e il pozzetto non è in pressione.

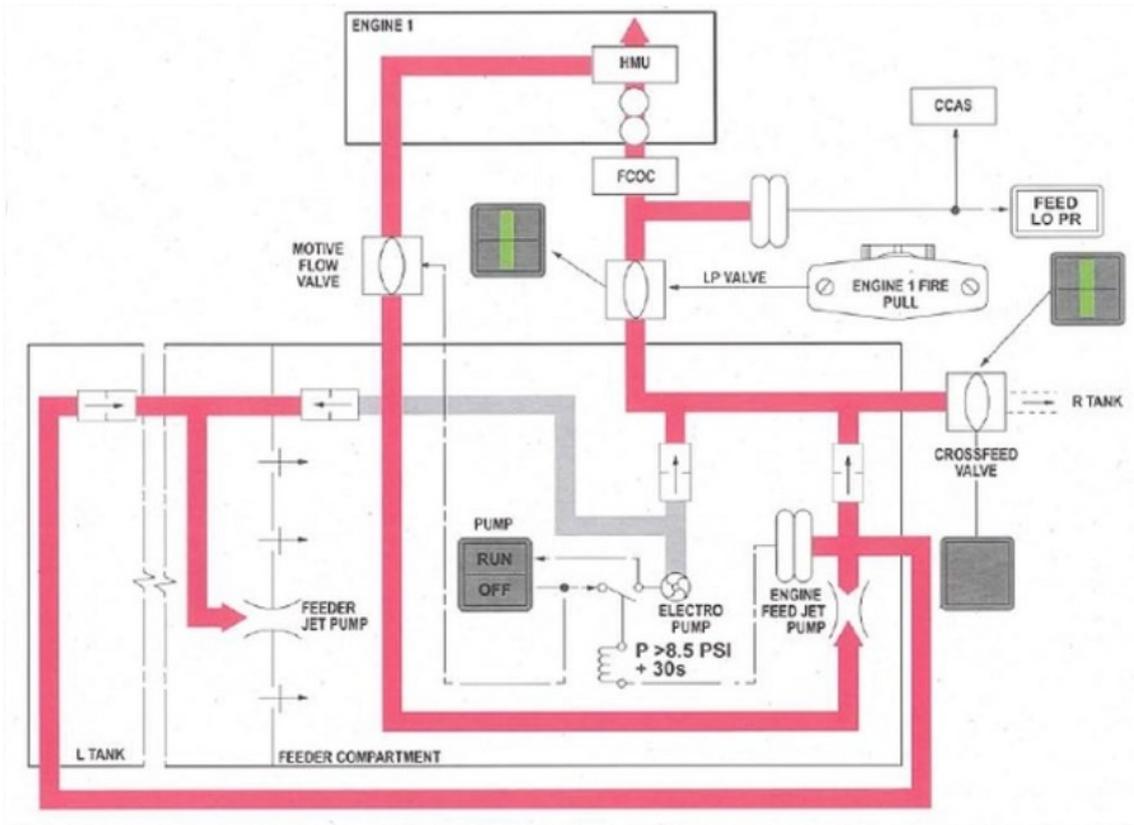


Figura 4.5 Schema engine feed ATR-72. [13]

## 4.4 Modello AMESIM

Il software Simcenter AMESIM è una piattaforma integrata e scalabile che permette di simulare una varietà di sistemi. Attraverso molteplici librerie preimpostate sono disponibili numerosi componenti che permettono di limitare la prototipazione agli elementi essenziali. Inoltre, è compatibile con i maggiori software CAE e CAD e permette quindi di integrare nelle simulazioni pezzi e sottosistemi molto dettagliati.

Per questo modello si è scelto di utilizzare i componenti preimpostati del software, con le dovute modifiche parametriche per meglio adattarli al caso trattato in questa tesi. La descrizione del modello sarà divisa in due macro-sezioni: una per il lato carburante e una per il lato TMS.

### 4.4.1 Lato kerosene

La parte del modello che gestisce il carburante per la turbina a gas è stata modellata cercando di seguire il più possibile le specifiche del sistema carburante dell'ATR-72, descritto nei paragrafi precedenti.

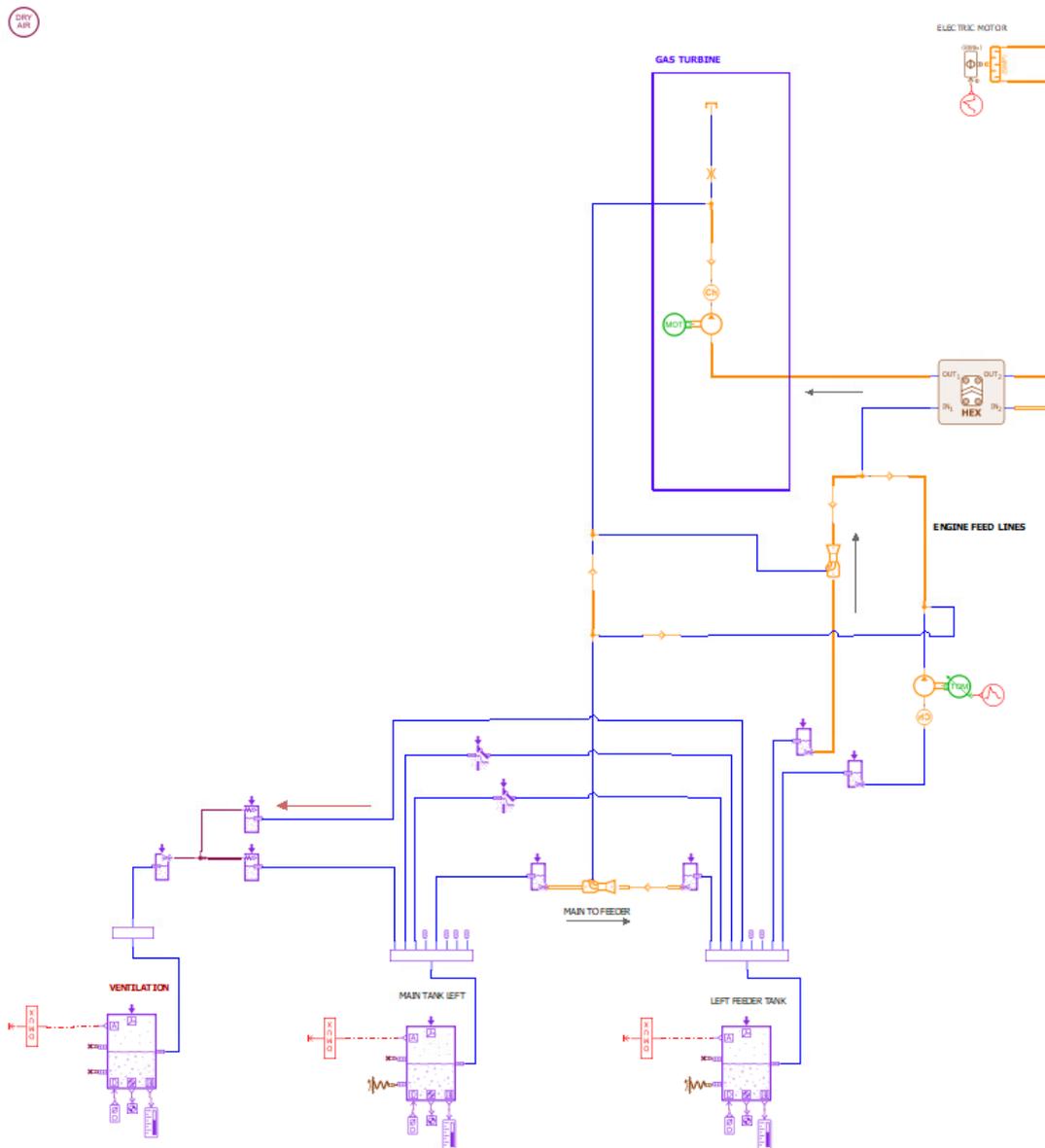


Figura 4.6 Modello Amesim sistema carburante.

I componenti che costituiscono questo lato del modello sono:

**Serbatoi:** il sottomodulo utilizzato è quello denominato ACFTANK01, che contiene al suo interno un liquido **termo-idraulico** (definito nella omonima libreria) pressurizzato da un gas definito nella libreria **pneumatica**. Il liquido in questione è JET-A mentre il gas è aria secca.

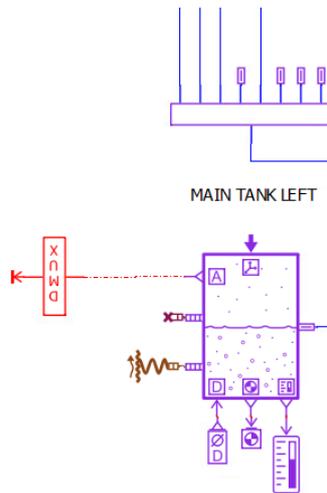


Figura 4.7 Dettaglio serbatoio.

La forma del serbatoio è definita utilizzando file di dati che forniscono: l'altezza del liquido; le coordinate del baricentro del liquido (CoG); il tensore d'inerzia del liquido; le aree bagnate e/o asciutte del serbatoio; e l'area della superficie libera del liquido in funzione del volume del liquido, dell'assetto dell'aeromobile e dell'accelerazione. Il serbatoio può essere collegato a un numero variabile di penetrazioni attraverso la porta 4, che è l'unica sul lato destro in Figura 4.7 (le penetrazioni sono costituite da orifizi, pompe o altri dispositivi in cui il liquido o il gas possono entrare o uscire dal serbatoio). Il flusso di massa del liquido [kg/s], il flusso di entalpia del liquido [W], il flusso di massa del gas [g/s] e il flusso di entalpia del gas [J/s] sono input alla porta 4. La pressione del gas [Pa] e la temperatura del gas [K], la temperatura del liquido [°C] e un array contenente i coefficienti dell'equazione della superficie libera, l'assetto del serbatoio [rad] e lo spostamento aggiuntivo delle penetrazioni [m] sono output alla porta 4. L'orientamento del serbatoio può essere modificato per tenere conto dell'assetto dell'aeromobile. Il liquido nel serbatoio può essere sottoposto alla gravità terrestre, all'accelerazione lineare dell'aeromobile e agli effetti centrifughi durante la rotazione dell'aeromobile. Gli angoli di Eulero dell'aeromobile Yaw-Pitch-Roll [gradi], la velocità di rotazione dell'aeromobile [rad/s], l'accelerazione di rotazione [rad/s<sup>2</sup>] e l'accelerazione lineare del dato dell'aeromobile [m/s<sup>2</sup>] sono input alla porta 5, nel lato superiore del modello, che è una porta remota. Ulteriori rotazioni e spostamenti dovuti agli effetti di piegamento e torsione dell'ala possono essere considerati. Questi angoli di rollio, beccheggio, imbardata e gli spostamenti dx, dy, dz aggiuntivi del serbatoio arrivano in input dalla porta 1, la prima da sinistra nel lato inferiore. I flussi di calore possono essere applicati al gas e al liquido e la loro temperatura può essere monitorata rispettivamente dalle porte 7 e 8, lato sinistro a partire dal basso in figura 4.7. Pertanto, gli scambi di calore (gas/pareti, liquido/pareti) possono essere descritti esternamente grazie ai sottomodelli della libreria termica. Inoltre, un coefficiente di scambio di calore tra gas e liquido può essere impostato nel sottomodello. Nel serbatoio si fanno due assunzioni: temperatura omogenea del liquido, temperatura omogenea del gas.

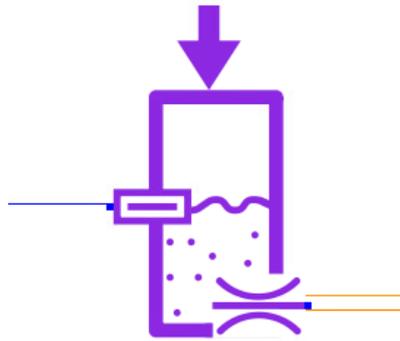
Nella tabella sottostante si riportano i parametri impostati per i serbatoi:

MAIN TANK	
Volume di liquido	1 m <sup>3</sup>
Temperatura iniziale liquido	20 C°
Temperatura iniziale gas	293.15 K
Area di scambio termico convettivo	2 m <sup>2</sup>
Lunghezza caratteristica dello scambio termico	1 m
Velocità del fluido	110 m/s
Temperatura aria esterna	-25 degC
Umidità relativa	10%
Pressione assoluta aria esterna	6.76 psi
FEEDER TANK	
Volume di liquido	0.245 m <sup>3</sup>
Temperatura iniziale liquido	20 C°
Temperatura iniziale gas	293.15 K
Fattore correzione volume	0.25
Area di scambio termico convettivo	0.4 m <sup>2</sup>
Lunghezza caratteristica dello scambio termico	1 m
Velocità del fluido	110 m/s
Temperatura aria esterna	-25 degC
Umidità relativa	10%
Pressione assoluta aria esterna	6.76 psi

I valori sono stati scelti per simulare il meglio possibile le caratteristiche dell'ATR-72 e le condizioni di crociera. Il volume di liquido nel MAIN TANK è impostato su 1 m<sup>3</sup> perché Amesim non consente misure maggiori ma in questo caso non risulta essere una differenza fondamentale. Il tempo di simulazione non è infatti così lungo da richiedere quantità elevate di carburante. Il fattore di correzione volume nel FEEDER TANK è necessario per avere un serbatoio più piccolo, in linea con le dimensioni tipiche dei pozzetti dell'ATR. Inoltre, il volume di liquido è 0.245 m<sup>3</sup> per consentire l'ingresso di una leggera quantità di carburante in più, sia per compensare il picco iniziale della pompa elettrica sia per attenersi alle specifiche dell'ATR che prevedono un volume extra per consentire l'espansione del carburante qualora questo si dovesse espandere a causa delle variazioni di temperatura. I parametri di scambio termico convettivo invece servono a simulare il raffreddamento imposto dall'aria esterna e si considera una piastra piana con area uguale alle superfici superiori e inferiori dei serbatoi. I flussi termici risultanti vengono dati in input alla porta 8.

**Fori serbatoi:** sono state utilizzate tre tipologie di fori. La prima tipologia, figura 4.8, gestisce soltanto il passaggio di liquido, mai di gas, e connette i serbatoi al sistema di alimentazione carburante. Se l'orifizio è sommerso dal liquido il flusso si calcola attraverso la pressione idrostatica alle coordinate in cui il foro è posizionato, altrimenti il flusso è consentito solo se la pressione all'esterno, dunque nella tubazione connessa al foro, è maggiore di quella all'interno del serbatoio. È un componente adiabatico, tutta l'energia dissipata nel foro viene trasferita al liquido; nulla viene scambiato con l'esterno. Ove presenti, i fori di questo tipo sono stati

posizionati il più vicino possibile al fondo del serbatoio, per diminuire il più possibile il carburante inutilizzabile e sfruttare l'azione della gravità per aiutare il pompaggio, e con diametri uguali a quelli delle tubazioni ad essi connesse.



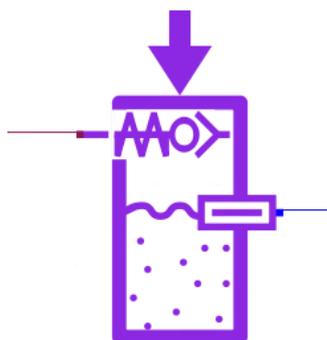
*Figura 4.8 Foro per liquido.*

In figura 4.9 è raffigurato invece il foro utilizzato per il gas, che consente di simulare la presenza del sistema di ventilazione. Funziona allo stesso modo del foro per liquido, con la differenza che questo è dotato di una check valve, una valvola unidirezionale che si apre solamente quando il gas all'interno del serbatoio raggiunge una certa *cracking pressure*, pressione di apertura, definita dall'utente. In riferimento all'immagine 4.9, la porta 3 è la porta a destra del modulo, mentre la porta 1 è la porta a sinistra. La pressione che determina l'apertura o la chiusura della valvola viene così calcolata:

$$(P_{gas\ at\ port\ 3} - P_{gas\ at\ port\ 1}) > P_{crack}$$

Se questa condizione è vera il gas può fluire fuori dal serbatoio.

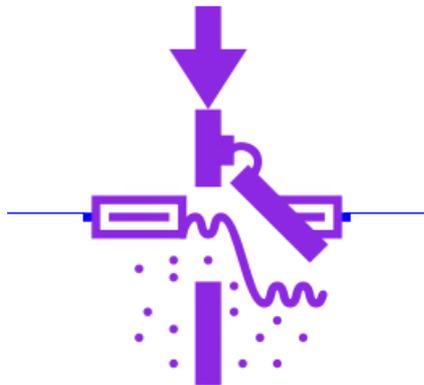
I fori di questo tipo sono stati posizionati nella parte alta del serbatoio e con una pressione di apertura della valvola tale da consentire una leggera pressurizzazione dei serbatoi.



*Figura 4.9 Foro per gas.*

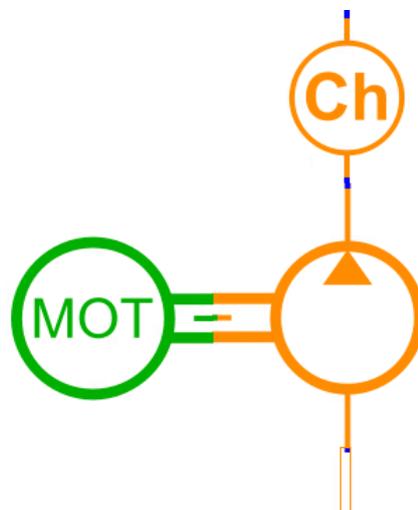
La terza e ultima tipologia è rappresentata in figura 4.10, ed è una semplice *flap valve*, unidirezionale, con un proprio foro associato, che si apre quando la pressione nel **main tank** è maggiore di quella nel **feeder** e consente il passaggio del fluido solamente da **main a feeder**.

Queste valvole sono posizionate nella parte bassa del serbatoio e hanno pressione di apertura nulla, in modo da poter essere funzionanti non appena ci dovesse essere un guasto nel sistema di alimentazione del feeder.



*Figura 4.10 Flap valve.*

**Pompe a motore:** per la modellazione della pompa elettrica e della pompa motore si è scelto di utilizzare lo stesso modello: una pompa termoidraulica unidirezionale, ideale (non ci sono perdite né meccaniche né per il fluido), adiabatica e isoentropica. Il modulo MOT, visibile in figura 4.11, è il motore che mette in moto la pompa e di cui è possibile definire i giri al minuto.



*Figura 4.11 Pompa a motore.*

Uno degli input da fornire alla pompa è il *displacement* per rivoluzione, che consente di definire la portata, insieme alla velocità di rotazione:

$$q = displ \cdot speed \left[ \frac{L}{min} \right]$$

I flussi di massa vengono calcolati come:

$$\begin{aligned} dm_{out} &= q \cdot \rho(p_{up}, t_{up}) \\ dm_{in} &= -dm_{out} \end{aligned}$$

In cui la densità dipende dai valori di pressione e temperatura a monte (*upstream*) calcolati come:

$$\begin{aligned} p_{up} &= fact \cdot p_1 + (1 - fact) \cdot p_2 \\ t_{up} &= fact \cdot t_1 + (1 - fact) \cdot t_2 \end{aligned}$$

$p_1, p_2$  sono le pressioni alle porte 1 e 2 della pompa, rispettivamente, mentre il coefficiente *fact* dipende dalla velocità all'albero motore tramite la relazione:

$$fact = \frac{\left[ \tanh \left( speed \cdot \frac{1000}{w_{typ}} \right) + 1 \right]}{2}$$

Questo coefficiente varia tra 0 e 1 e serve a garantire una transizione lineare nel caso in cui la pompa dovesse cambiare direzione di rotazione. Il calcolo dei flussi entalpici dipende dalla direzione di rotazione dell'albero della pompa. Se la velocità è maggiore di 0 allora la porta 2 è l'output e la porta 1 è l'input, viceversa se la velocità è minore di 0. In entrambi i casi si calcola come:

$$\begin{aligned} dmh_{in} &= dm_{in} \cdot h(p_{up}, t_{up}) \\ dmh_{out} &= dmh_{in} + torque \cdot speed \end{aligned}$$

Dove:  $dmh_{out-in}, dm_{out-in}$  sono la variazione di flusso entalpico e di flusso di massa alla porta di output/input;  $h(p_{up}, t_{up})$  è l'entalpia calcolata a monte della pompa e *torque* è la coppia all'albero ed è uguale a

$$torque = (p_2 - p_1) \cdot displ$$

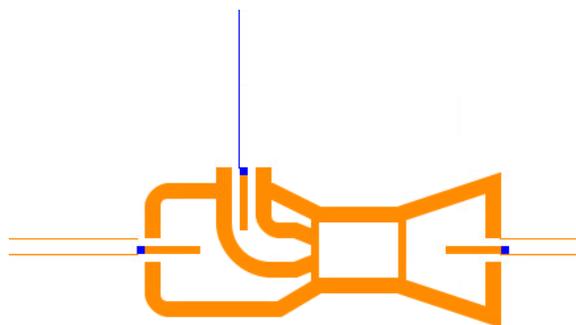
Di seguito si riportano i parametri impostati per le pompe a motore:

POMPA MOTORE	
Displacement	50 cc/rev
RPM motore	1200 rpm
BOOSTER PUMP	
Displacement	100 cc/rev
RPM motore	580 rpm
Durata accensione	10 secondi

La POMPA MOTORE simula, appunto, la pompa motore (che solitamente è una gear pump a più stadi) alimentata tramite il gear box accessorio. Questa tipologia di pompe ha solitamente RPM elevati e displacement piccolo, da qui la scelta dei valori indicati in tabella. La portata totale risulta essere 60 L/min ed è divisa tra alimentazione del motore e le due jet pump.

La pompa elettrica (BOOSTER PUMP) è la pompa di alimentazione secondaria, che entra in funzione all'accensione o quando si verifica una failure della jet pump. Per questo motivo si impone una durata di accensione di 10 secondi, per verificare che il sistema funzioni correttamente in una delle due situazioni sopracitate.

**Jet pump:** Il principio di funzionamento di un ejector è quello di trasferire energia cinetica da un flusso primario per guidare un flusso secondario attraverso la miscelazione dei flussi. Il flusso primario viene accelerato nell'ugello primario, il che induce una caduta di pressione all'uscita dell'ugello. Il flusso secondario viene poi miscelato con il flusso primario lungo la camera di miscelazione (o gola). Il flusso miscelato passa attraverso un diffusore che viene utilizzato per recuperare la pressione statica (conversione da energia cinetica ad energia di pressione). La bocchetta primaria e l'ingresso secondario sono caratterizzati da coefficienti di perdita per attrito. Per la camera di miscelazione e il diffusore, possono essere scelti due insiemi di parametri: generici, i coefficienti di perdita per attrito sono direttamente impostati; geometrici: i coefficienti di perdita per attrito sono calcolati a partire dalle dimensioni geometriche. Nel caso in esame si è scelto di utilizzare coefficienti preimpostati, dunque utilizzando il metodo generico.



*Figura 4.12 Icona Jet Pump.*

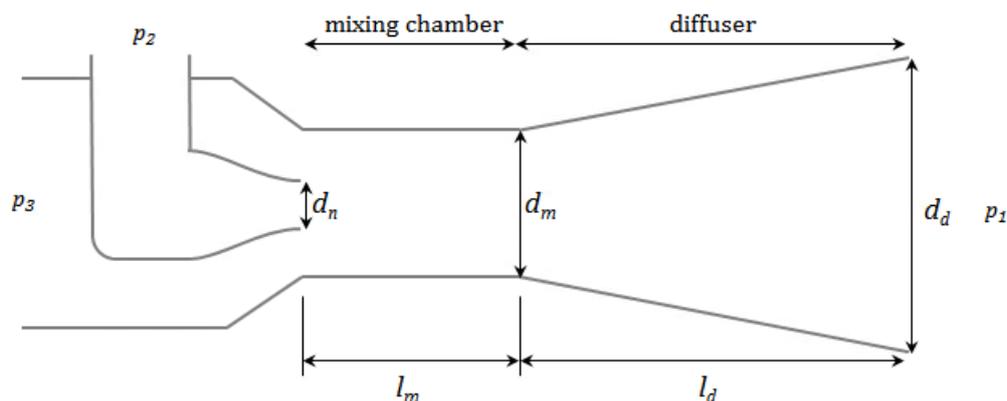


Figura 4.13 Schema jet pump.

Le dimensioni impostate per il modello, in riferimento allo schema in figura 4.13, sono il diametro dell'ugello primario  $d_n$  e il diametro della camera di mescolamento  $d_m$ , con quest'ultimo che deve essere necessariamente più grande del diametro dell'ugello. Si può definire un rapporto di aree per queste due dimensioni, denominato R e definito come:

$$R = \frac{d_n^2}{d_m^2}$$

Solitamente, questo rapporto di aree ha valori compresi tra 0.02 e 0.9.

Per determinare le cadute di pressione nell'ugello primario e nella presa secondaria si utilizzano i coefficienti di perdita per attrito:  $K_p$  per l'ugello primario e  $K_s$  per la presa secondaria. Con il metodo di definizione generico per i coefficienti di perdita per attrito vanno definiti anche:  $K_m$ , coefficiente di perdita della camera di mescolamento e  $K_d$ , coefficiente di perdita per il diffusore. Nella tabella sottostante sono indicati gli intervalli raccomandati per questi parametri.

Coefficiente	Intervallo consigliato
$K_p$	[0.04, 1.0]
$K_s$	[0, 1.0]
$K_m$	[0.05, 0.3]
$K_d$	[0.05, 0.2]

Per i calcoli idraulici vengono fatte le seguenti assunzioni:

- I flussi primari e secondari sono liquidi.
- Il flusso all'interno della pompa è incomprimibile e stazionario.
- Lo spessore della parete dell'ugello all'uscita è zero.

- La pompa ha geometria cilindrica e la camera di mescolamento ha area costante.
- Il mixing dei flussi primari e secondari è completo all'uscita della camera di mescolamento.
- Il componente è adiabatico, non viene scambiata energia con l'ambiente esterno alla pompa.

Applicando il teorema di Bernoulli tra l'ingresso e l'uscita dell'ugello primario si ottiene:

$$p_2 - p_n = (1 + K_p) \cdot \frac{\rho_2 v_n^2}{2} \quad (1)$$

Dove  $p_n$  e  $v_n$  sono rispettivamente la pressione statica e la velocità del flusso all'uscita dell'ugello primario,  $\rho_2$  la densità all'ingresso dell'ugello primario.

Effettuando la stessa operazione per l'ugello secondario:

$$p_3 - p_n = (1 + K_s) \cdot \frac{\rho_3 v_s^2}{2} \quad (2)$$

In cui  $\rho_3$  è la densità valutata all'ingresso dell'ugello secondario e  $v_s$  è la velocità all'uscita del medesimo ugello.

Nella camera di mescolamento i flussi primario e secondario sono mischiati e, come detto in precedenza, si assume che il mescolamento sia completo all'uscita della camera, o in altre parole all'ingresso del diffusore. Applicando la conservazione della quantità di moto attraverso la camera di mescolamento si ottiene:

$$A_m(p_n - p_d) - \Phi = (dm_2 + dm_3)v_d - dm_2v_n - dm_3v_s \quad (3)$$

Dove  $A_m$  è l'area della camera di mescolamento,  $p_d$  la pressione statica all'ingresso del diffusore,  $v_d$  la velocità del flusso a ingresso diffusore.  $\Phi$  definisce le perdite per attrito all'interno della camera di mescolamento come:

$$\Phi = A_m K_m \frac{\rho_d v_d^2}{2}$$

Anche al diffusore è possibile applicare Bernoulli, tra ingresso e uscita:

$$p_1 - p_d = (1 - K_d) \frac{\rho_d v_d^2}{2} \quad (4)$$

Dove  $\rho_d$  è la densità di mescolamento all'ingresso del diffusore.

Per quanto riguarda le portate, la portata all'ugello principale si può dedurre dalla velocità del flusso all'uscita dell'ugello primario tramite l'equazione (1), come:

$$q_2 = v_n A_n = \frac{v_n \pi}{4} d_n^2 \quad (5)$$

Mentre la portata in ingresso alla presa da cui entra il flusso indotto si può valutare tramite la velocità all'uscita dell'ugello secondario, già utilizzata nell'equazione (2):

$$q_3 = v_s A_s = \frac{v_s \pi}{4} (d_m^2 - d_n^2) \quad (6)$$

Nelle equazioni (3) e (4), la velocità  $v_d$  e la densità di mescolamento  $\rho_d$  possono essere espresse in termini di portata volumica e densità agli ingressi dei due ugelli. Risolvendo le equazioni (1), (2), (3) e (4) tramite le equazioni (5) e (6), si ottengono le portate ai due ugelli, insieme alle pressioni statiche  $p_n$  e  $p_d$ .

Le portate in massa all'ingresso dei due ugelli si ottengono nel seguente modo:

$$dm_2 = \rho q_2; \quad dm_3 = \rho q_3$$

Che permettono di ottenere le portate all'uscita del diffusore:

$$q_1 = -q_2 - q_3; \quad dm_1 = -dm_2 - dm_3$$

Si utilizza il meno poiché nella convenzione di Amesim le portate in ingresso sono considerate negative.

Infine valutare l'efficienza della pompa, tramite due rapporti. Il rapporto di pressioni  $N$ :

$$N = \frac{p_1 - p_3}{p_2 - p_1}$$

Il rapporto di portate volumetriche  $M$ , definito come il rapporto tra flusso secondario e primario:

$$M = \frac{q_3}{q_2}$$

Attraverso le due quantità appena definite si può valutare l'efficienza come:

$$\eta = \frac{q_3(p_1 - p_3)}{q_2(p_2 - p_1)} = M \cdot N$$

Nella tabella sottostante si riportano i parametri settati per le due jet pump:

FEEDER	
Diametro ugello primario	2.05 mm
Diametro camera di mescolamento	26.6 mm
ENGINE FEED	
Diametro ugello primario	2.05 mm
Diametro camera di mescolamento	19 mm
PARAMETRI COMUNI	
$K_p$	0.05
$K_s$	0.1
$K_m$	0.1
$K_d$	0.1

I diametri degli ugelli e delle camere di mescolamento sono stati impostati in modo da garantire alta pressione (diametro ugello) e corretta portata in uscita (diametro camera di mescolamento). I diametri degli ugelli sono uguali per le due pompe in modo da avere la stessa portata in ingresso. Tali portate sono una parte di quella prodotta dalla pompa motore. I coefficienti di perdita per attrito sono invece stati lasciati uguali a quelli di default.

**Valvole unidirezionali:** modello di una semplice valvola di ritegno utilizzata per consentire un'unica direzione del flusso. La valvola è normalmente chiusa. Quando la caduta di pressione attraverso la valvola supera la pressione di apertura della valvola di ritegno, la valvola si apre e consente al fluido di scorrere attraverso in modo che la caduta di pressione venga regolata alla pressione di apertura. La portata e la caduta di pressione caratteristiche sono lineari durante la regolazione della valvola. Un'isteresi funzionale può essere specificata nel modello al fine di tenere conto degli effetti di attrito secco. Il modello è adiabatico, il che significa che l'energia dissipata nella valvola di ritegno viene interamente trasferita al liquido. Nulla viene scambiato con l'esterno. Dato che vengono utilizzate solo per garantire

l'unidirezionalità del flusso tutte le valvole nel modello hanno pressione di apertura nulla, in modo da diminuire al minimo le perdite nel circuito.



*Figura 4.14 Icona check valve.*

**Orifizio:** questo sottomodello viene utilizzato per imporre un restringimento nel circuito idraulico, che agisce effettivamente come un ostacolo contro cui le pompe devono lavorare. Il fine ultimo è quello di ottenere i valori di pressione desiderati. Dato che il motore in questo caso viene simulato semplicemente come un serbatoio infinito in cui far fluire il carburante che proviene dai serbatoi del velivolo, l'orifizio è necessario per ottenere valori di pressione realistici poiché, altrimenti, l'unica pressione registrata nel circuito sarebbe quella del serbatoio finale. Inoltre, variando il diametro dell'orifizio è possibile anche variare la portata di carburante al motore, simulando diverse condizioni di manetta/operative.



*Figura 4.15 Icona orifizio.*

L'unico orifizio presente nel circuito ha diametro costante nel tempo, pari a 2.12 mm, e sezione circolare. Tale dimensione è stata determinata per ottenere le corrette pressioni e portate di carburante in ingresso al motore.

**Tubazioni/Conessioni dirette/Camere idrauliche generiche:** le connessioni dirette (linee **blu**), le tubazioni (linee **arancio**) e le camere idrauliche generiche (contrassegnate dalla dicitura "Ch") sono state posizionate nel modello con lo scopo di adattarsi al meglio alle condizioni operative da simulare, senza quindi particolare attenzione rispetto a precise lunghezze/dimensioni che solitamente si trovano su

aeromobili di questo tipo. Ovviamente, si è cercato di evitare dimensioni assolutamente irragionevoli.

L'accorgimento più importante adottato è stato dimensionare le tubazioni in uscita dalle jet pump leggermente più larghe rispetto a quelle in ingresso, in modo da poter gestire e consentire le maggiori portate in uscita.

#### 4.4.2 Lato Thermal Management System

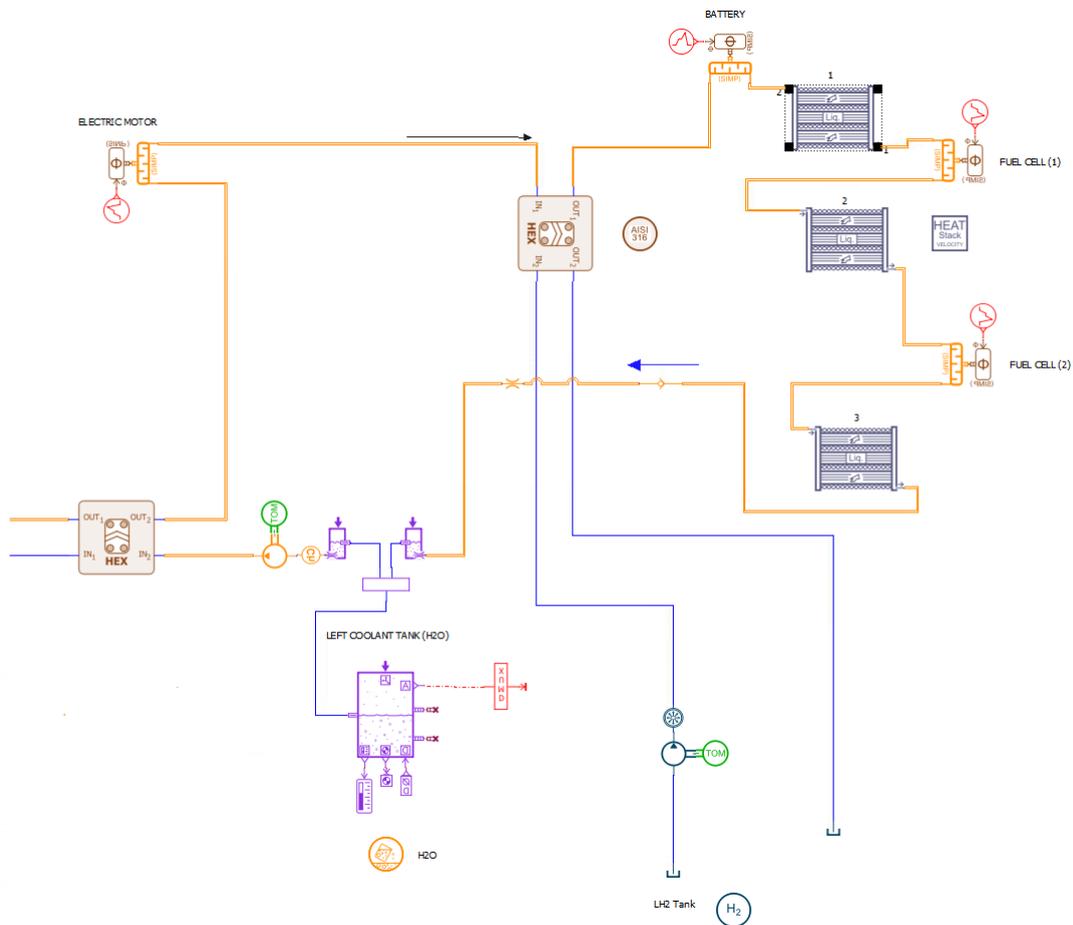


Figura 4.16 TMS modellato in Amesim.

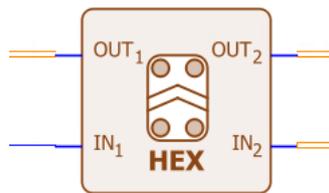
Come si può vedere dalla figura 4.16, la maggior parte dei componenti sono simili, se non identici, a quelli già descritti nel paragrafo precedente in cui viene trattato il lato kerosene. Le peculiarità principali risiedono nel fatto che il serbatoio è utilizzato per contenere il liquido refrigerante, acqua, e nei componenti che simulano gli scambiatori di calore. Nei velivoli convenzionali non è presente un vero e proprio sistema TMS, se non per il sistema ECS (*Environmental Control System*) che regola le condizioni ambientali in cabina, poiché i motori a turbina riescono a cedere i carichi termici in eccesso all'ambiente attraverso i gas di scarico. La vera componente innovativa di questo progetto risiede infatti nel sistema TMS, che deve gestire il raffreddamento dei motori elettrici, delle batterie e della fuel cell, oltre a

dover scaldare l'idrogeno per renderlo gassoso e dunque utilizzabile nella cella carburante.

Prendendo dunque a riferimento la figura 4.16 si può osservare il circuito di raffreddamento, che segue questo percorso: l'acqua contenuta nel serbatoio viene pompata verso lo scambiatore acqua-carburante in cui il liquido refrigerante cede calore al fuel; l'acqua procede poi verso lo scambiatore acqua-idrogeno, in cui l'idrogeno assorbe una parte del calore dell'acqua e viene riscaldato dai 20 K circa fino alla temperatura dell'acqua e ritorna gassoso; l'acqua raffreddata ora viene utilizzata per raffreddare prima il motore elettrico, poi la batteria e successivamente il primo stack della fuel cell, che è diviso in due scambiatori identici per poter meglio gestire i carichi termici estremamente elevati; prima di entrare nel secondo stack l'acqua passa attraverso un radiatore ad aria che la raffredda e subito dopo viene utilizzata per raffreddare il secondo stack della fuel cell; infine, il liquido refrigerante torna nel serbatoio e il circuito è completo. Tutto il circuito viene mantenuto in pressione, onde evitare l'ebollizione dell'acqua e permettere che questa possa assorbire carichi termici maggiori e di conseguenza temperature maggiori rimanendo allo stato liquido.

I componenti utilizzati per il circuito TMS sono i seguenti, si tralascia la descrizione di quei componenti già descritti nel paragrafo dedicato al lato kerosene:

**Scambiatore acqua-carburante.** Questo scambiatore è stato creato tramite il tool HEX di Amesim, che permette di creare varie tipologie di scambiatori a seconda dei liquidi/gas in gioco e delle tipologie costruttive.



*Figura 4.17 Icona scambiatore acqua-fuel.*

Nelle immagini seguenti è riportato un esempio della sequenza di creazione dello scambiatore.

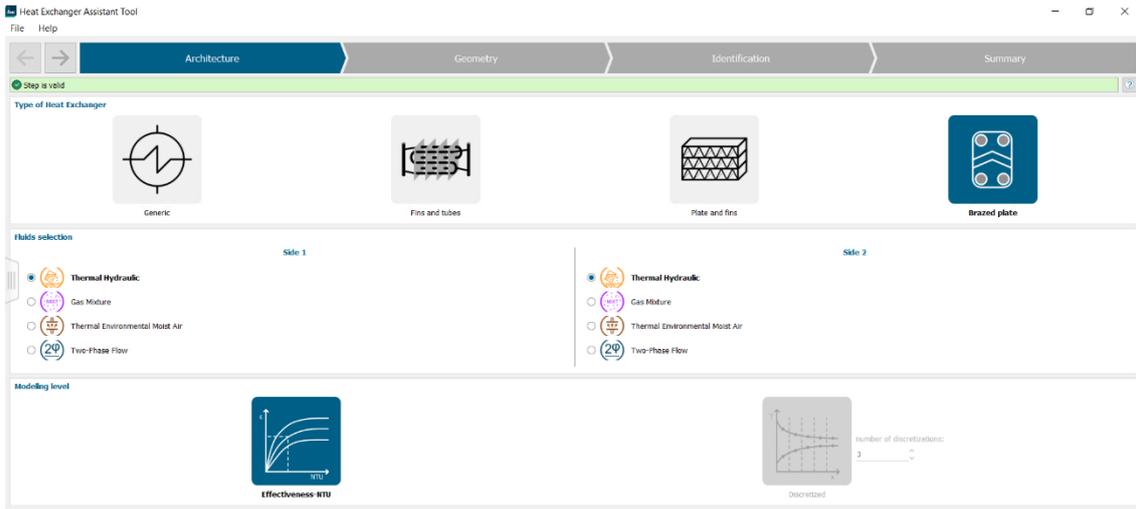


Figura 4.18 Primo step creazione scambiatore, architettura.

Nel primo step si sceglie l'architettura e il metodo di calcolo, nel nostro caso si utilizza una configurazione a *cold plate* e metodo efficienza-NTU, con due liquidi termo-idraulici coinvolti nello scambio (acqua e carburante).

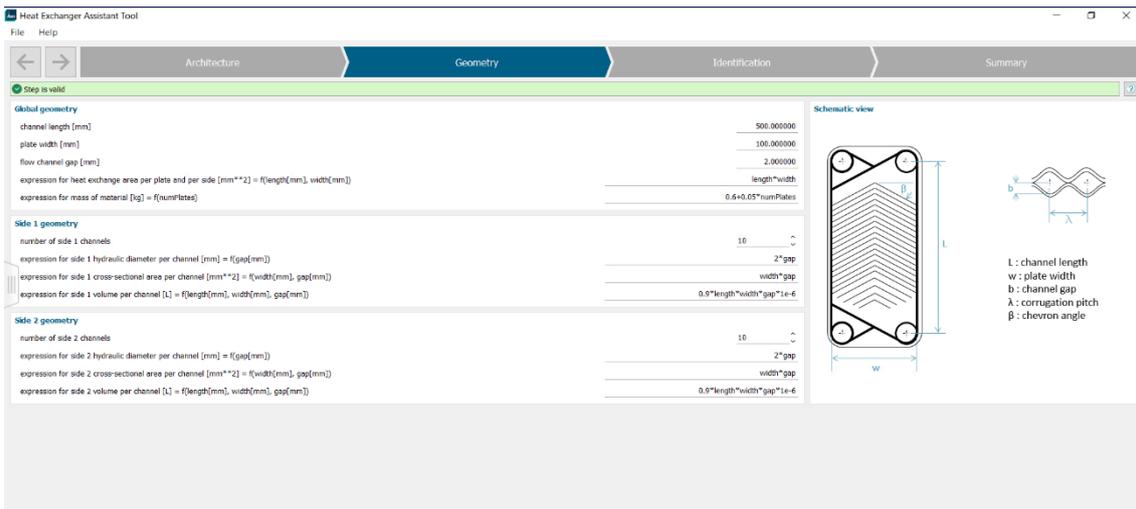


Figura 4.19 Secondo step, geometria.

Nel secondo step si definiscono i parametri geometrici dello scambiatore, che possono comunque essere modificati in un secondo momento. Alcuni vengono inseriti direttamente dall'utente, altri vengono ricavati tramite delle relazioni, anch'esse modificabili dall'utente.

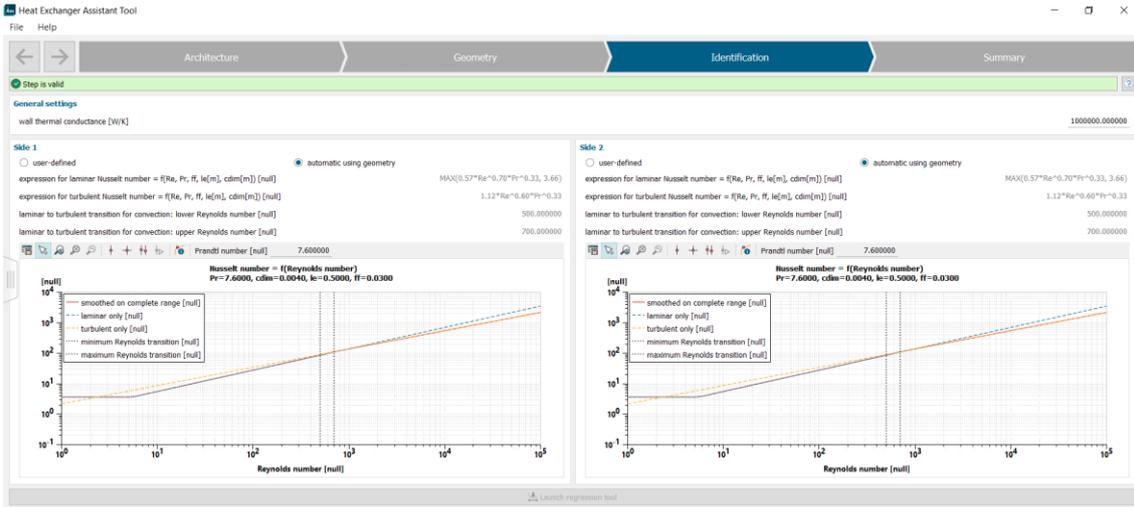


Figura 4.20 Terzo step, identificazione.

Per il terzo passaggio si impostano le relazioni per il calcolo del numero di Nusselt, che possono essere definite dall'utente o, come nel caso utilizzato in questa trattazione, ricavate automaticamente in base alla geometria dello scambiatore. Inoltre, si può definire la conducibilità termica della parete [W/K].

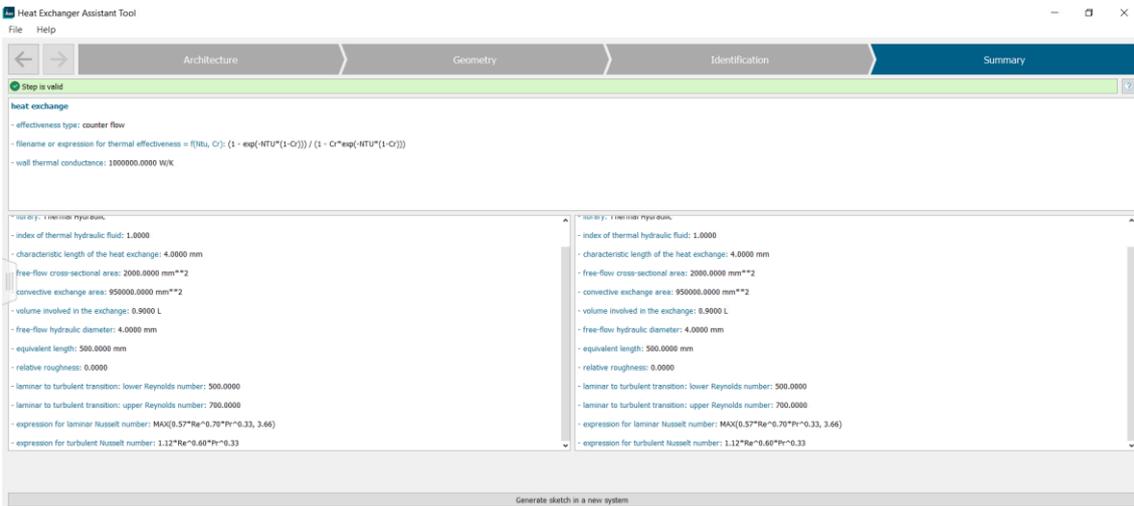


Figura 4.21 Quarto step, riepilogo e conferma.

Come ultimo step viene presentata una schermata di riepilogo, in cui vengono evidenziati i parametri impostati. In particolare, si nota quale curva di efficienza viene utilizzata (**counter flow**), l'espressione con cui si valuta l'efficienza

$$f(Ntu, Cr) = \frac{1 - e^{-NTU(1-Cr)}}{1 - Cr e^{-NTU(1-Cr)}}$$

e il valore scelto per la conducibilità termica di parete.

Verrà ora esposto il metodo efficienza-NTU, utilizzato per tutti gli scambiatori presenti in questa trattazione.

Il metodo  $\varepsilon - NTU$  è valido scambi di calore in condizioni stazionarie. Un fluido caldo con portata in massa  $dm_{hot} \left[ \frac{kg}{s} \right]$  entra nello scambiatore alla temperatura  $T_{hot,in} [C^{\circ} o K]$  ed esce alla temperatura  $T_{hot,out} [C^{\circ} o K]$ . Dall'altro lato un fluido freddo con portata in massa  $dm_{cold} \left[ \frac{kg}{s} \right]$  entra nello scambiatore alla temperatura  $T_{cold,in} [C^{\circ} o K]$  ed esce alla temperatura  $T_{cold,out} [C^{\circ} o K]$ .



Figura 4.22 Schema scambiatore con metodo efficienza-NTU.

Qualsiasi sia lo scambiatore di calore, il carico termico scambiato tra fluido caldo e fluido freddo non può superare un valore massimo  $Q_{max}$ . Questo valore è dato da:

$$Q_{max} = C_{min}(T_{hot,in} - T_{cold,in})$$

Dove  $C_{min}$  è la minima capacità di flusso di calore definito come:

$$C_{min} = \min(|dm_{hot}| \cdot C_{p_{hot}}, |dm_{cold}| \cdot C_{p_{cold}})$$

Nel metodo  $\varepsilon - NTU$  il flusso di calore si scrive:

$$Q = \varepsilon \cdot Q_{max}$$

In cui  $\varepsilon$  è l'efficienza o l'efficacia termica dello scambiatore.

L'efficienza si può definire come funzione del numero di unità di trasferimento NTU e del rateo di capacità del flusso.

$$\varepsilon = f(NTU, Cr)$$

NTU e Cr sono definiti come:

$$NTU = (UA)/(C_{\min})$$

$$Cr = \frac{C_{\min}}{C_{\max}}$$

In cui,

$$UA = \frac{1}{R_{hot} + R_{wall} + R_{cold}}$$

$$C_{max} = \max(|dm_{hot}| \cdot C_{p_{hot}}, |dm_{cold}| \cdot C_{p_{cold}})$$

$R_{hot}, R_{wall}, R_{cold}$  sono le resistenze termiche di parete in [K/W] a livello del fluido caldo, parete e fluido freddo, rispettivamente.

La conoscenza (a livello teorico o sperimentale) dell'efficienza  $\varepsilon$  e delle resistenze termiche permette il calcolo completo delle prestazioni degli scambiatori termici.

<b>GEOMETRIA GLOBALE</b>			
Lunghezza canale = L	700		mm
Larghezza piastra = W	200		mm
Separazione tra canali = G	2		mm
Area di scambio	L*W	140000	mm <sup>2</sup>
<b>LATO 1 (FUEL)</b>			
Numero canali	13		
Diametro idraulico	2*G	4	mm
Sezione canali	W*G	400	mm <sup>2</sup>
Volume canali	0.9*L*W*G*10 <sup>(-6)</sup>	0.252	L
<b>LATO 2 (H2O)</b>			
Numero canali	13		
Diametro idraulico	2*G	4	mm
Sezione canali	W*G	400	mm <sup>2</sup>
Volume canali	0.9*L*W*G*10 <sup>(-6)</sup>	0.252	L

Nella tabella sopra sono riportate le misure definite per lo scambiatore insieme alle espressioni che il software utilizza per ricavare il resto dei parametri da utilizzare nei calcoli. Le dimensioni e il numero di canali sono stati decisi dopo un processo

iterativo nel quale l'obiettivo è stato trovare i valori che potessero conciliare al meglio compattezza dello scambiatore ed efficacia di scambio termico.

**Scambiatore acqua-idrogeno.** Per questo scambiatore il funzionamento è sostanzialmente diverso rispetto a quanto già descritto per il precedente acqua-carburante. La differenza sta nel fatto che l'idrogeno è definito come un fluido bifasico, dato che passa da liquido a gassoso all'interno dello scambiatore, e in questo caso il software impone un metodo di calcolo delle prestazioni discretizzato. Inoltre, per questa tipologia di scambiatori liquido termo idraulico-liquido bifasico, Amesim richiede anche di definire il materiale della parete tra i due fluidi. Per questo caso si è scelto una lega di acciaio AISI 316, dato che nelle applicazioni più comuni per scambiatori di calore per l'idrogeno si utilizzano pareti in lega di acciaio. La portata di idrogeno in entrata è stata decisa tramite la formula:

$$\text{quantità di idrogeno (kg)} = \frac{(P(kW) \cdot t(h) \cdot 3600s)}{\eta(\%) \cdot LHV \left( \frac{kJ}{kg} \right)}$$

In cui P è la potenza della fuel cell in kW, t è il tempo di funzionamento in ore,  $\eta$  è l'efficienza e LHV è il *Lower Heating Value* dell'idrogeno (120.000 kJ/kg). Nel nostro caso si ha una fuel cell da 1,2 MW e si considera un'efficienza del 50%. Per trovare la quantità in massa di H2 da fornire al secondo è sufficiente considerare un'ora di utilizzo e dividere il risultato per 3600. Si ottiene dunque 0,02 kg/s di idrogeno necessari ad alimentare la fuel cell.

Nella tabella sottostante sono riportate le dimensioni dello scambiatore. Anche in questo caso il processo di definizione dei valori è stato iterativo, con la stessa prerogativa dello scambiatore acqua-carburante: trovare il miglior compromesso tra compattezza e prestazioni.

<b>GEOMETRIA GLOBALE</b>			
Lunghezza canale = L	900		mm
Larghezza piastra = W	400		mm
Separazione tra canali = G	2		mm
Area di scambio	L*W	360000	mm <sup>2</sup>
Massa materiale	0.6+0.05*Npiastre	36.1	kg
<b>LATO 1 (H2O)</b>			
Numero canali	35		
Diametro idraulico	2*G	4	mm
Sezione canali	W*G	800	mm <sup>2</sup>
Volume canali	0.9*L*W*G*10 <sup>(-6)</sup>	0.648	L
<b>LATO 2 (LH2)</b>			
Numero canali	35		
Diametro idraulico	2*G	4	mm
Sezione canali	W*G	800	mm <sup>2</sup>
Volume canali	0.9*L*W*G*10 <sup>(-6)</sup>	0.648	L

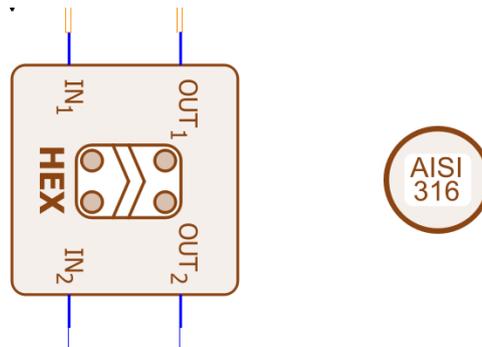


Figura 4.23 Icona scambiatore acqua-idrogeno con accanto il modulo che definisce il materiale della parete.

**Scambiatori acqua-motore elettrico, acqua-batteria, acqua- fuel cell.** Per quanto riguarda gli scambiatori che, tramite l'acqua, devono raffreddare il motore elettrico, le batterie e la fuel cell si è scelto di utilizzare lo stesso modello per tutti e tre.

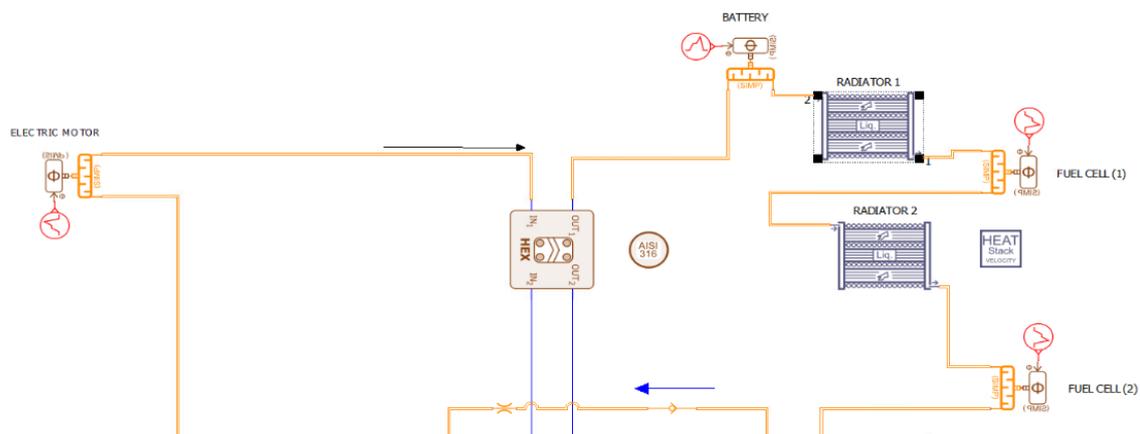


Figura 4.24 Scambiatori batteria, Fuel Cell, Motore elettrico.

La simulazione di questi moduli si ottiene utilizzando tre componenti:

1. **Half heat exchanger:** questo componente modella uno scambiatore di calore a partire da pochi parametri dimensionali e in cui tutti i calcoli avvengono tramite il metodo  $\varepsilon - NTU$  esposto nel paragrafo precedente. Può essere utilizzato in combinazione con un altro modulo identico per simulare lo scambio termico tra due fluidi o, come nel caso di questa tesi, singolarmente fornendo un carico termico arbitrario in input.

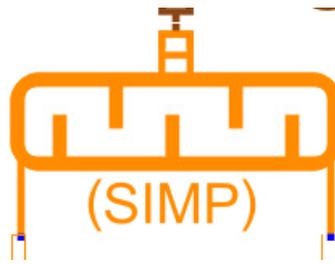


Figura 4.25 Icona half heat exchanger.

2. **Heaterflux\_piloted.** Questo componente permette di imporre una temperatura o un flusso termico in ingresso allo scambiatore e dunque di simulare il carico termico che l'acqua deve assorbire. Questo valore di temperatura/carico termico viene imposto tramite un segnale fornito in input e definito dall'utente. Nel nostro caso in cui viene fornito il carico termico in Watt, quest'ultimo viene direttamente dato in input nel *half heat exchanger*.

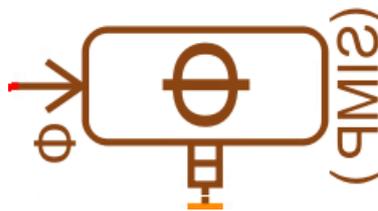


Figura 4.26 Icona heaterflux\_piloted.

3. **Sorgente di segnale a tratti.** Il terzo ed ultimo componente che costituisce i modelli di scambiatori è una sorgente di segnali numerici adimensionali. Tramite questo modulo è possibile imporre un valore in ingresso al componente 2 che viene automaticamente tradotto in carico termico in Watt. Si possono inoltre definire 8 step di durata diversa per simulare cicli di carico differenti, con valori costanti o variabili linearmente nel tempo.



Figura 4.27 Icona sorgente di segnali a tratti.

Questa configurazione di scambiatori permette di simulare più facilmente il circuito di raffreddamento, ponendo maggiore attenzione dove è necessaria, cioè sulle prestazioni del circuito stesso e non su quelle dei singoli componenti da raffreddare.

H2O – MOTORE ELETTRICO	
Volume coinvolto nello scambio	5 L
Sezione flusso libero	1 m <sup>2</sup>
Diametro idraulico	3 mm
Carico termico	120 kW

H2O – BATTERIE	
Volume coinvolto nello scambio	5 L
Sezione flusso libero	0.8 m <sup>2</sup>
Diametro idraulico	5 mm
Carico termico	18 kW

H2O – FUEL CELL 1 e 2	
Volume coinvolto nello scambio	5 L
Sezione flusso libero	1.1 m <sup>2</sup>
Diametro idraulico	3 mm
Carico termico per ogni cella	300 kW

**Radiatori acqua-aria.** Dopo la batteria e dopo ogni stack di raffreddamento per la fuel cell viene posizionato un radiatore per raffreddare l'acqua, a flussi incrociati. Si sfrutta dunque la velocità del velivolo e l'aria fredda esterna per consentire di dissipare un carico termico maggiore e impedire che la fuel cell superi i 90 gradi e che l'acqua vada in ebollizione. Anche in questo caso il calcolo delle prestazioni termiche si effettua utilizzando il metodo  $\varepsilon - NTU$ .

Il flusso di calore totale è la somma dei flussi di calore in ogni cella:

$$\Phi = \sum_i \Phi_i = \sum_i \varepsilon_i \cdot \Phi_{max,i}$$

In cui  $\Phi$  è il flusso di calore in Watt,  $i$  indica la cella  $i$ -esima,  $\varepsilon$  l'efficienza termica e  $\Phi_{max,i}$  il flusso di calore massimo alla cella  $i$ -esima. Quest'ultima variabile è calcolata come:

$$\Phi_{max,i} = C_{min,i}(T_{int,in,i} - T_{ext,in,i})$$

$$C_{min,i} = MIN(dm_{int,in,i} \cdot cp_{int,i}, dm_{ext,in,i} \cdot cp_{ext,i})$$

I pedici *int* e *ext* indicano fluido interno ed esterno rispettivamente mentre il pedice *in* sta per *inlet*.

Questo approccio consente un calcolo locale dello scambio di calore, che è essenziale per questa applicazione, poiché le condizioni sul lato del flusso esterno possono variare molto su tutta l'area frontale dello scambiatore di calore in termini di portata e temperatura di ingresso. Di conseguenza, i calcoli locali vengono eseguiti all'interno di ogni cella definita dalla mesh in Modalità Velocità o all'interno di ogni maschera in Modalità Pressione. I calcoli delle temperature di uscita locali (per entrambi i fluidi) vengono quindi calcolati a partire dal flusso di calore. Si noti che il flusso di calore è espresso come il flusso di calore verso il flusso esterno (con un flusso di calore positivo, la temperatura del flusso esterno aumenta mentre la temperatura del flusso interno diminuisce).

La modalità viene definita dal plugin HEAT STACK, indispensabile per poter utilizzare il radiatore all'interno del modello. Nel caso in esame si utilizza la modalità velocità.

Inoltre, del radiatore si definiscono i parametri geometrici (altezza, larghezza, spessore), quanti passaggi fa il liquido all'interno del radiatore, in quanti tubi viene diviso il liquido a ogni passaggio, velocità e temperatura del flusso esterno.

<b>Parametri iniziali</b>	
<b>RADIATOR 1</b>	
Larghezza	0.7 m
Altezza	0.6 m
Spessore	0.15 m
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	1
Tubi passaggio 1	1
<b>RADIATOR 2</b>	
Larghezza	0.7 m
Altezza	0.6 m
Spessore	0.15 m
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	1
Tubi passaggio 1	1
<b>RADIATOR 3</b>	
Larghezza	0.7 m
Altezza	0.6
Spessore	0.15
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	1
Tubi passaggio 1	1

I parametri geometrici, il numero di passaggi e il numero di tubi per ogni passaggio sono stati scelti in modo da ottenere una temperatura di uscita dell'acqua il più possibile bassa e costante, in modo da poter sempre raffreddare gli stack della fuel cell. Per quanto riguarda la velocità e la temperatura del flusso esterno, si è considerata una condizione di volo in crociera, a 6000 m circa di altitudine e a una

velocità di 396 km/h. La velocità imposta, come si può notare dal valore scritto in tabella, non corrisponde a quanto appena detto. Il motivo è che non è possibile, con questo modello, cambiare la densità dell'aria per eguagliare quella che si riscontra a 6000 m, e dunque si riduce la velocità in proporzione alla diminuzione di densità (in questo caso la densità è il 53% circa di quella a livello del mare). Questo consente di ottenere lo stesso risultato in termini di portata di aria, che è il parametro che effettivamente determina quanto il radiatore è in grado di raffreddare il liquido. I parametri sono denominati "iniziali" poiché sono stati scelti dei valori che consentissero, abbastanza rapidamente, di verificare la funzionalità del modello. Inoltre, come versione finale si è scelta una configurazione dei radiatori in serie (uno dietro l'altro) e posizionati in ordine 2-3-1, in modo da sfruttare la temperatura minore dell'aria dove è maggiormente necessario. Come si vedrà infatti, il primo radiatore deve dissipare il minor carico termico e ci riesce anche con una temperatura di aria più alta.

<b>Parametri finali</b>	
<b>RADIATOR 1</b>	
Larghezza	1 m
Altezza	1 m
Spessore	0.25 m
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	2
Tubi per ogni passaggio	2
<b>RADIATOR 2</b>	
Larghezza	1 m
Altezza	1 m
Spessore	0.25 m
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	3
Tubi passaggio 1	2
Tubi passaggio 2	2
Tubi passaggio 3	1
<b>RADIATOR 3</b>	
Larghezza	0.85 m
Altezza	0.85 m
Spessore	0.25
Velocità flusso esterno	60 m/s
Temperatura flusso esterno	-25 degC
Passaggi interni	3
Tubi passaggio 1	2
Tubi passaggio 2	2
Tubi passaggio 3	1

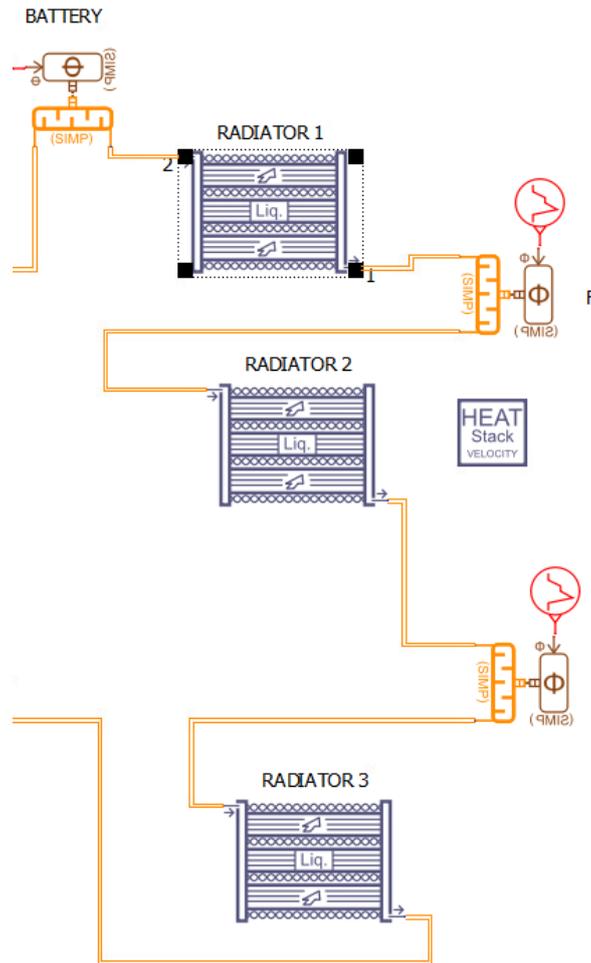


Figura 4.28 Radiatori acqua aria.

Si riportano infine i parametri adottati per la pompa a motore, che mette in moto l'acqua nel circuito, per il serbatoio d'acqua e per l'orifizio (anche in questo caso si utilizza per imporre una pressurizzazione al circuito).

SERBATOIO H2O	
Volume	0.7 m <sup>3</sup>
Temperatura iniziale liquido	20° C
Temperatura iniziale gas	293 K
POMPA ELETTRICA	
RPM	580 giri/min
Displacement	100 cc
ORIFIZIO	
Diametro	10 mm

Il serbatoio non è pieno al 100% poiché non è necessario avere una grande quantità di acqua a disposizione e anche per permettere l'espansione di liquido e gas qualora dovesse aumentare la temperatura. I parametri per la pompa sono stati scelti

conseguentemente alle esigenze di tempo di permanenza negli scambiatori, in particolare è necessaria una portata sufficiente a non far superare i 90 gradi Celsius nelle fuel cell. Per questo motivo si è arrivati alla portata di 58 L/min. Il diametro dell'orifizio, come anticipato, è necessario a imporre una pressione più alta di quella ambiente nel circuito, in questo caso di 2.5 bar circa, onde evitare che possibili innalzamenti di temperatura causino ebollizione dell'acqua.

# 5 Risultati

In questo capitolo vengono riportati i risultati ottenuti dalla simulazione del modello esposto nel capitolo 4. Verrà data maggiore attenzione ai risultati ottenuti dal lato TMS che, come già detto, rappresenta la vera innovazione per questa tipologia di velivoli.

Come tempi di simulazione si è scelto inizialmente 900 secondi e si assume di trovarsi in condizioni di crociera, per trovare i punti di stazionarietà di alcuni componenti è stato necessario simulare fino a 3000 secondi. Dove necessario, saranno presentati i risultati di una o dell'altra simulazione.

## 5.1 Risultati lato kerosene

Uno dei primi risultati attesi è relativo alla quantità di carburante contenuta nei due serbatoi. In linea di massima, il serbatoio principale deve svuotarsi per mantenere il pozzetto pieno, in modo da garantire una leggera sovrappressione a monte del circuito di alimentazione del motore. Osservando il grafico in figura 5.1 si può notare che il modello segue questa caratteristica: il MAIN si svuota in maniera costante nel tempo (la curva rossa ha sempre la stessa pendenza) mentre il FEEDER mantiene sempre la stessa massa di carburante al suo interno, con una leggerissima tendenza ascendente alla fine della simulazione.

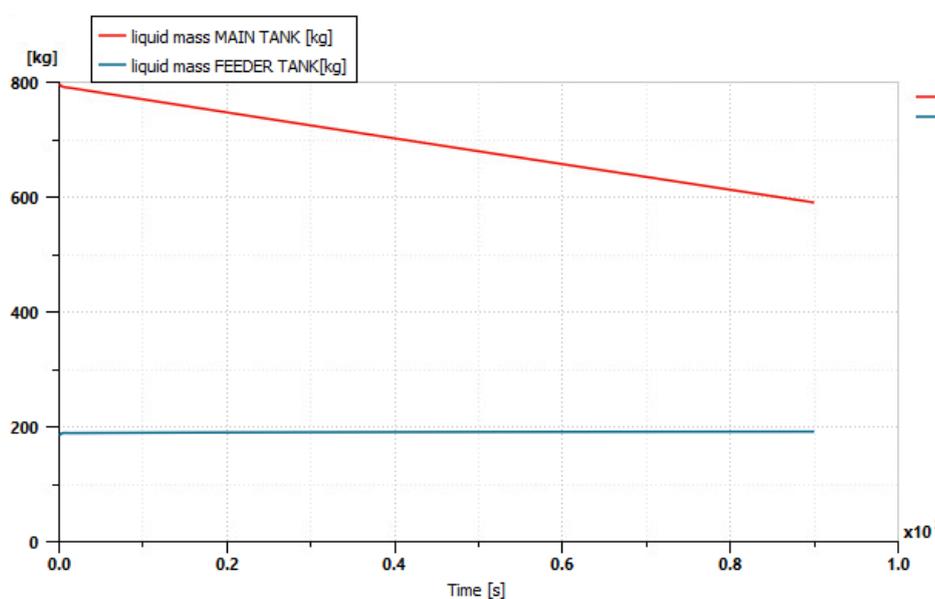


Figura 5.1 Confronto massa carburante MAIN e FEEDER.

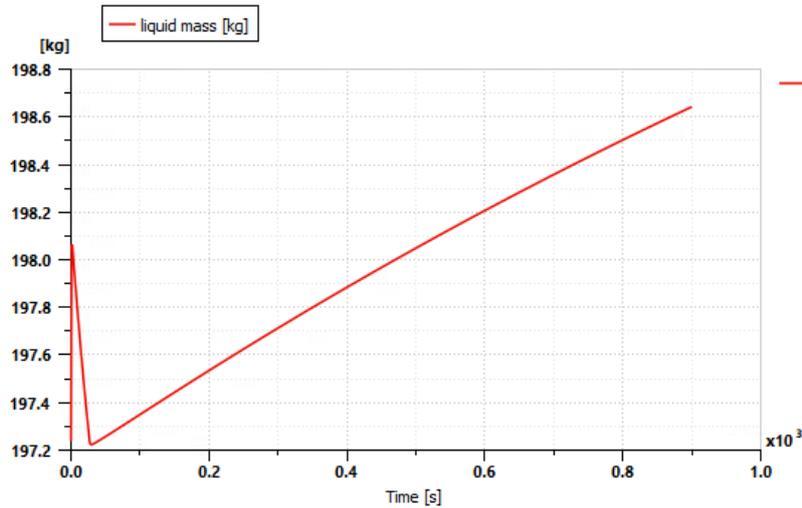


Figura 5.2 Zoom massa carburante FEEDER.

Osservando da vicino la curva che rappresenta la massa di carburante contenuta nel feeder si nota che questa non è una retta come appare nel confronto precedente. Nonostante la differenza tra livello iniziale e finale sia di soli 1.4 kg circa, questo andamento è dovuto principalmente a due fattori. Il primo di questi è la temperatura del carburante che quando diminuisce causa un aumento della densità del liquido. Il secondo è dovuto alla pompa feeder che ha portata in uscita leggermente più alta di quanta ne richieda la pompa engine feed, conseguentemente si registra un leggero aumento impulsivo di carburante nel serbatoio. Dal grafico in figura 5.3 si può notare che proprio la temperatura nel feeder diminuisce nel tempo. L'andamento decrescente è dovuto al raffreddamento imposto ai serbatoi, che simula quello dovuto all'aria fredda esterna quando il velivolo si trova in quota. Le due curve non hanno lo stesso andamento poiché nel MAIN è presente una quantità di carburante di gran lunga maggiore rispetto al FEEDER ma si svuota per primo e, inoltre, il feeder risente direttamente dell'interazione del carburante con il TMS, che riscalda il kerosene prima che questo ricircoli nel circuito.

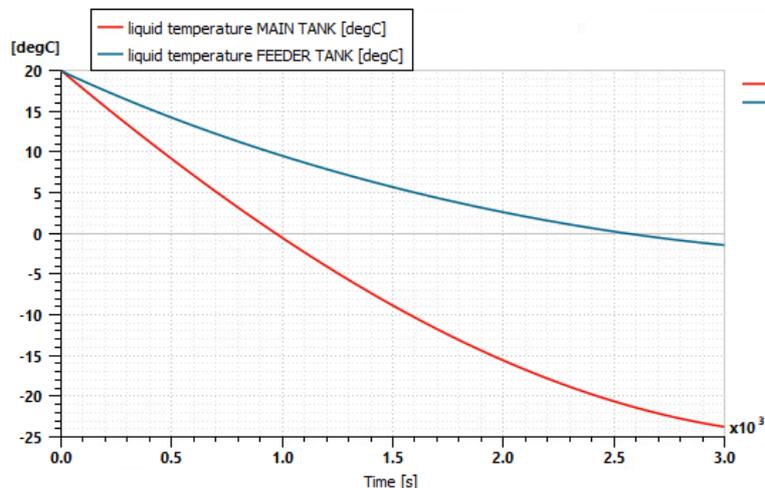


Figura 5.3 Confronto temperature carburante MAIN e FEEDER.

Osservando il grafico successivo, in figura 5.4, che rappresenta i livelli di riempimento del pozzetto (quindi quale percentuale di serbatoio è piena di carburante) e la quantità in volume di carburante contenuto al suo interno, si vede chiaramente che sono due rette e che i valori rimangono costanti nel tempo, a riprova che questa parte di sistema funziona correttamente. I leggeri aumenti iniziali sono dovuti alla pompa elettrica che causa una sovra portata di carburante verso il pozzetto, una volta che questa si spegne e il sistema funziona a regime i valori rimangono costanti. Inoltre, il fill level non raggiunge l'unità poiché, come anticipato, il feeder non viene inizialmente considerato pieno alla massima capacità per permettere l'eventuale espansione del carburante.

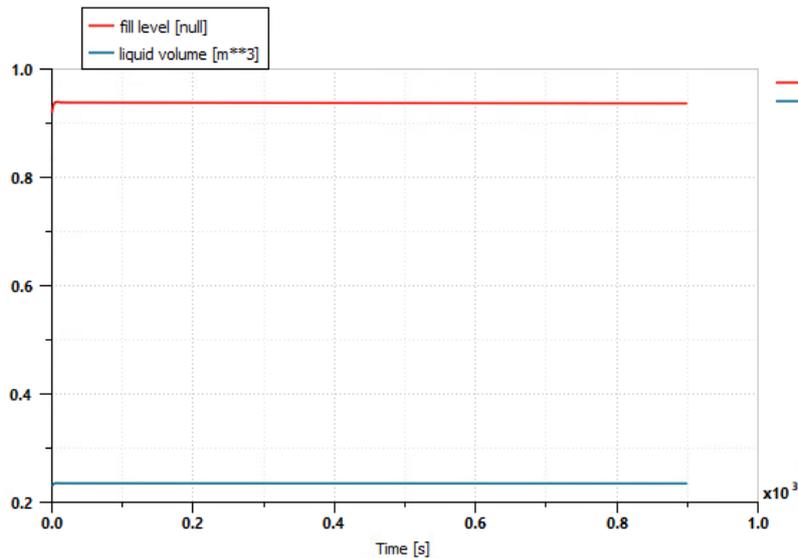


Figura 5.4 Livelli riempimento e volume nel FEEDER.

Spostando l'attenzione sulla jet pump che porta il carburante verso il motore, si nota come la portata di carburante in uscita (porta 1) sia costante nel tempo. Nei primi 10 secondi è praticamente nulla, ma poiché all'inizio è in funzione anche la pompa elettrica posizionata in parallelo, che impedisce alla jet pump di funzionare. Questo risultato è corretto poiché la pompa elettrica entra in funzione all'avviamento del velivolo o quando la jet pump subisce un guasto. Dai grafici in figura 5.5 si vede che le curve non sono però perfettamente orizzontali. Questo non risulta essere un problema poiché, anche se la portata in volume diminuisce leggermente al contrario quella in massa si mantiene praticamente costante, ed è proprio quest'ultima la quantità effettiva di carburante (conseguentemente di energia) che arriva al motore. Come già spiegato per il pozzetto, queste variazioni sono dovute alle variazioni di densità, a loro volta dipendenti dalla temperatura del fuel. Anche se minime, queste variazioni producono risultati osservabili. Lo stesso andamento si riscontra anche osservando gli andamenti delle portate in volume per le porte 2 (ugello primario) e 3 (presa di ingresso per il flusso secondario) in figura 5.6. I valori negativi indicano che il flusso è entrante. Si nota che per la porta 3, nei primi 10 secondi il flusso è positivo, dunque uscente. Questo è dovuto alla pompa elettrica, che impedisce al carburante di uscire dalla porta 1 della pompa ed è costretto a tornare indietro, verso il pozzetto. In questo caso le portate si mantengono sui 21.5 L/min e 37.8 L/min circa, per porta 2 e 3 rispettivamente.

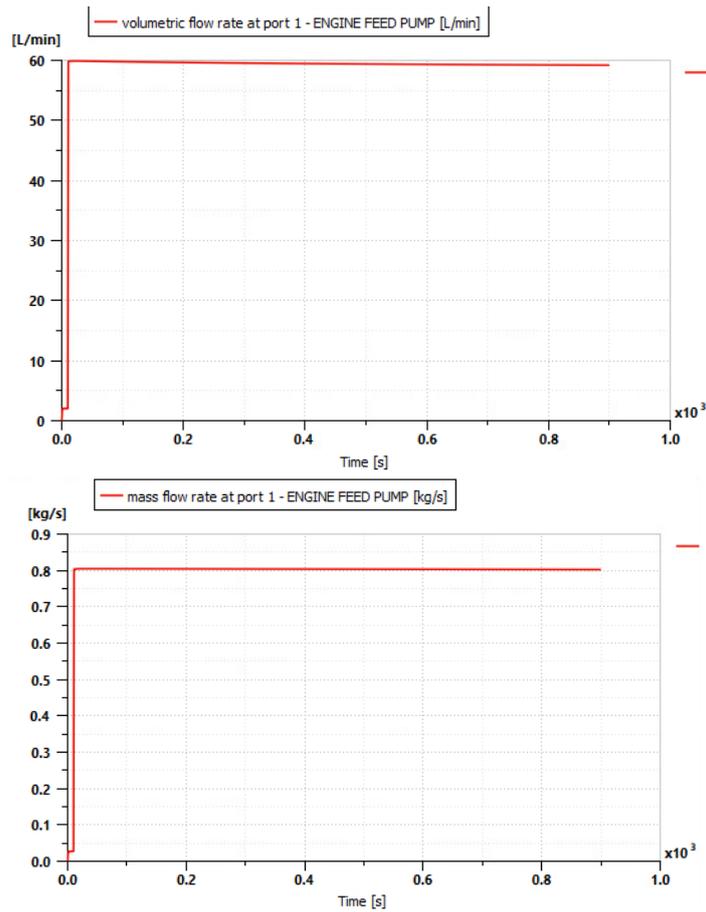


Figura 5.5 Grafici portata in volume e in massa in output della jet pump engine feed.

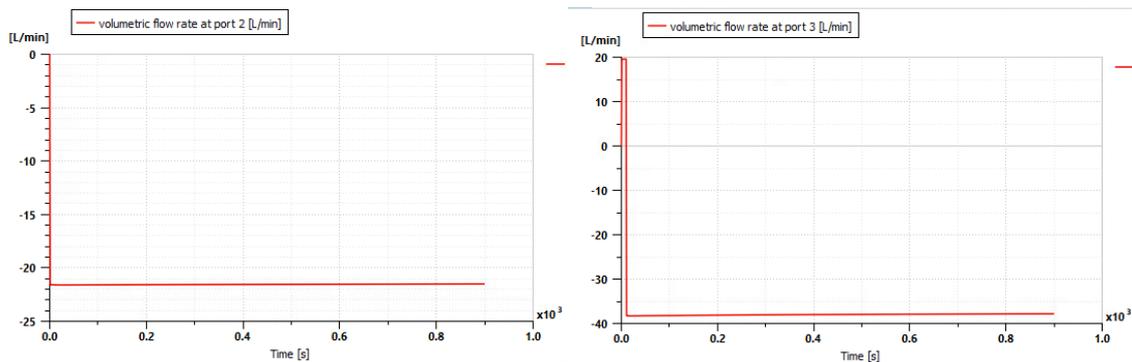
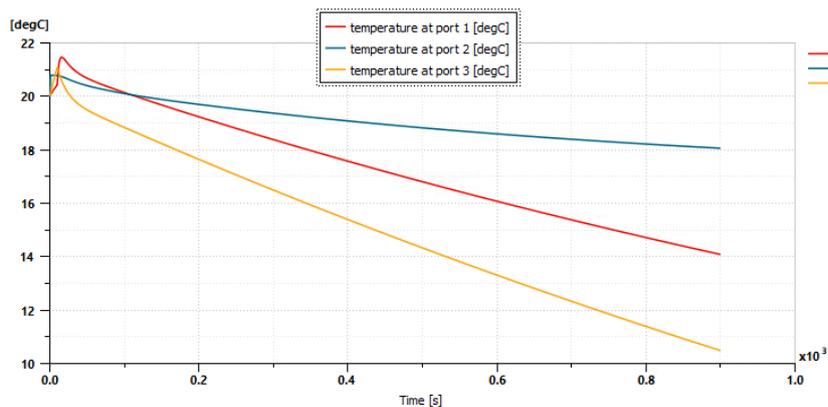


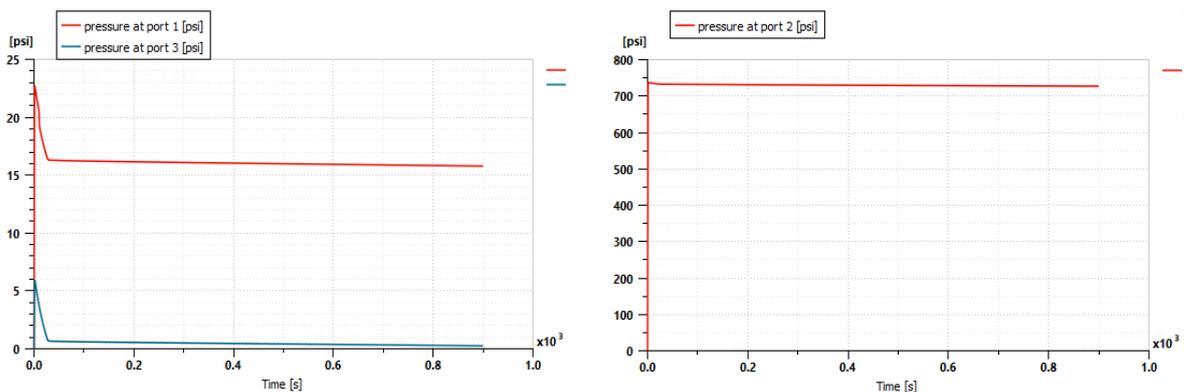
Figura 5.6 Grafici portate in volume porte 2 e 3 della jet pump engine feed.

Le figure 5.7 e 5.8 mostrano le temperature e le pressioni nelle varie porte delle jet pump. La più calda risulta la numero 2, a causa delle alte pressioni che si registrano al suo interno e per l'interazione con il circuito TMS. Da notare che la pressione in questo caso risulta più alta di quelle normalmente registrate in un ugello primario di una jet pump. Questo è dovuto al fatto che non vengono modellate, per semplicità, numerose perdite che esistono nei circuiti di ritorno di questo tipo, una su tutte quella dovuta alla *motive flow valve*, oltre a tutte le perdite dovute alle

tubazioni. La porta 3, invece, risulta essere la più fredda sia perché “vede” solamente il carburante contenuto nel feeder sia perché è caratterizzata dalla pressione più bassa registrata in questo dispositivo, il che contribuisce a diminuire ulteriormente le temperature. La bassa pressione viene generata dal flusso primario e serve a generare il flusso indotto che porta sempre carburante fresco verso il motore. L’ultima, la porta 1, si trova in mezzo alle altre due, in termini di valori, sia come temperature sia come pressioni. La temperatura è ovviamente dovuta al flusso caldo della porta 2 che si meschia con il freddo proveniente dalla 3, mentre la pressione è data solamente da portata e resistenza del circuito (in questo caso l’unica resistenza che “vede” la jet pump è la pompa motore, che è il dispositivo che effettivamente si occupa di portare il carburante ad alta pressione).



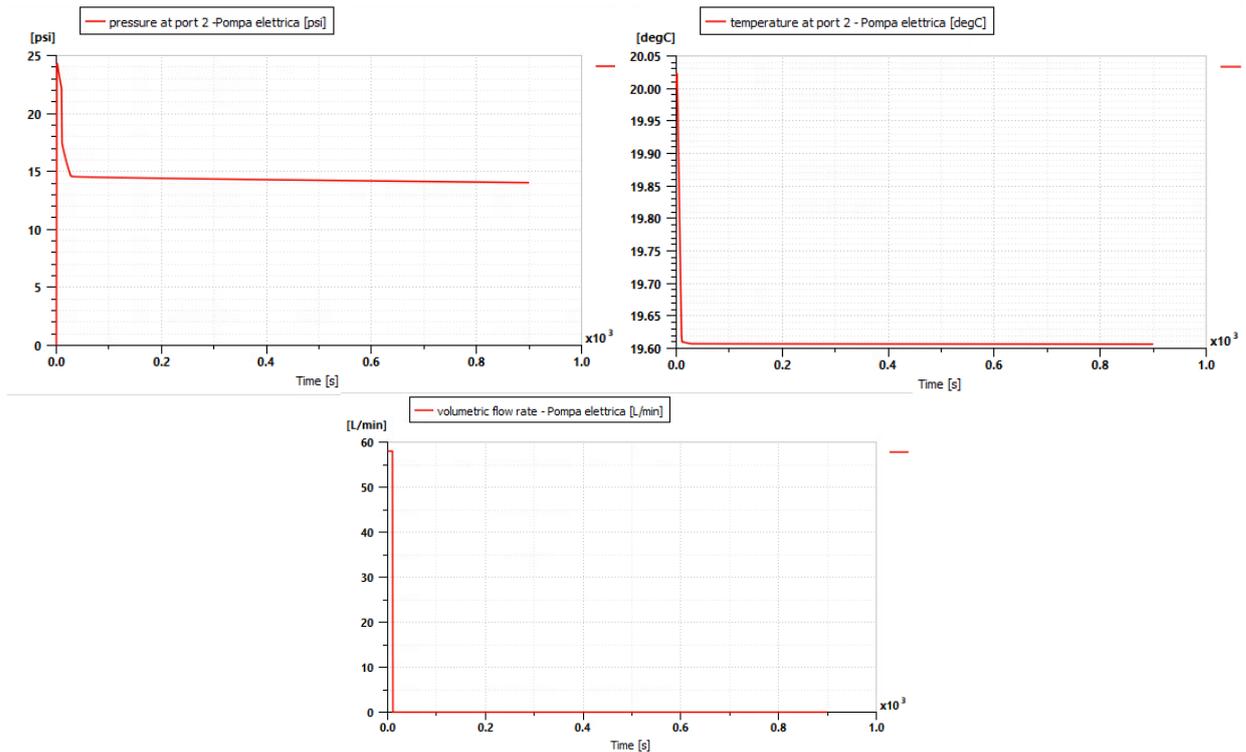
*Figura 5.7 Temperature jet pump engine feed.*



*Figura 5.8 Pressioni jet pump engine feed.*

Proseguendo con la sezione dedicata alle linee di alimentazione motore vengono presentati i risultati ottenuti per la pompa elettrica, in parallelo alla jet pump. Come anticipato, viene messa in funzione solo per i primi 10 secondi e non si considera un tempo di avviamento ma parte a pieno regime da subito. Questo contribuisce ai picchi iniziali di pressione e temperatura che si registrano nel resto del circuito, nonostante siano molto leggeri. Per il resto del tempo i valori rimangono costanti come ci si aspetta, dato che la pompa non interagisce significativamente con il resto del circuito. La portata impostata è di 58 L/min poiché la pompa entra in

funzione solo quando la jet pump ha un guasto, anche dall'altro lato del velivolo, dunque non è necessario avere portate elevate poiché non sono richieste le medesime alte pressioni.



*Figura 5.9 Grafici pressione, temperatura e portata in output per pompa elettrica.*

Andando ora ad analizzare i risultati della pompa motore, in figura 5.10, si può notare che questa causa, come dovrebbe, un grande aumento di pressione necessario per alimentare correttamente il motore e le jet pump. Questa variazione significativa di pressione tra ingresso e uscita pompa causa anche un leggero aumento di temperatura, che contribuisce alla formazione dei picchi iniziali registrati negli altri componenti. In media, l'aumento corrisponde a circa 0.8 gradi Celsius. La portata invece, rimane costante su 60 L/min, che rappresenta anche il limite di portata per la jet pump precedente.

Sull'orifizio, subito dopo la pompa motore, si possono osservare i risultati di portata in ingresso al motore: costante a 16.5 L/min. I restanti, dei 60 provenienti dalla pompa, vengono divisi tra i due ugelli primari delle jet pump.

L'ultima pompa presente nel circuito è la jet pump che porta carburante dal serbatoio principale al pozzetto. In figura 5.11 è possibile osservare alcuni risultati. In particolare, si possono vedere i picchi di portata a inizio simulazione, che causano il picco di massa registrato nel pozzetto. Per il resto della simulazione rimangono pressoché costanti.

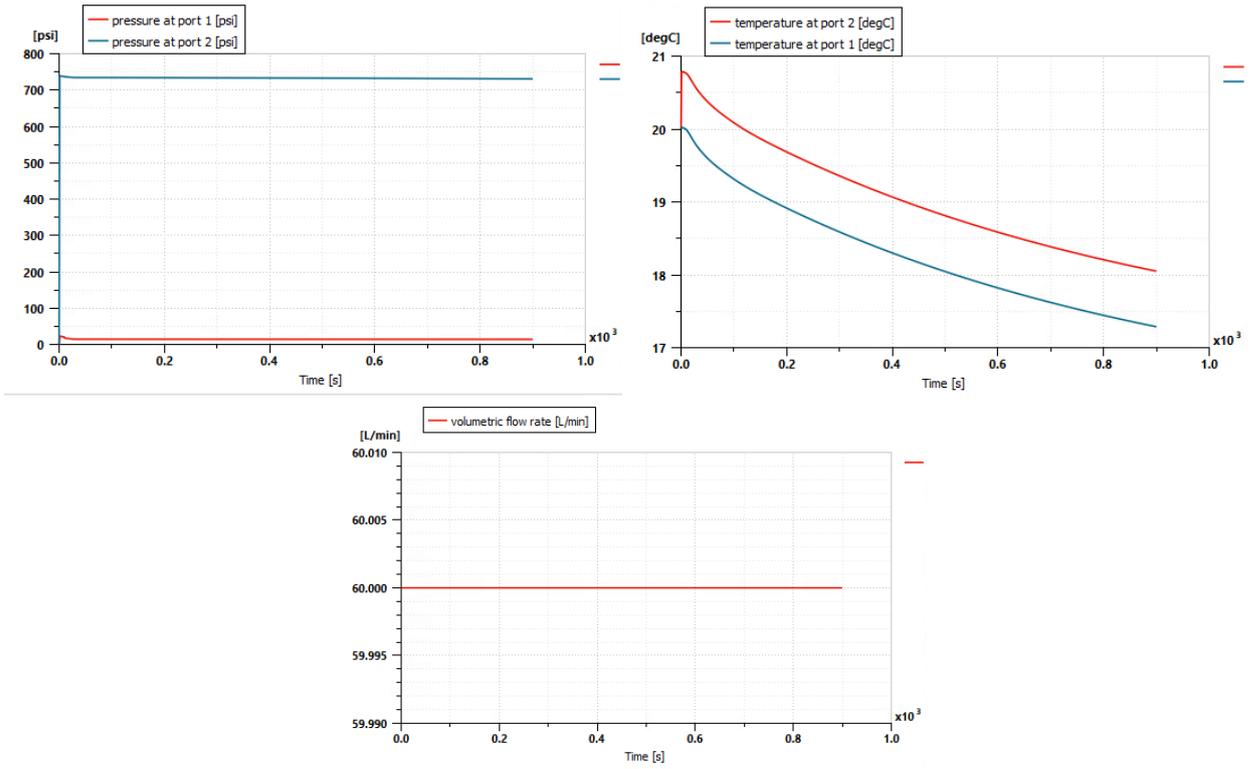


Figura 5.10 Grafici pressioni, temperature e portata in volume pompa motore.

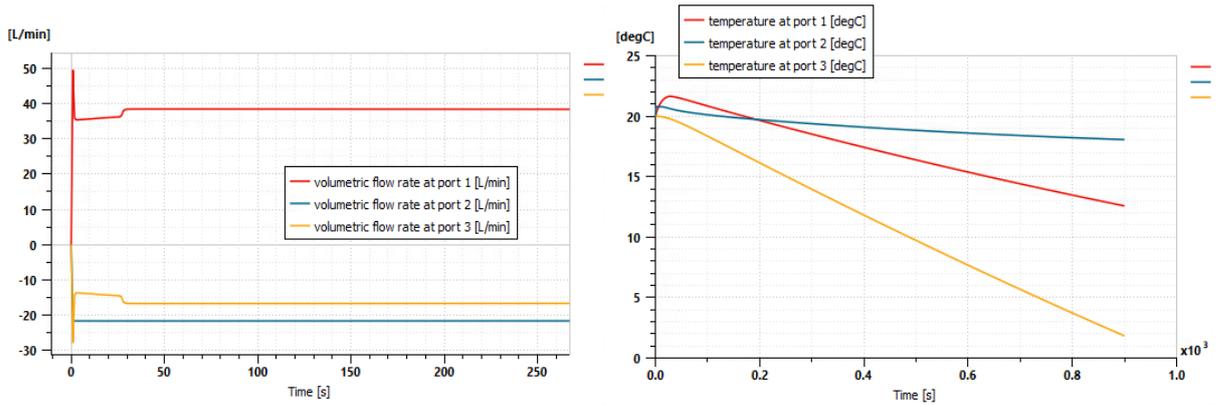


Figura 5.11 Portate e temperature jet pump feeder.

## 5.2 Risultati lato TMS

In questo paragrafo vengono riportati i risultati ottenuti per il lato TMS, in termini di temperature ottenute sui vari componenti. Come si vedrà, avendo un circuito singolo ogni componente risente delle prestazioni termiche del componente precedente nel circuito. I risultati sono nella forma dei grafici che mostrano la variazione delle quantità di maggior interesse nel tempo e nelle dimensioni che meglio soddisfano i requisiti di funzionamento del sistema.

Per primo, si analizza lo scambiatore **acqua-carburante**.

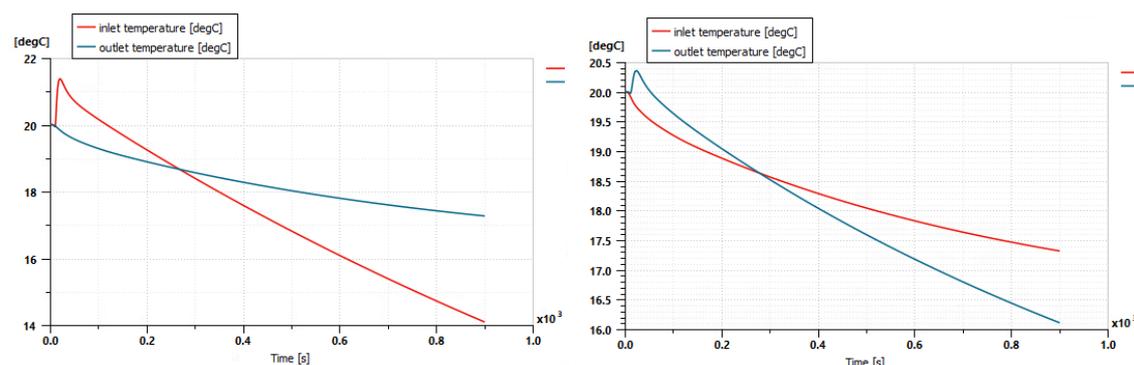


Figura 5.12 Grafici temperature carburante (sinistra) e acqua(destra).

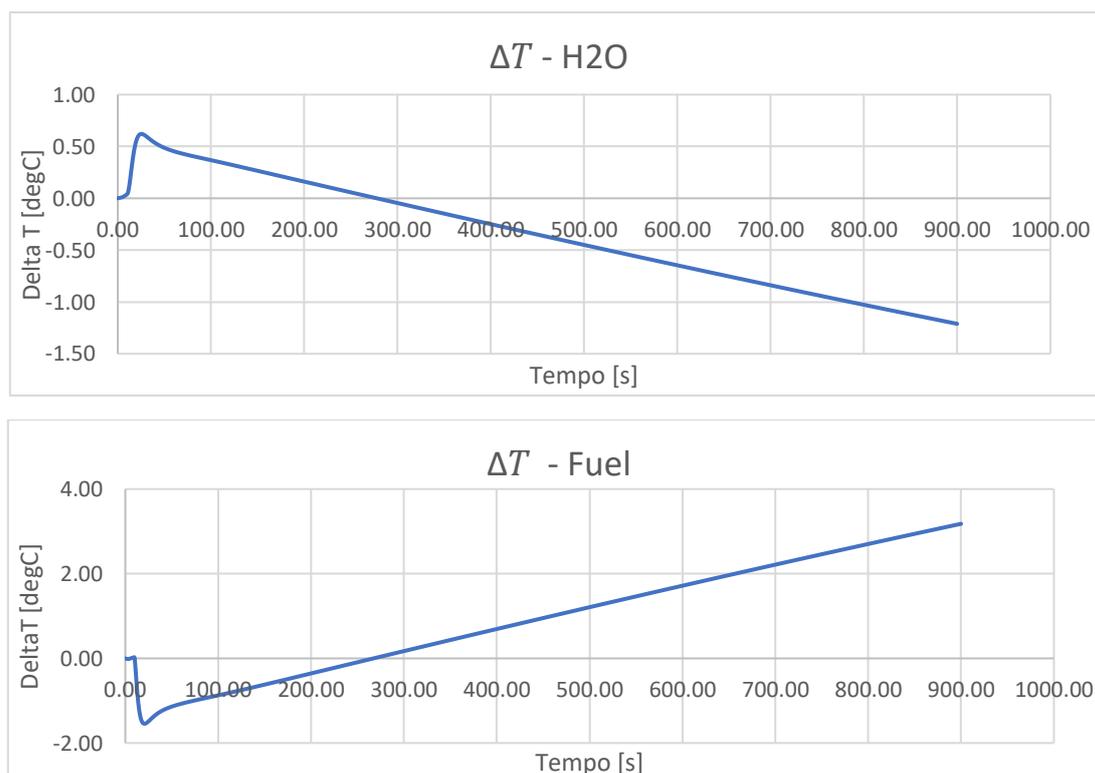


Figura 5.13 Grafici delta temperatura H2O e Jet-A (oulet - inlet).

In generale, tra i due fluidi il carburante subisce le variazioni maggiori, che comunque non sono mai eccessive in questo componente. La maggior variazione nelle temperature del fuel è dovuta alla differenza tra le portate in massa di acqua (0.9 kg/s) e carburante (0.8 kg/s). Come descritto nel paragrafo precedente, il carburante inizialmente si scalda per effetto delle pompe, di conseguenza anche l'acqua. La tendenza cambia praticamente subito e l'acqua cede calore al fuel per tutta la durata della simulazione. Le inerzie termiche iniziali, presenti in tutti i componenti, sono dovute al fatto che ogni componente ha al suo interno acqua a 20 gradi Celsius come temperatura di partenza.

Il componente successivo è lo scambiatore **acqua-motore elettrico**.

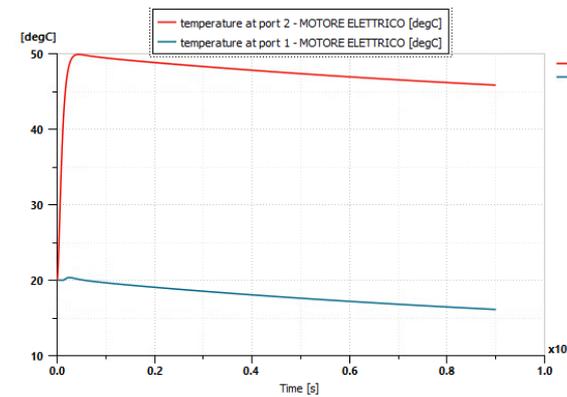


Figura 5.13 Temperature acqua-scambiatore motore elettrico (port 1 = inlet, port 2 = outlet).

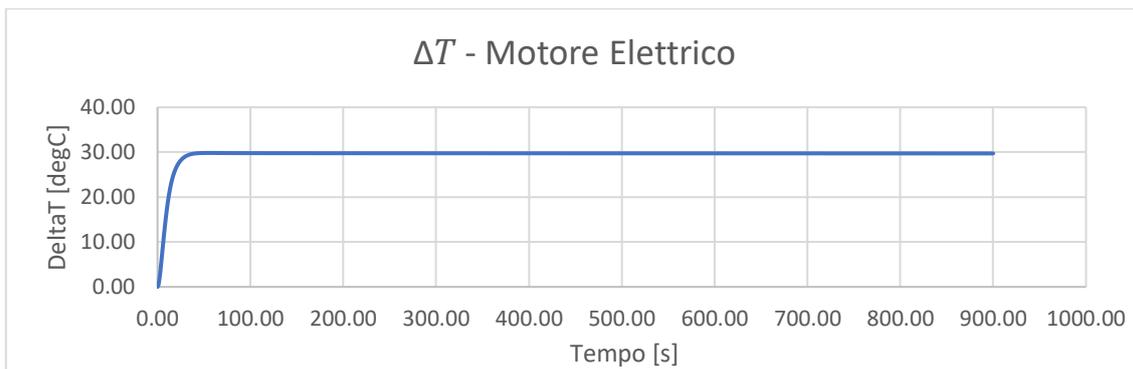


Figura 5.14 Delta T motore elettrico.

Osservando i grafici, risulta evidente che questo scambiatore vada abbastanza velocemente a stazionarietà. Le curve nelle temperature sono dovute solamente al fatto che la temperatura dell'acqua nel serbatoio si riduce nel tempo, come verrà mostrato successivamente, ma la differenza tra ingresso e uscita risulta costante per tutta la durata della simulazione. I valori ottenuti sono abbondantemente nei margini previsti, dato che il motore elettrico che si intende utilizzare nel progetto HERA ha una temperatura massima di esercizio di 140 gradi Celsius.

Proseguendo nel circuito si arriva allo scambiatore **acqua-idrogeno liquido**.

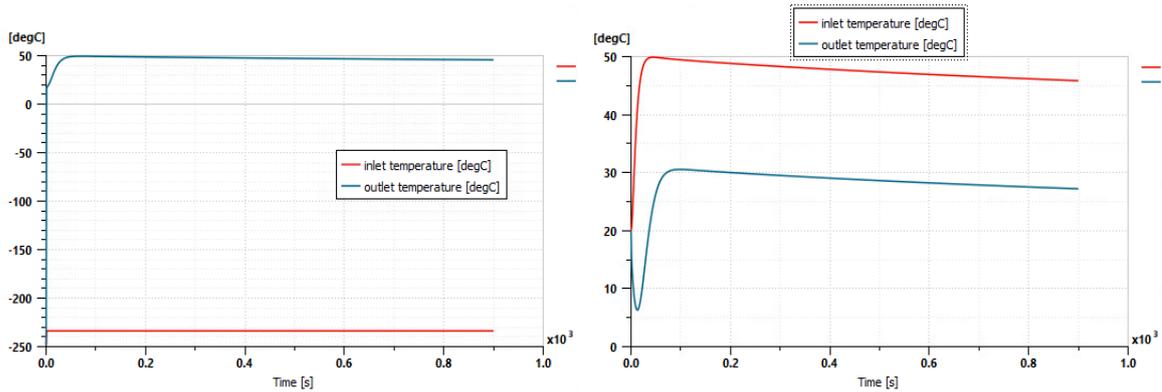


Figura 5.15 Grafici temperature LH2 (sinistra) e H2O (destra).

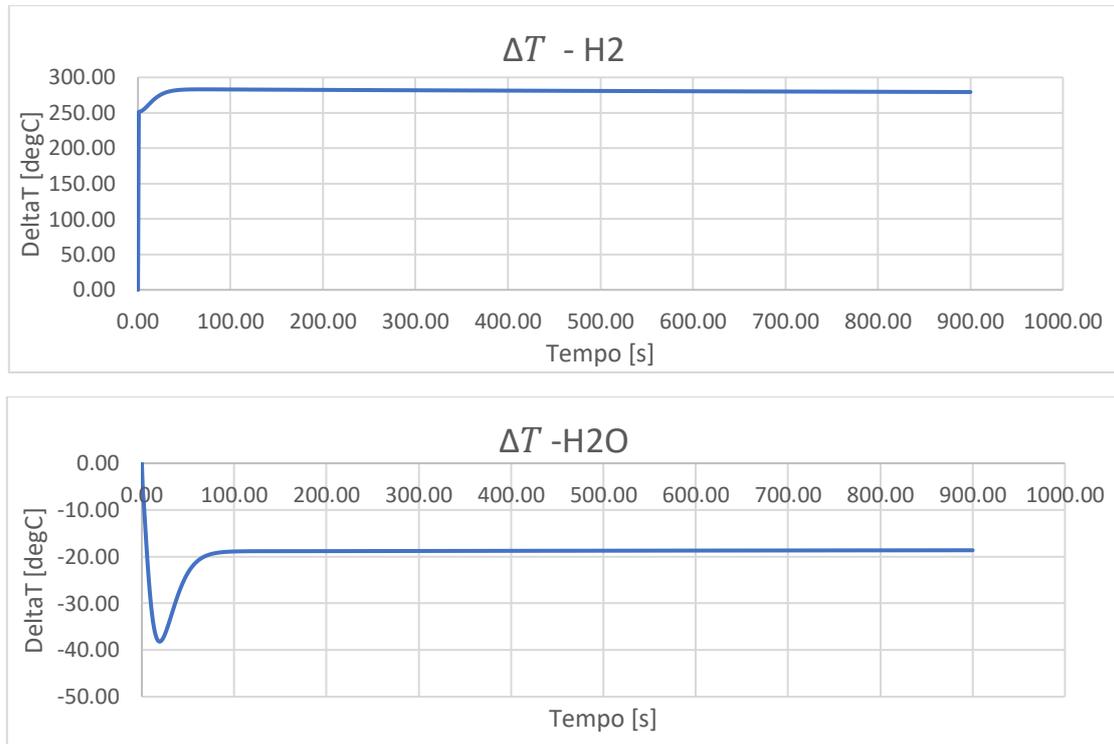


Figura 5.16 Grafici delta T H2O e H2.

Inizialmente, è possibile notare una certa inerzia termica dal lato acqua. Questa, infatti, risente delle bassissime temperature dell'idrogeno e la curva della temperatura in output ha una forte tendenza verso il basso. Una volta che inizia ad arrivare acqua a temperatura maggiore dal motore elettrico la tendenza si inverte e le curve input e output hanno lo stesso andamento. Per quanto riguarda l'idrogeno questo arriva immediatamente alla temperatura dell'acqua e, come è possibile osservare dal grafico, ha un  $\Delta T$  molto più elevato, anche per le grandi differenze di portata in massa tra i due fluidi: 0.9 kg/s per l'acqua e 0.02 kg/s per l'idrogeno (calcolato con la formula esposta nel capitolo 4).

Subito dopo si utilizza l'acqua per raffreddare il **pacco batterie**.

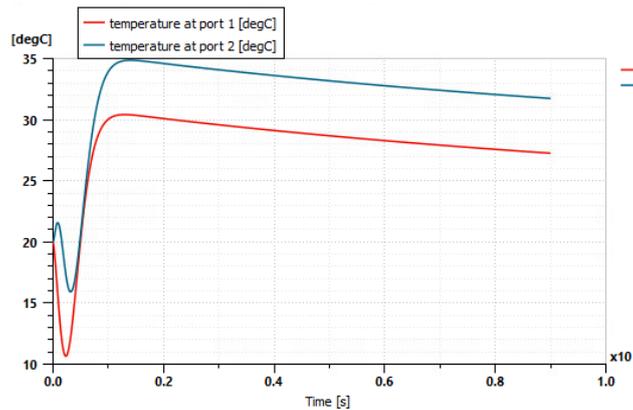


Figura 5.17 Temperature acqua-batteria. (port 1 = inlet, port 2 = outlet).

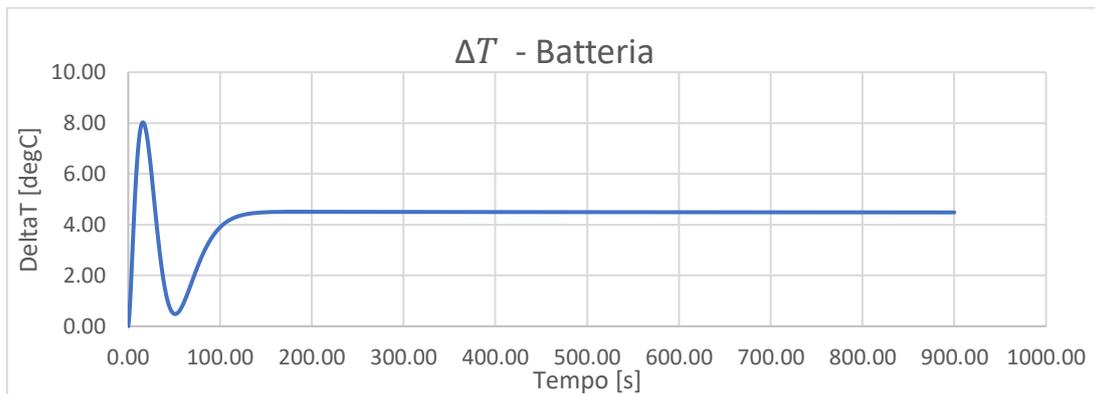


Figura 5.18 Delta T acqua-batteria.

La batteria, avendo un'efficienza di circa 0.9, non sviluppa carichi termici elevati, dunque non si registrano  $\Delta T$  importanti. Solo inizialmente si ha un picco di calore assorbito dall'acqua, che arriva allo scambiatore a temperatura più bassa a causa del raffreddamento imposto dallo scambiatore acqua-idrogeno.

Si passa ora ad analizzare la sezione del circuito in cui sono presenti la cella carburante e i radiatori. In figura 5.19 si può osservare il dettaglio della suddetta parte di circuito, che aiuta a capire come sono collegati i componenti. Per tutti i componenti di questa sezione gli andamenti delle curve sono gli stessi, pur con valori diversi. I picchi iniziali sono dovuti a una certa inerzia termica, dato che tutta l'acqua nel circuito parte a 20 gradi Celsius, con delle leggere fluttuazioni che dipendono anche dal brusco raffreddamento che l'acqua subisce nello scambiatore acqua-idrogeno. Ovviamente, in un caso reale o con un modello molto più accurato, gli andamenti di temperatura non sarebbero esattamente a "specchio" per fuel cell e radiatori. Si osservano curve di questo tipo poiché il carico termico è costante in ogni stack (300 kW), è costante anche il flusso d'aria nei radiatori e dall'altro lato degli scambiatori non c'è un componente vero e proprio ma solo un carico termico deciso "arbitrariamente". I risultati ottenuti sono comunque buoni poiché dimostrano che il sistema può funzionare per lunghi periodi (almeno in crociera) e le fuel cell non

arrivano alla temperatura limite di 90 gradi Celsius. Nei grafici che seguono, per i radiatori la *port 1* è l'outlet e la *port 2* è l'inlet, viceversa per le fuel cell.

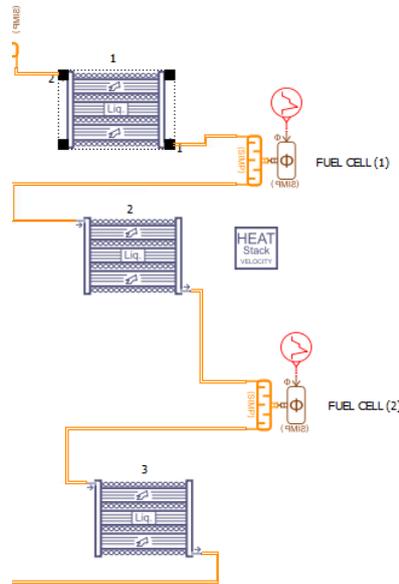


Figura 5.19 Radiatori e stack Fuel Cell del circuito TMS.

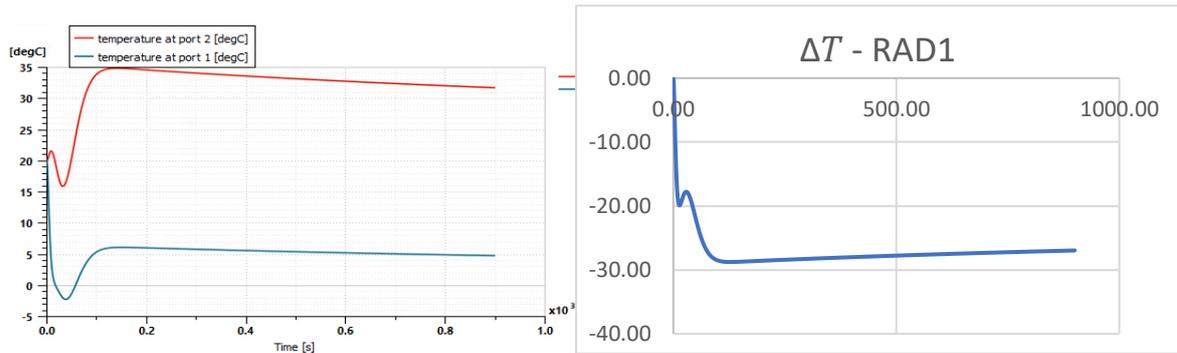


Figura 5.20 Grafici andamenti Radiatore 1.

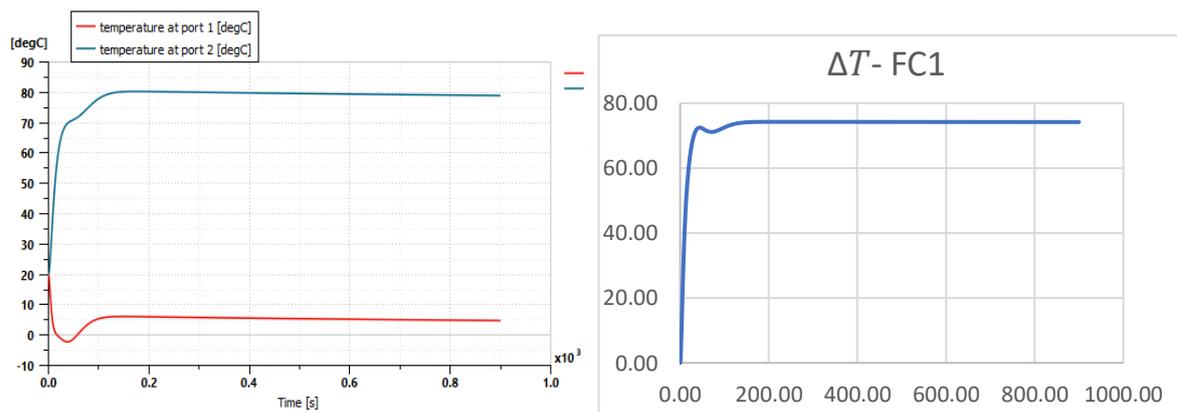


Figura 5.21 Grafici andamenti Fuel Cell 1.

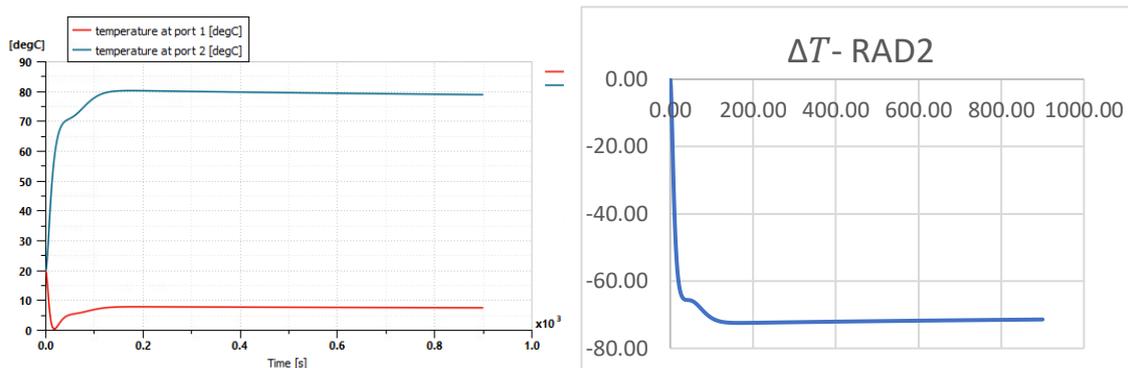


Figura 5.22 Grafici andamenti Radiatore 2.

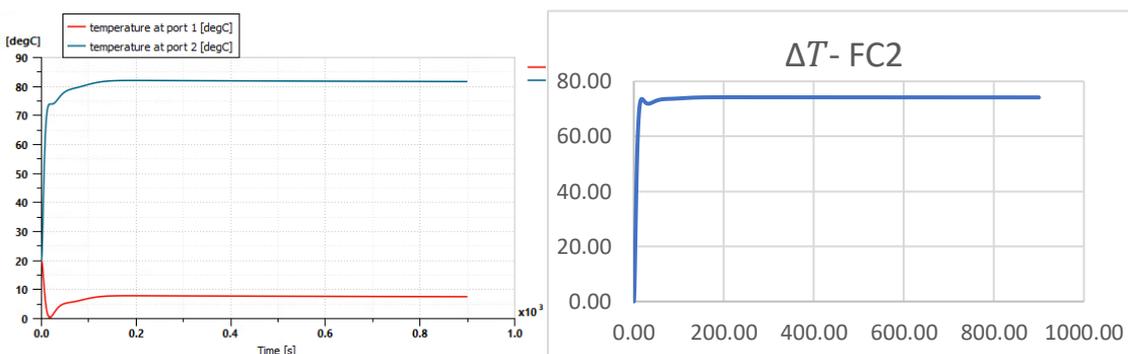


Figura 5.23 Grafici andamenti Fuel Cell 2.

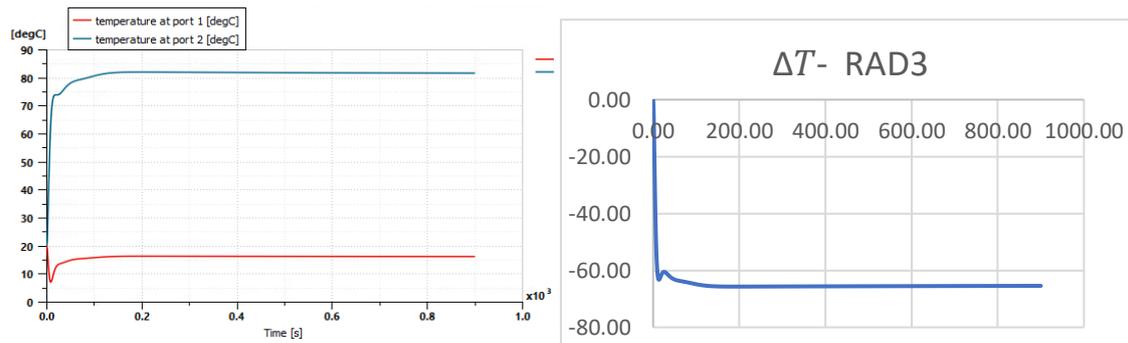


Figura 5.24 Grafici andamenti Radiatore 3.

Altri risultati importanti derivati dall'analisi di questa sezione sono i parametri dimensionali dei radiatori, che sono stati ottenuti simulando iterativamente il sistema fino ad ottenere dimensioni che producessero un raffreddamento accettabile. In particolare, è imperativo che i radiatori 1 e 2 forniscano acqua abbastanza fredda (ma non tale da arrivare a congelamento) per raffreddare le fuel cell e non superare i 90 gradi; il radiatore 3 deve invece raffreddare l'acqua in modo tale che non si vada a scaldare tutto il sistema compromettendo risultati e funzionamento del circuito. Nella tabella sottostante vengono riportate le dimensioni dei radiatori, posti in serie nell'ordine 2-3-1 dato che il primo deve dissipare il carico termico minore. Nell'ambito del progetto HERA, questa configurazione è possibile poiché sono stati riprogettati i vani carrelli per

poter accogliere radiatori di grosse dimensioni, che saranno posizionati inclinati in avanti per ridurre la sezione frontale, simile a quanto accade sulle auto da Formula 1.

Parametri finali	
<b>RADIATOR 1</b>	
Larghezza	1 m
Altezza	1 m
Spessore	0.25 m
Passaggi interni	2
Tubi per ogni passaggio	2
<b>RADIATOR 2</b>	
Larghezza	1 m
Altezza	1 m
Spessore	0.25 m
Passaggi interni	3
Tubi passaggio 1	2
Tubi passaggio 2	2
Tubi passaggio 3	1
<b>RADIATOR 3</b>	
Larghezza	0.85 m
Altezza	0.85 m
Spessore	0.25
Passaggi interni	3
Tubi passaggio 1	2
Tubi passaggio 2	2
Tubi passaggio 3	1

Per finire, si presentano i risultati relativi alle temperature del serbatoio contenente l'acqua, in cui è chiaramente visibile che questa tende alla stessa temperatura che si registra in uscita del radiatore 3, e portata e pressione in uscita dalla pompa a motore, con la portata in massa che ha un andamento speculare a quello della temperatura (diminuisce la temperatura, di conseguenza, aumenta la densità del liquido).

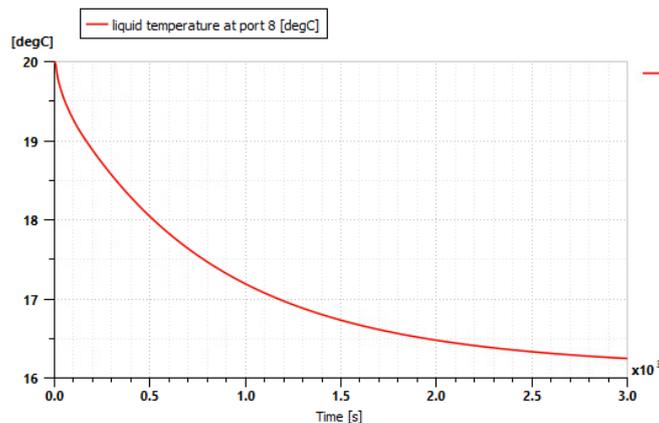
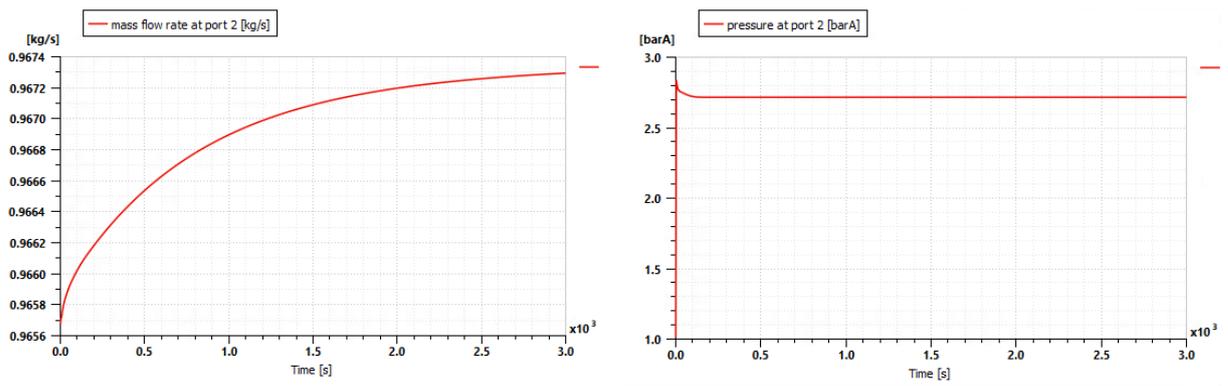


Figura 5.25 Grafico temperatura acqua nel serbatoio.



*Figura 5.26 Grafici portata in massa e pressione in output pompa elettrica.*

# 6 Conclusioni

Il lavoro di tesi si concentra sullo sviluppo di un modello parametrico che consenta di rappresentare e studiare il funzionamento del Thermal Management System e del Fuel System di un velivolo ibrido elettrico. Il velivolo in questione fa parte del progetto HERA, coordinato da Leonardo, e mira a sviluppare un velivolo da trasporto regionale a basso impatto ambientale utilizzando sistemi propulsivi elettrici. Questi innovativi sistemi propulsivi sono i principali alleati per ridurre l'impatto ambientale dovuto all'aviazione, abbattendo le emissioni nocive. Tra gli obiettivi primari del Green Deal europeo c'è quello di rendere l'Europa il primo continente ad emissioni zero, per combattere globalmente il cambiamento climatico, e raggiungere la *net carbon neutrality*. In ambito aeronautico il target a cui puntare è di dimezzare le emissioni rispetto ai livelli del 2005 entro il 2050.

L'adozione di motori elettrici e fuel cell concentra l'attenzione sui flussi di calore generati dalle stesse. Le sorgenti di calore di propulsioni elettrificate sono di tipo "*low grade*": presentano flussi di calore da smaltire maggiori rispetto ai motori a combustione tradizionali a causa dell'impossibilità di dissipare il calore tramite i gas combusti, ed inoltre a temperature più basse. Analogamente, le fuel cell sono classificate come *low quality heat source* e il carico termico da dissipare grava sul TMS. Compito del TMS è gestire e dissipare il calore, sfruttando anche il sistema carburante come ulteriore *heat sink*.

In particolare, in questa tesi è stata sviluppata, e proposta, una configurazione di TMS e Fuel System che potrebbe essere adottata nel progetto HERA, attraverso il software Amesim.

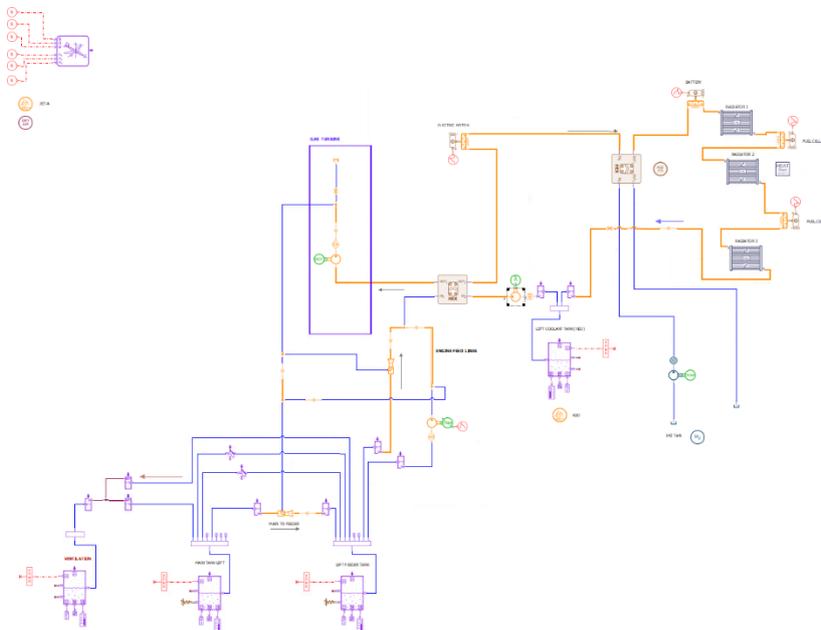


Figura 6.1 Sistema modellato con Amesim.

Le simulazioni sono state effettuate considerando di trovarsi in condizioni di crociera e, ove possibile, con tutti i componenti a pieno regime, vale a dire con il massimo carico termico da dissipare.

Il componente che grava maggiormente sul TMS, come ci si aspettava, è la fuel cell, che richiede di dissipare un carico di 600 kW e non può operare oltre i 90 gradi. La maggior parte del circuito è stato dimensionato per soddisfare questi requisiti, cosa che, come si evince dai grafici mostrati, il sistema riesce ad effettuare anche con un certo margine.

Aver dimensionato il sistema principalmente attorno alle prestazioni della fuel cell comporta però che risulti leggermente sovradimensionato per il motore elettrico. Quest'ultimo infatti non supera mai i 50 gradi Celsius, quando potrebbe anche raggiungere i 140. Risulta anche essere una spesa quasi necessaria, poiché avere una temperatura dell'acqua in uscita dal motore elettrico intorno ai 100 gradi comporterebbe una significativa maggiorazione del primo radiatore. Con il circuito unico di raffreddamento, ogni componente risente delle prestazioni di quello precedente e di questo si è dovuto tenere durante tutto lo sviluppo del sistema.

È stato inoltre possibile inserire i radiatori in serie poiché si prevede una completa riconfigurazione ed espansione dei vani carrello del velivolo, in cui saranno inseriti i radiatori in serie ed inclinati, per ridurre al minimo la sezione frontale e di conseguenza la resistenza. Come già osservato nel capitolo precedente, in ultima analisi è stato necessario ingrandire i radiatori rispetto a quanto previsto inizialmente, poiché in serie i radiatori dietro al primo ricevono aria a temperatura maggiore.

La configurazione finale prevede un circuito unico di raffreddamento per diminuire la già elevata complessità del sistema, per diminuire il peso e aumentare l'affidabilità, oltre che per massimizzare le prestazioni e l'utilizzo di ogni componente.

Usando gli stessi principi appena citati, il sistema presentato in questo lavoro di tesi può essere ulteriormente sviluppato. Ad esempio, analizzando lo scambiatore acqua-fuel, si nota che il raffreddamento ricevuto dall'acqua è di pochi gradi e non risulta determinante ai fini del funzionamento del sistema complessivo. Inoltre, qualora il carburante dovesse risultare più caldo sarebbe invece quest'ultimo a raffreddarsi e, considerazione ancora più importante, rappresenta un *single point of failure* per ben due sistemi in contemporanea.

Ulteriori sviluppi potrebbero nascere qualora si vada a modellare una fuel cell vera e propria, che consentirebbe di valutare le prestazioni del TMS con un modello più accurato, ed anche andando a rifinire i parametri dei vari componenti, arrivando a valutare altri stati di funzionamento del sistema come ad esempio: taxi, decollo e atterraggio.

# Bibliografia e riferimenti

- [1] Eissele, J.; Lafer, S.; Mejía Burbano, C.; Schließbus, J.; Wiedmann, T.; Mangold, J.; Strohmayer, A. Hydrogen-Powered Aviation—Design of a Hybrid-Electric Regional Aircraft for Entry into Service in 2040. *Aerospace* 2023, 10, 277. <https://doi.org/10.3390/aerospace10030277>
- [2] Nicole Viola, Marco Fioriti, Roberta Fusaro, Davide Ferretto - Hydrogen Aircraft, Aircraft systems course.
- [3] HERA Project site - <https://project-hera.eu/home>
- [4] Roy Langton, Chuck Clark, Martin Hewitt, Lonnie Richards – Aircraft Fuel Systems
- [5] FAA Accident report - [https://www.faa.gov/lessons\\_learned/transport\\_airplane/accidents/C-GITS](https://www.faa.gov/lessons_learned/transport_airplane/accidents/C-GITS)
- [6] Park, S.; Noh, W.; Park, J.; Park, J.; Lee, I. Efficient Heat Exchange Configuration for Sub-Cooling Cycle of Hydrogen Liquefaction Process. *Energies* 2022, 15, 4560. <https://doi.org/10.3390/en15134560>
- [7] Marc G. Millis and Robert T. Tornabene; John M. Jurns; Mark D. Guynn; Thomas M. Tomsik and Thomas J. Van Overbeke - Hydrogen Fuel System Design Trades for High-Altitude Long-Endurance Remotely- Operated Aircraft.
- [8] P Tamburrano et al 2022 *J. Phys.: Conf. Ser.* 2385 012041 - Fuels systems and components for future airliners fuelled with liquid hydrogen
- [9] Caggese Sofia - Sviluppo di un modello per progettazione parametrica del TMS per velivoli more-electric e con propulsione ibrido-elettrica.
- [10] Marc Schmelcher, Jannik Häßy - Hydrogen fuel cells for aviation?
- [11] Magdalena Momirlana, T.N. Veziroglu - The properties of hydrogen as fuel tomorrow in sustainable energy.  
system for a cleaner planet
- [12] <https://alltimereset.weebly.com/fuel.html>
- [13] ATR-72 Operating manual
- [14] A comparative overview of hydrogen production processes - Pavlos Nikolaidis, Andreas Poullikkas.
- [15] State of art of hydrogen usage as a fuel on aviation - Meryem Gizem Sürer, Hüseyin Turan Arat.
- [16] Yin, F., & Gangoli Rao, A. (2016). Performance assessment of a Multi-fuel Hybrid Engine for Future Aircraft. In *Greener Aviation 2016: achievements and perspectives*, in Clean Sky and worldwide.

- [17] Marinaro, G.; Di Lorenzo, G.; Pagano, A. From a Battery-Based to a PEM Fuel Cell-Based Propulsion Architecture on a Lightweight Full Electric Aircraft: A Comparative Numerical Study. *Aerospace* 2022, 9,408.  
<https://doi.org/10.3390/aerospace9080408>
- [18] Ioannis Roumeliotis, Theoklis Nikolaidis, Vassilios Pachidis Olivier Broca, Deniz Unlu - DYNAMIC SIMULATION OF A ROTORCRAFT HYBRID ENGINE IN SIMCENTER AMESIM.
- [19] Emma Frosina, Adolfo Senatore, Luka Palumbo, Giuseppe Di Lorenzo and Ciro Pascarella - Development of a Lumped Parameter Model for an Aeronautic Hybrid Electric Propulsion System.
- [20] Conceptual design of hybrid-electric transport aircraft - C. Pernet, A.T.Isikveren.
- [21] Maria del Pilar Argumosa - FUEL CELLS TECHNOLOGY ONBOARD AN HYBRID ELECTRIC AIRCRAFT.
- [22] CFD analysis of aircraft fuel tanks thermal Behaviour – C. Zilio, G. A. Longo, G. Pernigotto, F. Chiacchio, P. Borrelli and E. D’Errico.
- [23] Design and Simulation of a Commercial Hybrid Electric Aircraft Thermal Management System - Jonathan M. Rheume and Charles E. Lents.
- [24] Kellermann, H.; Lüdemann, M.; Pohl, M.; Hornung, M. Design and Optimization of Ram Air–Based Thermal Management Systems for Hybrid-Electric Aircraft. *Aerospace* 2020,8, 3. <https://doi.org/10.3390/aerospace8010003>
- [25] Challenges and opportunities for electric aircraft thermal management - Jeffrey Freeman, Philip Osterkamp, Michael Green, Andrew Gibson and Benjamin Schiltgen.
- [26] Aircraft thermal management: Practices, technology, system architectures, future challenges, and opportunities - A.S.J. van Heerden, D.M. Judt, S. Jafari, C.P. Lawson, T. Nikolaidis, D. Bosak.