

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI TECNICA E GESTIONE

DEI SISTEMI INDUSTRIALI

SEDE DI VICENZA

TESI DI LAUREA IN INGEGNERIA MECCANICA E MECCATRONICA

(LAUREA TRIENNALE L9 – INGEGNERIA INDUSTRIALE)

COMPORTAMENTO TERMICO DEL COMBUSTIBILE IN SERBATOI AERONAUTICI

RELATORE: ZILIO CLAUDIO

LAUREANDO:

NICOLA ZORDAN

MATR. 1011957

ABSTRACT

A seguito dell'incidente avvenuto nel luglio 1996 al volo TWA 800 della compagnia aerea Boeing, il quale esplose e precipitò nell'Oceano Atlantico al largo di East Moriches, New York, la Federal Aviation Administration (FAA) ha iniziato a studiare metodi che potrebbero limitare l'infiammabilità del carburante nel trasporto commerciale. In questa tesi vengono presentati alcuni di questi metodi, tra i quali il Metodo di Monte Carlo, utilizzato per la generazione di variabili che altrimenti nella fase iniziale del progetto di un aereo sarebbero sconosciute; viene presentata una revisione dei dati presenti in letteratura in modo da capire se i metodi utilizzati in precedenza erano buoni o andavano sostituiti, fornendo le specifiche dei carburanti, le proprietà di infiammabilità nonché i suoi limiti superiore e inferiore; poiché oggi il materiale composito grazie alle sue proprietà è diventato molto diffuso, viene presentato un confronto fra l'alluminio, materiale tradizionalmente utilizzato per la costruzione dei serbatoi e il composito.

Successivamente al metodo di Monte Carlo, sono sviluppati altri metodi che possono essere suddivisi in due categorie: i metodi analitici, i quali si basano sul metodo di Monte Carlo e utilizzano principalmente formule matematiche o si basano su matrici (progettazione concettuale e selezione dei concetti), per determinare l'andamento della temperatura e ottenerne dei grafici; in questa categoria rientrano anche i metodi di valutazione qualitativa e quantitativa dell'infiammabilità. E i metodi FEM CFD, che utilizzano i modellatori solidi, tra i quali Matlab/Simulink, piuttosto che Flowmaster, piuttosto che Fluent, piuttosto che Catia, per determinare visivamente l'andamento della temperatura e poter modellare il particolare ancora prima della sua effettiva produzione eliminando così la dipendenza degli ingegneri del combustibile su conoscenze CAD specialistiche e capacità di modellizzazione.

Tutti i risultati ottenuti dalle simulazioni con i metodi presentati, sono confrontati in grafici, con i valori sperimentali in modo da capire se il metodo in considerazione ha una buona precisione di simulazione e pertanto rispecchierà maggiormente i valori sperimentali.

INDICE

CAPITOLO I	pag.4
1.1 Introduzione	pag.4
1.2 Definizioni	pag.4
1.3 Considerazioni generali	pag.6
1.4 Determinazione dell'infiammabilità del serbatoio	pag.8
1.5 Mezzi di Riduzione dell'infiammabilità	pag.12
1.6 Metodo di valutazione dell'infiammabilità del serbatoio	pag.15
1.7 Valutazione del pericolo d'infiammabilità	pag.34
1.8 Alluminio vs Materiale Composito	pag.50
CAPITOLO II	pag.61
2.1 MODELLI ANALITICI	pag.61
2.1.1 Modello Well-Stirred e Modello F/A distribuito	pag.61
2.1.2 Modello di Riscaldamento del serbatoio	pag.84
2.1.3 Studio dei metodi qualitativi e quantitativi di analisi dell'infiammabilità	pag.90
2.1.4 Metodi Matriciali per la progettazione	pag.93
2.2 MODELLI FEM CFD	pag.107
2.2.1 Metodi di stato stazionario e transitorio	pag.107
2.2.2 Analisi della gestione termica integrata del velivolo	pag.115
2.2.3 Progettazione e analisi integrate di un sistema di combustibile per aeromobili	pag.121
OSSERVAZIONI GENERALI	pag.129
BIBLIOGRAFIA	pag.130
LISTA DEGLI ACRONIMI	pag.131

CAPITOLO I

In questo capitolo vengono trattati dei lavori, eseguiti dalla Federal Aviation Administration (FAA) riguardanti l'utilizzo del metodo di Monte Carlo come modello per determinare l'infiammabilità del carburante all'interno dei serbatoi.

1.1. INTRODUZIONE

A seguito dell'incidente avvenuto nel luglio 1996 al volo TWA 800 della compagnia aerea Boeing, il quale esplose e precipitò nell'Oceano Atlantico al largo di East Moriches, New York, uccidendo tutte le 230 persone a bordo, la FAA ha iniziato a studiare metodi che potrebbero limitare l'infiammabilità del carburante nel trasporto commerciale. Lo sforzo fu focalizzato su serbatoi con elevato periodo di esposizione all'infiammabilità, come il serbatoio nella parte centrale del velivolo (posizionato al di sotto della cabina passeggeri) e i serbatoi alari.

1.2. DEFINIZIONI E GENERALITÀ SULL'INFIAMMABILITÀ , Ali Bahrami et al. (2008).

Serbatoio Ausiliario: è un serbatoio supplementare, installato per incrementare il range di volo dell'aereo. Il termine ausiliario, indica che tale serbatoio è secondario al serbatoio principale dell'aeroplano. I serbatoi ausiliari sono destinati ad essere svuotati del combustibile utilizzabile durante il volo e sono installati in diverse posizioni, tra cui la struttura centrale, gli stabilizzatori orizzontali, le ali e il compartimento di carico.

Serbatoio Principale: è definito come il serbatoio di carburante che rifornisce direttamente uno o più motori, e mantiene le riserve di carburante costanti per ogni volo. Le funzioni del serbatoio principale sono immediatamente disponibili e funzionano senza la supervisione degli addetti, in caso di guasto o di esaurimento del carburante in un serbatoio ausiliario. Generalmente, i serbatoi principali sono quelli dedicati all'alimentazione del motore durante il suo funzionamento.

Temperatura media della massa del combustibile: è definita come la temperatura media del carburante all'interno del serbatoio o in differenti sezioni del serbatoio se quest'ultimo è suddiviso in compartimenti.

Serbatoio centrale (CWT): è un serbatoio situato parzialmente o interamente all'interno della "scatola" alare di un aereo.

Infiammabilità: (rispetto ad un fluido o a un gas) significa suscettibilità ad accendersi facilmente o ad esplodere. Un ullage non infiammabile, si verifica quando il vapore dell'aria combustibile è troppo magro o troppo grasso per bruciare. Un serbatoio di carburante, non inerte, è detto infiammabile quando la temperatura media della massa del combustibile all'interno del serbatoio è all'interno del range di infiammabilità per il tipo di combustibile utilizzato. Per ogni serbatoio suddiviso in sezioni o comparti, il serbatoio è considerato infiammabile quando la temperatura media del carburante in qualsiasi sezione del serbatoio, è all'interno del range di infiammabilità per il tipo di carburante utilizzato.

L'esposizione di infiammabilità media della flotta: è definita come "la percentuale del tempo di valutazione dell'esposizione all'infiammabilità (FEET) per cui ogni ullage dei serbatoi è infiammabile in una flotta di aerei che funziona in una gamma di lunghezze di volo in una gamma mondiale di condizioni ambientali e di proprietà dei carburanti". Cioè la percentuale del tempo per cui ogni ullage del serbatoio è infiammabile per una flotta di tipo aereo che esegue una gamma di lunghezze di volo. L'esposizione media a infiammabilità della flotta è il tempo totale in cui il serbatoio è infiammabile diviso il totale di FEET.

Tempo di valutazione dell'esposizione all'infiammabilità (FEET): è definito come "il tempo dall'inizio della preparazione dell'aereo per il volo, il volo, l'atterraggio, fino a quando non viene scaricato il carico utile e tutti i passeggeri e l'equipaggio di bordo è sceso. Nel programma di Monte Carlo, il tempo di volo viene selezionato in modo casuale dalla Distribuzione delle lunghezze di volo e il tempo post-volo è costante a 30 minuti".

Limite di infiammabilità: è il campo di pressione (o altitudine)/temperatura in cui la miscela vapore/aria combustibile è infiammabile. Questo limite di Infiammabilità è definito dal Limite Superiore di Infiammabilità (UFL) e dal Limite Inferiore di Infiammabilità (LFL). Questi limiti di infiammabilità dipendono dal tipo di combustibile utilizzato e possono variare per diversi lotti di carburante che soddisfano le specifiche del carburante.

(1) LFL al livello del mare è la temperatura del punto di infiammabilità del carburante al livello del mare meno 10 gradi F. LFL diminuisce dal valore del livello del mare con un quota crescente e con una velocità di 1 grado F ogni 808 piedi (246,278 metri).

(2) UFL al livello del mare è la temperatura del punto di infiammabilità del carburante al livello del mare più 63.5 gradi F. UFL diminuisce dal valore del livello del mare con una quota crescente ad una velocità di 1 grado F ogni 512 piedi (156,058 metri).

Mezzi di Riduzione dell'Infiammabilità (FRM): è un qualsiasi sistema destinato a soddisfare le esigenze di criteri di esposizione all'infiammabilità.

Punto di Infiammabilità di un fluido infiammabile è definito come " la temperatura più bassa in cui l'applicazione di una fiamma, ad un campione riscaldato, provoca una accensione istantanea del vapore o flash. Il punto di infiammabilità di un combustibile viene determinato usando il metodo standardizzato consentito nelle specifiche del combustibile.

I tipi di carburante approvati per l'uso in un determinato tipo di aereo, sono elencati nel Manuale di volo dell'Aereo (AFM) e nella scheda dati del certificato. Ogni tipo di combustibile ha le proprie proprietà; quelle direttamente connesse all'infiammabilità sono "il punto d'infiammabilità" e "le caratteristiche di distillazione". Le differenze di proprietà, possono avvenire in diversi lotti di un determinato tipo di carburante a causa delle variazioni delle proprietà dell'olio grezzo di origine e del processo di raffinazione utilizzato per produrre il combustibile. I tipi di combustibile più utilizzati oggi sono JET-A o JET-A1, per i vecchi aeromobili invece, JET-B (JP-4).

Distribuzione Gaussiana: è definita come una distribuzione di frequenza simmetrica con una formula matematica precisa relativa alla deviazione media e standard dei campioni. Le distribuzioni gaussiane producono curve a campana aventi una preponderanza dei valori attorno alla media con progressivamente minori osservazioni in quanto la curva si estende verso l'esterno".

Atmosfera Pericolosa: è definita come "un'atmosfera che può esporre il personale di manutenzione, passeggeri o membri dell'equipaggio al rischio di morte, incapacità, compromissione di autosalvataggio (cioè la possibilità di fuggire liberamente da uno spazio limitato) lesioni o malattie acute.

Inerte: si afferma che "un serbatoio è considerato inerte quando la concentrazione media in massa di ossigeno all'interno di ogni scomparto del serbatoio è del 12% o meno dal livello del mare fino a 10000 piedi di altitudine, aumentando linearmente dal 12% a 10000 piedi (3048 m) fino al 14.5% a 40000 piedi (12192 m) di altitudine, ed estrapolando linearmente sopra quella altitudine".

Inertizzazione: è definita come “un processo in cui un gas non combustibile è introdotto nell’ullage di un serbatoio in modo che l’ullage stesso diventi non infiammabile”.

Miscela di Vapore/Aria Combustibile Magra: è una miscela di vapore/aria combustibile che contiene una concentrazione di molecole di combustibile inferiore a quella che sostiene la combustione.

Analisi di Monte Carlo: è definita come “metodo analitico utilizzato come mezzo di conformità per valutare il tempo medio di esposizione all’infiammabilità della flotta, per un serbatoio di combustibile”.

Evoluzione dell’ossigeno: “si verifica quando l’ossigeno disciolto nel combustibile viene rilasciato nell’ullage, mentre pressione e temperatura diminuiscono”.

Miscela di Vapore/Aria combustibile Ricca: è una miscela di vapore/aria combustibile che contiene una concentrazione di molecole di combustibile superiore a quella che sostiene la combustione.

Caso del giorno caldo: è quella parte dell’Analisi di Monte Carlo durante le fasi di terra o di decollo/salita del volo, che iniziano con una temperatura ambiente al livello del mare di 80°F (27°C) (giorni standard poco più di 21°F (12°C)) o superiore.

Deviazione Standard: è definita come “una misura statistica della dispersione o della variazione di una distribuzione, uguale alla radice quadrata media, della media aritmetica dei quadrati della deviazione dai mezzi aritmetici”.

Effetti di Trasporto: sono definiti come “la variazione della concentrazione di vapore combustibile in un serbatoio causata da basse condizioni di combustibile e dalla condensazione e vaporizzazione del combustibile”. La variazione causata da basse condizioni di combustibile è anche indicata come “Carico di Massa”.

Ullage: è definito come “il volume all’interno del serbatoio del carburante non occupato dal combustibile liquido”.

Il serbatoio alluminio, convenzionale non riscaldato: è definito come “un serbatoio integrato in un’ala, in alluminio semi-monoscocca, non riscaldato, di un aeromobile subsonico che è equivalente in prestazioni aerodinamiche, capacità strutturali, capacità e configurazione a quello progettato”.

Body tank: è un serbatoio installato interamente all’interno della fusoliera di un aereo, in un vano, senza superficie del serbatoio esposta al flusso di aria esterna, durante il volo, ad esempio un serbatoio ausiliario installato nel vano di carico di un aereo”.

1.3. CONSIDERAZIONI GENERALI - INFIAMMABILITÀ DEL SERBATOIO

- a. Formazione di vapori infiammabili. Le considerazioni critiche nel controllo dell'esposizione al funzionamento con miscele infiammabili nel serbatoio includono il controllo della formazione di vapori infiammabili e/o di concentrazione di ossigeno. I fattori che influenzano la formazione di vapori infiammabili, includono il tipo di carburante e le sue proprietà, la temperatura del carburante, la pressione nel serbatoio, e ogni caratteristica di progettazione che aumenta significativamente il potenziale di creazione di nebbie di combustibile. Il tempo in cui il serbatoio è infiammabile è determinato usando il metodo di Monte Carlo, e si basa sul presupposto che le caratteristiche necessarie a prevenire la spruzzatura e nebulizzazione del carburante nel serbatoio, devono essere incorporate nella progettazione in modo da non considerare questi fattori in seguito.

- b. Pratiche di progettazione per minimizzare il tempo di esposizione all'infiammabilità
1. Nebulizzazione. L'infiammabilità dei vapori nel serbatoio può essere drasticamente influenzata dall'agitazione, dallo spruzzare o nebulizzare il combustibile. Questi processi, aumentano la superficie del combustibile permettendo a più vapori di carburante di liberarsi dal combustibile, il che comporta una elevata concentrazione di molecole di combustibile nell'ullage. Le pratiche che riducono il potenziale di agitazione del combustibile, sloshing, spraying e misting devono essere incorporate nella progettazione in modo che l'infiammabilità sia ridotta al minimo. Molte di queste pratiche, riguardano la minimizzazione della formazione di vapori infiammabili, tra cui:
 - (a) Introduzione del combustibile a bassa velocità vicino alla parte inferiore del serbatoio, in modo che l'ingresso sia coperto velocemente nel processo di rifornimento o nel processo di trasferimento del carburante.
 - (b) Dirigere il flusso di combustibile su una superficie conduttiva a terra per ridurre la formazione di carica elettrostatica.
 - (c) Utilizzare un sistema di distribuzione bilanciato che permette di assicurare che tutte le "sezioni" del serbatoio siano riempite a livelli uguali per contribuire a ridurre la velocità del carburante (questo riduce al minimo il tempo di rilassamento e la formazione di nebbia).

Il limite di infiammabilità è funzione del punto di infiammabilità del combustibile, scelto dalla metodologia di valutazione di infiammabilità di Monte Carlo. Questa determinazione se il serbatoio è infiammabile, è basata sul presupposto che le precauzioni descritte nel presente paragrafo siano state implementate.

2. La temperatura del carburante è uno dei fattori chiave che determinano l'infiammabilità in un serbatoio non pressurizzato, approvato per l'uso con combustibili di tipo JetA. I metodi più efficaci per controllare la temperatura del serbatoio di carburante, possono differire tra i diversi serbatoi di carburante, in base alla loro esposizione al rischio. Ad esempio, serbatoi localizzati in ali convenzionali non riscaldate e in alluminio di aerei da trasporto subsonici, con un piccolo o niente apporto di calore dal sistema di raffreddamento dell'aereo, o da altri serbatoi adiacenti, che hanno una larga superficie che permette il raffreddamento del carburante, sono stati analizzati e dimostrati per soddisfare l'intento del regolamento. Invece, i serbatoi situati all'interno dei contorni della fusoliera o altri serbatoi situati all'interno dell'ala che non si raffreddano richiedono maggiore attenzione durante la progettazione. Per i serbatoi che, a causa della loro locazione di installazione e/o altri fattori, non soddisfano i limiti di infiammabilità, sono necessari FRM o IMM per il rispetto dei limiti.
3. Tipi di carburanti. La proposta di combustibili per un tipo di aeroplano viene presentata alla FAA dal richiedente per l'approvazione e, una volta approvata, i carburanti sono indicati nell'AFM. Le definizioni di LFL e UFL definiscono la temperatura di combustibile in cui si può prevedere se un serbatoio di combustibile è infiammabile. Dalle definizioni, si può facilmente vedere che il punto di infiammabilità del carburante è la chiave. Attualmente, Jet-A e Jet-A1 sono i combustibili predominanti utilizzati nell'aviazione commerciale. A causa di questo, i serbatoi alari sono tipicamente non infiammabili poiché la temperatura del carburante è tipicamente al di sotto dell'LFL.

Tuttavia, l'ingresso di calore ad ogni serbatoio può spingere i serbatoi alimentati con Jet-A / A1 nell'intervallo infiammabile, invece un carburante come il JP4 ha un effetto opposto. Il punto di infiammabilità è normalmente inferiore alle normali temperature dell'ambiente durante le

operazioni di terra, con conseguente maggiore esposizione all'infiammabilità per serbatoi tipici o meno, per i serbatoi isolati dall'aria esterna, come il CWT. Maggiore è la temperatura del serbatoio, minore è l'infiammabilità perché la temperatura del combustibile è al di sopra dell'UFL. L'uso di carburanti tipo JP-4 in aerei commerciali tipici, può aumentare significativamente l'esposizione a vapori infiammabili.

4. La pulizia dell'ullage del serbatoio avviene attraverso l'introduzione di aria nel serbatoio e lo scarico del vapore fuoribordo, per ridurre la concentrazione di vapori di combustibile nell'ullage. La pulizia dell'ullage non ha un significativo effetto sulla temperatura media della massa di combustibile e non diminuisce la percentuale di ossigeno nell'ullage.
5. Controllo della concentrazione di ossigeno. Il livello accettato per un serbatoio inerte usato in missioni militari, è la riduzione della concentrazione di ossigeno nell'ullage del serbatoio ad un valore inferiore al 9% (tale valore è stato definito nel 1950). Lo standard esclude l'accensione per "fiamma fredda" dove l'aumento di pressione è relativamente basso. La concentrazione effettiva di ossigeno necessaria per prevenire la rottura catastrofica del serbatoio durante un evento di accensione per prova FAA e la prova militare a fuoco usando tondi incendiari è più alta. Maggiore è la concentrazione di ossigeno, maggiore è la pressione sviluppata nel serbatoio durante la combustione. Il limite della concentrazione di ossigeno, è stato stabilito usando aria arricchita di azoto per sostituire l'ossigeno. La concentrazione di ossigeno ammissibile varia col tipo di gas inerte utilizzato. Se si utilizza un altro gas inerte come l'anidride carbonica, il richiedente deve dimostrare la concentrazione di ossigeno ammissibile necessaria per dimostrare la conformità.

1.4. DETERMINAZIONE DELL'INFIAMMABILITÀ DEL SERBATOIO - METODI PER DETERMINARE IL TEMPO DI ESPOSIZIONE ALL'INFIAMMABILITÀ

Ci sono due metodi per determinare l'infiammabilità di un serbatoio. Il metodo accettabile dipende dal livello di infiammabilità che il serbatoio è tenuto a soddisfare. Se si dimostra che il serbatoio è un serbatoio alare convenzionale, in alluminio e non riscaldato è possibile utilizzare un metodo qualitativo per la determinazione dell'infiammabilità. I criteri elencati di seguito descrivono le caratteristiche dei serbatoi tradizionali in alluminio non riscaldati.

(1) Valutazione qualitativa dell'infiammabilità

- (a) Un serbatoio tradizionale di alluminio non riscaldato, è una convenzionale struttura in alluminio, serbatoio integrato di un'ala di un aeromobile subsonico da trasporto, con un riscaldamento minimo dai sistemi dell'aeroplano o da altri serbatoi di carburante e raffreddato dal flusso d'aria ambiente durante il volo. Le fonti di calore che hanno il potenziale per aumentare significativamente l'esposizione all'infiammabilità del serbatoio escluderebbero il serbatoio da considerarsi "non riscaldato". I sistemi anti-ghiaccio termici e le coperte termiche anti-ghiaccio in genere, non aumentano sensibilmente l'infiammabilità dei serbatoi di combustibile. Per questi serbatoi, una valutazione qualitativa che dimostra l'equivalenza del serbatoio in alluminio non riscaldato può essere accettabile se si considera quanto segue:
 1. Una descrizione della configurazione dell'aereo,
 2. Una lista di ogni sorgente di calore, interne o adiacenti al serbatoio,
 3. Il tipo di carburante approvato per l'aereo,
 4. La pressione di esercizio del serbatoio rispetto alla pressione ambiente statica
 5. Il serbatoio è non isolato e realizzato in alluminio, e

6. Il serbatoio ha una grande superficie aerodinamica esposta all'aria esterna per trasferire il calore dal serbatoio.

(b) Serbatoi con un rapporto inferiore ad 1, non sono considerati serbatoi alari convenzionali non riscaldati in alluminio.

(c) I serbatoi alari che non soddisfano i criteri di cui sopra, per l'utilizzo del metodo qualitativo, devono necessariamente essere analizzati con l'Analisi di Monte Carlo

(2) Analisi di Monte Carlo. Questo metodo analitico si basa sulla previsione dell'esposizione media all'infiammabilità della flotta, nel caso di un giorno normale e di un giorno caldo. L'esposizione all'infiammabilità calcolata attraverso l'analisi è quindi comparata con i limiti di infiammabilità definiti nelle norme, per determinare la conformità. Il metodo di analisi è pertanto un metodo di analisi standardizzato.

(a) Il punto di infiammabilità del carburante ad una determinata temperatura e pressione viene utilizzato per determinare quando l'ullage del serbatoio è infiammabile. Quando la temperatura del carburante ad una determinata altitudine è nel range tra l'LFL e l'UFL, si presume che l'ullage sia istantaneamente infiammabile. Quando si utilizza l'analisi di Monte Carlo, si considera che tale transizione avviene istantaneamente come cambiamenti di pressione e temperatura. Il modello di Monte Carlo si basa sull'assunzione che ogni carburante caricato durante la fase di rifornimento è a temperatura ambiente esterna, quando si determina l'esposizione all'infiammabilità.

(b) Per i serbatoi che sono suddivisi da paratie o suddivisi in comparti l'analisi di Monte Carlo, richiede l'analisi di ciascuna sezione del serbatoio. Alternativamente se si dimostra che una sezione è più esposta all'infiammabilità rispetto a qualsiasi altra sezione, allora si può eseguire l'analisi solo di quella sezione. Se è utilizzato un FRM di inertizzazione, la concentrazione di ossigeno in tutti i compartimenti del serbatoio, può differire significativamente da altri compartimenti nel serbatoio.

(c) È possibile che il comparto critico passi da un comparto ad un altro, durante le porzioni di volo. In questo caso, l'infiammabilità dei singoli comparti dovrebbe essere determinata durante tutto il volo e i tempi in cui qualsiasi compartimento del serbatoio è infiammabile sarebbe incluso nel calcolo globale di infiammabilità.

(d) Se un serbatoio è fatto per superare i requisiti di infiammabilità, il titolare può controllare l'infiammabilità del serbatoio incorporando un FRM o un IMM.

Sviluppo degli input per il modello di Monte Carlo. Il modello di Monte Carlo, che genera in modo casuale i valori per le variabili incerte più e più volte, viene utilizzato per simulare un processo in cui le variabili sono casuali all'interno di distribuzioni definite. I risultati di un gran numero di casi, possono essere utilizzati per approssimare i risultati delle condizioni del mondo reale. Nella figura sottostante sono indicati i parametri utilizzati dal modello di Monte Carlo per determinare l'infiammabilità del serbatoio.

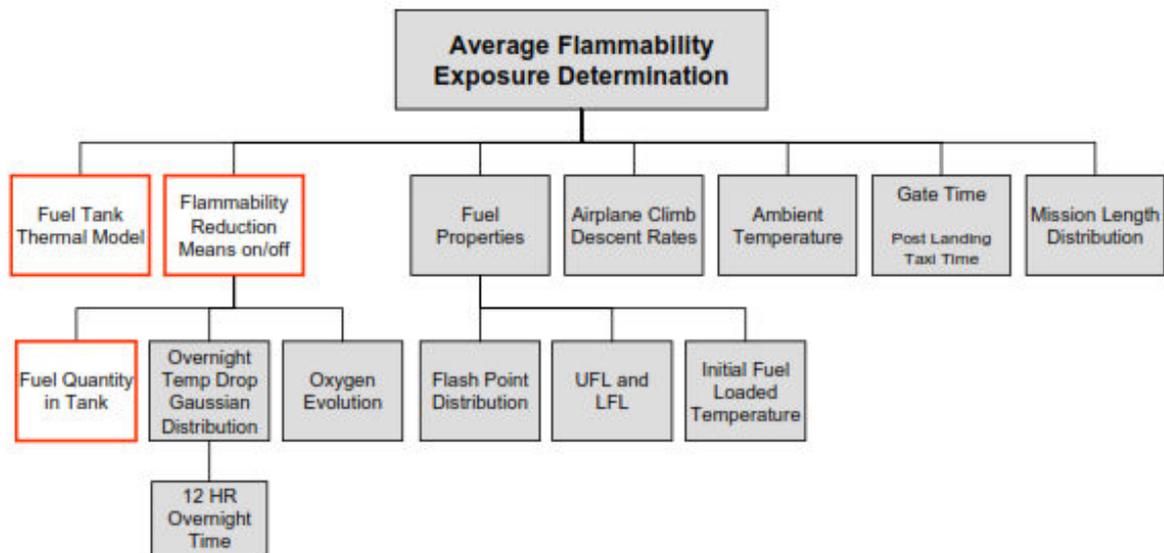


Figura 1 – Parametri del modello di Monte Carlo per determinare l’infiammabilità del serbatoio

Parametri di Monte Carlo. Il modello termico del serbatoio e la quantità di carburante nel serbatoio, sono i dati di input necessari per determinare l’infiammabilità del serbatoio per un serbatoio senza un FRM.

I parametri sono:

(a) Parametri standard.

- 1 Temperatura ambiente di crociera
- 2 Temperatura ambiente a terra
- 3 Punto di infiammabilità del carburante
- 4 Distribuzione delle lunghezze di volo, in combinazione con le informazioni sull’utilizzo dell’aeroplano
- 5 Profili di salita e discesa dell’aereo
- 6 Tempi di pre-volo e post volo; i tempi di pre-volo sono forniti in funzione del tempo di volo del modello Monte Carlo e il tempo di post-volo è costante a 30 minuti
- 7 Tasso di evoluzione dell’ossigeno
- 8 Cambiamento di temperatura durante la notte (quando è presente un FRM)

(b) Input specifici dell’aereo. Gli input specifici dell’aereo dovrebbero riflettere le condizioni operative più severe del trasporto aereo o la configurazione rispetto all’esposizione all’infiammabilità del serbatoio.

- 1 Altitudine di volo dell’aereo
- 2 Quantità di carburante. Il modello di Monte Carlo, permette all’utente di inserire il tempo quando il serbatoio è pieno e vuoto, in modo da poter variare la quantità di carburante nel serbatoio. Il modello, assume una frequenza costante di utilizzo del carburante tra specifici serbatoi pieni e vuoti e non tiene conto delle tecniche uniche di gestione del combustibile come sistemi di trasferimento del combustibile che possono essere incorporate per scopi quali la gestione del centro di gravità (C.G.). Se la quantità di carburante influenza l’infiammabilità del serbatoio, gli input dell’analisi possono essere modificati dall’utente, se il modello standard non fornisce una rappresentazione realistica della quantità effettiva di

carburante all'interno del serbatoio o dello scomparto del serbatoio di carburante di ciascuno dei voli in esame. I valori di input per questi dati, devono essere ottenuti da prove a terra o voli test.

- 3 Numero di Mach di volo dell'aereo.
- 4 Portata massima dell'aereo. Questo parametro dovrebbe essere determinato assumendo un carico utile equivalente ad un fattore di carico del 75 per cento per una configurazione tipica di due passeggeri per classe per il modello di aeroplano, utilizzando i pesi medi dei passeggeri di anno in anno e i bagagli media standard, atmosfera giornaliera standard, zero vento, velocità di crociera a lunga percorrenza e riserve nazionali o internazionali, come per il funzionamento tipico dell'aeroplano.
- 5 Caratteristiche termiche del carburante. Se la temperatura del carburante influisce sull'infiammabilità del serbatoio, la regola richiede che siano forniti gli ingressi al modello di Monte Carlo che rappresentino la temperatura media massima effettiva di combustibile all'interno del vano critico del serbatoio per ciascuno dei voli in esame. Per i serbatoi di combustibile suddivisi da paratie o in scompartimenti, è necessario sviluppare ingressi di temperatura di combustibile massiccia per ciascuna sezione del serbatoio. La temperatura in qualsiasi compartimento che provoca la massima infiammabilità in un dato momento, deve essere utilizzata nell'analisi di infiammabilità del serbatoio. Se uno scomparto nel serbatoio ha sempre la massima esposizione a infiammabilità, tale temperatura dovrebbe essere utilizzata nell'analisi.
- 6 Limite massimo di temperatura di esercizio dell'aeroplano. Questo valore è ottenuto dal manuale di volo specifico per quel tipo di aereo.
- 7 Utilizzo dell'aereo. La regola richiede che il richiedente fornisca i dati che supportano il numero di voli al giorno e il numero di ore di volo per il modello specifico di aeroplano in fase di valutazione. Se non esistono dati per supportare l'aereo in esame, il richiedente deve fornire la prova che il numero di voli giornalieri e il numero di ore per volo per quel modello di aeroplano sono coerenti con i dati esistenti della flotta che si propongono di utilizzare.

(aa) Modello termico del serbatoio. Questo modello deve essere fornito dal richiedente in base alle particolari caratteristiche del particolare serbatoio di carburante in fase di valutazione. Il richiedente può utilizzare lo strumento di modellazione termica incorporato nel modello di Monte Carlo se i dati di prova del volo mostrano che questa tecnica di modellazione fornisce una previsione conservativa delle temperature del serbatoio. Il modello di Monte Carlo include una caratteristica per utilizzare costanti temporali esponenziali per definire le caratteristiche di riscaldamento e raffreddamento di un serbatoio di carburante. Questa caratteristica ha la capacità di immettere 6 costanti differenti per varie condizioni che possono essere presenti sui serbatoi tipici.

(bb) Modello termico semplificato del carburante. Per semplificare il processo di certificazione e per evitare la necessità di sviluppare un modello termico del serbatoio, se un candidato lo richiede, è possibile determinare l'esposizione a infiammabilità di un serbatoio, con un sistema di inerti, assumendo che la temperatura del carburante sia sempre tra l'LFL e l'UFL.

(cc) Modello termico della struttura del serbatoio. Se il serbatoio si trova interamente all'interno della fusoliera dell'aereo, in uno scompartimento, e nessuna superficie del serbatoio è esposta al flusso di aria esterna durante il volo, (ad esempio un serbatoio di combustibile ausiliario installato nel vano di carico di un aeroplano), è considerato un "Body Tank". Per questo tipo di serbatoi, il modello di Monte Carlo permette di controllare le temperature calcolate del serbatoio, attraverso la temperatura del comparto in cui il serbatoio è installato.

- a. Modello FRM del serbatoio. Se si utilizza un FRM, la regola richiede che il modello di Monte Carlo approvato dalla FAA, venga utilizzato per dimostrare la conformità ai requisiti di infiammabilità. Il programma deve determinare i periodi di tempo durante ogni fase di volo quando il serbatoio o il comparto con l'FRM risulta infiammabile. I seguenti fattori devono essere presi in considerazione per stabilire questi periodi di tempo:
 - (1) Qualsiasi periodo di tempo durante la FEET e nell'ambito completo delle condizioni operative previste, quando il FRM funziona correttamente ma non mantiene un serbatoio di combustibile non infiammabile a causa degli effetti del sistema di sfiato del serbatoio del combustibile o di altre cause.
 - (2) L'effetto di qualsiasi sistema di inertizzazione può essere incluso in questa analisi. Qualora il sistema non fornisce una protezione continua, come un sistema di inertizzazione basato a terra, si deve considerare il degrado del livello di inertizzazione dell'ullage con il tempo, l'altitudine, l'evoluzione dell'ossigeno dal combustibile, "l'inalazione" d'aria con l'utilizzo di carburante o la riduzione dell'altitudine e gli eventuali effetti derivanti dall'operazione del sistema di sfiato.
- b. Rapporto di conformità. I risultati dell'analisi sopra descritta, insieme ai dati di prova, le ipotesi utilizzate per l'analisi, inclusi i dati di prova che convalidano l'analisi termica utilizzata, sarebbero da includere nella relazione di conformità presentata alla FAA. Se il serbatoio in questione richiede una dimostrazione di equivalenza, è anche necessario presentare un'analisi di un serbatoio alare reale o ipotetico sullo stesso aereo.
- c. Documentazione e Validazione del Modello di Monte Carlo. Come detto nel paragrafo precedente, le modificazioni al modello di Monte Carlo sono limitate alle caratteristiche aggiuntive necessarie per aggiungere un FRM, il modello termico del serbatoio e la gestione del carburante. Tutte le modifiche al codice del modello devono essere accuratamente documentate e convalidate sia attraverso analisi dettagliate che da test di volo.

1.5. MEZZI DI RIDUZIONE DELL'INFIAMMABILITÀ (FRM)

I metodi disponibili per limitare l'esposizione al funzionamento con l'ullage infiammabile, includono la prevenzione della formazione di vapori infiammabili e/o il controllo della concentrazione di ossigeno. I fattori che influenzano direttamente la formazione di vapori infiammabili includono le proprietà del tipo di combustibile, la temperatura del carburante, la pressione all'interno del serbatoio del combustibile e qualsiasi caratteristica di progettazione che aumenta la potenzialità di creazione di nebbie di combustibile.

- a. Gestione del calore al serbatoio. Generalmente le sorgenti di calore non dovrebbero essere collocate nei o vicino ai serbatoi di combustibile e bisogna evitare il riscaldamento da altre fonti,

come scambiatori di calore idraulici o il calore proveniente dai sistemi del motore, a meno che non siano incorporate caratteristiche per mantenere l'infiammabilità del serbatoio, equivalente a quella di uno non riscaldato. Una tecnica possibile, come FRM, include l'utilizzo di coperte di isolamento termico e/o la ventilazione e/o il raffreddamento dedicato esclusivamente alla rimozione del calore in eccesso dal serbatoio o aree adiacenti ad esso.

- b. Raffreddamento/Ventilazione del serbatoio. Se il serbatoio è localizzato in un'area del velivo in cui si verifica poco o nessun raffreddamento, come ad esempio un serbatoio ausiliare situato nel vano di carico, la ventilazione o il raffreddamento dedicato, possono essere dei metodi efficaci per la riduzione dell'infiammabilità. I mezzi di raffreddamento/ventilazione devono essere efficaci in tutte le condizioni di esercizio, compreso il funzionamento a terra e in volo, in quanto si vuole raggiungere l'obiettivo di mostrare che l'infiammabilità del serbatoio è equivalente ai serbatoi d'aria non riscaldati. Altri mezzi (ad esempio, sfiatare l'aria fresca dai pacchetti ECS nel vuoto d'aria) possono anche essere efficaci per fornire un adeguato raffreddamento/ventilazione del serbatoio.
- c. Controllo della pressione del serbatoio. L'infiammabilità del serbatoio è influenzata dalla pressione del serbatoio stesso. I serbatoi per aeromobili tipici da trasporto, sono scaricati nell'atmosfera e funzionano a o leggermente al di sopra della pressione ambientale locale. I serbatoi di carburante situati all'interno dell'ala operano, tipicamente, con una pressione pari alla pressione statica locale, a meno che non siano incorporate caratteristiche per aumentare la pressione di esercizio del serbatoio. Sono stati sviluppati modelli che utilizzano la pressurizzazione dei serbatoi di combustibile delle ali come mezzo per trasferire carburante. La pressurizzazione dei serbatoi di combustibile fornisce anche una ridotta infiammabilità. L'aumento della pressione nel serbatoio, comporta una riduzione dell'infiammabilità del serbatoio.
- d. "Pulizia" dell'ullage del serbatoio. Un sistema di ventilazione positivo, è stato studiato per poter essere usato per "pulire" l'ullage dalle miscele di vapore/aria combustibile infiammabili con una velocità tale da tenere l'ullage magro quando la temperatura del combustibile e la pressione nel serbatoio avrebbero definito il serbatoio come infiammabile.
- e. Carburanti ad alto punto di infiammabilità. Un metodo di riduzione dell'infiammabilità del serbatoio è quello di restringere i tipi di carburanti specificati nell'AFM ai carburanti ad alto punto d'infiammabilità. Questo metodo, in combinazione con altri mezzi, può essere efficace nella riduzione dell'esposizione. Tuttavia questo approccio non è considerato molto pratico in questo momento.
- f. Cambiamento della temperatura durante la notte. Mentre l'aeroplano è fermo durante la notte, si verifica una variazione della temperatura accompagnata da un cambiamento della densità dell'ullage del serbatoio. Solitamente, la temperatura è in calo dall'ultimo volo del giorno al primo volo del giorno successivo. Il risultato è che il serbatoio del carburante "respirerà" l'aria supplementare quando aumenta la densità dell'ullage. Questa variazione, deve essere inserita nell'analisi di Monte Carlo per determinare la variazione della temperatura. La temperatura di partenza è la temperatura dell'ullage alla fine dell'ultimo volo determinato dal modello termico convalidato; la temperatura finale, invece, è la temperatura dell'ambiente esterno prima del volo successivo dopo un cambiamento di temperatura durante la notte.

g. Considerazioni sull'affidabilità del sistema.

- (1) Il tempo complessivo in cui il serbatoio di combustibile è infiammabile non può superare il 3% del tempo di valutazione dell'esposizione all'infiammabilità (FEET), ovvero il tempo totale, compreso il tempo di terra e di volo, considerato nella valutazione dell'infiammabilità. Come parte di questo 3 per cento, se si utilizzano mezzi di riduzione dell'infiammabilità (FRM), ciascuno dei seguenti periodi non può superare l'1,8 per cento del FEET: a) quando un FRM è operativo ma il serbatoio non è inerte e il serbatoio è infiammabile; e (b) qualora un FRM sia inoperativo e il serbatoio sia infiammabile.
- (2) Rapporto di affidabilità. Il regolamento richiede che il richiedente dimostri mezzi efficaci per assicurare la raccolta di dati di affidabilità FRM affinché gli effetti dei guasti dei componenti possano essere valutati in modo continuo.
- (3) Gli operatori non sono tenuti a segnalare informazioni sull'affidabilità di FRM. I titolari di certificati di tipo sono tenuti a raccogliere i dati necessari e possono utilizzare i sistemi di reporting esistenti attualmente utilizzati per la manutenzione dell'aeroplano, affidabilità e garanzia per raccogliere i dati.
- (4) Il rapporto di affidabilità dovrebbe includere informazioni riguardanti l'affidabilità del sistema di distribuzione, inclusa l'identificazione del componente che ha causato l'errore del sistema e il numero di giorni in media sul sistema inserito sul MMEL. La relazione deve essere presentata all'Autorità di vigilanza FAA con una lettera trimestrale, come previsto dal regolamento.

h. Considerazioni sulla sicurezza del sistema di inertizzazione.

- (1) Per i sistemi di inerzia che generano NEA a bordo, il gas di scarico può creare ulteriori rischi di incendio o modificare i pericoli in determinate aree dell'aeroplano. Pertanto, questi effetti dovrebbero essere considerati un rischio potenziale per l'aereo.
- (2) I sistemi di inertizzazione che utilizzano combustioni o processi catalitici per produrre gas inerti, normalmente, funzionano a temperature elevate che, quindi, possono presentare rischi nella fase di progettazione dell'aereo. Tali sistemi devono pertanto essere posizionati e progettati in modo da rispettare le norme di protezione antincendio dell'aeroplano.
- (3) Possono essere richieste speciali procedure di manutenzione per soddisfare i requisiti di affidabilità e prestazioni dei serbatoi di carburante inertizzati attraverso l'azoto.
- (4) Gli spazi confinati sono scompartimenti o contenitori con aperture limitate per entrare e uscire, non destinate a occupazione umana continua e solo adatti a lavori temporanei quali ispezioni, manutenzione o riparazioni. Un serbatoio di combustibile ha pericoli potenziali che includono sostanze chimiche tossiche, ossigeno insufficiente con concentrazione inferiore al 19,5% o ossigeno in eccesso superiore al 23,5% e gas infiammabile, vapore o nebbia. Devono essere in atto procedure specifiche per indebolire, controllare o eliminare questi pericoli prima che i tecnici di manutenzione entrino in serbatoi di carburante.
- (5) Una grande percentuale del lavoro che comporta la corretta ispezione e la modifica dei serbatoi di carburante per aeromobili e dei loro sistemi associati, deve essere effettuata all'interno degli stessi serbatoi. L'esecuzione dei compiti necessari richiede il controllo del personale di manutenzione per entrare fisicamente nel serbatoio, dove esistono pericoli ambientali. Questi pericoli sono presenti in qualsiasi serbatoio di combustibile e comprendono fuoco e esplosione, prodotti chimici tossici e irritanti, carenza di ossigeno e confinamento con il serbatoio stesso. Per prevenire lesioni correlate, le organizzazioni di manutenzione delle stazioni e degli operatori di riparazione hanno sviluppato procedure specifiche per identificare, controllare o eliminare i rischi di entrata del carburante.

- (6) I serbatoi di carburante sono spazi confinati e contengono alte concentrazioni di vapori di combustibile che devono essere espulsi dal serbatoio prima dell'ingresso. Altre precauzioni come la misura delle concentrazioni di ossigeno prima di entrare in un serbatoio di combustibile sono già necessarie.
- (7) Marcature/cartelli. Il regolamento prescrive che, se un sistema di inerzia sia installato su un velivolo, le porte di accesso e i pannelli del serbatoio di carburante e ad altre zone chiuse, che potrebbero contenere atmosfere pericolose in condizioni normali o in condizioni di guasto, devono essere permanentemente marcate o segnalati per avvertire dei pericoli.

1.6. METODO DI VALUTAZIONE DELL'INFIAMMABILITÀ DEL SERBATOIO, Steven M. Summer et al. (2008).

1. INTRODUZIONE

Il modello di valutazione dell'infiammabilità del serbatoio, è un modello informatico che viene utilizzato come strumento comparativo per contribuire a determinare la potenziale esposizione all'infiammabilità dell'ullage del serbatoio di una flotta di aerei particolari. Per far ciò, il modello simula un gran numero di voli, confrontando la temperatura media della massa di combustibile ogni volta che aumenta il volo, con il limite di infiammabilità inferiore (LFL) e il limite di infiammabilità superiore (UFL). Quando la temperatura media in massa del combustibile è superiore all'LFL e inferiore all'UFL, i vapori di combustibile si dicono infiammabili.

Il modello utilizza i metodi statistici di Monte Carlo per determinare diverse variabili sconosciute, necessarie per i calcoli. Le distribuzioni standardizzate di queste variabili, vengono utilizzate dal modello per selezionare casualmente un valore di ogni variabile sconosciuta, pur mantenendo la precisione della distribuzione effettiva. Questi metodi, vengono usati per determinare la temperatura del punto di infiammabilità del carburante, la lunghezza della missione di volo, e le temperature ambiente e di crociera. Secondo la tecnica di Monte Carlo, la generazione di questi numeri casuali su un numero sufficientemente grande di prove, minimizzerà gli errori associati a questi calcoli probabilistici.

2. PANORAMICA DEL MODELLO

Il metodo di Monte Carlo utilizzato in questo modello, utilizza tecniche di generazione di numeri casuali su una gamma standardizzata di valori per diverse variabili. I risultati del problema multivariabile vengono calcolati su un gran numero di prove, per calcolare il risultato medio o la gamma dei risultati.

I componenti principali del problema sono: l'ambiente circostante il serbatoio, i dati della missione di volo, le proprietà del combustibile, e le caratteristiche termiche del serbatoio. Una volta determinati questi quattro componenti, il modello può determinare se l'ullage del serbatoio per ogni incremento di volo, è infiammabile o no; e quindi, la percentuale del tempo della missione in cui il serbatoio è infiammabile. L'esecuzione di questo programma su un gran numero di iterazioni fornisce all'utente un valore medio per l'esposizione all'infiammabilità, per un specifico modello di aereo.

Un'ampia vista dell'analisi e uno schema di flusso semplificato dei principali calcoli del modello sono presentati nelle figure seguenti.

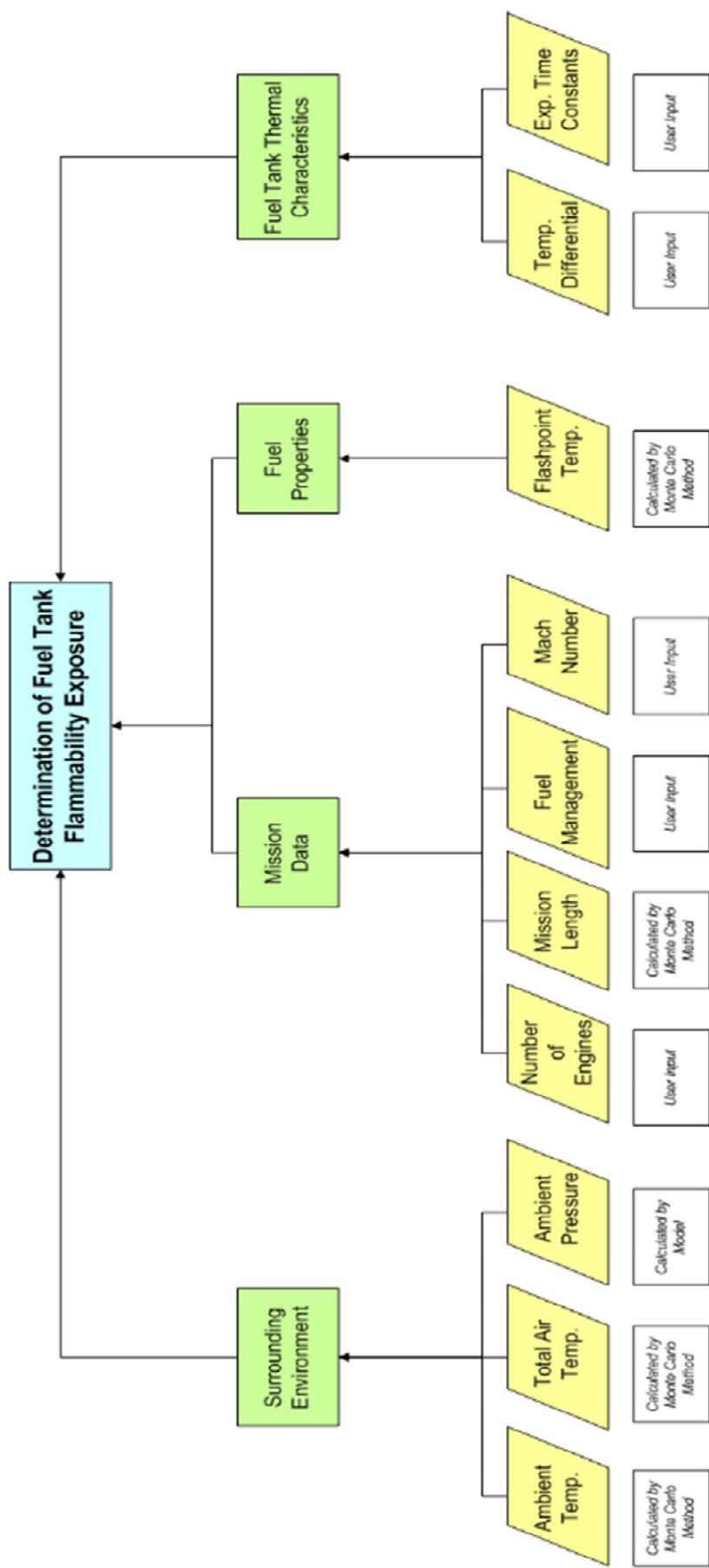


Figura 2. Panoramica dei componenti principali dell'analisi e i loro ingressi associati.

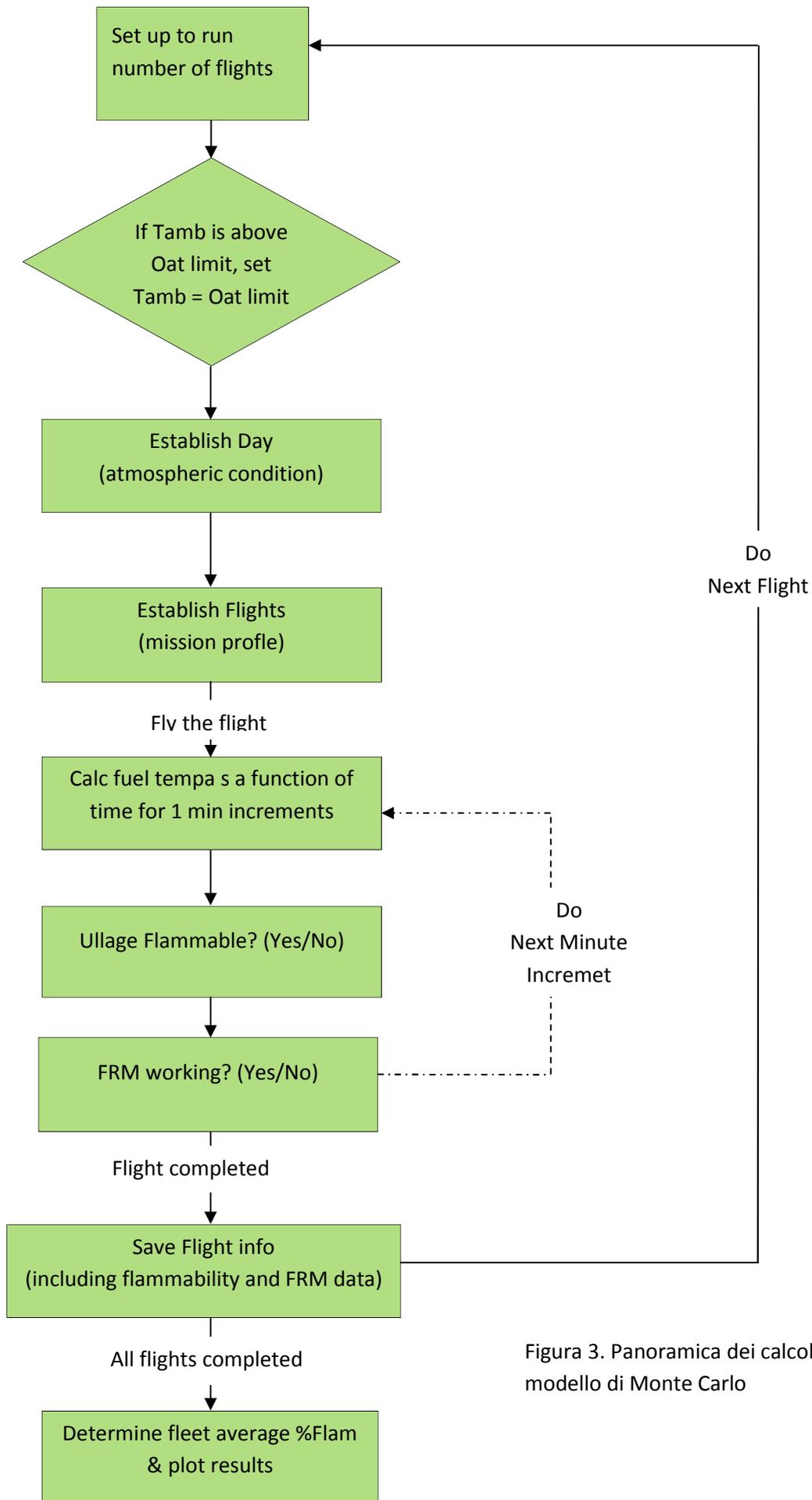


Figura 3. Panoramica dei calcoli eseguiti dal modello di Monte Carlo

Si fa notare che se il progetto dell'aereo, utilizza un sistema complesso di trasferimento del carburante o altri sistemi che influenzano in modo significativo le caratteristiche termiche dei serbatoi, il modello non ha la capacità di analizzare anche questi effetti.

1.1. PANORAMICA E DESCRIZIONE DEI FOGLI DI LAVORO DEL MODELLO

Il modello è costituito da diversi e separati fogli di lavoro che sono utilizzati per la notazione all'utente, l'immissione dei dati, i calcoli, e la presentazione dei risultati. I fogli di lavoro possono essere suddivisi nelle categorie indicate in tabella

Notation	Data Input	Computation	Results
Intro	User Inputs and Results FRM	Summary of n Cases Internal Calculations Internal Calc 2 Internal Calc 3 Internal Calc 4	User Inputs and Results FRM Summary of n Cases

È necessario far notare che alcuni fogli di lavoro appaiono in più di una categoria, in quanto servono in più funzioni. Inoltre, l'utente può utilizzare diversi di questi fogli, come uno strumento di debug e risoluzione di eventuali problemi che possono sorgere, come ad esempio delle discrepanze nei risultati attesi rispetto a quelli effettivi.

In tutti i fogli di lavoro, una cella gialla denota la cella di input per l'utente. Una qualsiasi altra cella non ombreggiata in giallo, non deve essere modificata dall'utente, a meno che non sia stata approvata dall'Amministrazione Federale dell'Aviazione (Federal Aviation Administration, FAA)

1.1.1. Foglio di Lavoro Introduttivo (Intro)

All'apertura del modello, l'utente viene portato al foglio di lavoro Intro. Questo foglio, fornisce una breve dichiarazione dello scopo previsto del modello, nonché numerose note e limitazioni relative al suo utilizzo. In questo foglio vengono forniti i siti web dove l'utente può trovare ulteriori informazioni. Inoltre, sono fornite informazioni di contatto per domande e commenti riguardanti il modello.

1.1.2. FOGLIO DI LAVORO INPUTS UTENTE E RISULTATI

Il foglio di lavoro Inputs Utente e Risultati è l'interfaccia principale dell'FTFAM. Contiene tutti gli input utente necessari per eseguire un'analisi di Monte Carlo sull'infiammabilità, nonché i risultati dell'analisi. Gli input localizzati in questo foglio, sono suddivisi in 6 categorie ognuna delle quali viene discussa nei paragrafi seguenti. I risultati dell'Analisi di Monte Carlo sono visualizzati in questo foglio in forma di grafico, che rappresenta la % del tempo di volo per cui il serbatoio è infiammabile per ciascuna delle missioni eseguite.

1.1.3. FOGLIO DI LAVORO FRM

Va notato che questo foglio di lavoro non è necessario, a meno che non venga condotta un'analisi sul metodo di riduzione dell'infiammabilità. Il foglio di lavoro FRM, consente all'utente di valutare l'efficacia di un FRM. L'efficacia di un FRM è separata in fattori di affidabilità e in prestazioni. I risultati dell'analisi FRM vengono visualizzati in queste pagine sotto forma di diverse tabelle.

1.1.4. FOGLIO DI LAVORO “VOLO SINGOLO”

Il foglio di lavoro “volo singolo”, consente all’utente di simulare e analizzare un particolare scenario di volo. L’utente può eseguire uno scenario di volo singolo, immettendo i dati di volo e temperatura relativi/specifici di quel volo o immettendo un numero di volo dall’analisi di Monte Carlo. I risultati dello scenario di singolo volo, sono visualizzati in due grafici in questo foglio di lavoro. Va notato che durante l’esecuzione dell’analisi di Monte Carlo, questi diagrammi rappresentano i risultati dell’ultimo volo effettuato.

1.1.5. FOGLIO DI LAVORO RIEPILOGO DI n CASI

Il foglio di lavoro “Riepilogo di n Casi” visualizza i risultati di ogni volo in formato tabulare, ordinati per la percentuale del tempo di volo in cui il serbatoio di combustibile è infiammabile. Insieme al tempo di verifica preliminare a terra, il tempo di volo e a varie temperature specifiche di volo, questa tabella comprende anche la quantità di tempo per cui il serbatoio era infiammabile, la quantità di tempo per cui l’FRM manteneva l’ullage inerte e la percentuale del tempo totale di volo.

1.1.6. FOGLIO DI LAVORO DI CALCOLO INTERNO

Ci sono quattro fogli di Calcolo Interno nel modello, che contengono tutte le informazioni essenziali che vengono elaborate dal modello. Tutti i dati di input, valori calcolati e i risultati sono memorizzati qui per l’uso da parte del programma. Tutti i dati pertinenti vengono poi copiati in altri fogli di lavoro per essere visualizzati in maniera facile da usare. Questi fogli sono usati solamente dall’utente e non possono essere modificati dall’utente in alcun modo. Vengono forniti all’utente solo per scopi di risoluzione dei problemi.

2. FUNZIONAMENTO DEL MODELLO

L’interfaccia principale per il funzionamento generale del modello è il foglio di lavoro di input dell’utente e risultati. Questo foglio di lavoro contiene tutte le celle di input e diverse celle che visualizzano gran parte dei risultati calcolati. Le celle in questo e tutti i fogli di lavoro contenuti nel modello sono ombreggiati secondo il loro utilizzo. Una cella ombreggiata gialla indica un ingresso utente; queste sono le uniche celle che possono e devono essere modificate dall’utente. Una cella ombreggiata azzurra indica un risultato calcolato e le celle ombreggiate verdi che si trovano in tutto il modello sono pulsanti che eseguono un’operazione.

2.1. INPUT UTENTE ANALISI DI MONTE CARLO

Quando l’analisi di Monte Carlo viene eseguita senza la presenza di un FRM, ci sono 6 categorie di input utente:

- Dati dell’aereo
- Dati di volo
- Dati di utilizzo del serbatoio di carburante
- Dati da inserire sul serbatoio incorporato
- Dati termici sul carburante
- Dati Multivolo di Monte Carlo

Esistono sei blocchi nel foglio di lavoro User Inputs and Results corrispondenti a queste categorie. Nelle sezioni dalla 3.1.1 alla 3.1.6 si definiscono e discutono ciascuno dei parametri di ciascuna categoria.

2.1.1.1. Dati dell'aereo

I dati dell'aereo che sono necessari per eseguire i calcoli di Monte Carlo, includono la distanza massima dell'aereo, il numero dei motori e il limite di interruzione della temperatura dell'aria esterna.

Airplane Data	
Maximum Range	4500 NM
Number of Engines	2
Resultant Maximum Flight Time=	610 minutes
OAT cutoff (AFM Limitation) OAT Limit=	130 Deg F

Figura 4. Blocco dei dati dell'aeroplano.

2.1.1.1.1. Distanza massima del velivolo

La distanza massima percorribile dal velivolo (autonomia), insieme al numero di voli da eseguire (sezione 6.1.6.1) viene utilizzata dal modello per sviluppare una distribuzione della missione. Questi dati di distribuzione, vengono utilizzati dal modello per selezionare casualmente la lunghezza della missione per ogni volo che il modello genera, preservando la precisione nella distribuzione complessiva dei voli. La Figura 5 mostra una distribuzione di missioni campionaria per un velivolo con un intervallo massimo di 4500 miglia nautiche e 100.000 voli totali.

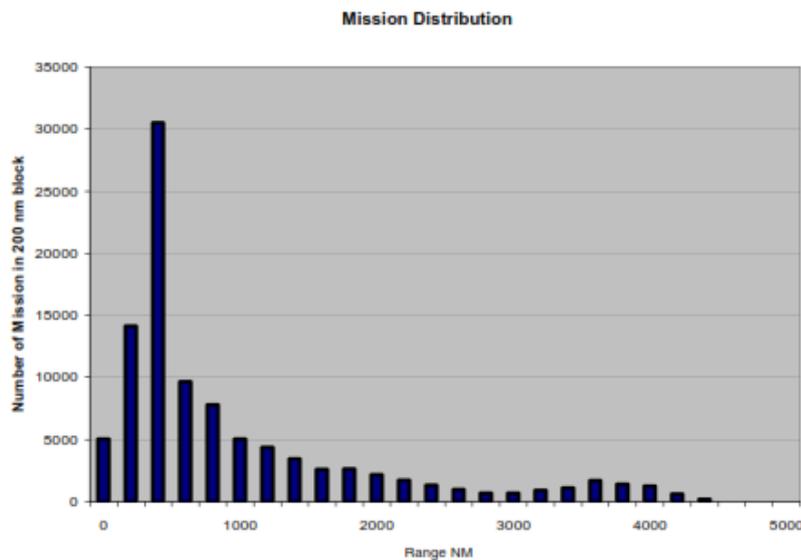


Figura 5. Distribuzione della missione per 100.000 voli totali con una gamma massima di 4.500 miglia nautiche.

Va notato che questo valore di input è la distanza massima del velivolo per una missione normale. Non è l'intervallo massimo assoluto dell'aeromobile senza un carico utile. Questo intervallo massimo viene utilizzato, insieme al numero di Mach di crociera (sezione 3.1.2.1), per determinare il tempo massimo di volo.

Per sviluppare un profilo complessivo di missione per un determinato volo, un tempo di pre e post volo viene aggiunto ad ogni tempo di volo scelto in modo casuale. Il tempo di pre volo è impostato dal modello come 30 minuti per voli brevi (meno di 3 ore), 45 minuti per i voli a media lunghezza (tra 3 e 4 ore) e 90

minuti per lunghi voli (più di 4 ore). Il tempo a terra post volo è impostato dal modello a 30 minuti per tutti i voli. I voli effettuati dal modello sono limitati a non meno di 15 minuti di durata.

2.1.1.2. Numero di motori

Il modello utilizza il numero di motori, insieme alle lunghezze di missione individuali di volo, per determinare l'appropriata quantità di tempo, necessaria per salire all'altitudine di crociera per ogni volo. La tabella 2 indica la quantità di tempo che l'aereo impiega per salire al livello di crociera utilizzato dal modello e basato sulla lunghezza della missione di volo e sul numero di motori. Il modello usa quindi questa e l'altitudine di crociera per determinare la velocità di salita per ogni volo.

Tabella 2. Tempo per salire all'altitudine di crociera (in minuti), in base alla lunghezza della missione e al numero di motori

Numero di motori	Lunghezza di missione (percento dell'intervallo massimo)					
	<20%	<40%	<60%	<80%	<100%	100%
2	20	20	30	30	35	35
3	25	30	35	35	40	40
4	25	35	40	40	45	50

Va notato che la velocità di discesa, a differenza della velocità di salita, è fissata dal modello e non varia a seconda del tipo di aereo. Il tempo di discesa è calcolato dal modello utilizzando le velocità di discesa di 2500 ft/min fino a 4000 ft e 500 ft/min da 4000 ft fino a terra.

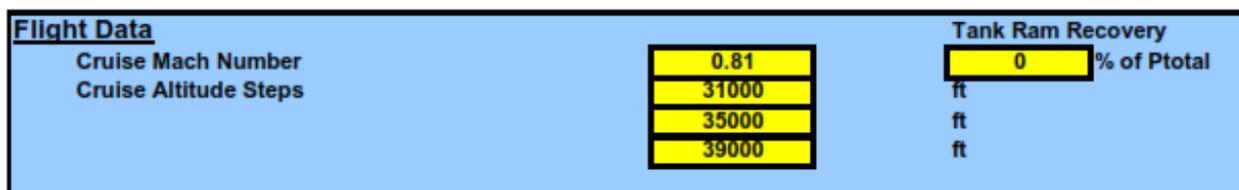
2.1.1.3. Temperatura dell'aria esterna fuori limite (outside air temperature, OAT)

Questa cella permette all'utente di inserire una temperatura fuori limite di un punto, nel caso in cui il funzionamento del velivolo sia limitato ad una temperatura massima come specificato nel manuale di volo per aeromobili (AFM). In qualsiasi caso in cui una casuale OAT ambientale è al di sopra di questo limite, il modello, invece di utilizzare l'OAT, utilizzerà la temperatura limite immessa dall'utente. Il funzionamento in questo modo simula l'aereo in attesa che l'OAT si raffreddi entro i limiti AFM.

Se non esiste un limite di temperatura, l'utente dovrà immettere un numero elevato, al di fuori dell'intervallo di temperatura ambiente, in modo che il limite di OAT non venga attivato.

2.1.2. Dati di volo

I dati di volo che sono richiesti per eseguire i calcoli di Monte Carlo, sono: il numero di Mach di crociera, gli steps di altitudine e il recupero di pressione del serbatoio.



Ptotal = Total pressure

Figura 6. Blocco dei dati di volo.

2.1.2.1. Numero di Mach di crociera

Il numero di Mach di crociera è il numero di Mach all'altitudine di crociera durante un'operazione tipica. Il numero di Mach viene utilizzato dal modello per determinare ogni profilo di volo e il tempo di volo.

2.1.2.2. Steps di altitudine di crociera

Questa serie di altitudini, definisce i livelli di crociera utilizzati dal programma. Per gli aeroplani che in genere non utilizzano un profilo a tre passaggi, tutti e tre i valori possono essere impostati per essere uguali. La salita tra questi step è considerata istantanea, al contrario della velocità di salita dal decollo al primo livello di crociera, come discusso nella sezione 3.1.1.2..Il modo in cui il modello tratta questi step di altitudine, è suddiviso in quattro categorie:

- Tempi di volo inferiori ai 50 minuti - il tempo di volo è diviso con il 40% riservato alla salita e il 60% per la discesa. Per i voli molto brevi, è possibile che il primo step di altitudine non venga mai raggiunto. A causa delle velocità di salita variabili, in questi voli è possibile effettuare un breve tempo di crociera. Nei casi in cui ciò si verifichi, viene utilizzato il primo step di altitudine.
- Tempi di volo tra i 50 e i 100 minuti - è il volo di crociera al primo step di altitudine e non passa ad altri livelli.
- Tempi di volo tra i 100 e i 200 minuti – vengono utilizzate due altitudini di crociera, con l'aumento di step che si verifica a metà del percorso.
- Tempi di volo superiori ai 200 minuti – sono utilizzate tre altitudini di crociera, con il tempo di crociera suddiviso equamente in 3 parti.

Un esempio è fornito nella figura seguente.

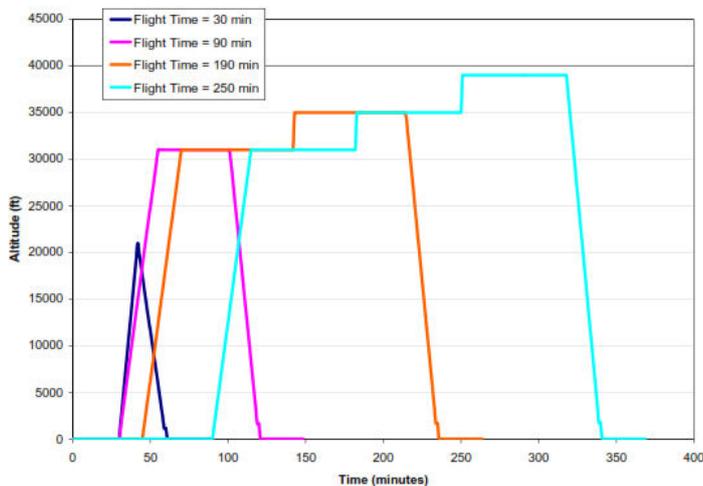


Figura7. Possibili profili di volo generati con 31,35 e 39 mila piedi di altitudine di crociera, inclusi i tempi di pre e post volo.

Per i voli più lunghi di due ore, il modello utilizza una routine per introdurre una temperatura ambiente differente per le ultime fasi del volo e di atterraggio, per replicare l'aereo che vola in un nuovo clima. Questo viene eseguito dal modello innalzando la temperatura per un periodo di 45 minuti a partire, subito dopo, il punto intermedio del ciclo di crociera. Una volta alla nuova temperatura, il volo continua fino a toccare il suolo con la nuova temperatura ambiente.

2.1.2.3. Tank Ram Recovery

Il recupero di pressione dalla presa d'aria del serbatoio, può avere un notevole effetto sull'esposizione all'infiammabilità. In quanto tale, l'utente può immettere il recupero di pressione come una percentuale della pressione totale. Se si utilizza il recupero di pressione, l'input deve essere verificato mediante analisi e dati di prova dei voli.

2.1.3. Dati relativi all'uso del serbatoio

I dati relativi all'utilizzo del serbatoio richiesti per eseguire i calcoli di Monte Carlo sono: i periodi di riempimento e di svuotamento del serbatoio e il tempo di accensione dei motori.

Fuel Tank Usage Data		
Tank Full any time before	610	minutes before touchdown
Tank empty any time after	500	minutes before touchdown
Engines or equipment started at	90	minutes prior to takeoff

Figura 8. Blocco dei dati relativi all'utilizzo del serbatoio.

2.1.3.1. Tempi di riempimento e di svuotamento del serbatoio

Il modello utilizza il tempo prima dell'atterraggio quando il serbatoio è pieno e vuoto, per calcolare la velocità di diminuzione della temperatura del carburante. Questa velocità di diminuzione, permette il calcolo della temperatura del combustibile in ogni fase del volo.

La figura 9, è una possibile rappresentazione grafica dei tempi in cui il serbatoio è pieno e vuoto, misurati prima di toccare terra, per ciascun tipo di serbatoio (serbatoio centrale (CWT), serbatoio ausiliario e serbatoio principale con riserva) per una durata massima del volo.

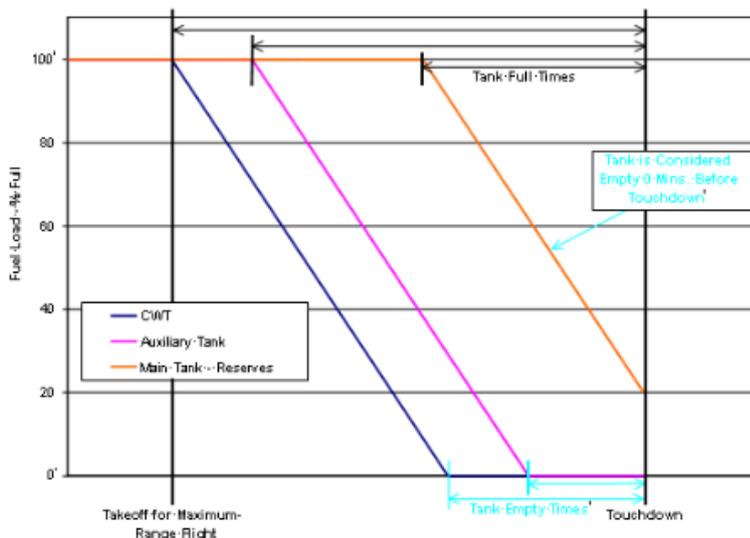


Figura 9. Tempi di utilizzo del serbatoio pieno e serbatoio vuoto per una massima durata del volo.

Per un serbatoio CWT, che viene utilizzato per primo, il tempo di serbatoio pieno, sarebbe il tempo massimo di volo, mentre il tempo del serbatoio vuoto sarebbe il tempo precedente al tocco a terra quando il serbatoio diventa vuoto. Pertanto nei voli più corti, tale serbatoio sarebbe già vuoto al decollo.

Per un serbatoio ausiliario, utilizzato successivamente nel ciclo di volo, il serbatoio rimarrà pieno nella prima parte dei voli lunghi; quindi il tempo di serbatoio pieno è il tempo precedente al tocco a terra quando

il carburante inizia ad esaurirsi. Come per il CWT, il tempo quando il serbatoio è vuoto sarebbe il tempo precedente al tocco a terra, quando il serbatoio diventa vuoto. Tuttavia, va notato che per un serbatoio principale con riserva, il termine "vuoto" è definito come il livello di riserva del serbatoio e non quando è effettivamente vuoto. In quanto tale, il tempo di svuotamento del serbatoio con riserva sarebbe di 0 minuti prima del tocco a terra, e non il tempo di asciugatura del serbatoio. Allo stesso modo, i dati termici per un serbatoio principale con riserva, sarebbero riferiti al serbatoio al livello riserva e non completamente vuoto.

2.1.3.2. Tempo di accensione dei motori

Il programma presuppone che i carichi termici normali (ad esempio i sistemi di controllo ambientale, ECS) siano operativi dall'inizio del volo. La cella di accensione dei motori offre l'opzione di simulare un serbatoio di combustibile con ingresso di calore addizionale da motori e/o altri sistemi. Ad esempio, alcuni aerei dispongono di scambiatori di calore idraulici, di sistemi ad olio motore e di ricircolo del carburante, che aggiungono calore al serbatoio.

Il valore di ingresso per questa cella, è il tempo prima del decollo, quando i motori e/o i sistemi, iniziano ad apportare calore al serbatoio. Questo valore, varia in base all'utilizzo dell'aereo.

2.1.4. Dati sul serbatoio incorporato

I dati sul serbatoio incorporato, necessari per il modello sono costituiti da cinque input che permettono all'utente di studiare i serbatoi completamente racchiusi nella fusoliera, o in un contenitore simile, senza il diretto raffreddamento con l'aria esterna. Questo permette che le temperature calcolate, del serbatoio, siano controllate dalla temperatura del vano in cui il serbatoio è installato. Inoltre, il serbatoio può essere impostato per essere pressurizzato in volo, o ventilato con l'esterno a seconda del progetto del serbatoio. Va notato che se il serbatoio di interesse non è un serbatoio incorporato, tutte e cinque le celle vanno messe a zero.

Body Tank Input Data		Set all values to zero if tank is not a body tank.	
Tank in the fuselage with no cooling from outside air	<input type="text" value="0"/>	1=Yes, 0=No	
Tank pressurized in flight,	<input type="text" value="0"/>	1=Yes, 0=No	
Pressure differential relative to ambient	<input type="text" value="0"/>	psi	
Tank is pressurized	<input type="text" value="0"/>	minutes before takeoff	
Temperature of compartment surrounding tank	<input type="text" value="0"/>	Deg F	

Figura 10. Blocco dei dati sul serbatoio incorporato

La prima cella, chiede all'utente se il serbatoio di interesse si trova nella fusoliera senza alcun raffreddamento diretto con l'aria esterna ambiente. L'utente dovrà inserire il numero 1 se così fosse e 0 se così non fosse. Successivamente l'utente deve indicare se il serbatoio è pressurizzato in volo. Ancora una volta, l'utente deve mettere 1 in caso positivo, 0 se così non fosse. Se viene inserito 0 in questa cella, la pressione del serbatoio verrà impostata dall'altitudine dell'aereo in ogni fase di tempo.

Se il serbatoio è pressurizzato, l'utente dovrà inserire la differenza di pressione, rispetto alla pressione ambiente, al quale il serbatoio è pressurizzato. L'utente deve inoltre inserire il tempo prima del decollo al quale il sistema di pressurizzazione del serbatoio entra in funzione. Questi inputs devono essere stabiliti in base a valori convalidati perché la pressione del serbatoio ad un certo tempo, varia in base ai progetti del serbatoio stesso e avrà un significativo effetto sull'esposizione all'infiammabilità.

L'ultima informazione richiesta, è la temperatura del vano circostante il serbatoio. All'inizio del volo (cioè, tempo=0) la temperatura del serbatoio è impostata su "ambiente", in modo da rappresentare il carburante caricato dai sistemi di alimentazione a terra. Il carburante si raffredda (o riscalda) alla temperatura del vano circostante, usando delle costanti esponenziali di tempo per le condizioni di terra (verranno discusse nel paragrafo 3.1.5.2).

2.1.5. Dati termici del serbatoio

I dati termici del serbatoio richiesti per eseguire i calcoli di Monte Carlo sono: la differenza di temperatura tra entrambe la temperatura ambiente e la temperatura totale dell'aria (TAT), oltre ad un numero di costanti esponenziali di tempo.

Il modello presuppone che il carburante sia caricato all'inizio della missione (cioè, tempo=0). Le costanti di tempo richieste, vengono quindi utilizzate per determinare il modo in cui il carburante si riscaldereà o raffredderà in risposta al suo ambiente. Queste costanti di tempo sono inserite per un serbatoio quasi vuoto e per un serbatoio quasi pieno, entrambi a terra e in volo. Inoltre, per le condizioni di terra, questi valori devono essere inseriti con e senza i motori accesi. I dati termici del serbatoio sono fondamentali per ottenere risultati accurati con l'FTFAM, e di conseguenza tutti gli input devono essere convalidati tramite dati di prova di volo e da un'analisi termica approfondita.

Tank Thermal Data			
The fuel is assumed to be loaded at ambient temperature			
Tank Constants, Ground Conditions:			
	Eng.OFF	Eng.ON	
Equilibrium DeltaTemp	60	60	Deg F
Exponential time Constant -Tank near Empty	200	200	Minutes
Exponential time Constant -Tank near Full	400	400	Minutes
Tank Constants, Flight Conditions:			
Equilibrium DeltaTemp	60		Deg F
Exponential time Constant -Tank near Empty	200		Minutes
Exponential time Constant -Tank near Full	400		Minutes

Figura 11. Blocco dei dati termici del serbatoio

2.1.5.1. Differenziale termico tra l'ambiente e TAT

La cella "Equilibrium Delta Temp", è il differenziale di temperatura di equilibrio del combustibile rispetto alla temperatura ambiente che verrà raggiunto per un tempo sufficiente. Questo valore deve essere determinato da un'analisi termodinamica del serbatoio e del sistema circostante. Inoltre, questo valore deve essere immesso con e senza motori e/o altri sistemi in funzione, per rappresentare al meglio il calore in ingresso al serbatoio, proveniente dai motori e da altre apparecchiature.

Allo stesso modo per le condizioni di volo, l'utente deve inserire il differenziale di temperatura di equilibrio del combustibile rispetto alla TAT, che verrà raggiunto per un tempo sufficiente. Se il serbatoio è nella fusoliera senza raffreddamento dell'aria esterna, questo ingresso sarà relativo alla temperatura del comparto circostante. Si presume che i dati termici di volo immessi, includano gli ingressi di calore dai motori e dai sistemi.

2.1.5.2. Costanti esponenziali di tempo

Sono necessarie sei costanti esponenziali di tempo, che definiscono come il carburante, nel serbatoio, si riscalda o si raffredda in risposta al calore in ingresso:

- Condizione a terra, serbatoio quasi vuoto, motori spenti
- Condizione a terra, serbatoio quasi vuoto, motori accesi
- Condizione a terra, serbatoio quasi pieno motori spenti
- Condizione a terra, serbatoio quasi pieno, motori accesi
- Condizione in volo, serbatoio quasi vuoto
- Condizione in volo, serbatoio quasi pieno

Si suppone che il carburante sia riscaldato o raffreddato in base ad una normale transizione esponenziale, come mostrato nell'equazione 1, dove t è la costante di tempo al tempo corrente e T_{final} è la temperatura di equilibrio a lungo termine del combustibile. Inoltre il modello assume una modifica lineare delle costanti di tempo, in quanto il combustibile viene bruciato e il serbatoio si sposta da uno stato pieno ad uno stato vuoto.

$$\frac{T_{fuel,i} - T_{fuel,i-1}}{T_{final} - T_{fuel,i-1}} = 1 - e^{-t/\tau}$$

Tutte le costanti di tempo, devono essere determinate sia dal test di volo che da un'analisi termodinamica supportata da test di volo. Se, sulla base di questi dati, questa transizione esponenziale non modella in modo soddisfacente il cambiamento di temperatura, l'utente ha la possibilità di modificare il codice del modello per consentire una rappresentazione più accurata del profilo di temperatura del carburante. Queste ed altre modifiche consentite al codice, sono descritte nella sezione 4.

2.1.6. Dati multivolo di Monte Carlo

I dati richiesti per l'analisi "multivolo" di Monte Carlo sono: il numero di voli da eseguire, indipendentemente dal fatto che l'utente desideri bloccare i numeri casuali generati dall'analisi di Monte Carlo per scopi di sviluppo, e se l'utente desideri eseguire un'analisi dei voli che operano solo nei giorni caldi.

Multi-Flight Monte Carlo: Number of Flights		Freeze random numbers
Number of Flights	100,000	<input type="checkbox"/> 1=yes,0=no
		Warm day analysis only
		<input type="checkbox"/> 1=yes,0=no

Figura 12. Blocco dei dati multivolo

2.1.6.1. Numero di voli

A causa della natura dell'analisi di Monte Carlo, la precisione del modello è aumentata in quanto aumenta il numero di voli. In quanto tale, affinché l'analisi di Monte Carlo sia valida per dimostrare la conformità ai requisiti di infiammabilità, è necessario eseguire un numero minimo di voli per garantire la conformità dei limiti di infiammabilità applicabili. La tabella 3, mostra il numero minimo di voli da eseguire e i livelli massimi accettabili per soddisfare i requisiti di esposizione all'infiammabilità dal 3% al 7%.

Tabella 3. Numero minimo di voli e livello accettabile necessario per soddisfare i requisiti di infiammabilità

Minimum Number of Flights in Monte Carlo Analysis	Maximum Acceptable Monte Carlo Average Fuel Tank Flammability Exposure (%) to Meet 3% Requirements	Maximum Acceptable Monte Carlo Average Fuel Tank Flammability Exposure (%) to Meet 7% Requirements

10,000	2.91	6.79
100,000	2.98	6.96
1,000,000	3.00	7.00

2.1.6.2. Blocco casuale dei numeri

Come opzione, per scopi di sviluppo, l'utente può bloccare i numeri generati casualmente dal modello, immettendo il valore 1 in questa cella. Questo, forza il modello ad utilizzare lo stesso set di numeri casuali durante ogni set di analisi, permettendo all'utente di variare i parametri di input per una miglior comprensione dei loro significativi effetti sull'esposizione all'infiammabilità del serbatoio. Questa opzione può essere spenta inserendo il valore 0 nella cella, per un'analisi finale certificante.

2.1.6.3. Analisi del "giorno caldo"

Come opzione aggiuntiva, l'utente può avere l'abilità di eseguire l'analisi di infiammabilità del giorno caldo. Inserendo il valore 1 in questa cella di input, il modello analizza solo quei voli in cui la temperatura ambiente a terra, supera gli 80°F (27°C). Questo permette all'utente di analizzare l'esposizione all'infiammabilità di un serbatoio particolare sotto quelle che vengono considerate operazioni del giorno caldo.

2.2. FUNZIONAMENTO DEL METODO DI MONTE CARLO QUANDO È UTILIZZATO UN MEZZO DI RIDUZIONE DELL'INFIAMMABILITÀ

Quando viene eseguita l'analisi di Monte Carlo ed è usato un FRM, l'utente deve inserire degli input aggiuntivi. L'efficacia di un sistema FRM è suddivisa in due parti: (1) l'effetto di affidabilità dell'FRM e (2) l'effetto prestazionale dell'FRM.

Gli effetti di affidabilità di un FRM sono determinati da un'analisi dei potenziali malfunzionamenti di un FRM, che potrebbero rendere il sistema inefficacie. Per determinare questi effetti, l'utente deve inserire le seguenti parti di dati nel foglio di lavoro FRM, in aggiunta a tutti gli ingressi già discussi:

- Tempo medio tra i guasti – è il numero di ore che l'FRM dovrebbe essere operativo tra gli eventi di guasto.
- Capacità di rilevazione dei guasti – l'ingresso qui richiesto, è il numero previsto di voli che sarà necessario, prima di rilevare l'errore del sistema FRM. Questo valore, dipende dal sistema di monitoraggio e dalla visualizzazione delle informazioni, nonché da procedure operative quali la frequenza dei controlli di manutenzione del sistema FRM.
- Assunzione della lista minima delle attrezzature – il valore qui immesso, è il tempo medio previsto, ore di volo, che sarà necessario per ripristinare il sistema FRM una volta rilevato il guasto.

I valori utilizzati in questi tre ingressi, devono essere dimostrati da analisi e test dell'FRM e sono immessi come inputs su foglio di lavoro FRM.

L'utente deve notare che una volta effettuata una valutazione dell'FRM, è possibile modificare gli ingressi di affidabilità, e i risultati verranno visualizzati senza necessità di eseguire nuovamente la valutazione dell'FRM.

Gli effetti di un sistema FRM, riguardano la capacità dello stesso di mantenere un ullage non infiammabile, mentre funziona come previsto.

Una volta che l'aspetto prestazionale di un FRM è stato codificato e inserito nel modello, l'utente deve immettere tutti i dati sull'affidabilità dell'FRM e i valori dei dati discussi nella sezione 3.1. - una volta che i dati sono stati inseriti in modo completo, l'analisi FRM può essere avviata. Occorre far notare che premendo il pulsante "Run Monte Carlo", verrà eseguita solamente l'analisi di infiammabilità (cioè senza FRM) indipendentemente dagli ingressi immessi nel foglio FRM.

2.3. INPUT UTENTE DEL VOLO SINGOLO

Il blocco "condizioni di volo singolo" è un insieme di valori che permettono all'utente di immettere un insieme specifico di condizioni, per il singolo volo e di esaminare i risultati. Ciò potrebbe essere utile in un'operazione di risoluzione dei problemi, oltre a guardare le varie tendenze e gli effetti di modifica di determinate variabili.

Single-Flight Conditions		
Flight time	610	max Minutes
T.O. Ambient Temp	62.3	Deg F
Early Cruise Ambient	-65.6	Deg F
Late Cruise Ambient*	-68.3	Deg F
Landing Ambient*	65.0	Deg F
Flash Point	111.7	Deg F

Run Single Flight

Flammability Exposure
34.93 %

Figura 13. Blocco dei dati del volo singolo

Tutti gli ingressi necessari per l'analisi di Monte Carlo rimangono necessari, ad eccezione del numero di voli, che verrà sostituito dalle informazioni presenti sul blocco dati del volo singolo. Gli ingressi necessari sono: il tempo totale di volo, la temperatura ambiente a terra e di crociera e il punto di infiammabilità del combustibile. Si fa notare che se l'utente immette una determinata temperatura ambiente, al momento del decollo, superiore al limite OAT (outside air temperature), il modello utilizza tale limite OAT come temperatura ambiente e verrà visualizzato un avviso, per avvertire l'utente di questa condizione.

Come opzione, invece di inserire questi dati del volo singolo, l'utente può anche eseguire un volo selezionato dall'analisi di Monte Carlo per visualizzare dettagliatamente i risultati, immettendo il numero del caso selezionato dall'analisi di Monte Carlo nel blocco mostrato in figura 14 e premendo il rispettivo bottone.

Run selected flight from Monte Carlo as a single flight

Enter Case number

Run Selected Flight

Figura 14. Blocco dei dati delle condizioni del volo singolo di Monte Carlo

2.4. VISUALIZZAZIONE ED INTERPRETAZIONE DEI RISULTATI

Al termine dell'analisi di Monte Carlo e dell'analisi del volo singolo, il modello porterà l'utente alla corrispondente pagina dei risultati. Per l'analisi di Monte Carlo sarà il foglio di lavoro "Riepilogo di n Casi" mentre per l'analisi del volo singolo sarà il foglio di lavoro "Input Utente e Risultati".

2.4.1. Analisi di Infiammabilità di Monte Carlo

Il foglio di lavoro “Riepilogo di n Casi” contiene i risultati dell’analisi di Monte Carlo in formato tabulare con una rappresentazione grafica dei dati, visualizzata nel foglio di lavoro “Input Utente e Risultati”.

La tabella del foglio “Riepilogo di n Casi” contiene tutte le informazioni fondamentali per ogni simulazione di volo e le ordina in percentuale di tempo di volo per cui sono state infiammabili, in ordine decrescente. I dati forniti dalla tabella includono quanto segue: (1) tempo di prevolo a terra, (2) tempo di volo, (3) temperatura ambiente, (4) temperatura di crociera, (5) temperatura del punto di infiammabilità, (6) la quantità di tempo in cui il volo era infiammabile, (7) la percentuale del tempo di volo in cui il volo era infiammabile, e (8) se un FRM avesse o meno reso non infiammabile l’ullage ad ogni incremento di tempo.

Un esempio dei risultati è mostrato in figura 15. Questo grafico illustra la percentuale del tempo di volo per cui il serbatoio era infiammabile, per ogni volo eseguito nell’analisi di Monte Carlo, ordinata in ordine decrescente. In questo grafico viene visualizzata la somma della percentuale di infiammabilità totale del tempo di volo per tutti i voli, denominata “percentuale media di Esposizione all’Infiammabilità della flotta”, che non è altro che la quantità di tempo in cui il serbatoio è stato determinato essere infiammabile diviso il tempo di volo totale di tutti i voli effettuati, che è il numero più importante nella determinazione dell’esposizione all’infiammabilità di un dato serbatoio di combustibile.

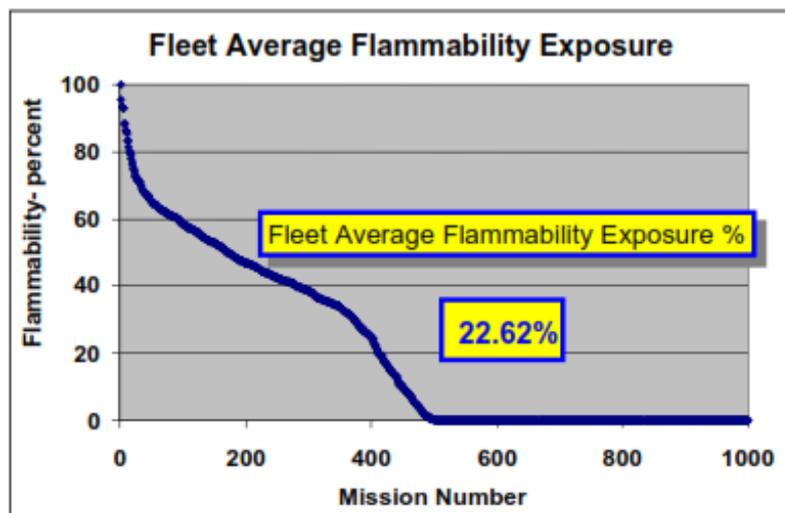


Figura 15. Riepilogo dei risultati dell’analisi Multivolo di Monte Carlo

Direttamente sotto a questo grafico, i risultati dell’analisi sono ulteriormente suddivisi nella tabella “Risultati Operazioni del Giorno Caldo”. Questa tabella mostra i risultati per tutti i voli in cui la temperatura ambiente a terra, prima del decollo, è superiore a 80°F. In tabella sono indicati: il tempo totale di volo, il tempo totale durante il quale il serbatoio era infiammabile e la risultante percentuale di esposizione all’infiammabilità per tutti i voli durante il giorno caldo. Inoltre, sono visualizzati i dati relativi ad ogni fase del volo.

Warm-Day (Above 80°F) Results			
	total time	flam time	% Flam
ground	263	95	36.1
climb	160	144	90.0
Cruise1	422	363	86.0
Cruise2	307	274	89.3
Cruise3	0	0	0.0
descent	164	133	81.1
taxi-in	232	116	50.0
total	1548	1125	72.7

Figura 16. Tabella dei risultati delle operazioni del giorno caldo

Se l'utente desiderasse, dopo aver valutato i risultati su questo foglio di lavoro, valutare i dati di un determinato volo, il numero del volo può essere immesso ed eseguito come uno scenario di volo singolo.

2.4.2. Analisi di Monte Carlo con un FRM

I risultati di un'analisi FRM sono visualizzati nel foglio FRM in diverse tabelle. La prima di queste, mostra i dati d'infiammabilità di base e i corrispondenti dati d'infiammabilità dovuti a guasti dell'FRM.

Reliability Effect of FRM on Tank Flammability	
Baseline Fleet Average Flammability Exposure	13.2 %
Above 80 Deg F	
Ground flammability	0.0 %
Climb flammability	73.3 %
FRM capability (Reliability and MEL cases only)	
Fleet Average Flammability Exposure	0.86 %
Above 80 Deg F	
Ground flammability	0.00 %
Climb flammability	4.79 %

Figura 17. Tabella FRM con dati di infiammabilità di base ed effetti di affidabilità dell'FRM

Sotto a questa, troviamo altre due tabelle, che permettono all'utente di analizzare l'effetto prestazionale dell'FRM. Entrambe le tabelle mostrano i dati d'infiammabilità per ogni fase del volo.

Baseline, NO FRM results					Summary data for specific portions of the flights			
All flights					Flights above 80 Deg F			
	total time	flam time	% Flam	Contribution to whole		total time	flam time	% Flam
ground	300	0	0.0	0.0	ground	31	0	0.0
climb	270	28	10.4	13.3	climb	30	22	73.3
Cruise1	361	105	29.0	51.2	Cruise1	47	47	100.0
Cruise2	168	62	36.9	29.4	Cruise2	0	0	0.0
Cruise3	0	0	0.0	0.0	Cruise3	0	0	0.0
descent	205	13	6.3	6.2	descent	19	13	68.4
taxi-in	300	0	0.0	0.0	taxi-in	29	0	0.0
total	1604	211	13.2	100.0	total	156	82	52.6

FRM Performance results					Summary data for specific portions of the flights			
All flights					Flights above 80 Deg F			
	total time	flam time	% Flam	Contribution to whole		total time	flam time	% Flam
ground	300	0	0.0	0.0	ground	31	0	0.0
climb	270	0	0.0	0.0	climb	30	0	0.0
Cruise1	361	0	0.0	0.0	Cruise1	47	0	0.0
Cruise2	168	0	0.0	0.0	Cruise2	0	0	0.0
Cruise3	0	0	0.0	0.0	Cruise3	0	0	0.0
descent	205	0	0.0	0.0	descent	19	0	0.0
taxi-in	300	0	0.0	0.0	taxi-in	29	0	0.0
total	1604	0	0.0	0.0	total	156	0	0.0

Figura 18. Tabella che riepologa l'effetto prestazionale dell'FRM in ogni fase del volo.

L'ultima tabella, figura 19, fornisce all'utente un riepilogo dell'efficacia di un FRM. Includendo la percentuale di tempo di infiammabilità dovuta a dei fattori di affidabilità, nonché dai fattori di performance e l'efficacia totale della flotta dovuta all'FRM. Sono anche compresi, la percentuale dei tempi totali di infiammabilità a terra e il tempo di salita durante i voli, quando le condizioni a terra sono superiori a 80°F.

FRM Summary	
Fleet Average (all flights)	
Fleet Average Flammability Performance	100.0
Fleet Average Reliability Effect	1.59
Total Fleet Effectiveness	101.59
Above 80 Deg F days	
Flammability, Ground Conditions	12.5
Flammability, Climb Conditions	71.6

Figura 19. Tabella che mostra l'efficacia di un sistema FRM.

2.4.3. Analisi d'infiammabilità del volo singolo

I risultati dell'analisi del volo singolo sono visualizzati sul foglio di lavoro "Volo Singolo" in due formati grafici differenti, uno basato sul tempo e l'altro basato sull'altitudine.

Il diagramma basato sul tempo, come in figura 20, rappresenta la TAT, la temperatura del combustibile, la temperatura LFL e la temperatura UFL come funzioni del tempo. Inoltre lungo l'asse y secondario, la barra rossa indica la percentuale di tempo di esposizione all'infiammabilità per quel particolare volo. I punti su questo grafico in cui la temperatura media della massa di combustibile scende tra le temperature LFL e UFL, sono le porzioni di volo quando il serbatoio è infiammabile. I punti in cui la temperatura media della massa di combustibile scende sotto la temperatura LFL, sono le porzioni di volo in cui il serbatoio era "magro". Se

la temperatura fosse stata sopra la temperatura UFL, ciò significherebbe che il serbatoio era troppo ricco (grasso). La TAT è visualizzata in questo grafico per riferimento alle condizioni ambientali esterne all'aereo.

Il diagramma basato sull'altitudine, come in figura 21, mostra le stesse informazioni, ma in termini di altitudine. Ancora, i punti in cui la temperatura media della massa di combustibile sono tra le temperature LFL e UFL, sono le porzioni di volo in cui il serbatoio era infiammabile. Similmente, i punti a sinistra della temperatura LFL indicano che il serbatoio era magro e quelli a destra della temperatura UFL indicano che il serbatoio era troppo ricco (grasso). Una piccola perturbazione su una curva liscia, è evidente in questa figura, a causa di un arrotondamento di temperatura ogni 1000 piedi.

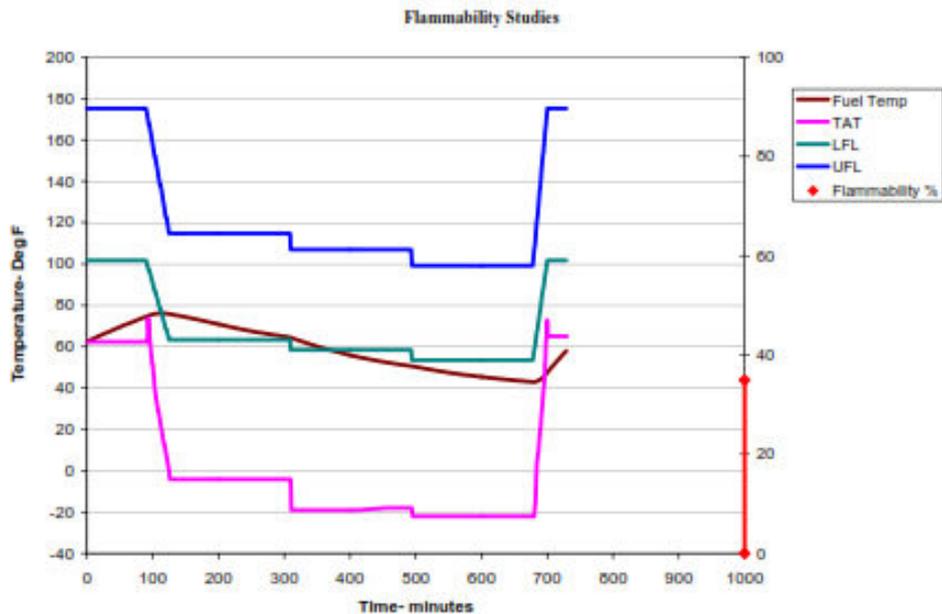


Figura 20. Risultati volo singolo – diagramma basato sul tempo.

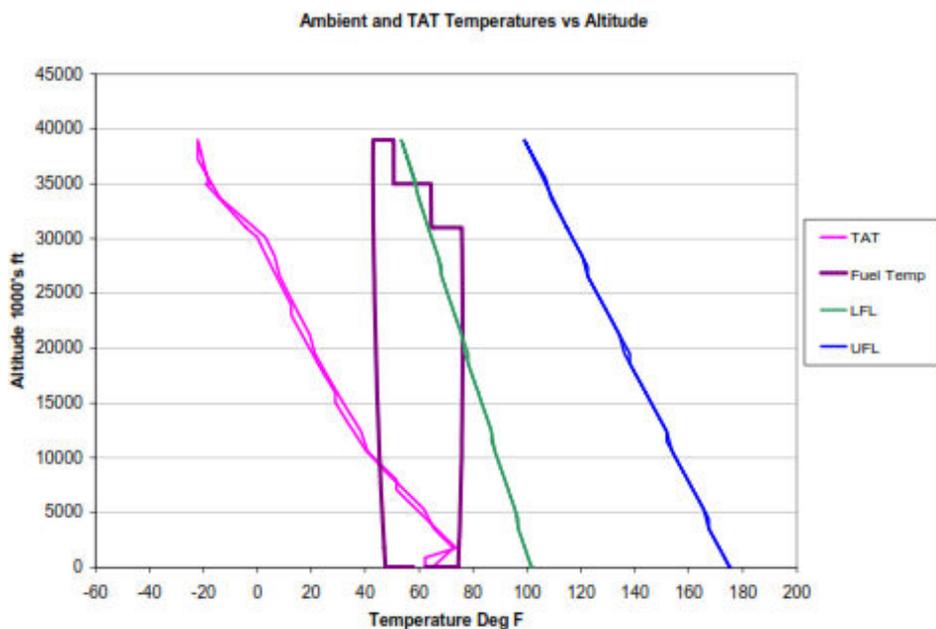


Figura 21. Risultati volo singolo – diagramma basato sull'altitudine.

3. MODIFICHE DEL CODICE PERMESSE ALL'UTENTE

Anche se il modello di Monte Carlo è uno strumento molto efficace e versatile, ci sono alcuni aspetti del modello che potrebbero necessitare di alcune modifiche da parte dell'utente, in base ai dati acquisiti sull'aeromobile. Le modifiche del codice consentite all'interno del modello, includono come il modello calcola gli effetti termici del serbatoio, l'utilizzo del serbatoio e gli effetti delle prestazioni dell'FRM. Qualsiasi altra cosa al di fuori di queste, non deve essere modificata in alcun modo. Per aderire agli standard FAA, ogni modifica deve essere sufficientemente documentata e validata con dati di prova di volo o analisi supportate dai dati di volo.

3.1. EFFETTI TERMICI DEL SERBATOIO

Il comportamento termico del serbatoio, dovuto ai suoi dintorni, si basa sui calcoli che utilizzano il differenziale termico del combustibile rispetto alla temperatura ambiente e alla TAT, nonché a diverse costanti esponenziali di tempo. Se i dati di test di volo e un'analisi dettagliata del comportamento termico del serbatoio mostrano che questo metodo non è in grado di fornire una rappresentazione accurata dell'effettivo profilo di temperatura del carburante, è necessaria la modifica del codice.

3.2. UTILIZZO DEL SERBATOIO

L'utilizzo del carburante all'interno del serbatoio, viene calcolato ad ogni incremento di tempo dal modello di Monte Carlo, usando un decadimento lineare del tempo da quando il serbatoio è pieno a quando il serbatoio è vuoto. Questa rappresentazione dell'uso del serbatoio, è utilizzata come profilo generale per un generico serbatoio. A seconda della configurazione del velivolo e del serbatoio, l'utilizzo del combustibile può essere molto diverso dal precedente.

In questa situazione, l'utente è in grado di modificare questa parte del codice per rappresentare al meglio l'utilizzo effettivo del serbatoio. Le modifiche in questa parte del codice devono essere mostrate, sia da dati di test di volo, sia da un'analisi dettagliata dell'utilizzo del carburante con il backup dei dati, per fornire un'accurata rappresentazione dell'uso del combustibile da parte del serbatoio in questione.

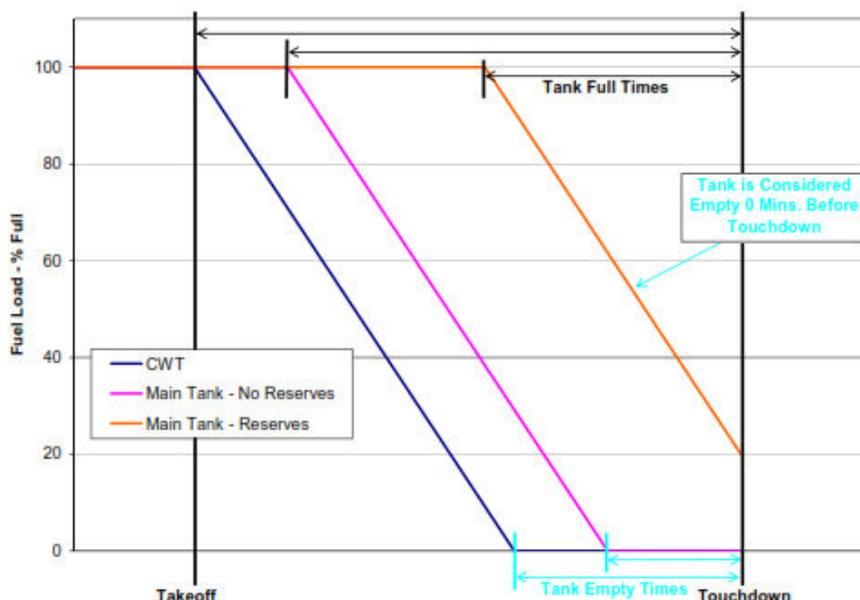


Figura 22. Utilizzo del serbatoio pieno e del serbatoio vuoto

3.3. UTILIZZO DI UN METODO DI RIDUZIONE DELL'INFIAMMABILITÀ

Quando un FRM è stato valutato durante un'analisi di Monte Carlo, è necessario che l'utente assicuri che il codice del modello rifletta eventuali effetti dell'FRM. Gli effetti di prestazione di un FRM, riguardano la capacità dell'FRM di mantenere un ullage non infiammabile mentre funziona come previsto e devono essere programmati separatamente dagli effetti di affidabilità (dovuti al fatto che un FRM diventi inoperativo a causa di un guasto al sistema o ad un componente). Il programma contiene il codice per replicare l'utilizzo di un sistema generico di inertizzazione a terra. L'utente deve sostituirlo con questo codice basato sul sistema FRM esatto e destinato ad essere utilizzato in volo.

La prestazione del sistema, sotto tutte le condizioni di volo, deve essere presa in considerazione per iscritto in questa parte del codice e deve essere dimostrata da un'analisi e dal test dell'FRM. Se il modulo FRM necessita di dati aggiuntivi al di là di quanto previsto dal modello di Monte Carlo, l'utente è tenuto a calcolare tali informazioni e a mostrarle accuratamente mediante un'analisi e/o un test.

L'uscita del modulo FRM, dovrebbe essere un parametro, indicato come FRMYesno, impostato a 0 per ogni incremento di tempo, quando l'FRM non sta mantenendo il serbatoio non infiammabile e impostato ad 1 per ogni incremento di tempo quando sta mantenendo l'ullage non infiammabile.

4. DOCUMENTAZIONE E VALIDAZIONE DELLE MODIFICHE DEL CODICE

Tutte le modifiche al codice del modello, devono essere accuratamente documentate e convalidate, sia attraverso analisi dettagliate, sia da dati di test di volo. Il codice modificato deve essere indicato per fornire una rappresentazione accurata dei sistemi del velivolo e della loro interazione con l'ambiente. Per tutte le altre modifiche del codice, è necessaria una documentazione e una convalida simili.

1.7. VALUTAZIONE DEL PERICOLO D'INFIAMMABILITÀ DEL VAPORE DI COMBUSTIBILE JetA NEL SERBATOIO DI UN AEREO DA TRASPORTO CIVILE, Fuel Flammability Task Group et al. (1998).

In questa sezione, si documentano i risultati del Gruppo di Lavoro "Infiammabilità del combustibile", composto da specialisti nel carburante e nella combustione, che ha indagato sull'infiammabilità e sull'esplosività del combustibile all'interno del serbatoio di un aereo. Lo scopo della valutazione comprendeva le definizioni e le specifiche dei combustibili, i dati sull'infiammabilità del combustibile, le influenze dei vari fattori sull'infiammabilità del combustibile, e analisi predittive e modelli d'infiammabilità. Il report identifica la ricerca necessaria per una migliore comprensione dell'infiammabilità del combustibile nei serbatoi di carburante degli aerei, presentando una metodologia che entro i limiti, può essere utilizzata per confrontare la probabilità che una miscela sia infiammabile in un serbatoio, quando la temperatura del carburante, il punto di infiammabilità e/o l'altitudine del velivolo sono variabili. Va riconosciuto che le formule correlate, si basano su diverse ipotesi e pertanto hanno "pesanti" limitazioni.

1. GRUPPO DI LAVORO SULL'INFIAMMABILITÀ DEL CARBURANTE

Per valutare la tecnica consigliata e varie soluzioni alternative al problema dell'esplosione del carburante, la FAA ha formato un gruppo di attività per la combustione di combustibili. Il gruppo di lavoro è stato costituito da esperti di esplosione dei carburanti e carburanti che non hanno alcuna affiliazione con l'industria che potrebbe essere influenzata da qualsiasi azione dell'FAA. Il gruppo di lavoro era composto da:

Richard Hill - Amministrazione federale dell'aviazione

Merritt Birky - Comitato nazionale per la sicurezza dei trasporti

Robert Friedman - Aeronautica Nazionale e Amministrazione dello Spazio (NASA) Alternate - Chi-Ming Lee - NASA

Tom Madgwick - Aerospaziale britannico (in pensione)

Francesco Tamanini - Fabbrica di Mutue Ricerche

Bernard Wright - Istituto di ricerca del Southwest

Robert Zalosh - Istituto Politecnico di Worcester

Il gruppo è stato incaricato di esaminare i dati passati e recenti sull'esplosività del carburante Jet A nei serbatoi di carburante per aeromobili e sull'energia minima necessaria per l'avvio di un'esplosione. La revisione doveva includere gli effetti di temperatura e di altitudine. Inoltre, aveva anche il compito di riesaminare i dati sulle possibili condizioni in un serbatoio di carburante centrale, compresi i tassi di riscaldamento da fonti esterne. Ed è stato invitato a presentare il suo parere sull'applicabilità dei dati recensiti nel predire le condizioni che potrebbero portare ad un'esplosione in un serbatoio di combustibile durante il funzionamento di un velivolo di trasporto commerciale. Questa sezione presenta i risultati e le conclusioni del gruppo di lavoro. L'ambito del rapporto include definizioni e specifiche del combustibile jet, dati d'infiammabilità del combustibile, influenze di vari fattori sull'infiammabilità del combustibile e analisi predittive e modelli d'infiammabilità. I risultati non offrono una sola risposta definitiva alla questione quando i serbatoi di carburante contengono un vapore infiammabile, ma identifica la ricerca necessaria per una migliore comprensione dell'infiammabilità dei carburanti nei serbatoi di carburante per aeromobili.

1.1. PASSATO DELLA PROGETTAZIONE DEL SISTEMA CARBURANTE PER LA SICUREZZA CONTRO L'INCENDIO

Rilevante per lo studio delle esplosioni all'interno dei serbatoi di carburante, è un apprezzamento dei dati storici, e come tali dati sono stati utilizzati dai costruttori di aerei per ottenere il più alto livello possibile di sicurezza nelle operazioni aeree. Tuttavia, gli standard di progettazione della sicurezza sono cambiati alla luce dell'esperienza operativa.

Gli aerei da trasporto civile usavano la struttura dell'ala come un serbatoio integrato per immagazzinare combustibile; il carburante è in contatto diretto con la "pelle" esterna. Negli aeromobili più grandi, oltre al carburante caricato nell'ala al di fuori della fusoliera, il carburante può essere caricato nella struttura all'interno della fusoliera. Molti progetti di aerei commerciali, hanno il sistema di condizionamento dell'ambiente, comunemente denominato pacchetto ECS, sotto al serbatoio centrale (CWT). A causa delle perdite di calore provenienti dal sistema di condizionamento, trasferite al CWT, le temperature del combustibile sono elevate. Ci sono molti fattori che determinano come e quanto questo trasferimento di calore influenza la temperatura del serbatoio e l'infiammabilità dello spazio ullage, inclusi: l'ambiente operativo, le operazioni di volo, le condizioni del velivolo, la quantità e la temperatura del carburante caricato nel serbatoio e altri ancora. In molti casi, la temperatura del combustibile è sufficientemente elevata, che il rapporto di massa aria/combustibile nell'ullage, è al di sopra del limite inferiore d'infiammabilità (carburante/aria >0.03).

Sin dall'introduzione del kerosene come combustibile, alla fine degli anni '90, i progettisti di aeromobili erano consapevoli che l'ullage poteva contenere una miscela di vapore di combustibile, o nebbia e aria, che potrebbero essere accese in presenza di una scintilla, fiamma o superficie calda, a condizione che la concentrazione della miscela sia entro certi limiti. Le condizioni richieste per l'accensione e la successiva propagazione della fiamma attraverso la miscela, dipendono da una serie di parametri, tra cui: il tipo di carburante, la temperatura, la pressione del serbatoio e la concentrazione dell'ossigeno. Inoltre, è stato riconosciuto che le schiume e le nebbie dei combustibili potrebbero essere generate durante il rifornimento e durante il volo, da vibrazioni dell'aeromobile e il rilascio di ossigeno dal combustibile, ognuno dei quali potrebbe estendere i limiti d'infiammabilità.

Si fa notare che diverse fonti, citano diversi limiti d'infiammabilità. Questi limiti d'infiammabilità non sono dei requisiti specifici, i quali includono invece: il punto d'infiammabilità, la pressione del vapore e la distillazione del particolare tipo di combustibile.

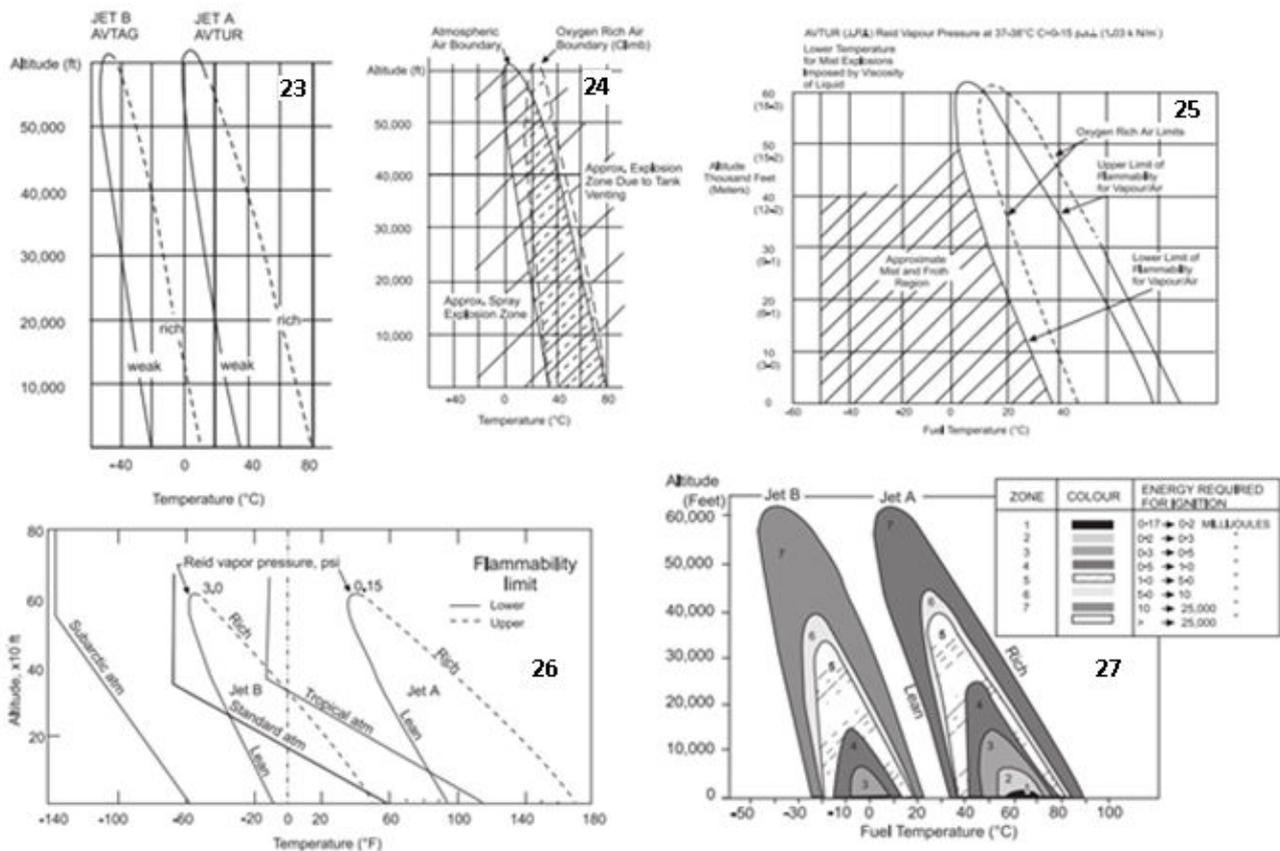


Figura 23. Limiti di infiammabilità per AVTAG/JP4 e AVTUR/JP8.

Figura 24. Limiti di infiammabilità di non equilibrio per AVTUR/JP8.

Figura 25. Limiti d'infiammabilità per vapori e nebbia del carburante.

Figura 26. Pressione altitudine- temperatura dei limiti d'infiammabilità per i carburanti JET A e JET B in aria.

Figura 27. Stima delle energie elettriche minime di accensione per i carburanti JET A/JET A-1 e JET B.

Gli aeromobili, sono progettati per funzionare con combustibili di tipo Jet A o Jet B. La preponderanza dei trasporti commerciali utilizza il combustibile Jet A. Il combustibile Jet B, veniva usato principalmente nelle operazioni commerciali dove temperature inferiori richiedevano l'uso di combustibili a punto d'infiammabilità più elevato, per avviare il motore o come combustibile alternativo. Tuttavia, sin dai primi anni '50, il carburante Jet A, essendo meno volatile è stato fortemente promosso nella convinzione che sia più sicuro nelle operazioni di movimentazione/trattamento a terra e nelle situazioni di crash.

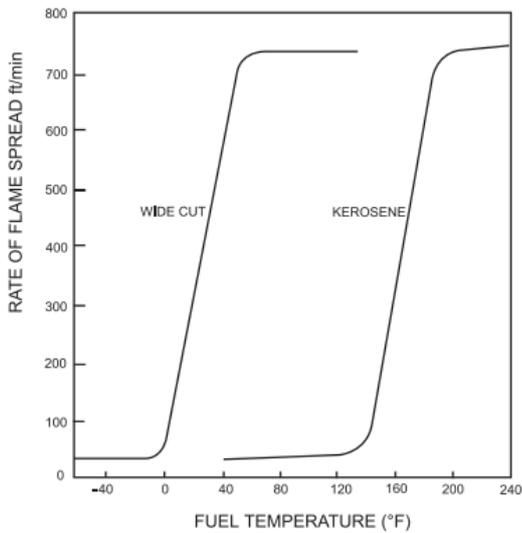


Figura 28. Tasso di diffusione della fiamma attraverso uno strato di carburante

Le figure 29 e 30 mostrano come le zone di vapore infiammabile, rispetto alla temperatura della massa di combustibile, variano durante un volo di 7 ore. Generalmente, si presume che la temperatura della massa del combustibile nel serbatoio centrale segua fedelmente la temperatura dell'aria ambiente e, in queste figure, la più lunga esposizione a una zona di vapore infiammabile, si avrebbe quando si utilizza il combustibile Jet B, a causa della sua inferiore zona d'infiammabilità.

Le informazioni e la comprensione dell'accensione della scintilla sono incomplete. Basti dire che la stima delle energie per l'accensione presentate in figura 27 (per il vapore) e in figura 31 (per spray), suggeriscono che esista un certo ordine di probabilità di accensione. Quest'osservazione, unitamente alla conoscenza di alcuni ricercatori, secondo i quali le nebbie e le schiume del combustibile potrebbero essere presenti in un serbatoio di combustibile a temperature sotto al limite inferiore di equilibrio per le miscele di vapore, porta alla conclusione che ci sono momenti nella vita di un aereo, in cui l'ullage del serbatoio è potenzialmente a rischio di accensione e successiva esplosione.

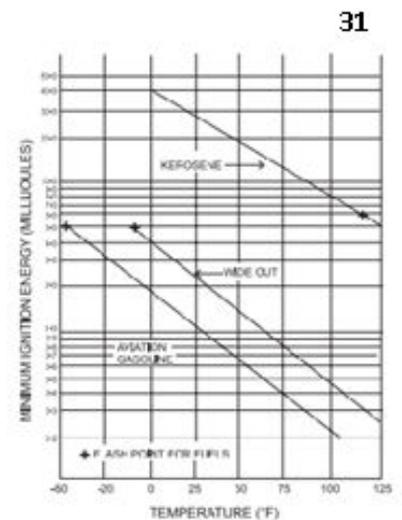
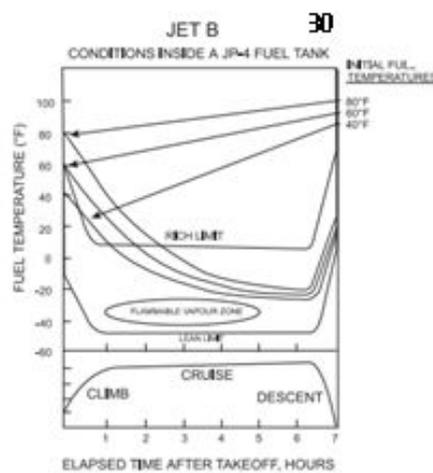
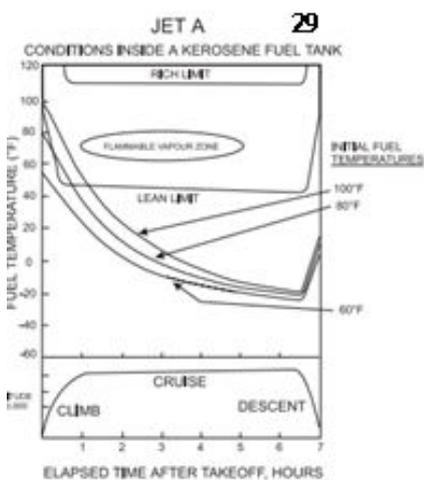


Figura 29. Temperature tipiche in volo del carburante Jet A- trasporto jet alla velocità di viaggio a 525 mph.

Figura 30. Temperature tipiche in volo del carburante Jet B – trasporto jet alla velocità di viaggio a 525 mph.

Figura 31. Energie minime della scintilla di accensione per miscele di aria-carburante.

Si nota che l'intervallo d'infiammabilità per le condizioni di equilibrio, non è mai stato usato in precedenza come strumento di progettazione nella messa a punto del serbatoio o nelle operazioni di volo.

Per evitare le esplosioni dei serbatoi, i progettisti hanno sempre assunto che esista un vapore infiammabile nei serbatoi e hanno adottato degli standard per evitare che le sorgenti di accensione provengano dal serbatoio di carburante.

Di seguito sono riportate alcune misure progettuali, adottate per soddisfare questa filosofia:

- a. Le temperature superficiali dei serbatoi, in condizioni normali e in caso di guasto, sono mantenute 50°F (28°C) sotto il minimo necessario per accendere una miscela di combustibile e aria (le pompe motore sono raffreddate dal passaggio del carburante di ricircolo, e i motori hanno un fusibile di temperatura che toglie l'energia elettrica quando viene raggiunta una temperatura pericolosa). Inoltre, le pompe e altre apparecchiature simili all'interno del serbatoio, sono progettate e testate a norme anti-deflagranti. Quando le tubazioni ad aria calda esterna ai serbatoi sono poste vicino alle pareti del serbatoio, è pratica corrente posizionare i fili termosensibili del rilevatore di calore sulla struttura, per proteggerlo dal surriscaldamento in caso di rottura della tubazione o di perdite congiunte.
- b. I componenti elettrici e il cablaggio all'interno di un serbatoio di carburante sono progettati per gestire 1500 volt in ac, che è ben oltre la potenza disponibile sull'aereo e la tensione di funzionamento del sistema di misurazione del carburante.
- c. L'energia elettrica applicata a qualsiasi componente del serbatoio di carburante è limitata a un valore che è 10 volte inferiore all'energia minima necessaria per accendere una miscela combustibile-aria. L'energia minima di accensione (MIE) per i vapori d'idrocarburi è pensata per circa 0,25 mj.
- d. Durante il flusso di un combustibile d'idrocarburi attraverso tubi, valvole, filtri, ecc., nel carburante può generarsi una carica elettrostatica che, se rilasciata in modo sufficientemente veloce, potrebbe consentire l'accumulo di pericolosi livelli di potenziale all'interno di un serbatoio di ricezione. Questo viene mantenuto entro accettabili limiti di sicurezza, evitando flussi di combustibile molto elevati nel sistema di rifornimento e con una distribuzione controllata del carburante nei serbatoi. Inoltre, viene prestata attenzione meticolosa all'assemblaggio elettrico di tutte le parti metalliche per dissipare la carica. Alcuni paesi in tutto il mondo insistono sull'uso di additivi statici dissipatori nei carburanti, per aumentare la conducibilità elettrica del carburante.

Una maggiore considerazione della sicurezza del sistema carburante è la progettazione contro gli effetti di un fulmine. Quando un aereo è colpito da un fulmine, un impulso di corrente ad alta tensione scorre attraverso l'aereo dal punto d'ingresso al punto di uscita. La protezione contro questo fenomeno è fornita in diversi modi:

- Assicurando che la struttura sia ben vincolata.
- Utilizzando, in superficie, dei pannelli di vernice sufficientemente spessi da non permettere la penetrazione.
- Porte e pannelli situati in zone critiche per la formazione di vapori, sono progettate/i per mantenere la continuità elettrica al fine di evitare la scintilla.
- Le bocchette del serbatoio non si trovano nelle aree di attacco primario.
- I test sono condotti per dimostrare la sicurezza del progetto.

2. DISCUSSIONE

2.1. CARBURANTI JET

2.1.1. Specifiche del carburante Jet

La disponibilità internazionale di carburanti con qualità comuni e prevedibili è una necessità fondamentale per un trasporto aereo sicuro, efficiente ed economico. L'International Air Transport Association (IATA), un gruppo commerciale con la partecipazione di quasi tutte le compagnie aeree mondiali (sia passeggeri sia merci), mantiene gli standard e monitora la gestione dei combustibili nella maggior parte degli aeroporti internazionali. Negli Stati Uniti, una norma volontaria della Società Americana di Prove e Materiali (ASTM) ASTM D 1655 definisce i requisiti esatti per l'acquisto di combustibile per turbina aviaria (jet). All'interno dell'area IATA, l'approvvigionamento di carburante presso quasi tutti gli aeroporti internazionali, viene eseguito con norme quasi identiche o tracciabili a quelle definite dalla ASTM D 1655.

L'ASTM D 1655 specifica tre tipi di combustibile per turbina aviaria: il Jet A e il Jet A-1 a base di kerosene (intervallo del punto di ebollizione approssimativamente compreso tra 160 e 300 ° C) e il Jet B (wide-cut) o a base di nafta (intervallo di ebollizione approssimativamente da 50 a 300 ° C). Jet A e Jet A-1 differiscono solo nel punto di congelamento di -47 ° C per Jet A-1 e di -40 ° C per Jet A. Il Jet B è poco usato oggi, tranne in alcune operazioni artiche, anche se è sostanzialmente lo stesso combustibile JP-4, combustibile militare statunitense utilizzato fino a circa 10 anni fa (gli attuali combustibili militari dell'aviazione sono JP-8, quasi equivalenti ai Jet A e JP-5, che hanno un elevato livello di punto d'infiammabilità).

La qualità del combustibile è strettamente regolata. Ci sono almeno 23 specifiche nell'ASTM D 1655 per i combustibili Jet A o Jet A-1, che fissano i limiti massimi o minimi per le proprietà o le misurazioni dichiarate. I requisiti esistono principalmente per definire la qualità del combustibile comune per gli acquisti degli utenti sotto contratto. Non definiscono la composizione o le proprietà esatte di un gruppo di carburante. L'ASTM D 1655 stabilisce solo che il combustibile per turbina d'aviazione è costituito da idrocarburi raffinati derivanti da petrolio greggio, benzina naturale (idrocarburi leggeri) o loro miscele con idrocarburi sintetici (trasformati o alternati). Pertanto, i combustibili Jet A / A-1 e JP-8 tipicamente sono miscele di centinaia di composti, controllate solo dalle gamme definite del punto di ebollizione. Le analisi correnti possono identificare oltre 200 specie chimiche nei campioni dei combustibili. La composizione effettiva di un lotto di carburante è molto dipendente dalle fonti grezze, ma generalmente i combustibili di tipo Jet A sono costituiti dal 75-85% di paraffina, sia a catena rettilinea che ciclica, con il bilanciamento di composti quasi interamente aromatici. I composti insaturi (olefine) e ossigeno, azoto e composti di zolfo, se presenti, costituiscono meno dell'1% della composizione del combustibile jet, anche se, di questi elementi, solo il tenore massimo di zolfo è limitato dalla specifica.

2.1.2. Proprietà di Infiammabilità

I requisiti ASTM D 1655 per Jet A includono la temperatura di distillazione, il punto d'infiammabilità e il calore netto di combustione. Di queste proprietà, il punto d'infiammabilità è la misura riguardante il pericolo relativo all'infiammabilità dei combustibili nel trattamento al suolo, nello stoccaggio e trasferimento in volo. La pressione del vapore del carburante, che dipende dalla temperatura, determina la quantità di vapore nell'ullage e controlla quindi i limiti d'infiammabilità e viene specificato e misurato per i combustibili più volatili, come Jet B / JP-4 o benzine aeronautiche e per motori. In un serbatoio di carburante parzialmente pieno, le molecole d'idrocarburi escono dal liquido nello spazio sopra di esso. Se lo spazio sopra il liquido è chiuso, il vapore si accumulerà fino a raggiungere l'equilibrio. Cioè, se la temperatura rimane costante e non vi è turbolenza, il numero di molecole di combustibile che lasciano il liquido è uguale al numero di molecole che tornano alla superficie liquida. La pressione esercitata nello

spazio di vapore dalle molecole di combustibile è la pressione del vapore. Pertanto, se è nota la pressione del vapore a una determinata temperatura, i calcoli possono prevedere la quantità di combustibile esistente nello spazio del vapore se è noto il volume dello spazio vapore. Per i liquidi con pressioni di vapore più basse, il punto d'infiammabilità viene utilizzato per stimare a quale temperatura ci sono abbastanza vapori per l'accensione. La specifica del punto di combustione varia da combustibile a combustibile.

2.1.3. Specifiche e misurazioni del punto d'infiammabilità

Il punto d'infiammabilità è definito come la temperatura più bassa, a 101,3 kPa di pressione, in cui l'applicazione di una sorgente di accensione causa che il vapore di un campione di liquido si accenda temporaneamente in determinate condizioni di prova. I test, sono condotti in un apparecchio in cui una fiamma di prova viene applicata allo spazio di vapore sopra al campione di combustibile ad una temperatura nota, contenuto in una tazza. L'operatore osserva se la fiamma si propaga istantaneamente nello spazio del vapore e se così non fosse, la procedura viene ripetuta incrementando la temperatura fino alla determinazione della temperatura più bassa di accensione. Esistono diversi metodi di prova del punto d'infiammabilità accettati, che differiscono per le dimensioni del campione, per la velocità di riscaldamento, per il metodo d'introduzione della fiamma e altre procedure. Il punto d'infiammabilità può essere determinato con diversi metodi di prova che non danno sempre risultati equivalenti.

Per il combustibile Jet A, la specifica ASTM D 1655, riconosce due metodi di prova del punto d'infiammabilità, il test Tag in tazza chiusa (ASTM D 56) e il test Setaflash chiuso (ASTM D 3828). Il primo, fa parte dei cosiddetti test "dinamici", in cui la temperatura di una carica del campione, viene aumentata a una velocità specifica. Questo, è in contrasto con le procedure di "equilibrio", in cui viene caricata una nuova carica del campione per il test, a ogni incremento di temperatura. Le procedure di equilibrio possono dare punti d'infiammabilità leggermente più conservativi (temperature più basse) rispetto alle procedure dinamiche, ma richiedono più tempo. Entrambi i metodi per il carburante Jet A, utilizzano contenitori chiusi che minimizzano la dispersione convettiva e diffusiva del vapore, anche se sono disponibili procedure in contenitore aperto per testare altre merci liquide. Un altro metodo dinamico in contenitore chiuso, è il metodo Pensky-Martens che è stato utilizzato per determinare il punto d'infiammabilità dei combustibili jet.

Il tester Tag in tazza chiusa (TCC), è descritto dettagliatamente nel test ASTM D 56. Si tratta di un test dinamico in cui vengono misurati 50 ml di campione in una tazza, circondata da un bagno d'acqua. Il campione viene riscaldato a 2°F (1°C) al minuto e testato a ogni aumento di temperatura di 1°F (0,5°C) fino a quando non si osserva l'accensione.

Il tester chiuso di Pensky-Martens (PM) è descritto dettagliatamente in ISO 2719, test ASTM per il punto d'infiammabilità per tester chiuso Pensky-Martens (D 93). Anche questo, è un test dinamico in cui un campione da 75 ml, posto in una tazza circondata da un bagno d'aria e agitata a una velocità compresa tra 90 e 120 giri/min, viene riscaldato alla velocità di 5°C al minuto e testato ogni 2°F (1°C) fino a osservare l'accensione.

Il punto d'infiammabilità nelle specifiche militari britanniche, è solitamente definito dal Metodo Abel. Questo è un altro test dinamico, in cui un campione da 75 ml, agitato a una velocità di 30 giri/min (1/2 della velocità di agitazione utilizzata nel tester PM) viene riscaldato alla velocità di 1°C (2°F) per minuto e la fiamma di prova è applicata alla tazza ogni 0.5°C fino a quando si osserva l'accensione. In entrambi i test PM e Abel, l'agitazione è interrotta durante l'applicazione della fiamma di prova.

I metodi sopra descritti, sono test dinamici, cioè la temperatura del campione viene aumentata a una velocità specifica e la fiamma di prova viene applicata a intervalli specifici fino a quando non viene osservata l'accensione. In questi casi, la temperatura del campione cambia continuamente e la fiamma di prova è applicata a una singola carica di campionatura per tutte le volte necessarie per ottenere un flash.

Nei test di equilibrio, come il Setaflash, il campione è riscaldato a una temperatura specificata in cui il campione e il vapore sopra di esso vengono lasciati in equilibrio prima che venga applicata la fiamma di prova. La fiamma di prova è applicata solo una volta, anche se l'accensione non viene osservata. Se si desidera ripetere il flash, alla stessa o diversa temperatura, il campione viene rimosso dalla coppa, una nuova carica viene inserita nella tazza e viene lasciata all'equilibrio e viene applicata la fiamma di prova. Ogni volta che l'operatore desidera applicare la fiamma di prova al campione, indipendentemente dalla temperatura, deve essere utilizzato un nuovo campione.

Come indicato in precedenza, tutte le prove non forniscono risultati identici su campioni identici. Le condizioni per ogni prova sono abbastanza diverse in modo da ottenere valori leggermente diversi su campioni identici. I dati che confrontano i quattro metodi di prova flash applicabili ai combustibili a getto sono riportati nella tabella 1.

Method	Comment on Flash Point Level
IP-303, Setaflash	3°F lower than TCC
	3°F lower than PM
	equivalent to Abel
IP-170, Abel	3°F lower than TCC
	4°F lower than PM
	equivalent to Seta
ASTM D 56, TCC	3°F higher than Abel
	3°F higher than Seta
	2°F lower than PM
ASTM D 93, PM	2°F higher than TCC
	4°F higher than Abel
	3°F higher than Seta

Conversion factor $\Delta^{\circ}\text{C} = \Delta^{\circ}\text{F}/1.8$

Tabella 1. Dati prove accensione. Sintesi dati da test TCC, PM, ABEL e Seta

2.1.4. Punti d'infiammabilità del combustibile Jet

I punti d'infiammabilità dei Jet A e Jet A-1 sono attualmente specificati per un minimo di 37,8°C (100°F). Questo limite è stato fissato nel 1975, quando è stato ridotto da 40,6°C (105°F), per conformarsi alle classificazioni dei prodotti di liquidi "non infiammabili". È vantaggioso per i raffinatori produrre combustibili a getto con punti d'infiammabilità ben al di sopra della specifica minima per diversi motivi. Il prodotto Jet A viene spesso fatto come combustibile a doppio uso, conforme al punto d'infiammabilità legale (superiore a 38°C in alcuni stati) per il petrolio domestico. Inoltre, alcuni multi-produttori di gas impongono limiti del punto più elevati per evitare combustibili non specificati dovuti alla contaminazione da tracce di benzina. Il risultato di questi fattori produttivi ed economici è che i punti tipici del Jet A sono superiori alla specifica minima. Infatti, un precedente sondaggio di 12 anni di dati d'ispezione per il carburante Jet A, indica un punto d'infiammabilità medio di 53°C. Dei 741 campioni di combustibile raccolti per questo sondaggio, solo 3 campioni avevano il punto di fiamma di 40°C o inferiore, e solo 1 era a 38°C. Un'indagine simile del combustibile equivalente militare, JP-8, ha mostrato punti d'infiammabilità medi da 41 a 53°C, a seconda della posizione del fornitore. Solo 2 su 89 campioni di JP-8 avevano punti d'infiammabilità inferiori a 40°C, e ancora solo 1 era effettivamente a 38°C.

Il punto d'infiammabilità di un combustibile multicomponente dipende dalla composizione della miscela (non fissata dalla specifica), in particolare le concentrazioni di componenti a basso punto di ebollizione o "light-ends". La perdita preferenziale di costituenti a basso punto di ebollizione con il tempo, influenza il punto d'infiammabilità, aumentandone il valore. Una misurazione quantitativa, è riportata da Ott, dove il punto d'infiammabilità di un campione JP-8 era di 118°F (48°C) prima della prova e di 123°F (50,5°C) dopo il test non distruttivo. D'altra parte, studi recenti di Shepherd mostrano una diminuzione inspiegabile del punto d'infiammabilità del Jet A da 48°C inizialmente, a 46°C dopo la sperimentazione.

2.1.5. Punti d'infiammabilità e Infiammabilità

Gli scopi primari delle specifiche del punto d'infiammabilità sono per l'etichettatura delle merci e per la classificazione relativa dei pericoli d'incendio dei prodotti liquidi. Per le misurazioni scientifiche o le valutazioni dei rischi predittivi, il determinante principale dell'infiammabilità del combustibile liquido è il limite inferiore (o magro) dell'infiammabilità. Questo limite è il più basso rapporto tra carburante e aria che supporterà la propagazione lontano da una sorgente di accensione. Il punto d'infiammabilità di un composto puro, in teoria, è la temperatura alla quale la pressione del vapore è sufficiente per stabilire il limite inferiore d'infiammabilità. Generalmente, i punti di flash sono più elevati di quelli definiti dalla temperatura limite inferiore a causa di condizioni di non equilibrio nel test, le diverse modalità di accensione e il non conservativismo intrinseco per rappresentare la reale propagazione della fiamma verso l'alto da parte di un dispositivo con propagazione verso il basso.

Per i combustibili multicomponenti, il rapporto tra il punto d'infiammabilità con l'infiammabilità pratica è più debole, poiché la composizione del vapore varia da quella del liquido e il carico relativo della massa liquida-vapore e altri fattori, influenzano il rapporto di combustibile-aria e quindi l'infiammabilità, in modi generalmente imprevedibili.

In generale, è concordato che il punto d'infiammabilità sia utile per almeno la classificazione qualitativa dei combustibili. D'altra parte, è anche evidente che i combustibili in vasche e piscine permettono la propagazione di fiamme a temperature inferiori a quelle stabilite dal punto d'infiammabilità.

2.1.6. Ignizione con superficie calda

L'accensione a caldo (o autoaccensione) dei combustibili, è il fenomeno per cui i combustibili si accendono senza la presenza di una fiamma o di una scintilla. Mentre è generalmente riconosciuto che le energie di accensione con scintille sono molto difficili da quantificare, forse è ancora meno conosciuta l'autoaccensione. La classica illustrazione dell'auto ignizione (senza sorgente) è l'esperimento "oily rag" dove alcuni materiali combustibili, come un panno imbevuto con idrocarburi, possono auto accendersi per apparentemente nessuna causa. La causa sottostante è il tasso di ossidazione dell'idrogeno, che dà calore nel processo di ossidazione. Se il calore non viene rimosso, il materiale può raggiungere il punto di accensione e infiammarsi.

L'auto ignizione nei combustibili di petrolio viene determinata utilizzando diverse procedure e viene indicata in termini leggermente diversi. Quando si raggiunge la temperatura desiderata, viene iniettata una quantità minima di carburante. L'auto accensione è evidenziata dall'apparente apparizione di una fiamma all'interno del recipiente e, da un forte aumento della temperatura della miscela di gas. La temperatura più bassa all'interno del recipiente a cui si accende l'accensione a fiamma calda è riportata come la temperatura di auto-ignizione (AIT). Dopo un tempo di 10 minuti, se non avviene l'auto-accensione, viene testata una temperatura superiore.

I confronti delle temperature di auto ignizione dei combustibili idrocarburici rispetto alle temperature di prova a superficie calda, indicano che la temperatura minima AIT, è compresa tra 400-500°F (204-260°C) e 1000-1200°F (538-649°C) per le temperature di prova a caldo. Va notato che non c'è una temperatura di soglia unica per l'accensione a superficie calda, perché influenzata da numerosi fattori, come la geometria della superficie. Le temperature di soglia di accensione possono essere confrontate solo quando i vari fluidi sono stati testati utilizzando gli stessi apparecchi e procedimenti definiti.

2.2. DATI INFIAMMABILITÀ DEL COMBUSTIBILE JET A

L'infiammabilità del combustibile Jet A viene discussa qui nel contesto dei criteri di accensione del vapore di carburante pertinenti ai serbatoi di carburante per aeromobili. L'enfasi riguarda i dati di accensione da scintilla, ma c'è anche una breve valutazione dei dati di accensione con superficie calda.

2.2.1. Dati Accensione con Scintilla

In tabella 2, troviamo una lista dei test a scintilla/arco per il combustibile Jet A.

Author (year)	Fuel Flash Point* (°F)	Vessel Size (liter)	Fuel Loading (kg/m ³)	Ignition Source	Vessel Pressures (atm)
Nestor (1967)	118, 120, 125	Flame tube 9.9	100	Multiple sparks (5 and 20 J)	1 and 0.58
		Tank 9.5	100	Spark (16 – 24 J)	1
Ott (1970)	118 - 123	Tank 303	100	Moving arc (Jacob's ladder)	1 and 0.68
Air Force (1992)	130, 140	Flame tube 12.4	100	Spark (3 mJ to 16 J)	1 and 0.69
Shepherd (1997)	118	Cylinder 2	3 and 200	Spark (1 mJ to 100 J)	0.59

* Punto d'infiammabilità misurato per ASTM D56 (Apparecchi per tag) tranne Nestor che ha utilizzato l'apparecchio Pensky-Martens (ASTM D 93).

Tabella 2. Test Accensione Jet A

La figura 32 mostra chiaramente come diminuisce l'energia minima richiesta per la scintilla con l'aumentare della temperatura del carburante. Tale tendenza è dovuta all'aumento dei rapporti di vapore combustibile/aria a temperature elevate, a causa delle pressioni più alte del combustibile associate.

Ci sono alcune differenze nei risultati della figura 32 per i due diversi carichi di carburante, ma queste differenze non sono coerenti a tutte le temperature esaminate. In particolare, non esistono differenze a temperature di 95°F (35°C) e 124°F (51°C).

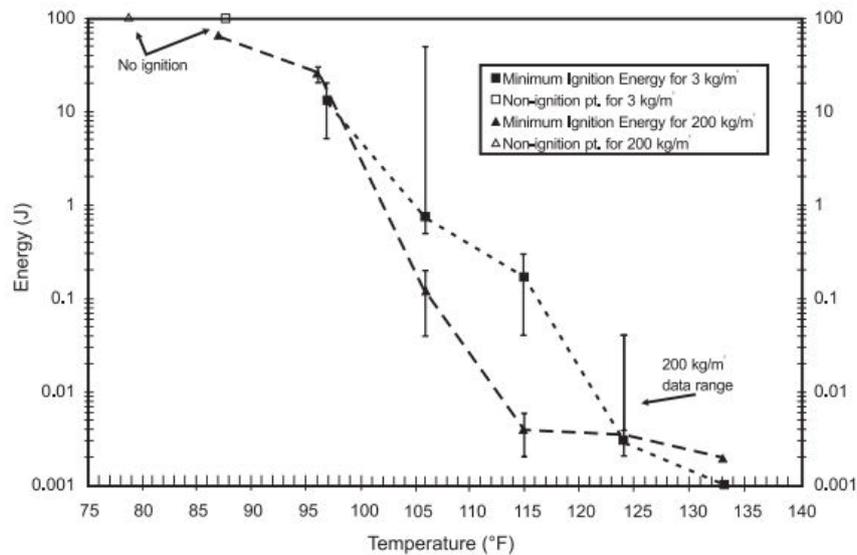


Figura 32. Energia minima di accensione contro temperatura per Jet A a 0.585 atm.

Tuttavia, i dati di energia minima di accensione in figura 32 sono incompleti a temperature inferiori a 95°F (35°C), poiché le energie di accensione richieste si avvicinano o superano il massimo disponibile di 100 J.

La Figura 33 è un confronto dei dati di accensione con scintille, ottenuti dai vari ricercatori. I dati sono tracciati sotto forma di altitudine del serbatoio rispetto alla temperatura del combustibile per l'energia di accensione con scintilla specifica. Una domanda interessante può essere se esiste una relazione unica tra i dati del punto d'infiammazione e i dati di accensione della scintilla. In altre parole, è l'energia minima di scintilla al punto d'infiammabilità allo stesso valore per tutti i campioni? Secondo i dati dell'aviazione del 1992, questo valore è di circa 0,25 J per il loro campione con punto di accensione a 130°F (54°C) e da 0,5 a 4,0 J per il loro campione con punto di accensione a 140°F (60°C). Inoltre, si osserva che i vari test, non ottengono valori identici ma solamente il trend dei dati.

La Figura 34 mostra alcuni dati di slosh di Ott e i dati del serbatoio di combustibile vibrante di Nestor, per un aumento minimo di pressione di 10 psig, pari a circa la metà della resistenza di un serbatoio centrale su un Boeing 747. Quando il Jet A è stato sottoposto a sloshing a una frequenza di 14,5 cicli/min, sono stati osservati aumenti di pressione di 10 psig a temperature inferiori a 920°F (493 °C) a una pressione atmosferica. Quando la frequenza di sloshing è stata aumentata a 17,5 cicli/min, che era approssimativamente la frequenza di risonanza del serbatoio, deflagrazioni di pressione di 10 psig si sono verificate a temperature inferiori a 75°F (24°C).

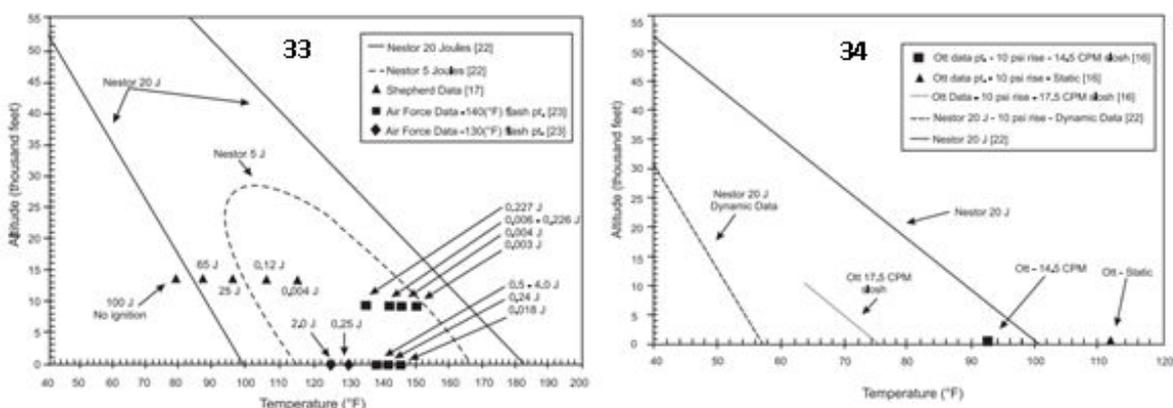


Figura 33. Comparazione dei dati d'infiammabilità del JetA.

Figura 34. Comparazione dei dati d'infiammabilità del JetA (condizioni statiche e di slosh).

L'inquinamento da combustibile è il rilascio graduale e l'esaurimento d'idrocarburi più leggeri e più volatili a causa di una combinazione di aumento di temperatura, diminuzione della pressione e/o evaporazione indotta dalla ventilazione. Ciò può essere manifestato sotto forma di una riduzione della pressione del vapore di combustibile, del punto d'infiammabilità e della temperatura limite inferiore a una determinata altitudine.

Il movimento convettivo di vapore in un serbatoio di combustibile per aeromobili è indotto da gradienti di temperatura, in particolare quelli tra il combustibile caldo, le pareti di raffreddamento e il tetto del serbatoio. Il flusso della miscela di vapore e aria, è noto per aumentare le energie di accensione richieste per una determinata composizione e temperatura.

2.2.2. Dati accensione a superficie calda

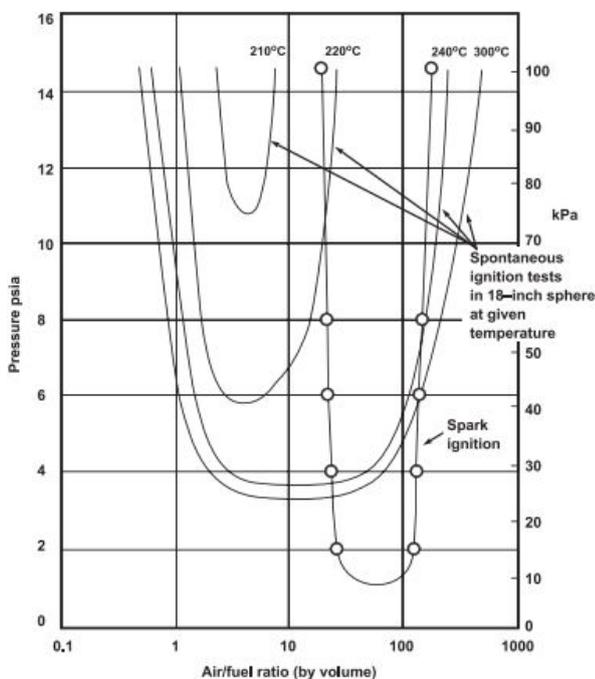


Figura 35. Limiti di accensione spontanea e con scintilla per AVTUR.

I risultati di figura 35, sono stati ottenuti utilizzando il carburante Jet A in un recipiente/vaso sferico di 18 pollici a varie pressioni.

Come si può vedere, c'è una gamma molto più ampia di rapporti aria-carburante per l'auto accensione rispetto a quella per l'accensione a scintilla.

Mentre diminuisce la pressione del serbatoio/vaso, aumenta la temperatura di auto accensione del carburante. I dati riportati in figura indicano che, a una pressione inferiore a 3,5 psia, le temperature di auto-ignizione sarebbero ben oltre i 300°C, indipendentemente dal rapporto aria/carburante nel serbatoio. Quando la superficie calda occupa solo una piccola frazione della superficie totale del serbatoio o

quando una piccola superficie calda è inserita nel serbatoio, la temperatura di accensione della superficie richiesta aumenta bruscamente.

2.3. DETERMINAZIONE DELLA MISCELA ARIA/CARBURANTE

2.3.1. Considerazioni generali

In precedenza è stata introdotta la temperatura, come un parametro significativo per definire le condizioni necessarie per essere ignorabili per i vapori di combustibile. Il riferimento a questa quantità è in parte radicato nell'uso della temperatura mediante test standardizzati per esprimere la propensione di un liquido vaporizzante a sostenere la combustione. Tuttavia, nella pratica, questo metodo di caratterizzazione perde gran parte della sua utilità poiché la maggior parte delle situazioni della vita reale è sufficientemente complicata per impedire l'identificazione di un'unica temperatura di sistema, per rappresentare il pericolo di esplosione.

Pertanto, non esiste a priori una relazione generale tra la temperatura e la concentrazione di vapore in una determinata posizione nel gas. Una quantità che è stata dimostrata davvero conveniente nella definizione

dei limiti d'infiammabilità delle miscele, è il rapporto di massa combustibile/aria (F/A), poiché il suo valore al limite inferiore di propagazione della fiamma è abbastanza costante su una vasta gamma di combustibili.

La costanza approssimativa di questo rapporto limite si estende ad alcani e aromatici che rappresentano i principali componenti del combustibile a getto. Un altro vantaggio pratico di questa quantità è che, per le concentrazioni tra il limite inferiore e fino a quasi quello stechiometrico, il rapporto F/A fornisce una misura dell'energia (pressione) che sarebbe stata rilasciata (svilupata) dalla reazione della miscela. Questo tipo d'informazioni è necessario per anticipare le analisi dei rischi oltre le domande d'ignizione pura e quantificare le conseguenze dell'evento di accensione. In conclusione, l'accendibilità di una miscela è funzione del rapporto F/A nelle posizioni di fonti di accensione postulate, mentre i danni potenziali derivanti dall'accensione sono funzione della distribuzione del rapporto F/A attraverso i volumi interessati.

2.3.2. Effetti del carico di carburante

I sistemi multicomponenti introducono la complessità supplementare che la composizione dei vapori non è uguale a quella del liquido, con i vapori contenenti una percentuale più elevata delle frazioni più volatili. A causa di questo fatto, la vaporizzazione tende a spostare la composizione del liquido verso i composti più pesanti. In pratica, questo effetto è trascurabile se la massa frazionaria del liquido, che deve essere vaporizzata per saturare lo spazio del gas, è piccola. Il parametro comunemente usato per caratterizzare la grandezza di questo effetto è il carico di massa, definito come la massa del carburante per unità di volume del serbatoio che lo contiene. Se il serbatoio è pieno, il carico di massa è uguale alla densità del carburante (circa 800 kg/m^3 [$49,9 \text{ lb/ft}^3$]); se il serbatoio è pieno a metà, il carico di massa è la metà della densità del carburante e così via. Ci sono tuttavia prove che indicano che l'impatto degli effetti del frazionamento del carburante sulla sicurezza del sistema può essere relativamente piccolo. Mentre la pressione del vapore è stata mostrata (come previsto) diminuire notevolmente quando il carico di massa scende a valori dell'ordine di 3 kg/m^3 ($0,19 \text{ lb/ft}^3$), la corrispondente diminuzione dell'infiammabilità della miscela non è così grande. Allo stesso modo, il carico di massa sembra avere un'influenza sul rilascio di energia vicino al limite, ma l'effetto scompare a temperature intorno ai $5\text{-}10^\circ\text{C}$ ($9\text{-}18^\circ\text{F}$) al di sopra del limite. L'analisi dettagliata dei campioni di prova del combustibile Jet A raggiunge conclusioni simili. Nonostante un graduale aumento del peso molecolare medio dei vapori campionati durante i voli successivi, la massa totale dei vapori di combustibile presenti nel CWT era essenzialmente invariata. Una spiegazione approssimativa di questo risultato può essere fornita dall'osservazione che i componenti a basso peso molecolare contribuiscono maggiormente alla pressione totale rispetto alla massa dei vapori. Di conseguenza, la loro ridotta presenza ha un'influenza proporzionalmente minore sull'infiammabilità, perché ciò dipende principalmente dal rapporto F/A.

2.3.3. Geometria del serbatoio (compartimenti)

La progettazione di serbatoi di carburante per aeromobili introduce alcune complessità che influenzano la stima della distribuzione dei vapori di carburante. Tipicamente, queste strutture sono costituite da un ampio volume a scatola suddiviso in compartimenti principalmente per motivi strutturali, ma anche per ridurre al minimo lo sciabordare del carburante. Questi compartimenti comunicano tra loro attraverso piccole aperture, la maggior parte della quale si trovano in basso e in alto nelle partizioni interne. Il fondo del serbatoio è generalmente concavo e il suo orientamento rispetto alla direzione della gravità apparente sperimentata dall'aereo può cambiare durante il volo. Ciò provoca il movimento del carburante che, quando il livello del liquido è basso, può portare a successivi bagni e asciugature di porzioni del fondo del serbatoio. Per equalizzare la pressione del serbatoio con le condizioni esterne, le prese di sfiato sono fornite in alcuni ma non in tutti gli scomparti. Questa disposizione implica che le variazioni di pressione nei

vani senza accesso diretto alla linea di sfiato inducano il flusso a e da scomparti adiacenti. Dal punto di vista della determinazione del rapporto F/A, una fonte molto importante di non uniformità è contribuita dalla natura localizzata dell'ingresso di calore, nel fondo del serbatoio, dai pacchetti di condizionamento dell'ambiente (ECS). L'accuratezza accettabile nella previsione delle condizioni dell'ullage del serbatoio, richiede metodi di calcolo che tengano adeguatamente conto dei dettagli della geometria interna e della distribuzione del flusso di calore. I calcoli preliminari del trasferimento di calore bidimensionale attraverso la superficie del fondo del serbatoio sono già stati eseguiti al CIT, confermando che grandi gradienti di temperatura sono indotti dal riscaldamento non uniforme dai pacchetti ECS.

2.3.4. Miscelazione verticale

La sezione precedente ha presentato prove che sostengono che le variazioni orizzontali nella distribuzione del vapore del serbatoio carburante sono generalmente importanti. La domanda successiva è se i gradienti verticali all'interno di ciascun compartimento sono importanti. La breve risposta è che probabilmente dipende dalla fase del transitorio che è considerata.

Durante il riscaldamento iniziale del serbatoio di combustibile che avviene a terra in condizioni statiche, si può sviluppare una stratificazione termica instabile poiché il serbatoio viene riscaldato dal basso, e mantenuto a temperature più basse sulle superfici superiori e laterali. I dati di prova dei voli hanno dimostrato che i gradienti verticali, possono svilupparsi con differenze di temperatura fino a 20°F (11°C). In un sistema di composizione uniforme, questa differenza di temperatura dovrebbe favorire una vigorosa miscelazione convettiva. Il fatto, tuttavia, che i vapori hanno un peso molecolare superiore a quello dell'aria, tende a diminuire la miscelazione prevista trascurando le differenze di composizione. L'effetto combinato della composizione e della temperatura del vapore sulla densità può essere valutato utilizzando calcoli del gas perfetto.

I dati sperimentali sulla composizione di partenza dello spazio gas da condizioni d'equilibrio, sono state presentate da Kosvic(paragrafo 2.1.1). Questi esperimenti, che coinvolgevano un serbatoio pieno al 50% e mantenuto a temperatura costante, hanno simulato le condizioni di ascesa e di volo con il ritiro del combustibile. A causa di questa scelta di parametri, i risultati non possono essere facilmente estrapolati dal caso di un serbatoio quasi vuoto che viene riscaldato. Tuttavia, l'osservazione del ritardo evaporativo in alcune delle condizioni in questi test suggerisce che, in generale, non può essere possibile ipotizzare che la composizione del gas sia mappata dal campo di temperatura.

Nei casi in cui si simulava una stratificazione termica stabile, i dati hanno confermato che la miscelazione avveniva solo per diffusione molecolare, come previsto. Quando si creavano condizioni instabili, la miscelazione diventa chiaramente dominata dalla convezione naturale. In questo caso, nel volume del serbatoio sono state individuate due regioni: una sottile (di circa 50 mm) e una più spessa, vicino all'area del combustibile con una grande variazione della concentrazione di vapore e la maggior parte del serbatoio con una composizione essenzialmente uniforme. Questo risultato dimostra che, anche nel caso in cui sia presente una miscelazione convettiva, il volume ben miscelato richiede tempo per raggiungere l'equilibrio con il liquido poiché l'evaporazione alla superficie liquida è la fase di controllo della velocità nel determinare quanto rapidamente il vapore può essere fornito alla maggior parte del volume dell'ullage. Purtroppo, nessuna temperatura è stata misurata in questi test. Non è quindi possibile valutare se la concentrazione nell'ullage possa essere approssimata assumendo la saturazione alla temperatura della massa del gas. Questo è chiaramente un problema che richiede ulteriori analisi prima che le ipotesi di equilibrio possano essere utilizzate dai modelli.

2.3.5. Degasaggio del Carburante

L'aria disciolta nel carburante tende a essere rilasciata nello spazio ullage con la diminuzione della pressione nel sistema, durante la salita. A causa della maggiore solubilità dell'ossigeno rispetto all'azoto, il processo di degasaggio tende ad aumentare la concentrazione di ossigeno nella miscela combustibile-aria nel serbatoio. Il tasso di desorbimento del gas dal carburante è accelerato dalla presenza di vibrazioni, un fattore che può essere abbastanza significativo nei piani militari, ma sembra essere di secondaria importanza nel caso di aeromobili commerciali.

2.3.6. Nebulizzazione del Carburante

Il ruolo della nebbia nel ridurre il limite d'infiammabilità inferiore è da tempo riconosciuto ed è ben documentato. Il vigoroso scuotimento del carburante è il meccanismo che è tipicamente associato alla formazione di nebbia. Se il movimento violento del telaio è assente negli aeromobili commerciali, non si può ritenere che la formazione di nebbia sia un fattore da considerare nelle valutazioni di sicurezza del serbatoio. Due situazioni rappresentano possibili eccezioni. La prima avviene in presenza di un flusso di ritorno del combustibile freddo dalla pompa del carburante indietro nel serbatoio. Le caratteristiche di questo flusso sono note per variare, potenzialmente, in modo rilevante secondo il particolare disegno della pompa. La spruzzatura del carburante contro una parete del serbatoio, in quei casi in cui la velocità di uscita è elevata, sarebbe una chiara fonte di preoccupazione. Il potenziale di questo meccanismo deve essere valutato caso per caso.

La seconda situazione comporterebbe i voli attraverso le masse d'aria molto turbolente che potrebbero scuotere l'aereo al punto di provocare un significativo scuotimento. Mentre influisce su una frazione relativamente piccola del tempo totale di volo, questo evento può avere un impatto sulla sicurezza globale a causa della coincidenza con una maggiore probabilità di presenza di una sorgente d'ignizione.

2.3.7. Scambio di massa con l'ambiente esterno

Quando l'aeromobile è a terra, l'equalizzazione della pressione tra il serbatoio e l'ambiente esterno diventa necessaria se avviene un'espansione o una contrazione del gas, a causa di variazioni di temperatura o se il carburante viene ritirato dal serbatoio. Lo scambio di massa tra il serbatoio e l'ambiente esterno, indotto da questi effetti, è probabilmente più piccolo di quello che avviene quando l'aereo sale all'altitudine di crociera. In una salita dal livello del mare a 14 mila piedi (4300 m), circa il 35% del gas inizialmente presente, fuori esce dall'ullage. A un ritmo di salita di 1500 ft/min (7,6 m/s), il flusso di questa massa deve avvenire in circa 9 minuti. In un serbatoio da 13,200 gal (50 m³), ciò implica un deflusso medio durante la salita di 66 scfm (0,031 m/s). Se le entrate del sistema di sfiato non sono presenti in ogni scomparto, una porzione di questo flusso totale deve passare attraverso alcuni passaggi che forniscono la comunicazione tra i vari compartimenti.

Considerazioni analoghe si applicano alla situazione durante la discesa, nel qual caso si sono invertite. Durante questa fase, il serbatoio di combustibile viene ripressurizzato introducendo aria fresca dall'esterno. Almeno inizialmente, questo deve provocare la non uniformità della composizione, in particolare nei punti in cui l'aria entra nell'ullage. In vista della valutazione del rischio d'esplosione, una previsione accurata delle condizioni durante questa fase potrebbe non essere altrettanto importante di altre porzioni del transiente. A prescindere dalla decisione di affrontare il problema, l'attività di modellazione porterebbe a considerare le stesse problematiche di ritardo di evaporazione e di non uniformità già discusse.

2.3.8. Sintesi della determinazione della miscela aria/combustibile

La precedente discussione ha suscitato che una rigorosa determinazione del rapporto F/A nei serbatoi di carburante utilizzati negli aeromobili commerciali richiederebbe un'adeguata considerazione di diversi fattori. Data l'attuale situazione della tecnologia di modellazione, tuttavia, è probabile che le stime a breve termine di questa quantità saranno basate su metodi approssimativi che fanno riferimento a una temperatura equivalente di equilibrio. Le condizioni di pericolo saranno quindi valutate in confronto con una soglia d'infiammabilità anche espressa in termini di temperatura limite inferiore.

Il fatto che i serbatoi di carburante siano suddivisi in compartimenti è un fattore che deve essere adeguatamente preso in considerazione. A causa della superficie relativamente piccola dei passaggi che collegano i comparti vicini e la distribuzione non uniforme dell'input di calore dal fondo del serbatoio, è difficile immaginare come quest'aspetto del problema possa essere trascurato. La determinazione delle condizioni infiammabili in un compartimento dovrebbe essere interpretata come potenziale minaccia che porta a un guasto dell'intero serbatoio. Il secondo aspetto riguarda la questione del ritardo di evaporazione e dei gradienti di concentrazione spaziale nella fase di gas di ciascun compartimento. A questo punto, non è possibile quantificare le imprecisioni che sarebbero introdotte supponendo che l'ullage sia saturato e in equilibrio con il liquido. La grandezza dell'errore dipenderà chiaramente dai dettagli dello scenario da considerare. Comunque è possibile compiere stime approssimative dell'impatto di tale ipotesi durante le varie fasi del volo. Ai fini della presente discussione, si presume che il carburante abbia bassa volatilità (cioè punto d'infiammabilità superiore alla temperatura ambiente). Ciò implica che si verificano condizioni pericolose a causa dell'incrocio nell'intervallo infiammabile dal lato magro. Per questa situazione, i calcoli conservatori saranno quelli che forniscono stime legate al massimo della concentrazione di vapore di combustibile nell'ullage.

Il volo ad alta quota, può essere caratterizzato dal raffreddamento netto del carburante, con la possibilità di un ritardo termico che lascia l'ullage più caldo del liquido. In questo caso, un opportuno conservativismo potrebbe essere ottenuto assumendo la saturazione alla temperatura dell'ullage. Le condizioni durante la discesa prevedono l'aggiunta di calore nel serbatoio e l'iniezione d'aria dall'esterno. La maggior parte delle prove indica che, anche in questa fase, la concentrazione di vapore è in ritardo rispetto a quella corrispondente alla saturazione alla temperatura del liquido.

In sintesi, sembra che l'assunzione di vapori di carburante in equilibrio con il liquido è generalmente accettabile (cioè, conservatrice) per tutte le fasi del volo. Ancora una volta, quest'affermazione si applica alle condizioni che non si avvicinano al limite superiore d'infiammabilità, in cui un sovradimensionamento della concentrazione del vapore, conduce a conclusioni non concorrenziali. Il potenziale di nebulizzazione della pompa, tuttavia, deve essere valutato caso per caso.

3. CONCLUSIONI

I combustibili a getto sono miscele complesse, molto variabili in composizione e le specifiche non sono progettate per stabilire i valori di controllo per la sicurezza antincendio. I sistemi di combustibile degli aerei e le operazioni di sistema sono altrettanto complessi nella loro geometria e nell'esposizione ambientale, quindi una previsione esatta di quando un serbatoio di combustibile per aeromobili ha una miscela esplosiva di vapore, non è aspettabile. È tuttavia possibile utilizzare i dati attualmente disponibili per sviluppare una metodologia per valutare diversi approcci per ridurre o minimizzare il rischio di esplosione del serbatoio e che permetterebbe anche l'identificazione delle ricerche necessarie per supportare o confutare questi approcci. Possono, quindi, essere fatte queste conclusioni:

- Sebbene le condizioni d'infiammabilità del combustibile Jet A per aeromobili siano meglio descritte in termini di distribuzione del rapporto vapore/aria combustibile nel serbatoio, non esistono modelli matematici esistenti o metodi empirici per calcolare questi rapporti durante il volo. Inoltre, dato che i dati d'infiammabilità esistenti sono presentati in termini di temperatura del combustibile e pressione del serbatoio, la valutazione d'infiammabilità del serbatoio continuerà ad essere formulata in termini di questi parametri, assumendo condizioni di equilibrio tra lo spazio del gas e il liquido.
- I dati esistenti per l'energia della scintilla di accensione, sono stati utilizzati per sviluppare un metodo per calcolare la probabilità di esplosione di un serbatoio di combustibile acceso da una scintilla durante il volo. L'implementazione di questo metodo richiede: (1) distribuzioni di probabilità per le energie di scintilla e (2) temperature del combustibile in funzione del tempo e dell'altitudine durante il volo.
- L'infiammabilità del combustibile jet dipende anche dalle energie di accensione, ma i dati di energia di accensione minima di scintille sono molto limitati, soprattutto per le condizioni di basse temperature di combustibile e di elevate altitudini e per una gamma di punti di combustione del combustibile.
- Attualmente non esistono né dati di volo né modelli termici o calcoli, adeguati a determinare l'entità della variazione della temperatura del carburante sui profili tipici di volo per diversi scenari di carico del carburante, quindi i tempi di esposizione e le probabilità di verificare condizioni potenzialmente pericolose non possono essere determinati. Pertanto, non è possibile determinare l'efficacia di un carburante aggiunto a un serbatoio di combustibile.

1.8. ALLUMINIO VS MATERIALE COMPOSITO, Steven M. Summer, William M. Cavage et al, (2011)

In risposta alle potenziali questioni di sicurezza del serbatoio di carburante, evidenziate dall'incidente TWA Flight 800 nel 1996, la Federal Aviation Administration (FAA) ha condotto una notevole quantità di ricerche sull'infiammabilità dei serbatoi di combustibile di alluminio tradizionali. Questa ricerca, insieme allo sviluppo e alla dimostrazione di un sistema d'inertizzazione del serbatoio carburante, ha portato a recenti normative che richiedono la riduzione dell'infiammabilità all'interno dei serbatoi ad alto rischio. Tradizionalmente, i serbatoi di carburante situati nell'ala di un velivolo sono considerati a bassa infiammabilità a causa dell'assenza di fonti di calore esterne e del rapido raffreddamento che si verifica durante il volo, grazie all'alta conduttività delle pareti di alluminio dell'aereo. Tuttavia, ci sono stati recenti progressi nei materiali compositi, e questi materiali avanzati sono sempre più utilizzati nella costruzione di aeromobili. Pertanto, è richiesta la ricerca su serbatoi di carburante realizzati con nuovi materiali compositi per determinare l'effetto potenziale che essi hanno sull'esposizione a infiammabilità dei serbatoi di combustibile degli aeromobili.

1. RICERCA PRECEDENTE

Precedenti esperimenti d'infiammabilità del serbatoio di combustibile FAA comprendevano studi di condensazione, a causa di temperature ambiente fredde, sulle concentrazioni di vapore del serbatoio carburante e sugli effetti di caricamento di massa sulle concentrazioni di vapore nell'ullage.

Recentemente sono stati condotti studi per esaminare gli effetti della pressione e della temperatura su un serbatoio di combustibile tradizionale in alluminio. Questi test hanno mostrato che l'andamento dell'infiammabilità di un serbatoio alare variano notevolmente da un CWT. Per un CWT situato all'interno della fusoliera dell'aeromobile, l'infiammabilità è guidata dalla temperatura media della massa del

combustibile. Come aumenta la temperatura del carburante, il carburante è evaporato. Quando l'aereo decolla, la diminuzione della pressione causa un'ulteriore evaporazione allo stesso tempo, però, si verifica una condensazione a causa del raffreddamento dalla diminuzione delle temperature ambientali.

Un serbatoio di combustibile alare differisce dal CWT poiché il riscaldamento si ha dal calore del sole irradiato dalla superficie del serbatoio e nell'ullage. Il calore riscalda lo strato superiore di carburante all'interno del serbatoio del carburante, causando l'evaporazione del carburante. La temperatura del combustibile, tuttavia, rimane relativamente bassa. Quando l'aeroplano decolla, il raffreddamento (e quindi la condensazione) da variazioni nell'ambiente esterno è molto più rilevante, poiché l'intera superficie del serbatoio di carburante viene sottoposta ad aria fredda ad alta velocità.

2. SCOPO

Il team di sicurezza antincendio ha eseguito prove presso il Centro tecnico FAA William J. Hughes, utilizzando la camera climatica e l'impianto d'induzione dell'aria (tunnel del vento), per esaminare la variazione dell'esposizione all'infiammabilità di un serbatoio di carburante composto da un materiale composito e di un serbatoio tradizionale in alluminio. I test sono stati condotti con pannelli in composito e in alluminio come materiale "nudo" e con diversi colori superficiali applicati per esaminare l'impatto che i colori potrebbero avere sul trasferimento di calore nel serbatoio di combustibile.

3. EQUIPAGGIAMENTO DEI TEST

3.1. SERBATOIO

Il serbatoio di carburante utilizzato in questi esperimenti misura 3 per 3 ft² per 1 ft di profondità, con bordi dirigenti e trafilati aerodinamici, ed è stato strumentato con 12 termocoppie e una porta di campionamento per la misura del THC (Total Hydrocarbon Concentration- Concentrazione Totale di Idrocarburi). Le termocoppie sono state collocate nel carburante liquido e nel vapore, a una profondità di 2, 4, 6 e 8 pollici. Inoltre, due termocoppie sono state collocate nell'ullage, verso la parte superiore del serbatoio del carburante, per assicurare che le misurazioni dell'ullage siano state catturate durante i grandi carichi di carburante.

Un analizzatore THC è stato utilizzato per misurare i livelli d'infiammabilità dello spazio ullage durante le prove. L'analizzatore THC è un analizzatore completamente automatizzato di rilevazione di ionizzazione della fiamma che utilizza una pompa interna per campionare il serbatoio del carburante. L'analizzatore THC è stato utilizzato con una pompa boost per acquisire dati precisi a pressioni ridotte. L'ullage non è campionato continuamente, poiché il campionamento continuato ha un drastico effetto sui risultati della prova, facendo fuoriuscire costantemente gas dallo spazio del serbatoio e sostituendolo con aria. L'analizzatore THC è stato calibrato con un gas di calibrazione, una miscela di propano (C₃H₈), che consente di ottenere risultati THC, come propano equivalente. Tutti gli strumenti sono stati monitorati da un sistema informatico di acquisizione dati. Questo sistema consente la visualizzazione in tempo reale dei dati e l'archiviazione degli stessi.

Il serbatoio di combustibile è stato costruito in modo che le superfici superiori e inferiori dei pannelli in alluminio e composito possano essere intercambiabili. Il resto del serbatoio è stato isolato per ridurre al minimo gli effetti termici di altre fonti (il naso aerodinamico e le appendici sono stati costruiti e collegati al serbatoio per i test del tunnel del vento). Nel tentativo di essere coerenti con le strutture tipiche di ali aeree, i pannelli in alluminio erano spessi da 1/4 " e i pannelli in composito erano di circa 3/8" di spessore.

I pannelli compositi hanno una forza e una rigidità uniformi nel piano della fibra dopo la polimerizzazione.

3.2. CAMERA CLIMATICA

Il test iniziale del serbatoio in scala è stato condotto a pressione ambiente ridotta e a temperature variabili nel FAA Fire Safety Environmental Chamber Facility (ambiente antincendio). Il serbatoio di carburante in scala è stato collocato nella camera climatica, che misurava 72 per 71 per 93 pollici. La pressione ambiente e la temperatura ambiente sono stati controllati manualmente. Un riscaldatore radiante è stato montato sopra il serbatoio del carburante.

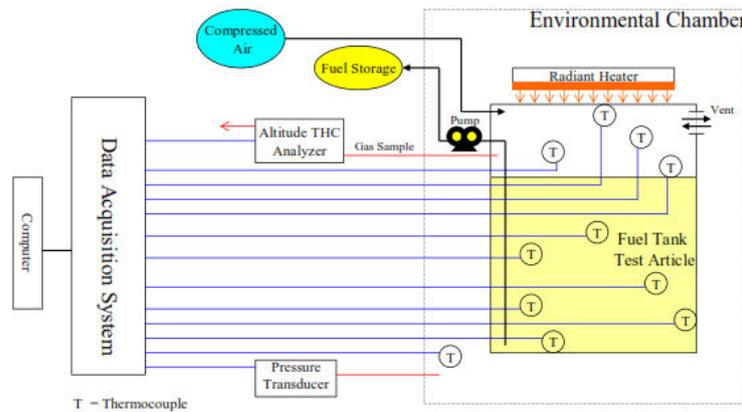


Figura 36. Il serbatoio di carburante di prova, in scala e la strumentazione nella camera ambientale.

3.3. IMPIANTO INDUZIONE DELL'ARIA

È un tunnel del vento di tipo induttivo, con una sezione di prova ad alta velocità di 5 piedi, e una sezione di prova ottagonale a bassa velocità di 9,5 piedi. L'induzione dell'aria è fornita da due motori a turbina Pratt & Whitney J-57 che scaricano nel cono del diffusore. Il tunnel del vento permette di eseguire prove di serbatoi infiammabili in entrambe le sezioni di prova senza che vapori potenzialmente infiammabili si sviluppino nel tunnel. I test per questa ricerca hanno utilizzato la sezione ad alta velocità.

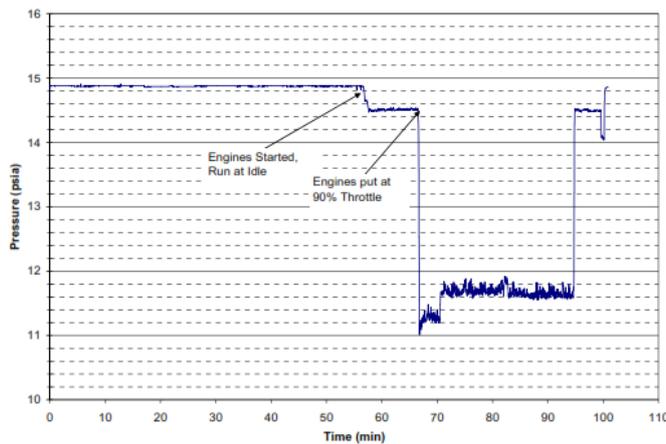


Figura 37. Tipico profilo di pressione del serbatoio durante il test nel tunnel del vento.

Quando i motori vengono avviati e fatti funzionare in posizione di riposo, viene osservata una caduta di pressione all'interno del serbatoio di circa 0,36 psi (circa l'altitudine equivalente di 625 ft). Quando si esegue in questa posizione iniziale, le velocità dell'aria nel tunnel del vento sono state registrate essere di circa 0,14 Mach. Quando i motori sono portati al 90% della loro capacità, è stata osservata una successiva

caduta di pressione di 3,2 psi (circa l'altitudine equivalente di 6650 ft). Le velocità in questo caso sono di circa 0,4 Mach.

4. PROCEDURE DELLE PROVE

4.1. PROVE IN CAMERA CLIMATICA

Il serbatoio di combustibile di entrambi i materiali, è stato sottoposto alla stessa fonte di calore radiante sulla parete superiore per circa 300 minuti in due prove distinte. Il serbatoio, prima della prova, è stato lasciato in camera climatica con un carico di carburante del 60% ad una temperatura ambientale di 90°F (32°C) per ottenere una THC stabile all'inizio del test. Dopo che i dati mostrano la stabilità e la consistenza della temperatura, sono stati acquisiti per 20 minuti, la sorgente di calore radiante è stata attivata e la progressione della temperatura e dell'infiammabilità è stata monitorata. I campioni di gas, per misurare il THC, sono stati acquisiti approssimativamente ogni 20 minuti.

4.2. PROVE NEL TUNNEL DEL VENTO

Il serbatoio di prova è stato montato nella sezione ad alta velocità del dispositivo d'induzione dell'aria. Inoltre, è stato installato l'isolamento della schiuma su tutti i lati del serbatoio di combustibile per consentire il riscaldamento e il raffreddamento del serbatoio solo attraverso le superfici superiore e inferiore. I riscaldatori radianti sono stati utilizzati per riscaldare la superficie superiore del serbatoio di combustibile per un'ora. Dopo che l'ora iniziale era passata, il carburante, che era stato pre-condizionato a una temperatura di 90°F (32°C), è stato trasferito nel serbatoio. Il riscaldamento è proseguito per un'altra ora, a quel punto i riscaldatori sono stati rimossi e il flusso d'aria attraverso il tunnel è stato avviato. Dopo un primo tempo di riscaldamento dei motori di circa 5-10 minuti, il tunnel del vento è stato portato al 90% della capacità e mantenuto a quel livello per 30 minuti. Durante i test, le temperature del serbatoio e le variazioni di pressione sono state monitorate e registrate. Inoltre, i campioni sono stati prelevati subito prima della messa in funzione dei motori, prima che i motori fossero portati al 90% di capacità e ogni 5 minuti successivamente. I test sono stati condotti con carichi di carburante del 40%, del 60% e dell'80%, con entrambe le superfici superiore e inferiore, in alluminio e in composito. Le impostazioni del riscaldatore sono state variate da un'impostazione di bassa temperatura a quella di alta temperatura per ogni condizione di prova. Durante le prove di confronto, tutte le altre variabili, compreso l'ingresso di calore al serbatoio del carburante, sono state mantenute costanti durante l'intervallo di prova. Sono stati, inoltre, condotti dei test per esaminare l'impatto del colore della superficie del materiale, sulla temperatura del serbatoio e sulle concentrazioni di THC. I pannelli in composito avevano applicato un fondo e una vernice bianca per determinare se una vernice chiara potrebbe influenzare la ritenzione termica del materiale, rendendone il comportamento più simile all'alluminio senza vernice. Allo stesso modo, un fondo d'aviazione e una vernice nera sono stati applicati ai pannelli in alluminio per determinare se un colore più scuro causava una temperatura e misurazioni THC simili al materiale composito nudo, che era di colore nero.

5. DISCUSSIONE DEI RISULTATI

5.1. RISULTATI DELLE PROVE IN CAMERA CLIMATICA

La temperatura della superficie superiore del serbatoio in composito, raggiunge temperature molto più elevate quando sottoposto alla stessa fonte di calore radiante. Ciò ha causato delle temperature interne dell'ullage e del carburante, molto più grandi rendendo il serbatoio molto più infiammabile. La temperatura ambiente della camera era mantenuta costante a 90°F (32°C). Non era chiaro, però, quanto l'aumento dell'infiammabilità fosse dovuto all'assorbimento del calore (a causa del colore nero del composito) o dovuto alla mancanza di rigetto caldo interno (perché il composito è uno scarso conduttore di calore).

Il serbatoio in alluminio non ha mai raggiunto il limite inferiore d'infiammabilità pari a circa il 2,0% durante l'intero ciclo di riscaldamento di 5 ore. Al contrario, il serbatoio in composito raggiunge il limite d'infiammabilità entro circa 45 minuti dal riscaldamento e raggiunge un picco di THC di più del doppio del serbatoio in alluminio.

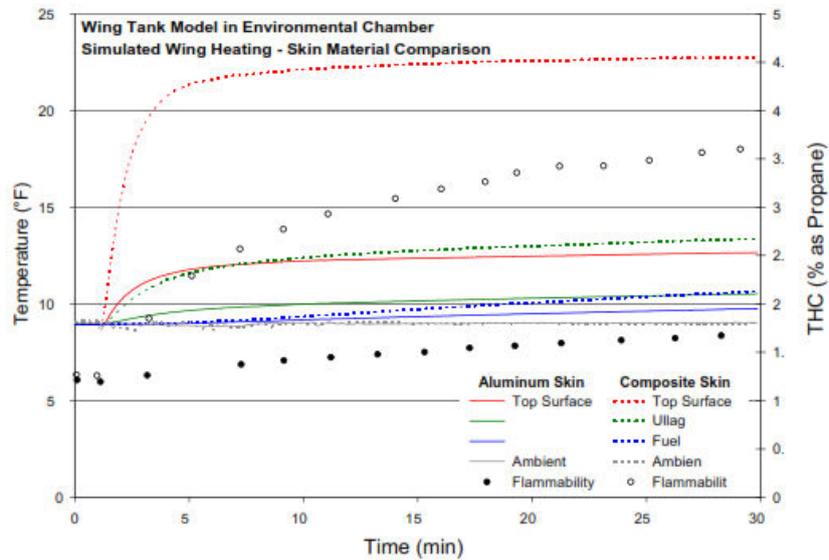


Figura 38. Confronto dei test del serbatoio in alluminio e in composito.

5.2. RISULTATI DELLE PROVE NEL TUNNEL DEL VENTO

5.2.1. Risultati delle prove con pannelli caldi

Una serie di test iniziali è stata condotta per esaminare il trasferimento di calore attraverso ogni pannello prima di testare i pannelli installati sul serbatoio nel tunnel del vento. Ogni pannello è stato riscaldato dall'alto con i riscaldatori nell'ambiente ad alta temperatura con una singola termocoppia posta al centro della superficie interna di ciascun pannello (il riscaldamento continuò per un totale di 20 minuti, seguito da un periodo di raffreddamento di 25 minuti). Questo test è stato condotto con i pannelli in alluminio e compositi nudi e, con i pannelli in alluminio verniciati di nero e i pannelli in composito verniciati di bianco.

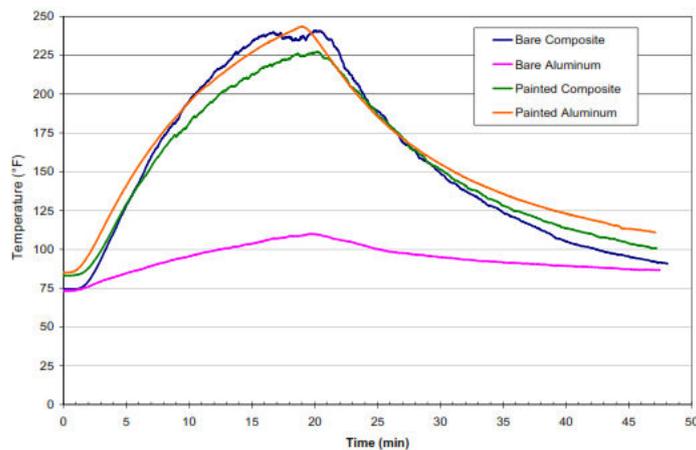


Figura 39. Confronto della temperatura del punto centrale per tutti i materiali durante il test del riscaldamento del pannello.

La differenza nelle proprietà termiche dei pannelli in composito e in alluminio è evidente, poiché il pannello in composito ha raggiunto il picco a temperature di circa 240°F (115°C) mentre il pannello in alluminio ha raggiunto una temperatura, molto inferiore, di circa 110°F (43°C). Il pannello composito verniciato di bianco aveva un profilo di temperatura molto simile a quello non verniciato, infatti, la temperatura di picco, era di circa 225°F (107°C). Il pannello in alluminio verniciato di nero, tuttavia, ha avuto un effetto tremendo sui risultati, portando il pannello in alluminio a comportarsi quasi come il pannello composito. Il profilo di temperatura dell'alluminio verniciato si avvicina molto a quelli dei pannelli in composito (sia non che verniciato), con una temperatura di picco di circa 240°F (115°C). Il periodo di raffreddamento dell'alluminio verniciato, del composito nudo e dei pannelli compositi verniciati, ha tendenze molto simili.

5.2.2. Risultati delle prove con materiale non verniciato-impostazione ad alta temperatura.

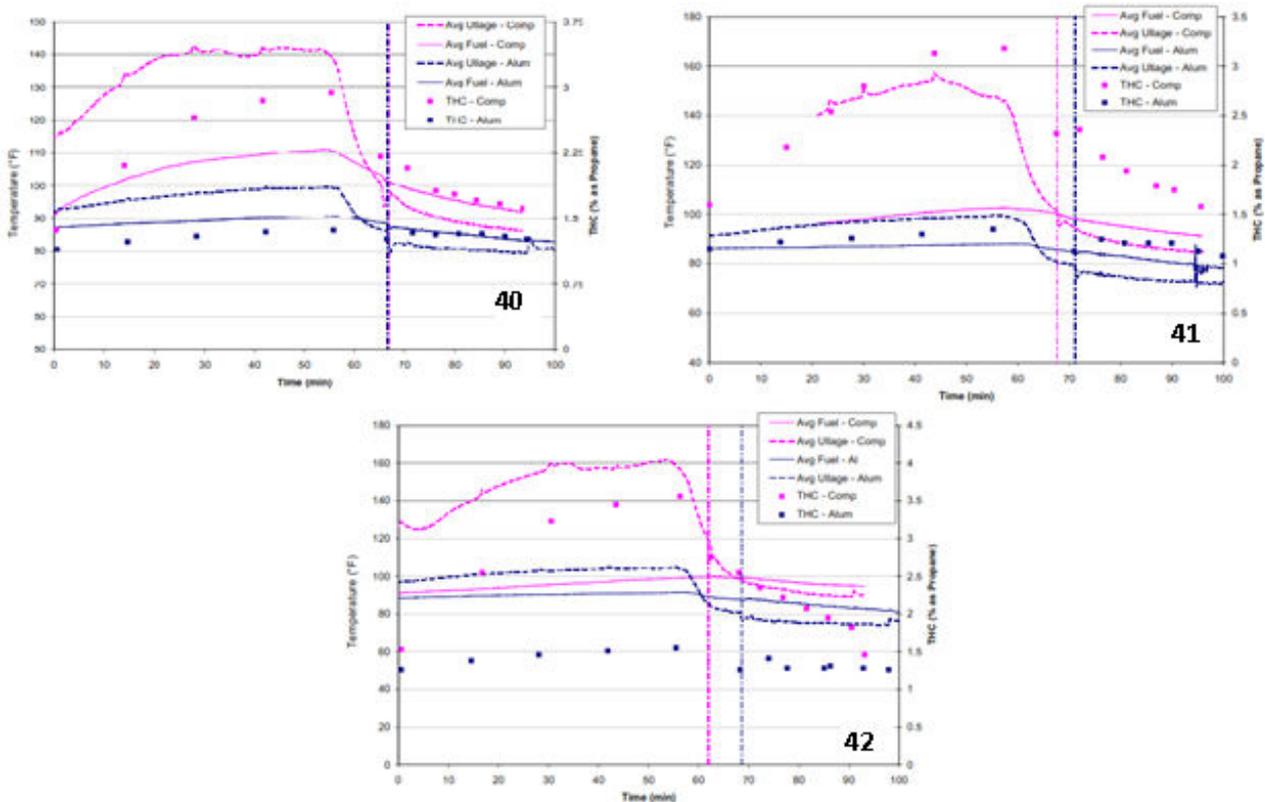


Figura 40. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico del 40% sotto l'impostazione High-Heat.

Figura 41. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico del 60% sotto l'impostazione High-Heat.

Figura 42. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico dell'80% sotto l'impostazione High-Heat.

Queste figure consistono rispettivamente in temperature di combustibile, temperatura dell'urto e risultati di misurazione dell'infiammabilità per i test di carica del 40%, 60% e 80%. Va notato che nel test del pannello composito a carburante del 60% i primi 21 minuti di dati sono stati persi a causa di un malfunzionamento del sistema di acquisizione dati.

Come osservato nei risultati della prova della camera climatica, le temperature d'ullage sono significativamente elevate in ogni prova del serbatoio in composito, infatti, la temperatura dell'ullage nel serbatoio in composito è tra 40°F (22°C) e 60°F (33°C) superiore a quella dei serbatoi in alluminio. Tuttavia,

le temperature medie del combustibile variano di soli 10°F (5°C) e mostrano un aumento inferiore della temperatura rispetto a quelle mostrate dall'ullage. Le misurazioni THC in ciascuno dei test del serbatoio in alluminio variano solo leggermente per tutta la durata della prova, mentre nei test dei serbatoi in composito possono essere osservati incrementi estremamente elevati.

Come avviene il flusso dell'aria attraverso la galleria del vento, sono state osservate significative e quasi immediate diminuzioni della temperatura dell'ullage in entrambi i serbatoi. Questi cambiamenti per il serbatoio in alluminio sono tuttavia abbastanza ridotti, poiché la differenza di temperatura rispetto all'ambiente è molto inferiore a quella dei serbatoi in composito. Le variazioni di temperatura del carburante nei serbatoi, in composito e in alluminio, mostrano un piccolo cambiamento durante l'operazione del tunnel del vento. Ancora una volta, ciò è dovuto alla scarsa differenza tra la temperatura del carburante e dell'ambiente. Le misurazioni del THC nei test del serbatoio di combustibile in alluminio hanno mostrato una modifica minima, mentre le misurazioni nei test del serbatoio del combustibile composito hanno mostrato una diminuzione rilevante, corrispondente alla notevole diminuzione della temperatura dell'ullage. Anche con questa rapida diminuzione del THC, tuttavia, il serbatoio di carburante è rimasto nella regione infiammabile, per qualche tempo dopo che è stato avviato il flusso d'aria. Nel caso di carico dell'80%, il serbatoio di carburante è rimasto nella zona infiammabile per quasi 25 minuti dopo che è stata raggiunta il 90% della capacità dei motori.

5.2.3. Risultati delle prove con materiale non verniciato – impostazione a bassa temperatura

Come nei risultati del test ad alta temperatura, sono state osservate elevate temperature dell'ullage in ogni prova del serbatoio in composito. Come previsto, le temperature non erano elevate come negli esami ad alta temperatura. In ogni prova, la temperatura dell'ullage nel serbatoio in composito era tra i 15°F (8°C) - 30°F (17°C) superiori a quelle provenienti dai serbatoi in alluminio (le temperature medie, del combustibile, variano di circa 10°F (5°C) e hanno mostrato molto meno aumento della temperatura rispetto a quello mostrato dall'ullage). Come avviene il flusso dell'aria attraverso la galleria del vento, i serbatoi di combustibile si comportavano in modo molto simile a quanto osservato nelle prove ad alta temperatura; tuttavia, la diminuzione della temperatura in entrambi i serbatoi di carburante è stata meno severa, poiché le temperature iniziali sono state significativamente ridotte a causa della minore temperatura.

I profili THC mostrano tendenze simili. In ogni prova, il serbatoio in composito ha raggiunto un picco tra il 2% e il 2,25% di C_3H_8 per poi diminuire con il passaggio dell'aria attraverso il tunnel del vento. I test del serbatoio di combustibile in alluminio, invece, hanno raggiunto un picco tra l'1,2% l'1,4% C_3H_8 e sono rimasti relativamente costanti per tutto il resto della prova.

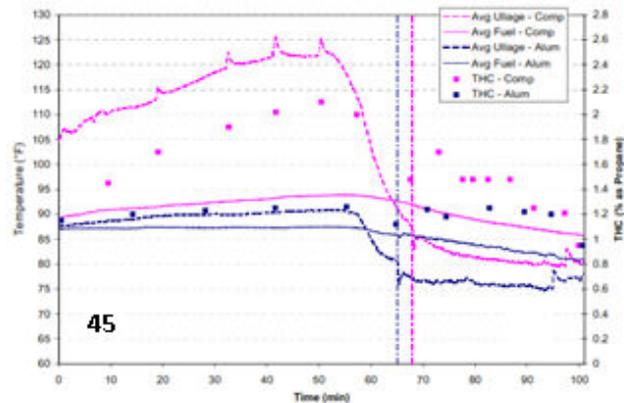
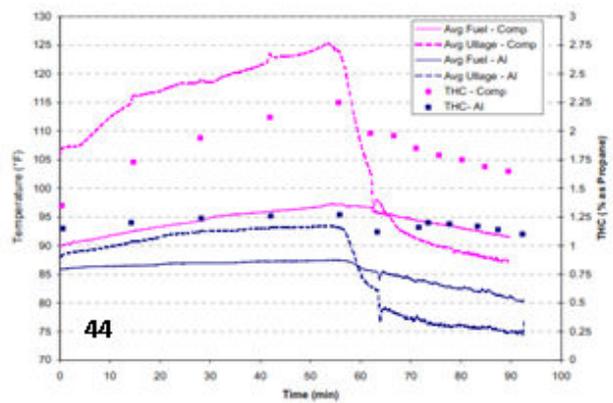
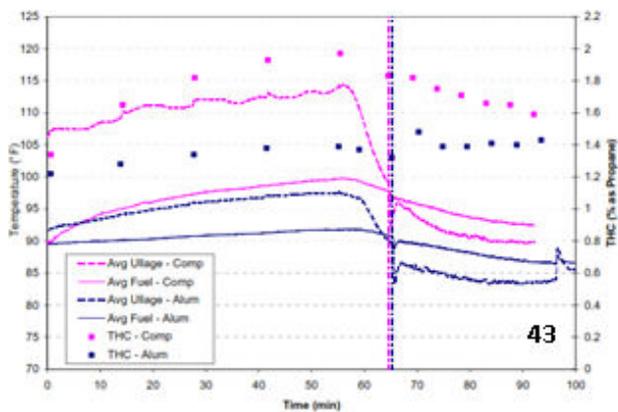


Figura 43. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico del 40% sotto l'impostazione Low-Heat.

Figura 44. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico del 40% sotto l'impostazione Low-Heat.

Figura 45. Confronto dei risultati del serbatoio in alluminio e composito per un carico del 40% sotto l'impostazione Low-Heat.

5.2.4. Risultati delle prove con alluminio super-riscaldato

È stato condotto un singolo test con il materiale in alluminio nudo e con un carico di carburante del 60% in cui il serbatoio è stato riscaldato in modo da generare temperature di ullage simili a quelle osservate nel test del serbatoio in composito (e avere misure del THC simili a quelle misurate con il serbatoio in composito).

Sebbene le temperature del combustibile e dell'ullage siano abbastanza simili con entrambi i serbatoi, la concentrazione di THC del serbatoio di combustibile in alluminio non raggiunse mai lo stesso livello del serbatoio in composito. Il serbatoio in alluminio, ha raggiunto un valore di circa il 2,6% di C_3H_8 mentre il serbatoio in composito ha raggiunto il valore di circa il 3,2% di C_3H_8 . Quando l'aria comincia a fluire, i profili hanno un comportamento simile.

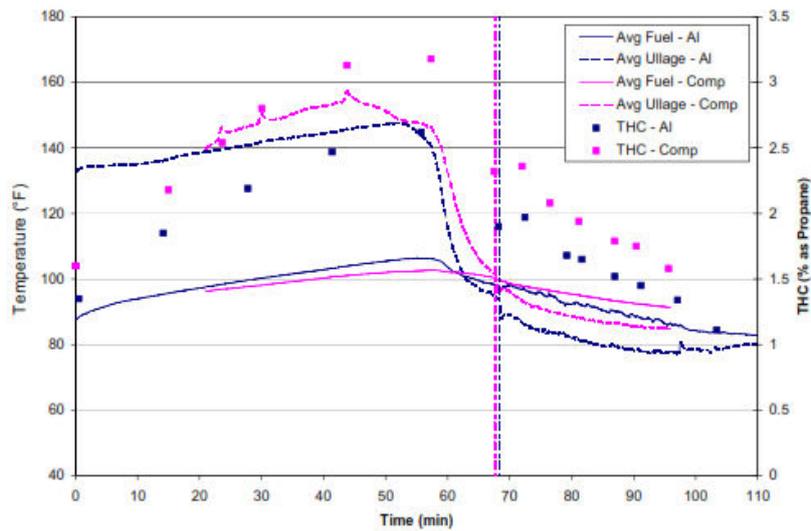


Figura 46. Confronto tra i serbatoi in alluminio super-riscaldato e in composito, ad alta temperatura, con un carico del 60%.

5.2.5. Risultati delle Prove con Materiale Verniciato

Sono stati condotti altri test per esaminare l'impatto del colore di finitura del materiale verniciato sulla temperatura del serbatoio e sulle concentrazioni di THC. Primer e vernice bianca, sono stati applicati ai pannelli in composito, per determinare se una vernice di colore chiaro influenza la conservazione del calore del materiale, rendendo il suo comportamento più simile all'alluminio non verniciato. Allo stesso modo, primer e vernice nera sono stati applicati ai pannelli in alluminio per determinare se un colore più scuro causa delle temperature e delle misurazioni di THC simili a quelle del materiale composito scuro (che era di colore nero).

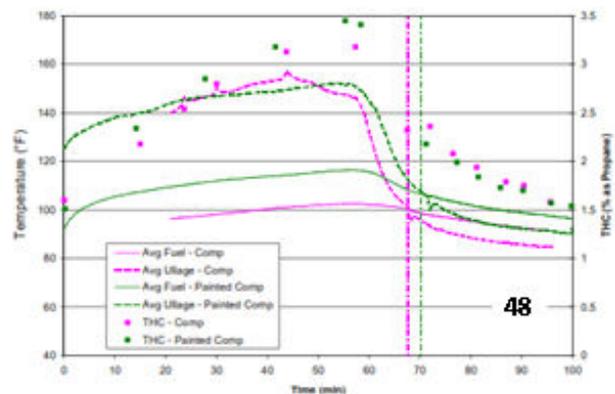
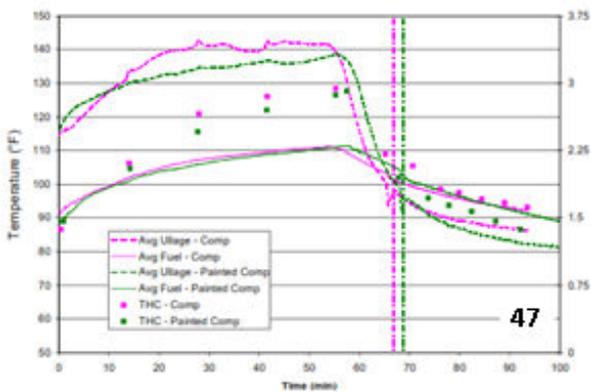


Figura 47. Confronto tra i serbatoi in composito verniciato e nudo, per un carico di carburante del 40% sotto l'impostazione ad alta temperatura.

Figura 48. Confronto tra i serbatoi in composito verniciato e nudo, per un carico di carburante del 60% sotto l'impostazione ad alta temperatura.

Da queste figure, è evidente che i pannelli verniciati non avevano sostanzialmente alcun effetto sulle temperature e sulle misurazioni di THC risultanti. La temperatura del carburante, nel test del carico del carburante del 60%, ha mostrato una certa variazione, risultante una temperatura di combustibile leggermente superiore di circa 15°F (8°C).

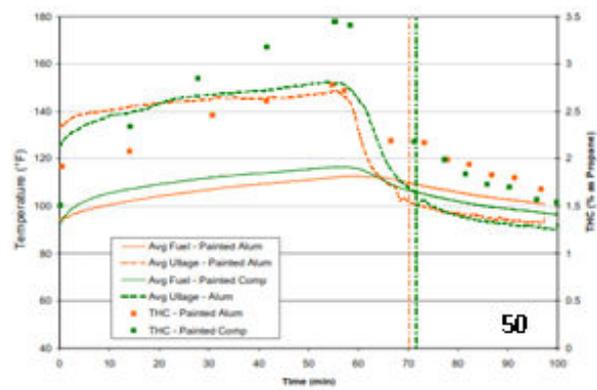
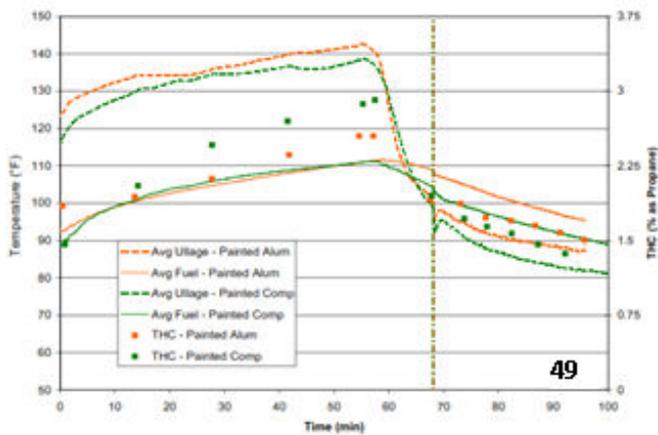


Figura 49. Confronto tra i serbatoi in alluminio e composito verniciati, per un carico di carburante del 40% sotto l'impostazione ad alta temperatura.

Figura 50. Confronto tra i serbatoi in alluminio e composito verniciati per un carico del carburante del 60% sotto l'impostazione ad alta temperatura.

6. SINTESI DEI RISULTATI

- I risultati delle prove in camera climatica, hanno mostrato che la temperatura della superficie esterna del serbatoio in composito raggiunge temperature molto più elevate quando sottoposti alla stessa fonte di calore radiante. Questo a causa di un aumento della temperatura interna all'ullage e porta a misurazioni del THC significativamente più elevate. Il serbatoio in alluminio, non ha mai raggiunto il limite d'infiammabilità inferiore (pari a circa il 2,0%) durante l'intero ciclo di riscaldamento di 5 ore, mentre il serbatoio composito raggiunge il limite entro circa 45 minuti dal riscaldamento e un picco di THC di oltre il doppio rispetto al serbatoio di combustibile in alluminio.
- Le prove ad aria indotta hanno mostrato cambiamenti simili nella temperatura iniziale e nei profili THC dopo il riscaldamento della superficie dall'alto. Le misurazioni del THC in ogni prova del serbatoio in alluminio variano molto leggermente per tutta la durata della prova mentre, nei test di serbatoi in composito sono stati osservati incrementi molto elevati durante il riscaldamento. Quando è stato avviato il tunnel del vento, è stata osservata una diminuzione della temperatura dell'ullage. La più grande diminuzione della temperatura dell'aria è avvenuta nel serbatoio in composito perché aveva una grande differenza di temperatura rispetto all'ambiente. Il THC nei test del serbatoio in alluminio ha mostrato una variazione minima, mentre le misurazioni nei test del serbatoio in composito hanno mostrato una diminuzione rilevante, che ha seguito strettamente la grande diminuzione della temperatura dell'ullage. Anche con questa rapida diminuzione del THC, il serbatoio del combustibile composito è rimasto nella zona infiammabile fino a 25 minuti al 90% della capacità del tunnel del vento.
- In ogni prova, la temperatura media dell'ullage nel serbatoio in composito era tra i 15° (8°C)-30°F (17°C) più alta del serbatoio in alluminio. Le temperature medie del combustibile variano di circa 10°F (5°C).
- Un singolo test è stato condotto con il materiale in alluminio nudo e con un carburante del 60% in cui era riscaldato per ottenere valori simili a quelli osservati nel serbatoio in composito. Tale test ha mostrato che in condizioni opportune, un serbatoio in alluminio potrebbe determinare temperature e misurazioni del THC, che somigliano a quelle di un serbatoio in composito durante il raffreddamento in condizioni di volo simulate.
- Inoltre, sono stati condotti test per esaminare l'impatto del colore del materiale verniciato sulla temperatura del serbatoio e, le concentrazioni, di THC. Primer e vernice bianca, sono stati applicati

ai pannelli compositi per determinare se una vernice di colore chiaro ha influenzato la conservazione del calore del materiale, rendendo il suo comportamento simile a quello dell'alluminio scoperto. Allo stesso modo, primer e la vernice nera sono stati applicati ai pannelli in alluminio per determinare se un colore più scuro provoca la temperatura e il THC più simile al materiale composito nudo, nero. Questi test hanno mostrato che i pannelli compositi verniciati non avevano sostanzialmente alcun effetto sulle temperature e sul THC risultanti.

Tuttavia, i risultati del test del serbatoio in alluminio verniciato, hanno mostrato un effetto notevole, rendendo il serbatoio più simile al serbatoio in composito rispetto al serbatoio in alluminio nudo. I profili della temperatura e dell'ullage, come anche le misurazioni THC del serbatoio in alluminio verniciato, assomigliano molto a quelli del serbatoio in composito verniciato.

- I test hanno dimostrato che i serbatoi di combustibile in composito, a prescindere dal colore di verniciatura, sono notevolmente più infiammabili rispetto ai tradizionali serbatoi di combustibile in alluminio quando vengono riscaldati dall'alto perché trasferiscono il calore nel serbatoio di combustibile molto più facilmente. Tuttavia, i risultati hanno anche mostrato che, nelle condizioni giuste, sia attraverso l'aggiunta di calore supplementare, sia con una variazione di colore di verniciatura, un serbatoio di combustibile in alluminio potrebbe comportarsi in modo simile a quello di un serbatoio di combustibile composito.

CAPITOLO II

In questo capitolo, vengono forniti modelli analitici e FEM,CFD per la determinazione dell'infiammabilità del serbatoio di combustibile di un velivolo e i lavori ad essi correlati.

2.1. MODELLI ANALITICI

2.1.1. METODO WELL-STIRRED E METODO F/A DISTRIBUITO, Thomas C. Kosvic, Laurence B. Zung, Melvin Gerstein et al. (1971).

1. DEFINIZIONE DEL PROBLEMA DI PERICOLO E METODO D'APPROCCIO

Generalmente, dopo che il processo di riempimento del serbatoio sul terreno è completato, si trova un'uniforme miscela di vapore di combustibile/aria di equilibrio all'interno dello spazio ullage. Vale a dire, la pressione parziale del combustibile corrisponde a quella del vapore del combustibile liquido. Durante il riempimento il grado di agitazione e di spruzzatura è sufficiente a permettere che quest'assunto sia molto buono.

Come l'aereo sale di altitudine, i serbatoi di sfiato, sono in grado di sostenere solo uno sbalzo differenziale a bassa pressione della miscela, che consiste nella composizione iniziale della miscela di combustibile. Se il tasso di evaporazione dalla superficie del carburante è basso, il rapporto carburante/aria entro l'ullage, sarà quasi uniforme e la miscela che uscirà dal serbatoio all'atmosfera, corrisponderà sostanzialmente ai valori iniziali. Come l'evaporazione si verifica, il rapporto carburante/aria aumenta come il vapore del carburante tenta di raggiungere la sua pressione di equilibrio all'interno dell'ullage. A causa dell'evaporazione, e in funzione del tasso locale di evaporazione, il rapporto carburante/aria può rimanere relativamente costante o aumentare.

Un terzo fenomeno che tende a complicare questo modello piuttosto semplificato è che quando la pressione diminuisce all'interno dell'ullage, l'aria prima sciolta nel carburante esce dalla soluzione e contribuisce al contenuto di ossigeno nello spazio ullage.

Le composizioni di vapore combustibile sono state ipotizzate sempre, in corrispondenza dei loro valori di equilibrio o di pressione vapore all'interno dell'ullage. Pertanto, i serbatoi considerati sicuri basati sulle condizioni di equilibrio possono essere estremamente vulnerabili a causa del "ritardo evaporativo", per cui la pressione parziale del combustibile nello spazio di ullage non può mantenere il suo valore di equilibrio corrispondente alla temperatura del liquido. Poiché il volume nel serbatoio di combustibile cambia in modo continuo, una piccola quantità di aria deve essere sfiatata continuamente nel serbatoio per garantire la compensazione della pressione con l'aria esterna.

Durante la parte di discesa del volo, una grande quantità di aria viene fatta entrare nel serbatoio con una grande turbolenza, generando un'agitazione all'interno dell'ullage. Grandi gradienti di concentrazione devono necessariamente esistere durante questa parte del volo, perché il serbatoio di collegamento in aria è, sostanzialmente o totalmente privo di vapori di combustibile e in qualche parte all'interno del serbatoio di combustibile esistono vapori di carburante a concentrazioni di equilibrio vicine. Poiché i processi di diffusione sono lenti rispetto alle velocità che si hanno durante la discesa (velocità del getto da 10 a 15 ft/sec), è possibile che i vapori di combustibile possano essenzialmente riunirsi nelle regioni, se esistono, a valori superiori a quelli corrispondenti alla loro pressione di vapore di equilibrio.

1.1. Valutazione dei Rischi

La filosofia di base è definire il tempo e la dipendenza spaziale dei rapporti di miscela di carburante/aria all'interno dello spazio di un serbatoio specifico per il profilo di volo in esame. Il grado di pericolo associato a un particolare serbatoio è quindi basato sull'interpretazione dei profili delle miscele in termini di curve di accensione pubblicate per il particolare combustibile utilizzato e la forza prevista delle sorgenti di accensione. Il grado di pericolo è quindi basato sulla percentuale del volume di ullage che si trova all'interno della regione combustibile, all'aumento della pressione associato alla combustione di questa miscela (se avviene) e al massimo della pressione che la struttura del serbatoio può sopportare.

I processi di valutazione del pericolo di vulnerabilità di un serbatoio di carburante possono essere suddivisi in cinque categorie.

In primo luogo è la posizione della geometria e della dimensione dello sfiato per il particolare serbatoio in esame. La geometria del serbatoio è descritta in termini di una tabella di volume ullage rispetto alla quantità di combustibile. Un insieme di condizioni iniziali, temperatura e volume utilizzati per avviare i calcoli, completa i dati d'input e definisce la composizione iniziale della miscela di equilibrio.

Una seconda serie di dati d'input sono le proprietà del combustibile. Questi includono la pressione del vapore e il calore dell'evaporazione rispetto alla temperatura del liquido del particolare carburante esaminato, oltre a: calore specifico del vapore, peso molecolare del vapore, coefficiente di diffusione dei vapori del carburante nell'aria e la quantità di aria disciolta all'interno del carburante.

Un terzo set di parametri di controllo, sono gli indicatori di volo come la cronologia di altitudine, la cronologia del numero di Mach, la temperatura della pelle e della struttura interna, la frequenza di ritiro del carburante e il programma di vibrazioni associato al particolare serbatoio di carburante in fase di studio.

Un quarto elemento richiesto è l'intervallo d'infiammabilità per il particolare combustibile oggetto di studio.

Un quinto elemento dei dati d'input richiesti per la vulnerabilità è l'intervallo di forza della sorgente d'ignizione prevista durante un determinato volo. Attualmente sono utilizzati in termini di efficacia di energia d'accensione.

A tempi specifici, durante l'interpolazione nel calcolo nelle curve limite di accensione per la forza di origine specificata, si determinerà la pericolosità per quel tempo.

La valutazione del pericolo può quindi essere effettuata sulla base del prodotto di quattro quantità, riportato di seguito:

$$Hazard = Pa * Pft * Pign * \frac{\Delta Pad}{\Delta Pref}$$

La prima è la probabilità che un aereo sia colpito, la seconda è la probabilità che il colpo sia nel serbatoio del carburante, la terza è la probabilità che il serbatoio si accenda e la quarta quantità, è l'aumento di pressione dovuto alla combustione diviso l'aumento della pressione di riferimento, come limite strutturale del serbatoio.

La terza e la quarta quantità sono valutate con il modello F/A, mentre il primo e il secondo devono essere prescritti dall'utente.

La quantità P_{ing} riferisce la forza e l'ubicazione della sorgente di accensione alla mappa d'infiammabilità dell'urto. Tre ipotesi per la stima di questa quantità sono utilizzate prima dell'inserimento di eventuali dati aggiuntivi. La prima è che ciò che entra in una regione non combustibile non provoca l'accensione (senza agitazione della miscela dell'ullage). La seconda è che la sorgente di accensione può essere caratterizzata da qualsiasi energia equivalente di "scintilla". La terza è che i limiti di accensione pubblicati e le relazioni tra i limiti di accensione e le energie di sorgente di accensione sono applicabili.

La quarta quantità, $\Delta P_{ad}/\Delta P_{ref}$, è un aumento di pressione dovuto alla combustione adiabatica all'interno dell'ullage, suddiviso in una pressione di riferimento come il limite strutturale del serbatoio.

2. STRUMENTI E METODI DI SPERIMENTAZIONE

Un impianto di prova del serbatoio di carburante, in grado di simulare i profili di volo supersonici, sviluppato in precedenza, è stato modificato per permettere il campionamento della miscela di vapore nell'ullage e per valutare l'effetto della vibrazione del serbatoio.

L'intera configurazione del test è costituita dai seguenti sei sistemi:

1. Serbatoio sperimentale a temperatura controllata.
2. Sistema di vibrazione del serbatoio.
3. Ventilazione dell'aria e il sistema di condizionamento della temperatura del combustibile.
4. Sistema di pressurizzazione serbatoio (altitudine).
5. Sistema di campionamento.
6. Strumentazione di registrazione.

2.1. Serbatoio sperimentale a temperatura controllata

Durante l'intero programma di prova è stato utilizzato un serbatoio di combustibile esotermico, in acciaio inossidabile (304), di diametro 2', lunghezza 5' e spessore 3/16'. La capacità del serbatoio era di circa 110 galloni, ed è stata progettata per resistere alla pressione interna di 120 psia.

Entrambe le estremità del serbatoio per l'osservazione sono state fornite di vetro pyrex 8 1/2' di diametro. Sono previste aperture, progettate (appositamente) per il montaggio della strumentazione.

La temperatura della parete del serbatoio sperimentale è stata controllata attraverso l'uso di riscaldatori a resistenza elettrica e di bobine di raffreddamento, usando acqua come refrigerante.

La capacità di riscaldamento totale per i riscaldatori a resistenza è stata di 39 kW.

2.2. Sistema di vibrazione del serbatoio

Per simulare le condizioni dinamiche, il banco di prova è stato modificato per incorporare un adattatore di vibrazione e un sistema di barre a molla. L'adattatore è stato collegato alla barra della molla per mezzo di quattro maniglie. La forza d'ingresso per ottenere le vibrazioni del serbatoio è stata generata da un generatore di vibrazioni meccaniche alimentato da un motore a corrente continua (con potenza di un cavallo). Il sistema di vibrazione è stato collegato al motore con un albero di trasmissione flessibile. Il vibratore era del tipo di reazione con pesi eccentrici in acciaio, regolabile in rotazione del contatore. Il

generatore aveva due alberi che sono stati ruotati in modo che la forza centrifuga dell'albero singolo venga risolta in una forza rettilinea normalmente al piano degli assi dell'albero. Variando la posizione delle catene, si potrebbero ottenere diverse frequenze di vibrazione. Le frequenze di vibrazione specificate e i livelli di vibrazione incontrati durante gli ambienti tipici di volo sono stati simulati regolando in modo proficuo le posizioni dei manicotti.

2.3. Sistema di condizionamento della temperatura dell'aria e del carburante

Per meglio simulare le condizioni di sfiato alle alte velocità di volo, è stato utilizzato uno scambiatore di calore, progettato per controllare le temperature dell'aria di sfiato. Questa modifica ha avuto anche il vantaggio aggiunto di evitare la condensa di combustibile allo sfiato originariamente non riscaldato. L'intero scambiatore di calore era di circa 20 piedi di lunghezza. I riscaldatori a striscia sono stati forniti lungo tutta la lunghezza dello scambiatore di calore e l'aria di sfiato è stata lasciata passare attraverso i tubi interni e, la temperatura desiderata dell'aria di sfiato è stata facilmente raggiunta variando la velocità di flusso dell'aria tra i tubi concentrici e l'uscita di calore dei riscaldatori a striscia.

Una valvola supplementare è stata installata per impedire che il vapore di carburante entri nello scambiatore di calore durante la fase di salita del profilo di volo. È stato installato un isolante termico per impedire la propagazione della fiamma nello scambiatore di calore.

Riscaldatori a immersione e un bagno dissipatore separato, sono stati usati per variare la temperatura del combustibile liquido. I riscaldatori a immersione sono stati installati all'interno del serbatoio sperimentale. La capacità di riscaldamento totale dei riscaldatori a immersione era di 26 kW. Per ottenere carburante liquido a temperature inferiori a quella della stanza, è stato utilizzato un bagno separato di dissipazione del calore. Un'unità di compressione frigorifera è stata utilizzata per condizionare la temperatura di una miscela di acqua-glicole all'interno del bagno di dissipazione di calore. Temperature inferiori di liquido sono state ottenute facendo circolare il carburante attraverso il bagno del dissipatore di calore.

2.4. Sistema di pressurizzazione (altitudine) del serbatoio

La velocità di salita desiderata del profilo di volo è stata ottenuta controllando la velocità di evacuazione fornita da una pompa a vuoto avente una capacità di 15,2 ft³/min. Una valvola a farfalla nella linea di evacuazione da 2' ha fornito il controllo della velocità di evacuazione.

La velocità di discesa è stata ottenuta isolando la pompa a vuoto e controllando la velocità di sfiato dell'aria attraverso l'acceleratore e il regolatore di discesa. Un sistema di spurgo dell'azoto è stato fornito per ridurre al minimo le possibili reazioni all'interno del serbatoio.

2.5. Sistema di campionamento

I livelli di aria combustibile della miscela vapore nell'ullage sono stati determinati usando un gas cromatografo portatile con un rivelatore di ionizzazione della fiamma. Sono stati usati diversi criteri importanti nella scelta dello strumento appropriato per misurare il rapporto carburante/aria della fase vapore, tra i quali: la precisione dei dati, la capacità di misurare un'ampia gamma di rapporti di combustibile/aria in condizioni di pressioni campionarie variabili, rapida velocità di campionamento, dimensioni minime del campione in modo da non disturbare i processi che avvengono all'interno del serbatoio, facilità di analisi dei dati e riduzione dei dati. Il gas cromatografo portatile utilizzato sembrava meglio soddisfare questi criteri.

La sonda di campionamento è stata fornita con cinque prese di campionamento. Queste aperture di campionamento sono state poste in varie posizioni selezionate all'interno dello spazio ullage. Per selezionare i campioni da analizzare, sono state utilizzate cinque valvole di selezione del campione, attivate elettricamente, in grado di operare in ambienti ad alta temperatura (400°F) (204°C). La linea di campionamento è stata direttamente collegata al cromatografo portatile, e condizionata a temperatura per evitare la formazione di condensa dei vapori di combustibile all'interno della stessa. I riscaldatori a strisce flessibili sono stati utilizzati e avvolti attorno alla linea per aumentarne la temperatura, necessaria per evitare la condensa di combustibile. L'unità di sequenziamento controllava automaticamente l'apertura e la chiusura delle valvole consentendo quindi l'analisi dei campioni di gas in sequenza (per la calibrazione è stato utilizzato il gas butano puro).

2.6. Strumenti di registrazione

Sono state fornite complessivamente diciassette termocoppie per misurare le temperature in varie posizioni interne del serbatoio. Le termocoppie esposte sono state fornite per il controllo della temperatura di fase del vapore e, sono utilizzate delle giunzioni remote per termocoppie che controllano la fase liquida e le temperature della parete. I conduttori a termocoppia erano di varie lunghezze e potrebbero essere regolati all'ingresso, raggiungere diverse parti dell'interno del serbatoio. All'interno delle pareti del serbatoio, sono state fornite 35 clip apposite per termocoppie, in modo che le termocoppie possano essere spostate da una posizione all'altra. Inoltre viene utilizzato un oscillografo per registrare le uscite delle termocoppie per brevi periodi.

Qualsiasi normale ignizione che potrebbe accadere all'interno del serbatoio di combustibile sperimentale sarebbe probabilmente indicata da bruschi cambiamenti di pressione e di temperatura all'interno del serbatoio. Tuttavia, spesso si sono verificate reazioni luminose inferiori, che non sarebbero state rilevate da uno dei parametri di cui sopra. Per rilevare queste reazioni a bassa intensità e per confermare l'avvenimento di qualsiasi normale ignizione, un tubo fotomoltiplicatore è stato installato al di fuori della finestra di osservazione a un'estremità del serbatoio di prova.

Il livello di vibrazione e la frequenza sono stati misurati utilizzando due accelerometri alimentati da amplificatori di carica. Sono state utilizzate due unità per verificare la modalità di oscillazione confrontando l'angolo di base tra i picchi di uscita. Queste unità sono state calibrate ad accelerazione di 1 g cadendo su un tampone morbido. Il livello d'accelerazione di volo libero era di 1 g. Un oscillografo multicanale è stato utilizzato per registrare l'output dell'accelerometro.

3. MODELLI TEORICI DEI PERICOLI DI FUOCO E DI ESPLOSIONE DEI SERBATOI DI CARBURANTE

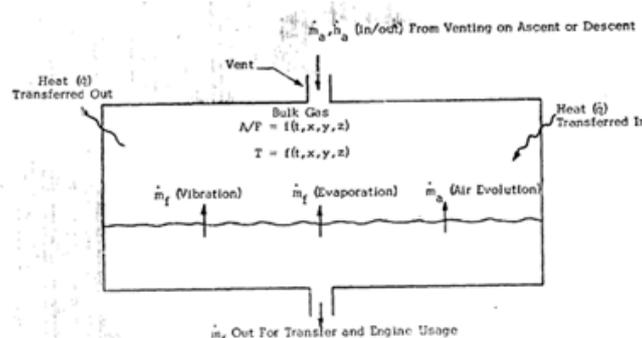


Figura 1. Processi di trasporto del carburante.

La principale fonte di vapore di combustibile è l'evaporazione dalla superficie liquida. Le gocce di carburante sono presenti anche a causa della vibrazione e del movimento del serbatoio. L'aria entra nel serbatoio, principalmente attraverso lo sfogo e l'evoluzione dell'aria originaria disciolta nel carburante liquido. Inoltre, le variazioni di pressione, le configurazioni del serbatoio, la temperatura del liquido, i tassi di prelievo del combustibile, il tipo di combustibile e il trasferimento di calore tra la struttura interna del serbatoio e la miscela di gas ullage, spesso svolgono ruoli molto significativi.

Per determinare i rischi d'incendio e di esplosione dei serbatoi di carburante per aeromobili, ognuno di questi fenomeni deve essere adeguatamente valutato e descritto.

Sono stati sviluppati due modelli separati e complementari per determinare le concentrazioni di carburante/aria all'interno dello spazio ullage, al fine di valutare i rischi d'incendio e di esplosione. Il primo modello descrive la situazione quando la miscelazione di aria e vapore di combustibile avviene molto rapidamente, senza sensibili gradienti di carburante/aria all'interno del volume di ullage. Questo modello well-stirred (ben mescolato) è particolarmente applicabile per descrivere la quota di salita e di livello del profilo di volo di serbatoi superficiali. Durante la crociera a quota costante, si possono verificare rilevanti gradienti di combustibile/aria all'interno dell'ullage. Un secondo modello o modello F/A distribuito, è stato sviluppato tenendo conto di questi gradienti di concentrazione all'interno dell'ullage. In questo modello, l'effetto del ritiro del combustibile è importante e il volume di aria ventilata nel serbatoio è regolato dal volume di combustibile liquido consumato dal motore. Questo modello rappresenta correttamente il campo di velocità creato dall'aria ventilata accoppiata all'effetto della diffusione molecolare.

3.1. MODELLO COMPUTERIZZATO WELL-STIRRED

Il modello well-stirred presuppone che lo spazio ullage sia riempito con una miscela omogenea di vapore e aria. Il modello si adatta perfettamente ai tassi di trasporto di massa e di energia a causa dell'evaporazione del combustibile, dello sfiato (dentro o fuori), del trasferimento di calore e del degasamento. Sono state inoltre previste disposizioni per formazioni di gocce nello spazio ullage a causa della vibrazione e dello scorrimento della vaschetta di condensa.

Il modello richiede i seguenti parametri come input:

- a. Profilo d'altitudine
- b. Storia della temperatura del liquido
- c. Storia della temperatura della superficie e della struttura
- d. Rapporti di pressione di vapore dei combustibili liquidi
- e. Peso molecolare effettivo del vapore combustibile
- f. Volume dell'ullage e superficie pianificata
- g. Dimensioni dello sfiato
- h. Stime dei coefficienti interni di trasferimento del calore, tra la struttura e il serbatoio.

3.1.1. Equazioni di Base

La frazione di massa dell'aria nell'ullage è definita come $z = m_a/m$ dove m_a è la massa totale dell'aria e m è la massa totale. Il vapore di carburante una frazione di massa è quindi $1 - z$ e il rapporto F / A è:

$$\frac{F}{A} = \frac{1 - z}{z} \quad (1)$$

La massa totale è data da:

$$m = \frac{P * V * \bar{M}}{R * T} \quad (2)$$

dove P, V, T sono rispettivamente pressione, volume e temperatura dell'ullage e \bar{M} è il peso molecolare medio definito come:

$$\bar{M} = \left(\frac{z}{M_a} + \frac{1-z}{M_f} \right)^{-1} \quad (3)$$

L'energia interna è data da:

$$e = \frac{m * \bar{c}_p * T}{\bar{\gamma}} \quad (4)$$

dove \bar{c}_p è il calore specifico medio:

$$\bar{c}_p = (1 - z) \cdot c_{pf} + z \cdot c_{pa} \quad (5)$$

e $\bar{\gamma}$ è il rapporto di calore specifico dato da $\frac{\bar{c}_p}{\bar{c}_v}$ oppure $\bar{\gamma} = \frac{1}{1 - \frac{R}{M * \bar{c}_p}}$ dove R è la costante universale dei gas.

Il tasso di variazione di $m, e,$ e z si trovano prendendo le derivate delle equazioni 2 e 4 e sono:

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}}{m} &= \frac{\dot{P}}{P} + \frac{\dot{V}}{V} - \frac{\dot{T}}{T} - \bar{M}_z \cdot \left(\frac{1}{M_a} - \frac{1}{M_f} \right) \\ \frac{\dot{e}}{e} &= \frac{\dot{m}}{m} + \frac{\bar{\gamma} \cdot \dot{z}}{\bar{c}_p} \cdot \left[(c_{pa} - c_{pf}) + R \cdot \left(\frac{1}{M_f} - \frac{1}{M_a} \right) \right] + \frac{\dot{T}}{T} \\ \dot{z} &= \frac{\dot{m}_a}{m} - \frac{z \cdot \dot{m}}{m} \end{aligned}$$

Dove $\dot{m}, \dot{e}, \dot{z}$ denotano $dm/dt, de/dt$ e dz/dt . Le frequenze temporali di variazione di $m, e,$ e m_a devono essere uguali al flusso netto di ciascuno nell'ullage.

3.1.2. Flusso di massa

Il flusso netto di massa è dato da: $\dot{m} = \dot{m}_v + \dot{m}_{ev} + \dot{m}_{og} - \dot{m}_{cond} + \dot{m}_{mist}$ dove gli indici indicano:

v = sfiato

ev = evaporazione del carburante liquido

og = scarico dal combustibile o soluzione liquida

$cond$ = condensazione di vapori di carburante

$mist$ = nebbia a causa di vibrazioni

$\dot{m}_{ev}, \dot{m}_{og}, \dot{m}_{cond}$ e \dot{m}_{mist} possono essere calcolate dalle condizioni note nell'ullage, una volta che opportune relazioni sono prescritte. \dot{m}_v tuttavia, dipende da specifici profili di volo e deve essere risolto simultaneamente con altre variabili. Implicito in questa formulazione, è che la pressione del serbatoio si avvicina alla pressione ambiente locale istantaneamente.

Per i serbatoi in cui questo non è vero, la pressione è quella del serbatoio. Il flusso netto dell'aria, nel volume di ullage, è la somma dell'aria di rilascio $\dot{m}_{og} * z_{og}$ e di sfiato $\dot{m}_v * z_v$, pertanto: $\dot{m}_a = \dot{m}_{og} * z_{og} + \dot{m}_v * z_v$

og indica la frazione di aria, nella miscela di rilascio del gas, dal combustibile liquido. z_v viene introdotto per distinguere la differenza tra l'evacuazione dell'aria nel volume di ullage come durante la discesa e i voli di livello (altitudine) e le miscele di carburante/aria che fuoriescono nell'atmosfera dal volume di ullage durante l'ascesa. Nel caso precedente dove solo l'aria entra nel serbatoio, $z = 1$. Nel caso successivo, z è uguale alla frazione calcolata dell'aria nella miscela ullage.

3.1.3. Flusso di energia

La prima legge della termodinamica per un sistema aperto può essere spiegata così:

$$Q + \sum \dot{m}_i * h_i = \dot{e} + W$$

dove Q è il tasso di trasferimento di calore al sistema, $\sum \dot{m}_i * h_i$ sono i flussi di energia netta associati alla massa in entrata e in uscita dal sistema, e \dot{e} è il tasso di cambiamento dell'energia interna. L'energia associata alle miscele di vapore che entrano e lasciano il volume di ullage può essere espressa come segue:

$$\sum \dot{m}_i * h_i = \dot{m}_v * c_{pv} * T_v + \dot{m}_{ev} * c_{pf} * T_f + \dot{m}_{og} * c_{pog} * T_f - \dot{m}_{cond} * (c_{pf} * T_f - \Delta h_f) \quad (\dot{m}_v * c_{pv} * T_v \text{ è il flusso di entalpia dovuto allo sfiato})$$

Quando la miscela di gas è sfiata dal serbatoio nell'atmosfera, c_p , T_v e m_v sono uguali alle rispettive proprietà di miscela di combustibile/aria all'interno dell'ullage. Nel caso in cui l'aria entra nel serbatoio, $\dot{m}_v = \dot{m}_a$, $C_{pv} = C_{pa}$ e T_v è determinata in base alla temperatura locale di recupero assorbita con il flusso supersonico dell'aeromobile. $\dot{m}_{ev} * c_{pf} * T_f$ indica il flusso di entalpia dovuto al vapore di carburante e al gas fuoriuscito dal carburante. La temperatura di questi gas è alla temperatura del combustibile liquido T_f .

La perdita di entalpia dovuta alla condensazione del vapore nell'ullage, è indicata da $\dot{m}_{cond} * (c_{pf} * T_f - \Delta h_f)$ dove Δh_f è il calore latente di vaporizzazione dei combustibili liquidi.

Il calore trasferito al volume dell'ullage è:

$$Q = \sum_{j=1}^n h_j * A_j * (T_j - T)$$

dove h_j è il coefficiente di trasferimento del calore, A_j è l'area esposta delle superfici interne del tetto e la T_j è la temperatura delle varie superfici del serbatoio.

W è trascurabile rispetto a Q ed è assunto uguale a zero. Sostituendo, otteniamo:

$$\dot{e} = \dot{m}_v * c_{pv} * T_v + \dot{m}_{ev} * c_{pf} * T_f + \dot{m}_{og} * c_{pog} * T_f - \dot{m}_{cond} * (c_{pf} * T_f - \Delta h_f) + \sum_{j=1}^n h_j * A_j * (T_j - T)$$

3.1.4. Tasso di evaporazione (m_{ev})

Il tasso di vapore evaporato, dal carburante liquido al volume ullage, è direttamente proporzionale alla differenza della pressione di vapore del combustibile liquido p_f^* e della pressione parziale del vapore di combustibile della miscela di gas nell'ullage, p_f

$$\dot{m}_{ev} \cdot p_f^* - p_f = A \cdot k_g \cdot (p_f^* - p_f) \cdot M_f \quad *$$

il coefficiente di trasferimento di massa k_g , è dato da: $k_g = \frac{Dv^*p}{R^*T^* \overline{p_a} \cdot \delta}$

dove Dv è la diffusività molecolare e δ è lunghezza caratteristica di trasferimento. $\overline{p_a}$ è la pressione media parziale logaritmica data da: $\overline{p_a} = \frac{p_f - p_f^*}{\ln \frac{p_f}{p_f^*}}$.

La prima parte di questa equazione, (*), descrive la velocità di evaporazione del combustibile liquido, compreso l'effetto di "soffiaggio" dell'aria di sfiato sulla superficie del liquido. Questo è considerato variando la lunghezza di trasferimento caratteristica δ che diminuisce con una velocità crescente sulla superficie.

3.1.5. Degasaggio dell'aria disciolta nel carburante liquido (m_{og})

L'evoluzione dell'aria (ossigeno) nel volume di ullage è descritta dalla relazione di Henry, cioè la massa di gas disciolta da un dato volume di solvente, ad una determinata temperatura, è proporzionale alla pressione del gas in equilibrio con la soluzione. Si può forse derivare che il tasso di soluzione o evoluzione è correlato al tasso di variazione della pressione del gas sopra il liquido.

3.1.6. Condensazione (m_{cond}) e Nebulizzazione (m_{mist})

La condensazione di vapori di combustibile all'interno dello ullage nella superficie liquida può avvenire per due motivi: (1) gli effetti di sfogo e velocità possono riunire i vapori di combustibile in un punto particolare in cui esistono ad una concentrazione superiore a quella corrispondente alla pressione del vapore e (2) quando il carburante liquido ha una temperatura inferiore alla temperatura di saturazione, il vapore di combustibile si condensa sulla superficie del liquido.

Nel modello in discussione (Well-Stirred), i gradienti di concentrazione all'interno del serbatoio sono trascurabili. La condensa può verificarsi se il carburante è inizialmente ad una temperatura elevata corrispondente ad una elevata pressione di vapore e a causa dei fenomeni di volo la temperatura del liquido diminuisce rapidamente. La nebulizzazione (o miscela bifasica) all'interno del serbatoio del carburante può verificarsi a causa di due processi. Il primo, è che una rapida salita dell'aereo provoca un'espansione dei gas nell'ullage, riducendo rapidamente la temperatura. Se la temperatura viene abbassata al punto di rugiada dei vapori di combustibile, si verificherà una miscela a due fasi. Il secondo metodo è quello d'iniezione meccanica di particelle liquide nell'ullage, dovuto a onde generate da vibrazioni e scuotimento, caratteristiche associate a serbatoi di carburante durante normali condizioni di volo. È noto che la formazione della nebbia può estendere significativamente il limite d'infiammabilità, ma poco si sa circa la velocità o la quantità di nebbie che possono esistere nell'ambiente del serbatoio di combustibile.

3.1.7. Equazioni direttive

$$\frac{z \dot{m}}{m} + \dot{z} - \frac{z \dot{V}}{m} \dot{m}_v = \frac{\dot{m}_{og} z_{og}}{m} \quad (23)$$

$$\begin{aligned} \frac{\dot{m}}{m} + \frac{\bar{y} \dot{z}}{\bar{c}_p} \left[(c_{p_a} - c_{p_f}) + R + \left(\frac{1}{M_f} + \frac{1}{M_a} \right) \right] - \frac{T}{T} \\ - \frac{\dot{m}_v c_{p_v} T}{m \bar{c}_p T} \bar{y} = \frac{\bar{y}}{m \bar{c}_p T} \left[\dot{m}_{ev} c_{p_f} T_f + \dot{m}_{og} c_{p_{og}} T_f - \dot{m}_{cond} (c_{p_f} T - \Delta h_f) \right. \\ \left. + \sum_{j=1}^n h_j A_j (T_j - T) \right] \quad (24) \end{aligned}$$

$$\frac{\dot{m}}{m} + \frac{\dot{T}}{T} + \bar{M} \dot{z} \left(\frac{1}{M_a} - \frac{1}{M_f} \right) = \frac{\dot{P}}{P} + \frac{\dot{V}}{V} \quad (6)$$

$$\dot{m} - \dot{m}_v = \dot{m}_{ev} + \dot{m}_{og} - \dot{m}_{cond} \quad (9)$$

Le equazioni di governo (23) e (24), le equazioni (6) e (9) sono state numericamente integrate per risolvere le quattro seguenti quantità: \dot{m} , T , z e \dot{m}_v . Nei calcoli eseguiti finora, \dot{m}_{mist} e \dot{m}_{cond} sono assunte trascurabili. Il programma è in grado di valutare l'effetto di nebulizzazione e condensazione, una volta che le espressioni appropriate che descrivono questi fenomeni sono state sviluppate.

3.1.8. RISULTATI DEL PROGRAMMA COMPUTERIZZATO WELL-STIRRED.

Una serie di prove computerizzate, è stata fatta usando il Well-Stirred Computer Program per dimostrare gli effetti dei diversi fenomeni importanti descritti nella formazione del modello.

Il profilo di volo del caso di campionamento consisteva in: una porzione di salita di 20 minuti alla velocità 2000 piedi/min fino a 40.000 ft di altitudine, un volo di 60 minuti a 40.000 ft di altitudine e una porzione di discesa di 40 minuti alla velocità di 1000 ft/min. Si ipotizza che l'aereo acceleri linearmente dalla velocità zero a Mach 0.9 (che è la velocità di crociera) durante la porzione di ascesa di 20 minuti e decelerati linearmente da Mach 0.9 a velocità zero durante la porzione di discesa di 40 minuti. Le pareti superiori e laterali del serbatoio erano inizialmente a 110°F (43°C).

La Figura 2 mostra le variazioni di rapporto carburante/aria per tutto il profilo di volo completo per una temperatura costante del carburante a 110°F (43°C) e rispettivamente a 50°F (28°C) senza ritiro del combustibile e senza degasamento dell'aria. Le linee solide sono rapporti di carburante/aria di equilibrio, vale a dire la pressione parziale del combustibile, corrisponde alla pressione del vapore alla temperatura del carburante liquido. Le curve tratteggiate mostrano i rapporti di combustibile/aria calcolati. Si nota che i rapporti di combustibile/aria calcolati sono significativamente inferiori a quelli corrispondenti all'equilibrio. Questo "fenomeno di ritardo" è il risultato della bassa volatilità dei combustibili Jet A. Il tasso di evaporazione del combustibile Jet A è molto lento, poiché richiede ore affinché la miscela nell'ullage raggiunga le concentrazioni di vapore di equilibrio (la linea solida in Figura 2) dopo una normale salita. Si prevede che questo fenomeno di ritardo sarebbe molto meno pronunciato per i combustibili molto volatili come un JP4.

La figura 3 mostra l'effetto del ritiro del combustibile a 7 gal/min (curva 3) e il ritiro del combustibile con degasaggio (curva 4). La temperatura del carburante liquido è di 110°F (43°C). Inoltre in figura sono mostrati i rapporti di combustibile/aria di equilibrio (curva 1) e rapporti di combustibile/aria calcolati senza ritiro del combustibile e aria degasata per il confronto. Il ritiro del combustibile si trova a svolgere un ruolo rilevante nei rapporti di combustibile/aria dell'ullage. I risultati mostrano che quando il carburante è ritirato dal serbatoio per simulare il consumo di carburante del motore, l'aumento del volume dell'ullage è per lo più riempito con aria. Ciò riduce notevolmente i rapporti di combustibile/aria nell'ullage.

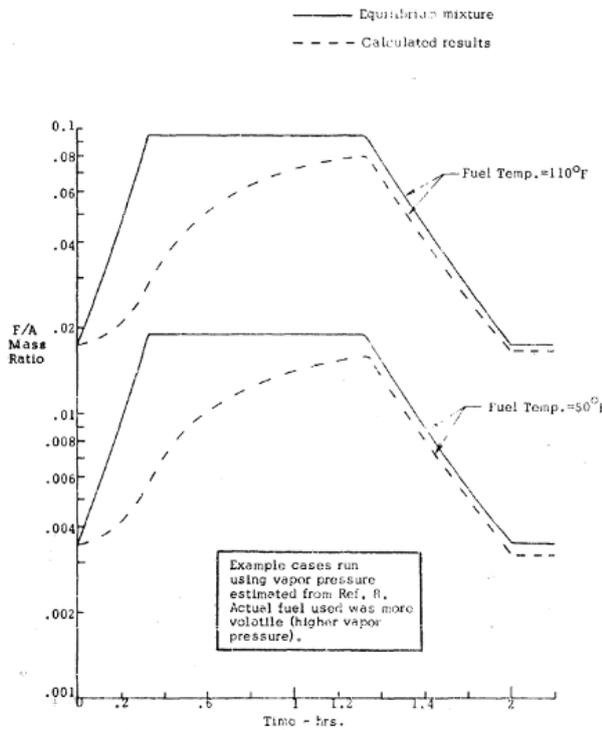
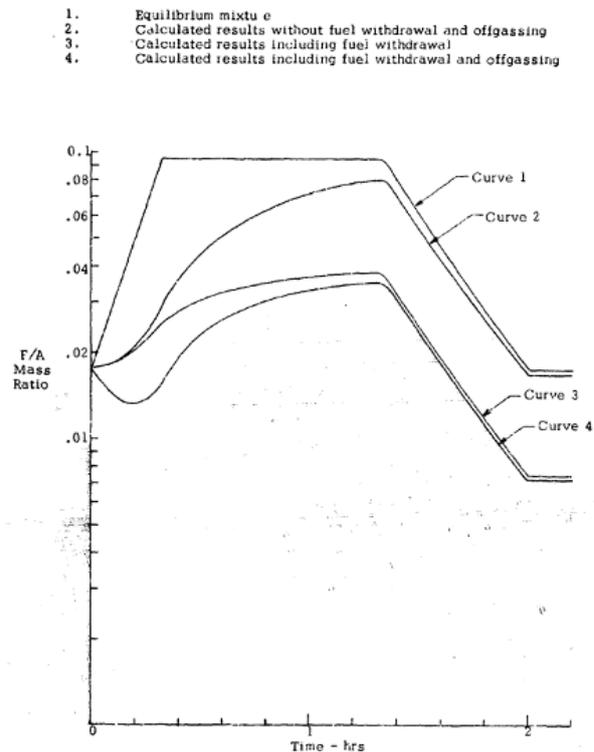


Figura 3. Variazione del rapporto carburante/aria per il combustibile Jet A a 110°F (43°C).

Figura 2. Variazione del rapporto carburante/aria durante il livello di salita e discesa per il carburante JetA.



L'effetto del ritiro del combustibile riduce anche significativamente i rapporti di carburante/aria durante la fase di discesa del profilo di volo.

La curva 4 mostra le variazioni del rapporto carburante/aria all'interno dell'ullage tenendo conto dell'effetto del ritiro del combustibile e del gas di scarico dell'aria disciolta nel carburante liquido. L'effetto del degasaggio dell'aria viene notato soprattutto durante l'ascesa, poiché l'eliminazione del gas avviene solo quando c'è una diminuzione della pressione parziale dell'aria ullage.

I risultati hanno dimostrato l'esistenza di fenomeni di ritardo a causa dell'esaurimento lento del carburante. Inoltre è stato dimostrato l'effetto dell'aumento del volume di ullage a causa del ritiro del combustibile e dell'effetto dell'aggiunta di aria nell'avamposto a causa dell'evoluzione dell'aria disciolta all'interno del carburante. I valori selezionati per il parametro che controllano ciascuno di questi trasporti sono i migliori disponibili di allora e il programma informatico può essere utilizzato per prevedere l'esistenza di miscele combustibili all'interno dei serbatoi di carburante per aeromobili.

3.2. MODELLO F/A DISTRIBUITO

Durante la crociera a quota costante, si possono verificare gradienti di combustibile/aria rilevanti all'interno del volume di ullage. Ciò è particolarmente vero per alcune configurazioni del serbatoio in cui il rapporto tra volume di ullage e la superficie liquida esposta è grande.

3.2.1. Equazioni di base

Si consideri il volume dell'ullage suddiviso in due componenti: vapore di combustibile e aria. Si definisce ρ come la densità della miscela di gas e, ρ_f e ρ_a come le densità del vapore di combustibile e dell'aria nel volume dell'ullage. Quindi:

$$\rho = \rho_f + \rho_a$$

Definendo $C_f = \rho_f / \rho$ e $C_a = \rho_a / \rho$ otteniamo:

$$C_f + C_a = 1$$

Utilizzando i termini di notifica del modello well-stirred, abbiamo: $m_a = c_a * V$, $m_f = c_f * V$ e $m = c * V$. L'equazione di continuità espressa in termini di C_f , diventa:

$$\rho * \frac{\partial C_f}{\partial t} + \rho * \bar{q} * C_f = (\rho * D * C_f) \quad (27)$$

dove D indica il coefficiente di diffusione binario del combustibile e dell'aria e \bar{q} indica la velocità convettiva all'interno dell'ullage. \bar{q} è introdotto principalmente attraverso l'aria di sfiato del serbatoio perché il carburante liquido è costantemente ritirato dal serbatoio per il consumo del motore. \bar{q} è quindi normalmente piccolo e si presume che la pressione P , della miscela di gas, sia uniforme.

L'equazione (27) può quindi essere semplificata:

$$\frac{\partial C_f}{\partial t} + \bar{q} * v * C_f = D * v^2 * C_f \quad (28)$$

L'equazione (28) è integrata numericamente per una pressione e una cronologia di temperatura $P(t)$ e $T(t)$, e un campo di flusso di velocità definito da q , basato sulla configurazione del serbatoio e lo sfiato dell'aria nel serbatoio.

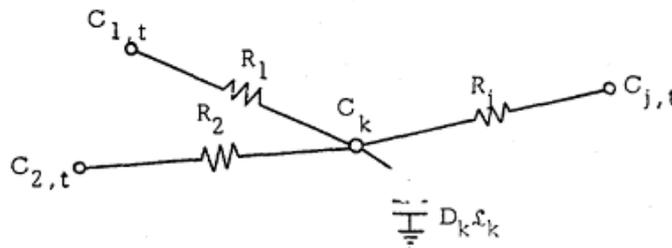
3.2.2. Metodo di soluzione per l'equazione (28)

Il programma di analisi termica, in precedenza sviluppato per calcolare la distribuzione di temperatura transitoria in configurazioni di complessità arbitraria, è stato modificato per includere l'effetto del flusso convettivo \bar{q} ed è stato utilizzato per risolvere l'equazione (28), per determinare i gradienti di

concentrazione di carburante/aria all'interno dell'ullage. Questo programma risolve le equazioni in forma di differenza finita mediante un metodo di differenza finita analogica di resistenze-capacità elettriche. Le variabili comparabili nel sistema di trasferimento di massa e di flusso di corrente elettrica possono essere notate come segue:

FLUSSO DI MASSA	ELETTRICO
Concentrazione di massa	Voltaggio
Flusso di massa	Corrente
Resistenza al flusso di massa (1/D)	Resistenza
Volume caratteristico della massa	Capacità

In un determinato nodo (o punto) k,



La soluzione è ottenuta applicando la legge di Kirchoff a un punto, oppure:

$$\sum_j \frac{C_{j,t} - C_{k,t}}{R_j} = \delta k * \frac{dC_k}{dt} \cdot c \quad (29)$$

Dove:

$C_{j,t}$ = concentrazione al tempo t di qualsiasi nodo arbitrario j collegato al nodo k da una resistenza r_j ;

R_j = resistenza che collega nodi j e k, diffusione di accoppiamento e conv.;

$C_{k,t}$ = concentrazione del nodo k al tempo t;

$C_{k,t + dt}$ = concentrazione del nodo k dopo l'incremento di tempo dt;

δk = capacità del nodo k;

Realizzando l'ipotesi che la concentrazione C_j , rimanga costante per un intervallo Δt , è possibile integrare direttamente l'equazione (29).

Tuttavia, come risultato di uno studio di confronto, si è scoperto che i risultati migliori sono stati ottenuti utilizzando l'equazione che viene dall'assumere: $\frac{dC_k}{dt} \approx \frac{C_{k,t+\Delta t} - C_{k,t}}{\Delta t}$ (30)

e risolvendo per $C_{k,t+\Delta t}$ direttamente, che utilizzare l'equazione integrata.

Si è scoperto che l'equazione lineare, cioè quella ottenuta usando l'equazione (30) era molto meno sensibile al Δt e che i risultati ottenuti utilizzando l'equazione integrata si avvicinavano ai risultati lineari come dt tende 0. Anche se l'equazione integrata è "Esatta", si sospetta che l'approssimazione lineare, che

"porta" alla soluzione esatta tenda ad anticipare i risultati. Di conseguenza, l'equazione utilizzata dal computer per risolvere l'equilibrio di massa di un nodo è stata derivata combinando equazioni (29) e (30).

Va notato che la nuova concentrazione in un nodo si basa sulla concentrazione nel punto precedente. Per rendere la nuova concentrazione indipendente dall'ordine in cui sono calcolati, ogni nodo è dotato di due depositi di concentrazione, uno per la concentrazione "vecchia", $C_{k,t}$ e uno per la "nuova" concentrazione, $C_{k,t + \Delta t}$. All'inizio di ogni ciclo, i valori nei due magazzini sono identici. Durante l'equilibrio di massa, le concentrazioni nel blocco "C a t" vengono utilizzate per calcolare nuovi valori che entrano nel blocco "C a (t + Δt)", i vecchi valori di concentrazione rimangono invariati. Alla fine dell'equilibrio di massa, le concentrazioni nel blocco "t" sono impostate uguali a quelle del blocco "(t + Δt)" e il processo viene ripetuto.

3.2.3. RISULTATI DEL MODELLO F/A DISTRIBUITO

Mentre il carburante viene ritirato dal serbatoio, i gradienti di carburante/aria appaiono a causa dell'aria scaricata nel serbatoio. Sulla base della configurazione del serbatoio, si vede che i gradienti dell'aria del combustibile esistono principalmente nella direzione normale alla superficie del combustibile liquido. In conformità a quest'approssimazione unidimensionale, il modello F/A distribuito è utilizzato per determinare i gradienti di carburante/aria normali alla superficie del liquido. L'ullage è inizialmente presupposto consistente in una miscela uniforme carburante/aria. La superficie liquida si ritira a una velocità corrispondente a quella di prelievo del combustibile. L'aria viene assunta uniformemente attraverso la parte superiore del serbatoio.

La Figura 4 mostra le concentrazioni calcolate di carburante/aria per il liquido JP4 a 46°F (26°C), con tasso di ritiro del combustibile mantenuto a 1/2 gal/min. Le curve sono presentate in termini di rapporto carburante/aria in funzione della distanza dalla parte superiore del serbatoio.

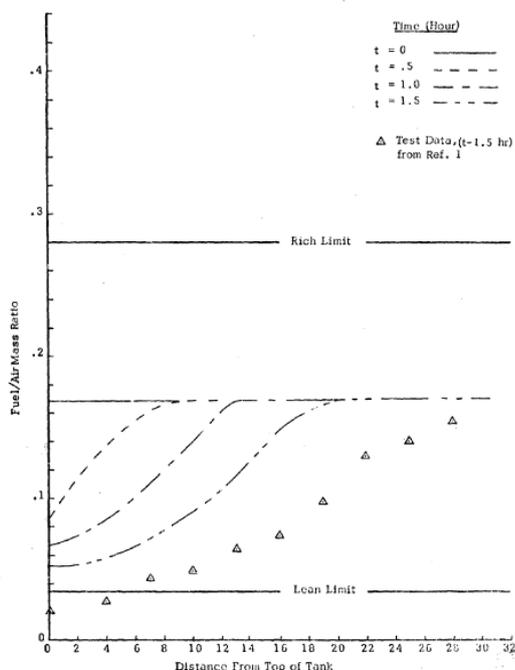


Figura 4. Risultati del programma di diffusione/convezione per JP-4 a 46°F (26°C).

Al tempo $t = 0$, la miscela ullage ha una concentrazione uniforme come mostrato dalla curva orizzontale. Una volta che l'aria è scaricata nel serbatoio a causa del ritiro del combustibile, compaiono gradi significativi di carburante/aria come mostrato dalle curve nel tempo $t = 0,5$ h, $t = 1,0$ h, e $t = 1,5$ h. Sulla base dei calcoli, si vede che per il liquido JP4 a 46°F (26°C) la miscela di gas nell'avamposto è entro limiti di

inflammabilità. I rapporti di combustibile/aria calcolati usando il modello F/A distribuito dimostrano un buon accordo con le misurazioni sperimentali.

Risultati simili sono presentati anche nelle figure 5 e 6 per JP4 liquido a 60°F (33°C) e 107°F (42°C). Si nota che, se si assumeva che l'ullage avesse miscele di combustibile/aria uniformi, con concentrazioni di vapore di combustibile corrispondenti alla pressione di vapore del combustibile liquido, la miscela di vapore in tutto l'ullage sarà troppo ricca per essere combustibile per il JP4 liquido a 107°F (42°C). Sulla base dei risultati calcolati come mostrato in Figura 6, si vede che a causa della presenza di gradiente di carburante/aria, una parte significativa dell'avamposto vicino alla parte superiore del serbatoio contiene miscele combustibili anche per JP4 liquido a 107°F (42°C). Quest'osservazione è anche verificata da misure sperimentali (vedi Figura 6).

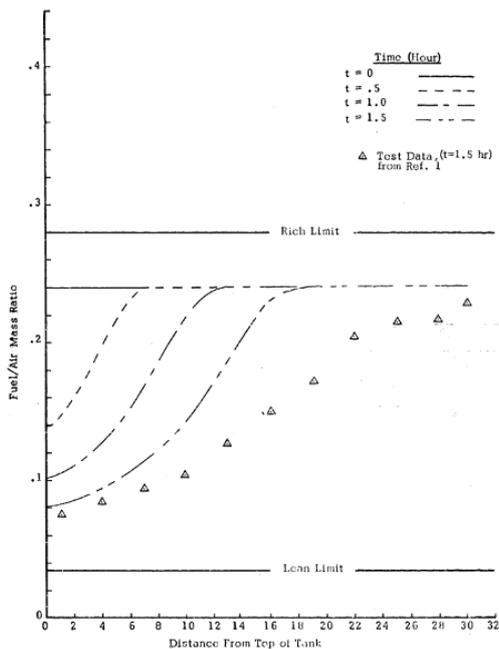
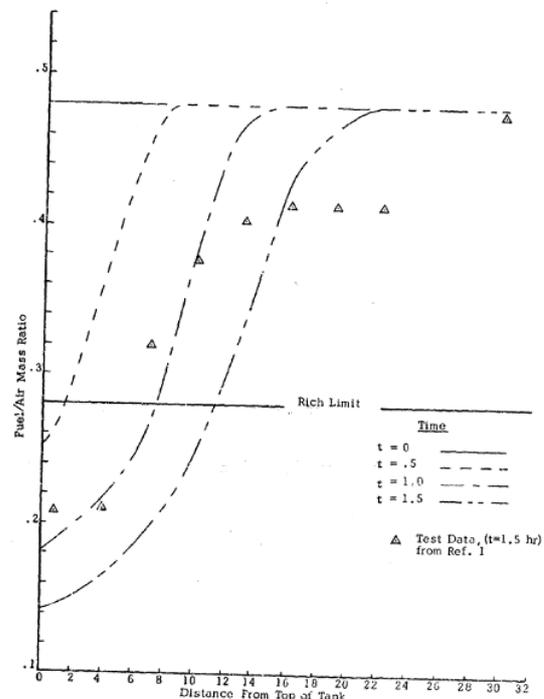


Figura 6. Risultati del programma di diffusione/convezione per JP-4 a 107°F

Figura 5. Risultati del programma di diffusione/convezione per JP-4 a 60°F



3.2.4. RISULTATI SPERIMENTALI E DISCUSSIONE

Utilizzando le apparecchiature descritte sopra, sono state eseguite delle serie di simulazioni di volo per determinare la composizione di mappe di carburante/aria, in funzione del profilo di volo. Sono stati anche studiati i fenomeni importanti del trasporto, quali il tasso di evaporazione, il ritardo evaporativo e la fuoriuscita. Le simulazioni di volo sono state costruite suddividendo un profilo di volo in tre porzioni: salita, livello volo e discesa. Per la salita e la discesa, le variabili di volo che variano tra i test, sono state: il tasso di cambio di pressione (velocità di salita/discesa) tipo carburante (JP4 o jet A) e l'esistenza o meno di vibrazioni.

Sono state utilizzate tre sonde di campionamento. La sonda 1 era situata nella bocca dell'apertura dell'aria di entrata. La sonda 3 era allo stesso livello di 1, ma 6 "assialmente dalla ventola. La sonda 2 era 4 "dalla sommità del serbatoio e 27" assialmente dalla sonda 3. Tutti i test sono stati avviati con il serbatoio metà

riempito (circa 50 gal di carburante aggiunto) e il carburante alla temperatura di prova prescritta. La temperatura della pelle era lasciata alle condizioni ambientali come la temperatura dell'aria di sfiato all'entrata.

Queste variabili sono state selezionate per dimostrare i fenomeni importanti che possono verificarsi a causa delle varie condizioni di volo e di combustibile. Si sono scelti i percorsi in cui una miscela ricca di combustibile di JP4 potrebbe essere combustibile a causa di un ritardo evaporativo con elevati tassi di salita. Allo stesso modo, le piste Jet A sono state selezionate in modo che una miscela inizialmente combustibile potrebbe diventare troppo magra a causa dello stesso fenomeno. Un secondo scopo della serie di test è stato quello di determinare quali sistemi di volo producono i gradienti di miscela più grandi all'interno dello spazio del serbatoio e per determinare i parametri che portano a condizioni di gradiente estreme.

3.2.4.1. Risultati dei test di volo d'ascesa

La Figura 7 presenta i risultati della corsa di salita realizzata con il combustibile JP4

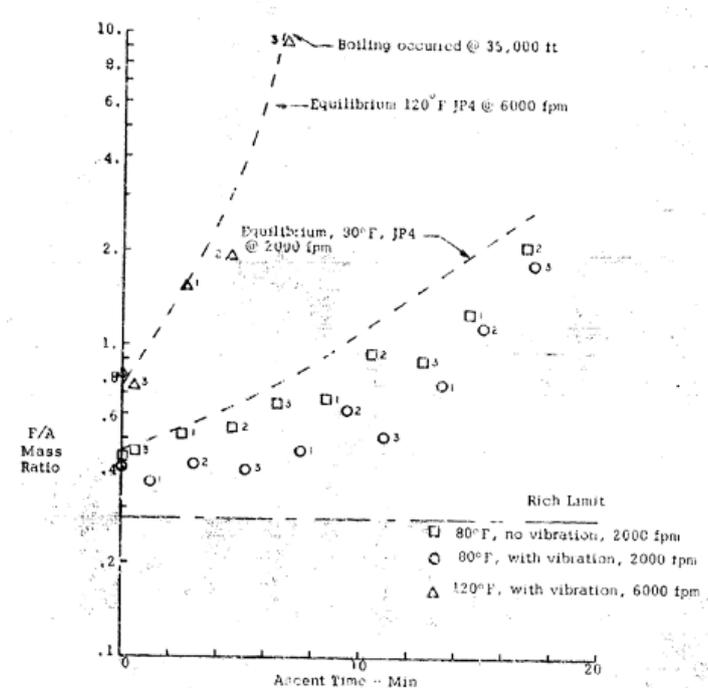


Figura 7. Test di ascesa a 40000 ft, 1/2 serbatoio pieno con JP 4

Il numero associato ai punti dati, fa riferimento alla posizione della sonda in cui è stato prelevato il campione. Sulla figura sono tracciati anche i rapporti di carburante/aria di equilibrio. Questi corrispondono al caso del rapporto d'evaporazione infinita. Confrontando i due test a 80°F (27°C) vediamo il test con la vibrazione ritardata nel rapporto carburante/aria segue quello senza vibrazioni e, che il test senza vibrazione era vicina all'equilibrio all'inizio della salita, per allontanarsi da quest'ultimo vicino alla fine dell'ascesa. Si noti inoltre che i gradienti all'interno del serbatoio in qualsiasi particolare momento sono stati ridotti a essere piuttosto piccoli.

La differenza nei fenomeni di ritardo tra questi due percorsi può essere attribuita a una diminuzione del rapporto carburante/aria dovuto all'uscita dal carburante indotto dal vibratore. Il ritardo a 80°F (27°C), tuttavia, non era sufficiente per portare questa miscela entro limiti combustibili. La Figura 8 presenta i migliori risultati di una prova di ascesa condotta con il jet A.

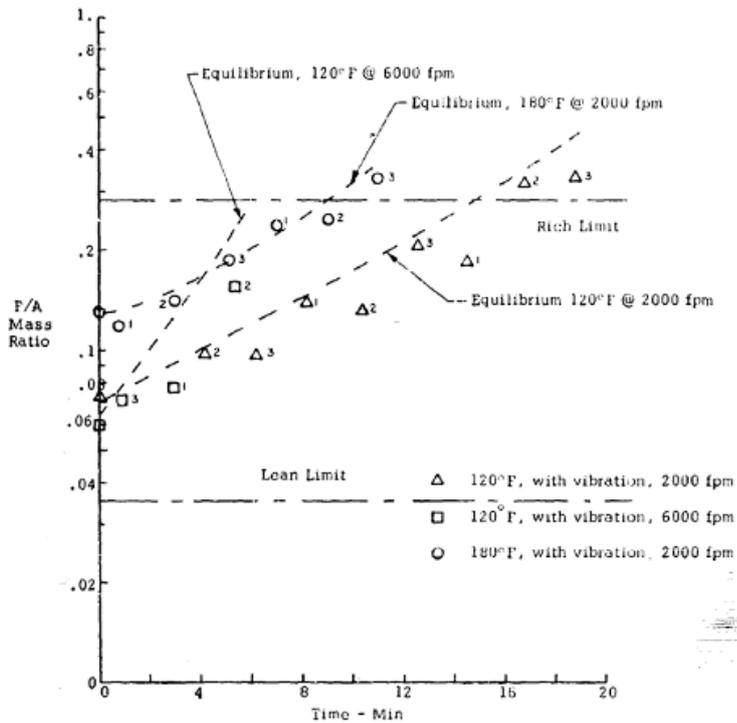


Figura 8. Test di ascesa a 40000 ft, ½ serbatoio pieno con Jet A.

Si può vedere che il JetA a temperature di 120°F (49°C) e 180°F (82°C) e le velocità di salita di 2000 ft/min quasi si avvicina alla pressione del vapore di equilibrio. La misura misurata è relativamente minore. A 120°F (49°C) con frequenza ascesa di 6000 ft/min, tuttavia, è stato notato un ritardo di circa il 50% della miscela carburante/aria. Si vede quindi che il ritardo evaporativo è controllato dalla temperatura (pressione del vapore) del liquido e dal tasso di ascesa del serbatoio del combustibile, con la percentuale di risalita che appare più importante nell'ambito delle condizioni investigate. Si noti che i gradienti all'interno del serbatoio in qualsiasi momento appaiono piuttosto piccoli.

3.2.4.2. Risultati della prova di discesa

La Figura 9 presenta i risultati delle prove di discesa condotte con JP4. Questi test sono stati avviati da un'altitudine di 40.000 piedi con mezzo serbatoio pieno di carburante. Le prove col JP4 sono state eseguite: alla temperatura liquida di 80°F (27°C), senza vibrazioni, velocità di discesa di 8000 ft/min e, alla temperatura liquida di 80°F (27°C) con vibrazione e velocità di discesa di 2000 ft/min. Tracciate sulla curva sono anche le miscele di combustibile/aria di equilibrio. Si nota che la miscela tende a essere inferiore a quella dell'equilibrio. Ciò è dovuto a una velocità netta di aria nell'apertura che essenzialmente porta il vapore verso la superficie liquida.

Così i vapori di combustibile vengono ridistribuiti per convezione a causa dello sfiato dell'aria nel serbatoio. È possibile ridistribuire vapori di combustibile per la pressione del vapore sulla superficie liquida e la condensazione di vapori di combustibile nel liquido in qualche misura. Il numero piuttosto limitato di punti dati acquisiti a velocità di discesa di 8000 ft/min non fornisce un quadro completo di ciò che accade. Il confronto con i risultati ottenuti con un tasso di discesa di 2000 ft/min, tuttavia, consente di dedurre che stessi processi stanno avvenendo.

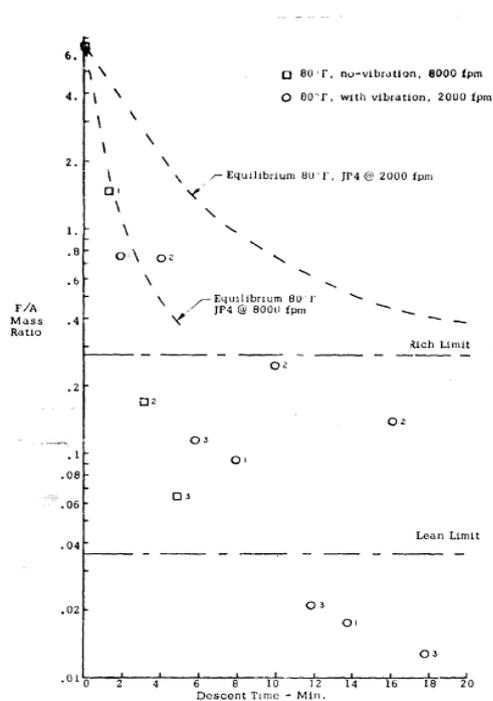


Figura 9. Test di ascesa a 40.000 ft con mezzo serbatoio di JP 4

Figura 10, presenta i risultati delle prove simulate di discesa condotte con il combustibile JetA. Questi test sono stati avviati anche da un altitudine di 40.000 piedi con un serbatoio di metà carburante. Le prove col JetA sono state condotte a 120°F (49°C) di temperatura del liquido, velocità di discesa di 2000 ft/min, con e senza vibrazione e un tasso di discesa di 8000 ft/min con vibrazioni. I dati del jet A mostrano anche una differenza rispetto all'equilibrio, ma non tanto quanto i dati JP4.

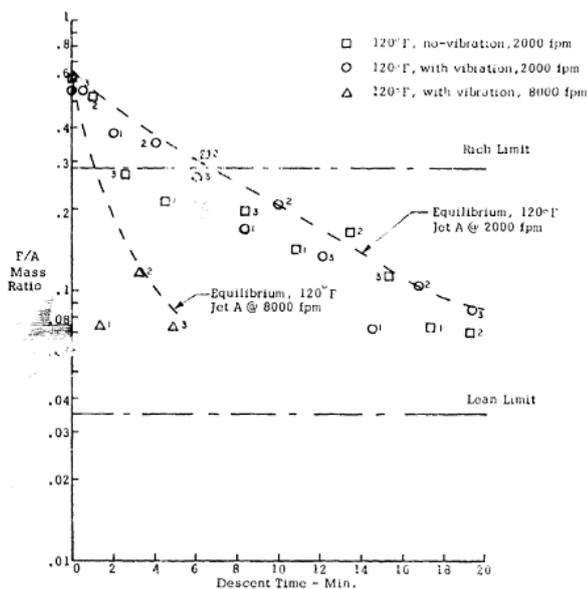


Figura 10. Test ascesa a 40.000 ft con mezzo serbatoio di Jet A.

3.2.4.3. Risultati di test al livello di volo

La Figura 11 presenta i risultati dei test al livello (altitudine) di volo del combustibile JP4.

Questi test sono stati eseguiti diminuendo rapidamente la pressione all'altrezza prescritta, causando quindi una miscela non equilibrata. Al momento in cui è stata raggiunta l'altitudine desiderata, l'evaporazione era molto bassa.

Avviando il ritiro del combustibile dopo un rapido aumento dell'altitudine, possiamo esaminare gli effetti concorrenti dell'evaporazione e della perdita di carburante.

Il ritiro del combustibile sta espandendo lo spazio libero che intende ridurre la concentrazione del combustibile poiché l'aria è ammessa per mantenere la pressione. L'evaporazione del combustibile sta tentando di ripristinare la pressione parziale del combustibile nell'ullage, a quella corrispondente alla pressione del vapore del combustibile alla temperatura di prova.

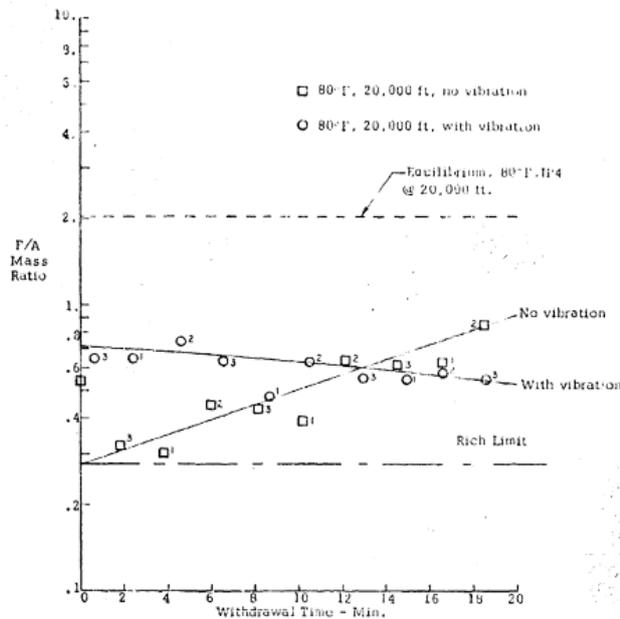


Figura 11. Corse JP4 - volo a livello con ritiro del combustibile. 20.000 ft e 80°F (27°C) di temperatura del liquido.

La differenza tra i due era nel fatto che il serbatoio fosse vibrante o meno. Si nota che nel caso senza vibrazioni, l'andamento generale è quello di aumentare il rapporto carburante/aria che si avvicina all'equilibrio indicando che l'evaporazione avviene abbastanza velocemente per superare la condizione iniziale di non equilibrio e compensare il ritiro del combustibile. I test con vibrazione mostrano una tendenza generale verso un livello o un rapporto di carburante/aria che diminuisce lentamente. Questo effetto può essere attribuito all'aumento dell'aria dal combustibile dovuto all'ambiente di vibrazione. Un fattore che tenderebbe a confondere l'immagine è che il sistema di controllo della pressione ha richiesto un funzionamento manuale per mantenere l'altitudine costante. L'operatore deve pertanto ruotare una valvola di controllo per permettere l'ingresso dell'aria e mantenere la pressione. Ciò provoca un soffio e potrebbe condurre ad un elevato grado di agitazione all'interno del serbatoio. Anche l'ullage è piuttosto poco profondo il che tenderebbe a diminuire qualsiasi gradiente in direzione verticale. In sostanza i dati del profilo di volo a livello, eseguiti per il carburante JP4 indicano un gradiente di carburante/aria assialmente verso l'apertura, ma non sembra indicare alcuna tendenza con la distanza dalla superficie del combustibile.

Anche questo effetto potrebbe essere attribuito all'aria evoluta dal carburante liquido dovuta a vibrazioni. Anche nella stessa figura viene mostrata la prova a 80°F (27°C) con vibrazioni. La tendenza generale è la diminuzione del rapporto carburante/aria durante la corsa. Questo effetto è stato osservato costantemente attraverso tutta la serie di prove di volo di livello. In sostanza sembra che in assenza di vibrazioni, l'evaporazione del combustibile sia sufficiente a superare la quantità di aria che viene ammessa nel serbatoio per mantenere una pressione costante con vibrazioni, tuttavia, una componente di aria supplementare dovuta all'evoluzione della stessa dalla soluzione, contribuisce alla riduzione del rapporto carburante/aria.

La Figura 12 è mostrata con i risultati del test di volo a livello con il ritiro del combustibile usando il combustibile JetA. Due test sono stati condotti a 120°F (49°C) di temperatura del combustibile, con e senza vibrazione e un terzo test è stato condotto a 80°F (27°C) con vibrazioni.

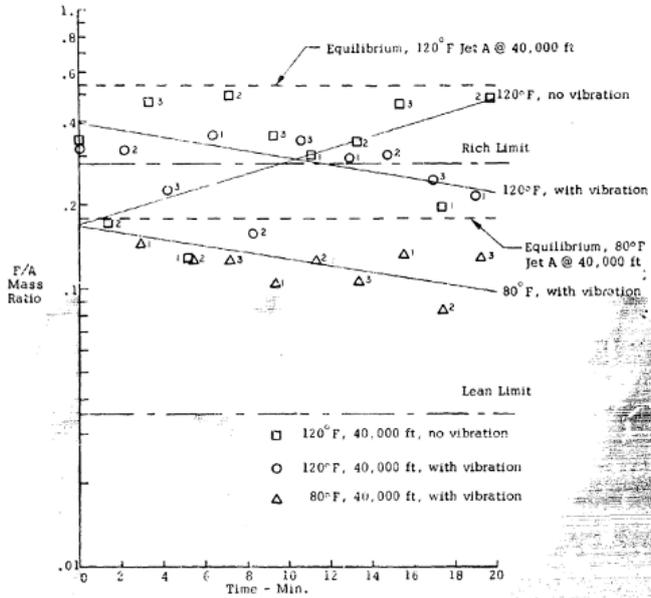


Figura 12. Test con Jet A a livello di volo con consumo del combustibile.

L'andamento generale dei dati per due cicli effettuati a 120°F (49°C) di carburante, è lo stesso di quello mostrato per JP4 a 80°F (27°C), vale a dire il test senza vibrazioni tendeva ad aumentare l'indicazione del rapporto carburante/aria indicando che l'evaporazione si è verificata più rapidamente dell'ammissione all'aria dovuto allo sfogo e nell'altro caso con vibrazione, il rapporto carburante/aria è rimasto allo stesso livello o è leggermente diminuito.

3.2.5. COMPARAZIONE TRA RISULTATI SPERIMENTALI E ANALITICI

I valori di confronto misurati e calcolati sono presentati in figura 13. A prima vista il confronto sembra buono.

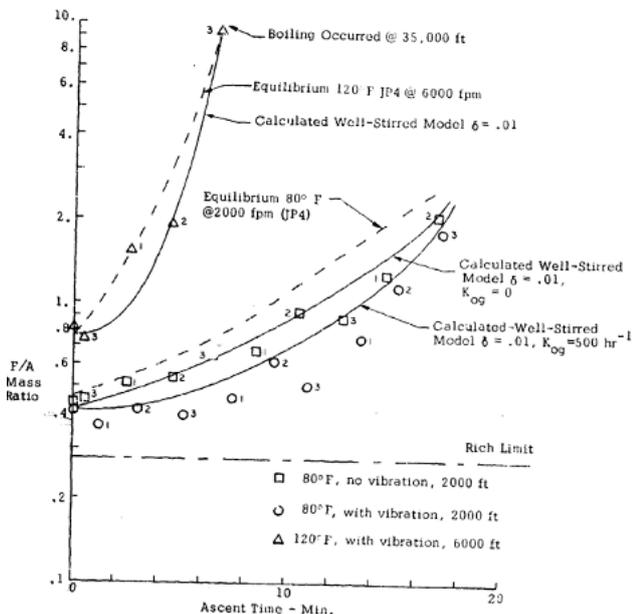


Figura 13. Prove di salita con JP4 a 40.000 piedi, 1/2 serbatoio pieno. Confronto tra i risultati sperimentali e risultati calcolati.

Il confronto tra le storie di rapporto di miscelazione sperimentale e calcolata per 80°F (27°C), senza caso di vibrazione, è anche mostrato in figura 13.

L'accordo non è abbastanza buono come altri. Ciò è dovuto, senza dubbio, alle ampie possibilità di variazioni nel coefficiente di degradazione.

Questi risultati, anche se piuttosto limitati nel campo di applicazione, dimostrano le capacità del modello di prevedere le storie di composizione F/A. L'esistenza del ritardo evaporativo è stata dimostrata analiticamente e confrontata con l'esperimento. L'influenza del degasamento dell'aria è stata dimostrata e sono state previste correttamente le tendenze dell'influenza delle vibrazioni in volo. Diverse costanti, utilizzate come input al programma, sono state "fissate" per questa particolare configurazione del serbatoio e livelli di vibrazione.

3.3. CARATTERISTICHE DI AUTOIGNIZIONE

Sono stati esaminati diversi profili di volo di aerei supersonici per una tendenza dei combustibili jet A e JP-7 ad accendere autonomamente. La Figura 14 mostra le temperature di base, associate al volo del trasporto supersonico a Mach 2.7. Queste informazioni sono state raccolte da varie fonti in letteratura, tra cui FAA, Boeing Aircraft Company e Base Air Force Wright-Patterson. Le quantità richieste per caratterizzare un particolare profilo di volo sono le temperature transitorie del liquido e della pelle, e la storia dell'aria in entrata. È anche necessario il profilo del tempo di altitudine.

Per un serbatoio alare, la temperatura della "pelle" alla miscela carburante/aria è generalmente superiore a quella di un serbatoio di fusoliera. Anche la temperatura del liquido è generalmente più elevata. Con questi particolari carburanti un esame superficiale ha concluso, che il rapporto di miscela all'interno del serbatoio carburante sarebbe ben sul lato ricco di carburante. Si è ritenuto che i profili della fusoliera, anche se inferiori in temperatura, sarebbero più vicini a quelli di una miscela stechiometrica e quindi richiedevano altri studi. I valori per le varie temperature e le altitudini mostrate nella figura 14 sono state estrapolate dalle condizioni di volo di Mach 3.0 e Mach 2.4; vale a dire, sono state estrapolate al numero Mach più alto e inferiore per ottenere una variazione più ampia per la serie di test. I profili calcolati sia per i serbatoi fuoribordo (ala) che per quello interno (fusoliera) sono mostrati nelle figure 15 e 16. La prova iniziale usando profili di volo completi non ha indicato alcuna tendenza all'accensione monitorata dal rivelatore di luce foto-moltiplicatore. La prova di tutti i profili di volo è stata continuata nel range da 2,7 a 2,4 e una vasta gamma di variabili esaminate.

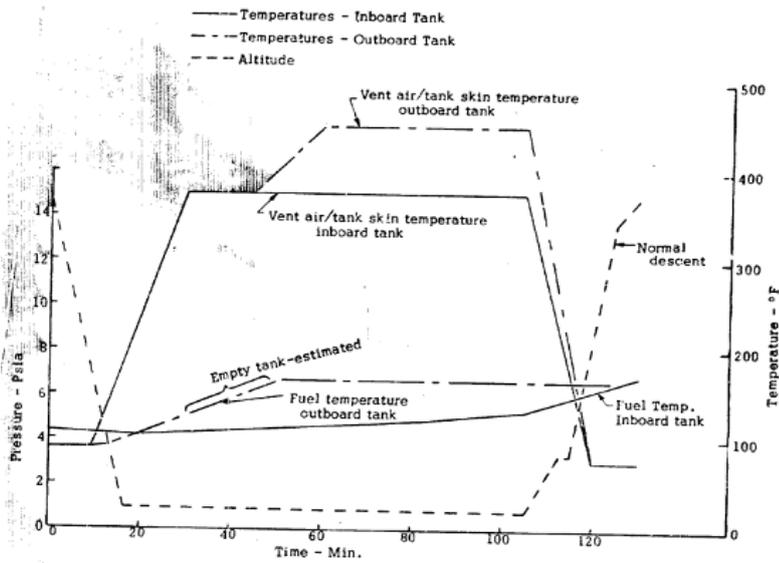


Figura 14. profilo di volo a Mach 2.7 - parametri di prova.

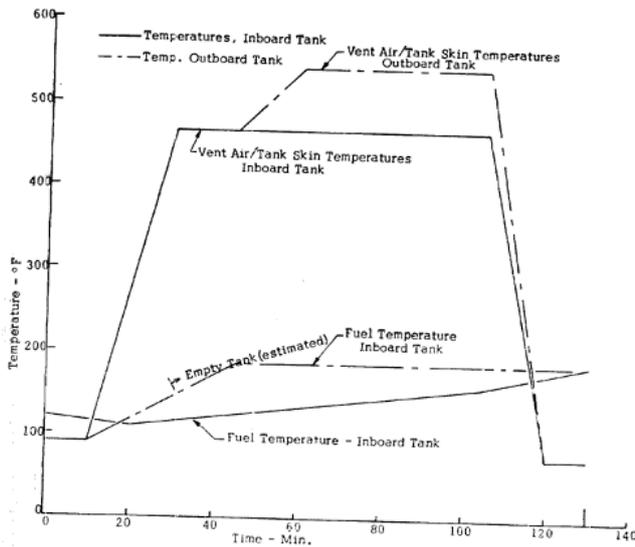


Figura 15. Profilo di volo a Mach 3.0 (Stessa altitudine di Mach 2.7) (la temperatura estrapolata a Mach = 3,0 è stimata).

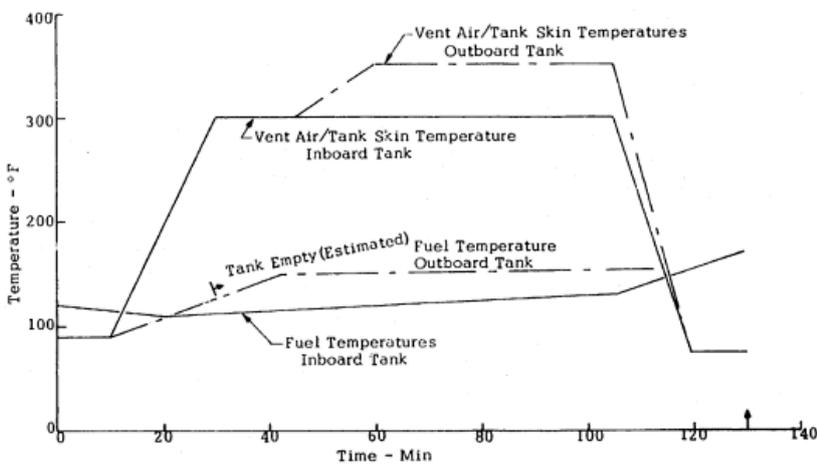


Figura 16. Profilo di volo a Mach 2.4 (stessa altitudine di Mach 2.7) (la temperatura estrapolata da Mach=2.4 è stimata).

È stata eseguita anche una serie in cui è stata esaminata solo la parte di discesa del profilo di volo. Poiché il pericolo di auto ignizione appare più alto durante questa parte del volo, una serie di prove controllate che

impiegano i combustibili JetA e JP7 sono state eseguite utilizzando solo variabili di discesa che sono state variate tra i test. I parametri indagati includono la percentuale di discesa, la temperatura del liquido, la temperatura iniziale della "pelle" e il tasso di raffreddamento della temperatura della "pelle".

Da questi test, sembra che in tutti i casi in cui la temperatura della parete fosse raffreddata e non tenuta artificialmente al valore di crociera, ma diminuita linearmente alla temperatura atmosferica durante il periodo di discesa, non sia stata rilevata alcuna accensione.

Solo in quei test in cui la temperatura della parete era mantenuta costante durante la discesa è stata rilevata un'accensione. Una parte di questo studio era diretta a determinare se esistesse una differenza tra i dati di accensione ottenuti nel serbatoio relativamente grande, utilizzato per simulare un sistema in scala reale, rispetto agli esperimenti condotti in apparecchi in scala di laboratorio. Una grande quantità di lavori sperimentali è stata condotta in un contenitore di volume relativamente piccolo rispetto a un serbatoio di carburante per aeromobili.

Il piccolo simulatore di laboratorio ha un volume di 1,5 ft³ mentre il simulatore di grandi serbatoi ha un volume di 15,7 ft³. Il piccolo serbatoio è stato riempito con miscela di vapore-aria essenzialmente alla stessa temperatura della parete del serbatoio. Il serbatoio grande è riempito parzialmente con combustibile liquido a una temperatura notevolmente più fredda (250-440°F) (121-227°C) rispetto alla parete del serbatoio. Entrambi i gradienti di temperatura e concentrazione possono esistere nel grande serbatoio mentre l'atmosfera nel serbatoio piccolo è abbastanza uniforme.

A causa di queste differenze si potrebbero verificare i seguenti effetti.

1) Il serbatoio di grandi dimensioni ha un volume maggiore rispetto al serbatoio piccolo in modo che il trasferimento di calore alle pareti e lo spegnimento radicale libero dovrebbero essere ridotti. Questi effetti potrebbero portare a temperature di accensione inferiori nel serbatoio grande.

2) La presenza di carburante liquido nel grande serbatoio, tuttavia, introduce una superficie relativamente fredda come una parte dello spazio del vapore. La resistenza della superficie fredda tende a provocare un aumento della temperatura richiesta per l'accensione.

3) La presenza di gradienti nella concentrazione e nella temperatura del combustibile potrebbe causare variazioni nella temperatura di accensione che sono difficili da generalizzare, poiché la natura dei gradienti determinerà la direzione e l'ampiezza degli spostamenti degli effetti.

Sembra inoltre che l'accensione sia un po' più difficile nel serbatoio di grandi dimensioni rispetto al serbatoio piccolo probabilmente a causa della grande area di carburante liquido relativamente fresco.

3.4. CONCLUSIONI

Sulla base dei risultati di questo lavoro, sono state fatte importanti osservazioni.

1. Per le configurazioni dei serbatoi in cui il rapporto fra volume dell'ullage e la superficie liquida è piccolo (ullage/area <0,75 ft) è stata trovata una miscela uniforme di carburante/aria all'interno del volume di ullage durante la quota di salita e di crociera del profilo di volo. Tuttavia, grandi gradienti di concentrazione di carburante/aria sono stati osservati durante la parte di discesa del profilo di volo con principalmente aria vicino all'entrata di sfiato. Per la configurazione del serbatoio in cui il rapporto tra volume dell'ullage e la superficie liquida è maggiore di 1,5 gradi, tali gradienti di concentrazione di carburante/aria sono stati osservati anche durante la fase di volo.

2. Il ritardo evaporativo e la fuoriuscita d'aria possono causare la miscela di combustibile/aria nel vano a differenza di valori equilibrati, in particolare durante l'ascesa. La miscela di vapore inizialmente ricca di carburante può diventare combustibile durante l'ascesa a causa dell'elevato scarico dell'aria in ambienti ad alta vibrazione.
3. Durante il volo all'altitudine scelta, con il consumo del combustibile dopo una rapida salita, l'uscita dell'aria potrebbe dominare l'evaporazione e provocare una diminuzione del rapporto F/A con il tempo. In assenza di vibrazioni il degasaggio dell'aria è notevolmente più basso, il rapporto F/A aumenta, mentre l'evaporazione domina lo sfogo per sostituire il carburante ritirato.
4. Durante la discesa anche in vasche poco profonde come utilizzato in questo studio, grandi gradienti di concentrazione esistono nella regione della bocca. Sembra che esista una regione di controllo dell'aria di sfiato e una regione molto turbolenta, ben mescolata, lontana dall'apertura. Ciò è completamente stabilito per la grande geometria del serbatoio/sfiato e le condizioni di discesa.
5. Due modelli, computerizzati, separati e complementari, sono stati sviluppati per prevedere i rapporti di combustibile/aria all'interno del volume di ullage. Sulla base dell'ottimo accordo tra i risultati calcolati e le misurazioni sperimentali, i modelli possono essere utilizzati fruttuosamente in futuro per prevedere i rischi d'incendio e di esplosione del carburante.

2.1.2. MODELLO DI RISCALDAMENTO DEL SERBATOIO PER I SISTEMI TERMICI DI COMBUSTIBILE, PER AEROMOBILI, CON RICIRCOLO, Brian J. German et al. (2012).

In molti casi, il carburante è un dissipatore di calore primario per i carichi termici associati al raffreddamento del telaio, nonché ai sistemi di propulsione, ai sistemi elettronici, all'attuatore e al payload. Nelle seguenti pagine viene presentato un modello che integra il trasferimento di calore durante i segmenti di missione, per determinare la resistenza termica di un velivolo in termini di aumento della temperatura del carburante. Sono considerati casi con e senza il trasferimento di calore alle pareti del serbatoio. Il modello è destinato agli studi commerciali in fase iniziale per determinare se un progetto di un veicolo, sarà probabilmente limitato nelle prestazioni operative dai limiti della temperatura del serbatoio.

1. MODELLO DEL SISTEMA TERMICO DEL COMBUSTIBILE

L'architettura del modello di sistema termico del combustibile è costituita da un serbatoio o da un serbatoio integrato, uno scambiatore di calore per trasferire i carichi termici della struttura del velivolo e/o dei motori al carburante, una valvola controllata dalla temperatura del carburante che regola la quantità di combustibile riciclato e un foro o altro scambiatore di calore combustibile nel circuito di ritorno al serbatoio. Oltre ai trasferimenti negli scambiatori, i flussi di calore da o verso la massa di combustibile immagazzinata attraverso la conduzione delle pareti del serbatoio e le sorgenti nel serbatoio, sono anche incorporati rispettivamente con Q_w e Q_s . Anche se le pompe non sono mostrate nell'architettura del sistema, il funzionamento della pompa è implicito per mantenere i flussi di carburante richiesti e i carichi di calore da pompe a monte della valvola di ricircolo devono essere incorporati in Q_L . Il sistema è controllato dalla temperatura di combustibile T_L raggiunta all'uscita dello scambiatore di calore. Questa temperatura deve essere mantenuta sotto a tutti i limiti necessari, compresi i vincoli di temperatura imposti dai carichi, eventuali margini termici del motore richiesti dagli scambiatori di calore a valle della valvola di ricircolo e/o il limite di coking del combustibile. Il minimo di questi diversi limiti specifica T_{max} .

Il sistema dispone di due modalità di funzionamento nominale. La prima corrisponde a situazioni in cui il carico è piccolo e/o la richiesta di carburante è elevata, con conseguente $T_L < T_{max}$. In questo modo, la valvola di ricircolo rimane chiusa e la velocità di flusso del carburante attraverso lo scambiatore di calore di

carico è uguale alla velocità richiesta dal motore. In questo caso, T_L si trova da un equilibrio energetico stabile, applicando la condizione del confine Q_L come:

$$T_L = \frac{Q_L}{m_E * c_p} + T_T$$

dove m_E è la domanda di flusso del combustibile del motore, T_T è la temperatura del combustibile che esce dal serbatoio e c_p è la capacità di combustione del combustibile.

La seconda modalità corrisponde a condizioni in cui il carico è grande e/o la richiesta del motore è bassa. In questa, il combustibile addizionale è fatto passare attraverso lo scambiatore di calore per mantenere $T_L = T_{max}$ e il flusso superiore alla domanda del motore viene ricircolato attraverso il ciclo di ritorno attivando la valvola di ricircolo. In questo caso, il flusso di massa ricircolato è:

$$m_R = \frac{Q_L}{c_p * \Delta T} - m_E$$

dove $\Delta T = (T_{max} - T_T)$.

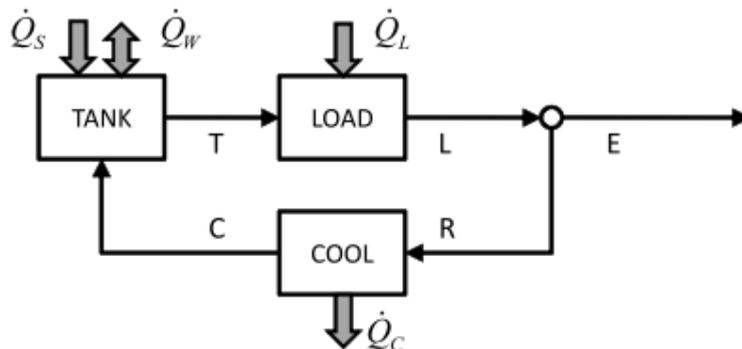


Figura 17. Architettura del sistema termico del combustibile.

La condizione di limitazione tra le due modalità corrisponde a $T_L = T_{max} = \frac{Q_L}{m_E * c_p} + T_T$ e $m_R = 0$, e la corrispondente velocità di trasferimento termico al serbatoio tramite ricircolo è:

$$\dot{Q}_R = \begin{cases} 0, & \bar{T}_L < T_{max} \\ \dot{Q}_L - \dot{m}_E c_p \Delta T, & \bar{T}_L \geq T_{max} \end{cases}$$

dove

$$T_L = \frac{Q_L}{m_E * c_p} + T_T$$

La richiesta di motore m_E , è legata alle caratteristiche del veicolo come $m_E = M/EP$ dove M è la massa istantanea del veicolo e EP è il parametro di resistenza.

È interessante notare che, le tendenze tecnologiche del veicolo auspicabile, tra cui l'aumento dei parametri di resistenza e le diminuzioni della massa del veicolo, implicano una maggiore dipendenza dalla ricircolazione del combustibile a causa di una riduzione della flessibilità del combustibile. Anche se approcci diversi da questa modalità operativa possono essere scelti per controllare la valvola di ricircolo, l'approccio

sopra descritto è ottimale nel senso di riscaldamento minimo del serbatoio, vale a dire che il calore viene restituito al serbatoio solo quando necessario per far rispettare il vincolo di temperatura massimo.

I carichi Q_L e Q_S sono specificati come requisiti per la progettazione e l'esercizio del sistema. Questi carichi, oltre ai rispettivi limiti di temperatura, sono utilizzati per dimensionare i componenti del sistema, come le zone di trasferimento di calore e per programmare il funzionamento del sistema di ricircolo.

Al contrario, i flussi di calore Q_C e Q_W dipendono dalle temperature di limitazione associate alle condizioni operative del veicolo. Questi flussi di calore sono calcolati idealmente, non specificati. In particolare, Q_W è proporzionale alla differenza nella temperatura del serbatoio e nella temperatura di equilibrio della parete:

$$Q_W = U_W * A_W (T_W - T_T)$$

dove U_W è il coefficiente complessivo di trasferimento di calore della parete del serbatoio, A_W è la porzione della zona del serbatoio, sia esposta al flusso d'aria esterna e bagnata dal combustibile, e T_W è la temperatura della parete di equilibrio. La temperatura della parete di equilibrio è una funzione forte del numero di Mach di volo e dell'altitudine.

Il tasso di trasferimento di calore nel carburante è dato da:

$$Q_C = \varepsilon_c * C_{min} * (T_A - T_{max})$$

dove ε_c è l'efficacia dello scambiatore di calore, C_{min} è la velocità minima di capacità termica dei flussi di aria e di combustibile e T_A è la temperatura di equilibrio del lato aria.

L'efficacia ε_c è una funzione dell'area e del tipo di scambiatore e delle minime e massime capacità di calore. In un sistema pratico, $T_{max} < T_A$ per tutte le condizioni operative, cioè il calore è trasferito dal combustibile all'aria; altrimenti, dovrebbe essere impiegata una valvola per bypassare lo scambiatore.

2. INTEGRAZIONE DELLE TEMPERATURA DEL SERBATOIO

Nell'approccio seguente, il sistema di ricircolo è modellato in modo operativo continuo. Questa condizione corrisponde al secondo modo di funzionamento sopra descritto in cui $T_L \geq T_{max}$. Ci si può aspettare che se questa condizione è soddisfatta all'inizio di un segmento di missione, rimarrà in vigore per tutto il segmento se, i carichi rimangono costanti o aumentano. Un caso eccezionale sarebbe se il trasferimento di calore del serbatoio-parete è negativo e particolarmente grande; tuttavia, nei moderni aerei subsonici e bassi supersonici con superfici in composito, il trasferimento di calore a parete è spesso piccolo rispetto ad altri meccanismi di trasferimento di calore. La presunzione a priori di ricircolo continuo invece di una commutazione basata sui valori istantanei di T_T , produce un'equazione differenziale lineare, che può essere integrata in modo diretto e chiuso, per rivelare le dipendenze del riscaldamento del serbatoio sul progetto e il funzionamento del sistema.

2.1. Trasferimento di calore a parete del serbatoio trascurabile

Per il trasferimento di calore parete trascurabile ($Q_W \approx 0$) il tasso di aumento di temperatura nel serbatoio di combustibile è descritto da:

$$m * C_p * \frac{dT_T}{dt} = \dot{Q}_R + \dot{Q}_C + \dot{Q}_S$$

dove m è la massa istantanea del carburante nel serbatoio.

Questa relazione nasce dalla considerazione delle equazioni di equilibrio di massa e di energia per il sistema di serbatoio aggregato, con la presunzione che il combustibile sia spazialmente omogeneo e perfettamente miscelato. I termini della fonte di trasferimento di calore, sul lato destro, rappresentano i trasferimenti sovrapposti netti da tutte le sorgenti nel circuito di ricircolo e nelle fonti di calore nei serbatoi. Sostituendo le formule dei calori finora trovati, abbiamo:

$$m * C_p * \frac{dT_T}{dt} = \dot{Q}_L + \dot{m}_e * c_p * \Delta T + \varepsilon_c * C_{min} * (T_A - T_{max}) + \dot{Q}_S$$

poiché T_{max} è una costante specifica, può essere introdotta nella derivata di T_T , e ricaviamo:

$$-m * C_p * \frac{d(\Delta T)}{dt} + \dot{m}_e * c_p * \Delta T = \dot{Q}_L + \varepsilon_c * C_{min} * (T_A - T_{max}) + \dot{Q}_S$$

Tutti i trasferimenti di calore sul lato destro, tranne il terzo termine, sono indipendenti dal ΔT . Il terzo termine dipende dalla variabilità del fattore $\varepsilon_c * C_{min}$ con il tasso di flusso di ricircolo. L'efficacia di ε_c dipende dal numero di unità di trasferimento (NTU), dal rapporto di capacità C_{min}/C_{max} e dal tipo di scambiatore di calore. NTU è una funzione del tasso di trasferimento termico, dell'area dello scambiatore e di C_{min} .

L'equazione di riscaldamento del combustibile può pertanto essere riscritta come:

$$-m * C_p * \frac{d(\Delta T)}{dt} + \dot{m}_e * c_p * \Delta T = \dot{Q}$$

dove \dot{Q} è il carico di calore netto, che è presunto costante per ogni segmento di missione e dato dalla somma dei tre contributi sulla destra della precedente formula.

Il flusso di massa positivo del motore corrisponde ad un efflusso dal serbatoio, in modo che:

$$\dot{m}_e = -\frac{dm}{dt}$$

e

$$-m * C_p * \frac{d(\Delta T)}{dt} - \frac{dm}{dt} * c_p * \Delta T = \dot{Q}$$

Il lato sinistro può essere riconosciuto come un differenziale perfetto, quindi i termini possono essere combinati come:

$$-C_p * \frac{d(m * \Delta T)}{dt} = \dot{Q}$$

Questa equazione può essere integrata per un segmento di missione con costante \dot{Q} . Integrando e scegliendo la costante di integrazione in modo che, al tempo t_0 , la massa del combustibile e la differenza di temperatura siano rispettivamente m_0 e ΔT_0 , abbiamo:

$$-C_p * (m * \Delta T - m_0 * \Delta T_0) = \dot{Q} * (t - t_0)$$

Questa equazione fornisce un mezzo per valutare il tempo necessario per spendere tutto il margine iniziale della temperatura del serbatoio. Ciò può essere ottenuto impostando il $\Delta T = 0$ e risolvendo come:

$$E_{thermal} = c_p m_0 \Delta T_0 / \dot{Q}$$

dove $E_{thermal}=(t-t_0)$, per $\Delta T=0$, è la resistenza termica, cioè una misura della durata ammissibile di un segmento di missione, in cui il sistema di ricircolo del combustibile sta funzionando ad una particolare cattiva condizione termica.

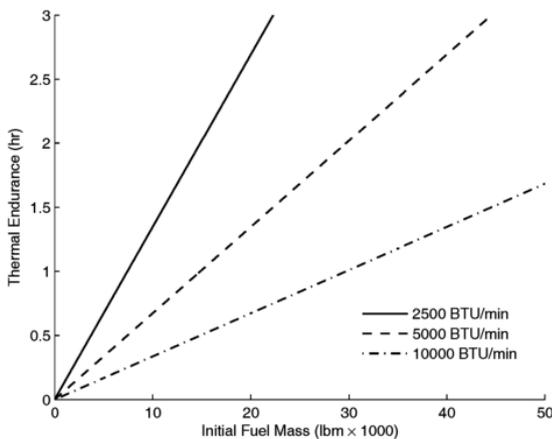


Figura18. Resistenza termica per il trasferimento di calore alla parete del serbatoio trascurabile; JP-8, $\Delta T_0 = 40^\circ\text{F}$ (22°C).

2.2. Trasferimento di calore a parete del serbatoio non trascurabile

Nel caso di trasferimento di calore non trascurabile alla parete del serbatoio, abbiamo:

$$-C_p * \frac{d(m * \Delta T)}{dt} = \dot{Q} + U_w * A_w (T_w - T_T)$$

Considerando:

$$\tau = \frac{c_p * m}{U_w * A_w}$$

Diventa:

$$\frac{d(m * \Delta T)}{dt} + \frac{m * \Delta T}{\tau} = -[\dot{Q} / c_p + m * (T_w - T_T) / \tau]$$

In generale, l'area del serbatoio bagnata dal combustibile varia a seconda che il carburante sia bruciato e dipende fortemente dal disegno del sistema del serbatoio. Presumendo che sia possibile scegliere un valore medio costante del rapporto A_w/m , τ può essere approssimata come costante durante un segmento di missione. Questa presunzione è una ragionevole approssimazione perché la massa del combustibile è proporzionale al volume del carburante e sia la zona del serbatoio bagnata dal carburante, sia il volume del carburante diminuiscono durante la missione.

Introducendo un fattore integrativo, $\exp(t/\tau)$, possiamo esprimere l'integrale come segue:

$$m * \Delta T = \left\{ \int - \left[\frac{\dot{Q}}{c_p} + m * \frac{T_W - T_T}{\tau} \right] * \exp\left(\frac{t}{\tau}\right) * dt + k \right\}$$

dove k è una costante di integrazione. E quindi:

$$m * \Delta T = - \left[\frac{\dot{Q}}{c_p} + m * (T_W - T_T) \right] + k * \exp(t/\tau)$$

La resistenza termica è ottenuta impostando $\Delta T = 0$ e risolvendo per $t-t_0$, per ottenere

$$E_{thermal} = \tau \cdot \ln \left\{ 1 + m_0 \cdot \Delta T_0 / \left[\bar{Q} \cdot \frac{\tau}{c_p} + \bar{m} \cdot (T_w - T_{max}) \right] \right\}$$

È importante notare che la possibilità di una resistenza termica totale dipende in larga misura dalla scelta della massa costante del combustibile \bar{m} . Poiché il combustibile è bruciato in modo continuo, la scelta di un valore di \bar{m} che rappresenta la massa media di combustibile durante una missione può indicare una resistenza totale corrispondente ad un carico termico notevolmente elevato e/o a una massa di combustibile iniziale ridotta.

3. CONCLUSIONI

Il modello è basato su un'architettura del sistema termico del carburante canonico che comprende uno scambiatore di calore, una valvola di ricircolo e uno scambiatore di calore-raffreddamento nel ciclo di ricircolo. Sono inoltre modellati i carichi del serbatoio e il trasferimento di calore al serbatoio. La temperatura del serbatoio di combustibile è integrata nei casi con e senza trasferimento di calore alle pareti. Importanti risultati includono la quantificazione della soglia di ricircolo, ossia il carico termico massimo in cui si può evitare il ricircolo e la resistenza termica, cioè il tempo necessario per trascorrere il margine di temperatura ammissibile del serbatoio ad una condizione specifica. Il modello può essere applicato in pezzi in una missione di aeromobili per determinare l'aumento della temperatura del serbatoio di carburante aggregato, con ogni segmento di missione corrispondente ad una particolare specificazione dei carichi termici, dei limiti e delle condizioni di temperatura iniziali e della combustione del combustibile.

Il modello termico sviluppato in questo documento è adatto per stimare l'aumento della temperatura del serbatoio quasi stabile, ma non è appropriato per determinare il comportamento della risposta del transitorio della temperatura del combustibile.

Durante una rapida transizione tra un segmento di missione con un flusso elevato di carburante a un segmento con flusso ridotto, si può prevedere che la temperatura T_L nello scambiatore di calore di carico aumenti notevolmente, prima di raggiungere un nuovo stato stazionario. Questo superamento potrebbe verificarsi per almeno due motivi.

Durante i transitori in cui viene ridotta la potenza del motore, il carico del motore dovrebbe essere vicino alla temperatura originale di stato fisso finché l'energia accumulata nella massa termica dei componenti del

motore caldo non viene sufficientemente dissipata. La scala temporale di questa dissipazione di energia è probabilmente molto più lunga rispetto alla scala temporale associata alla variazione del tasso di flusso del combustibile del motore. Il sovraccarico corrispondente potrebbe essere contrastato con una legge di controllo adeguata per il sistema di ricircolo; tuttavia, la dinamica di perdita del carico termico in funzione della velocità del flusso del combustibile deve essere anticipatamente prevista altamente dipendente sia dalle caratteristiche del motore, sia dalla legge sul controllo del ricircolo e pertanto può essere difficile da generalizzare.

Il secondo motivo potenziale per overshoot è la presenza di effetti di secondo ordine nelle dinamiche del sistema di trasferimento di calore. Questi effetti potrebbero essere modellati dall'aggiunta di termini viscosi e conduttivi all'equazione dell'energia combustibile che non sono inclusi nella presente formulazione. uesti termini dipendono dai dettagli del disegno dello scambiatore di calore, inclusa la configurazione del tubo.

La considerazione del comportamento transitorio incoraggia la diminuzione della T_{max} , perché gli overshoot di temperatura possono provocare la contaminazione del sistema di alimentazione o il danneggiamento dei sistemi elettronici e meccanici che vengono raffreddati. Questo margine supplementare richiederà un ulteriore flusso di combustibile ricircolato e quindi aumenta il tasso di riscaldamento del serbatoio.

L'intento quindi, è quello di fornire un modello semplice per questa fase iniziale di progettazione, per informare il dimensionamento degli aeromobili e concentrare l'attenzione sui potenziali problemi termici che possono rappresentare sfide progettuali più avanti nel programma di sviluppo aeronautico.

2.1.3. STUDIO DEI METODI DI ANALISI D'INFIAMMABILITÀ DEL SERBATOIO DI CARBURANTE, Weifan Lin, Tao Zeng, Min Fan et al. (2013)

Secondo le precedenti statistiche sugli incidenti da esplosione del serbatoio di combustibile da parte della FAA, quasi tutti gli incidenti sono legati all'infiammabilità del serbatoio. Vale a dire, la probabilità di esplosione del serbatoio di carburante è direttamente collegata all'esposizione dell'infiammabilità del serbatoio nell'ambiente infiammabile. In conformità a: come elaborare l'analisi d'infiammabilità del serbatoio di combustibile, come determinare il livello di esposizione all'infiammabilità del serbatoio di combustibile, nelle pagine seguenti si studia un metodo di analisi, includendo l'analisi qualitativa d'infiammabilità e l'analisi quantitativa.

1. Definizione d'infiammabilità del serbatoio

L'infiammabilità del serbatoio di carburante è chiamata anche livello di esposizione d'infiammabilità. La definizione dell'infiammabilità è: la percentuale del tempo in cui ogni serbatoio è infiammabile per una flotta di aerei che opera nell'intervallo di lunghezze di volo.

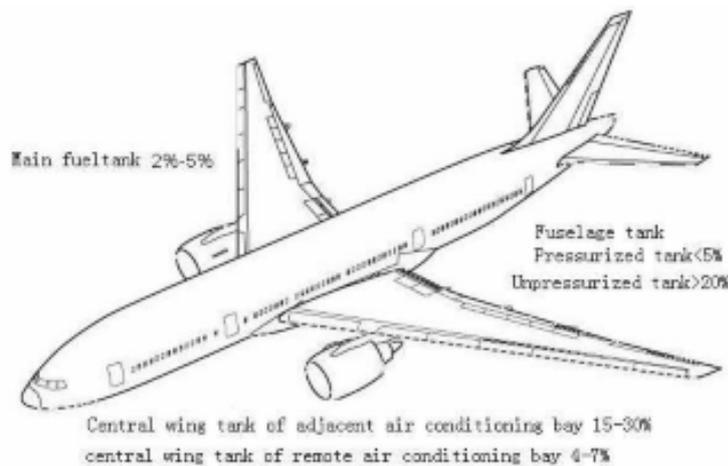


Figura 19. Dati tipici del livello di esposizione all'infiammabilità negli aerei civili.

2. METODI DI ANALISI DELL'INFIAMMABILITÀ DEL SERBATOIO DI COMBUSTIBILE

Ci sono due metodi per stabilire l'infiammabilità del serbatoio: un'analisi qualitativa e un'analisi quantitativa. I processi di analisi qualitativa valutano la sicurezza del sistema e dell'aeroplano in un modo oggettivo e non numerico. I processi di analisi quantitativa applicano metodi matematici per valutare la sicurezza del sistema e dell'aeroplano.

Se il serbatoio del carburante è un serbatoio d'alluminio, si utilizza l'analisi qualitativa per confermare l'equivalenza d'infiammabilità a un serbatoio tradizionale di alluminio non riscaldato. Se non sono soddisfatti i requisiti dell'analisi qualitativa, è necessario eseguire l'analisi quantitativa.

2.1. Analisi Qualitativa del serbatoio.

L'analisi qualitativa del serbatoio del carburante

comprende:

- (1) una descrizione della configurazione dell'aeroplano (inclusa la costruzione subsonica, la costruzione dell'ala, ecc.);
- (2) un elenco di eventuali fonti di calore all'interno o adiacenti al serbatoio del carburante;
- (3) il tipo di carburante approvato per l'aeroplano;
- (4) pressione di esercizio del serbatoio carburante rispetto alla pressione statica ambiente;
- (5) il serbatoio del carburante è non isolato e in alluminio;
- (6) serbatoi di carburante con un rapporto superficie/volume aerodinamico (superficie/volume) superiore a 1,0.

Descrizione di tali elementi:

- (1) la configurazione del serbatoio di carburante è determinata dalla posizione, dalla forma, dalla struttura, ecc., e viene confrontato con il "serbatoio di alluminio convenzionale non riscaldato". La definizione di serbatoio tradizionale in alluminio non riscaldato convenzionale è: una struttura convenzionale in alluminio, serbatoio integrato di un'ala di aeromobile subsonico di trasporto, con un riscaldamento minimo dai sistemi del velivolo o da altri serbatoi di carburante e raffreddato dal flusso d'aria ambiente durante il volo.
- (2) La fonte di calore correlata per distinguere queste fonti di calore può essere ignorata, se si deve evitare il trasferimento di calore al serbatoio di combustibile. Il sistema di scongelamento e la

copertura del ghiaccio caldo appartiene al disegno convenzionale, fintanto che il divario tra il tubo e il serbatoio, non aumenterà l'infiammabilità del serbatoio di combustibile.

- (3) Approvare il tipo di carburante, significa prendere in considerazione altri diversi tipi di combustibili con punti d'infiammabilità diversi, e vedere se conducono il serbatoio ad un diverso livello di esposizione all'infiammabilità.
- (4) È relativa all'ambiente circostante il serbatoio di carburante, e viene utilizzata per la valutazione della formazione di vapore infiammabile, della temperatura interna e della concentrazione di ossigeno all'interno del serbatoio. Mantenere la pressione appropriata, può effettivamente ridurre l'infiammabilità del serbatoio.
- (5) Il serbatoio è di alluminio non isolato; tale materiale è specifico per serbatoio del carburante perché ha una buona prestazione di dissipazione del calore mentre l'ala in composito è più spessa e ha una scarsa commutatività di calore. L'esperienza dimostra che la temperatura del carburante all'interno del serbatoio di alluminio e la differenza di temperatura esterna, non è grande.
- (6) I serbatoi di carburante con un rapporto superficie/volume aerodinamico (superficie/volume) superiore a 1,0, hanno dimostrato di soddisfare i cinque criteri di cui sopra. I serbatoi di carburante con un rapporto inferiore a 1,0 non sono considerati serbatoi d'alluminio convenzionali non riscaldati.

Pertanto, prima di tutta l'analisi qualitativa si determina il rapporto superficie-volume, e se è superiore a 1, si prosegue con l'analisi; se il rapporto è inferiore a 1,0, deve essere eseguita un'analisi quantitativa. Invece, se l'analisi qualitativa dimostra che la configurazione e le caratteristiche del sistema di alimentazione del combustibile possono impedire la produzione di sorgenti di accensione nel serbatoio di combustibile, non è necessario procedere all'analisi quantitativa dettagliata.

2.2. Analisi Quantitativa del serbatoio. L'analisi quantitativa d'infiammabilità del serbatoio utilizza le analisi standard, metodi statistici di Monte Carlo, basate sull'analisi della distribuzione del volo noto ottenendo dati d'infiammabilità per determinare la variabile sconosciuta. Questo metodo, con metodo di test casuale del calcolo dell'integrale, determina l'integrale che obbedisce a una certa funzione di densità di distribuzione $f(r)$ dell'aspettativa matematica della variabile casuale $g(r)$.

$$\langle g \rangle = \int_0^{\infty} g(r) f(r) dr$$

La stima di tale integrale è:

$$\bar{g}_N = \frac{1}{N} \sum_{i=1}^N g(r_i)$$

L'idea di base del metodo Monte Carlo utilizzato per l'analisi quantitativa d'infiammabilità del combustibile è: secondo le esigenze pratiche, con il tempo di esposizione all'infiammabilità, per il valore obiettivo, stabilire un modello di probabilità $g(r_1, r_2, \dots, r_n)$, utilizzando la tecnologia di campionamento, generando conformità al modello di distribuzione di probabilità di un gruppo di variabili casuali $\{r_1, r_2, \dots, r_n\}$ e al modello di probabilità di sostituzione $g(r_1, r_2, \dots, r_n)$, per ottenere un valore casuale. Allo stesso modo, produrre un valore N casuale.

Combinando la legge dei grandi Numeri, le statistiche sul valore obiettivo N casuale del valore medio, della variazione di un altro parametro statistico, si ottengono dati approssimativi di esposizione all'infiammabilità.

Il modello di calcolo dei principali fattori di considerazione è suddiviso in sei parti. Una volta determinate queste sei parti, il modello si basa sullo input dell'utente e il calcolo di Monte Carlo per determinare quando il serbatoio di combustibile è infiammabile, in ogni settore e in diversi periodi; si conclude quindi che ogni settore del serbatoio del carburante è infiammabile per una certa percentuale di tempo. Attraverso un gran numero di settori del calcolo iterativo, è possibile determinare il livello medio di esposizione all'infiammabilità della flotta.

3. CONCLUSIONI

L'analisi d'infiammabilità del serbatoio può utilizzare specifici indicatori quantitativi e metodi di analisi, accurate analisi dell'infiammabilità e valutazioni, e calcolare il livello interno di esposizione all'infiammabilità del serbatoio, nella fase di sviluppo del progetto può aiutare il progettista a determinare la necessità di adottare misure efficaci per: ridurre la fonte di accensione e i vapori nel serbatoio, ridurre la concentrazione di ossigeno, risolvere fundamentalmente i problemi di sicurezza del serbatoio di combustibile e soddisfare i requisiti normativi.

2.1.4. METODI MATRICIALI PER LA PROGETTAZIONE, Hampus Gavel et al. (2007)

Il design ingegneristico è un modo per risolvere i problemi in cui un insieme di obiettivi spesso poco chiari deve essere equilibrato senza violare una serie di vincoli. Utilizzando moderne tecniche di modellazione, simulazione e ottimizzazione, si possono ottenere vasti miglioramenti anche nella parte concettuale del processo di progettazione. Un obiettivo principale delle pagine seguenti, è quello di sostenere la fase di progettazione concettuale sia in termini di generazione sia di selezione di concetti. All'inizio del processo di progettazione di un nuovo prodotto, abbiamo poca conoscenza del problema, ma una grande libertà nel processo decisionale e le decisioni prese determinano gran parte dei costi indotti in seguito nel processo di progettazione. Tuttavia, si vorrebbe essere in grado di ottenere maggiori conoscenze nella fase iniziale, per mantenere lo stesso alto grado di libertà di progettazione e di rinviare l'impegno dei costi.

1. Metodi matriciali in progettazione ingegneristica

Sono stati sviluppati alcuni metodi basati sulle matrici per supportare gli ingegneri in diverse fasi di progettazione. In questa sezione, una piccola selezione di questi sono descritti in modo più dettagliato. Due metodi notevoli di matrice che vengono omessi sono il metodo di criterio-peso di Kesselring e il metodo di datum di Pugh.

1.1. LA MATRICE DI STRUTTURA DI PROGETTAZIONE (DSM-Design Structure Matrix)

La matrice di struttura di progettazione è un modello di scambio d'informazioni, originariamente sviluppato in un lavoro il cui autore è Steward (si rimanda all'articolo originale per il riferimento completo). I sistemi e processi complessi comprendono diversi componenti/sottosistemi o fasi di attività che interagiscono in una rete talvolta complessa di dipendenze. Il DSM è utile come strumento per mappare le dipendenze. Il DSM può essere applicato in diversi settori d'ingegneria come: la gestione dell'ingegneria, l'ottimizzazione del design e il disegno concettuale (per i riferimenti si rimanda all'articolo originale, vedi bibliografica), per dare solo alcuni esempi. Lo scopo, pertanto, è quello di mappare le dipendenze del sottosistema in modo da non trascurare qualsiasi effetto combinatorio e ciò, è fondamentale nella valutazione di sistemi complessi.

L'esempio utilizzato è il confronto tra le due proposte del sistema di alimentazione di cui alla Figura 20, una con il trasferimento della pompa e l'altra con il trasferimento di carburante mediante sifone.

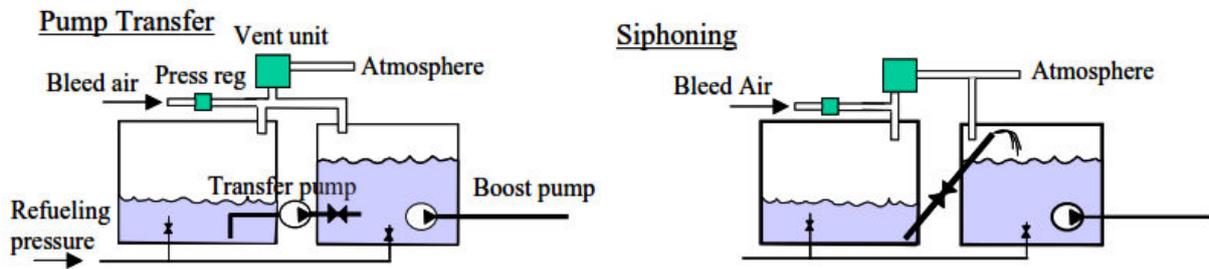


Figura 20. Proposte concettuali. Concetto con la pompa sinistra e con sifone a destra.

Le dipendenze del sottosistema della pompa e dei concetti di sifone sono mostrate nella Figura 21. Si noti che è preferibile dividere la matrice in modo da ottenere la più buona visione del flusso d'informazioni possibile.

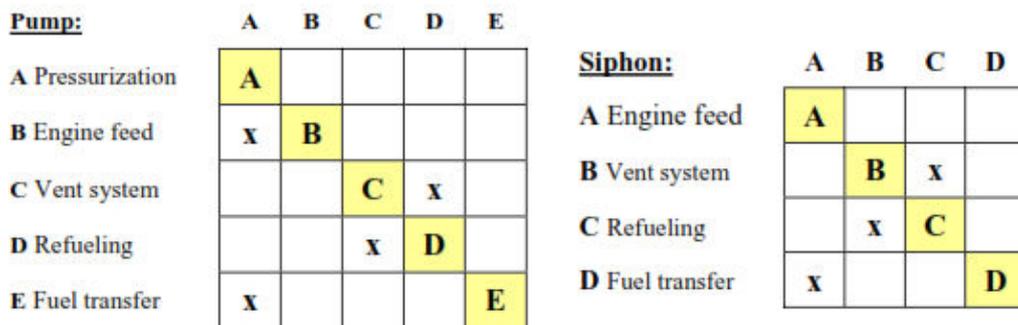


Figura 21. Dipendenze del sottosistema per la pompa e per di sifone, visualizzato con il DSM.

Si potrebbe anche dire che, se la matrice è mantenuta diagonale (o triangolare inferiore) si avranno dei vantaggi: il sistema diventa più robusto, semplifica la modifica perché le modifiche influenzeranno solamente i sottosistemi che sono "down stream", che altrimenti porteranno ad un infinito ciclo di riprogettazione senza alcun chiaro obiettivo.

Se il DSM è disaccoppiato (o triangolare inferiore), il disegno soddisferà molto probabilmente il primo assioma del design assiomatico.

1.2. THE HOUSE OF QUALITY

Un modo per visualizzare la relazione tra il sottosistema e i requisiti, è quello di utilizzare il quadro della matrice di relazioni, dal metodo dell'House of Quality (HoQ) (Casa di Qualità). La Casa di Qualità è stata originariamente sviluppata come uno strumento di qualità per mappare le aspettative dei clienti rispetto alle proprietà del prodotto. Tuttavia, funziona altrettanto bene per mostrare le dipendenze tra sottosistemi e requisiti di livello superiore.

La struttura caratteristica del tetto di qualità della figura 22, mostra le dipendenze tra i requisiti principali.

	Engine fuel consumption	Turn	Dive	Climb	Altitude	Refueling pressure
A. Pressurization system	x	x			x	
B. Engine feed	x				x	
C. Vent system			x	x		x
D. Refueling system						x
E. Transfer system		x			x	

Figura 22: Impatto dei requisiti di livello superiore sui sottosistemi visualizzati utilizzando la struttura della Casa di Qualità.

Si può vedere, ad esempio, che il consumo di carburante e l'altitudine del motore, influenzano l'alimentazione di quest'ultimo. Il consumo di carburante del motore mette in pericolo il flusso di carburante e l'altitudine (pressione atmosferica) influenza la sensibilità alla cavitazione. In questo caso il consumo di carburante e la frequenza massima di rotazione diminuiranno quando l'altitudine aumenta. La matrice, usata in questo modo, è ora definita come la matrice di relazione.

1.3. DESIGN ASSIOMATICO

Il design assiomatico è costituito da molta teoria accademica e da una grande quantità di matematica. Si riduce sostanzialmente a un vettore di requisiti funzionali {FR} e vettore dei parametri di progettazione {DP}. Questi due vettori sono collegati tra di loro da una matrice [A], chiamata la matrice di progettazione, che descrive la progettazione.

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \\ FR_4 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{13} & A_{14} \\ A_{21} & A_{22} & A_{23} & A_{24} \\ A_{31} & A_{32} & A_{33} & A_{34} \\ A_{41} & A_{42} & A_{43} & A_{44} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \\ DP_4 \end{Bmatrix}$$

Figure 23. Il quadro di design assiomatico

I fondamenti della progettazione assiomatica sono due assiomi (cioè dati senza prova). Il primo assioma, l'assioma dell'indipendenza, ci dice che le DP devono preferibilmente rimanere disaccoppiate. Se è impossibile evitare un accoppiamento, la matrice di progettazione dovrebbe essere fatta triangolare inferiore dividendo la matrice, che in pratica significa che non esiste un'influenza arretrata se le DP sono riprogettate o se i FR sono cambiati, a condizione che le attività siano eseguite nel giusto ordine. Una matrice accoppiata che non può essere suddivisa in tal modo è chiamata una matrice piena e deve sempre essere evitata.

$$\begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \\ FR_4 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & 0 \\ 0 & 0 & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \\ DP_4 \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \\ FR_4 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 \\ X & X & 0 & 0 \\ X & X & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \\ DP_4 \end{Bmatrix} \quad \begin{Bmatrix} FR_1 \\ FR_2 \\ FR_3 \\ FR_4 \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} X & 0 & 0 & 0 \\ 0 & X & 0 & X \\ X & X & X & 0 \\ 0 & 0 & 0 & X \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} DP_1 \\ DP_2 \\ DP_3 \\ DP_4 \end{Bmatrix}$$

Figura 24. Disaccoppiamento a sinistra e al centro, e un accoppiamento a destra.

Il secondo assioma ci dice che se il primo assioma è soddisfatto, l'informazione (complessità) dovrebbe essere mantenuta al minimo. La metodologia di progettazione assiomatica incoraggia il progettista a scomporre le aspettative dei costruttori, scoprire come queste influenzano i parametri di progettazione e a mantenere il progetto il più semplice possibile.

In primo luogo, a volte può essere preferito un disegno accoppiato a un disegno disinnestato perché salva il peso. Il peso ridotto e il funzionamento sono sempre obiettivi contrastanti nella progettazione. Suh, (nell'articolo esaminato si cita un lavoro di Suh e si rimanda all'articolo originale per il riferimento completo) sembra confondere ciò che nel campo della teoria del controllo è conosciuto come valore di riferimento (set point) e valore reale.

Ci sono diversi esempi di disegni che non soddisfano tutti i requisiti, ma comunque hanno successo. Forse la prestazione funzionale (valore effettivo) è una denotazione più appropriata rispetto ai requisiti funzionali (valore di riferimento), che poi devono essere confrontati con i requisiti in una valutazione successiva per ottenere un ciclo di progettazione e alla fine finire ad un ottimale.

1.4. LA MATRICE MORFOLOGICA

La tabella morfologica è un metodo che supporta la sintesi e incoraggia il progettista ad identificare nuove combinazioni di componenti o sottosistemi. La matrice morfologica viene creata decomponendo la funzione principale del prodotto in funzioni secondarie elencate sull'asse verticale della matrice. Diversi possibili principi di soluzione per ciascuna funzione vengono quindi elencati sull'asse orizzontale. I concetti sono creati combinando diverse sotto-soluzioni per formare un concetto di sistema completo. Un esempio di una matrice morfologica per un sistema di combustibile per aeromobili è mostrato in Figura 25.

The Saab Gripen fuel system

Engine feed	Negative g tank	HOPPER-tank	Negative g accumulator	Residual fuel	Etc
Fuel transfer	Distributed rotor pumps	Inline rotor pump	Jet pumps	Gravity transfer	Siphoning
Vent and pressurization	Pressurized Closed	Pressurized ejector	Open vent system	Etc	
Measurement	Level switches	Active probes	Passive probes	Ultra sound	Etc
Refueling	Pressure refueling	Gravity	Air to Air	Etc	
Explosion and fire	SAPOM	OBIGGS	Stored OBIGGS	Stored nitrogen	Etc

Figura 25. Matrice morfologica che mostra la combinazione del sottosistema di combustibile di Saab Gripen.

La morfologia è un modo di pensare introdotto dall'astrofisico Fritz Zwicky (1898-1974). Una delle idee della morfologia è di cercare sistematicamente una soluzione a un problema provando tutte le possibili combinazioni in una matrice. Zwicky definì la matrice, una "scatola morfologica"; altri nomi utilizzati sono la matrice morfologica o la tabella morfologica. Il fatto che la ricerca rivelerà anche combinazioni non ortodosse è uno degli ingredienti fondamentali della creatività; ci sono somiglianze qui con la teoria della soluzione inventiva dei problemi.

La principale mancanza del metodo della matrice morfologica è il gran numero di possibili concetti, mentre il numero di varianti che un progettista è in grado di valutare è ovviamente limitato. La matrice relativamente piccola della Figura 25 dà già al progettista meno di 2880 possibili combinazioni di concetti.

1.5. SINTESI DEI METODI MATRICIALI

Una classificazione di metodi basati sulla matrice per la progettazione del prodotto in generale può essere trovata in un lavoro il cui autore è Malmqvist (si rimanda all'articolo originale per riferimento completo). Tuttavia, la sua tesi si concentra sull'utilizzo di metodi di matrice nella fase di progettazione concettuale in particolare. Ci sono diversi metodi basati sulla matrice che possono supportare diverse attività nel design concettuale, come la sintesi, l'analisi o la valutazione. Ad esempio:

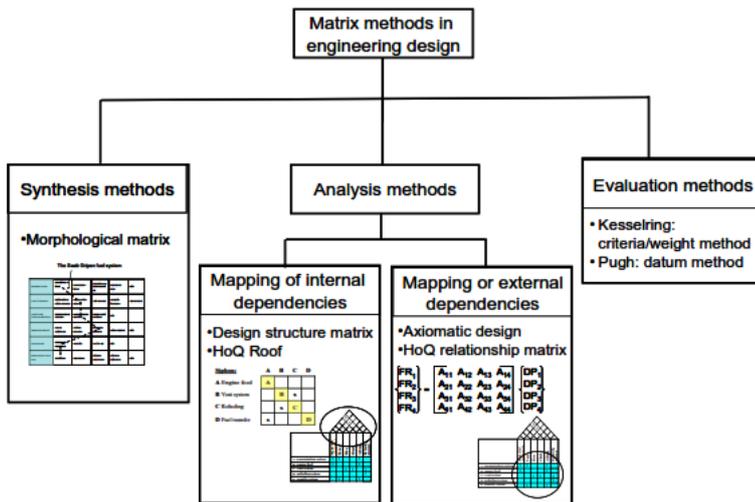


Figura 26. Classificazione di alcuni metodi matriciali nella progettazione ingegneristica in relazione alle differenti attività nella fase di progetto concettuale

A seguito di uno studio più approfondito e di confronto di alcuni metodi stessi, è possibile riconoscere una stretta somiglianza tra i metodi DSM e House of Quality (HoQ) e il design assiomatico.

2. PROGETTAZIONE DEL SISTEMA DI CARBURANTE DEL VELIVOLO

2.1. QUANTIFICAZIONE DELLA MATRICE MORFOLOGICA

Questa sezione descrive un'elaborazione della matrice morfologica utilizzata per la progettazione del sistema di alimentazione. La matrice morfologica elaborata è una matrice morfologica convenzionale che ha modelli matematici incorporati degli elementi della soluzione. In un lavoro di Pahl e Beitz (si rimanda alla tesi originale per i riferimenti completi) affermano che: combinare soluzioni utilizzando metodi matematici è possibile solo per i principi di funzionamento le cui proprietà possono essere quantificate. Tuttavia, questo è raramente possibile in questa fase precoce. Qui, ci si concentra su proprietà che possono essere quantificate, come il peso e il consumo di energia.

La matrice quantificata fornisce all'ingegnere l'accesso immediato alle proprietà approssimate del sistema completo. Ogni sottosistema potenziale è descritto con equazioni fisiche o statistiche o una loro combinazione e aggregando le proprietà delle soluzioni selezionate, è possibile ottenere un valore quantificato del prodotto completo.

2.1.1. Matrice morfologica interattiva e quantificata

La matrice quantificata è una matrice morfologica convenzionale che ha modelli matematici incorporati degli elementi di soluzione. L'implementazione è eseguita in MS Excel e fornisce una risposta immediata a qualsiasi modifica dei requisiti di livello superiore o del parametro di progettazione ed è pertanto considerata interattiva in questo senso.

Morphological Matrix						Choose
Funktion	1	2	3	4	5	
Engine feed	NGT	HOPPER-tank	HT with Jet pumps	NGA		1
Fuselage Tank Transfer	Distributed pump	Inline pump	Jet pump	Siphoning	Gravity	2
Wing Tank Transfer	Distributed pump	Inline pump	Jet pump	Siphoning	Gravity	2
Drop Tank Transfer	Distributed pump	Inline pump	Jet pump	Siphoning	Gravity	2
I Transfer						-
Vent & Pressurization	Closed system	Ejector system	Non Pressurized			2
Measurement	Level sensor	Tank probe	Both			3
Refueling	Pressurized	Gravity	AAR			1
Fire P. Fuselage & Wing	SAFOM	OBIGGS	Liquid Nitrogen	None		4
Fire P. Drop Tank	SAFOM	OBIGGS	Liquid Nitrogen	None		4

Concept	Power							MTBF				
	Min tank pres.	Eject/JP	Pump	Tank	Weight	Eject/JP	Electrical		Level	Dive		
NGT	0	7	7	=	14	0	+ 1590 =	1590				2 128
Inline pump	51204	3	7			711					23 077	
Inline pump	51204	3	9			711					23 077	
Inline pump	58182	3	14			750					23 077	
		9	+ 30	=	39		2172 =	2172			7 692 =	7 692
Ejector system					6				70	172		2 370
Both					9							2 342
Pressurized					32							14 286
None					0		0					1 000 000
None					0		0					1 000 000
Σ					kg 100		W 3763		241		h	657

Figura 27. Sopra abbiamo la matrice morfologica e sotto abbiamo le proprietà quantificate del sistema.

Osservando la Figura 27, si nota che la matrice superiore mostra una matrice morfologica per sistemi di combustibile, simile a quella mostrata in Figura 25. La colonna a sinistra mostra una combinazione proposta per un aereo da combattimento di piccole o medie dimensioni. L'esito del modello è visualizzato nella tabella inferiore. Le proprietà quantificate sono il peso, la potenza elettrica, il consumo dell'aria compressa e il tempo medio tra i guasti (MTBF). I requisiti di livello superiore sono mostrati nella Figura 28, che deve essere riempita con i dati relativi all'altitudine, al tasso di discesa, al consumo motore, al fattore di carico e alla densità del combustibile utilizzato.

Altitude	z	15000	m
Engine feed mass flow rate at alt=Z	mf.efz	1	kg/s
Engine feed mass flow rate at alt=0	mf.efg	6	kg/s
Transfer mass flow rate	mf.tp	3	kg/s
Fuel density	rho.fuel	800	kg/m ³
Load factor	g	3	g
Dive rate	d	300	m/s
Ground level temperature		15	°c

Figura 28. Requisiti del livello superiore.

Le caratteristiche del sistema quantificate sono poi ricavate da modelli fisici, regole del pollice, statistiche o combinazioni di essi. L'esito è approssimativo e valido solo per la classifica della proposta concettuale. Il modello non è valido per promettenti risultati futuri. Tuttavia, la matrice si è anche dimostrata utile per una prima valutazione delle caratteristiche del sistema di combustibile nella fase concettuale del velivolo stesso.

2.1.2. Ottimizzazione

Al fine di automatizzare il processo di selezione delle soluzioni, è stata sviluppata una struttura di ottimizzazione, per consentire l'ottimizzazione del sistema sulla base della matrice morfologica. Il principio fondamentale di questo quadro può essere considerato come la combinazione del modello, della funzione oggettiva e dell'algoritmo di ottimizzazione (come illustrato nella figura 29).

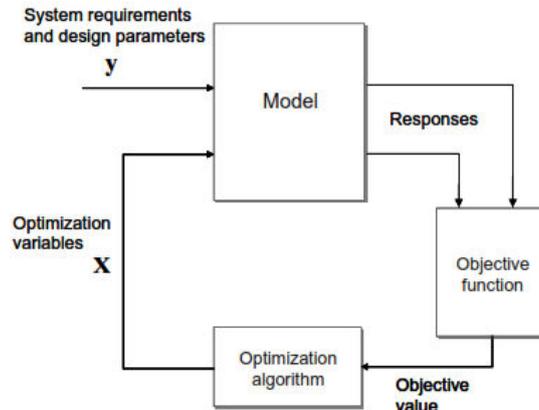


Figura 29. Illustrazione del processo di ottimizzazione.

2.2. QUANTIFICAZIONE DELLA MATRICE DI RELAZIONE

L'obiettivo è quello di descrivere come l'uso della matrice di rapporto e del DSM possa ridurre il tempo di sviluppo del sistema in fase concettuale mediante l'introduzione anticipata di strumenti di progettazione computazionale. Un ulteriore obiettivo è ridurre al minimo il numero di errori aiutando il progettista a prendere in considerazione gli effetti combinatori e aumentando la comprensione di come le condizioni di volo influenzino i parametri di progettazione a basso livello. Questo è vero anche per la matrice morfologica quantificata con la differenza che la matrice morfologica viene utilizzata per esplorare lo spazio di progettazione mentre i metodi in questa sezione sono esplicitamente motivati estraendo informazioni e acquisendo conoscenze sul progetto.

2.2.1. Combinazione tra il DSM e la matrice di relazione

Per ottenere una visione più compatta del problema è possibile combinare il DSM con la matrice di relazione. Il DSM mostra la direzione di una relazione bidirezionale, rispetto al tetto della matrice, che mostra l'esistenza di una relazione. Attraverso la trasposizione della matrice di relazione, è possibile visualizzare le relazioni dei sottosistemi con il DSM anziché il tetto.

	Engine fuel consumption	Turn	Dive	Climb	Altitude	Refueling pressure	A	B	C	D	E
A. Pressurization system	x	x			x		A				
B. Engine feed	x				x		x	B			
C. Vent system			x	x		x			C	x	
D. Refueling system						x			x	D	
E. Transfer system		x			x		x				E

Figura 30. Il DSM e la matrice di relazione combinate nella stessa struttura, visualizzando le dipendenze per il concetto della pompa.

Nella parte della matrice di relazione della matrice di Figura 30 è possibile leggere che i requisiti principali che interessano il sottosistema di trasferimento sono la rotazione e l'altitudine.

Nella parte DSM si può vedere che la prestazione del sistema di trasferimento è influenzata dal sistema di pressurizzazione del serbatoio che sopprime la cavitazione nella pompa di trasferimento.

Il tetto caratteristico dell'HoQ, mostra le dipendenze tra i requisiti principali. In questo caso, il consumo di carburante e la velocità massima di rotazione diminuiranno quando l'altitudine aumenta.

2.2.2. Quantificazione degli elementi

Quando sono state stabilite le relazioni tra sottosistemi e requisiti, è necessario determinare le caratteristiche e le prestazioni del concetto. Il flusso del carburante, il grado di cavitazione, il consumo di carburante, le pressioni di carburante e di aria sono alcune delle proprietà utili come misure di merito in uno studio commerciale e che quindi devono essere quantificate. L'idea è che la proprietà che descrive l'attività principale di un sottosistema sia quantificata e inserita come elemento di accoppiamento nella matrice di relazione.

- o Sistema di trasferimento: prevede un flusso di trasferimento: flusso di massa del combustibile [kg/s].
- o Sistema di pressurizzazione: ridurre al minimo la cavitazione: 1 = nessuna cavitazione, 0 = 100% vapore.
- o Sistema di ventilazione: assicura la pressione limite introducendo o espellendo l'aria al cambio di altitudine (flusso di massa di aria [g/s]). Vi è inoltre una regola pratica secondo la quale, le velocità dell'aria nei condotti dovrebbero essere mantenute al di sotto dei 70 m/s (velocità dell'aria [m/s]). Il sistema di sfiato deve inoltre garantire la pressione limite al superamento del rifornimento (pressione di sovrapposizione [Pa]).
- o Sistema di alimentazione dell'alimentatore: deve fornire la pressione di alimentazione del motore [Pa].
- o Rifornimento: ridurre al minimo il tempo di rifornimento (spostamento) [s].

Ciò consente di visualizzare la modalità in cui i requisiti di livello superiore e le dipendenze del sottosistema influenzano i dettagli del sottosistema.

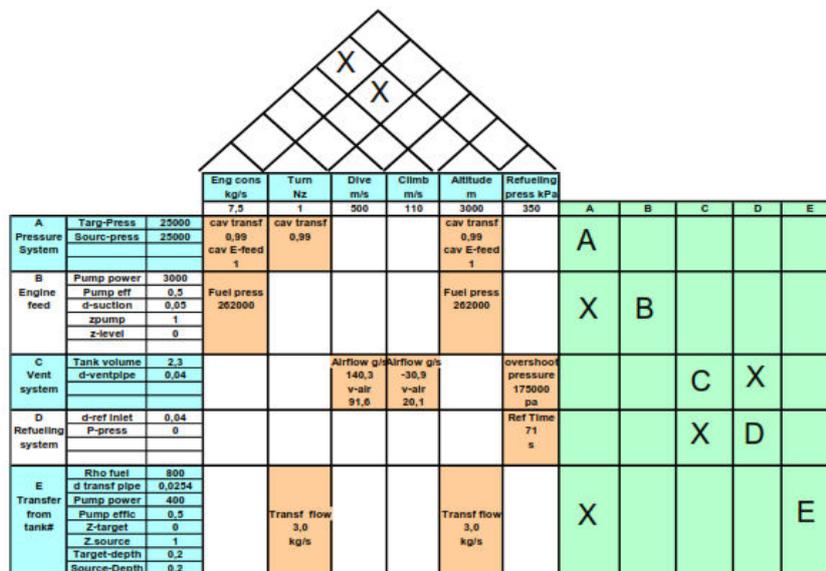


Figura 31. Combinazione tra il DSM e la matrice di relazione e quantificazione degli elementi per il cocetto con la pompa.

Dietro ogni elemento quantificato nella parte accoppiata della matrice c'è un'equazione, facilitando così uno studio commerciale diretto. Un esempio è la Figura 32 dove viene mostrato l'impatto sul sistema di una curva con accelerazione laterale di 3g a 10.000 m. L'impatto è una maggiore cavitazione della pompa di trasferimento a causa dell'altitudine e del flusso di trasferimento ridotto, da 3,0 kg/s a 1,9 kg/s, a causa del fattore di carico e della cavitazione. Se la matrice è automatizzata, come in questo caso, praticamente nessun lavoro aggiuntivo è necessario per rispondere alle domande come la seguente: che cosa succede se la pressione del serbatoio è aumentata a 35 kPa?

	7,5	3	500	110	10000	350
25000	cav transf	cav transf			cav transf	
25000	0,47	0,47			0,47	
	cav E-feed				cav E-feed	
	1				1	
3000						
0,5	Fuel press				Fuel press	
0,05	234000				234000	
1						
0						
2,3			Airflow g/s	Airflow g/s		overshoot pressure
0,04			140,3 v-air 91,6	-30,9 v-air 20,1		175000 pa
0,04						Ref Time
0						71 s
800						
0,0254						
400						
0,5		Transf flow			Transf flow	
0		1,9 kg/s			1,9 kg/s	
1						
0,2						
0,2						

Figura 32. Impatto di una girata di 3 g a 10.000 m di altitudine, sulla pompa del trasferimento del carburante.

Una parte importante del progetto è di concludere i concetti inferiori e identificare quello superiore. Uno degli strumenti utilizzati nell'eliminazione concettuale può essere la matrice di rapporto quantificata in precedenza, e utilizzata nello studio commerciale. O la matrice può benissimo essere derivata solo per questo scopo. L'esempio seguente mostra come il concetto "sifone" si dimostri sensibile al fattore di carico.

Le prestazioni a quota 1g e 3.000 m, mostrate nella figura 33, sono migliori del concetto di pompa. Infatti, il flusso di trasferimento sembra molto promettente.

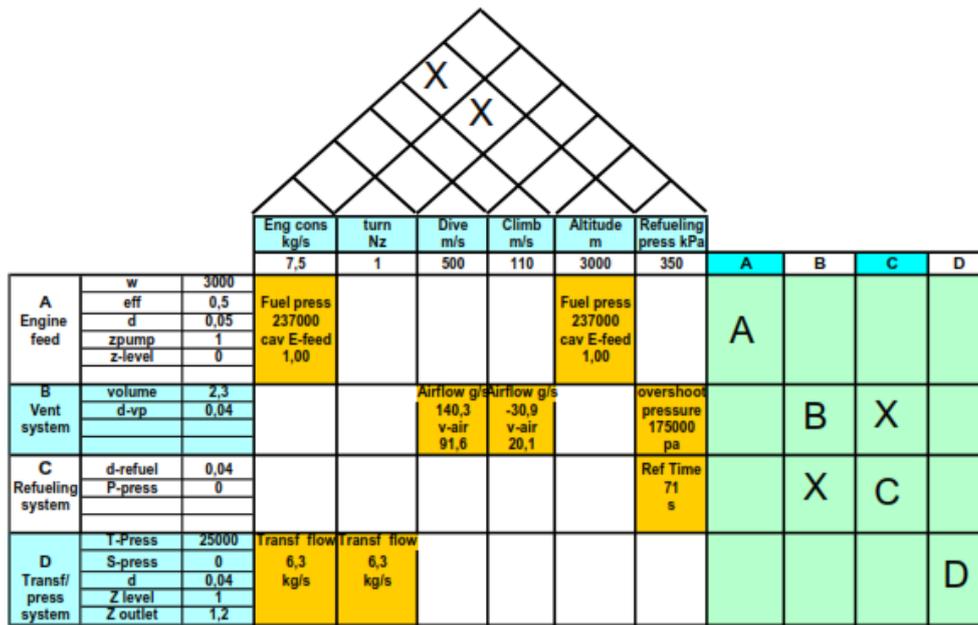


Figura 33. Il concetto di sifone al livello di volo a 3000 m di altitudine.

2.2.3. Interazioni con incertezze

Oltre alla modellazione deterministica della proposta, è anche interessante poter analizzare le incertezze nei parametri e poter combinare l'analisi probabilistica con la matrice di relazione. Una delle principali difficoltà nella progettazione di un sistema di carburante è predire la cavitazione della pompa. I principali fattori che influenzeranno il grado di cavitazione sono la pressione del serbatoio (ambiente + pressurizzazione), la pressione di aspirazione e le proprietà del combustibile utilizzato (pressione del vapore e solubilità in aria). Tutti questi fattori sono soggetti a variazione e se questa variazione è presa in considerazione già nelle fasi iniziali del progetto, è più probabile che si sceglierà un concetto di successo.

2.2.4. Pressione del serbatoio

La causa predominante della variazione della pressione del serbatoio è la pressione ambiente, cioè la variazione di altitudine. Durante la progettazione di un aereo da combattimento multiruolo, i diversi profili di missione tattici vengono ponderati insieme per definire una distribuzione di altitudine. Nella Figura 34 è mostrata una distribuzione tipica, semplificata di altitudine.

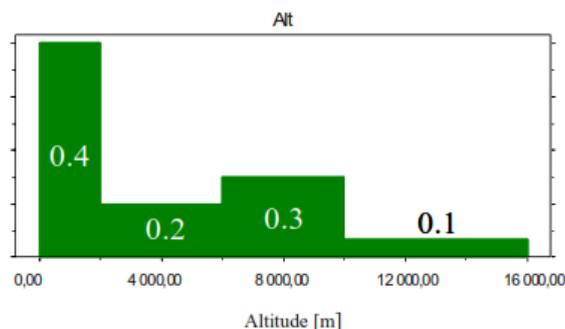


Figura 34. Distribuzione semplificata ma tipica di altitudine di un aereo da combattimento multiruolo, dove il 40% del tempo è speso sotto i 2000 m, 20% tra i 2000 e i 6000 m ecc..

2.2.5. Caduta di pressione laterale di aspirazione

La caduta di pressione del lato d'aspirazione è determinata dalla geometria del tubo di aspirazione, dal diametro, dalla lunghezza, dalle curve, dalla rugosità superficiale, dalla testa di aspirazione ecc. Queste proprietà non sono sufficienti a giustificare l'utilizzo delle distribuzioni. Tuttavia, il desiderio di ridurre al minimo il carburante non consumabile farà sì che la distanza 'a' influenzerà la caduta della pressione in ingresso.

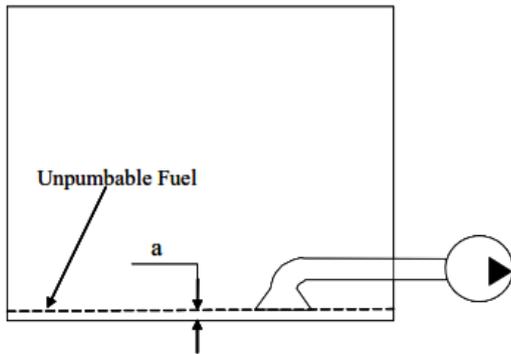


Figura 35. Influenza del carburante residuo sulla caduta di pressione sul lato d'aspirazione.

Se la distanza 'a' è troppo grande, la quantità di combustibile residuo sarà inaccettabile e se è troppo piccola, l'ingresso del tubo agirà come una limitazione che aumenterà la perdita di pressione. Qui la distanza 'a' è modellata come un diametro equivalente del tubo. La distanza 'a' e il diametro della bocca della campana determinano l'area d'ingresso. Il diametro del tubo equivalente è quindi calcolato come il diametro di un tubo con la stessa area dell'area di ingresso. Si suppone che il diametro del tubo equivalente abbia una distribuzione normale, come mostrato in Figura 36.

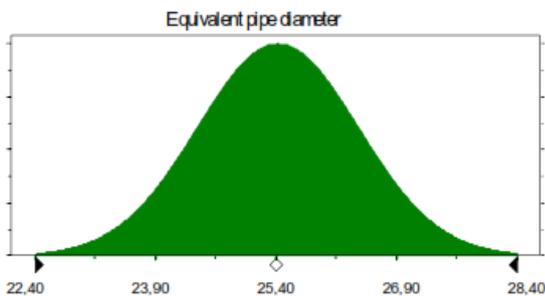


Figura 36. Distribuzione del diametro equivalente del tubo, espresso in mm.

2.2.6. Proprietà del carburante

La fonte più comune di combustibile per getto è l'olio grezzo, costituito da migliaia di diversi idrocarburi. Nel produrre tale combustibile, l'olio grezzo è suddiviso in frazioni per distillazione per fornire la gamma di temperatura di ebollizione desiderata. La fisica reale dietro la vaporizzazione e la formazione di gas è molto complessa, tuttavia, viene introdotta un'equazione derivata empiricamente usando un fattore p_{totcav} . Il fattore p_{totcav} è rappresentato con la distribuzione normale, Figura 37, basata su prove di banco al Saab Aerospace.

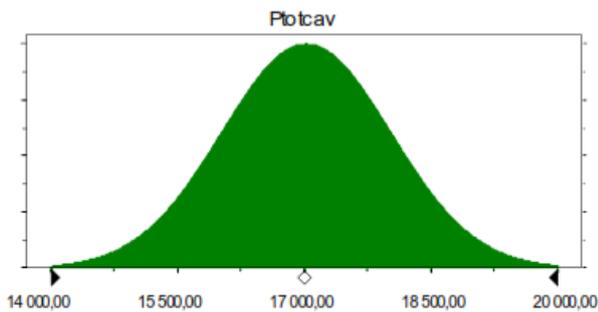


Figura 37. Distribuzione normale del parametro p_{totcav} espresso in Pa

2.2.7. Simulazione di sistema

Le distribuzioni dei parametri vengono utilizzate come input a una simulazione di Monte Carlo. Eseguendo un determinato numero di prove di Monte Carlo, è possibile ottenere delle previsioni di variazione delle caratteristiche del sistema che sono di particolare interesse quando si valuta la proposta concettuale.

2.2.8. Previsione della cavitazione

Una delle caratteristiche più interessanti durante la valutazione di un sistema a pompa in linea, è il grado di cavitazione. Come detto in precedenza, un certo grado di cavitazione deve essere considerato normale in un sistema di carburante. È comunque importante mantenerlo a un livello accettabile. La previsione della cavitazione servirà come input alla valutazione di fattibilità del concetto. Insieme al produttore della pompa, il progettista può valutare se il concetto abbia probabilmente successo.

2.2.9. Previsione di flusso

Il solito approccio durante la progettazione, ovviamente, è che il flusso di trasferimento del carburante al serbatoio d'alimentazione del motore deve essere uguale o superiore al consumo di carburante del motore. Quando si progetta un aereo da combattimento con funzionamento del postbruciatore, tuttavia, non è del tutto chiaro quale sia il requisito relativo al flusso di trasferimento del combustibile. JSSG afferma che: "Quando la portata del motore è elevata rispetto alla quantità di combustibile a bordo, come nel caso dei velivoli da combattimento con postbruciatore, la velocità di trasferimento non deve corrispondere alla massima capacità del motore". "Quando la velocità di trasferimento non è uguale al flusso del motore, occorre individuare una velocità di compromesso accettabile e definire le condizioni operative". La previsione del flusso non risponderà solamente alla domanda se la portata è accettabile ed è un utile contributo al processo di valutazione dei concetti e, in combinazione con studi dettagliati di specifici profili di missione, contribuisce a valutare se la performance del concetto è sufficiente.

2.2.10. DISCUSSIONE E RISULTATI

La matrice di rapporto quantificata e l'ottimizzazione per la selezione di concetti sono utili anche nella fase concettuale durante la selezione e la selezione delle proposte di concetto per ulteriori sviluppi. La matrice morfologica automatizzata è destinata alla generazione di concetti, ma può essere utile anche in fase di screening precoce. La matrice è in parte basata su approssimazioni e statistiche ruvide e deve pertanto essere utilizzata con cura durante la fase di screening. La matrice morfologica automatizzata si riferisce alla fase concettuale come mostrato in Figura 38. La matrice di relazione quantificata, che è un modello di sistema semplice e stazionario realizzato in un programma di fogli di calcolo, si è dimostrata utile nella valutazione precoce quando i concetti sono numerosi. Fare un modello più dettagliato non è efficace in questa fase poiché l'errore del modello sarebbe diventato grande nonostante un elevato grado di dettaglio, a causa del numero elevato di ipotesi e incertezze derivanti dalla mancanza di informazioni.

L'ottimizzazione per la selezione di concetti, richiede chiamate di funzioni da un modello più avanzato e dinamico. L'ottimizzazione è quindi più adatta per la valutazione del concetto più tardi nella fase concettuale quando il numero di concetti è stato ridotto, vedere la Figura 38.

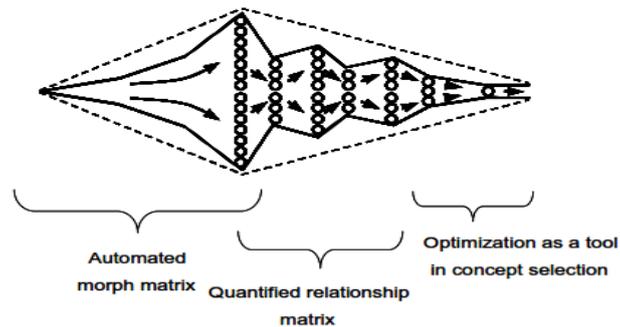


Figura 38. Metodi inseriti nel modello di generazione e selezione concettuali di Ulrich ed Eppinger (riferimento completo nell'articolo originale).

2.3. QUANTIFICARE LA MATRICE MORFOLOGICA

Nel design concettuale, ci sono molte attività che non possono essere formalizzate. Tuttavia, l'automazione delle attività che può essere formalizzata è un passo importante verso l'aumento dell'efficienza nel processo di progettazione. Più tempo è quindi messo a disposizione per attività che non possono essere formalizzate. Inoltre, il risultato dell'ottimizzazione non è l'unico risultato importante. Una conoscenza importante viene acquisita anche durante il processo di quantificazione della matrice e formulazione del problema. La formulazione delle funzioni obiettivo è un problema centrale quando si utilizza l'ottimizzazione del design concettuale, dove i modelli sono ruvidi e i requisiti sono vaghi. Quantificare la matrice morfologica presenta i seguenti vantaggi:

3. È un modo per introdurre anticipatamente l'automazione nel processo di progettazione e quindi razionalizzare il lavoro concettuale e allo stesso tempo aumentare la comprensione del problema progettuale.
4. Minimizza il numero di concetti derivanti dall'uso della morfologia che devono essere perseguiti in un'analisi più dettagliata.

2.4. QUANTIFICAZIONE DELLA MATRICE DI RELAZIONE

La quantificazione degli elementi della matrice di accoppiamento tra sottosistemi/componenti e requisiti superiori e la gestione delle incertezze con i metodi di progettazione probabilistici presenta i seguenti vantaggi:

- Aumenta la comprensione dell'impatto dei requisiti di livello superiore sui parametri di design a basso livello.
- È un modo semplice per introdurre strumenti di progettazione computazionale già nelle fasi iniziali del design concettuale.
- Le interazioni del sottosistema possono essere prese in considerazione durante la valutazione del sistema completo.
- Lo studio commerciale e il dimensionamento nelle fasi iniziali sono facilitati.
- Può essere utile per la risoluzione anticipata dei concetti individuando le proposte di progetto che non soddisfano i requisiti.

- Combinando la matrice di struttura di progetto e una matrice di relazione, è anche possibile visualizzare l'accoppiamento tra i requisiti principali e altri sistemi o sottosistemi.
- Utilizzando analisi probabilistiche in fase concettuale, è possibile esplorare in anticipo l'intera gamma del comportamento del sistema, piuttosto che concentrarsi su uno o più scenari peggiori. Gli scenari peggiori ci dicono cosa è possibile, ma non quello che è probabile. È tuttavia uno strumento più utile per valutare i concetti ponendo il caso peggiore - spesso improbabile - in una prospettiva più ampia e promuovendo così soluzioni più ottimali.

2. OTTIMIZZAZIONE DELLA PROGETTAZIONE CONCETTUALE DEL SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

Ci sono sempre aspetti difficili da quantificare in una funzione oggettiva, come la semplicità del sistema da una prospettiva di robustezza. Tuttavia, non bisogna sottovalutare il vantaggio di quantificare il problema nella formulazione della funzione oggettiva. Riassumendo, si potrebbe concludere che:

- L'utilizzo dell'ottimizzazione agevolerà il processo di selezione dei concetti e aumenta la probabilità di scegliere il concetto migliore secondo i requisiti di livello superiore.
- L'uso dell'ottimizzazione aumenta la comprensione di come i requisiti di primo livello influenzino pratiche di basso livello quali la progettazione del sistema di alimentazione.
- Quantificare il problema migliorerà la comprensione dello stesso, in modo che la probabilità di scegliere il concetto migliore sia maggiore.

La mancanza di esperienza nei sistemi di approvvigionamento specifico è un problema crescente nella progettazione. Pertanto, metodi come quelli qui presentati sono molto preziosi nel design del concetto. L'inconveniente principale quando si utilizza l'ottimizzazione, è che un ingegnere inesperto, forse a causa di una funzione obiettivo erroneamente formulata, può trarre conclusioni sbagliate. Si potrebbe tuttavia sostenere che:

- Il processo di acquisizione dell'esperienza è migliorato e quindi accelerato utilizzando la tecnica presentata in questa tesi.

3. OSSERVAZIONI CONCLUSIVE

- Ci sono molti modi per supportare la progettazione concettuale del sistema di alimentazione di un aereo. Quelli presentati sono un progetto concettuale supportato da una matrice morfologica interattiva, una matrice di rapporto quantificata e con una selezione di concetti basata su ottimizzazione.
- L'ottimizzazione può essere utilizzata in fase concettuale sia mediante la combinazione di concetti di screening ottenuti con una matrice morfologica, eliminando quelli inferiori, sia utilizzando l'ottimizzazione come strumento in selezione attiva.
- Individuando le dipendenze tra i requisiti di primo livello e i parametri di progettazione in una matrice di rapporto quantificata, il progettista ottiene una buona comprensione di come i requisiti di primo livello influenzino i parametri di progettazione a basso livello.
- Applicando la modellazione strategica, il tempo di sviluppo per un grande modello del sistema di alimentazione, sarà ridotto rispetto ad un approccio ad hoc o alla pratica industriale.

2.2. MODELLI FEM CFD

Alcuni parametri chiave nella valutazione del serbatoio di carburante sono: la temperatura del carburante e la rimozione del calore.

Nello studio della distribuzione della temperatura del combustibile e della correttezza del modello di trasferimento del calore, la piattaforma software MATLAB/Simulink viene utilizzata per creare un modello di simulazione termica del serbatoio di carburante, in cui saranno studiate tre condizioni di volo e, i cui risultati dovranno coincidere con quelli dei test pratici.

Invece, per un'efficace rimozione del carico di calore creato da alcuni sistemi (sistema dell'olio, sistema idraulico, cabina e apparecchiature elettriche in volo), il carburante è scelto come dissipatore di calore, in altre parole deve dissipare il calore attraverso le pareti del serbatoio e scambiare calore nello scambiatore aria-combustibile generando dei flussi di calore verso l'interno e verso l'esterno. Oltre alla piattaforma Matlab, sono utilizzati anche: FLUENT per condurre una simulazione tridimensionale di flusso di aeromobili e di ogni serbatoio per ottenere coefficienti di trasferimento termico convettivo interno ed esterno, e FLOWMASTER per fare una simulazione della gestione termica integrata dell'aeromobile per ottenere parametri d'ingresso dei serbatoi di carburante, che potrebbero essere utilizzati come condizioni di confine di FLUENT. Quindi la temperatura del carburante potrebbe essere calcolata utilizzando le equazioni differenziali globali di trasferimento di calore.

2.2.1. METODI DI STATO STAZIONARIO E TRANSITORIO, Kang Zhenge, Liv Zhenxia, Ren Guozhe, LV Yaguo et al. (2015).

Nella discussione in esame, vengono citati lavori i cui autori sono William M. Cavage, Yanjiang Lee e Xingjuan Zhang e altri studiosi (si rimanda all'originale per i riferimenti completi), che hanno studiato la distribuzione di gas inerte del serbatoio centrale del Boeing 747, in condizioni di determinati cicli di volo e sistemi inerti, hanno stabilito un modello di simulazione dell'intero sistema di carburante dell'aeromobile con un certo tipo di sistema di combustibile, e hanno utilizzato il metodo di equilibrio termico per stabilire il modello matematico sulla relazione di trasferimento del combustibile.

Essi però si sono principalmente concentrati nell'analisi complessiva del sistema di carburante. C'è meno per lo studio della temperatura del combustibile. Sulla base dell'analisi del serbatoio di combustibile per aeromobili e di una semplificazione appropriata, è stato stabilito un modello fisico e matematico corrispondente a un serbatoio di carburante utilizzando il software MATLAB/Simulink per la costruzione del modello termico del serbatoio di combustibile, e condotto simulazioni in tre diverse condizioni di navigazione separatamente e confrontato i risultati di simulazione con dati sperimentali.

1. COSTRUZIONE DEL MODELLO TERMICO A STATO STAZIONARIO DEL SERBATOIO

Un serbatoio di carburante è costituito principalmente da un serbatoio collettore (o di raccolta), da una baia centrale, da un serbatoio di ala e da un serbatoio con sfiato; il serbatoio dell'ala è costituito da un serbatoio di bordo e da un serbatoio fuoribordo. La figura 39 mostra le parti di un certo serbatoio di carburante per aeromobili.

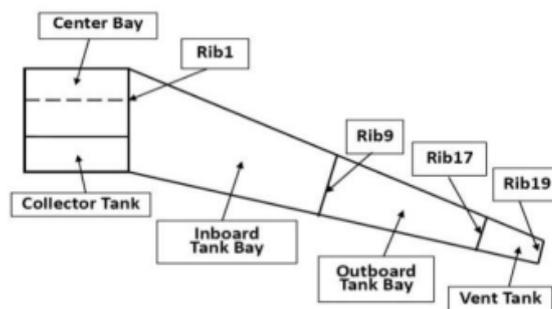


Figura 39. Parti di un serbatoio di carburante per aeromobili.

Il serbatoio di raccolta e la baia centrale si trovano all'interno dell'aereo. Uno dei principali fattori che influenzano la temperatura della parete del serbatoio del carburante in queste parti, è la temperatura della parete inferiore della cabina. Rib1 è una nervatura semi-sigillante, rib9 è una semi-sigillante e rib17 è una nervatura di tenuta. Il serbatoio di sfiato è ventilato all'ambiente esterno e non c'è carburante in circostanze normali. Le nervature semi-sigillanti all'interno del serbatoio del carburante mantengono il flusso di carburante libero all'interno del serbatoio del combustibile, per quanto possibile, per ridurre il flusso di carburante, al fine di garantire la sicurezza e un centro di gravità stabile di aeromobili.

1.1. Metodo di modellazione del serbatoio carburante

Secondo le caratteristiche strutturali di ogni vasca del serbatoio di combustibile, il serbatoio è suddiviso in 6 unità di calcolo, Figura 40: serbatoio di raccolta, baia centrale, da rib1 a rib 3, da rib9 a rib 17, e il serbatoio di sfiato.

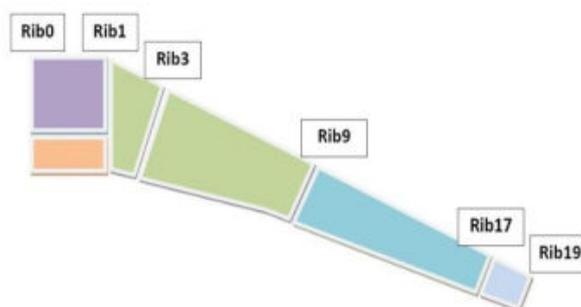


Figura 40. Schemi di classificazione dei domini di calcolo del carburante.

Ogni unità di calcolo ha un corrispondente nodo di confine. La distribuzione interna del nodo di ogni unità di calcolo è mostrata in figura 41:

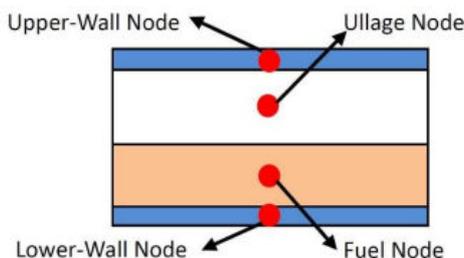


Figura 41. Sistema di calcolo del nodo nel modello di stato stazionario.

Le principali ipotesi e la semplificazione per la modellazione del serbatoio carburante sono:

1. I limiti dell'analisi termica del serbatoio carburante sono impostati come le temperature delle pareti del serbatoio di combustibile.
2. Ignorare la differenza di temperatura del serbatoio carburante tra la parete interna e quella esterna.
3. Non tiene conto dell'impatto del tubo di sfiato all'interno del serbatoio del carburante.
4. Non tiene conto dell'impatto delle costole sul flusso di combustibile.
5. La pompa di alimentazione interna e altri componenti interni del serbatoio di raccolta, sono semplificati come fonte di calore.
6. I parametri del nodo sono quelli dell'ullage (combinazione di aria e di combustibile) invece dei parametri dell'aria.
7. Il trasferimento di calore tra i nodi ullage e i nodi liquidi, sono considerati come conduttività termica.
8. Il trasferimento di calore tra il nodo ullage e il nodo liquido, tra il nodo ullage e il nodo parete, e tra il nodo liquido e il nodo a parete, sono considerati come trasferimento di calore a convezione mista nello spazio limitato.
9. Non considera l'evaporazione del combustibile.
10. Ignorare le radiazioni termiche all'interno del serbatoio.
11. Il serbatoio di raccolta, la baia centrale e il serbatoio di sfiato sono semplificati come rettangoli, e rib3, rib9 e rib17 sono parallele.
12. La parete superiore è parallela all'orizzonte e la parete inferiore ha un angolo di 3 ° rispetto all'orizzontale, che è l'angolo diedro delle ali del velivolo.
13. Dalla rib3 alla rib9 e dalla rib9 alla rib17 sono semplificate come trochi di piramide.

1.2. Calcolo della relazione di trasferimento di calore tra i nodi

L'oggetto di questa parte, è quello di suddividere le parti del serbatoio in più unità di controllo, il cui centro geometrico è chiamato unità di controllo del nodo. È quindi stabilito un modello matematico appropriato sulla rete termica tra le diverse unità di controllo. La temperatura dell'unità di controllo del nodo è sconosciuta e indicata con T. Q rappresenta il calore o la capacità di raffreddamento dei nodi. Le temperature dei nodi circostanti sono rappresentate come $T_F, T_B, T_U, T_D, T_L, T_R$ rispettivamente, corrispondenti alla resistenza termica $R_F, R_B, R_U, R_D, R_L, R_R$, e l'equazione di bilancio termico dei nodi può essere espressa come:

$$\frac{T - T_F}{R_F} + \frac{T - T_B}{R_B} + \frac{T - T_U}{R_U} + \frac{T - T_{BD}}{R_D} + \frac{T - T_L}{R_L} + \frac{T - T_R}{R_R} + Q = 0$$

Da cui si ricava

$$T = \frac{\frac{T_F}{R_F} + \frac{T_B}{R_B} + \frac{T_U}{R_U} + \frac{T_D}{R_D} + \frac{T_L}{R_L} + \frac{T_R}{R_R} - Q}{\frac{1}{R_F} + \frac{1}{R_B} + \frac{1}{R_U} + \frac{1}{R_D} + \frac{1}{R_L} + \frac{1}{R_R}}$$

Per il trasferimento di calore per conducibilità termica e convezione, la resistenza termica è data rispettivamente da:

$$R = \frac{L}{(\lambda * A)}$$

$$R = \frac{L}{(h * A)}$$

Per la conducibilità termica, il parametro di conducibilità termica λ , è determinabile in base alle proprietà del materiale.

$$h = \left(\frac{\lambda}{L}\right) * C * (Gr * Pr)^n$$

1.3. Limite del modello termico e altezza del carburante.

Le condizioni d'ingresso necessarie per la creazione di modelli termici sono la temperatura di ogni parete nel serbatoio e l'altezza del carburante, per ogni unità di calcolo nel serbatoio di combustibile. Per verificare la correttezza e l'errore di calcolo del modello termico, le condizioni limite del modello termico devono essere coerenti con quelle sperimentali. Abbiamo adottato la funzione di montaggio dei dati di MATLAB in questa sezione. I valori sperimentali della temperatura di ciascuna parete sono separati dal tempo e i dati del test di volo sono stati convertiti in funzioni polinomiali con un'elevata precisione. Pertanto, differenti condizioni di confine corrispondono a simulare diverse condizioni sperimentali di volo, in modo da garantire la comparabilità dei risultati di simulazione e dei risultati sperimentali. Durante il volo, s'impone il serbatoio di raccolta sempre pieno di combustibile, il serbatoio di sfiato sempre privo di combustibile e la superficie del combustibile parallela all'orizzontale.

Di solito durante un viaggio, il serbatoio centrale è il primo ad essere consumato. La quantità di combustibile cambia sempre nel tempo. Poiché la forma del serbatoio centrale può essere semplificata in un rettangolo, si può calcolare la lunghezza caratteristica in base ai parametri di struttura e al consumo di carburante nel serbatoio centrale.

$$H = \frac{V_0 - Q \times t}{A}$$

Dove H rappresenta l'altezza del carburante, V_0 la quantità di carburante nel serbatoio centrale in un momento iniziale, Q è la velocità di consumo del carburante, t è il tempo e A è l'area inferiore del serbatoio centrale.

Dopo che è stato utilizzato tutto il carburante presente nel serbatoio centrale, viene utilizzato il carburante nei serbatoi di ala. Generalmente, le ali commerciali di aerei hanno diedri e i angoli diversi, tra le pareti superiori e inferiori e l'orizzontale. Una figura semplificata di vista laterale e una vista dall'alto dell'elemento è mostrata sotto.

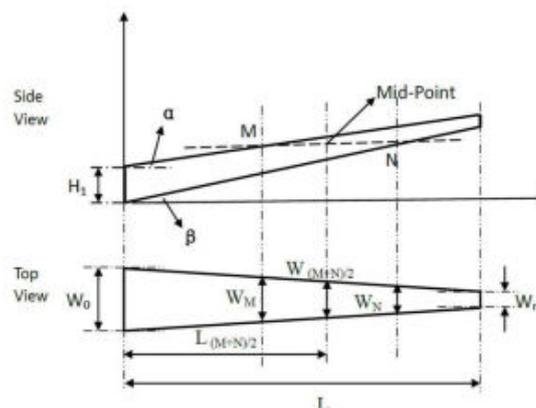


Figura 42. Vista laterale e dall'alto di un serbatoio alare.

2. RISULTATI TERMICI E ANALISI DEL MODELLO TERMICO A STATO STAZIONARIO

Per verificare in modo completo la correttezza del modello termico, si parla della simulazione numerica del modello termico in tre condizioni di volo e del confronto dei corrispondenti dati sperimentali.

2.1. Giorno standard con viaggio breve

Il confronto tra i risultati di calcolo del giorno standard con viaggio breve e i dati sperimentali (ricavati da test eseguiti durante i voli fisici del velivolo) è riportato in figura 43:

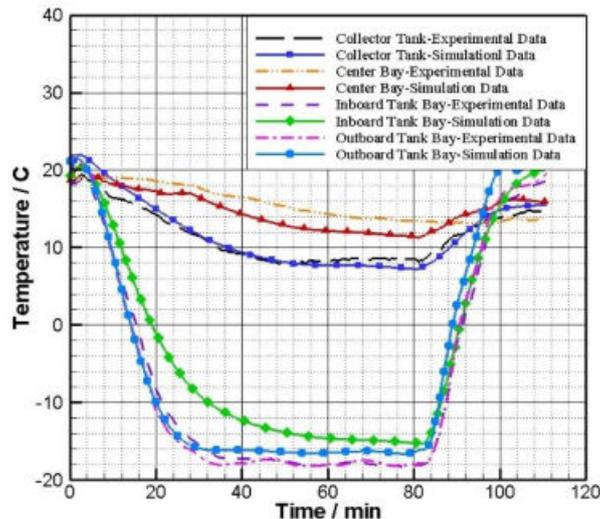


Figura 43. Confronto di temperatura del combustibile nel caso di giorno normale e viaggio breve.

In fase di decollo, con l'aumento della quota di salita, diminuirà la temperatura della parete del serbatoio. A questo punto, anche la temperatura del carburante all'interno del serbatoio diminuirà. Dopo aver raggiunto l'altitudine di crociera, l'aeromobile deve mantenere un'altitudine fissa, quindi la variazione della temperatura esterna è molto piccola. Poiché il carburante ha una certa capacità termica, la temperatura del combustibile sarà stabile quando l'altitudine di volo è costante per un certo periodo.

Possiamo notare che la temperatura del combustibile calcolata all'interno della baia centrale (central bay) è sempre maggiore del valore sperimentale di circa 2°C; lo stesso si può dire per i risultati del serbatoio inboard, poiché leggermente superiori ai valori sperimentali.

2.2. Giorno standard con viaggio lungo

Il confronto tra i risultati di calcolo del giorno standard con viaggio lungo e i dati sperimentali (ricavati nello stesso modo dei precedenti) è riportato in figura 44:

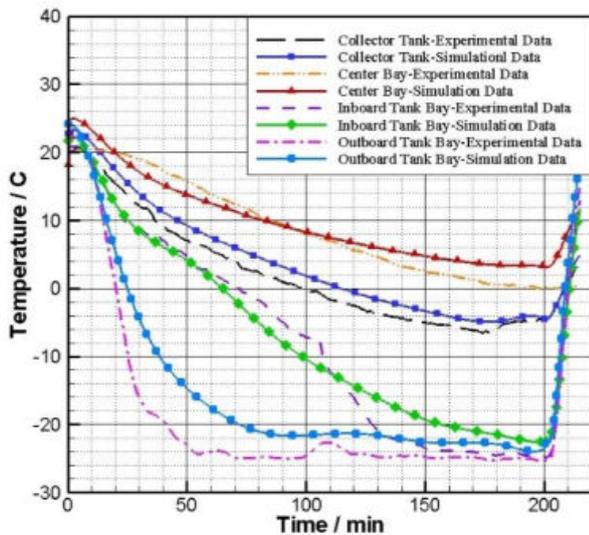


Figura 44. Confronto di temperatura del combustibile nel caso di giorno normale e viaggio lungo.

Nel serbatoio di raccolta, i valori calcolati sono leggermente superiori a quelli sperimentali; l'errore massimo tra valori calcolati e sperimentali è $2,67^{\circ}\text{C}$ e può essere controllato entro $1,7^{\circ}\text{C}$, con un'elevata precisione di simulazione. Nella baia centrale (Center Bay) i risultati di calcolo sono leggermente inferiori ai valori sperimentali nei primi 100 minuti e l'errore può essere mantenuto molto piccolo. Dopo 100 minuti, i valori sperimentali sono superiori ai risultati del calcolo. Mentre il volo continua, l'errore aumenta, ma l'errore massimo non supera i $3,8^{\circ}\text{C}$. Nella baia del serbatoio a bordo (Inboard tank bay) i risultati di calcolo corrispondono ai valori sperimentali, particolarmente nei primi 60 minuti dove l'errore massimo non supera 1°C ; dopo 110 minuti, la temperatura del combustibile sperimentale diminuisce rapidamente, perché il sensore esposto alla superficie; la temperatura misurata successivamente in realtà è la temperatura della baia del serbatoio interno, e non la temperatura del carburante. Contrariamente ai risultati di Outboard Tank Bay, i risultati di calcolo sono sempre superiori ai valori sperimentali: i grandi errori superiori a 5°C esistono nel breve periodo da 30 a 100 minuti; tuttavia, i risultati in altri periodi hanno un'alta precisione.

2.3. Giorno caldo viaggio breve

Il confronto fra i risultati dei calcoli e i dati sperimentali (ricavati allo stesso modo dei precedenti) è mostrato sotto:

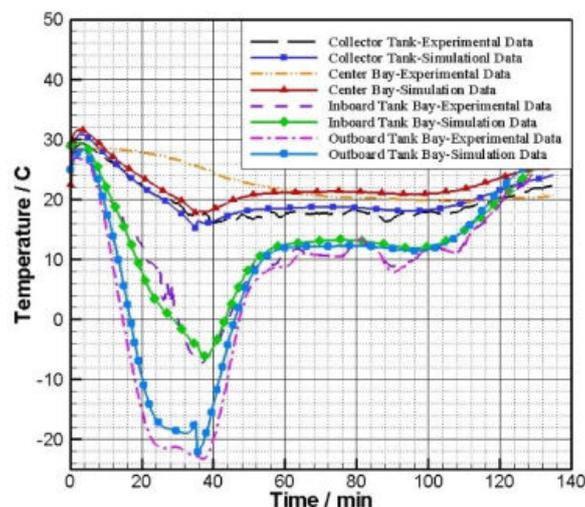


Figura 45. Confronto calcoli e dati sperimentali del giorno caldo con viaggio breve.

Sotto questa condizione, possiamo vedere che i dati di simulazione sono in grado di ottenere un livello di adattamento elevato con i dati sperimentali nel serbatoio di raccolta, nel serbatoio di bordo e nel serbatoio di fuoribordo, e l'errore può essere controllato in una piccola gamma. In particolare, nel caso del giorno caldo, i valori sperimentali della temperatura del combustibile hanno una piccola fluttuazione durante la crociera, mentre i valori calcolati formano una curva più definita. Questo è dovuto al fatto che nel modello termico la temperatura utilizzata nei calcoli, è la temperatura media all'interno dell'unità di calcolo selezionata, mentre i valori sperimentali sono la temperatura locale nelle sonde del sensore di temperatura.

Pertanto, analizzando i tre casi di volo, è possibile affermare che il modello termico ha una precisione di simulazione relativamente elevata.

3. COSTRUZIONE DEL MODELLO TERMICO A STATO TRANSITORIO DEL SERBATOIO

Il risultato finale dell'analisi termica nel caso di stato stazionario è la temperatura di equilibrio del carburante. La temperatura del carburante è indipendente dal carburante e dalla capacità termica del materiale della parete.

Ciò, non riflette i cambiamenti che avvengono all'interno del processo. È pertanto necessario stabilire un modello termico transitorio del serbatoio sulla base del modello di stato stazionario.

3.1. Metodo per stabilire il modello termico transitorio del carburante

Se non ci fosse una temperatura della parete del serbatoio del carburante, abbiamo bisogno di espandere i confini del serbatoio all'ambiente esterno. A questo punto, l'unità di calcolo semplificata contiene quattro nodi, vale a dire: il nodo combustibile, il nodo ullage, e i nodi delle pareti superiori e inferiori, trattati come nodi di confine nel modello di stato stazionario. Le condizioni di confine di questo modello sono il nodo superiore e inferiore, come mostrato di seguito:

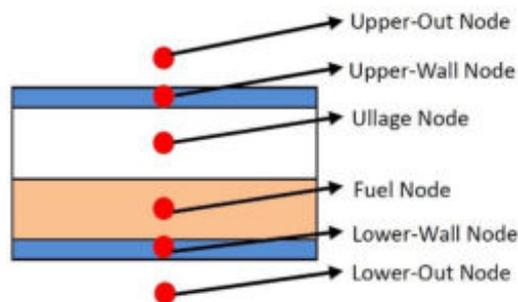


Figura 46. Disposizione di nodi di calcolo nel modello transitorio.

Utilizziamo l'unità di calcolo del serbatoio di raccolta, come esempio per analizzare il metodo di calcolo del modello transitorio:

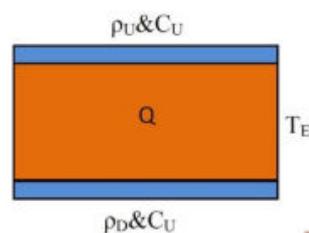


Figura 47. Elementi considerati nel modello transitorio.

Si presume che dopo che l'aereo rimane per un tempo sufficientemente lungo sul terreno, le temperature sia all'interno sia all'esterno del serbatoio raggiungano l'equilibrio T_0 . Quando inizia a volare, la temperatura esterna è T_E . Ora si eseguono analisi termiche rispettivamente sulla parete superiore, sul carburante e sulla parete inferiore.

Quindi, possiamo elencare le seguenti equazioni:

per la parete superiore:

$$\rho_U \cdot C_U \cdot V_U \cdot \left(\frac{dT_U}{dt} \right) = h_{air-U} \cdot A_U \cdot (T_E - T_U) + h_{air-U} \cdot A_U \cdot (T_{fuel} - T_U)$$

Per la parete inferiore:

$$\rho_D \cdot C_D \cdot V_D \cdot \left(\frac{dT_D}{dt} \right) = h_{fuel-D} \cdot A_D \cdot (T_{fuel} - T_D) + h_{air-D} \cdot A_D \cdot (T_E - T_U)$$

Per il carburante:

$$\rho_{fuel} \cdot C_{fuel} \cdot V_{fuel} \cdot \left(\frac{dT_{fuel}}{dt} \right) = h_{fuel-D} \cdot A_D \cdot (T_D - T_{fuel}) + h_{fuel-U} \cdot A_U \cdot (T_U - T_{fuel}) + Q$$

T_U , T_D , T_{fuel} nelle tre equazioni sopra erano le sconosciute. Le condizioni iniziali sono: $t=0$, $T_U=T_D=T_{fuel}=T_0$. Risolvendo le equazioni differenziali sopra, possiamo ottenere la variazione di temperatura del nodo sconosciuto con il tempo, in caso di stato instabile/transitorio.

3.1.1. Risultati e analisi dei calcoli transitori

I risultati del calcolo transitorio, ad esempio, per la temperatura del viaggio lungo un giorno normale, mostrano quanto segue:

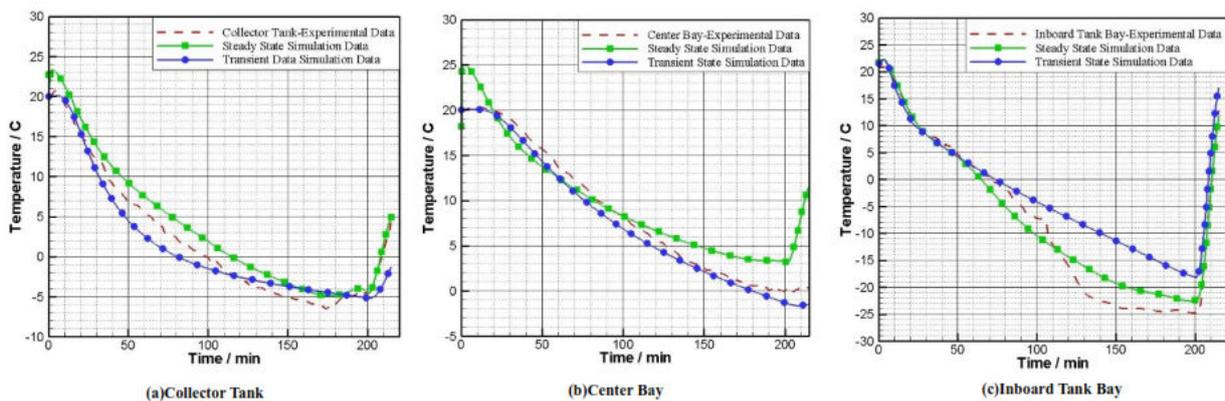


Figura 48. Confronto fra risultati e dati sperimentali nel caso di giorno normale e viaggio lungo.

I risultati sono più vicini ai dati sperimentali rispetto a quelli del calcolo dello stato stazionario. Nel serbatoio di raccolta si osserva che l'errore è sempre entro i 3°C; i risultati del calcolo transitorio della temperatura del carburante nella Center Bay possono adattarsi meglio ai dati sperimentali e l'errore viene sempre controllato a 1,7°C.

Con confronto preliminare, possiamo scoprire che il modello termico transitorio, stabilito estendendo le condizioni del contorno e i metodi di calcolo, può simulare più accuratamente la temperatura del carburante di diverse baie nel serbatoio di combustibile e ha una precisione e un'affidabilità, migliori rispetto a quelle del modello stazionario.

4. CONCLUSIONI

Sulla base della piattaforma software MATLAB/Simulink, è stato costruito il modello termico del serbatoio carburante per aeromobili. Ecco le principali conclusioni:

1. In tre diverse condizioni di viaggio, i risultati del calcolo del modello di stabilità costante della temperatura del carburante nel serbatoio del carburante possono mantenere un alto livello di accordo con i valori sperimentali. Nella maggior parte dello stato del volo, l'errore può essere controllato nell'intervallo di $\pm 1,7^{\circ}\text{C}$.
2. Ci sono ancora alcuni casi, dove l'errore supera 5°C . Pertanto, la precisione di calcolo della simulazione termica può ancora migliorare.
3. I metodi di calcolo e di modellazione, sono stati migliorati stabilendo un modello termico transitorio del serbatoio carburante, convalidato nelle condizioni sperimentali del viaggio standard giornaliero.
4. Possiamo prevedere la distribuzione della temperatura e la modifica con il modello termico transitorio del serbatoio carburante in assenza di condizioni di prova e fornire indicazioni per la progettazione strutturale del serbatoio e dell'ottimizzazione del layout dell'elemento fonte di calore.
5. Pertanto, il modello termico di simulazione qui stabilito ha una buona versatilità e portabilità.

2.2.2. ANALISI DELLA GESTIONE TERMICA INTEGRATA DEL VELIVOLO, Su Quian, Chang Shi nan, Yang Shi yu, et al. (2016).

In primo luogo, il consumo di carburante e il suo cambiamento di temperatura causano la capacità di raffreddamento del dissipatore di calore di cambiare dinamicamente. In secondo luogo, la temperatura del carburante del serbatoio e la temperatura del combustibile che scorre nel motore, sono necessarie per soddisfare la limitazione della temperatura sicura. Per risolvere i problemi di cui sopra, la ricerca sulla gestione termica integrata dell'aeromobile mostra un significato molto importante.

In passato, gli impatti del sistema di gestione termica dell'aeromobile sulla temperatura del combustibile non venivano considerati nei calcoli di temperatura del combustibile. Il modello FLOWMASTER costruito in questa parte, è utile per monitorare le situazioni operative dell'intero sistema. La caduta di pressione per attrito è creata quando il carburante scorre attraverso elementi di resistenza che influenzano i parametri di pressione. Il fattore ambientale esterno influenzerà i risultati operativi di tutto il sistema, come i parametri di temperatura. Utilizzando FLOWMASTER, i parametri di temperatura e pressione della gestione termica integrata dell'aeromobile sono ottenuti più accuratamente mentre i coefficienti di trasferimento termico convettivo sono calcolati usando FLUENT.

1. BREVE INTRODUZIONE DI GESTIONE INTEGRATA/TERMICA DELL'AEREO

In fig. 49 è rappresentato lo schema della gestione termica integrata dell'aeromobile.

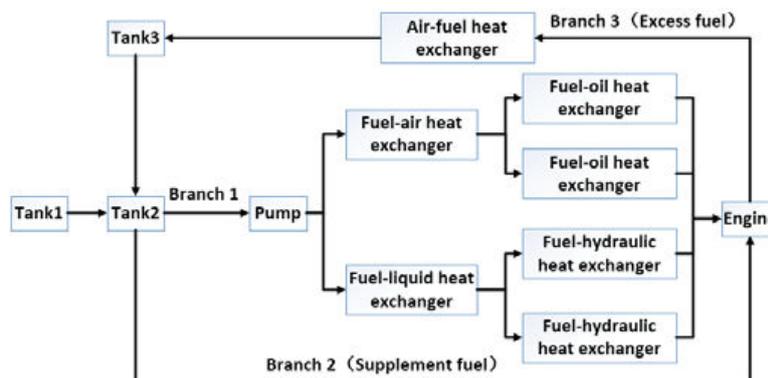


Figura 49. Schema della gestione termica integrata dell'aereo.

Il serbatoio 1 rappresenta i serbatoi di uscita tranne i serbatoi d'ala, il serbatoio 2 rappresenta il serbatoio di alimentazione e il serbatoio 3 rappresenta i serbatoi d'ala. Il carburante, in uscita dal serbatoio 2, dopo essere stato pressurizzato si divide in due rami: uno entrante nello scambiatore carburante-aria, l'altro nello scambiatore carburante-liquido, in modo da rimuovere il calore generato dalla cabina e dalle apparecchiature. In seguito, ogni ramo si divide in altri due, i quali entrano negli scambiatori carburante-olio e negli scambiatori di calore idraulici per ridurre il calore creato dal sistema oleodinamico e idraulico. All'uscita da questi scambiatori, tutte le uscite convergono in una sola e il flusso di carburante entra nel motore. Se la quantità di carburante non è sufficiente per il motore, più carburante verrà inviato al motore attraverso la filiera 2 mostrata nella Figura 49 direttamente. Se la quantità di carburante è superiore al consumo del motore, il carburante in eccesso scorre nel serbatoio 3 attraverso la filiera 3 e occorre disperdere il calore attraverso le pareti del serbatoio 3 contemporaneamente, quindi il carburante entra nel serbatoio 2. Se la temperatura del carburante del serbatoio 2 è superiore alla limitazione della temperatura sicura, è necessario il combustibile in eccesso per scambiare il calore con l'aria attraverso lo scambiatore di calore ad aria prima di scorrere nel serbatoio 3.

2. SIMULAZIONI DI GESTIONE TERMICA INTEGRATA UTILIZZANDO FLOWMASTER

FLOWMASTER include moduli di serbatoi, tubi, scambiatori di calore, pompe, valvole e molti altri componenti. Ogni componente ha un corrispondente modulo di immissione dati per definire i suoi parametri caratteristici. Tali parametri includono la curva caratteristica della pompa, le potenze degli scambiatori di calore e la dimensione dei componenti necessari, ecc.

Il modello stabilito utilizzando FLOWMASTER, basato sulla figura 49, è mostrato in figura 50:

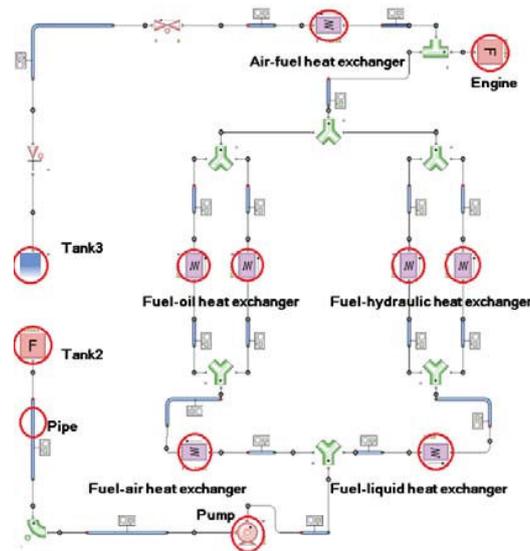


Figura 50. Modello della gestione termica integrata.

TAB1. PARAMETRI UTILIZZATI NEL MODELLO FLOWMASTER DELLA GESTIONE TERMICA INTEGRATA.

Stage	Fuel Consumption (kg/s)	Flight Velocity (m/s)	Angle of Attack (°)	Atmosphere ρ (kg/m ³)	T (k)	P (pa)
Take Off	0.167	20.0	0	1.25	288	101296
Climb 1	0.556	63.5	10	1.20	285	95430
Climb 2	0.444	81	13	0.63	252	47150
Climb 3	0.269	147.2	5.5	0.3	216	17024
Sailing	0.111	147.2	3.8	0.18	216	11545
Scout	0.089	147.2	3.6	0.17	216	9615
Return	0.079	147.1	3.5	0.12	216	7660
Glide 1	0.086	147.0	0	0.22	216	13064
Glide 2	0.086	80.6	0	0.69	253	48783
Landing	0.097	55.6	2.1	1.19	285	95430

Sotto troviamo una parte della Tabella2, che mostra i risultati della portata di ciascun serbatoio, la quantità di carburante in uscita dal serbatoio 1 e dal serbatoio 3 è sostanzialmente la stessa, e tali serbatoi inviano la stessa quantità di carburante al serbatoio 2. La velocità del combustibile in entrata e in uscita dai serbatoi potrebbe essere ottenuta secondo la corrispondente portata, che potrebbe essere utilizzata come condizione di confine di FLUENT.

Stage	Tank	Return Fuel (kg/s)	Output Fuel (kg/s)
Take Off	Tank 1	-	0.295
	Tank 2	-	1.13
	Tank 3	0.25	0.29
Climb 1	Tank 1	-	0.38
	Tank 2	-	1.28
	Tank 3	0.24	0.38
Climb 2	Tank 1	-	0.36
	Tank 2	-	1.24
	Tank 3	0.25	0.36
Climb3	Tank 1	-	0.32

3. SIMULAZIONI DEL CAMPO DI FLUSSO USANDO FLUENT

Alcune pareti del serbatoio sono esposte all'aria e queste pareti ricevono la convezione forzata dall'aria. I coefficienti di trasferimento di calore convettivi interni ed esterni dei serbatoi di carburante sono la chiave per calcolare la dissipazione del calore attraverso le pareti del serbatoio. Il passo successivo, quindi, è quello di condurre simulazioni sul campo di flusso degli aeromobili e ogni serbatoio usando FLUENT per ottenere questi coefficienti.

3.1. Simulazioni del campo di flusso esterno

Un modello semi-aereo è costruito usando CATIA e la divisione di griglia è condotta per il modello semi-aereo usando ICEM, quindi sono eseguite simulazioni del campo di flusso esterno usando FLUENT. Secondo la portata delle coordinate di ogni serbatoio di combustibile, i coefficienti di trasferimento termico convettivo esterno di ciascun serbatoio sono ottenuti utilizzando il metodo ponderato in area. I risultati dei coefficienti di trasferimento termico convettivo di ciascun serbatoio sono elencati in una tabella.

3.2. Simulazioni del campo di flusso interno

I serbatoi introducono aria dal motore per mantenere una pressione adeguata per spingere il carburante a scorrere facilmente dalla presa di serbatoio, quindi c'è un campo di flusso a due fasi, all'interno di ciascun serbatoio. Per le pareti esterne superiori e inferiori del serbatoio 3 vengono impiegate condizioni limite di trasferimento di calore forzate e le stesse condizioni di confine vengono utilizzate anche per le pareti esterne superiori del serbatoio 1 e del serbatoio 2 e i corrispondenti coefficienti di trasferimento termico convettivo sono ottenuti dai calcoli del campo di flusso esterno. La vista esterna del modello semi-serbatoio del serbatoio 1 e del serbatoio 2 è mostrato in Fig. 51. Questi due serbatoi si trovano nel corpo aeroplano e potrebbero essere calcolati come parte intera. Il serbatoio 3 deve essere considerato separatamente. Il metodo di ricerca del serbatoio 3 è lo stesso metodo del serbatoio 1 e del serbatoio 2, per cui i processi di simulazione del serbatoio 3 sono omessi. I contorni di distribuzione tridimensionale dei coefficienti di trasferimento termico convettivo interno del serbatoio 1 e del serbatoio 2 in stati di volo diversi sono riportati in una tabella (si rimanda all'articolo originale per la tabella).

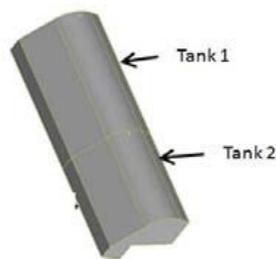


Figura 51. Visuale esterna dei serbatoi 1 e 2 del semi-modello.

Il trasferimento di calore convettivo del combustibile è più forte del trasferimento di calore a convezione dell'aria, pertanto i coefficienti di scambio termico convettivo della regione a contatto con il carburante sono ovviamente più grandi dei coefficienti della regione a contatto con l'aria. La regione a contatto con il carburante è composta dalle pareti inferiori dei serbatoi di carburante, mentre la regione a contatto con l'aria, è composta dalle pareti superiori dei serbatoi di carburante. Il coefficiente di scambio termico convettivo dipende principalmente dalla velocità del fluido, dalle forme geometriche della parete, dalle proprietà del fluido e da altri fattori. Con diverse condizioni di volo, le superfici e le forme di trasferimento del calore sono sostanzialmente costanti e i parametri fisici del fluido non hanno altrettanto grandi cambiamenti, per cui i coefficienti di trasferimento termico convettivo del serbatoio cambiano in una piccola gamma.

4. CALCOLO DELLA TEMPERATURA DEL CARBURANTE

Il passo successivo è calcolare la temperatura del carburante di ogni serbatoio. L'intera parte del volo è suddivisa in venti stati per calcolare più precisamente la temperatura del combustibile. La fase di navigazione è suddivisa in quattro fasi, la fase di scout è suddivisa in sei fasi e la fase di ritorno è suddivisa in tre fasi.

L'equazione (1), mostra la resistenza termica complessiva di una determinata parete di serbatoio del combustibile:

$$R = \frac{1}{A \cdot h_{out}} + \frac{1}{A \cdot h_{in}} + \frac{\delta}{A \cdot \lambda}$$

R= resistenza termica complessiva di una determinata parete del serbatoio, [(m²·K)/W];

A=area della parte, [m²];

h_{out}= coefficiente di scambio convettivo esterno di una determinata parete del serbatoio, [W/(m²·K)];

h_{in}=coefficiente di scambio convettivo interno di una determinata parete del serbatoio, [W/(m²·K)];

δ= spessore della parete del serbatoio, [m];

λ= conduttività termica della parete del serbatoio, [W/(m·K)].

La dissipazione di calore del combustibile attraverso le pareti che ricevono il trasferimento di calore convettivo, può essere ottenuta secondo l'equazione (2).

$$Q_{force} = \frac{(T_{in} - T_{out})}{R}$$

T_{in}= Temperatura media di massa all'interno del serbatoio, ottenuta dai risultati di simulazione di FLUENT, [K];

T_{out}= temperatura statica esterna, [K];

Q_{force}=calore dissipato dal carburante attraverso le pareti che ricevono trasferimento termico convettivo forzato.

Q_{natural}, cioè la dissipazione di calore del combustibile attraverso le pareti che ricevono il trasferimento termico convettivo naturale, potrebbe essere ottenuta anche secondo l'equazione (2), ma T_{out} è la temperatura ambiente totale.

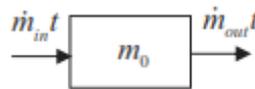


Figura 52. Modello matematico del serbatoio 2.

L'equazione (3) è l'equazione differenziale di conservazione di energia per calcolare la temperatura del carburante del serbatoio 2 in un momento successivo:

$$(m_0 + \dot{m}_{in} \cdot t - \dot{m}_{out} \cdot t) \cdot c_p \cdot dT = (\dot{m}_{in} \cdot c_p \cdot (T_{IN} - T) - Q_{natural} - Q_{force}) \cdot dt$$

c_p= capacità termica ad una pressione costante del carburante, [J/(kg·K)];

m₀= quantità corrente di carburante, [kg];

ṁ_{in}= quantità di combustibile di afflusso in unità di tempo (pari alla quantità di combustibile dal serbatoio 1 e dal serbatoio 3 in unità di tempo), [kg/s];

ṁ_{out}= quantità di combustibile in uscita nell'unità di tempo (pari alla quantità di combustibile dal serbatoio 2 nell'unità di tempo), [kg/s];

T_{IN}= temperatura del combustibile di afflusso, [K];

T= temperatura del carburante del serbatoio 2 del momento successivo, [K];

dT= variazione della temperatura del serbatoio 2, [K];

t= intervallo di tempo, [s].

Il metodo per calcolare la temperatura del carburante del serbatoio 1 è simile al metodo del serbatoio 2 e non esiste alcun combustibile di afflusso, quindi l'equazione differenziale di conservazione per calcolare la temperatura del carburante del serbatoio 1 in un momento successivo è la seguente:

$$(m_0 - \dot{m}_{out} \cdot t) \cdot c_p \cdot dT = (-Q_{natural} - Q_{force}) \cdot dt$$

Il metodo per calcolare la temperatura del carburante del serbatoio 3 è simile al metodo del serbatoio 2. L'equazione differenziale di conservazione per calcolare la temperatura del carburante del serbatoio 3 in un momento successivo è la seguente:

$$(m_0 + \dot{m}_{in} \cdot t - \dot{m}_{out} \cdot t) \cdot c_p \cdot dT = (\dot{m}_{IN} \cdot c_p \cdot (T_{IN} - T) - Q_{natural} - Q_{force}) \cdot dt$$

Secondo le diverse potenze dello scambiatore di calore aria-combustibile, la figura 53 (0 kW), Figura 54 (10 kW) e Figura 55 (20 kW) mostrano la temperatura del carburante di tre serbatoi durante tutta la fase di volo.

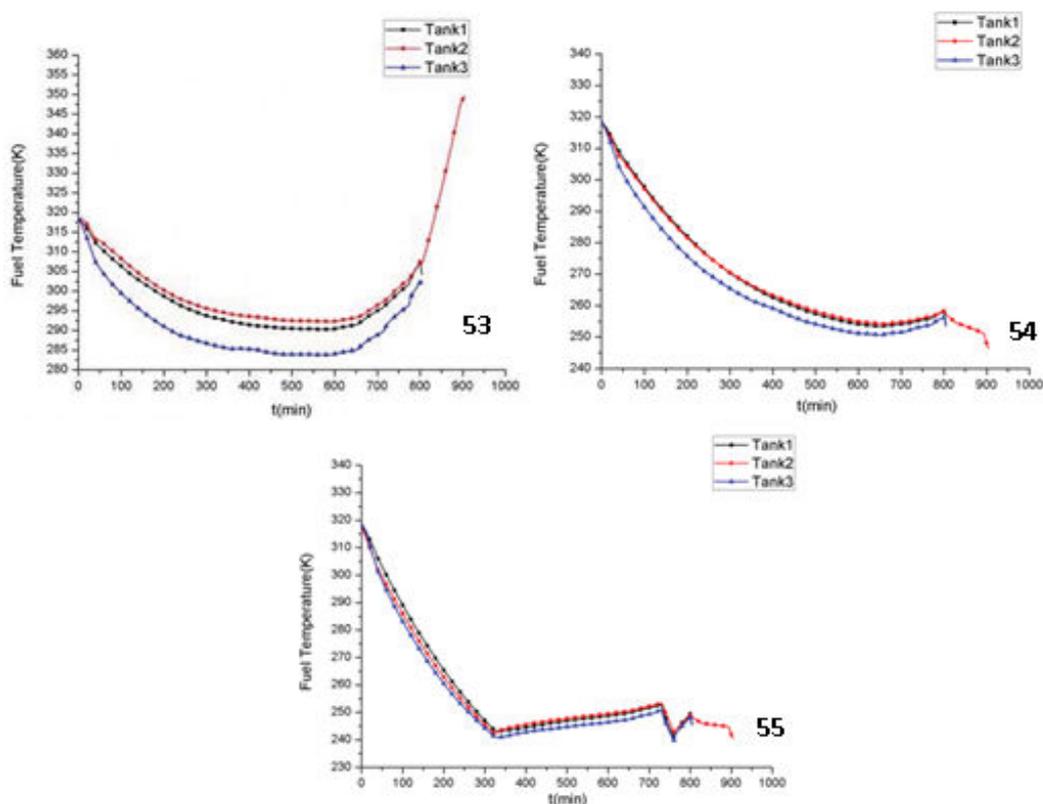


Figura 53. Temperatura del carburante di tre serbatoi quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 0 kW.

Figura 54. Temperatura del carburante di tre serbatoi quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 10 kW.

Figura 55. Temperatura del carburante di tre serbatoi quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 20 kW.

Dalla Fig.53, si osserva che il carico di calore creato da sistema oleodinamico, sistema idraulico, cabina e apparecchiature elettriche a bordo di aria è minore della dissipazione di calore del carburante attraverso le pareti del serbatoio in fase di decollo e scalata, in modo da diminuire la temperatura del carburante di tutti i serbatoi. In seguito, il carico di calore aumenta in fase di navigazione, ma essendo lo stesso al calore dissipato attraverso le pareti del serbatoio, la temperatura del carburante rimane stabile.

Come si può vedere dalla figura 54, il potere dello scambiatore di calore ad aria è più grande del carico di calore creato da un sistema oleodinamico, un sistema idraulico, una cabina e un apparato elettrico in fase di decollo e scalata, pertanto il carburante dissipa il calore attraverso le pareti del serbatoio. Allo stesso tempo, la temperatura del carburante di tutti i serbatoi diminuisce notevolmente. Poi il carico di calore aumenta all'altitudine di crociera, ma è ancora più piccolo della potenza dello scambiatore di calore aria-combustibile e della dissipazione del calore attraverso le pareti del serbatoio, quindi la temperatura del carburante diminuisce lentamente.

Come si può vedere dalla figura 55, il potere dello scambiatore di calore ad aria è sempre più grande del carico di calore creato dal sistema oleodinamico, dal sistema idraulico, dalla cabina e dalle apparecchiature elettriche a bordo in fase di decollo e salita, quindi la temperatura del carburante di tutti i serbatoi diminuisce notevolmente. Quando la temperatura del carburante è troppo bassa (243K), il sistema di controllo della temperatura del combustibile comincia a funzionare per ridurre la potenza dello scambiatore di calore ad aria, perciò la temperatura del carburante aumenta lentamente. Poi la potenza dello scambiatore di calore aria-combustibile viene aumentata a 20KW, con conseguente diminuzione della temperatura del carburante fino a quando il sistema di controllo della temperatura del carburante funziona nuovamente.

La temperatura del carburante di tutti i serbatoi è ragionevole in tutte le fasi quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 10 KW, in altre parole, la scelta migliore per il controllo della temperatura del combustibile è quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 10 KW.

5. CONCLUSIONI

In questa sezione è stata studiata la gestione termica integrata degli aeromobili che utilizza carburante come dissipatore di calore attraverso numerose simulazioni per simulare le situazioni operative di aeromobili e serbatoi. Le principali conclusioni possono essere disegnate come segue:

(1) FLOWMASTER viene applicato per costruire un modello di simulazione unidimensionale; gli impatti della gestione termica integrata dell'aeromobile sulla temperatura del combustibile sono considerati usando i parametri FLOWMASTER; i parametri di temperatura e di pressione di ciascun importante nodo di gestione termica integrata nel velivolo sono ottenuti più accuratamente.

(2) I coefficienti di trasferimento termico convettivo sono calcolati usando FLUENT, e prendendo questi coefficienti e inserendoli nelle equazioni utilizzate per calcolare la temperatura del combustibile si ottengono risultati ragionevoli.

(3) Secondo il calcolo della temperatura del carburante, la scelta migliore per il controllo della temperatura del combustibile è quando la potenza dello scambiatore di calore ad aria è di 10 KW e questa scelta riflette l'uso razionale dell'energia.

2.2.3. Progettazione e analisi integrate di un sistema di combustibile per aeromobili, R.M. Tookey, M.G. Spicer, D.J. Diston et al. (2002).

L'attuale generazione di aerei militari richiede un'attività prolungata e costosa per sviluppare e qualificare il sistema di combustibile. Ciò comporta una combinazione di analisi delle prestazioni, impianti di combustibile e programmi di test di volo, che culminano nella qualificazione del sistema. Alcuni requisiti sono:

- migliorare il processo di qualificazione completando il test fisico con capacità di analisi e simulazione completamente integrate all'interno di un ambiente sintetico (SE);
- ridurre la necessità di test fisici tenendo conto delle caratteristiche funzionali e operative del sistema del carburante all'interno del SE;
- sfruttare l'ottimale compromesso, ovvero consentire l'ottimizzazione multidisciplinare (MDO), durante le fasi iniziali di sviluppo dei cicli di vita degli aeromobili;
- calibrare il sistema di combustibile sintetico con l'effettivo impianto di combustibile e i risultati del test di volo.

Questi requisiti possono essere soddisfatti integrando il disegno fisico e funzionale del sistema di combustibile, allineando così il ciclo di vita dei sistemi di volo e dei sistemi.

La qualifica comprende l'analisi dei contenuti del serbatoio, l'analisi di rete unidimensionale per la pressione, il flusso e le distribuzioni termiche, nonché l'uso selettivo di CFD (Computational Fluid Dynamics) per l'analisi tridimensionale dei flussi. Ognuna di queste analisi è attualmente eseguita separatamente e i risultati sono riassunti in una forma adatta alla simulazione del sistema di combustibile complessivo. Questo è utilizzato per dimostrare la capacità del sistema e prevedere le prestazioni riducendo l'incertezza del disegno e la quantità di test (costosi) del sistema.

Il sistema di controllo del volo (FCS) richiede la stima continua della massa del carburante e del centro di gravità (CG). Questi possono essere ricavati dalla massa e dal CG di singole celle a combustibile per qualsiasi combinazione di angoli d'inclinazione e di rotolamento. Per una cella specifica, questo è costruito come rapporto tra il volume del carburante e l'altezza della superficie di combustibile libera dall'equilibrio, come illustrato nella figura 56.

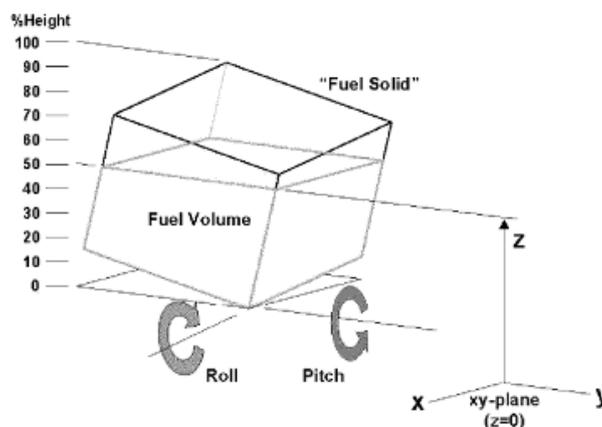


Figura 56. Parametri di misurazione.

Si rivede il processo corrente a BAE SYSTEMS per la progettazione e l'analisi di un sistema di combustibile per aeromobili utilizzando lo studio caso illustrato nella Figura 57, cioè il serbatoio della navicella per Nimrod. Viene descritta la costruzione di un complesso integrato di modelli solidi, cioè un Digital Mock-Up (DMU), che rappresenta la struttura del carter e il sistema del carburante. Segue lo sviluppo di un'applicazione software per la modifica remota e l'analisi del modello costruito.

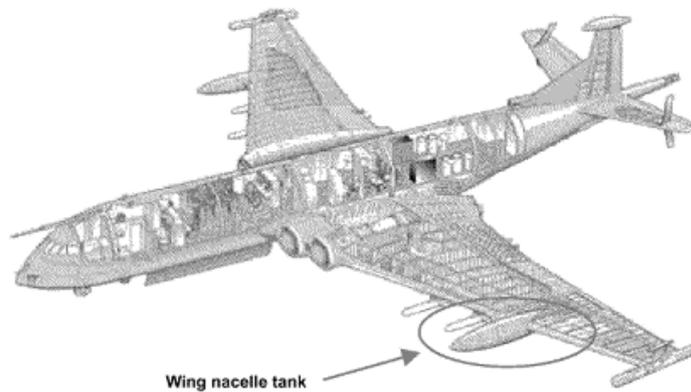


Figura 57. Caso di studio del serbatoio di carburante.

1. COSTRUZIONE DEL MODELLO

Questa sezione descrive la costruzione del modello CAD usando CATIA V5. Per prima cosa, si costruiscono dei solidi parametrizzati e associativi che rappresentano il carburante in ciascuna cella. I singoli solidi delle celle del combustibile, vengono assemblati per formare un solido complesso del combustibile. Da questo solido, viene quindi sottratto un complesso di solidi che rappresentano: la struttura del velivolo e il sistema di alimentazione, per individuare un solido complesso del combustibile. Ora, si costruisce un singolo piano parametrizzato di misurazione, corrispondente a specifici angoli d'inclinazione e rotolamento, e alle lunghezze percentuali lungo una sonda del misuratore. Questo divide il solido complesso del combustibile, in modo da ottenere un solido che rappresenta il combustibile nella cella. La figura 58 illustra uno dei solidi del combustibile usando angoli d'inclinazione e di rotolamento di 0° e una lunghezza percentuale del 100% lungo una sonda di misura fisica, il cui asse viene mostrato come una linea. È chiaro che vi è una notevole quantità di combustibile non misurato, infatti la misurazione effettiva è limitata a circa il 97% del volume totale della cella. Ciò suggerisce che la posizione della sonda potrebbe essere migliorata.

Tutti i parametri di guida (input) e guidati (output) sono costruiti singolarmente e collegati alla geometria. I parametri di guida includono la cella e la sonda per l'analisi, gli angoli d'inclinazione e di rotolamento e la lunghezza della sonda percentuale; i parametri guidati includono il volume percentuale della cella, il CG (centro di gravità) e l'altezza dal piano xy.

Il modello contiene due tipi di sonde: il primo è virtuale e misura agli estremi del serbatoio, mentre il secondo è fisico e corrisponde a una parte standard di diametro e lunghezza fissa. Pertanto, il modello contiene parametri di guida aggiuntivi corrispondenti ai punti inferiori della sonda e agli angoli di inclinazione e di rotazione della sonda, e altri parametri guidati corrispondenti alle distanze (offset) dei punti di estremità della sonda dall'interno del serbatoio e dai punti superiori della sonda. In alternativa, il punto superiore r_t potrebbe essere calcolato dal punto inferiore r_b per ogni sonda utilizzando:

$$\mathbf{r}_t = \mathbf{r}_b + l \begin{pmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & \cos \phi & -\sin \phi \\ 0 & \sin \phi & \cos \phi \end{pmatrix} \begin{pmatrix} \cos \theta & 0 & \sin \theta \\ 0 & 1 & 0 \\ -\sin \theta & 0 & \cos \theta \end{pmatrix} \begin{pmatrix} 0 \\ 0 \\ 1 \end{pmatrix} = \mathbf{r}_b + l \begin{pmatrix} \sin \theta \\ -\cos \theta \sin \phi \\ \cos \theta \cos \phi \end{pmatrix},$$

Dove l , θ e ϕ corrispondono rispettivamente alla lunghezza della sonda, all'angolo di inclinazione e all'angolo di rotazione.

Per convenzione, la matrice dell'angolo d'inclinazione è sempre applicata prima della matrice dell'angolo di rotazione quando si manipola una parte dell'aeromobile all'interno del DMU. Tuttavia, per scopi di misurazione, il modello CAD orienta la superficie del combustibile e non i solidi del combustibile, pertanto è la matrice dell'angolo di rotazione che deve essere applicata prima della matrice dell'angolo di inclinazione.

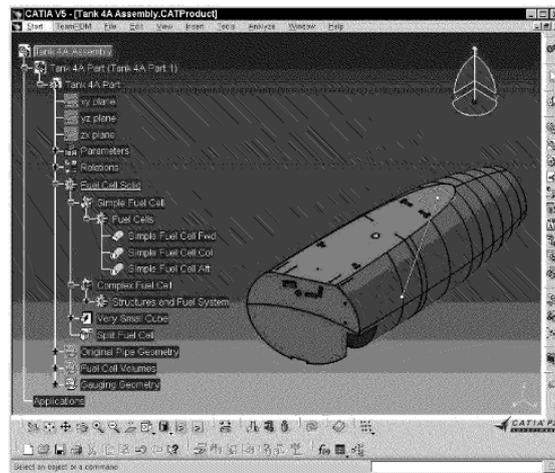


Figura 58. Finestra grafica per una cella di combustibile misurata da una sonda fisica.

Le regole sono utilizzate per garantire che il modello CAD, cioè il solido del combustibile, sia costruito correttamente utilizzando i parametri d'ingresso specificati dall'ingegnere del combustibile. La regola per la costruzione del solido di combustibile attiva e disattiva le operazioni booleane utilizzate per assemblare i singoli solidi delle celle a combustibile. Poiché le sonde sono state costruite usando linee geometriche e non operazioni booleane, la regola per la costruzione della sonda utilizza una media ponderata di tutti i punti della sonda (virtuale e fisica), vale a dire:

$$\mathbf{r}_b = w^v \mathbf{r}_b^v + w^{p1} \mathbf{r}_b^{p1} + w^{p2} \mathbf{r}_b^{p2} + \dots + w^{pn} \mathbf{r}_b^{pn}$$

E

$$\mathbf{r}_t = w^v \mathbf{r}_t^v + w^{p1} \mathbf{r}_t^{p1} + w^{p2} \mathbf{r}_t^{p2} + \dots + w^{pn} \mathbf{r}_t^{pn}$$

Dove \mathbf{r}^v , \mathbf{r}^{di} e w corrispondono rispettivamente alla sonda virtuale, alla sonda fisica i -esima e ai pesi.

Le figure 59, 60 e 61 illustrano gli effetti di misurare una cella a combustibile utilizzando le sonde virtuali (estreme) e fisiche del misuratore a vari angoli di inclinazione del velivolo.

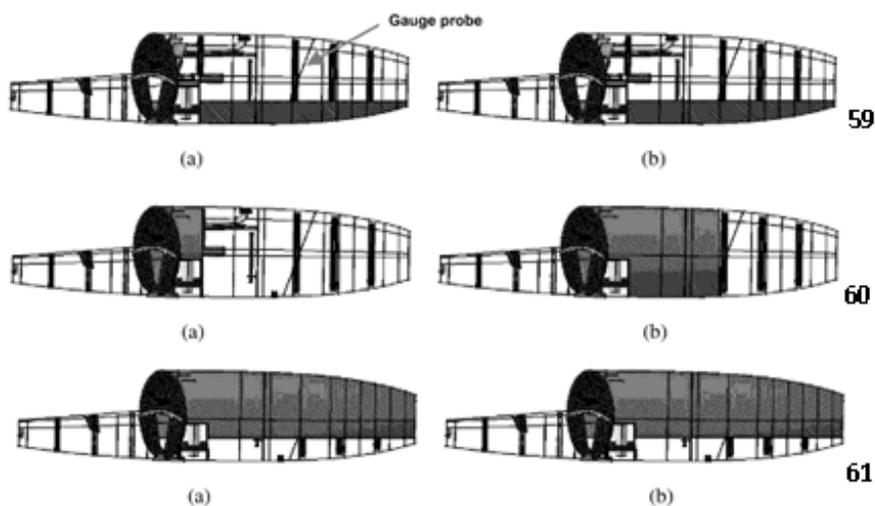


Figura 59. Misurazione di una cella a combustibile usando sonde (a) virtuali e (b) fisiche, a un angolo di inclinazione del velivolo di 0°.

Figura 60. Misurazione di una cella a combustibile utilizzando sonde (a) virtuali e (b) fisiche, a un angolo di volo di 90°.

Figura 61. Misurazione di una cella a combustibile utilizzando sonde (a) virtuali e (b) fisiche, a un angolo di angolo di 180°.

La Figura 59 mostra che le analisi possono fornire risultati simili quando le lunghezze delle sonde virtuali e fisiche sono le stesse. Tuttavia, le analisi possono fornire risultati significativamente diversi, quando ciò non è il caso (Figura 60) a causa della sonda virtuale variabile, vale a dire dipendente dall'atteggiamento del velivolo, mentre la sonda fisica è fissa. Questo è ulteriormente aggravato durante il volo invertito, ad es. per un aereo da combattimento. Quando la superficie del combustibile corrisponde al 25% della lunghezza della sonda, il modello CAD dovrebbe suggerire che il carburante occupa circa il 75% del volume della cella. Questo, però, è vero per le sonde del misuratore fisico, ma non per quello virtuale. Il solido corretto del combustibile può essere costruito utilizzando un'altra regola che riconosce la condizione di volo invertita e posiziona di conseguenza il piano di misurazione.

Poiché l'assemblaggio dei modelli è parametrico e associativo, tutti i solidi possono essere modificati e aggiornati automaticamente dal sistema di modellazione. Inoltre, le superfici esterne e interne possono essere sostituite e i piani di riferimento, che definiscono lo schema chiave, possono essere riposizionati.

2. SVILUPPO DELL'APPLICAZIONE

In questa sezione si descrive lo sviluppo di un'applicazione che utilizza CATIA V5 API che consente all'ingegnere del combustibile di eseguire studi secondari sul sistema di carburante e automatizzare l'analisi di misurazione sul modello CAD.

Inizialmente, l'ingegnere del combustibile fa partire CATIA V5 dall'applicazione e seleziona il server locale o un server remoto contenente il software CAD e le licenze. Questo crea un processo nella macchina selezionata in cui deve essere eseguita l'analisi. Viene quindi selezionato un modello in cui una o più celle a combustibile risiedono e si aprono nella finestra CAD (Figura 58). L'albero delle specifiche viene riprodotto all'interno della finestra dell'applicazione in modo che l'ingegnere del combustibile possa specificare i parametri di guida (input) che sono stati incorporati nel modello CAD da parte del progettista e selezionare la cella a combustibile per l'analisi. L'ingegnere del combustibile può quindi forzare il modello CAD per aggiornare la geometria e tutti i parametri guidati (output).

Si noti che l'ingegnere del combustibile non è in grado di salvare queste modifiche rispetto al modello: è in grado di eseguire solamente uno studio secondario e dovrà presentare una tradizionale Richiesta di modifica ingegneristica (Engineering Change Request-ECR) al progettista di parti. Le figure 62 (a) e (b) mostrano le finestre di specifica dell'applicazione per una cella a combustibile analizzata rispettivamente con sonde di misura virtuali e fisiche. Si noti che l'applicazione visualizza i punti di fine sonda e le distanze (offset) da questi punti nell'interno del serbatoio. La figura 62 (a) corrisponde al disegno concettuale, dove

le distanze sono zero e una lunghezza della sonda percentuale del 100%, cioè che viene misurato tutto il combustibile. La figura 62 (b) corrisponde a un disegno dettagliato, dove le distanze sono positive e la lunghezza della sonda percentuale è del 100%, cioè non viene misurato tutto il combustibile (approssimativamente il 97%).

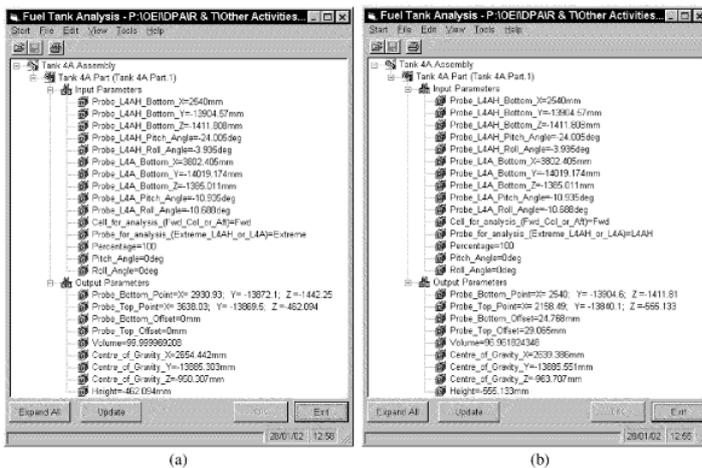


Figura 62. Finestra di specificazione per una cella a combustibile misurata da sonde (a) virtuali e (b) fisiche

L'analisi predefinita considera i singoli angoli d'inclinazione e di rotolamento di 0°. L'ingegnere del combustibile può modificare questi singoli valori, specificare un intervallo di valori ugualmente distanziati o specificare un insieme di valori distinti. Per impostazione predefinita, per ciascuna combinazione di angoli d'inclinazione e di rotolamento degli aerei, sono state eseguite 5 divisioni planari equamente distanziate, tra le lunghezze percentuali della sonda da 0% a 100%. L'ingegnere del combustibile può scegliere di disattivare il calcolo del CG che migliora notevolmente le prestazioni delle interrogazioni di analisi.

Sono disponibili quattro tipi di output. La figura 63 illustra l'output grafico dell'applicazione usando 3 angoli di passo del velivolo, 3 angoli di rotolamento dell'aeromobile e 11 punti di lunghezza lungo una sonda di misura fisica. Il grafico mostra le polilinee di volume di cella percentuale, tracciate in base alla lunghezza della sonda percentuale, per particolari combinazioni di angoli d'inclinazione e angoli di rotolamento, insieme a singoli punti di analisi.

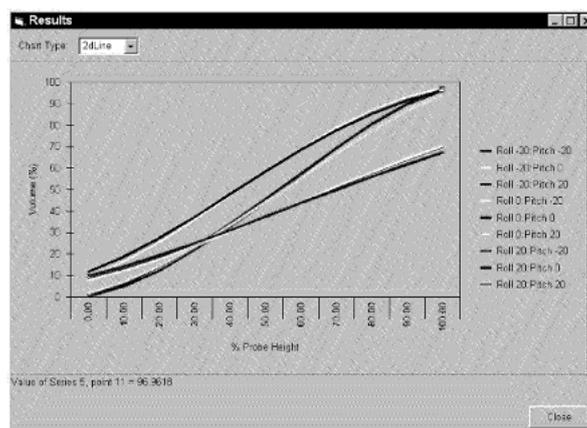


Figura 63. Finestra grafica per una cella di combustibile, misurata da una sonda fisica.

Il grafico mostra che il carburante occupa circa il 97% del volume totale della cella quando il punto bagnato è del 100% lungo la lunghezza della sonda e l'angolo di inclinazione e rotazione del velivolo è di 0°. Similmente, c'è un combustibile non modificato per molte altre combinazioni di parametri di misura.

3. USO DELL'APPLICAZIONE NELLA SIMULAZIONE DEL SISTEMA DI ALIMENTAZIONE

Il modello funzionale più semplice per rappresentare i flussi inter-cellari è un modello di rete, che comprende nodi e connessioni. I nodi agiscono come piccoli accumulatori per il fluido nei tubi e, dato il modulo di massa del fluido, forniscono un calcolo della pressione del tubo. Il problema per la simulazione del combustibile è che il fluido di lavoro è assunto come non comprimibile e quindi il modulo di massa deve essere abbassato per facilitare un processo computazionale efficiente. Questo è ragionevole per i trasferimenti di massa, ma può essere irragionevole per l'indagine di fenomeni specifici. I nodi fluidi, contengono informazioni sull'altezza- volume, che sono guidate dalla massa e dal contenuto di calore di ciascuna cella in ogni fase di simulazione. La massa e il contenuto di calore determinano la temperatura e la densità del carburante, entrambe ritenute proprietà omogenee di una cella. Il volume, così, viene calcolato e convertito in altezza, utilizzando dati simili a quelli mostrati in Figura 63. Queste informazioni di altezza vengono quindi trasmesse ai componenti dell'interfaccia. Le entrate e le uscite delle pompe sono descritte funzionalmente tra le coordinate di interfaccia per i percorsi di flusso e le relazioni di controllo del flusso. La geometria delle coordinate è fondamentale per ciò che accade ai confini del serbatoio poiché l'immersione delle interfacce determina la pressione delle stesse. La geometria del componente è importante per stabilire i volumi di combustibile esatti per il FCS, ma per la simulazione, i volumi approssimati sono sufficienti.

Un'architettura tipica per la simulazione del combustibile è mostrata nella figura 64. È un grafico di legame. Un grafico di legame è una notazione concettuale per definire il flusso di energia intorno ad un sistema. Le obbligazioni sono indicate come "arpioni" che indicano la presunta direzione del flusso di energia. Sono definite due variabili complementari per ogni legame, in questo caso la pressione e il flusso, il cui prodotto è la potenza. Questi modelli sono intrinsecamente a risparmio di potenza, e internamente coerenti.

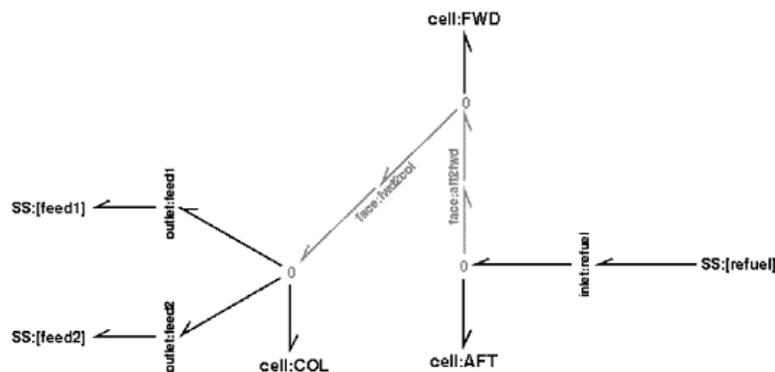


Figura 64. Rappresentazione del grafico di legame per il serbatoio della navicella dell'ala.

Gli strumenti a grafici di legame traducono i diagrammi (oltre alle specifiche dei componenti) in un set di equazioni che possono essere risolti e compilati in un codice di simulazione. Il vantaggio sostanziale di un approccio integrato alla modellazione aerea e dei sistemi è che i modelli di rete di questo tipo possono ora essere facilmente applicati a sistemi con una grande quantità di dati geometrici associati a loro. Il risultato finale è quello di poter prevedere nel tempo il rendimento del carburante. I risultati di campionamento da una simulazione di rifornimento sono mostrati in Figura 65, fornendo la variazione della massa e dell'altezza delle celle per circa mezz'ora come parte di un esercizio completo di rifornimento dell'aeromobile. Questi risultati sono indicativi del comportamento generale del carburante nei serbatoi e mostrano come funziona il sistema di carburante in condizioni operative e come deve essere configurato il telaio per spostare il carburante in giro.

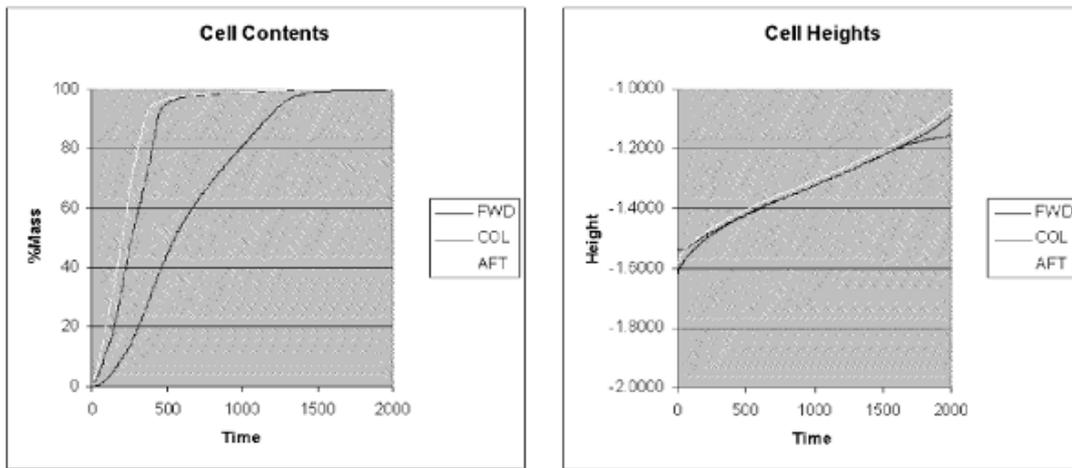


Figura 65. Risultati del campione dalla simulazione del rifornimento.

Ciò fornirà un feedback dal processo di progettazione del sistema, al processo di progettazione del telaio dell'aereo e, inoltre, offrirà un percorso nella presentazione di SE (tramite clip filmati e eventualmente grafica interattiva). Il valore di questa capacità è potenzialmente enorme, consentendo agli ingegneri del combustibile e ai progettisti di parte di visualizzare e manipolare il loro prodotto prima di essere realmente costruito.

4. CONCLUSIONI

È stato dimostrato con successo che la progettazione e l'analisi del sistema di carburante possono essere integrati con la struttura del telaio. Questa integrazione ridurrà chiaramente i tempi di qualificazione e consentirà l'acquisizione basata sulle simulazioni. Gli sviluppi chiave del processo integrato proposto rispetto all'attuale includono:

- la costruzione di un singolo piano di misura parametrizzato, piuttosto che di più isolati;
- un'analisi di misurazione estrema, usando una percentuale del volume totale delle celle, insieme alla lunghezza fisica della sonda;
- output formattato per la simulazione, cioè un file di intestazione C (.h), insieme con il foglio di calcolo di Microsoft Excel (.xls) e il file di testo (.txt).

Ciò consente al tecnico del combustibile di eseguire "cosa succede se ...?" e "come ...?" senza effettuare modifiche di progettazione ai modelli solidi e alle parti fabbricate. Inoltre, è stata rimossa la dipendenza degli ingegneri del combustibile su conoscenze CAD specialistiche e capacità di modellizzazione. Tuttavia, sono necessarie comunicazioni efficaci tra i progettisti di pezzi e gli ingegneri del combustibile per stabilire i modelli CAD corretti e gestire il processo di modifica.

Il processo è limitato perché senza un feedback visivo, l'ingegnere del combustibile non può determinare se i modelli solidi sono stati aggiornati correttamente, vale a dire senza introdurre scontri tra le diverse parti del DMU. Inoltre, le parti non possono essere inserite o rimosse dal modello ma possono essere solamente modificate. Tuttavia, con un'attenta specifica del sistema, l'ingegnere del combustibile dovrebbe solo introdurre modifiche minori e quindi il feedback visivo potrebbe essere inutile. Vale la pena notare che simili processi integrati potrebbero essere applicati alla progettazione e analisi di altri sistemi di aeromobili.

OSSERVAZIONI GENERALI

Basandoci sui lavori riportati in questa tesi, possiamo fare queste osservazioni.

1. Nella parte riguardante il metodo di Monte Carlo, si riscontra una mancata analisi nel caso in cui siano presenti dei sistemi che influenzano in modo significativo le caratteristiche termiche dei serbatoi.
2. Il punto d'infiammabilità, la pressione del vapore e la distillazione del particolare combustibile sono dei requisiti fondamentali. Invece i limiti inferiore e superiore d'infiammabilità no.
3. Per quanto riguarda le energie di accensione, non si ottengono mai dei valori precisi bensì degli intervalli in cui l'accensione può verificarsi.
4. Probabilmente, la presenza di un carburante comune alla stragrande maggioranza degli aerei, con specifici requisiti di composizione e proprietà, faciliterebbe e velocizzerebbe alcuni controlli.
5. Confrontando il materiale composito e l'alluminio, si nota che in qualsiasi caso i serbatoi in composito sono più infiammabili rispetto a quelli in alluminio.
6. Nel metodo stazionario, abbiamo un ritardo delle curve calcolate rispetto alle curve sperimentali, a causa del consumo del carburante, mentre nel metodo transitorio, le curve calcolate seguono fedelmente l'andamento di quelle sperimentali. Possiamo affermare che quest'ultimo modello ha una buona capacità di prevedere l'andamento della composizione F/A. Si ottengono risultati analoghi utilizzando anche i programmi di modellazione.
7. I modelli che utilizzano un'architettura canonica del sistema termico, sono adatti solamente a una stima dell'aumento della temperatura, e non adatti a determinare l'andamento della temperatura, e quindi utili nella fase iniziale di progettazione per informare e concentrare l'attenzione su potenziali problemi tecnici che possono presentare grosse problematiche nello sviluppo successivo del velivolo.
8. Il progettista è aiutato nella determinazione della necessità di adottare efficaci misure per la risoluzione dei problemi di sicurezza dei serbatoi, da valutazioni qualitative e da indicatori quantitativi.
9. Avere un elevato grado d'informazioni, già all'inizio del progetto, permette di analizzarne tutte le sfaccettature e di evitare la riprogettazione a posteriori della produzione.
10. Con i modellatori solidi, si ottengono dei risultati indicativi del comportamento generale del combustibile nei serbatoi, e il processo di analisi è abbastanza limitativo perché senza un feedback visivo, l'ingegnere del carburante non può capire se le modifiche eventualmente apportate al progetto hanno influenzato il comportamento del combustibile.

BIBLIOGRAFIA

Ali Bahrami, 9/19/08, *Fuel Tank Flammability Reduction Means*, AC No.25981-2A, ANM-112, U.S. Department of Transportation, Federal Aviation Administration.

Steven M. Summer, Maggio 2008, *Fuel Tank Flammability Assessment Method User's Manual*, Federal Aviation Administration, DOT/FAA/AR-05/08, ANM-100, National Technical Information Service (NTIS), Springfield, Virginia 22161.

Fuel Flammability Task Group, Giugno 1998, *A Review of the Flammability Hazard of Jet A Fuel Vapor in Civil Transport Aircraft Fuel Tank*, Final Report, DOT/FAA/AR-98/26, ANM-422, National Technical Information Service (NTIS), Springfield, Virginia 22161, Office of Aviation Research, Washington, D.C. 20591.

Steven M. Summer, William M. Cavage, Luglio 2011, *A Comparison of Flammability Characteristics of Composite and Aluminum Wing Fuel Tanks*, Final Report, DOT/FAA/AR-11/6, ANM-120, National Technical Information Service (NTIS), Springfield, Virginia 22161, Federal Aviation Administration, William J. Hughes, Technical Center, Air Traffic Organization NExtGen and Operations Planning, Office of Research and Technology Development, Washington, D.C. 20591.

Thomas C. Kosvic, Laurence B. Zung, Melvin Gerstein, Marzo 1971, *Analysis of Aircraft Fuel Tank Fire and Explosion Hazard*, Final Report, SN-166-F, AFAPL-TR-71-7, Dynamics Science, A division of Marshall Industries, Air Force Aero propulsion Laboratory, Air Force System Command, Wright-Patterson Air Force Base, Ohio 45433.

Brian J. German, 2012, *Tank Heating Model for Aircraft Fuel Thermal Systems with Recirculation*, Journal of Propulsion and Power, Vol. 28, No.1, January-February 2012, Georgia Institute of Technology, Atlanta, Georgia, 30332-0150, DOI:10.251/1.B34240.

Weifan Lin, Tao Zeng, Min Fan, 2013, *The Study About Fuel Tank Flammability Analysis Method of Civil Aircraft*, Applied Mechanics and Materials, Vols. 333-335(2013) pp2097-2100, Trans Tech Publications, DOI: 10.4028/www.scientific.net/AMM.333-335.2097, Switzerland.

Hampus Gavel, 2007, *on Aircraft Fuel Systems – Conceptual Design and Modeling*, Linköping Studies in Science and Technologies, Dissertation, No.1067, Department of Machine Design, Linköping Universitet, SE-581 83, Linköping, Sweden.

Kang Zhenge, Liv Zhenxia, Ren Guozhe, LV Yaguo, Novembre 2015, *Fuel Tank Modeling and Fuel Temperature Simulation of an Aircraft in Steady State and Transient State Methods*, College of Power and Energy, Northwestern Polytechnical University, www.researchgate.net/publication/284560554, Xi'an 710072, China.

Su Quian, Chang Shi nan, Yang Shi yu, Ottobre 10-12-2016, *Analysis of Aircraft Integrated Thermal Management Using Fuel as Heat Sink*, IEEE/CSAA International Conference on Aircraft Utility Systems (AUS), School of Aeronautics Science and Engineering, Beihang University, Beijing 100191, PR China.

R.M. Tookey, M.G. Spicer, D.J. Diston, 2002, *Integrated Design and Analysis of an Aircraft Fuel Systems*, BAE Systems, Warton Aerodrome Preston, Lancashire, PR4 1AX, United Kingdom. Part of the report "Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advance Modelling and Virtual Simulation", ADA415759, RTO AVT Symposium on "Reduction of Military Vehicle Acquisition Time and Cost through Advance Modelling and Virtual Simulation", published RTO-MP 089, 22-25 Aprile 2002, Paris, France.

LISTA DEGLI ACRONIMI

AFM = Aircraft Flight Manual = Manuale di volo del velivolo.

AIT = Auto- Ignition Temperature = Temperatura di auto ignizione.

APU = Auxiliary Power Unit = Motore ausiliario

ASTM = American Society of Testing and Materials = Società Americana di Prove e Materiali

CFD = Computational Fluid Dynamics = Fluidodinamica computazionale.

CG = Center of Gravity = Centro di gravità.

CIT = California Institute of Technology = Istituto tecnologico della California.

CWT = Central Wing Tank = Serbatoio centrale dell'ala.

DMU = Digital Mock-Up.

DP = Design Parameters = Parametri di progettazione.

ECR = Engeneering Change Request = Richiesta di variazione ingegneristica.

ECS = Environmental Control System = Sistema di controllo ambientale.

F/A = Fuel/Air = Carburante/Aria.

FAA = Federal Aviation Administration = Amministrazione federale dell'Aviazione.

FAR = Fuel Air Ratio = Rapporto Carburante Aria.

FCS = Flight Control System = Sistema di controllo di volo.

FEET= Flammability Exposure Evaluation Time = Tempo di valutazione dell'esposizione all'infiammabilità.

FR = Functional Requirement = Requisiti funzionali.

FRM = Flammability Reduction Means = Mezzi di riduzione dell'infiammabilità.

FTFAM = Fuel Tank Flammability Assessment Method = Metodo di valutazione dell'infiammabilità del serbatoio di carburante.

IATA = International Air Transport Association = Associazione internazionale trasporto aereo

IMM = Ignition Mitigation Means = Mezzi di mitigazione dell'infiammabilità.

JP = Jet Propellant.

LFL = Lower Flammability Limit = Limite inferiore d'infiammabilità.

MDO = Multidisciplinar Optimization = Ottimizzazione Multidisciplinare.

MIE =Minimum Ignition Energy = Minima energia di accensione.

MTBF =Mean Time Between Failure = Tempo medio tra guasto.

NTSB = National Transportation Safety Board = Comitato nazionale per la sicurezza dei trasporti.

OAT = Outside Air Temperature = Temperatura dell'aria esterna.

SE = Synthetic Environment = Ambiente Sintetico.

TAT = Total Air Temperature = Temperatura totale dell'aria.

THC = Total Hydrocarbon Concentration = Concentrazione totale di idrocarburi.

UFL = Upper Flammability Limit = Limite superiore d'inflammabilità