



MINISTERO DELLE INFRASTRUTTURE E
DEI TRASPORTI



E.N.A.C.
ENTE NAZIONALE per L'AVIAZIONE
CIVILE

Committente Principale



AEROPORTO INTERNAZIONALE DI FIRENZE - "AMERIGO VESPUCCI"

Opera

PROJECT REVIEW - PIANO DI SVILUPPO AEROPORTUALE AL 2035

Titolo Documento Completo





RISCHIO DI INCIDENTE AEREO
Valutazione del rischio locale per effetto di un incidente aereo
nell'area dell'aeroporto di Firenze secondo il MPL 2035

Livello di Progetto

STUDIO AMBIENTALE INTEGRATO

LIV	REV	DATA EMISSIONE	SCALA	CODICE FILE COMPLETO
SAI	00	MARZO 2024	-	FLR-MPL-SAI-QVA7-001-RI-RT_Valut Rischio Inc Aereo
				TITOLO RIDOTTO
				Valut Rischio Inc Aereo

00	03/2024	EMISSIONE PER PROCEDURA VIA-VAS	UNINAPOLI	C.NALDI	L.TENERANI
REV	DATA	DESCRIZIONE	REDATTO	VERIFICATO	APPROVATO

<p>COMMITTENTE PRINCIPALE</p>  <p>ACCOUNTABLE MANAGER Dott. Vittorio Fanti</p>	<p>GRUPPO DI PROGETTAZIONE</p>  <p>DIRETTORE TECNICO Ing. Lorenzo Tenerani Ordine degli Ingegneri di Massa Carrara n°631</p>	<p>SUPPORTI SPECIALISTICI</p>  <p>UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI FEDERICO II</p> <p>Dipartimento di Strutture per l'ingegneria e l'architettura Dipartimento di Ingegneria Industriale</p> <p>in collaborazione con</p>  <p>ALMA MATER STUDIORUM UNIVERSITÀ DI BOLOGNA</p> <p>Dipartimento di Ingegneria Civile, Chimica, Ambientale e dei Materiali</p>
<p>POST HOLDER PROGETTAZIONE Ing. Lorenzo Tenerani</p>	<p>RESPONSABILE INTEGRAZIONE PRESTAZIONI SPECIALISTICHE Ing. Lorenzo Tenerani Ordine degli ingegneri di Massa Carrara n° 631</p>	
<p>POST HOLDER MANUTENZIONE Ing. Nicola D'ippolito</p>		
<p>POST HOLDER AREA DI MOVIMENTO Geom. Luca Ermini</p>		



UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI NAPOLI
FEDERICO II

in collaborazione con



ALMA MATER STUDIORUM A.D. 1088
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

Valutazione del rischio locale per effetto di un incidente aereo nell'area dell'aeroporto di Firenze Amerigo Vespucci secondo il piano di sviluppo aeroportuale (masterplan) 2035

Rapporto di sintesi relativo alla conclusione della attività uno di cui all'allegato tecnico della convenzione 2023 tra Toscana Aeroporti e il Dipartimento di Strutture per l'Ingegneria e l'Architettura dell'Università degli Studi di Napoli Federico II.

Contenuti

Indice

Contenuti	2
Indice delle figure.....	5
Indice delle tabelle.....	6
Scopo della analisi e struttura del rapporto.....	Errore. Il segnalibro non è definito.
Gruppo di lavoro.....	8
Modello Stocastico	9
Introduzione.....	10
Tasso di occorrenza dei guasti durante atterraggio e decollo	10
Mappa del tasso di incidente.....	10
Tasso di morte in un punto dell'area	10
<i>Caso (a): morte per effetto meccanico dell'incidente</i>	11
<i>Caso (b): morte per effetto della pozza di carburante</i>	11
<i>Caso (c): morte per effetto dell'impatto su impianti a rischio di incidente rilevante.....</i>	Errore. Il segnalibro non è definito.
Probabilità annua di morte.....	14
Modello Aeronautico	15
Introduzione.....	16
Probabilità di guasto in decollo e atterraggio	17
Variazione del tasso di guasto nelle varie fasi di volo	19
Incertezze.....	20
<i>Probabilità di impatto</i>	20
Variabilità del punto di impatto	20
Definizione delle statistiche dei valori delle velocità di impatto	21
Determinazione del legame tra la velocità di impatto e la fuoriuscita del combustibile.....	22
Determinazione dell'area coinvolta dall'impatto.....	22
Mappe dei tassi di rilascio	23
Modello Chimico-Fisico dell'Irraggiamento	28
Introduzione.....	29
Descrizione dei fenomeni incidentali di interesse	31
<i>Incendio di pozza</i>	31
<i>Flash-fire</i>	35
Caratterizzazione dei combustibili.....	36
<i>Temperatura adiabatica di fiamma</i>	37
<i>Frazione molare di monossido di carbonio</i>	37
<i>Velocità laminare di fiamma</i>	37
<i>Rapporto di espansione</i>	37
<i>Frazione di particolato (soot yield)</i>	37
<i>Limiti di infiammabilità</i>	37
<i>Tensione di vapore</i>	37
<i>Flash point</i>	38
<i>Calore latente di vaporizzazione e combustione</i>	38
Risultati.....	38
Modello dell'Effetto Domino	43
Introduzione.....	44
<i>Definizione di effetto domino</i>	44
<i>Metodologie di riferimento per la valutazione dell'effetto domino</i>	44
<i>Identificazione degli scenari incidentali causati dall'effetto domino</i>	45
Metodologia.....	46
<i>Procedura</i>	46
Impostazione dell'analisi dell'effetto domino	46
<i>Stabilimento di riferimento</i>	46
<i>Dati in ingresso alla presente analisi</i>	47
<i>Analisi mediante albero degli eventi</i>	47
<i>Analisi delle conseguenze</i>	49

Risultati	52
Mappe di rischio	53
Discussione.....	55
<i>Formulazione del rischio.....</i>	55
<i>Modello Aeronautico.....</i>	55
<i>Modello di irraggiamento diretto.....</i>	56
<i>Modello di irraggiamento per effetto domino</i>	57
Appendice al Modello Aeronautico	58
Integrazione delle equazioni dinamiche per il modello aeronautico.....	59
<i>A.1 Integrazione della V_H.....</i>	59
<i>A.2 Integrazione della V_V.....</i>	59
<i>A.3 Integrazione della s.....</i>	61
<i>A.4 Integrazione della h</i>	61
Riferimenti	63
Bibliografia.....	64

Indice delle figure

Figura 1. Casi di punti di impatto che sono causa di eventi mortali di tipo a (sinistra), b (centro), e c (destra).	11
Figura 2. Albero degli eventi nel caso (b) in cui il punto di incidente $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per causare morte da impatto, e non è neanche il luogo in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante.....	13
Figura 3. Albero degli eventi nel caso (c) in cui il punto di incidente $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per causare morte da impatto, e ma è il luogo in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante.....	13
Figura 4. Schema del velivolo Airbus A320 nel quale sono evidenziati i serbatoi di combustibile (Airbus, 2004).	16
Figura 5. Andamento del tasso di guasto dei velivoli della famiglia Airbus A320 all'atterraggio in funzione del time to touchdown t^*	20
Figura 6. Albero delle probabilità degli eventi che determinano i diversi scenari di rilascio.	23
Figura 7. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 1 al decollo.	24
Figura 8. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 2 al decollo.	24
Figura 9. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 3 al decollo.	25
Figura 10. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 4 al decollo.	25
Figura 11. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 1 all'atterraggio.	26
Figura 12. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 2 all'atterraggio.	26
Figura 13. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 3 all'atterraggio.	27
Figura 14. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 4 all'atterraggio.	27
Figura 15. Serbatoi di combustibile tipo Jet-A (Airbus, 2012).	29
Figura 16. Rappresentazione schematica del pool-fire. La pozza con diametro D_p produce una fiamma di altezza H_F e diametro D_F emettendo una radiazione termica proporzionale alla temperatura di fiamma T_F e all'emissività ε , secondo la legge di Boltzmann.	32
Figura 17. Variazione della velocità di combustione del liquido e dell'altezza di fiamma di un pool-fire in funzione del diametro della pozza di liquido, per vari combustibili (Drysdale, 2011).	32
Figura 18 . Rappresentazione schematica del flash-fire (Drysdale, 2011).	35
Figura 19. Confronto della radiazione emessa per unità di superficie in funzione della distanza dalla fiamma calcolata mediante il software PHAST al variare della tipologia di suolo.	41
Figura 20. Confronto della radiazione emessa per unità di superficie in funzione della distanza dalla fiamma calcolata mediante i software PHAST e FDS.	41
Figura 21. Profilo di temperatura lungo l'asse longitudinale e latitudinale ad altezza fissata a 1.80 m e fronte di fiamma sviluppati dopo 180 s dall'accensione di 691 kg di Carburante B.	42
Figura 22. Schematizzazione dell'effetto domino nell'ambito degli stabilimenti a rischio di incidente rilevante: un incidente in cui, a partire da un evento primario, si verifica un effetto o vettore di propagazione a causare uno o più incidenti secondari.	44
Figura 23. Schema metodologico per l'analisi dell'effetto domino.	46
Figura 24. Alberi degli eventi per rilasci catastrofici causati da impatto diretto su apparecchi di processo o stoccaggio: a) sostanze infiammabili e tossiche; b) sostanze liquide estremamente infiammabili; c) gas infiammabili liquefatti in pressione (GPL); d) sostanze tossiche.	48
Figura 25. Alberi degli eventi per rilasci catastrofici causati da incendio esterno: a) sostanze infiammabili e tossiche; b) sostanze liquide estremamente infiammabili; c) gas infiammabili liquefatti in pressione (GPL); d) sostanze tossiche.	49
Figura 26. Rischio locale personale.	53

Indice delle tabelle

Tabella 1 Stima del tasso di guasto dei velivoli della famiglia Airbus TM A320 al variare della fase di volo (sulla base del modello di distribuzione riportato in (Boeing, 2016).....	19
Tabella 2. Valori soglia del carico inerziale e di V_V per l'innesco dei vari eventi previsti.	22
Tabella 3. Composizione delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro, espresse in frazioni molari	30
Tabella 4. Valori di soglia per la radiazione termica stazionaria dovuta a incendi tipo pool-fire.....	33
Tabella 5. Valori delle costanti di probit per l'irraggiamento da pool-fire	35
Tabella 6. Composizione delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro, espresse in frazioni molari.	37
Tabella 7. Principali parametri chimico-fisici delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro. I dati per il carburante A sono reperiti in letteratura. I dati per il carburante B sono stati calcolati con cinetiche di dettaglio e modellazioni avanzata, come definito nel testo.	38
Tabella 8. Velocità di combustione, velocità normalizzata del vento e rapporto H_F/D_F al variare del metodo utilizzato per la stima (Mannam, 2012).....	38
Tabella 9. Velocità di combustione per pozze dal diametro infinito al variare di combustibile, tipologia di suolo, altezza del rilascio e condizioni metereologiche, espressa in $kg/(m^2s)$	39
Tabella 10. Diametro e altezza della pozza al variare di combustibile e condizioni di rilascio nel caso di rottura catastrofica del serbatoio laterale (691 kg di combustibile).....	39
Tabella 11. Angolo di inclinazione della fiamma al variare del combustibile e delle condizioni di rilascio	40
Tabella 12. Diametri delle pozze al variare della quantità di rilascio (Scenario 1, Scenario 2 e Scenario 3) e della tipologia di suolo.	40
Tabella 13. Distanza massima con concentrazione di combustibile pari a metà LFL calcolata in PHAST e FDS (in parentesi).	42
Tabella 14. Riepilogo dei dati in ingresso utilizzati per effettuare l'analisi delle conseguenze degli scenari domino per lo stabilimento Toscochimica.	49
Tabella 15. Riepilogo dei dati in ingresso utilizzati per effettuare l'analisi delle conseguenze degli scenari domino per lo stabilimento ENICAL; sono riportate le dimensioni del bacino di contenimento.	50

Premessa

Il presente studio si riferisce alla valutazione del rischio di morte (rischio locale personale o RLP) annuo associato a un incidente aereo secondo la nuova infrastrutturazione e di futuro traffico poste alla base del Piano di Sviluppo Aeroportuale al 2035 dell'aeroporto di Firenze. In ciò la presente relazione rappresenta l'aggiornamento di un precedente studio svolto in relazione al Masterplan 2014-2029, secondo quanto allora ritenuto opportuno dalla Commissione Tecnica VIA-VAS del Ministero dell'Ambiente.

Lo studio è stato eseguito secondo la metodologia pubblicata su rivista scientifica internazionale (Iervolino et al., 2019). In particolare, la nuova valutazione, oggetto di questo rapporto di sintesi, si è resa necessaria perché il masterplan 2035 si riferisce, tra le altre cose, a una pista di lunghezza, orientamento, procedure di decollo/atterraggio, e cosiddetto *fleet-mix*, rivisti, come anche descritto nel seguito.

Il risultato principale che sarà reso disponibile è il rischio locale personale (RLP; e.g., de Waal et al., 2015) nei punti di una griglia che discretizza l'area dell'aeroporto e dei dintorni che possono essere investiti dalle conseguenze dell'incidente (il rischio individuale si definisce come la probabilità annua di morte per un individuo che si trovi continuamente per trecentosessantacinque giorni in punto dell'area in questione).

Il rischio individuale si intende come conseguenza a un incidente dovuto alle fasi di decollo e atterraggio. Le conseguenze dell'incidente, che possono causare le condizioni per cui si abbia un esito fatale in un punto qualunque dell'area, sono:

- (a) impatto meccanico diretto del velivolo nel punto in questione;
- (b) effetto diretto di irraggiamento di energia a seguito di rilascio di carburante al momento dell'incidente e innesco di incendi conseguenti (*pool- e flash-fire*);
- (c) effetto indiretto (domino) di irraggiamento dovuto al fatto che l'incidente aereo inneschi un incidente rilevante in un impianto industriale che si trovi nell'area; l'incidente innescato può avere conseguenze fatali per irraggiamento in seguito a incendio delle sostanze processate nell'impianto oppure per intossicazione dovuta a dispersione delle stesse.

L'aeromobile tipo considerato nelle valutazioni di rischio è nell'aeromobile della famiglia Airbus 320 (in particolare lo A320 Neo) che opererà, nello scenario 2035, 13.744 movimenti, corrispondenti al 30,7% dei movimenti di aviazione commerciale.

Al fine di illustrare le analisi condotte il rapporto è strutturato in sei parti. La prima parte illustra la formulazione integrale del calcolo del rischio che tenga conto delle conseguenze (a-c) dell'incidente aereo così come elencate sopra. Tale formulazione consente di passare dal tasso di guasto critico per il velivolo di riferimento al tasso degli incidenti mortali per ogni punto dell'area e, di conseguenza, allo RLP. Le parti successive illustrano i modelli funzionali al calcolo probabilistico così formulato. Infatti, la seconda parte illustra il modello aeronautico dell'incidente che consente, a partire dalle procedure di decollo e atterraggio previste per l'aeroporto di Firenze nel masterplan 2035, di passare dal tasso di guasto critico del velivolo di riferimento (A320 Neo) al tasso di incidente al suolo (*crash*) in ogni punto dell'area e di valutare l'estensione dell'impronta di impatto. Inoltre, il modello aeronautico fornisce le probabilità, condizionate all'occorrenza dell'impatto, di diversi scenari di rilascio del carburante. Tali probabilità condizionate rappresentano dati di ingresso per la modellazione discussa nella terza parte; essa si riferisce all'innescò di un incidente dalle conseguenze letali per effetto della ignizione del carburante rilasciato nell'impatto. Si considera sia l'ignizione della pozza formatasi che quella eventuale della nuvola di vapori. La quarta parte illustra la modellazione dell'effetto domino dell'incidente su un impianto a rischio di incidente rilevante che possa essere coinvolto nell'incidente, innescando a sua volta conseguenze letali. L'ultima parte illustra i risultati, sotto forma di mappa del rischio RLP. Il documento si conclude con una discussione dei risultati e delle questioni che meritano riflessione, nonché delle ipotesi di lavoro che sono state adottate.¹

¹ Si noti che è stato possibile garantire la coerenza dei simboli usati nelle equazioni solo all'interno di ciascuna parte. Sebbene in casi limitati, potrebbero trovarsi nel rapporto stessi simboli definiti in modo diverso nelle varie parti. In particolare, stesse quantità fisiche riferite a contesti tecnologici diversi.

Gruppo di lavoro

Il coordinamento delle attività è del prof. dott. ing. Iunio Iervolino dell'Università degli Studi di Napoli Federico II, Dipartimento di Strutture per l'ingegneria e l'architettura, che ha anche sviluppato le equazioni di calcolo del rischio (il modello stocastico). La modellazione aeronautica dell'incidente è a cura del prof. dott. ing. Domenico Accardo dell'Università degli Studi di Napoli Federico II, Dipartimento di Ingegneria Industriale. La modellazione chimico-fisica delle conseguenze è a cura del prof. dott. Ernesto Salzano, dell'Università degli Studi di Bologna, Dipartimento di Ingegneria Civile, Chimica, Ambientale e dei Materiali.²

² Nella analisi del 2017, alcune attività relative agli effetti chimico-fisici sono state svolte in collaborazione con l'Università di Pisa (prof. G. Landucci). Esse non hanno necessitato di aggiornamento per il lavoro di cui all'oggetto di questo rapporto.

Modello Stocastico

Introduzione

Nel seguito si illustra la formulazione probabilistica che segue i principi del calcolo del rischio (e.g., Patè-Cornell, 1996; Erto et al., 2016). La logica è considerare, per ogni punto della griglia in cui è discretizzata l'area, una persona (ricevente) che possa subire le conseguenze dell'incidente. Tale incidente si può osservare in uno qualunque dei punti della griglia (sorgente). Il calcolo probabilistico è formulato in modo da calcolare il tasso annuo degli incidenti che nel punto ricevente causano la morte, partendo dal tasso di occorrenza dei guasti critici in volo, cioè quelli che certamente determinano un incidente in un punto della griglia. Come si vedrà nel seguito, gli incidenti che possono generare la morte sono di tre tipi. Inoltre, si discuterà come trasformare il tasso in probabilità. Si noti, infine, che il resto del documento mira a fornire i modelli necessari a completare il calcolo probabilistico così come formulato in questa sezione.

Tasso di occorrenza dei guasti durante atterraggio e decollo

Il tasso (numero medio annuo) di *guasti critici* in volo del velivolo di riferimento, specificamente in atterraggio o decollo, è pari a:

$$v_{tot} = v_L + v_T, \quad (1)$$

in cui v_L e v_T sono il tasso di occorrenza di incidenti in atterraggio e decollo, rispettivamente. Questi ultimi si possono calcolare come:

$$v_L + v_T = P[C|L] \cdot N_L + P[C|T] \cdot N_T. \quad (2)$$

Nell'equazione, N_L è il numero medio annuo di atterraggi e $P[C|L]$ è la probabilità di osservare un incidente (C) durante un atterraggio – *landing*. Discorso analogo vale per il decollo (T), *takeoff*. La somma $N_L + N_T$ sarà anche denominata numero di *movimenti* nel resto del rapporto.

Mappa del tasso di incidente

Supponiamo ora di considerare un punto specifico, di coordinate $\{x, y\}$, che rappresenti un'area elementare della regione geografica di interesse e di voler calcolare il numero medio di incidenti che occorrono in tale punto. Questo tasso, che si può indicare come $v(x, y)$, si può calcolare come:

$$v(x, y) = v_{tot} \cdot P[C(x, y)], \quad (3)$$

dove $P[C(x, y)]$ è la probabilità che un guasto critico si concretizzi in un incidente in $\{x, y\}$ (tale incidente è chiamato anche *crash* nel seguito). Volendo distinguere tra decolli e atterraggi:

$$v(x, y) = v_L(x, y) + v_T(x, y) = v_{tot} \cdot P[C(x, y)|L] \cdot P[L] + v_{tot} \cdot P[C(x, y)|T] \cdot P[T], \quad (4)$$

Dove $P[L]$ e $P[T]$ sono le frazioni dei guasti critici in atterraggio e decollo, mentre $P[C(x, y)|T]$ e $P[C(x, y)|L]$ sono le probabilità che un guasto in decollo o in atterraggio finisca in un incidente in $\{x, y\}$, rispettivamente. Si suppone, quindi, di poter costruire una mappa dei tassi per l'area di interesse: $v(x, y) = v_L(x, y) + v_T(x, y), \forall \{x, y\}$.

Tasso di morte in un punto dell'area

Si suppone ora che una persona sia esposta al rischio trovandosi in un punto dell'area di interesse di coordinate $\{w, z\}$; i.e., punto ricevente. Tale persona si assume continuamente nel punto per trecentosessantacinque giorni. Si vuole calcolare il numero medio annuo di eventi, intesi come incidenti aerei in decollo o atterraggio, che ne può causare la morte, indicata come non-sopravvivenza (\bar{S}). Tale tasso si indica come $\lambda(w, z)$ e si può calcolare sommando i tassi dovuti agli incidenti che possono occorrere in ciascun punto dell'area:

$$\lambda(w, z) = \iint_{x,y} P[\bar{S}|x, y, w, z] \cdot v(x, y) \cdot dx \cdot dy. \quad (5)$$

In punti dell'area che contribuiscono all'integrale sono di fatto punti sorgente di eventi mortali. Nell'equazione $P[\bar{S}|x, y, w, z]$ è la probabilità di morte in $\{w, z\}$ dato un incidente in $\{x, y\}$. In effetti è possibile distinguere tre casi:

- Il punto di coordinate $\{x, y\}$ è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per cui la causa di morte è l'impatto meccanico;
- Il punto di coordinate $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ da poter produrre la morte per impatto meccanico, e non è un punto in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante; in tal caso, la morte può avvenire solo per irraggiamento di energia a seguito di un incendio sviluppatosi per ignizione del carburante fuoriuscito al momento dell'incidente;
- Il punto di coordinate $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per causare la morte per impatto meccanico, mentre è un punto in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante; in tal caso, la morte può avvenire solo per irraggiamento di energia a seguito di un incidente sviluppatosi nell'impianto in questione a seguito dell'impatto in prossimità di esso (effetto *domino*).

Di fatto, nel calcolare l'integrale in equazione (5), bisogna distinguere tre tipi di punti di impatto $\{x, y\}$. Questi tre casi sono illustrati schematicamente in Figura 1 e sono affrontati nel dettaglio, dal punto di vista del calcolo del rischio, nel seguito.

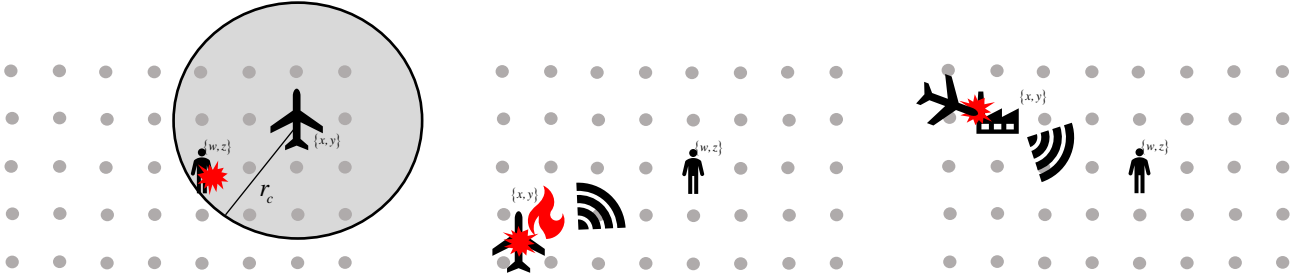


Figura 1. Casi di punti di impatto che sono causa di eventi mortali di tipo a (sinistra), b (centro), e c (destra).

Caso (a): morte per effetto meccanico dell'incidente

La morte per effetto meccanico avviene nel caso in cui il punto di coordinate $\{w, z\}$ si trovi nell'area dell'impatto. Questo avviene se risulta $r = \sqrt{(x-w)^2 + (y-z)^2} \leq r_c(x, y)$, dove $r_c(x, y)$ delimita l'area d'impatto dell'incidente, descritta nel modello aeronautico (tale raggio può dipendere dal punto di impatto, perché dipende dalla traiettoria del velivolo). In questo caso si assume morte certa: $P[\bar{S}|x, y, w, z] = 1$. Di conseguenza, per una persona che si trovi nel punto $\{w, z\}$, il tasso di eventi che causano la morte per effetto meccanico è:

$$\lambda_a(w, z) = \iint_{x, y: r \leq r_c} v(x, y) \cdot dx \cdot dy \quad (6)$$

Caso (b): morte per effetto della pozza di carburante

Se $r = \sqrt{(x-w)^2 + (y-z)^2} > r_c(x, y)$, e il punto di coordinate $\{x, y\}$ non è un punto in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante secondo la direttiva *Seveso* (D.L. 105, 2015), allora si considera che la morte possa avvenire solo per effetti collegati alla formazione di una pozza di carburante rilasciata dall'incidente aereo.

Supponendo che, qualunque sia il punto di impatto, ci possano essere diversi (mutuamente esclusivi e collettivamente esaustivi) scenari di rilascio $ril(x, y)$ di carburante, in numero di k (si veda il modello aeronautico dell'incidente in cui tali scenari di rilascio saranno numerati da uno a quattro), assumendo che la probabilità di morte sia nulla se non c'è rilascio, allora il tasso di morte può scriversi come in equazione (7). (Si noti che si assume che la probabilità di un certo scenario di rilascio possa cambiare con il punto di impatto; inoltre, tipicamente cambia se l'impatto avviene in decollo o atterraggio.)

$$\lambda_b(w, z) = \iint_{x, y: r > r_c} \sum_{i=1}^k \{P[\bar{S}|x, y, w, z, ril_i] \cdot P[ril_i(x, y)]\} \cdot v(x, y) \cdot dx \cdot dy \quad (7)$$

Per ogni scenario di rilascio, si suppone che possano avvenire le seguenti situazioni mutuamente esclusive e collettivamente esaustive:

- (i) un incendio della pozza (*pool-fire*), che può eventualmente innescare un effetto domino su impianti a rischio di incidente rilevante nell'area. Il domino è ancora un *pool-fire* nel caso di sostanze infiammabili oppure il rilascio di sostanze tossiche nel caso di sostanze non infiammabili;
- (ii) *flash-fire* con sicuro *pool-fire* successivo, quest'ultimo, ancora una volta può innescare effetto domino (si veda il modello chimico-fisico dell'incidente per i dettagli).

Siccome nel caso (i), il *pool-fire* arriva prima dell'effetto domino, è possibile morire per effetto domino solo se si è sopravvissuti ad esso. Nel caso (ii) si può morire per il *flash-fire*, oppure, se si è sopravvissuti ad esso, si può morire per il *pool-fire* successivo, oppure, se si sopravvive anche ad esso, si può morire a causa dell'effetto domino eventualmente innescato. Quindi, ai fini del calcolo di $P[\bar{S}|x, y, w, z, ril_i]$, che serve al calcolo dell'integrale in (7), può essere opportuno riferirsi all'albero degli eventi in Figura 2 e in particolare ai suoi rami colorati in figura:

$$P[\bar{S}|x, y, w, z, ril_i] = \sum_{j=1}^m P[Ramo_j|x, y, w, z, ril_i] \quad (8)$$

La probabilità che occorra la sequenza di eventi definita su ciascun ramo è pari alla probabilità che si verificano concomitantemente tutti gli eventi rappresentati nei nodi del ramo stesso. A titolo di esempio, si discute la probabilità di morire per effetto domino nel caso di *flash-fire*. Essa è la probabilità che nel caso di rilascio di tipo *i*-esimo si formi un *flash-fire* (*FF*) e si sopravviva a esso (S_{FF}), si sopravviva anche al *pool-fire* ritardato (S_{PFR}) che ne consegue, che si determini un effetto domino (*D*) e che non si sopravviva a esso (\bar{S}_D). Tale *probabilità congiunta* si può ottenere combinando le probabilità condizionate secondo la regola di moltiplicazione delle probabilità:

$$P[FF \cap S_{FF} \cap S_{PFR} \cap D \cap \bar{S}_D|ril_i] = P[FF|ril_i] \cdot P[S_{FF}|FF, ril_i] \cdot P[S_{PFR}|S_{FF}, FF, ril_i] \times P[D|S_{PFR}, S_{FF}, FF, ril_i] \cdot P[\bar{S}_D|D, S_{PFR}, S_{FF}, FF, ril_i] \quad (9)$$

Nell'equazione, per semplicità, si è omessa la dipendenza da $\{x, y\}$ e $\{w, z\}$ nei simboli.

Caso (c): morte per effetto dell'impatto su impianti a rischio di incidente rilevante

Nel caso l'incidente coinvolga direttamente un impianto a incidente rilevante che si trova in $\{x, y\}$ il tasso degli eventi mortali si calcola sommando i tassi di incidente in quel punto, moltiplicato per la probabilità di morire in $\{w, z\}$ per effetto di un incidente rilevante nell'impianto in questione. Se nell'area ci sono n impianti a rischio di incidente, allora si possono sommare i contributi al tasso di morte in $\{w, z\}$ come in:

$$\lambda_c(w, z) = \sum_{i=1}^n \iint_{x, y \in I_i} P[\bar{S}|x, y, w, z, i] \cdot \nu(x, y) \cdot dx \cdot dy, \quad (10)$$

dove $\{x, y\} \in I_i, i = \{1, 2, \dots, n\}$ rappresenta l'area occupata dall'impianto a rischio di incidente rilevante *i*-esimo.

Per calcolare le probabilità $P[\bar{S}|x, y, w, z]$ si ragiona considerando che l'impatto del velivolo sull'impianto può causare l'incendio dei serbatoi che si manifesta come *pool-fire* del bacino di contenimento se la sostanza nell'impianto è infiammabile; se la sostanza è pericolosa per la salute, e non si incendia, il domino è il rilascio della stessa. Quindi, nel caso del domino, si può morire per l'incendio di sostanze infiammabili o per la dispersione di sostanze pericolose che non bruciano. Si trascura il domino di second'ordine, cioè che questo incidente possa innescare ulteriori incidenti rilevanti. A tal proposito si veda, a titolo illustrativo, l'albero degli eventi di Figura 3, mentre si rimanda alla parte specifica sugli effetti domino per maggiori dettagli.

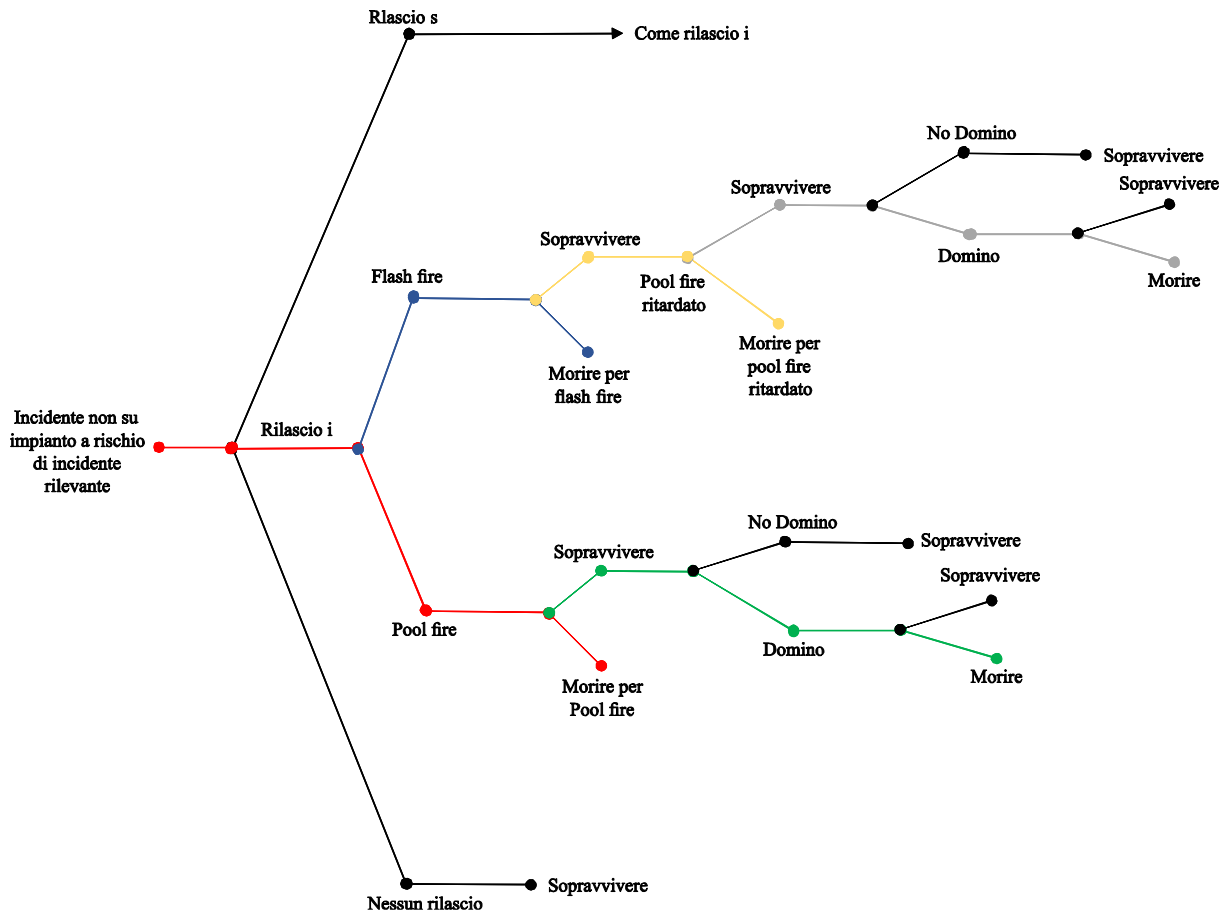


Figura 2. Albero degli eventi nel caso (b) in cui il punto di incidente $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per causare morte da impatto, e non è neanche il luogo in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante.

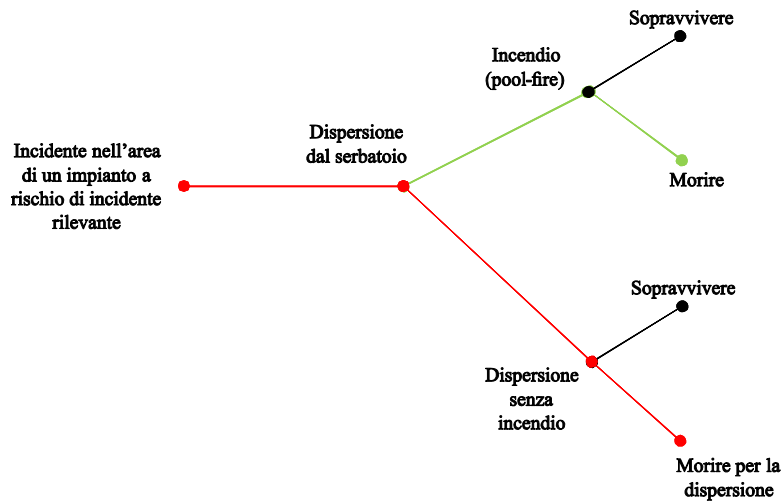


Figura 3. Albero degli eventi nel caso (c) in cui il punto di incidente $\{x, y\}$ non è sufficientemente vicino a $\{w, z\}$ per causare morte da impatto, ma è il luogo in cui si trova un impianto a rischio di incidente rilevante.

Probabilità annua di morte

In definitività, l'equazione (5), si deve riscrivere sommando separatamente gli effetti delle sorgenti (punti di incidente) di tipo a, b, c, dove ogni punto deve essere considerato una sola volta:

$$\lambda(w, z) = \lambda_a(w, z) + \lambda_b(w, z) + \lambda_c(w, z) = \iint_{x,y:r \leq r_c} v(x, y) \cdot dx \cdot dy + \iint_{x,y:r > r_c} \sum_{i=1}^k \{P[\bar{S}|x, y, w, z, ril_i] \cdot P[ril_i(x, y)]\} \cdot v(x, y) \cdot dx \cdot dy + \sum_{i=1}^n \iint_{x,y \in I_i} P[\bar{S}|x, y, w, z] \cdot v(x, y) \cdot dx \cdot dy. \quad (11)$$

Si noti che l'equazione (7) non dà esplicita evidenza della differenza del calcolo del rischio tra decolli e atterraggi. È invece possibile dividere l'integrale di calcolo del rischio distinguendo il tasso degli incidenti mortali nelle due operazioni in questione e poi procedendo come descritto per ciascuna di esse. Infine, in qualunque intervallo di tempo, Δt , in cui si possa considerare il tasso costante, la probabilità annua di morte, p , si può ottenere come:

$$p(w, z) = 1 - e^{-\lambda(w, z) \cdot \Delta t}, \quad (12)$$

e ripetendo tale calcolo per tutti i punti dell'area di interesse ottenere il risultato cercato dell'analisi di rischio. Questo perché se il tasso è costante è generalmente possibile trattarlo come quello di un processo di Poisson omogeneo (e.g., Iervolino et al., 2015) per cui il tempo tra due eventi successivi seguono una distribuzione di probabilità di tipo esponenziale (Benjamin e Cornell, 1970).

Infine, si nota che se tale tasso, è sufficientemente minore di uno, allora il risultato della (12) di fatto coincide col tasso stesso: $p(w, z) = 1 - e^{-\lambda(w, z) \cdot \Delta t} \approx \lambda(w, z) \cdot \Delta t$.

Modello Aeronautico

Introduzione

La seguente sezione fornisce la valutazione dei possibili scenari di impatto aereo nella zona comprendente l'aeroporto di Firenze e zone limitrofe. Il lavoro svolto si inserisce nello scenario di futuro sviluppo della nuova pista dell'aeroporto Amerigo Vespucci come previsto dal masterplan 2035.

Lo studio è stato condotto attraverso la valutazione delle probabilità di impatto al suolo a partire da una certa probabilità che si verifichi un guasto durante le fasi di decollo e atterraggio. Il velivolo preso in considerazione appartiene alla classe Airbus A320/A321 (A320 Neo). In particolare, lo scopo dello studio effettuato è riportato ai seguenti punti.

- a) Con riferimento allo schema riportato in Figura 4 (Airbus, 2004), è stato previsto di calcolare il numero medio di volte per anno in cui, durante le fasi di atterraggio e decollo, un velivolo Airbus A320 possa precipitare in uno specifico punto dell'area che circonda la pista, nel rettangolo che si estende per ± 2 km a lato della mezzeria e per ± 7.5 km in direzione longitudinale rispetto al centro della pista stessa, determinando uno dei seguenti eventi:
 - 1) nessuna perdita di carburante (il cui tasso di occorrenza sarà indicato come P1);
 - 2) rilascio da uno dei due serbatoi laterali (*outer* – il cui tasso di occorrenza sarà indicato come P2);
 - 3) rilascio da uno dei serbatoi laterali e, allo stesso tempo, da uno dei serbatoi interni (*inner* – il cui tasso di occorrenza sarà indicato come P3).
 - 4) rilascio da tutti i serbatoi (incluso il serbatoio centrale – *centre tank* – il cui tasso di occorrenza sarà indicato come P4).
- b) Determinare l'area investita direttamente dall'incidente in funzione della tipologia di impatto col suolo.

Con riferimento a quanto riportato al punto (a), si segnala che l'evento in cui si ha fuoriuscita da due serbatoi omologhi installati in una semiala, e non anche dal serbatoio centrale, prevedrebbe un impatto perfettamente simmetrico ed è considerato a probabilità nulla perché.

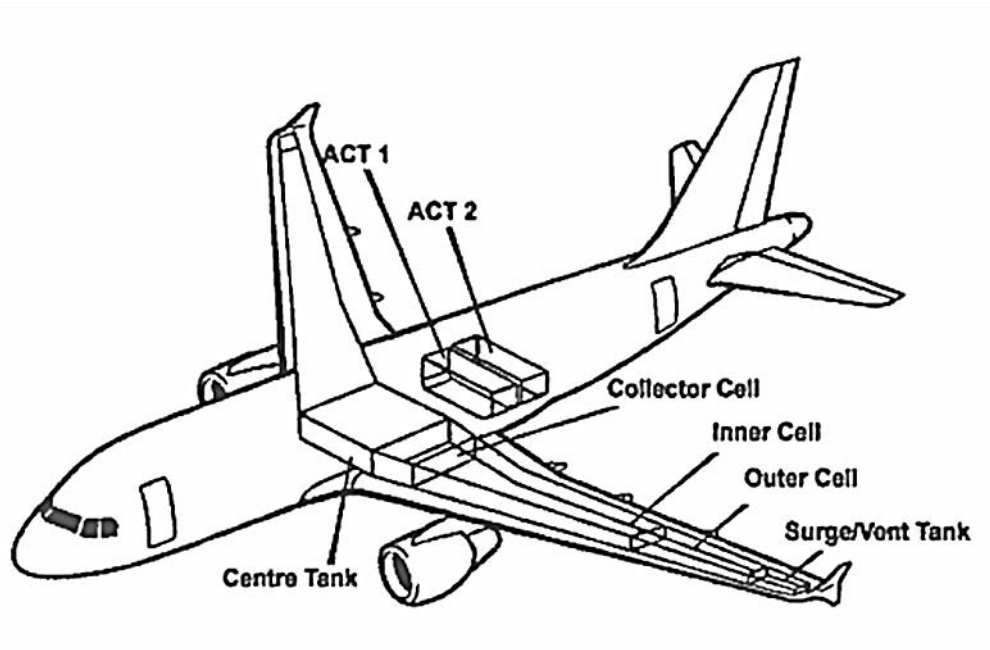


Figura 4. Schema del velivolo Airbus A320 nel quale sono evidenziati i serbatoi di combustibile (Airbus, 2004).

Probabilità di guasto in decollo e atterraggio

La probabilità di guasto durante le fasi di decollo e atterraggio può essere valutata a partire dalla conoscenza del modello dinamico del velivolo che serve ad individuare la legge che ne governa il moto, a partire dal momento in cui si genera un guasto critica in un punto qualsiasi delle traiettorie nominali di decollo e atterraggio. Il moto del velivolo può essere assunto, da quel momento in poi, come un moto a spinta nulla governato esclusivamente dal movimento delle superfici aerodinamiche di controllo, nel sistema di riferimento *forward-up* nel piano contenente il vettore velocità al suolo del velivolo al momento dell'insorgere del guasto. Tale modello è aderente con quello riportato in molte tipologie di incidenti di velivoli della stessa categoria nei maggiori database di incidenti aeronautici (FAA, 2017) e con quanto descritto nelle procedure di riferimento con la definizione di *forced-landing* (FAA, 2016). Esso è rappresentabile attraverso il sistema di equazioni (13):

$$\begin{cases} m \frac{dV_H}{dt} + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D - T = 0 \\ m \frac{dV_V}{dt} - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L + m \cdot g = 0 \\ \frac{ds}{dt} = V_H \\ \frac{dh}{dt} = V_V \end{cases} \quad (13)$$

Nelle (13) i simboli indicano le seguenti variabili di stato:

- V_V : componente verticale della velocità rispetto al suolo;
- V_H : componente orizzontale della velocità rispetto al suolo;
- s : ascissa curvilinea di avanzamento nel piano orizzontale;
- h : quota del velivolo riferita al riferimento *forward-up* con origine nel punto del guasto.

Le condizioni iniziali delle variabili di stato sono date dalle relazioni:

$$\begin{cases} V_V(t = 0) = V_{0V} \text{ velocità verticale del velivolo all'istante del guasto critico } (t = 0) \\ V_H(t = 0) = V_{0H} \text{ velocità orizzontale del velivolo all'istante del guasto critico } (t = 0) \\ h(t = 0) = 0 \text{ quota iniziale (il rif. parte dalla pos. del velivolo ed è positivo verso l'alto)} \\ s(t = 0) = 0 \text{ ascissa curvilinea iniziale del velivolo} \end{cases} \quad (14)$$

I parametri di riferimento, invece, sono:

- m : massa del velivolo al momento del guasto;
- ρ : densità dell'aria (visto il limitato intervallo di quote, può essere ritenuta costante pari a quella prevista al suolo in condizioni di temperatura e pressione standard che è $\rho=1.225 \text{ kg/m}^3$);
- V : è la velocità rispetto all'aria. In assenza di vento, può essere considerata uguale alla somma vettoriale di V_V e V_H . Essendo, in generale, $V_H \gg V_V$, si può assumere $V = V_H$, almeno per la fase di planata della traiettoria;
- S : superficie di riferimento del velivolo per il calcolo delle sollecitazioni aerodinamiche, $S = 122.6 \text{ m}^2$ da (Nuic, 2014);
- C_D : coefficiente di resistenza aerodinamica relativo alla fase di volo esso può essere calcolato in funzione del coefficiente di portanza secondo la legge riportata nella relazione (15):

$$C_D = C_{D0} + C_{DL} \cdot C_L^2; \quad (15)$$

- T : è la spinta dei motori. In condizioni di atterraggio forzato (FAA, 2016) è stato assunto $T = 0$;
- C_L : è il coefficiente di portanza del velivolo. Assunta una configurazione congelata, tale coefficiente può essere determinato dalle condizioni al momento del guasto, attraverso la relazione (16):

$$C_L = \frac{2 \cdot m \cdot g}{\rho \cdot V_{H0}^2 \cdot S}; \quad (16)$$

- g : è il modulo del vettore accelerazione di gravità che, in prossimità del suolo, vale $g = 9.81 \text{ m/s}^2$;
- C_{D0} : coefficiente di resistenza parassita che per il velivolo Airbus A320 vale $C_{D0} = 0.038$ per flap abbassati e $C_{D0} = 0.096$ per flap e carrello abbassati (Nuic, 2014);
- C_{DL} : è il coefficiente di resistenza indotta dalla portanza che per il velivolo Airbus A320 vale $C_{DL} = 0.0419$ per flap abbassati e $C_{DL} = 0.0371$ per flap e carrello abbassati (Nuic, 2014).

È stato supposto che il pilota controlli il C_L , attraverso il movimento delle superfici aerodinamiche di controllo, al fine di minimizzare la velocità verticale del velivolo, compatibilmente col vincolo di evitare lo stallo. Nel sistema di equazioni (13) è possibile dimostrare (Appendice A.1) che la soluzione della prima delle (13) è data dalla relazione (17):

$$V_H(t) = \frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t}, \quad (17)$$

dove:

$$\begin{cases} a = \frac{k_D}{m} \\ k_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D \end{cases}. \quad (18)$$

Similmente, si ricava (Appendice A.2) che la soluzione della seconda delle (13) è data dalla relazione (19):

$$V_V(t) = V_{V0} - g \cdot t + \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right), \quad (19)$$

dove:

$$k_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_L, \quad (20)$$

e il valore di a è dato dall'espressione (18).

A questo punto, la terza delle (13) può essere risolta, integrando la (17):

$$s(t) = \frac{1}{a} \cdot \ln(1 + V_{H0} \cdot a \cdot t). \quad (21)$$

Anche in questo caso, la dimostrazione è riportata nell'Appendice (A.3).

Infine, la soluzione della quarta delle (13) può essere ricavata dall'integrazione dell'equazione (19) e la dimostrazione è riportata in Appendice (A.4):

$$h(t) = h_0 + V_{V0} \cdot t - g \cdot \frac{t^2}{2} + \frac{k_L \cdot V_{H0}}{m \cdot a} [V_{H0} \cdot a \cdot t - \ln(1 + a \cdot V_{H0} \cdot t)]. \quad (22)$$

L'equazione (22) può essere risolta numericamente per andare a trovare l'istante t^* , il più piccolo per cui $h(t^*) = 0$. Esso è l'istante in cui è previsto l'impatto del velivolo. Determinato t^* è possibile individuare $V_H(t^*)$, $V_V(t^*)$ e $s(t^*)$ sostituendo tale valore nelle relazioni (17), (19) e (21). In questo modo è possibile ricavare la soluzione del modello dinamico. In particolare:

- $V_H(t^*)$ rappresenterà la velocità orizzontale del velivolo al momento dell'impatto. Tale velocità, oltre a costituire il riferimento per il carico longitudinale all'impatto, determina anche la dimensione dell'area di impatto;
- $V_V(t^*)$ rappresenterà la velocità verticale del velivolo al momento dell'impatto. Tale velocità è il riferimento per valutare il carico verticale all'impatto;
- $s(t^*)$ rappresenta la distanza al suolo che il velivolo percorre dal momento in cui si innesca il guasto fino al momento dell'impatto al suolo (*incidente*).

Variazione del tasso di guasto nelle varie fasi di volo

Al fine di sviluppare il modello di guasto, è stato considerato opportuno considerare la variazione del tasso di guasto nelle varie fasi di volo. Tale effetto, per essere modellato in maniera efficiente, richiede la definizione di due termini:

1. un modello, di estrazione statistica, che definisca l'andamento del tasso di guasto del velivolo (riferito ad incidente con urto al suolo) al variare della fase di volo;
2. un parametro quantitativo, stimato nel processo di analisi, che permetta di misurare la variazione del predetto tasso nell'ambito di una singola fase di volo.

Nel primo caso, è stata considerata l'analisi della distribuzione degli incidenti al variare della fase di volo contenuta in recenti studi sviluppati da Boeing (Boeing, 2016 e 2022) ed Airbus (Airbus, 2016 e 2022). La prima colonna della Tabella 1 riporta la probabilità di incidenti fatali che si sono verificati, in base ai record aeronautici, in ogni specifica fase. La seconda colonna, invece, riporta il tasso di guasto per il velivolo Airbus™ A320 riferito alla singola fase di volo. Tale tasso è ottenuto moltiplicando il tasso di guasto complessivo, pari a $0.58E-8$, per i valori della prima colonna.³

Tabella 1 Stima del tasso di guasto dei velivoli della famiglia Airbus™ A320 al variare della fase di volo (sulla base del modello di distribuzione riportato in (Boeing, 2022)).

	Percentile di incidenti in ogni singola fase	Tasso di guasto riferito alla singola fase
Takeoff & Initial Climb	0.13	7.54E-09
Climb	0.10	5.8E-09
Cruise	0.13	7.54E-09
Descent	0.03	1.74E-09
Initial Approach	0	0
Final Approach & Landing	0.54	3.13E-08
Taxi and tow	0.07	4.64E-09

Per quanto riguarda il punto 2, invece, è stato considerato come parametro di riferimento il tempo che intercorre tra il guasto e l'impatto col suolo (*time-to-touchdown T2T*). Tale tempo costituisce, infatti, il riferimento aeronautico per individuare il rischio collisione col suolo in sistemi di *situational awareness* di bordo quali il *Ground Proximity Warning System* (GPWS) (Spitzer, 2000). Tale parametro, stante la trattazione effettuata nella sezione precedente, può essere associato al tempo t^* calcolato attraverso l'equazione (22). In generale, è individuato un T2T pari a 20s come spartiacque tra la fase in cui è possibile ancora un controllo efficiente da parte del pilota e quella in cui, invece, il rischio di mancanza di controllo diventa inaccettabile (Spitzer, 2000). Pertanto, al fine di definire il modello, è stato associato l'andamento del tasso di guasto in funzione del T2T a quello di una funzione razionale fratta del secondo ordine. I coefficienti di tale modello sono stati individuati imponendo che il tasso di guasto possa variare durante le fasi di decollo e atterraggio garantendo un valore medio rappresentato dai termini riportati nella seconda colonna della Tabella 1 per ciascuna fase d'interesse (prima ed ultima riga), fino a portarsi al valore di crociera quando t^* raggiunge i 20s. Chiaramente, la variazione del tasso è crescente per l'atterraggio e decrescente per il decollo. L'andamento della curva per l'atterraggio è riportato in Figura 5.

³ Questa informazione è tratta dal recente documento Airbus (2022). Siccome il velivolo di riferimento (A320 Neo) non ha, a conoscenza degli autori, subito guasti critici a oggi, il tasso di guasto si riferisce (cautelativamente) a quello della famiglia cui appartiene. Tale numero è tuttavia inferiore a quello ancora più cautelativamente considerato nel 2017 ($1.1E-7$), ma non c'è base scientifica cui attribuire una scelta diversa da quella recentemente documentata da Airbus.

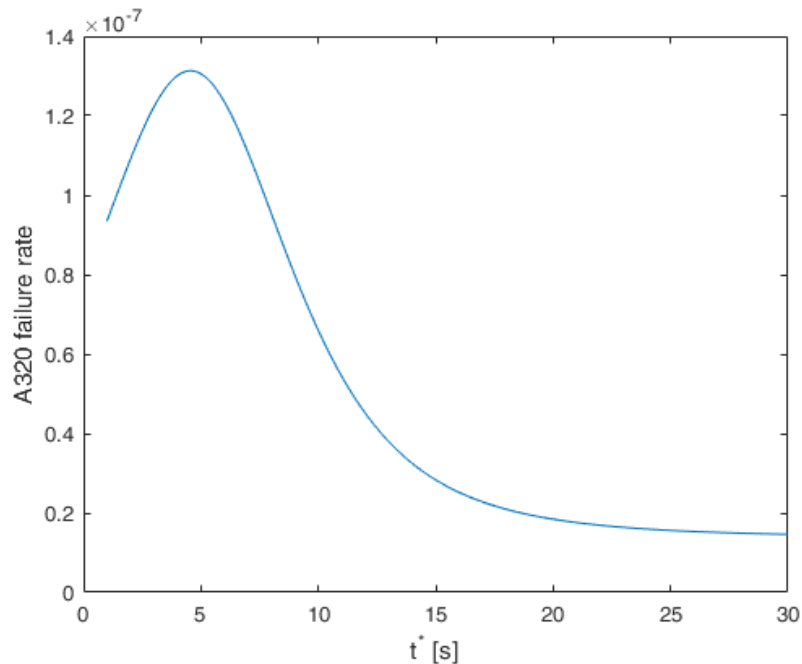


Figura 5. Andamento del tasso di guasto dei velivoli della famiglia Airbus A320 all'atterraggio in funzione del time to touchdown t^* .

Incertezze

I tre termini ricavati nella precedente sezione possono essere utilizzati come informazioni in ingresso nel modello probabilistico. Tale modello rappresenta i contributi delle incertezze dei vari termini della rappresentazione dinamica descritta nella precedente sezione.

Probabilità di impatto

Al fine di determinare la probabilità di fuoriuscita di carburante da uno dei serbatoi di un velivolo della famiglia Airbus A320/A321, è necessario individuare quale è la probabilità che l'impatto di un velivolo in un determinato punto dell'area di interesse determini una sollecitazione tale da superare il carico limite che determina la rottura del serbatoio. Dato che la sollecitazione all'impatto è proporzionale alla velocità verticale d'impatto del velivolo stesso, a parità di tempo caratteristico del fenomeno di impatto, il problema appena indicato può essere equivalentemente espresso come individuazione della probabilità che in un certo punto dell'area si verifichi un impatto la cui velocità d'impatto supera una determinata soglia.

Sulla base dei risultati del modello dinamico, il modello probabilistico dovrà considerare:

- 1) dispersione del punto di impatto;
- 2) definizione della distribuzione dei valori delle velocità di impatto;
- 3) determinazione del legame tra la velocità di impatto e la fuoriuscita del combustibile;
- 4) determinazione dell'area coinvolta dall'impatto.

Variabilità del punto di impatto

Si osserva che il modello dinamico descritto in forma deterministica nella sezione precedente può soffrire di aleatorietà derivanti da più motivi:

- 1) la posizione, nello stesso istante, può variare in quota e nella coordinata *cross track* all'interno dell'area di contenimento prevista per ogni fase della navigazione;
- 2) il modulo del vettore velocità può variare rispetto a quello nominale a causa di un errore tecnico di navigazione o della presenza di un vento con componente frontale;

- 3) la direzione del vettore velocità può cambiare a causa di un errore di stima dell'assetto o di una componente di vento trasversale rispetto alla direzione di avanzamento.

Pertanto, una volta individuato il punto più probabile in cui interviene l'impatto in base al modello deterministico descritto in precedenza è necessario valutare la probabilità di dispersione del punto di impatto determinata a causa delle aleatorietà precedentemente descritte. La distribuzione di probabilità può essere ricondotta alla combinazione di una componente radiale di spostamento rispetto al punto più probabile e di una componente in azimut. Pertanto, la distribuzione probabilistica del punto di impatto può essere considerata come la combinazione di due distribuzioni gaussiane lungo la coordinata radiale e quella di azimut. La media delle gaussiane coincide con il valore determinato col modello dinamico $\mu_\rho = s(t^*)$ per quanto riguarda la componente radiale, e con media nulla $\mu_\theta = 0$ per quanto riguarda la componente di azimut. Per quanto riguarda le deviazioni standard, si ricavano le seguenti condizioni, assumendo statisticamente indipendenti le diverse fonti di errore:

$$\begin{cases} \sigma_\rho = \sqrt{\sigma_{\rho,nav}^2 + \sigma_{\rho,wind}^2} \\ \sigma_\theta = \sqrt{\sigma_{\theta,att}^2 + \sigma_{\theta,wind}^2} \end{cases} \quad (23)$$

dove:

- $\sigma_{\rho,nav}$ è la deviazione standard dell'errore di range determinata dall'errore di navigazione, ovvero dalla varianza della velocità iniziale. Valutando come 0.1 del valore della velocità nominale (ICAO, 2017), tale termine può essere individuato stimando $s(t^*)$ in corrispondenza di $1.1 \cdot V_{H0}$ e sottraendo tale valore da $s(t^*)$ calcolato per V_{H0} nominale;
- $\sigma_{\rho,wind}$ è la deviazione standard dell'errore di range determinata dal vento; i venti tipici nell'area dell'aeroporto oggetto di studio presentano, in media sull'anno, un valore medio di 8.5 nodi (Servizio Meteorologico Aeronautica Militare, 2017); tale velocità può essere composta con V_{H0} determinando una condizione simile a quella riportata al punto precedente;
- $\sigma_{\theta,att}$ è la deviazione standard dell'errore di azimut determinata dall'errore di assetto; in base ai regolamenti (FAA TSO, 2012) tale errore può essere stimato in 3° (valore rms);
- $\sigma_{\theta,wind}$ è la deviazione standard dell'errore di azimut determinata dal vento; i venti tipici di Peretola presentano, in media sull'anno, un valore medio $V_{wind} = 8.5$ nodi (Servizio Meteorologico Aeronautica Militare, 2017). Tale velocità può essere composta con V_{H0} determinando:

$$\sigma_{\theta,wind} = \arctan\left(\frac{V_{wind}}{V_{H0}}\right). \quad (24)$$

Infine, il contributo dell'errore di posizione nello stesso istante (dimensione del corridoio di atterraggio/decollo) può essere rappresentato riportando, per ogni stazione di integrazione, n casi distribuiti secondo una distribuzione gaussiana in scostamento laterale e verticale secondo lo standard di contenimento accettato per il decollo e l'atterraggio.

Definizione delle statistiche dei valori delle velocità di impatto

Per determinare la probabilità degli eventi descritti sopra, è necessario individuare la probabilità che le componenti di velocità superino determinati valori soglia che individuano il confine tra l'innescarsi o meno del fenomeno. È necessario, pertanto, ricavare in ogni punto della regione di interesse la distribuzione di probabilità delle componenti $V_V(t^*)$ e $V_H(t^*)$, ovvero delle componenti verticale ed orizzontale della velocità all'impatto. Allo scopo, si segue la seguente procedura.

1. Nell'ambito della simulazione, che sarà descritta nella successiva sezione 2.3, sono suddivise le traiettorie nominali di atterraggio e di decollo in istanti uniformemente distribuiti nel tempo. In ognuno

degli istanti saranno valutate le velocità $V_V(t^*)$ e $V_H(t^*)$ per crash intervenuti alla velocità nominale in ognuno dei punti rappresentativi del corridoio di volo.

2. Per ognuna delle predette condizioni, seguendo il modello probabilistico già definito, è individuato il modello di dispersione del punto di impatto in ciascuno dei punti della griglia.
3. I valori delle velocità individuate al punto 1 sono utilizzati per determinare i parametri (media e deviazione standard) delle distribuzioni delle velocità di impatto che sono assunte avere modello gaussiano. Per costruire iterativamente tali parametri i valori delle velocità di impatto sono considerati pesati per le probabilità di impatto nel punto determinate come descritto al punto 2. La costruzione delle statistiche prevede l'utilizzo di tecniche in linea, poiché questi parametri devono essere aggiornati per ogni nuovo elemento della simulazione.

Al termine della procedura descritta è disponibile una mappa delle distribuzioni di probabilità di velocità di impatto in ogni punto della griglia dell'area di interesse.

Determinazione del legame tra la velocità di impatto e la fuoriuscita del combustibile

Sulla base delle indicazioni riportate in studi sui crash di velivoli, il tempo caratteristico in cui interviene la parte rilevante della riduzione della quantità di moto di un velivolo è pari a 0.2 s (Arros, 2007). Pertanto, nota la velocità verticale ed orizzontale all'impatto, è possibile individuare l'accelerazione dividendo tale velocità per il predetto tempo caratteristico e, quindi, individuare i relativi carichi inerziali. La normativa JAR 25.561 (EASA, 1997) richiede che non siano innescati danni per carichi inerziali verticali inferiori a 4.5 g e che non siano previste norme di sicurezza per carichi inerziali superiori a 9 g poiché, per tali accelerazioni, non è prevedibile avere passeggeri sopravvissuti. In base a queste considerazioni, si assumono i valori di riferimento riportati in Tabella 2. Pertanto, le probabilità degli eventi in ogni punto della griglia potranno essere individuate andando a considerare le distribuzioni di probabilità già determinate e considerando, rispetto ad esse, le probabilità dei vari eventi riportati Tabella 2.

Tabella 2. Valori soglia del carico inerziale e di V_V per l'innescio dei vari eventi previsti.

Evento	Carico inerziale [g]	V_V [m/s]
1	<4.5	<8.8
2	>4.5	>8.8
3	>6	>11.8
4	>9	>17.7

Determinazione dell'area coinvolta dall'impatto

Per quanto riguarda la determinazione dell'area coinvolta dall'impatto, può essere fatta una considerazione relativa al tempo di arresto della corsa al suolo del velivolo, considerando la velocità orizzontale all'impatto $V_H(t^*)$. È possibile dimostrare che lo spazio di arresto s_{arr} è dato dalla relazione (25):

$$s_{arr} = \frac{[V_H(t^*)]^2}{2 \cdot g \cdot b}, \quad (25)$$

dove b è il coefficiente di attrito dinamico che, per crash importanti, può essere assunto pari a $b = 0.99$. Moltiplicando lo spazio di arresto per l'apertura alare del velivolo $l = 35.8\text{m}$ (nella versione con *sharklet*) si ottiene una stima dell'area coinvolta dall'impatto.

Mappe dei tassi di rilascio

Con riferimento all'analisi in oggetto, in questa sezione sono riportati i diagrammi che rappresentano la distribuzione sull'area di controllo dei tassi annui di impatto con fuoriuscita di carburante secondo gli scenari 1-4 descritti all'inizio del modello aeronautico. Tali tassi, che corrispondono ai termini $P[rii_i(x,y)] \cdot v(x,y)$, $i = \{1,2,3,4\}$ della equazione (7) sono stati ricavati per simulazione. La simulazione è stata effettuata discretizzando ciascuna delle due traiettorie di decollo e atterraggio in n punti uniformemente distribuiti, effettuando per ciascuno di essi una valutazione della distribuzione del punto di impatto e delle velocità di impatto. Per ognuno degli n casi, sono state effettuate valutazioni in corrispondenza dei diversi punti rappresentativi della distribuzione della localizzazione del velivolo all'interno dell'area di contenimento.

La Figura 1 riporta l'albero degli eventi che si è utilizzato per calcolare operativamente i risultati. Successivamente si riportano le suddette mappe distinte per le fasi di decollo e atterraggio come descritto nel modello probabilistico. I tassi sono stati calcolati considerando i tredicimiladuecentodiciassette (13744) movimenti complessivi assunti per i velivoli di riferimento nello scenario previsto per l'anno 2035.⁴ Le figure dalla Figura 7 alla Figura 14 rappresentano le mappe discusse in forma di linee iso-tasso, considerando valori superiori a $10E-8$ (tranne che per lo scenario P4 al decollo che non ha nessun punto dell'area con un tasso superiore a tale valore).

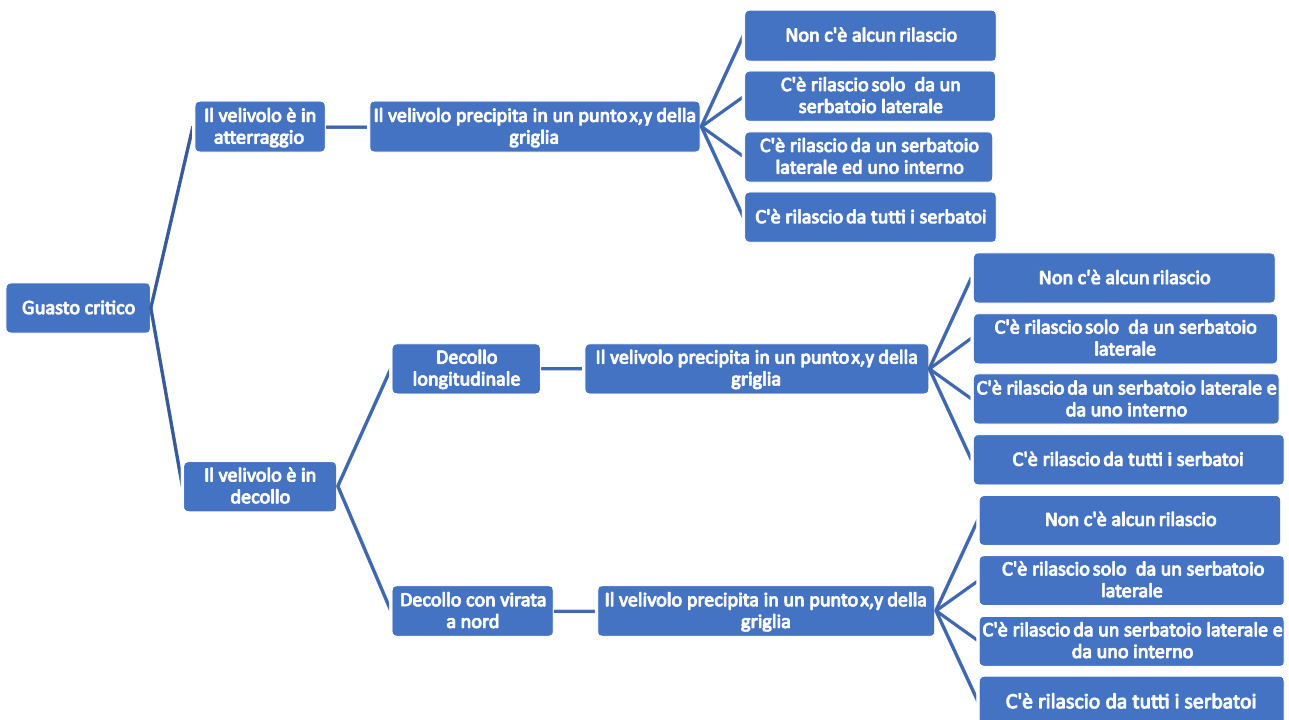


Figura 6. Albero degli eventi che determinano i diversi scenari di rilascio.

⁴ Tale numero è sostanzialmente ridotto rispetto al masterplan 2019-2025. Di ciò si terrà conto nella discussione dei risultati.

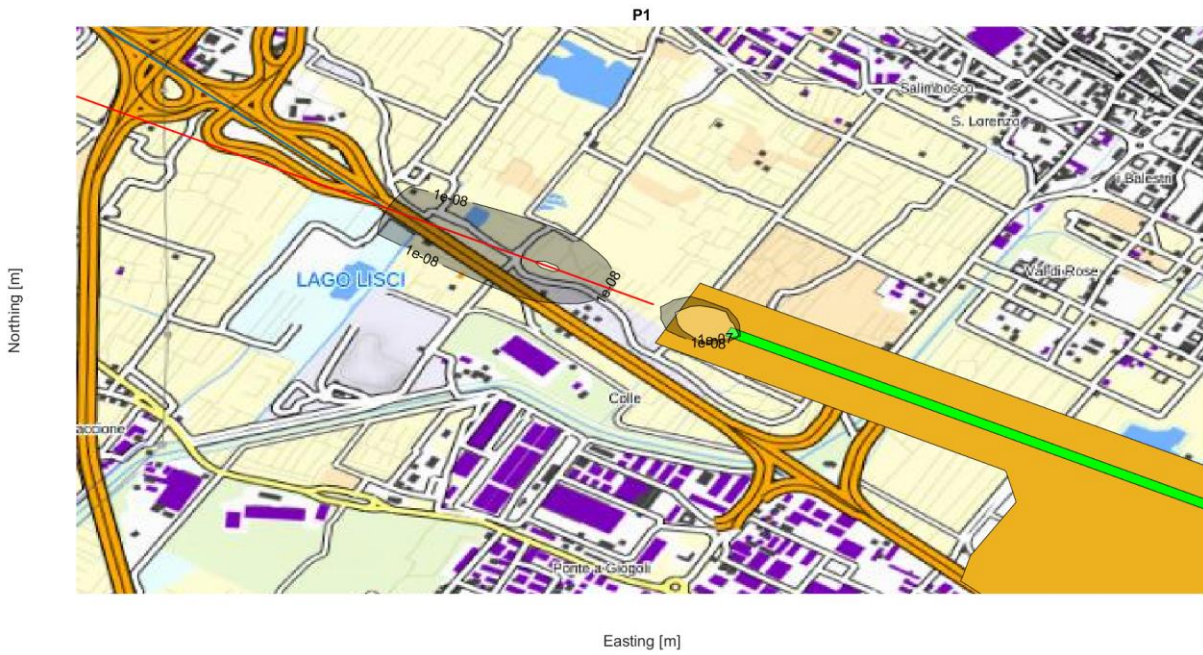


Figura 7. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 1 al decollo.



Figura 8. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 2 al decollo.



Figura 9. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 3 al decollo.

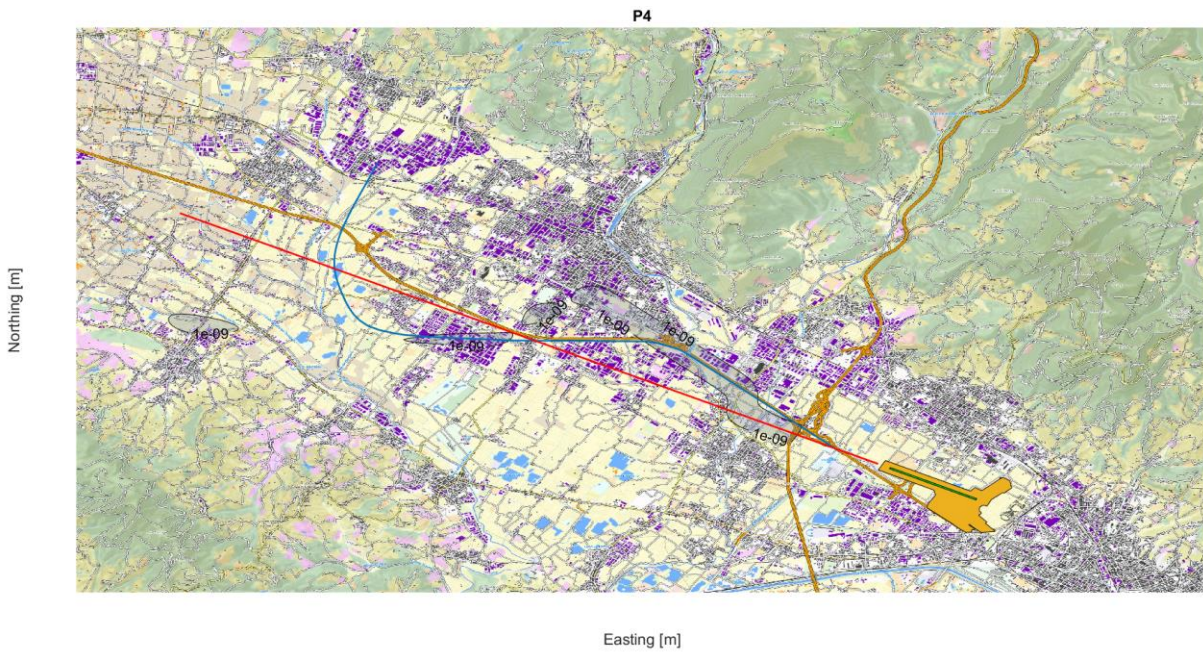


Figura 10. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 4 al decollo (in nessun punto si riscontra un tasso maggiore di $10E-8$, per questo le liee di iso-tasso si limitano a $10E-9$).



Figura 11. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 1 all'atterraggio.



Figura 12. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 2 all'atterraggio.



Figura 13. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 3 all'atterraggio.

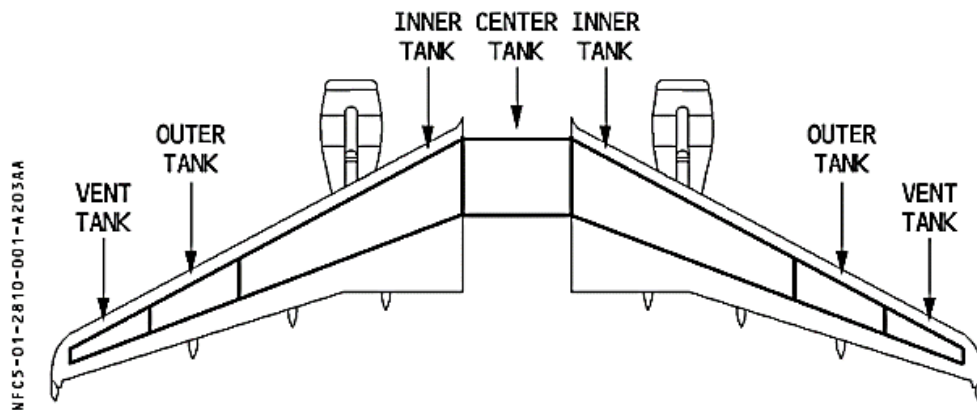


Figura 14. Distribuzione geografica del tasso dello scenario 4 all'atterraggio.

Modello Chimico-Fisico dell'Irraggiamento

Introduzione

Questa sezione ha l'obiettivo di definire gli scenari incidentali derivanti da un incidente aereo del tipo di riferimento occorrente nell'area geografica interna e immediatamente prossima all'Aeroporto di Firenze, utilizzando tecniche e valutazioni standardizzate e modelli integrali per la valutazione dei fenomeni chimici e fisici associati all'incidente stesso. La valutazione degli scenari incidentali generati dall'ignizione di liquidi e vapori infiammabili parte dalla definizione dell'ammontare di sostanza fuoriuscita dai relativi sistemi di contenimento. La Figura 15 mostra lo schema di design dei serbatoi combustibile presenti sul velivolo Airbus A320 (Airbus, 2012).



USABLE FUEL					
		OUTER TANKS	INNER TANKS	CENTER TANK	TOTAL
VOLUME	(liters)	880 x 2	6924 x 2	8250	23858
	(US gallons)	232 x 2	1829 x 2	2180	6302
WEIGHT *	(KG)	691 x 2	5435 x 2	6476	18728
	(LB)	1520 x 2	11982 x 2	14281	41285

* Fuel density : 0.785 kg/l or 6.551 lb/US Gal.

Figura 15. Serbatoi di combustibile tipo Jet-A (Airbus, 2012).

Ai fini della presente analisi si ipotizza che gli incidenti in fase di decollo e atterraggio possano produrre la fuoriuscita accidentale di combustibile da uno o più serbatoi per effetto del cedimento strutturale parziale o per effetto della rottura catastrofica dei serbatoi. Gli scenari considerati sono:

- Scenario 1: rilascio da uno o più serbatoi laterali o interni, con fuoriuscita complessiva di combustibile liquido per 691 kg, pari al più piccolo dei serbatoi. Fase di atterraggio e decollo (in caso di rottura parziale del serbatoio).
- Scenario 2: rilascio da uno o più serbatoi, con fuoriuscita complessiva di combustibile liquido per 6476 kg, pari all'intero contenuto del serbatoio laterale. Fase di decollo o atterraggio.
- Scenario 3: rilascio da tutti i serbatoi (incluso il serbatoio centrale), con una fuoriuscita totale di 18728 kg. Fase di decollo, con scelta conservativa, e, pur con bassissima probabilità, in fase di atterraggio.

Il combustibile utilizzato per l'aviazione civile può avere diverse composizioni in funzione dell'aeroporto di partenza, della nazione di provenienza e altri fattori non prevedibili. In questa analisi, si sono quindi ipotizzate due tipologie di combustibile (ASTM, 2017):

- Carburante A: Kerosene tipo Jet A-1, che rappresenta il combustibile standard per A320;
- Carburante B: Kerosene tipo Jet A-1 contenente il massimo livello di composti aromatici.

I carburanti riportati sono miscele complesse composte principalmente da idrocarburi. Risulta pertanto necessario individuare composti caratteristici che possano rappresentare le proprietà chimico-fisiche dei combustibili analizzati. Per gli scopi di questa analisi, si è utilizzata una distinzione in tre classi:

- *N-alcani* come *n-decano*, *n-dodecano* e *n-esadecano*, *n-tetradecano*;
- aromatici e policiclici aromatici come *butil-benzene*, *tetralina*, *m-xilene*, *toluene* e *1-metilnaftalene*;
- alcani ciclici e ramificati come *ciclo-ottano*, *metil-cicloesano* e *iso-ottano*.

La composizione dei due combustibili per aviazione considerata è riportata nella seguente Tabella 3.

Tabella 3. Composizione delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro, espresse in frazioni molari

Miscela	Carburante A	Carburante B
N-alcani	0.46	0.75
Aromatici	0.25	0.25
Alcani ciclici e ramificati	0.30	0.00

Il carburante B ha comportamenti chimico-fisici conservativi (dal punto di vista della sicurezza) per tutti gli aspetti relativi all'infiammabilità del kerosene, data l'alta concentrazione di sostanze aromatiche e l'assenza di composti ciclici e ramificati con alto peso molecolare. Tale carburante è stato quindi utilizzato nella modellazione degli scenari incidentali post-impatto. Ulteriori dettagli sulle caratteristiche chimico-fisiche, sulla pericolosità dei carburanti rispetto all'infiammabilità e sui parametri essenziali necessari a descrivere gli scenari incidentali di tipo aereo sono riportati nel successivo capitolo di dettaglio sui combustibili.

A partire dagli scenari di danno strutturale dei contenitori di stoccaggio dell'A320, si ipotizza che il combustibile possa espandersi, a seguito della fuoriuscita, su due differenti substrati:

- substrato A: rilascio su asfalto o cemento (zona della pista atterraggio);
- substrato B: rilascio su terreno (fuoripista).

Anche le condizioni meteorologiche possono giocare un ruolo per la pericolosità degli scenari incidentali qui analizzati. Il più importante è la temperatura ambiente, che può sicuramente oscillare tra temperature prossime o inferiori a 0 °C in inverno e temperature superiori a 40 °C in estate. A tal riguardo è bene notare che la temperatura di infiammabilità (temperatura di flash point) dei liquidi combustibili normalmente utilizzati per il trasporto aereo è sempre superiore a 35 °C. D'altro canto i sistemi di riscaldamento del combustibile in aereo sono essenzialmente diretti ad evitare il congelamento in volo dello stesso combustibile (per il Jet A-1 le temperature di congelamento sono inferiori a -40 °C). In linea di principio, quindi, i combustibili tipo Jet A-1 non dovrebbero formare nuvole infiammabili o incendi di pozze di liquido a meno di elevate temperature ambiente. Di ciò si discuterà in maggiore dettaglio nella sezione di questo documento che definisce i parametri chimico-fisici dei combustibili analizzati. Le condizioni atmosferiche sono in genere rappresentate da classi meteorologiche standard (A-F e velocità del vento) (VROM, 2005a; VROM, 2005b). Seguendo una pratica consolidata in tutte le analisi di rischio si farà riferimento nel seguito a due condizioni meteorologiche standard:

- meteo A: D5: Classe D, Velocità del vento 5 m/s;
- meteo B: F2: Classe F, Velocità del vento 2 m/s.

Tali classi sono normalmente considerate come rappresentative di tutte le possibili condizioni meteorologiche esistenti. Per dettagli si veda la letteratura specifica (Mannam, 2012).

Vista l'incertezza sul tipo di combustibile e sulla classe meteorologica prevalente al momento dell'incidente, si è ipotizzato che, ai fini del calcolo del rischio, si considerino solo le combinazioni carburante-meteo che portino alle conseguenze più gravi tra quelle registrate, tipicamente F2; si veda la discussione delle ipotesi di lavoro nella sezione dei risultati per i dettagli su tale ipotesi.

Descrizione dei fenomeni incidentali di interesse

A seguito della fuoriuscita di combustibile dai sistemi di stoccaggio installati sull'A320, e alla ignizione del combustibile, si possono prevedere due tipologie di incidente: l'incendio di pozza (pool-fire), e l'incendio di una nuvola di vapore senza sviluppo di pressione, definito comunemente in letteratura flash-fire. Il primo rappresenta la combustione di pozze di liquido ed è possibile solo in condizioni di temperatura del liquido superiori alla temperatura di flash point, ossia la temperatura minima del liquido tale che i vapori abbiano una concentrazione superiore al limite inferiore di infiammabilità. Tale temperatura è tipicamente superiore alla temperatura atmosferica per i combustibili ad uso aereo.

Dall'analisi è stata esclusa l'esplosione di nuvole di vapori (*VCE, Vapour Cloud Explosion*) in quanto:

- i quantitativi di vapore e la corrispondente energia di combustione totale sono relativamente trascurabili ai fini della formazione di grandi nuvole di vapore, condizione necessaria per l'esplosività delle nuvole di vapore infiammabili; ciò è da ascrivere alla temperatura ambientale relativamente bassa e quindi alla bassa tensione di vapore dei liquidi considerati; la bassa energia totale fa sì che anche in caso di generazione di onde di sovrappressione si abbia un rapido decadimento nello spazio, producendo pertanto un effetto trascurabile rispetto ai fenomeni di incendio; si producono in conclusione solo onde sonore non capaci di danneggiare strutture o provocare danni alle persone;
- la velocità laminare di fiamma (*laminar burning velocity*) dei combustibili aerei è molto bassa alla temperatura ambiente di riferimento (benché superiore alla temperatura standard di 25 °C) (per la definizione e la valutazione della velocità di fiamma si veda la sezione di caratterizzazione dei combustibili);
- il basso congestionamento (*blockage ratio*) del sistema aeroportuale che non prevede zone ad elevata concentrazione di tubazioni o apparecchiature;
- la scarsa probabilità di ignizione ritardata (ordine di decine di minuti o ore), condizione necessaria alla formazione di grandi nuvole di vapore, vista anche la presenza di numerose fonti di innesco dovute all'incidente aereo.

Sulle motivazioni di tale scelte, e per dettagli e conferme, ci si può riferire alla letteratura specialistica sull'argomento (CCPS, 2010).

Incendio di pozza

La rappresentazione più semplice di questo fenomeno, prodotto dalla fuoriuscita di liquidi infiammabili dai relativi sistemi di contenimento, è riportata in Figura 16 (Raj, 2007). Come si osserva dalla figura, la fiamma può essere approssimativamente modellata come un cilindro inclinato nella direzione del vento con diametro D_F , altezza H_F e angolo di inclinazione θ misurato rispetto alla verticale. L'altezza della fiamma H_F è funzione delle proprietà del materiale rilasciato, della velocità di combustione e della superficie della pozza. I modelli matematici più semplici partono dagli studi di Hottel (Drysdale, 2011) che forniscono la velocità di combustione in funzione del diametro di pozza, come riportato in Figura 17.

Dal grafico risulta evidente che la velocità di combustione, espressa in mm/min, dipende dal diametro della pozza. Nel caso di pozza di grandi dimensioni, tuttavia, i regimi fluidodinamici si appiattiscono verso un fenomeno di combustione turbolenta che prevede un valore circa costante e compreso tra 3 mm/min e 5 mm/min. Allo stesso modo, l'altezza della fiamma diventa circa pari al doppio del diametro di pozza. Tale valore è infatti indicato come tipico dato di partenza per la valutazione dei fenomeni incidentali da pozze di liquidi infiammate.

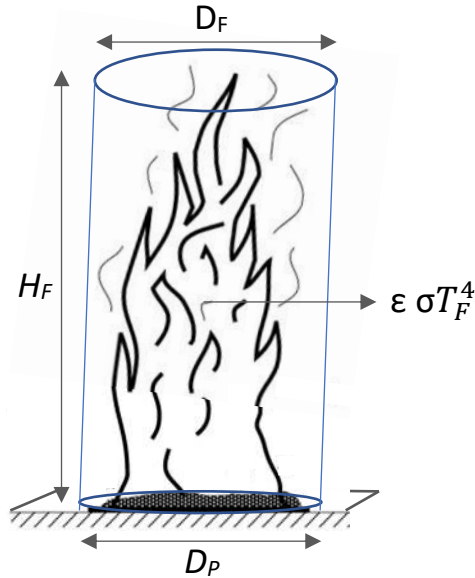


Figura 16. Rappresentazione schematica del pool-fire. La pozza con diametro D_p produce una fiamma di altezza H_F e diametro D_F emettendo una radiazione termica proporzionale alla temperatura di fiamma T_F e all'emissività ϵ , secondo la legge di Boltzmann.

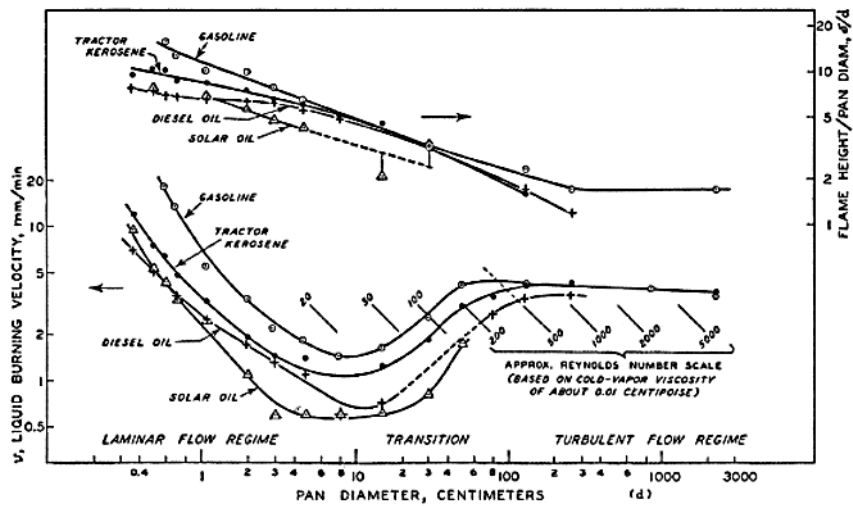


Figura 17. Variazione della velocità di combustione del liquido e dell'altezza di fiamma di un pool-fire in funzione del diametro della pozza di liquido, per vari combustibili (da Drysdale, 2011).

A partire dalle considerazioni di Hottel, sono stati proposti numerosi avanzamenti, con equazioni empiriche di maggior dettaglio. La più nota è quella di Thomas, riportata da Babrauskas (1983), che correla il valore del rapporto H_F/D_F secondo la seguente equazione:

$$\frac{H_F}{D_F} = c_1 \cdot w^{c_2} \cdot \left(\frac{m''}{\rho_a \sqrt{g \cdot D_p}} \right)^{\frac{2}{3}}, \quad (26)$$

Nell'equazione di Thomas, il termine w è un termine dipendente dalla velocità del vento, mentre le due costanti c_1 e c_2 variano con i modelli. I valori tipici sono: $c_1 = 55$ per $c_2 = -0.2$ e $c_1 = 44$ per $c_2 = 0.0$. Il termine m'' rappresenta la velocità di combustione, espressa in kg/s. Tale valore è definito dalla relazione:

$$m'' = m''_{\infty} \cdot (1 - e^{-k \cdot \beta \cdot D_p}), \quad (27)$$

dove il valore di m''_{∞} rappresenta la velocità di combustione per un diametro di pozza infinito, pari a:

$$m_{\infty}'' = \frac{\sigma \cdot T_F^4}{\Delta H_{evap}}, \quad (28)$$

dove k e β sono costanti che consideriamo corrispondenti a quelle del kerosene riportate in letteratura: $k = 2.60m^{-1}$; $\beta = 1.35$. I valori della temperatura di fiamma T_F e del calore latente di evaporazione (ΔH_{evap}) sono di non semplice definizione e saranno valutati, per i due combustibili analizzati, nella sezione specifica sulla caratterizzazione dei combustibili.

La valutazione delle conseguenze di pool-fire e flash-fire è in prima istanza ottenuta conoscendo i valori di soglia per l'irraggiamento termico che producono effetti dannosi reversibili o irreversibili all'uomo, o morte, e danni strutturali alle cose (edifici, apparecchiature). La tabella seguente mostra i valori di soglia comunemente utilizzati in campo industriale, peraltro riportata in tutte le normative italiane e internazionali per il controllo di incidenti industriali.

Tabella 4. Valori di soglia per la radiazione termica stazionaria dovuta a incendi tipo pool-fire.

Elevata letalità	Inizio letalità	Lesioni Irreversibili	Lesioni reversibili	Danni alle strutture Effetti domino
12.5 kW/m ²	7 kW/m ²	5 kW/m ²	3 kW/m ²	12.5 kW/m ²

Per l'irraggiamento da pool-fire, i valori pari a 12.5 KW/m² e 3.0 KW/m² sono considerati come il dato di riferimento iniziale rispettivamente per il danno a cose e persone, ai fini della predisposizione di interventi di emergenza e della sua pianificazione, e per la disposizione di sistemi di mitigazione. I valori di soglia permettono di definire immediatamente l'area di pericolo intorno al pool-fire. In conclusione, valori inferiori a 3 kW/m² sono generalmente considerati trascurabili rispetto al danno alle persone.

L'irraggiamento termico per unità di area, q , per un ricettore posto nei pressi di una fiamma (stazionaria o in-stazionaria), può essere stimato a partire dalla classica relazione:

$$q = E \cdot F \cdot \tau_a, \quad (29)$$

dove E rappresenta l'emissività specifica della superficie, ossia la potenza emessa dalla fiamma per unità di superficie, F rappresenta la frazione di energia irraggiata che viene intercettata dal ricettore (per unità di superficie) e τ_a rappresenta la frazione di radiazione emessa dall'incendio non assorbita dall'atmosfera, che può essere stimata in funzione dell'umidità atmosferica (normalmente ipotizzata pari a 1, conservativamente). Nell'ipotesi del corpo grigio, il flusso di calore radiante emesso da una fiamma può scriversi come:

$$E = \varepsilon \cdot \sigma \cdot T_F^4 = \frac{Q_r}{A_F} = \frac{F_r \cdot \dot{m} \cdot Q_F}{A_F}, \quad (30)$$

dove σ è la costante di Stefan-Boltzmann, pari a $1.35 \cdot 10^{-11}$ [kcal/m²sK⁴], ε è la emissività specifica della fiamma, A_F è l'area di fiamma, Q_r è il calore totale irradiato dalla sorgente, \dot{m} è la velocità di combustione, Q_F è il calore di combustione per unità di massa.

La valutazione di F_r , il fattore di vista, è ottenuta attraverso la definizione dell'angolo solido tra la sorgente e il ricettore e può essere calcolato analiticamente per solidi semplici (sfera, punto, cilindro) mentre per molti altri solidi complessi (cilindri ad assi inclinati, sezioni di cono etc.) si deve ricorrere a tecniche numeriche. Per distanza sufficientemente grandi dalla sorgente il fattore di vista può scriversi come:

$$F_r \cong \frac{r^2}{x^2}, \quad (31)$$

dove r è il raggio della superficie sferica emittente, mentre x è la distanza al suolo del target dalla sorgente puntuale.

Ulteriori avanzamenti della modellazione devono tener conto, come accennato in precedenza, dello scambio termico al suolo, del fattore forma specifico (che prevede la relazione tra forma emittente e forma dell'oggetto ricevente), e di altri importanti fattori quali la formazione di nerofumo (*soot*), che incide sull'irraggiamento

termico, e della ossidazione parziale del combustibile. Le equazioni in questo caso sono complesse e si utilizzano software di sicuro affidamento e comunemente utilizzati in campo industriale. Uno dei più utilizzati è il codice *PHAST* della Det Norske Veritas, DNV. Il codice permette la valutazione dell'intero scenario a partire dalla fuoriuscita di liquido infiammabile, incluso lo spargimento (*spreading*) al suolo del liquido in funzione del tipo di substrato (al fine di valutarne l'effettivo diametro) e la valutazione degli irraggiamenti al variare delle condizioni meteorologiche, previo un input di dati per gli specifici combustibili analizzati in questo lavoro. I risultati del codice saranno mostrati nella sezione specifica. Per brevità si tralasciano i dettagli delle equazioni di modello del codice *PHAST*, che possono essere reperite dalla letteratura, ma che comunque si possono ricondurre alla trattazione generale sopra esposta.

Nell'ambito del presente studio ai fini di validazione dei modelli analitici prima esposti, è stato utilizzato il noto codice di *computational fluid dynamics* denominato Fire Dynamic Simulator (FDS), prodotto dalla Environmental Protection Agency (EPA) americana. Tale codice permette infatti di definire lo sviluppo di un pool-fire con precisione e con tecniche numeriche avanzate definite Large Eddy Simulation (LES), a partire dalla definizione di alcuni parametri caratteristici del sistema e del combustibile di interesse quali le dimensioni della pozza e dell'area coinvolta, la *soot yield* (ossia grado di fumo), le proprietà termodinamiche del liquido di partenza, le condizioni meteorologiche e della quantità di monossido di carbonio (CO) formato nella combustione della pozza di liquido. I risultati del codice FDS, previa definizione del *soot yield* e della frazione di CO, sono presentati nelle sezioni seguenti. Anche in questo caso, per brevità, si trascurano i dettagli della complessa matematica del modello FDS, che può essere reperito dalla letteratura (Mcdermott, 2013).

Per quanto riguarda il pericolo sulle persone, ai fini della valutazione del rischio locale, si utilizza spesso la funzione cosiddetta di *probit*, Y , trasformabile in frazione percentuale secondo una semplice trasformazione matematica:

$$Y = k_1 + k_2 \cdot \ln(Dose), \quad (32)$$

dove k_1 e k_2 sono costanti, riportate nella Tabella 5, e la dose è – nel caso di fenomeni radiativi stazionari o in-stazionari - pari a:

$$Dose = 10^{-4} \cdot t \cdot I^{\frac{4}{3}}, \quad (33)$$

in cui t è la durata dell'incendio, che conservativamente (anche considerando i tempi di intervento in aeroporto) si ipotizza avere un valore massimo di 30 min nel caso del pool-fire e I è l'intensità della radiazione dal fenomeno in kW/m². I valori utilizzati sono riportati in Tabella 4 (Mannam, 2012).

Tabella 5. Valori delle costanti di probit per l'irraggiamento da pool-fire

Scenario	Dose	k_1	k_2
Pool-fire	$10^{-4} t I^{4/3}$	-14,9	2,56

Flash-fire

Secondo la normativa italiana [D.L. 26 giugno 2015, n. 105 e corrispondenti decreti attuativi], il *flash-fire* è definito come la combustione di una nube di gas o vapori infiammabili senza generazione di onde di sovrappressione. Il flash-fire può essere quindi visto come l'incendio di una nube di vapore non-confinata. Nonostante i recenti sviluppi dei codici di calcolo avanzato (CFD), la modellazione della dinamica del flash-fire è normalmente effettuata utilizzando il modello semplificato di Raj e Emmons (R&E) (CCPS, 2010). Il modello si basa su osservazioni sperimentali e descrive allo stesso tempo la dinamica del flash-fire e del pool-fire. Avendo considerato una nube a concentrazione omogenea, R&E ipotizzano che quando la fiamma propaga in uno strato con concentrazione di combustibile compresa tra il Limite Inferiore di Infiammabilità (*Lower Flammability limit*, LFL) e quella stechiometrica, l'altezza della stessa (H) approssimativamente uguaglia quella della nube (D), visto che la combustione non richiede un ulteriore ingresso di aria dall'esterno. Viceversa, se la miscela è ricca di combustibile, la fiamma richiama aria dall'esterno generando turbolenza e, a causa dell'espansione adiabatica dei prodotti caldi di combustione che si muovono per differenza di densità verso l'alto, la sua altezza risulta maggiore di quella della nube ($H \gg D$). A partire da queste considerazioni, la rappresentazione più semplice del flash-fire prodotto dalla fuoriuscita di gas o dall'evaporazione di materiali infiammabili dai relativi sistemi di contenimento o da pozze di liquido, è riportata in Figura 18 (Drysdale, 2011).

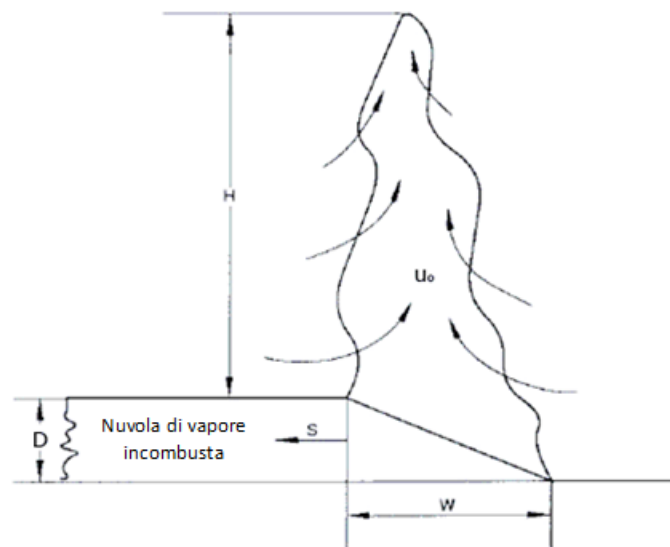


Figura 18 . Rappresentazione schematica del flash-fire (Drysdale, 2011).

Secondo tale rappresentazione, il flash-fire è quindi di fatto diviso in due momenti: nel primo si ha una propagazione di fiamma con velocità costante pari alla velocità di fiamma. Nel secondo si ritorna invece al caso di un pool-fire, con una fiamma convettiva la cui superficie si muove nello spazio con velocità turbolenta S , costante in tutta la regione della nube non ancora combusta e dipendente solo dalla velocità del vento. La *burning zone* convettiva è quindi assimilabile a una fiamma diffusiva di altezza H e larghezza W che propaga all'interno della zona della nube con concentrazione del combustibile superiore al limite superiore di infiammabilità (*Upper Flammability limit*, UEL).

L'irraggiamento termico e le corrispondenti condizioni di letalità del flash-fire sono valutate, in entrambi i casi come nel caso del pool-fire. Tuttavia, ai fini della presente analisi, si ritiene che – secondo una prassi largamente condivisa e definita anche nel corpo normativo italiano sopra citato – la letalità sia certa in tutti i punti della nube con concentrazione superiore al limite inferiore di infiammabilità e sia pari a zero per

concentrazioni inferiori alla metà dello stesso limite ($0.5 \cdot LFL$). Ciò per effetto delle alte temperature dei gas di combustione, che rendono del tutto trascurabili gli effetti dell'irraggiamento termico in-stazionario. In conclusione, conservativamente, si è considerato unitaria la probabilità di morte in tutta la porzione di nube di vapori con concentrazione superiore allo $0.5 \cdot LFL$. Infine, si fa notare che gli effetti del flash-fire da irraggiamento si sovrappongono solo per tempi molto brevi a quelli del pool-fire e che necessariamente, salvo casi molto particolari, la presenza di un flash-fire implica la successiva ignizione di un pool-fire.

Caratterizzazione dei combustibili

Come riportato in precedenza, la composizione dei due combustibili per aviazione è riportata nella seguente Tabella 6. Ai fini della definizione della pericolosità dei due combustibili, occorre definire le principali caratteristiche chimico-fisiche e i principali parametri di sicurezza.

Tabella 6. Composizione delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro, espresse in frazioni molari.

Miscela	Carburante A	Carburante B
n-alcani	0.46	0.75
Aromatici	0.25	0.25
Alcani ciclici e ramificati	0.30	0.00

Temperatura adiabatica di fiamma

La temperatura adiabatica di fiamma rappresenta la massima temperatura raggiungibile dai prodotti della combustione. Per i due combustibili qui analizzati, tale parametro è stato valutato mediante l'utilizzo di appositi codici di calcolo e adoperando il software *Cantera*. Lo schema cinetico utilizzato per la descrizione dei fenomeni di combustione è denominato *Creck*, composto da 231 specie e 2673 reazioni (Stagni et al., 2015; Alekseev et al., 2017). Il dettaglio dei parametri cinetici e termodinamici utilizzati per ogni composto e reazione considerati è riportato nella letteratura citata. Ai fini della presente analisi e delle successive, ove non specificato altrimenti, si è considerato una temperatura ambiente elevata e pari a 40 °C (al suolo).

Frazione molare di monossido di carbonio

La frazione molare (volumetrica) di monossido di carbonio (CO) prodotta durante la combustione è un parametro necessario per la definizione dell'irraggiamento da pool-fire e importante parametro di input del codice FDS. Tale frazione è stata valutata utilizzando il codice *Cantera* e lo schema cinetico *Creck* (Goodwin, 2003).

Velocità laminare di fiamma

La velocità laminare di fiamma è un parametro di reattività globale, necessario alla definizione della probabilità di occorrenza delle esplosioni (VCE) e per la definizione del flash-fire. Tale parametro è stata valutato utilizzando il codice *Cantera* e lo schema cinetico *Creck*.

Rapporto di espansione

Il rapporto di espansione è definito come il rapporto tra la densità della miscela di gas combustibili (ρ_b) e di quella dei gas incombustibili (ρ_u) ed è necessario per la valutazione della velocità di fiamma a partire dalla velocità laminare di fiamma prima definito. Tale parametro è stata valutato utilizzando il codice *Cantera* e lo schema cinetico *Creck* sopra riportato.

Frazione di particolato (soot yield)

La soot yield (Y) è la quantità di particolato carbonioso che si forma durante la combustione. Dipende dal tipo di combustibile, ma è anche in funzione del diametro della pozza (D_p). Ai fini della sua definizione si è considerata l'equazione empirica proposta da Raj (2007), di seguito riportata:

$$Y = 9.412 + 2.758 \cdot \log(D_p), \quad D_p \text{ in } [m]. \quad (34)$$

Limiti di infiammabilità

I limiti inferiore e superiore di infiammabilità della miscela (FL) sono stati stimati mediante la relazione di Le Chatelier, noti i limiti per ogni componente (FL_i) e la loro frazione molare y_i :

$$\frac{1}{FL} = \sum_i \frac{y_i}{FL_i}. \quad (35)$$

Tensione di vapore

La tensione di vapore è stata valutata a partire dalla tensione di vapore dei componenti puri e utilizzando l'equazione di Antoine per la dipendenza dalla temperatura.

Flash point

A partire dalla definizione dei limiti di infiammabilità e della dipendenza dalla temperatura della tensione di vapore della miscela, è possibile ottenere il punto di infiammabilità (*flash point*), ossia la temperatura minima del liquido tale che i vapori della stessa miscela superino il limite inferiore di infiammabilità.

Calore latente di vaporizzazione e combustione

Infine, sono stati valutati i calori latenti di vaporizzazione e i calori di combustione dei combustibili mediante l'utilizzo del software Aspen HYSYS. La Tabella 7 mostra i principali parametri chimico-fisici dei combustibili utilizzati per la valutazione degli scenari incidentali.

Tabella 7. Principali parametri chimico-fisici delle due miscele di combustibili analizzati in questo lavoro. I dati per il carburante A sono reperiti in letteratura. I dati per il carburante B sono stati calcolati con cinetiche di dettaglio e modellazioni avanzata, come definito nel testo.

Parametro	Unità di misura	Carburante A	Carburante B
$\Delta H_{\text{evaporazione}}$	kJ/kg _{carburante}	250	251
$\Delta H_{\text{combustione}}$	MJ/kg _{carburante}	42.8	43.2
Tensione di vapore	kPa	25.00	21.65
Flash point, T_{FP}	°C	40	38
Temperatura adiabatica di fiamma, T_F	°C	1939	2029
LFL	Frazione molare o in volume	0.0069	0.0068
UFL	Frazione molare o in volume	0.0567	0.0571
Soot yield	-	0.1024	0.1024
CO prodotta	Frazione molare o in volume	0.0678	0.0172
Velocità laminare di fiamma	m/s	0.3591	0.4124
Rapporto di espansione	-	0.1269	0.1274

Risultati

In prima approssimazione è possibile calcolare i principali parametri geometrici della fiamma seguendo i metodi empirici semplificati riportati da Mannam (2012) e i dati presenti in letteratura per il kerosene. In particolare, sono state valutate le seguenti grandezze:

- la velocità di combustione per pozze dal diametro infinito (m_{∞}'');
- la velocità di combustione per pozze dal diametro di 2m (m_{∞}'');
- la velocità normalizzata del vento (u^*);
- il rapporto tra altezza e diametro delle fiamme (H_F/D_F).

I dati calcolati sono riportati nella tabella seguente.

Tabella 8. Velocità di combustione, velocità normalizzata del vento e rapporto H_F/D_F , al variare del metodo utilizzato per la stima (Mannam, 2012).

Metodo	m_{∞}'' [kg/(m ² s)]	m'' [kg/(m ² s)]	u^*	H_F/D_F
Zabetakis - Burgess	1.982	1.981	0.625	
Burgess - Stirassero - Grumes	0.063	0.063	1.977	
Mudan	0.061	0.061	1.989	
Babrauskas	0.039	0.039	2.315	
Thomas				2.451
Pritchard - Bunding				0.393

Dai risultati riportati in Tabella 8 si evince che per diametri della pozza superiori ai 2m si può approssimare la velocità di combustione a m_{∞}'' , indipendentemente dal metodo selezionato.

Con il software PHAST 6.42 si è ottenuta la velocità di evaporazione in diverse condizioni atmosferiche (vento con velocità di 2m/s o 5m/s e classi F o D), su diversi tipi di suolo (cemento o terreno) per diverse composizioni di combustibile (Carburante A o Carburante B) e al variare dell'altezza di rilascio (sul suolo o 10 m dal suolo) (Tabella 9).

Tabella 9. Velocità di combustione per pozze dal diametro infinito al variare di combustibile, tipologia di suolo, altezza del rilascio e condizioni metereologiche, espressa in kg/(m²s).

Suolo – altezza – meteo	Carburante A	Carburante B
Cemento – 0 m – 2/F	0.0318	0.0070
Cemento – 0 m – 5/D	0.0317	0.0084
Cemento – 10 m – 2/F	0.0318	0.0070
Cemento – 10 m – 5/D	0.0318	0.0083
Terreno – 0 m – 2/F	0.0285	0.0014
Terreno – 0 m – 5/D	0.0316	0.0021
Terreno – 10 m – 2/F	0.0285	0.0014
Terreno – 10 m – 5/D	0.0316	0.0021

Per diametri superiori a 2 m si raggiunge il valore finale m_{∞}'' , confermando le indicazioni fornite in prima approssimazione. Pertanto, è possibile concludere che la dipendenza della velocità di evaporazione con l'altezza di rilascio è trascurabile in tutti i casi studiati; le condizioni del vento incidono maggiormente nel caso di rilascio sul terreno rispetto al cemento; in tutte le condizioni studiate la miscela di combustibile indicata come carburante A, ha una velocità di evaporazione maggiore di almeno un ordine di grandezza rispetto a quella identificata come carburante B.

La Tabella 10 riporta le grandezze caratteristiche delle pozze (diametro e altezza iniziali) nelle varie condizioni di rilascio considerate.

Tabella 10. Diametro e altezza della pozza al variare di combustibile e condizioni di rilascio nel caso di rottura catastrofica del serbatoio laterale (691 kg di combustibile).

Suolo – altezza – vento	Diametri delle pozze [m]		Altezze delle pozze [m]	
	Carburante A	Carburante B	Carburante A	Carburante B
Cemento – 0 m – 2/F	10.90	11.14	0.01	0.01
Cemento – 0 m – 5/D	10.85	11.09	0.01	0.01
Cemento – 10 m – 2/F	10.91	11.15	0.01	0.01
Cemento – 10 m – 5/D	10.90	11.14	0.01	0.01
Terreno – 0 m – 2/F	6.31	6.46	0.03	0.03
Terreno – 0 m – 5/D	6.29	6.43	0.03	0.03
Terreno – 10 m – 2/F	6.31	6.47	0.03	0.03
Terreno – 10 m – 5/D	6.29	6.47	0.03	0.03

A partire dai risultati ottenuti in precedenza, è stato possibile stimare ulteriori parametri caratteristici del sistema. In particolare, nell'ambito della sicurezza può risultare di cruciale importanza la conoscenza dell'angolo di inclinazione della fiamma o *tilt angle* (θ), che può essere valutato, in prima approssimazione, considerando la correlazione fornita da Fay (2006) e di seguito riportata:

$$\sin(\theta) = \frac{F_w}{F_w + 0.19} \quad (36)$$

dove F_w rappresenta il numero di Froude del vento, definito come segue, con u_w velocità del vento, g accelerazione gravitazionale, e D_p diametro della pozza:

$$F_w = \frac{u_w}{\sqrt{g \cdot D_p}} \quad (37)$$

I risultati di tali stime sono stati riportati in Tabella 11.

Tabella 11. Angolo di inclinazione della fiamma al variare del combustibile e delle condizioni di rilascio

Suolo – altezza – vento	Carburante A	Carburante B
Cemento – 0 m – 2/F	11.16	11.04
Cemento – 0 m – 5/D	29.00	28.66
Cemento – 10 m – 2/F	11.15	11.03
Cemento – 10 m – 5/D	28.93	28.59
Terreno – 0 m – 2/F	14.73	14.56
Terreno – 0 m – 5/D	39.56	39.04
Terreno – 10 m – 2/F	14.73	14.54
Terreno – 10 m – 5/D	39.56	38.90

Una volta caratterizzata la velocità di combustione, la forma e le proprietà termodinamiche della fiamma stessa, è possibile calcolare la potenza termica (Heat Release Rate, HRR) per unità di superficie come il prodotto della velocità di combustione (m'') e il calore di combustione (ΔH_c) e quindi la distanza di separazione accettabile per persone e strutture, applicando il metodo di Mcgrattan et al. (2000).

Per brevità e sinteticità si è scelto di seguire una procedura consueta in questa tipologia di studi, ossia di riportare esclusivamente i risultati relativi alle condizioni causanti il maggior danno. In questo caso esse sono rappresentate dal caso di rilascio di combustibile carburante B da 10 m di altezza con condizioni meteorologiche F2. In Tabella 12 sono stati riportati i risultati relativi ai diametri delle pozze di combustibile al variare della quantità di combustibile rilasciata e della tipologia di terreno su cui il rilascio stesso avviene.

Tabella 12. Diametri delle pozze al variare della quantità di rilascio (Scenario 1, Scenario 2 e Scenario 3) e della tipologia di suolo.

	Diametro della pozza [m]	
	Cemento	Terreno
Scenario 1	11.15	6.47
Scenario 2	32.95	19.16
Scenario 3	57.25	33.38

Ai fini della validazione della procedura, si è proceduto ad effettuare ulteriori studi utilizzando strumenti CFD come il software Fire Dynamics Simulator (FDS), che utilizza il metodo Large-Eddy Simulation (LES). Le Figura 19 - Figura 20 mostrano la radiazione termica stazionaria in funzione della distanza dalla fiamma e il valore di soglia di 3 kW/m² causante lesioni reversibili in seguito all'esposizione ad incendi di pozza (pool-fire).

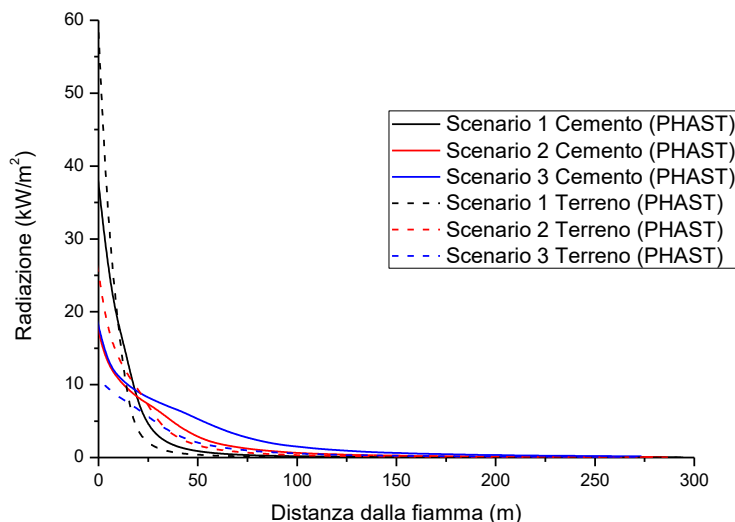


Figura 19. Confronto della radiazione emessa per unità di superficie in funzione della distanza dalla fiamma calcolata mediante il software PHAST al variare della tipologia di suolo.

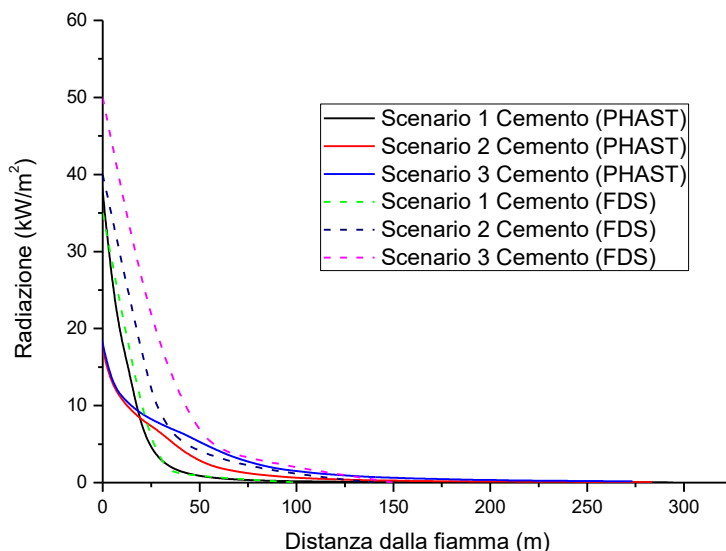


Figura 20. Confronto della radiazione emessa per unità di superficie in funzione della distanza dalla fiamma calcolata mediante i software PHAST e FDS.

Tali risultati evidenziano che, per tutti gli scenari considerati, il rilascio sul cemento comporta un'area coinvolta da livelli di radiazioni termica superiori a quelli di soglia più estesa rispetto al caso omologo di rilascio sul terreno nelle medesime condizioni. Inoltre, la rispondenza tra i risultati ottenuti mediante i diversi approcci qui presentati, conferma l'applicabilità e l'idoneità dei metodi semplificati per lo studio dei sistemi analizzati nelle condizioni considerate.

Nel caso di ritardo di ignizione può verificarsi il cosiddetto fenomeno del flash-fire, a tale scopo risulta di fondamentale importanza la conoscenza della distribuzione del combustibile nello spazio, al fine di delimitare la zona in cui esso è infiammabile. Come evidenziato in precedenza, ai fini di questo studio è stato utilizzato (conservativamente) un valore di soglia pari alla metà del limite inferiore di infiammabilità della miscela. A partire da tale assunzione si sono quindi ottenute le distanze massime dalla pozza a cui tale concentrazione si verifica dopo un rilascio di Carburante B per rottura catastrofica da 10 m di altezza sulle diverse tipologie di suolo descritte in precedenza, e con le condizioni atmosferiche indicate con 2/F e 5/D. Analogamente a quanto fatto in precedenza, è stata effettuata un'ulteriore valutazione mediante FDS. Entrambi i risultati sono stati presentati in Tabella 13, dove i dati in parentesi rappresentano i risultati ottenuti mediante FDS.

Tabella 13. Distanza massima con concentrazione di combustibile pari a metà LFL calcolata in PHAST e FDS (in parentesi).

	Cemento		Terreno	
	2/F	5/D	2/F	5/D
Scenario 1	18	26 (20)	7	14
Scenario 2	44	49 (50)	12	38
Scenario 3	70	75 (74)	43	53

I risultati ottenuti mediante FDS sono stati elaborati mediante il software SmokeView (SMV) al fine di rendere più semplice e immediato il confronto tra i profili di temperatura, di concentrazione del combustibile in fase gassosa e della forma della fiamma nello spazio tridimensionale, al variare delle condizioni di rilascio in diversi istanti di tempo. A titolo esemplificativo, in Figura 21 è stato riportato il fronte di fiamma nello spazio tridimensionale e il profilo di temperatura lungo l'asse longitudinale e latitudinale ad altezza fissata a 1.80 m che si sviluppa dopo 180 s dall'accensione di un quantitativo definito in precedenza come scenario 1 (691 kg) di carburante B.

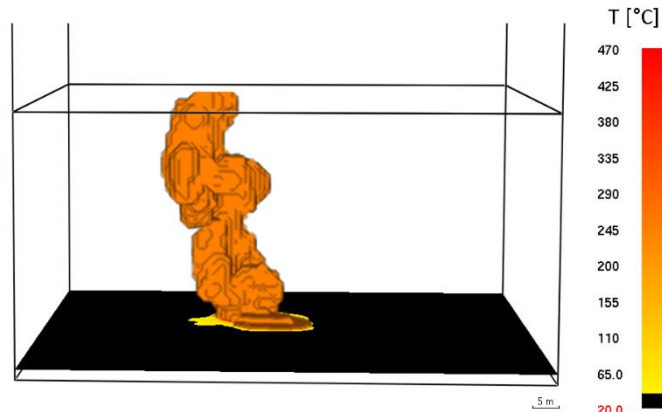


Figura 21. Profilo di temperatura lungo l'asse longitudinale e latitudinale ad altezza fissata a 1.80 m e fronte di fiamma sviluppati dopo 180 s dall'accensione di 691 kg di Carburante B.

Modello dell'Effetto Domino

Introduzione

Definizione di effetto domino

Nei contesti industriali, gli incidenti dovuti ad effetto domino, anche detti eventi a cascata, possono essere definiti come incidenti nei quali uno scenario iniziale o scenario primario (ovvero un incendio, esplosione o dispersione di sostanza pericolosa per la salute), genera una propagazione di ulteriori incidenti nelle apparecchiature vicine a quelle coinvolte, fino ad espandersi nelle unità adiacenti e, in casi peggiori, in impianti vicini a quello primariamente coinvolto (Reniers e Cozzani, 2013). La propagazione degli eventi incidentali avviene generalmente per mezzo di radiazione, sovrappressione o proiezione di frammenti dovuti all'esplosione delle apparecchiature (Cozzani et al., 2006). Una rappresentazione schematica di una potenziale catena incidentale in cui avviene un effetto domino è mostrata in Figura 22.

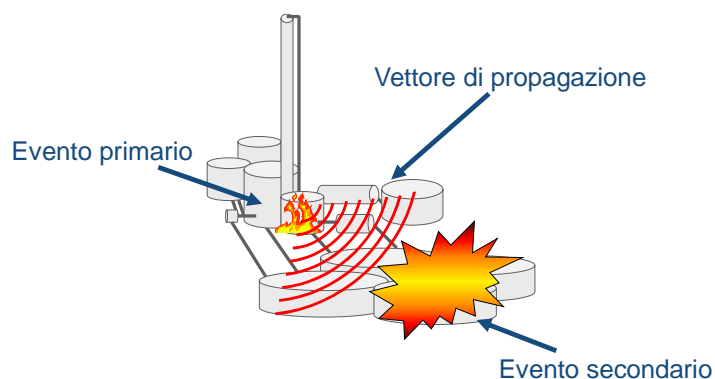


Figura 22. Schematizzazione dell'effetto domino nell'ambito degli stabilimenti a rischio di incidente rilevante: un incidente in cui, a partire da un evento primario, si verifica un effetto o vettore di propagazione a causare uno o più incidenti secondari.

Khakzad et al. (2015) definiscono la vulnerabilità al domino come la suscettibilità di un impianto nel permettere ad un incidente primario di espandersi attraverso gli effetti a cascata, dando vita agli incidenti secondari, terziari e così via. Ne consegue che uno studio approfondito delle performance delle barriere preposte alla mitigazione e alla prevenzione degli scenari secondari può essere importante per la riduzione del rischio di propagazione di questi incidenti e per diminuire la vulnerabilità degli stabilimenti.

Sebbene a questo tipo di eventi sia associata una credibilità limitata (Bagster e Pitblado, 1991), dato che non sempre un incidente trova le condizioni migliori per la propagazione, gli effetti associati ad esso possono essere molto gravi; tipicamente, un incidente a effetto domino determina il danneggiamento di diverse aree di impianto, e quindi le quantità di sostanze che vanno ad alimentare gli incendi o a disperdersi nelle aree interne ed esterne agli impianti sono in misura superiore rispetto ad uno scenario singolo (Hemmatian et al., 2014).

Per questo motivo, mentre l'analisi quantitativa del rischio (QRA) si sviluppava negli anni '70-'80 nei contesti industriali per molte tipologie di scenari accidentali singoli, gli effetti domino riscontravano una minore attenzione a causa della loro bassa frequenza di accadimento, ma anche a causa della loro complessità.

Solo dopo l'accadimento di alcuni incidenti gravi come quello di Mexico City (1984) e i più recenti eventi di Buncefield (2005) e Valero Texas (2007) (Casal e Darbra, 2013) si è manifestata la reale necessità di applicare la QRA anche in questi contesti; nello stesso tempo anche le normative si sono adeguate al trattamento di questi scenari incidentali, con la normativa Seveso II (European Commission, 1997) e Seveso III (European Commission, 2012).

Metodologie di riferimento per la valutazione dell'effetto domino

Nell'ambito dell'industria di processo, l'analisi di rischio è considerato uno strumento decisionale di riferimento per la valutazione degli investimenti e della gestione legata alla prevenzione degli incidenti rilevanti. Per quanto riguarda l'effetto domino nell'ambito dell'industria di processo, non esiste ad oggi una

metodologia consolidata seppure vi siano numerosi studi di letteratura effettuati da diversi gruppi di ricerca (Necci et al., 2015).

In generale, i metodi standard per l'analisi del rischio propongono di valutare la frequenza di accadimento degli incidenti rilevanti e decidere da tali valutazioni se il rischio ad essi associato è accettabile o no. I primi approcci nella valutazione degli incidenti a cascata (Bagster e Pitblado, 1991; Contini et al., 1996; Gledhill e Lines, 1998), infatti, erano basati su assunzioni generiche e più che semplificate, senza tenere conto delle dinamiche di rottura degli apparecchi di processo e del possibile effetto mitigante delle barriere di sicurezza. Un approccio presentato in seguito da Cozzani et al. (2005) prevedeva la valutazione quantitativa del rischio basata su quattro steps principali (identificazione, valutazione delle frequenze, valutazione delle conseguenze e ricomposizione del rischio). Più recentemente sono stati implementati altri metodi come le simulazioni Monte Carlo (Abdolhamidzadeh et al., 2010), indici di rischio semplificati (Zhang X-M e Chen, 2011) e strumenti basati sulle reti bayesiane (Khakzad et al., 2013). Di seguito verranno forniti maggiori dettagli legati all'approccio adattato nel presente studio per contemplare gli effetti della caduta di aeromobili su impianti di processo.

Identificazione degli scenari incidentali causati dall'effetto domino

L'identificazione dei possibili bersagli secondari è stata effettuata mediante l'applicazione di criteri basati su soglie di danno; i.e., l'effetto domino è da ritenersi possibile solo se il valore dell'effetto fisico dovuto al vettore di propagazione è superiore ad un valore di soglia.

Nell'ambito della valutazione quantitativa dell'effetto domino per il presente studio, l'utilizzo di valori di soglia è necessario solo al fine di ridurre il numero di possibili bersagli secondari, in modo da contenere le dimensioni del problema. È perciò opportuno utilizzare soglie conservative per l'identificazione dei bersagli secondari. I valori suggeriti dal decreto per la pianificazione territoriale italiana (Ministero dei Lavori Pubblici, 2001) sono riportati di seguito:

- 30 kPa per le sovrappressioni;
- 12.5 kW/m² per l'irraggiamento;
- la distanza massima di proiezione calcolata per i frammenti considerando 200 m – 800 m.

Il flash-fire (l'incendio dei vapori infiammabili) non ha durata sufficiente per indurre la rottura degli apparecchi di processo, quindi è escluso dai vettori di impatto (Reniers e Cozzani, 2013).

Una volta definiti i criteri per l'identificazione della possibilità di propagazione, è importante verificare il modo in cui la propagazione può avvenire. Il primo problema che deve essere affrontato nello sviluppo di metodologie per l'analisi dell'effetto domino è quindi l'identificazione degli scenari incidentali. È evidente che si possono utilizzare tecniche convenzionali basate su alberi dei guasti o degli eventi, ma è importante riconoscere preliminarmente che esistono due tipologie ben distinte di effetto domino.

Un incidente dovuto all'effetto domino può avere una delle seguenti connotazioni:

- TIPO 1: propagazione di eventi iniziatori di limitata gravità;
- TIPO 2: interazione di *top-events* distinti.

Un esempio di effetto domino di TIPO 1 è un jet fire da una tubazione da 2" che causa la rottura a ghigliottina di una tubazione di grande diametro. Un esempio di effetto domino di TIPO 2 è l'esplosione di un serbatoio che causa l'esplosione di un secondo serbatoio limitrofo. Ulteriori dettagli su questa classificazione sono riportati in letteratura (Cozzani e Reniers, 2013).

Dato che il presente lavoro si focalizza sullo studio dell'effetto domino indotto da incidenti causati da collisioni di aeromobili, gli eventi domino di TIPO 1 sono esclusi dall'analisi, poiché gli scenari attesi in seguito a collisione sono da considerarsi conservativamente di gravità elevata (e.g., perforazione apparecchi e rilascio catastrofico, innesco del combustibile per aviogetti, ecc.)

Nel presente studio verranno quindi considerati solo effetti domino di TIPO 2, assumendo conservativamente che (i) le collisioni degli aeromobili con impianti di processo generino dei top-event già riscontrati nei rapporti di sicurezza ma con frequenza diversa, funzione della credibilità di impatto; (ii) le collisioni o gli effetti conseguenti alla collisione (incendio carburante) inducano eventi con severità maggiore (ovvero rilasci di tipo catastrofico); (iii) possano verificarsi top-event in altri impianti limitrofi comunque in apparecchi vicini a quelli danneggiati causati dalla propagazione degli eventi di cui ai punti (i) o (ii).

Metodologia

Lo scopo dell'attività è fornire una valutazione degli incidenti indotti da impatti aerei sugli stabilimenti a rischio di incidente rilevante e, in generale, caratterizzati dallo stoccaggio e lavorazione di sostanze pericolose circostanti l'aeroporto, attraverso i seguenti passi:

- 1) analisi dei possibili incidenti che possono verificarsi in seguito a collisioni tra aeromobili e stabilimenti presenti nelle aree limitrofe al futuro aeroporto, in seguito a impatto diretto o per effetti secondari (ovvero innesco del carburante);
- 2) valutazione semplificata della probabilità di accadimento degli incidenti di cui al punto 1 attraverso un approccio a soglie;
- 3) identificazione e analisi dei potenziali effetti associati ad un incidente aereo con collisione e impatto sugli stabilimenti circostanti l'aeroporto e, in particolare, su quelli definiti dalla direttiva Seveso a rischio di incidente rilevante (così come desumibili dai relativi rapporti di sicurezza);
- 4) identificazione degli eventuali scenari incidentali addizionali indotti da effetti domino derivati dalla propagazione degli scenari identificati al punto 1, utilizzando l'analisi degli effetti associati sviluppata ai punti 2 e 3 e l'applicazione di modelli a soglie; le soglie utilizzate sono riconosciute nell'ambito della pianificazione territoriale italiana (Ministero dei Lavori Pubblici, 2001);
- 5) valutazione dell'impatto dei soli eventuali incidenti identificati al punto 4;
- 6) implementazione finale dei risultati nello studio di rischio.

Procedura

Sulla base dei documenti relativi alla probabilità di impatto e al censimento delle attività legate all'utilizzo di sostanze pericolose nell'area circostante l'aeroporto, è stata fornita una prima valutazione degli scenari incidentali causati da eventuali collisioni. I più severi sono stati analizzati per valutare le potenzialità di effetti domino associati all'escalation di tali eventi, secondo lo schema in Figura 23. Per la simulazione di eventuali scenari aggiuntivi, verrà utilizzato il codice PHAST.

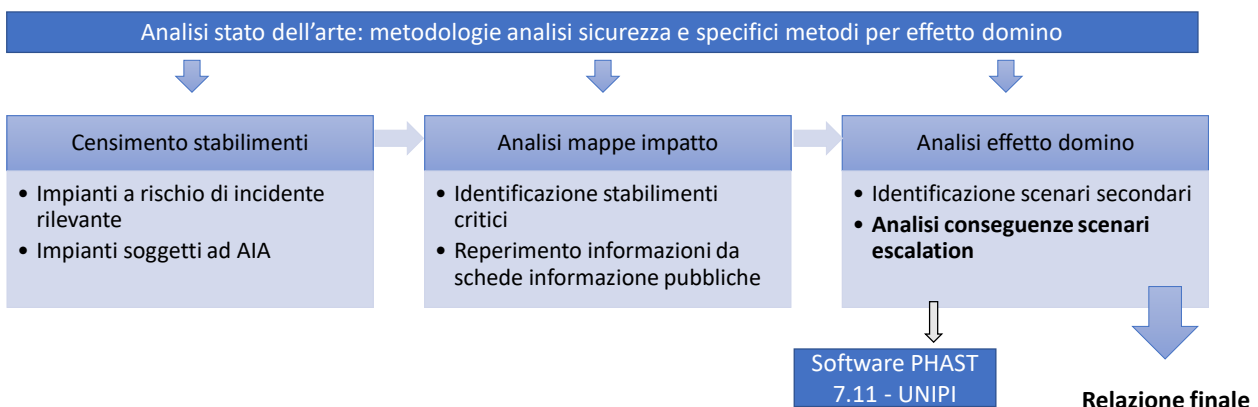


Figura 23. Schema metodologico per l'analisi dell'effetto domino.

Impostazione dell'analisi dell'effetto domino

Stabilimento di riferimento

Sono state identificate e analizzate tre installazioni di riferimento:

- 1) Toscochimica Spa Via Strobino Ettore, 54, 59100 Prato PO, di seguito *Toscochimica*;
- 2) Deposito carburanti della ditta ENI S.p.A. Divisione Refining & Marketing, via Erbosa, 29, Calenzano (FI), di seguito *ENICAL*;
- 3) Stabilimento Manetti & Roberts SpA, via Baldanzese 177, Calenzano (FI), di seguito *M&R*;

La rottura dei serbatoi e delle apparecchiature di processo può essere indotta anche dagli effetti fisici derivati dagli scenari incidentali che si evolvono a partire dalla caduta dell'aeromobile. In particolare, nel presente studio è stato considerato l'effetto domino indotto dall'incendio del carburante dell'aereo (ovvero pool-fire), rilasciato in seguito alla caduta e conseguente impatto.

Il gruppo dell'Università degli Studi di Bologna ha effettuato la modellazione specifica dei pool-fire associati a diversi combustibili e condizioni meteorologiche e orografiche valutando la distanza alla quale si ottiene la soglia di danneggiamento degli apparecchi, pari a 12.5 kW/m². Tale valutazione è stata presa in considerazione per la definizione degli scenari di effetto domino da incendio esterno e per l'implementazione di tali scenari nell'analisi di rischio complessiva.

Dati in ingresso alla presente analisi

Per supportare l'analisi quantitativa degli scenari di effetto domino oggetto del presente studio, è stato necessario reperire informazioni sui processi legati all'utilizzo delle sostanze pericolose negli stabilimenti di riferimento. Si riporta di seguito l'elenco delle fonti disponibili per gli stabilimenti considerati:

1. per lo stabilimento *Toscochimica*, è stata presa a riferimento la scheda di informazione della popolazione e le tipologie merceologiche trattate come riportato al sito <http://www.toscochimica.it/prodotti>;
2. per lo stabilimento *ENICAL*, è stata consultata la relativa scheda di informazione della popolazione ([http://web.comune.calenzano.fi.it/portale/schede/gestione amministrativa/protezione-civile/aziende-a-rischio-di-incidente-rilevante/SchedaEni2010.pdf](http://web.comune.calenzano.fi.it/portale/schede/gestione_amministrativa/protezione-civile/aziende-a-rischio-di-incidente-rilevante/SchedaEni2010.pdf));
3. per lo stabilimento *M&R*, è stata consultata la relativa scheda di informazione della popolazione ([http://web.comune.calenzano.fi.it/portale/schede/gestione amministrativa/protezione-civile/aziende-a-rischio-di-incidente-rilevante/scheda%20ManettiRoberts.pdf](http://web.comune.calenzano.fi.it/portale/schede/gestione_amministrativa/protezione-civile/aziende-a-rischio-di-incidente-rilevante/scheda%20ManettiRoberts.pdf)).

Analisi mediante albero degli eventi

Al fine di valutare la frequenza attesa degli scenari incidentali che si evolvono a partire dal rilascio indotto direttamente dalla collisione degli aeromobili con gli apparecchi di processo o indirettamente, in seguito alla rottura per pressurizzazione da incendio esterno, è stata effettuata un'analisi mediante alberi degli eventi.

Di seguito vengono riportati degli esempi di analisi degli scenari incidentali finali attraverso gli alberi degli eventi. Nel caso di rottura dovuta a collisione, per le sostanze infiammabili come diesel o acidi organici è stata assunta una probabilità di innesco immediato ed eventualmente ritardato pari a 90%, dato tali eventi risultano credibili a causa delle conseguenze dell'impatto. Per sostanze estremamente infiammabili, come benzina, etanolo e GPL (gas di petrolio liquefatto) è stata assunta una probabilità maggiore, ovvero 95%.

Da notare che per il GPL si considera l'effetto dovuto all'innesco (*fireball*) contestualmente all'effetto di sovrappressione indotto dalla repentina vaporizzazione del liquido (ovvero BLEVE – *Boiling Liquid Expanding Vapor Explosion*).

Per i rilasci di sostanze tossiche ma non infiammabili, la probabilità di rilascio coincide con quella dello scenario finale sia in caso di impatto che di incendio esterno.

Nelle figure seguenti si riportano esempi di alberi degli eventi adottati per il presente studio.

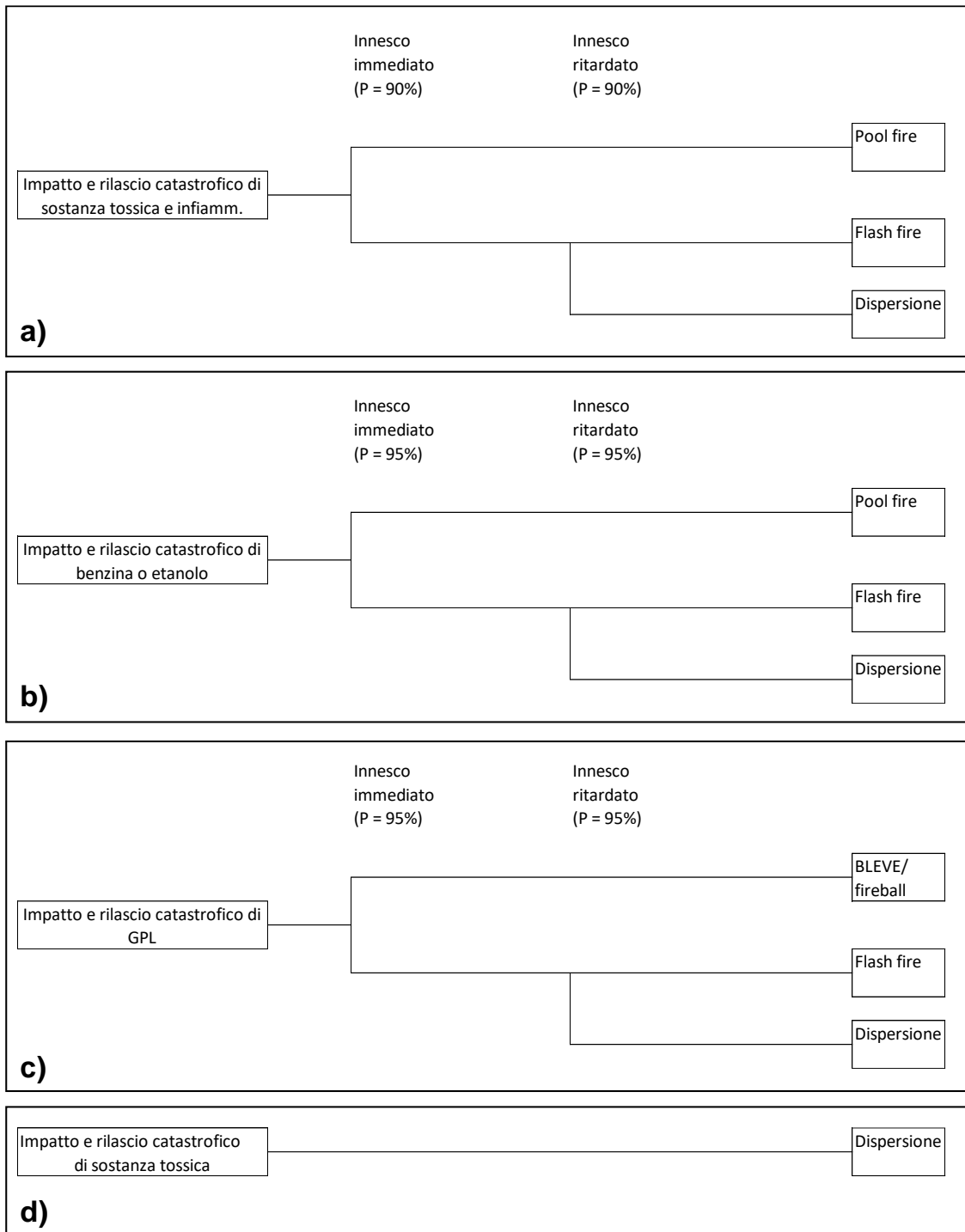


Figura 24. Alberi degli eventi per rilasci catastrofici causati da impatto diretto su apparecchi di processo o stoccaggio: a) sostanze infiammabili e tossiche; b) sostanze liquide estremamente infiammabili; c) gas infiammabili liquefatti in pressione (GPL); d) sostanze tossiche.

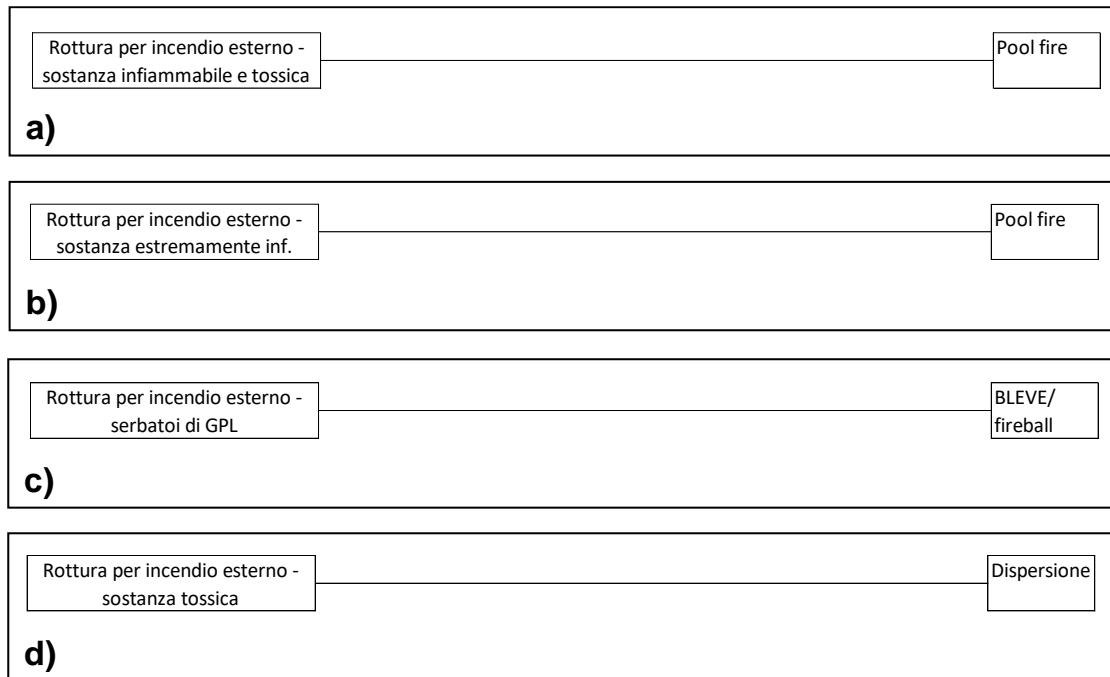


Figura 25. Alberi degli eventi per rilasci catastrofici causati da incendio esterno: a) sostanze infiammabili e tossiche; b) sostanze liquide estremamente infiammabili; c) gas infiammabili liquefatti in pressione (GPL); d) sostanze tossiche.

Analisi delle conseguenze

Sulla base dell'identificazione degli scenari critici per effetto domino effettuata, basata sulla credibilità degli scenari incidentali, l'analisi è stata approfondita considerando le informazioni disponibili al pubblico legate agli stabilimenti di riferimento, in modo da effettuare una valutazione degli impatti degli eventuali incidenti rilevanti indotti dalla caduta di un aereo su uno o più apparecchi di processo attraverso l'applicazione di modelli consolidati per l'analisi delle conseguenze (Lees, 1996; Van Den Bosh e Weterings, 1997), implementati nel pacchetto software codice PHAST.

Stabilimento Toscochimica - Lo stabilimento *Toscochimica* presenta al suo interno un'ampia area di stoccaggio con diversi tipi di composti e preparati. Per questo motivo è stata effettuata una selezione delle sostanze pericolose presenti in maggiore quantità. Le sostanze dello stabilimento *Toscochimica* identificate ai fini della valutazione delle conseguenze e implementate nella modellazione sono state quindi selezionate in modo da coprire diverse tipologie di pericolo (incendio, tossicità acuta, ecc.) e sono: acido acetico, acido formico, percloroetilene (TCE), acido fluoridrico in soluzione acquosa al 40%.

Si riportano in Tabella 14 i dati in ingresso assunti per il presente lavoro per effettuare l'analisi delle conseguenze tramite il codice PHAST. È stata assunta una condizione meteo di riferimento conservativa, ovvero velocità del vento 2 m/s (misurata a 10 m) e classe di stabilità F (condizioni stabili).

Non avendo informazioni specifiche sul bacino di contenimento, è stata presa a riferimento l'intera area del piazzale, considerando una superficie di $50 \times 80 = 4000 \text{ m}^2$ e un'altezza del bordo periferico tale da contenere l'inventario della sostanza sversata. Per ogni sostanza è stato valutato l'effetto del rilascio istantaneo causato dalla collisione dell'aereo su tutte le unità di stoccaggio (si veda la colonna *inventario stimato* in Tabella 14).

Tabella 14. Riepilogo dei dati in ingresso utilizzati per effettuare l'analisi delle conseguenze degli scenari domino per lo stabilimento Toscochimica.

ID	Sostanza di riferimento	T (°C)	P (atm)	Inventario stimato (Ton)
I1	acido acetico	40	1	1500
I2	acido formico	40	1	190
I3	percloroetilene	40	1	85
I4	acido fluoridrico	40	1	1.8

Stabilimento ENICAL - Lo stabilimento *ENICAL* è un deposito di carburanti e prodotti petroliferi. Dalla scheda di informazione si desumono le tre tipologie di sostanze da considerare nell'analisi, ovvero diesel, benzina e petrolio. Nell'ultimo caso, si intende un olio combustibile con presenza di aromatici.

Le sostanze sono dislocate in diverse zone dello stabilimento, che vengono identificate in base al bacino di contenimento e numerate nel presente studio da 1 a 5 (Z1, Z2, ...). In seguito a rilascio, si considera la pozza libera di espandersi fino a coprire al massimo la superficie del bacino identificata.

Si riportano in Tabella 15 i nodi analizzati con le sostanze e le ipotesi semplificative effettuate per la valutazione della composizione. Anche in questo caso, per l'analisi delle conseguenze è stata assunta una condizione meteo di riferimento conservativa, ovvero velocità del vento 2 m/s (misurata a 10 m) e classe di stabilità F (condizioni stabili).

Tabella 15. Riepilogo dei dati in ingresso utilizzati per effettuare l'analisi delle conseguenze degli scenari domino per lo stabilimento ENICAL; sono riportate le dimensioni del bacino di contenimento.

ID posizione	Area [m ²]	Sostanza	Note
Z1	5500	Diesel	Diesel modellato come idrocarburo alifatico n-nonano (assenza di aromatici)
Z2	20240	Diesel	Diesel modellato come idrocarburo alifatico n-nonano (assenza di aromatici)
Z3	7140	Benzina	Benzina modellata come miscela di tre composti di riferimento: 1) per la classe n-alcani, si considera n-esano (30% wt) 2) per gli alcani ramificati, i-ottano (40% wt) 3) per gli aromatici, toluene (30% wt)
Z4	4550	Diesel e Benzina	1) n-C6 (benzina) 21% wt 2) i-C8 (benzina) 27% wt 3) Toluene (benzina) 20% wt 4) n-C9 (diesel) 32% wt
Z5	4700	Petrolio	petrolio modellato come idrocarburo alifatico n-nonano (75%) e aromatici al 25% (modellati con toluene puro)

Nel caso dalla rottura dei serbatoi posizionati in Z4, diesel a benzina sono entrambi presenti in diverse apparecchiature limitrofe e interessate contemporaneamente dall'eventuale rottura per impatto o domino da incendio esterno. Per questo motivo, è stata fatta una valutazione di massima della composizione del liquido potenzialmente sversato (in base alla proporzione delle sostanze).

In nessuno dei casi analizzati si ha effetto domino di secondo livello, in virtù della distanza relativa tra le zone considerate nel presente studio. A maggior ragione, si escludono interazioni con il limitrofo stabilimento M&R, analizzato di seguito.

Stabilimento M&R - Lo stabilimento M&R opera nel settore dei cosmetici, prodotti per igiene personale e per la casa. Detiene uno stoccaggio di sostanze pericolose, alimentate poi al processo per realizzare i prodotti finali, che vengono infine immagazzinati.

Sulla base delle informazioni pubbliche a disposizione sullo stabilimento, si desumono le sostanze-chiave ovvero critiche dal punto di vista della sicurezza e degli scenari incidentali:

- Etanolo, stoccato in serbatoi interrati e alimentato al processo; si assume etanolo assoluto nelle seguenti valutazioni (100%);
- GPL, considerato come propano (in virtù di una nota fornita nella scheda di informazione) e stoccato in due serbatoi fuori terra, 50 m³ cad; si esclude il GPL nella restante parte dell'impianto.

I serbatoi di etanolo sono interrati, isolati e raffreddati, quindi protetti da eventuali domino di primo o secondo livello. Si suppone però che una collisione possa danneggiare una tubazione di alimentazione al processo, rompendola a ghigliottina, con conseguente rilascio della portata alimentata al processo. Tale portata non è nota, per cui è stata fatta una valutazione di massima. Si considera una tubazione di 4" con velocità del liquido di processo pari a 1.5 m/s e pressione atmosferica. In questo modo, se il rilascio ha una durata massima di 30 minuti, si sversano 19 t circa, pari al 58% dell'inventario dichiarato ai fini della Direttiva Seveso.

I serbatoi di GPL sono appoggiati su selle e disposti fuori terra. Il GPL, schematizzato come propano, si considera stoccato alla pressione di saturazione a 40°C (temperatura ambiente coerente con lo studio) che è circa 14 bar a. Data la vicinanza dei due serbatoi, si considera il rilascio dell'intero inventario da entrambi, con un livello di liquido massimo credibile (95%). Questo dà luogo allo sversamento di 95 m³ di liquido infiammabile pressurizzato, che si espande violentemente in seguito a rottura con possibili effetti di sovrappressione (BLEVE) e fireball in caso di innesco.

Ai fini della modellazione degli effetti del fireball, è importante stabilire una pressione di rottura o *burst pressure* (Van Den Bosh e Weterings, 1997). Sia per i casi di rottura indotta da impatto con aeromobile e da incendio esterno, tale parametro è stato considerato conservativamente pari alla massima pressione nel serbatoio, che varia tra 15 e 20 bar a seconda della tipologia, ottenendo quindi un unico potere emissivo del fireball per tutti gli scenari domino considerati.

La durata del fireball è stata valutata attraverso il codice PHAST e risulta pari a circa 14s. A differenza del pool-fire o delle dispersioni tossiche considerate in precedenza, si tratta di un fenomeno transitorio; questo è un elemento di fondamentale importanza ai fini della valutazione del rischio attraverso l'applicazione dei modelli di vulnerabilità.

Il fireball non è in grado di impattare significativamente sui limitrofi serbatoi di etanolo, poiché interrati; inoltre la durata del fireball è limitata per poter indurre la rottura della tubazione di etanolo; tuttavia i frammenti proiettati in seguito all'espansione dei vapori potrebbero impattare sulle unità di processo e tubazioni associate. Quindi questo scenario di fatto è accoppiato conservativamente al pool-fire di etanolo, i cui effetti sono comunque meno severi (e assorbiti in quelli del fireball).

Il bersaglio più vicino del limitrofo stabilimento ENICAL si trova a 1.32 km, quindi ogni possibile interazione è esclusa (massima distanza attesa proiezione frammenti dei rapporti di sicurezza, secondo Ministero dei Lavori Pubblici, 2001, è pari a 800m).

Risultati

Mappe di rischio

La Figura 26 riporta il risultato complessivo della analisi, cioè il rischio locale personale annuo per l'area oggetto di studio sotto forma di curve di iso-rischio. Tale rischio è calcolato secondo l'equazione (11). I Tassi ottenuti secondo questa equazione sono poi trasformati in probabilità secondo l'equazione (12). Si nota dall'ingrandimento in Figura 27 che il rischio massimo non va mai oltre $2 \cdot 10^{-6}$ e che il massimo al di fuori della pista è dell'ordine di $1 \cdot 10^{-7}$.

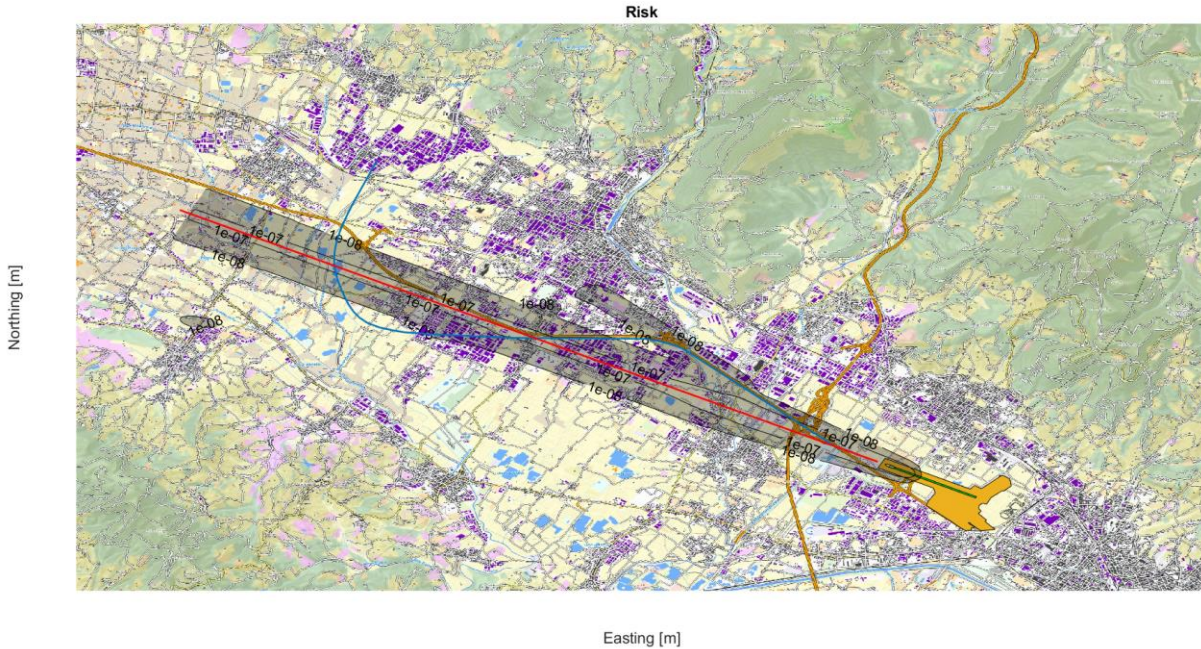


Figura 26. Rischio locale personale secondo lo scenario 2035.



Figura 27. Rischio locale personale secondo lo scenario 2035: ingrandimento nella area di massimo rischio.

e che comprende gli obiettivi sensibili che la Commissione Tecnica VIA-VAS del Ministero dell'Ambiente aveva già individuato in relazione al precedente Masterplan 2014-2029 (ancora pertinenti e rappresentativi anche nel caso della presente revisione progettuale del Masterplan 2035), il rischio di morte....

In generale, in tutta l'area oggetto di studio, e che comprende e che comprende gli obiettivi sensibili che la Commissione Tecnica VIA-VAS del Ministero dell'Ambiente aveva già individuato in relazione al precedente Masterplan 2014-2029 (ancora pertinenti e rappresentativi anche nel caso della presente revisione progettuale del Masterplan 2035), il rischio di morte calcolato è risultato minore – di alcuni ordini di grandezza – di $1 \cdot 10^{-4}$, valore indicato dal Ministero dell'Ambiente come limite oltre il quale si renderebbero necessarie misure per la *riduzione del danno*, che evidentemente non sono necessarie in base alle risultanze di questo studio.

Si nota infine che lo RLP massimo assoluto e le estensioni delle aree ricomprese nelle linee iso-rischio relative a uno stesso tasso, sono inferiori rispetto ai risultati dello studio relativo al masterplan 2014-2029 (Iervolino et al. 2019). Tra le cause di tale riduzione, oltre che il ridotto tasso di guasto critico assunto per il velivolo di riferimento (di nuova generazione), c'è certamente il ridotto numero di movimenti previsti per esso che cala drasticamente da 38212 [movimenti/anno] a 13744 [movimenti/anno], a fronte di un totale di movimenti di aviazione commerciale che rimane simile. Per questo, si è ritenuto opportuno, sebbene non fosse strettamente necessario, ripetere la valutazione di rischio utilizzando tutte le informazioni aggiornate del masterplan 2035, ma utilizzando i movimenti del lavoro 2017 (38212). Risultati di tale valutazione di rischio sono riportati nella figura seguente (Figura 28). Si nota che anche in questa ipotesi sfavorevole i risultati al di fuori della pista rimangono nell'ordine di grandezza 10^{-7} e nella pista di $3 \cdot 10^{-6}$.

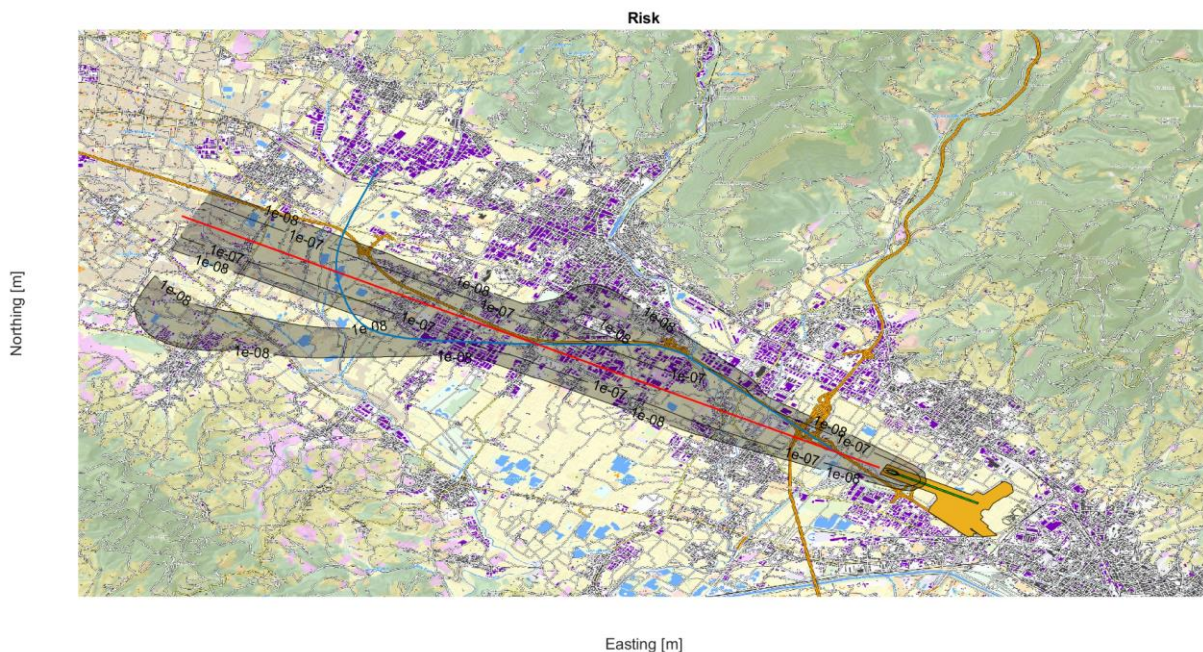


Figura 28. Rischio locale personale secondo lo scenario 2035, ma con 38212 movimenti annui, come per il masterplan 2025-2029.



Figura 29. Rischio locale personale secondo lo scenario 2035, ma con 38212 movimenti annui, come per il masterplan 2025-2029: ingrandimento dell'area di massimo rischio.

Discussione

Si discutono qui le ipotesi di lavoro assunte nello studio e che sono eventualmente suscettibili di approfondimento e/o revisione. Ci si attende che il raffinamento di tali ipotesi sulla base della conoscenza porti, in generale, a una riduzione del rischio valutato.

Formulazione del rischio

Per quanto riguarda il modello stocastico bisogna considerare che il rischio locale personale, assumendo presenza costante nel tempo all'aperto di una persona in ogni punto della mappa, non tiene conto, per definizione, della effettiva urbanizzazione. In particolare, non considera l'effettiva densità spaziale della popolazione esposta e della variabilità temporale dell'esposizione, nonché del livello di protezione offerto dall'ambiente costruito (e.g., edifici).

Nella formulazione del rischio il tasso di guasto, il numero di movimenti, e tutti gli altri termini sono stati ritenuti costanti nel tempo e pari ai valori previsti al termine dell'orizzonte temporale considerato. Tale stazionarietà è ragionevole nel breve termine, mentre probabilmente soggetta a tempo-varianza nel lungo termine. In particolare, il valore del numero di movimenti considerato è il valore massimo di progetto nel periodo (anno 2035) e non il valore medio nell'intero periodo del masterplan.

Modello Aeronautico

È stato trascurato il caso in cui, sia al decollo che all'atterraggio, lo stato di volo del velivolo avesse consentito un tentativo di atterraggio di emergenza.

Per la determinazione dell'impatto è stata assunta una totale mancanza di spinta, mentre in molti casi, la spinta è ridotta. Tale ipotesi potrebbe considerarsi cautelativa perché, in presenza di spinta, il pilota può cercare di ridurre la velocità di impatto anche attingendo dall'energia che proviene dai motori.

Con riferimento al modello di variazione del tasso di guasto lungo la traiettoria, ancorché il modello sviluppato sia assimilabile a quelli di natura empirica presenti in letteratura, la ridotta dimensione dei campioni disponibili non è adeguata a stimare probabilità particolarmente basse. Per questi casi, sarebbe opportuno attingere alle analisi di affidabilità dei produttori dei velivoli. Parimenti, l'analisi degli effetti combinati di più concause

potrebbe essere modellata utilizzando simulazioni che, accettando in ingresso modelli probabilistici anche complessi, potrebbero avvalersi ulteriormente dei predetti contributi da parte dei produttori.

Modello di irraggiamento diretto

La tipologia di carburante (*Jet A*) utilizzata in campo aeronautico è variabile. Nello studio si è usata una composizione chimica che corrisponde a quella con il più alto contenuto in componenti aromatici, pur rimanendo negli standard internazionali. La scelta può ritenersi cautelativa in quanto conduce a pool-fire più intensi e dannosi dal punto di vista della vita umana.

Gli scenari di rilascio ipotizzati in questo studio prevedono, cautelativamente, la fuoriuscita immediata e completa di tutto il combustibile contenuto nei serbatoi del velivolo di riferimento, considerati a pieno carico, e che tutto il combustibile formi una pozza di liquido al suolo. In realtà, non necessariamente i serbatoi sono completamente pieni al momento del decollo o dell'atterraggio e non tutto il combustibile contribuisce alla formazione della pozza al suolo: parte del combustibile è già stato consumato, parte è nel circuito di combustione dell'aereo, e parte viene ritenuto dal serbatoio per effetto di danneggiamenti non completi della struttura dei serbatoi.

La meteorologia (vento prevalenti, temperatura atmosferica, gradienti di temperatura al suolo, variazione delle condizioni meteorologiche durante la giornata) non è stata valutata. Infatti, è stata presa in considerazione la sola condizione F2 (classe atmosferica F, vento 2) spesso considerata la più conservativa rispetto all'estensione delle dispersioni di materiali tossici e infiammabili (VROM, 2005a). (Secondo TAE ed ENAC, 2015, la classe atmosferica F+G è rappresentativa, nel sito considerato, al più di un terzo delle condizioni atmosferiche reali, così come la classe di vento 2.)

Le dispersioni sono state sempre considerate di forma circolare e con un raggio corrispondente alla massima distanza raggiunta dalle sostanze tossiche e infiammabili.

La temperatura al suolo è stata considerata pari a 40 °C per l'intero anno solare pur rappresentando una condizione meteorologica che si presenta limitatamente durante l'anno. L'ipotesi è resa necessaria dalla non infiammabilità dei combustibili per uso aereo a temperature inferiori a quella scelta. Non si sono fatte valutazioni sul numero di ore/anno in cui tali condizioni vengono raggiunte, né valutazioni sul gradiente termico al suolo.

Come già richiamato sopra, il rischio locale calcolato prevede una presenza costante di una persona, non protetta, in ogni punto della griglia. Non si è tenuto conto in alcun modo della possibilità di protezione, di fuga o di allerta.

Cautelativamente, nessun fenomeno incidentale post-impatto al suolo è stato valutato tenendo conto dei tempi di intervento dei vigili del fuoco, dei sistemi di mitigazione e allerta, anche in relazione all'intensità e alla durata dei fenomeni stessi.

L'esposizione dell'individuo ai vettori di propagazione del danno (irraggiamento per i pool-fire, concentrazione per i flash-fire e per le dispersioni tossiche dovute agli effetti domino) è stata valutata attraverso funzioni probabilistiche classiche (i.e., *probit*; VROM, 2005b). Nel caso dell'irraggiamento e delle concentrazioni si è ipotizzato un tempo pari a 1800 secondi secondo prassi (VROM, 2005c), valore quasi sempre nettamente superiore al tempo totale del fenomeno incidentale.

Nel caso del flash-fire si considera normalmente la morte per concentrazioni superiori al limite superiore di infiammabilità. Conservativamente e per tener conto delle notevoli incertezze nelle valutazioni delle dispersioni atmosferiche, nello studio si è scelto un valore pari alla metà di tale limite. Tale dato, presente anche nella legislazione italiana (Direttiva Seveso: Dir. 2012/18/UE del 4 luglio 2012, D.L. 26 giugno 2015, n. 105, e successive modifiche e corrispondenti decreti attuativi), rappresenta il valore limite per un danno irreversibile (ustioni gravi) alla persona e non per la morte dell'individuo.

Modello di irraggiamento per effetto domino

Gli effetti domino generati dalla fuoriuscita di materiali pericolosi dai sistemi di contenimento (apparecchiature, serbatoi bersaglio) presenti nelle installazioni a rischio di incidente rilevante, sono stati considerati sempre verificati (probabilità unitaria) per valori di irraggiamento da pool-fire di combustibile aereo pari o superiori a 12.5 kW/m^2 . Tale valore è incluso nella legislazione europea e italiana (Direttiva Seveso: Dir. 2012/18/UE del 4 luglio 2012, D.L. 26 giugno 2015, n. 105, e successive modifiche e corrispondenti decreti attuativi), ma è da considerarsi un puro valore di soglia (identifica cioè una probabilità maggiore di zero di guasto strutturale con fuoriuscita di materiale o energia dall'apparecchiatura bersaglio), senza considerazioni di tipo probabilistico o valutazioni sulla quantificazione dell'ammontare, della fase fisica (liquido, gas) e della portata in rilascio dei materiali dalle stesse apparecchiature.

Le ipotesi sulla fuoriuscita, sulla dispersione e sull'ignizione dei materiali pericolosi e/o infiammabili fuoriusciti dai relativi sistemi di contenimento (apparecchiature, serbatoi) presenti nelle installazioni a rischio di incidente rilevante, sono state sempre fatte conservativamente. In particolare, è stata sempre considerata la fuoriuscita del massimo ammontare di materiale contenuto nelle apparecchiature bersaglio ed è stata sempre considerata non trascurabile la probabilità di morte dovuta alla esposizione a materiali allo stesso tempo pericolosi e infiammabili, nonostante la quasi certa ignizione delle sostanze fuoriuscite (se infiammabili) da apparecchiature prossime a pool-fire e sottoposte a intenso irraggiamento.

Appendice al Modello Aeronautico

Integrazione delle equazioni dinamiche per il modello aeronautico

A.1 Integrazione della V_H

La soluzione della prima delle equazioni (13) può essere ricavata nel seguente modo:

$$m \cdot \dot{V}_H + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_D - T = 0. \quad (38)$$

Sostituendo $V \approx V_H$ e considerando $T = 0$, come riportato precedentemente, otteniamo:

$$m \cdot \dot{V}_H + \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_H^2 \cdot S \cdot C_D = 0, \quad (39)$$

ponendo

$$k_D = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_D, \quad (40)$$

l'equazione (38) diventa:

$$m \cdot \dot{V}_H + k_D \cdot V_H^2 = 0. \quad (41)$$

Dividendo per m , si ottiene:

$$\dot{V}_H + \frac{k_D}{m} \cdot V_H^2 = 0. \quad (42)$$

L'equazione (42) è una equazione differenziale e può essere riscritta nel seguente modo:

$$\frac{V_H}{V_H^2} = -a, \quad (43)$$

dove $a = \frac{k_D}{m}$.

Integrando l'equazione (43):

$$\int_{V_H(t_0)}^{V_H(t)} \frac{1}{V_H^2} \cdot dV = -a \cdot \int_{t_0}^t dt. \quad (44)$$

Da cui si ricava l'espressione (45):

$$-\frac{1}{V_H} \Big|_{V_{H0}}^{V_H(t)} = -a \cdot t \Big|_{t_0}^t. \quad (45)$$

Considerando che $V_{H0(t_0)} = V_{H0}$ e $t_0 = 0$, sostituendo nella (44), l'espressione finale della velocità orizzontale è data da (46):

$$V_H(t) = \frac{V_{H0}}{1 + V_{H0} \cdot a \cdot t}. \quad (46)$$

ossia si ottiene la soluzione riportata in (17).

A.2 Integrazione della V_V

La soluzione della seconda equazione (13) può essere ricavata nel seguente modo:

$$m \cdot \dot{V}_V - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_L + m \cdot g = 0. \quad (47)$$

Sostituendo $V \approx V_H$ otteniamo:

$$m \cdot \dot{V}_V - \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V_H^2 \cdot S \cdot C_L + m \cdot g = 0, \quad (48)$$

Ponendo:

$$k_L = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot C_L, \quad (49)$$

l'equazione (47) diventa:

$$m \cdot \dot{V}_V - k_L \cdot V_H^2 + m \cdot g = 0. \quad (50)$$

Dividendo per m , si ottiene:

$$\dot{V}_V - \frac{k_L}{m} \cdot V_H^2 + g = 0. \quad (51)$$

Sostituendo il valore di V_H ricavato dall'espressione (46), si ha:

$$\dot{V}_V - \frac{k_L}{m} \cdot \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 + g = 0, \quad (52)$$

dove $a = \frac{k_D}{m}$.

L'equazione (52) può essere riscritta nel seguente modo:

$$\dot{V}_V = \left[-g + \frac{k_L}{m} \cdot \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 \right], \quad (53)$$

ossia una equazione differenziale di primo grado. Tale espressione può essere integrata, ottenendo:

$$\int_{V_V(t_0)}^{V_V(t)} dV_V = \int_{t_0}^t \left[-g + \frac{k_L}{m} \cdot \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 \right] \cdot dt. \quad (54)$$

L'integrale al secondo membro può essere scomposto in differenza di integrali:

$$\int_{V_V(t_0)}^{V_V(t)} dV_V = - \int_{t_0}^t g \cdot dt + \int_{t_0}^t \frac{k_L}{m} \cdot \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 \cdot dt. \quad (55)$$

Considerando che $V_{V0(t_0)} = V_{V0}$ e $t_0 = 0$, l'espressione (55) diventa:

$$V_V|_{V_{V0}}^{V_V(t)} = -g \cdot t|_0^t + \frac{k_L}{m} \cdot \int_0^t \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 \cdot dt. \quad (56)$$

Consideriamo solo l'integrale al secondo membro:

$$\frac{k_L}{m} \cdot \int_0^t \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right)^2 \cdot dt, \quad (57)$$

e operiamo una sostituzione di variabile:

$$\begin{cases} f = 1 + V_{H0} \cdot a \cdot t \\ f - 1 = V_{H0} \cdot a \cdot t \\ t = \frac{f-1}{V_{H0} \cdot a} \\ dt = \frac{1}{V_{H0} \cdot a} \cdot df \end{cases}, \quad (58)$$

per $t = 0$, $f = 1$ mentre al tempo t , $f = 1 + V_{H0} \cdot a \cdot t$.

Riprendiamo la (57) e sostituiamo:

$$\frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \frac{1}{f^2 V_{H0} \cdot a} df, \quad (59)$$

ossia:

$$\frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \cdot \frac{1}{V_{H0} \cdot a} \cdot \left(-\frac{1}{f} \right) \Big|_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t}. \quad (60)$$

Facendo le opportune semplificazioni e sostituendo i valori di f , si ottiene:

$$\frac{k_L \cdot V_{H0}}{m \cdot a} \cdot \left(-\frac{1}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} + 1 \right) = \frac{k_L \cdot V_{H0}}{m \cdot a} \left(\frac{-1+1+V_{H0} \cdot a \cdot t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right). \quad (61)$$

Riprendiamo la (56) e sostituiamo nella (61):

$$V_V(t) = V_{V0} - g \cdot t + \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \cdot \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right), \quad (62)$$

che è la soluzione (19).

A.3 Integrazione della s

La soluzione della terza equazione (13), si ottiene attraverso i passaggi riportati qui di seguito.

$$\dot{s} = V_H. \quad (63)$$

Tale espressione è una equazione differenziale di primo grado, integrando e sostituendo a V_H l'espressione (46), si ha:

$$\int_{s_0}^{s(t)} ds = \int_{t_0}^t \left(\frac{V_{H0}}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right) \cdot dt. \quad (64)$$

Operando gli stessi passaggi espressi nella (58) per l'integrale al secondo membro, si ottiene:

$$\int_{s_0}^{s(t)} ds = V_{H0} \cdot \int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \frac{1}{f} \cdot \frac{df}{V_{H0} \cdot a}, \quad (65)$$

ossia:

$$s|_{s_0}^{s(t)} = \frac{V_{H0}}{V_{H0} \cdot a} \cdot (\ln f)|_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t}. \quad (66)$$

La soluzione dell'espressione (66) è:

$$s(t) = \frac{1}{a} \cdot \ln(1 + V_{H0} \cdot a \cdot t). \quad (67)$$

Questa espressione è la soluzione espressa in (21).

A.4 Integrazione della h

La soluzione della quarta equazione (13), può essere ricavata nel seguente modo:

$$\dot{h} = V_V. \quad (68)$$

Sostituendo l'espressione di V_V si ottiene:

$$\dot{h} = V_{V0} - g \cdot t + \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right). \quad (69)$$

Tale equazione differenziale di primo grado, può essere risolta integrando i vari contributi:

$$\int_{h_{t_0}}^{h(t)} dh = \int_{t_0}^t \left[V_{V0} - g \cdot t + \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right) \right] \cdot dt. \quad (70)$$

L'integrale al secondo membro può essere scomposto in somma di integrali, ottenendo:

$$\int_{h_{t_0}}^{h(t)} dh = \int_{t_0}^t V_{V0} \cdot dt - \int_{t_0}^t g \cdot t \cdot dt + \int_{t_0}^t \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right) \cdot dt. \quad (71)$$

Consideriamo ora solo il terzo integrale a secondo membro:

$$\int_{t_0}^t \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right) \cdot dt. \quad (72)$$

Possiamo riscrivere come:

$$\frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \int_{t_0}^t \left(\frac{t}{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \right) \cdot dt. \quad (73)$$

Operiamo le sostituzioni riportate in (58) e otteniamo:

$$\frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \cdot \int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \frac{f-1}{f} \cdot \frac{df}{V_{H0} \cdot a} = \frac{k_L \cdot V_{H0}^2}{m} \cdot \frac{1}{V_{H0} \cdot a} \int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \left(1 - \frac{1}{f} \right) \cdot df = \frac{k_L \cdot V_{H0}}{am} \left[\int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} df - \int_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} \frac{1}{f} \cdot df \right]. \quad (74)$$

Ossia, sostituendo l'espressione trovata nell'equazione (71):

$$h|_{h_0}^{h(t)} = V_{V0} \cdot t|_{t_0}^t - g \cdot \frac{t^2}{2}|_{t_0}^t + \frac{k_L \cdot V_{H0}}{a \cdot m} [f|_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t} - \ln f|_1^{1+V_{H0} \cdot a \cdot t}]. \quad (75)$$

Esplicitando i termini si ottiene:

$$h(t) = h_0 + V_{V0} \cdot t - g \cdot \frac{t^2}{2} + \frac{k_L \cdot V_{H0}}{am} [V_{H0} \cdot a \cdot t - \ln(1 + a \cdot t \cdot V_{H0})], \quad (76)$$

che è la già introdotta equazione (22).

Riferimenti

Bibliografia

- Abdolhamidzadeh B., Abbasi T., Rashtchian D., Abbasi S.A. (2010) A new method for assessing domino effect in chemical process industry. *J. Hazard. Mater.*, 182:416–26.
- Airbus (2004) Getting to grips with weight and balance, A320, AIRBUS S.A.S., Blagnac, France.
- Airbus (2012) Airbus Training, Flight Crew Operating Manual, A320, AIRBUS S.A.S, Blagnac, France.
- Airbus (2016), A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958-2016, AIRBUS S.A.S., Blagnac, France.
- Airbus (2023), A Statistical Analysis of Commercial Aviation Accidents 1958 - 2022, AIRBUS S.A.S., Blagnac, France.
- Alekseev V.A., Soloviova-Sokolova J.V., Matveev S.S., Chechet I.V., Matveev S.G., Konnov A.A. (2017) Laminar burning velocities of n-decane and binary kerosene surrogate mixture. *Fuel*, 187: 429–434.
- Arros J., Doumbalski N. (2007) Analysis of aircraft impact to concrete structures. *Nuclear Engineering and Design*, 237(12–13): 1241-1249.
- ASTM (2017) D1655 – 16, Standard Specification for Aviation Turbine Fuels. ASTM International, 100 Barr Harbor Drive, PO Box C700, West Conshohocken, PA, USA.
- Babrauskas V. (1983) Estimating large pool-fire burning rates. *Fire Technol.*, 19(4): 251–261.
- Bagster D.F., Pitblado R.M. (1991) Estimation of domino incident frequencies - an approach. *Process Saf. Environ. Prot. Trans. Inst. Chem. Eng. Part B*, 69:195–9.
- Benjamin J.R., Cornell C.A. (1970) Probability and decision for civil engineers. McGraw-Hill, New York, USA.
- Boeing (2016) Boeing Inc., Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents 1959-2016, Seattle WA, USA.
- Boeing (2022) Boeing Inc., Statistical Summary of Commercial Jet Airplane Accidents 1959-2016, Seattle WA, USA.
- Casal J., Darbra. R.-M. (2013) Analysis of Past Accidents and Relevant Case-Histories. *Domino Eff. Process Ind. Model. Prev. Manag.*, 12–29.
- CCPS (2010) Guidelines for Vapor Cloud Explosion, Pressure Vessel Burst, Blevé and Flash-fire Hazards. 2nd Ed. Center for Chemical Process Safety, John Wiley and Sons, New Jersey.
- Contini S., Boy S., Atkinson M., Labath N., Banca M., Nordvik J.P. (1996) Domino effect evaluation of major industrial installations: a computer aided methodological approach. *Proc. Eur. Semin. Domino Eff.*, Leuven, Belgium.
- Cozzani V., Gubinelli G., Antonioni G., Spadoni G., Zanelli S. (2005) The assessment of risk caused by domino effect in quantitative area risk analysis. *J. Hazard. Mater.*, 127:14–30.
- Cozzani V., Gubinelli G., Salzano E. (2006) Escalation thresholds in the assessment of domino accidental events. *J. Hazard. Mater.*, 129:1–21.
- Cozzani V., Reniers G. (2013) Historical Background and State of the Art on Domino Effect Assessment. In: Reniers GLL, Valerio, Cozzani, editors. *Domino Eff. Process Ind. Model. Prev. Manag.*, Amsterdam, The Netherlands: Elsevier.

- de Waal J.A., Muntendam-Bos A.G., Roest J.P.A. (2015) Production induced subsidence and seismicity in the Groningen gas field-can it be managed? *Proc. of International Association of Hydrological Sciences*, 372, 129-139.
- D.L. 105 (2015) Attuazione della direttiva 2012/18/UE relativa al controllo del pericolo di incidenti rilevanti connessi con sostanze pericolose. *Gazzetta Ufficiale* 14 luglio.
- Drysdale D. (2011) *An Introduction to Fire Dynamics*, 3rd Edition. John Wiley and Sons, New Jersey.
- Erto P., Giorgio M., Iervolino I. (2016) About knowledge and responsibility in probabilistic seismic risk management. *Seismol. Res. Lett.*, 87(5):1161-1166.
- European Aviation Safety Agency (1997) *Joint Aviation Regulations Part 25: Certification Specifications for Large Aeroplanes*, Cologne (Germany), Article 561 – Inertia loads for emergency landings.
- European Commission (1997) Council Directive 96/82/EC of 9 December 1996 on the control of major-accident hazards involving dangerous substances. *Off. J. Eur. Communities*. L10:13.
- European Commission (2012) European Parliament and Council Directive 2012/18/EU of 4 July 2012 on control of major-accident hazards involving dangerous substances, amending and subsequently repealing council directive 96/82/EC. *Off. J. Eur. Communities*, L197: 1–37.
- FAA US Federal Aviation Administration (2016) *Airplane Flying Handbook*, Chapter 17: Emergency Procedures, FAA-H-8083-3B, Washington DC, USA.
- FAA US Federal Aviation Administration (2017) *Aviation Safety Information Analysis and Sharing ASIAs*, sito web: <http://www.asias.faa.gov>, Washington DC, USA.
- Fabbrocino G., Iervolino I., Orlando F., Salzano E. (2005) Quantitative risk analysis of oil storage facilities in seismic areas. *J. Hazard. Mater.*, 123(1-3): 61-69.
- Fay J.A. (2006) Model of large pool-fires. *J. Hazard. Mater.*, 136: 219–232.
- Federal Aviation Administration (2012) *Technical Standard Order TSO-C201: Attitude and Heading Reference System*, Washington DC, USA.
- Gledhill J., Lines I. (1998) *Development of methods to assess the significance of domino effects from major hazard sites*. London, UK: Health and Safety Executive, HM Stationery Office.
- Goodwin D.G. (2003) *An Open Source, Cantera: An object- oriented software toolkit for chemical kinetics, thermodynamics, and transport processes*. <http://www.cantera.org>, versione 2.3.0.
- Hemmatian B., Abdolhamidzadeh B., Darbra R.M., Casal J. (2104) The significance of domino effect in chemical accidents. *J. Loss Prev. Process Ind.*, 29:30–8.
- Iervolino I., Accardo D., Tirri A.E., Pio G., Salzano E. (2019) Quantitative risk analysis for the Amerigo Vespucci (Florence, Italy) airport including domino effects. *Safety Science*, 113: 472–489.
- Iervolino I., Chioccarelli E., Giorgio M., Marzocchi M., Zuccaro G., Dolce M., Manfredi G. (2015) Operational (short-term) earthquake loss forecasting in Italy. *Bull. Seismol. Soc. Am.*, 105(4): 2286–2298.
- International Civil Aviation Organization ICAO (2016) *Annex 6 – Aircraft Operations*, 10th ed., Montreal Quebec, Canada.
- Khakzad N., Khan F., Amyotte P., Cozzani V. (2013) Domino Effect Analysis Using Bayesian Networks. *Risk Anal.*, 33:292–306.
- Khakzad N., Reniers G. (2015) Using graph theory to analyze the vulnerability of process plants in the context of cascading effects. *Reliab. Eng. Syst. Saf.*, 143:63–73.

- Lees FP. (1996) Loss prevention in the process industries. 2nd ed. Oxford: Butterworth - Heinemann.
- Mannam S. (2012) Lees' Loss Prevention in the Process Industries Hazard Identification, Assessment and Control, 3rd Ed. Elsevier, Amsterdam, NL.
- Mcdermott R. (2013) Fire Dynamics Simulator Technical Reference Guide Volume 1: Mathematical Model, vol. 1, National Institute of Standard and Technology, USA.
- Mcgrattan K.B., Baum H.R., Hamins A. (2000) Thermal Radiation from Large Pool-fires, National Institute of Standards and Technology, USA.
- Ministero dei lavori Pubblici (2001) D.M. 9 maggio 2001, Supplemento ordinario alla Gazzetta Ufficiale n.138 del 10 giugno, Requisiti minimi di sicurezza in materia di pianificazione urbanistica e territoriale per zone interessate da stabilimenti a rischio di incidente rilevante.
- Necci A., Cozzani V., Spadoni G., Khan F. (2015) Assessment of domino effect: state of the art and research Needs. Reliab. Eng. Syst. Saf., 143:3–18.
- Nuic A. (2014) User Manual for the Base of Aircraft Data (BADA) - Revision 3.12, EUROCONTROL, EEC Note No. 10/17.
- Paté-Cornell M.E. (1996) Uncertainties in risk analysis: Six levels of treatment. Reliab. Eng. Syst. Saf., 54(2-3): 95-111.
- Raj P.K. (2007) Large hydrocarbon fuel pool-fire: Physical characteristics and thermal emission variations with height. J. Hazard. Mater., 140: 280–292.
- Reniers G., Cozzani V. (2013) Domino Effects in the Process Industries: Modelling, Prevention and Managing. Domino Eff. Process Ind. Model. Prev. Manag. 1st ed., Amsterdam, The Netherlands: Elsevier B.V.
- Servizio Meteorologico Aeronautica Militare, sito web: www.meteoam.it, 2017;
- Spitzer (2016) Spitzer, C., “The Avionics Handbook”, CRC Press, Williamsburg VA, USA.
- Stagni A., Milano P., Milano P., Cuoci A., Milano P. (2015) Skeletal mechanism reduction through species-targeted sensitivity analysis. Combust. Flame., 163: 382-393.
- TAE ed ENAC (2015) INT AMB 01 REL 001 – Atmosfera: relazione. Rev. B –atti del procedimento VIA per il masterplan 2014-2029 dell'aeroporto di Firenze Amerigo Vespucci.
- Van den Bosch C.J.H., R.A.P.M. Weterings, eds. (1997) Methods for the Calculation of Physical Effects: Due to Releases of Hazardous Materials (liquids and Gases), 'yellow Book'. Sdu Uitgevers.
- VROM (2005a) Methods for the determination of possible damage to people and objects resulting from releases of hazardous materials, (Green Book), PGS 1. Ministry of Housing, Spatial Planning and the Environment, The Hague, NL.
- VROM (2005b) Methods for the calculation of physical effects (Yellow Book), PGS 2. Ministry of Housing, Spatial Planning and the Environment, The Hague, NL.
- VROM (2005c) Guidelines for quantitative risk assessment, (Purple Book), PGS 3. Ministry of Housing, Spatial Planning and the Environment, The Hague, NL.
- Zhang X.-M., Chen G.-H. (2011) Modeling and algorithm of domino effect in chemical industrial parks using discrete isolated island method. Saf. Sci., 49:463–7.