



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA
Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Titolo tesi:
Modelli e metodi per la simulazione del “bird strike”

Relatore: Prof. Galvanetto Ugo

Laureando: Penzo Daniele 2022120

Anno Accademico 2022/2023

Ringraziamenti

Prima di lasciare spazio alla trattazione, mi sento in dovere di dedicare una pagina di questo elaborato a tutte quelle persone che mi hanno sostenuto durante il mio percorso di studi e nella redazione della tesi di laurea.

Per primo voglio ringraziare il mio relatore, il Prof. Galvanetto, che in questi mesi di lavoro mi ha seguito e aiutato, passo dopo passo e con grandissima disponibilità, nella redazione dell'elaborato.

Al di fuori dell'università, voglio ringraziare i miei genitori, mio fratello Andrea e la mia fidanzata Sara, per aver sempre creduto in me e per esserci sempre stati nei momenti di bisogno. Siete la mia forza.

Chiedo venia se non ho citato altre persone, rimedierò con le parole e con i fatti.

Abstract

Con *bird strike* si intende l'impatto tra uno o più volatili e una qualche componente di un aereo. Secondo le normative, tutti i velivoli devono rispettare dei requisiti di sicurezza in caso di impatto con uccelli; negli ultimi anni, grazie ai progressi della tecnologia, nello studio del *bird strike* agli esperimenti si stanno affiancando le simulazioni, molto meno costose. Esistono modelli *ad-hoc* per studiare un evento di collisione, come la teoria monodimensionale di Wilbeck, ma per avere risultati accurati bisogna risolvere le equazioni governanti il problema (quelle della meccanica dei corpi deformabili), non lineari e risolvibili solo numericamente; prima dev'essere applicato il metodo agli elementi finiti, poi un metodo di integrazione temporale esplicito. Eseguire i calcoli senza l'utilizzo del calcolatore è impossibile e, in questo senso, oggi esistono diversi *software* per la simulazione, tra i quali il più utilizzato è LS-DYNA. L'utilizzo di questi programmi è però delicato, in particolare il modello del volatile dev'essere accurato; esistono cinque diverse strategie di discretizzazione (l'approccio Lagrangiano, quello Euleriano, quello *ALE*, quello *SPH* e l'approccio alle masse modali) e vari modi di modellare sia la geometria sia il materiale del volatile. Il metodo *SPH* è il più utilizzato, il modello di materiale che meglio rappresenta un volatile è quello dell'acqua (o della gelatina) caratterizzato dal 10% di porosità e una densità di 950 kg/m^3 , mentre le geometrie semplificative che permettono di ottenere i migliori risultati sono la forma sferica e quella cilindrica terminante con semi sfere.

Inoltre, per essere in grado di eseguire le simulazioni bisogna conoscere bene le funzionalità e le impostazioni del programma che si decide di utilizzare, in quanto i dettagli fanno la differenza, come si può notare dalle simulazioni eseguite nell'elaborato.

Indice

| | |
|--|----|
| Introduzione | 1 |
| 1 Il problema del <i>bird strike</i> | 3 |
| 1.1 Cosa si intende per <i>bird strike</i> | 3 |
| 1.2 Parti del velivolo di frequente impatto..... | 3 |
| 1.3 Pericolosità del <i>bird strike</i> | 4 |
| 1.4 Aree e fasi del volo di frequente impatto..... | 6 |
| 1.5 Specie volatili più pericolose..... | 7 |
| 1.6 Storia del <i>bird strike</i> | 7 |
| 1.7 Il <i>bird strike</i> in Italia..... | 11 |
| 1.8 Strategie di prevenzione e controllo del <i>bird strike</i> | 18 |
| 1.8.1 Il <i>reporting</i> | 19 |
| 1.8.2 Il monitoraggio..... | 20 |
| 1.8.3 Le procedure di <i>risk assessment</i> | 20 |
| 1.8.4 La <i>bird control unit (BCU)</i> | 21 |
| 1.8.5 La gestione ambientale dell'aeroporto..... | 21 |
| 1.8.6 I sistemi di dissuasione diretta..... | 23 |
| 1.8.6.1 Sistemi di dissuasione sonori..... | 24 |
| 1.8.6.2 Sistemi di dissuasione visivi..... | 25 |
| 1.8.6.3 Falconeria..... | 26 |
| 1.8.7 La sensibilizzazione e la formazione..... | 26 |
| 1.8.8 La verifica dei risultati ottenuti..... | 27 |
| 1.8.9 Test sul <i>bird strike</i> | 27 |
| 1.8.10 Simulazione del <i>bird strike</i> | 31 |
| 2 Le equazioni governanti il <i>bird strike</i> | 33 |
| 2.1 Il teorema dell'energia cinetica applicato al <i>bird strike</i> | 34 |
| 2.2 La teoria monodimensionale di Wilbeck per il <i>bird strike</i> | 38 |
| 2.2.1 <i>High shock pressure phase</i> | 40 |
| 2.2.2 <i>Shock pressure decay phase</i> | 42 |
| 2.2.3 <i>Steady state pressure phase</i> | 43 |
| 2.2.4 <i>Termination phase</i> | 43 |

| | | |
|----------|---|-----------|
| 2.3 | Le equazioni per il problema 3D completo..... | 44 |
| 2.3.1 | Conservazione della massa..... | 45 |
| 2.3.2 | Conservazione della quantità di moto..... | 46 |
| 2.3.3 | Conservazione del momento angolare..... | 47 |
| 2.3.4 | Conservazione dell'energia..... | 47 |
| 2.3.5 | Analisi e risoluzione delle equazioni per il problema completo..... | 48 |
| 2.3.5.1 | Soluzione numerica delle equazioni di Navier Stokes..... | 49 |
| 2.3.5.2 | Soluzione numerica delle equazioni del <i>bird strike</i> | 51 |
| 2.3.5.3 | Strategie di risoluzione tramite calcolatore..... | 54 |
| 3 | Strategie per la modellazione del volatile..... | 57 |
| 3.1 | Metodo Lagrangiano..... | 58 |
| 3.2 | Metodo Euleriano..... | 62 |
| 3.3 | Metodo <i>ALE</i> | 64 |
| 3.4 | Metodo <i>SPH</i> | 66 |
| 3.5 | Metodo delle masse modali (MN)..... | 70 |
| 3.6 | Algoritmi di contatto..... | 70 |
| 3.6.1 | Algoritmi di contatto per l'approccio Lagrangiano..... | 71 |
| 3.6.2 | Algoritmi di contatto per l'approccio <i>SPH</i> | 72 |
| 3.7 | Modellazione della geometria e del materiale del volatile..... | 74 |
| 3.7.1 | Modellazione del materiale del volatile..... | 74 |
| 3.7.2 | Modellazione geometrica del volatile..... | 76 |
| 4 | Simulazione di alcuni eventi di <i>bird strike</i>..... | 81 |
| 4.1 | Assunzioni preliminari..... | 81 |
| 4.1.1 | <i>Software</i> utilizzato..... | 81 |
| 4.1.2 | Approccio di discretizzazione scelto per il volatile..... | 83 |
| 4.1.3 | Tipo e numero di impatti scelti..... | 83 |
| 4.2 | Impatto singolo contro un pannello..... | 84 |
| 4.2.1 | Impostazione delle simulazioni..... | 84 |
| 4.2.2 | Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello non rinforzato nel caso di bassa velocità di collisione..... | 93 |
| 4.2.3 | Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello non rinforzato nel caso di elevata velocità di collisione..... | 98 |

| | |
|--|------------|
| 4.2.4 Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello rinforzato nel caso di bassa velocità di collisione..... | 103 |
| 4.2.5 Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello rinforzato nel caso di elevata velocità di collisione..... | 107 |
| 4.3 Impatto singolo contro il bordo di attacco di un'ala..... | 112 |
| 4.3.1 Impostazione delle simulazioni..... | 112 |
| 4.3.2 Risultati per l'impatto singolo contro il <i>LE</i> nel caso di bassa velocità di Collisione..... | 116 |
| 4.3.3 Risultati per l'impatto singolo contro il <i>LE</i> nel caso di elevata velocità di Collisione..... | 119 |
| 4.4 Impatto singolo contro una ventola di un motore <i>turbofan</i> | 122 |
| 4.4.1 Impostazione delle simulazioni..... | 122 |
| 4.4.2 Risultati per l'impatto singolo contro la ventola nel caso di bassa velocità di Collisione..... | 128 |
| 4.4.3 Risultati per l'impatto singolo contro la ventola nel caso di elevata velocità di collisione..... | 132 |
| 4.5 Impatto multiplo contro il bordo di attacco di un'ala..... | 135 |
| 4.5.1 Impostazione delle simulazioni..... | 136 |
| 4.5.2 Risultati dell'impatto multiplo contro il bordo di attacco nel caso di bassa velocità di collisione..... | 138 |
| 4.5.3 Risultati dell'impatto multiplo contro il bordo di attacco nel caso di elevata velocità di collisione..... | 141 |
| 4.6 Confronto con risultati sperimentali..... | 143 |
| Conclusioni..... | 147 |
| Bibliografia e sitografia..... | 149 |

Introduzione

Gli aerei, dalla loro “nascita”, datata ufficialmente 17 dicembre 1903, si sono inseriti in un ambiente (quello che in gergo è noto come “cielo”) già popolato da circa 150 milioni di anni (dal Giurassico) da un gran numero di volatili. In qualunque luogo in cui coesistono due o più individui è possibile che questi collidano tra loro e, in questo senso, pure volatili e velivoli possono impattare; infatti, è esperienza comune che uno o più uccelli possano collidere con un aereo.

In ingegneria aerospaziale, in particolare da un punto di vista prettamente strutturale, quello del *bird strike* (in italiano “impatto con volatili”) è un problema di notevole importanza. La collisione tra uno o più volatili e un velivolo è un fenomeno pericoloso (in certi casi può compromettere la sicurezza del volo e di tutte le persone a bordo) che dagli albori dell’aeronautica ha causato non poche vittime sia in aviazione civile sia in aviazione militare, che ogni anno causa perdite economiche consistenti (causa riparazioni di velivoli, ritardi e/o annullamento dei voli); per tutti questi motivi, sono in vigore e devono essere rispettate diverse normative atte a prevenire e controllare il fenomeno, in costante aggiornamento in base all’evolversi del traffico aereo, delle specie di volatili e delle tecnologie. Tra le varie strategie di prevenzione e controllo del fenomeno, da anni ormai le normative impongono che i velivoli (in particolar modo i motori, le ali, il parabrezza, il muso e l’impennaggio verticale) debbano superare un’intensa campagna di *test* ed esperimenti di collisione.

Fino a qualche anno fa l’unico strumento disponibile per la certificazione dei velivoli erano gli esperimenti ma, grazie a diversi ricercatori, oggi esistono diversi modelli e diversi metodi per simulare la collisione tra volatili e aerei, strategie che permettono di abbattere le spese e aumentare la casistica sperimentale.

Lo scopo di questa tesi è studiare i modelli e i metodi per la simulazione del *bird strike*. L’obiettivo dell’elaborato viene raggiunto in quattro capitoli.

Nel primo capitolo viene descritto il problema del *bird strike*, in particolare vengono trattati alcuni argomenti generici propedeutici alla comprensione delle varie strategie di simulazione.

Nel secondo capitolo vengono trattati i metodi più utilizzati per simulare una collisione, dal teorema dell’energia cinetica, passando per la teoria monodimensionale di Wilbeck e

giungendo alle equazioni che governano il fenomeno, quelle della meccanica dei corpi deformabili, risolvibili numericamente e grazie all'aiuto ai calcolatori.

Nel terzo capitolo vengono descritte le possibilità di modellazione esistenti per i volatili (elemento cruciale che influenza i carichi sulla struttura impattata), in particolare le strategie di discretizzazione possibili e quale materiale e geometria usare per rappresentarli al meglio.

Nel quarto capitolo vengono presentate diverse simulazioni di *bird strike*, eseguite tramite il *software* LS-DYNA e utilizzando l'approccio *SPH* per discretizzare i volatili.

Capitolo 1

Il problema del bird strike

Prerequisito fondamentale per parlare dei modelli e dei metodi per lo studio del *bird strike*, per essere in grado di comprendere appieno e simulare il fenomeno, è la discussione dei seguenti punti:

- 1) cosa si intende per *bird strike*;
- 2) parti del velivolo di frequente impatto;
- 3) pericolosità del *bird strike*;
- 4) aree e fasi del volo di frequente impatto;
- 5) specie di volatili più pericolose;
- 6) storia del *bird strike*;
- 7) il *bird strike* in Italia;
- 8) strategie di prevenzione e controllo del *bird strike*.

1.1 Cosa si intende per *bird strike*

In ambito aeronautico, con il termine *bird strike* si intende l'impatto tra un volatile (o più di uno) e una qualche parte di un velivolo. Altri termini comunemente usati per indicare il fenomeno sono *bird ingestion*, nel caso la struttura impattata sia il motore, *bird hit* oppure *bird aircraft strike hazard* (BASH). In termini più generali, il *bird strike* è un caso particolare di *wildlife strike*, termine con il quale ci si riferisce al fenomeno di impatto tra un generico animale e un velivolo. Infatti, contrariamente a quanto si possa pensare, anche animali non in grado di volare possono rappresentare un possibile pericolo di collisione per un aeromobile, o a terra in aeroporto, oppure durante le fasi di decollo, di atterraggio e di rullaggio.

1.2 Parti del velivolo di frequente impatto

La parte dell'aeromobile maggiormente soggetta all'urto di volatili è la zona anteriore, questo perché, viste le grandi velocità cui viaggia generalmente un aereo, è estremamente difficile che un uccello riesca a colpirlo lateralmente nella fusoliera oppure superiormente

o inferiormente. Il volatile dovrebbe possedere una velocità molto più elevata per essere in grado di impattare in tali punti e dovrebbe anche essere in grado di attraversare le zone vorticoshe che si creano dopo il bordo di uscita delle ali. Nello specifico, in base a quanto appena detto, le zone maggiormente soggette ad impatti sono le seguenti:

- il muso dell'aereo;
- il parabrezza;
- i bordi di attacco delle ali;
- i motori
- i carrelli (durante le fasi di decollo e atterraggio)

Da citare tra le parti sovente soggette a collisione vi sono anche l'impennaggio verticale di coda e lo stabilizzatore orizzontale; queste zone d'impatto sono meno frequenti per il semplice fatto che sono "parzialmente nascoste" dal resto del velivolo durante il volo. In figura 1.1 è riportata l'ammaccatura sul muso di un velivolo causata dall'impatto con un uccello.



*Figura 1.1: effetto dell'impatto tra un volatile e il muso di un aereo.
[“Bird strike leaves hole in United jet at Denver International Airport” (2012).*

www.denverpost.com]

1.3. Pericolosità del *bird strike*

L'urto può causare danni di entità diversa, in base a diversi fattori:

- al tipo di volatile;

- al numero di volatili impattanti;
- al punto di impatto;
- alla velocità della collisione.

In alcuni casi l’impatto può risultare totalmente innocuo, con conseguenze solo sullo strato superficiale di vernice dell’aeromobile; tuttavia, sfortunatamente, questa non è l’unica evenienza possibile. Si possono verificare danneggiamenti di piccola entità, che non vanno a inficiare la sicurezza del volo, come ad esempio leggere ammaccature, ma l’impatto può provocare anche dei seri danneggiamenti all’aeromobile, *failure* di vere e proprie componenti del velivolo, mettendo a rischio il corretto funzionamento dello stesso, la sicurezza del volo e quella di tutte le persone a bordo ed è per questo motivo che quello del *bird strike* è un problema di notevole importanza in aeronautica.

Tra le varie zone precedentemente elencate che hanno la maggior probabilità di essere colpite, l’area d’urto più pericolosa è sicuramente quella dei motori. Nei motori *turbofan*, se con l’impatto una o più palette della ventola si rompono, possono andare a danneggiare gli stadi del compressore, la camera di combustione e anche gli stadi della turbina, comportando l’avarìa del propulsore e mettendo a rischio la sicurezza del volo. È vero che tutti gli aerei sono progettati per riuscire a volare anche con un solo motore; tuttavia, se si verifica il *failure* di un motore i piloti devono riportare il velivolo a terra il più presto possibile, per evitare danni ed effetti peggiori. In figura 1.2 viene riportata la foto di un *turbofan* privo di una palette, a causa dell’ingestione di un uccello.



Figura 1.2: *failure* di alcune pale di un turbofan dopo un impatto. [www.faa.gov]

Tra le varie zone più pericolose, non bisogna sminuire nemmeno la pericolosità di un urto contro il parabrezza della cabina di pilotaggio, perché in caso di rottura vi possono essere conseguenze gravi per la sicurezza dei piloti. In figura 1.3 è riportato l'effetto di un urto intenso tra il parabrezza di un aeromobile e un volatile di medie/grandi dimensioni.



*Figura 1.3: effetto dell'impatto tra un volatile e il parabrezza di un aereo.
[“Bird strikes on planes lead to call for wildlife cull” (2021). www.thestar.com]*

1.4. Aree e fasi del volo di frequente impatto

Generalmente, è stato dimostrato statisticamente che il numero di impatti con volatili diminuisce all'aumentare dell'altitudine e non solo, studi hanno dimostrato che sono le zone più vicine agli aeroporti quelle in cui vi è maggior probabilità di incorrere in un *bird strike*. La spiegazione risiede nel fatto che la maggior parte degli uccelli non sono in grado di volare a quote troppo levate e inoltre perché sono attratti dalla presenza di ripari, cibo e acqua. Negli Stati Uniti, ad esempio, il 92% degli impatti si verifica sotto i 920m (3000 piedi).

Per quanto riguarda le fasi del volo in cui si ha la maggior probabilità di incorrere in un urto con volatili, in base a quanto appena detto, risulta chiaro che sono le fasi di decollo e di atterraggio. Negli Stati Uniti, il 97% delle collisioni avviene durante tali fasi.

Il fatto che le aree e le fasi di frequente impatto siano quelle sopra descritte ha vantaggi e svantaggi. Alle basse altitudini e durante tali fasi, le velocità sono molto inferiori a quelle di crociera, perciò i danni sono sicuramente minori rispetto al caso in cui gli urti si

verificassero alle quote di crociera. Per contro, in caso di danni seri ai motori, gli spazi di manovra, vista la vicinanza al suolo, sono ristretti; perciò, il pericolo di schiantarsi è maggiore.

1.5 Specie volatili più pericolose

Il numero di specie di uccelli conosciute oscilla tra le 9000 e le 10500 e differiscono per forme, dimensioni, struttura organica, apertura alare e peso. Diversi ricercatori, nel corso degli anni, tramite approfondite analisi statistiche, hanno dimostrato che le specie di volatili riconducibili al *bird strike* sono circa 3000. Tra queste, quelle che costituiscono la maggior casistica sono le seguenti sette:

- oca canadese;
- aquila;
- tacchino selvatico;
- avvoltoi;
- pellicani;
- cormorani;
- gru.

1.6. Storia del *bird strike*

Quello del *bird strike* è un fenomeno che interessa sia l'aviazione civile sia quella militare. Tutti i casi di impatto tra un volatile e un velivolo civile/militare sono riportati nel *National Wildlife Strike Database*.

Il primo incidente tra un volatile e un velivolo risale al 1905 in Ohio (U.S.A.) e vide protagonista il pioniere Orville Wright; in uno dei suoi primi voli in circolo disse di essere stato colpito da uno stormo di uccelli, senza gravi conseguenze.

Nel 1911, il pilota francese Eugene Gilbert, durante una gara d'aviazione da Parigi a Madrid, venne attaccato da un'aquila mentre passava sopra i Pirenei con il suo Bleriot XI (aereo dalla "cabina aperta"), e solo sparandole riuscì ad evitare il peggio.

Il primo incidente mortale causato dal *bird strike* risale al 1912, quando il pioniere dell'aviazione Cal Rodgers (primo a effettuare un volo transcontinentale negli Stati Uniti, l'anno prima) morì in California in seguito all'impatto del suo aereo con un gabbiano; la

collisione provocò la rottura di alcuni cavi fondamentali per il controllo del velivolo, che incontrollabile si schiantò al suolo poco dopo.

Con l'aumento del traffico aereo e con la nascita degli aerei a turboelica, il problema è decisamente peggiorato negli anni a seguire, nel senso che sia il numero di impatti, sia le loro conseguenze sono notevolmente aumentati.

Il peggior incidente aereo per numero di decessi, connessi al *bird strike*, risale al 4 ottobre del 1960, quando un Lockheed L-188 Electra (rappresentato in figura 1.4), durante la fase di decollo da Boston, volò contro uno stormo di storni che danneggiarono tutti e 4 i motori turboelica; il velivolo, poco dopo, si schiantò nel porto di Boston e 62 persone su 72 passeggeri totali morirono. Da quell'incidente, la *Federal Aviation Administration* (FAA) cominciò a lavorare su alcune regolamentazioni per i motori, con l'obiettivo di ridurre il rischio di danni catastrofici causati da impatti con uccelli.



Figura 1.4: Lockheed L-188 Electra.

[Lockheed L-188 Electra - Wikipedia]

Tra i più famosi incidenti aerei dovuti al *bird strike*, successivi a quello del 1960, sono da citare i seguenti:

- Nel 1988, un aereo della compagnia *Etiopian Airlines* risucchiò alcuni piccioni dentro entrambi i motori durante la fase di decollo e successivamente si schiantò, provocando la morte di tutti e 35 i passeggeri;

- Nel 1995 un Falcon Dassault 20 (jet privato) si schiantò all'aeroporto di Parigi, uccidendo tutte e 10 le persone a bordo, nel tentativo di effettuare un atterraggio d'emergenza dopo che alcuni pavoni finirono dentro un motore, causandone l'avaria e un incendio fin dentro la fusoliera;
- Sempre nel 1995, un Boeing E-3 Sentry delle forze speciali americane (aereo radar) precipitò subito dopo il decollo da una base in Alaska. Il velivolo perse potenza in entrambi i motori dopo l'impatto con alcune oche canadesi, proprio durante la salita; si schiantò a circa 3 km dalla pista e morirono tutti e 24 i membri dell'equipaggio;
- Nel 2004 un Boeing 737-400 della KLM subì l'impatto tra il carrello d'atterraggio e un volatile durante il decollo dall'aeroporto di Amsterdam. Vista l'assenza di segnali d'emergenza in cabina, il volo continuò normalmente verso la sua destinazione; tuttavia, dopo il *touch down* all'aeroporto di Barcellona, il velivolo cominciò a deviare verso sinistra e nonostante i tentativi dei piloti di raddrizzare l'aereo, questo uscì di pista fino a una zona sabbiosa dove si arrestò. Tutte le persone a bordo fortunatamente si salvarono, però l'aereo, in pessime condizioni, fu tolto dal servizio;
- Nel 2008 un volo Ryanair da Francoforte a Roma fu costretto ad effettuare un atterraggio d'emergenza all'Aeroporto di Ciampino dopo impatti multipli con uccelli che causarono l'avaria di entrambi i motori. Dopo che le ruote toccarono terra, una parte del carrello d'atterraggio si ruppe e l'aereo scivolò per qualche decina di metri lungo la pista, fino a fermarsi. Tutti i passeggeri e l'equipaggio furono evacuati sani e salvi;
- Nel 2009, negli Stati Uniti, un falco colpì un elicottero proprio sopra il parabrezza. L'impatto attivò il sistema di soppressione incendi del motore, questo perse potenza e il velivolo si schiantò al suolo. Otto delle nove persone a bordo morirono nello schianto;
- Sempre nel 2009, il famoso volo 1549 della US Airways fu costretto ad effettuare un ammaraggio nel fiume Hudson (a New York) dopo che durante il decollo dall'aeroporto Laganuardia uno stormo di oche impattò sui motori, causandone l'avaria. Tutti i 150 passeggeri e i 5 membri dell'equipaggio riuscirono ad evacuare

praticamente incolumi l'aereo dopo il perfetto ammaraggio. Una foto reale che ritrae il momento dell'evacuazione dell'aereo è riportata in figura 1.5;



*Figura 1.5: evacuazione del volo US Airways dopo l'ammarraggio nell'Hudson.
[Volo US Airways 1549 - Wikipedia]*

- Nel 2019 un Airbus A321 in volo da Mosca (Russia) alla Crimea subì un *bird strike* dopo il decollo e si schiantò a circa 5 km dalla pista. Non vi furono morti, ma solo feriti gravi.

Dagli inizi del Novecento ad oggi, si stima che gli scontri con gli uccelli abbiano distrutto circa 500 aerei tra aviazione civile e militare, provocato circa un centinaio di incidenti mortali e che siano decedute circa 350 persone in campo militare e circa 250 persone in ambito civile.

Secondo la *Federal Aviation Administration* (FAA), negli Stati Uniti, ogni anno si verificano circa 36 000 impatti con volatili e, sempre ogni anno, questo fenomeno costa circa 400 milioni di dollari, tra costi di prevenzione e controllo, spese di manutenzione (per riparare i velivoli danneggiati) e spese causate da ritardi sui voli o da atterraggi di emergenza. Nel Regno Unito invece, si stima che ogni anno le spese causate dal *bird strike* superino il miliardo di sterline, più precisamente si attestano intorno a 1.2 miliardi di sterline.

1.7. Il *bird strike* in Italia

In Italia sono state osservate 549 specie diverse di uccelli, si tratta del paese europeo con il maggior numero di specie di volatili e per questo si può dire che il rischio è maggiore rispetto agli altri paesi del continente europeo. I seguenti motivi geografici ed ecologici sono alla base di una così elevata biodiversità:

- l'Italia costituisce un ponte tra Europa ed Africa, per questo motivo è una tappa cruciale per molte specie migratrici;
- l'Italia, a differenza di molti altri paesi, è estremamente ricca di habitat naturali che tanto piacciono agli uccelli (e agli animali in generale), come fiumi, laghi, paludi, catene montuose, coste, isole ecc....

L'ente nazionale che si occupa del *bird strike* in Italia è l'Ente Nazionale dell'Aviazione Civile (ENAC), e più in particolare il suo gruppo di lavoro denominato *Birdstrike Committee Italy* (BSCI).

Il BSCI è stato fondato nel 1987, è stato riconosciuto nel 1993 come Commissione Tecnica del Ministero Dei Trasporti, ricostituito nel 2001 in ambito ENAC e nel 2006 è diventato un suo gruppo di lavoro operativo. La commissione è composta da 13 membri, 12 dei quali sono professionisti che si occupano di sicurezza della navigazione aerea (piloti, controllori di volo, militari, gestori aeroportuali, operatori, *authorities*), mentre il tredicesimo seggio è occupato da un ornitologo esperto.

Attorno al problema del *bird strike* si sono sviluppate, a livello internazionale, molte normative sul come monitorare le varie situazioni, come raccogliere dati, come prevenire e controllare il problema. Dal punto di vista normativo l'Italia deve adeguarsi agli standard dell'Organizzazione Internazionale dell'Aviazione Civile (ICAO) e ai regolamenti imposti dall'Agenzia Europea per la Sicurezza Aerea (EASA).

Il BSCI, in questo senso, ha i seguenti compiti:

- raccogliere, elaborare e inviare all' ICAO le statistiche nazionali sul *bird strike*;
- controllare l'attuazione delle normative vigenti;
- supportare i gestori aeroportuali con corsi di formazione, visite mirate e azioni di sensibilizzazione, coinvolgendo anche gli enti territoriali.

Il compito e le responsabilità per l'individuazione e la messa in atto delle strategie di riduzione del rischio restano comunque in capo ai vari gestori degli aeroporti.

Per quanto riguarda le statistiche nazionali sul *bird strike*, ogni anno nel sito ufficiale dell'ENAC viene riportato un resoconto dettagliato sugli eventi di collisione, per ciascun aeroporto italiano, verificatesi circa un paio d'anni prima [1].

Per quanto riguarda il numero totale di impatti verificatisi in Italia dal 2002 al 2020, divisi per impatti avvenuti sotto i 300 ft (ambito aeroportuale), impatti avvenuti sopra i 300 ft, collisioni non ben specificate, collisioni che hanno prodotto danni, impatti multipli, impatti con ingestione nei motori e impatti che hanno causato effetti sul volo (ritardo, atterraggio precauzionale, decollo abortito, ecc...) sono riportati in tabella 1.1 e nelle figure 1.6 e 1.7.

| Anno | Numero impatti | <300ft | >300ft | senza specifica | con danni | multipli | con ingestione | con EOF |
|-------------|-----------------------|------------------|------------------|------------------------|------------------|-----------------|-----------------------|----------------|
| 2002 | 348 | 302 | 46 | 299 | 5 | 34 | 5 | 5 |
| 2003 | 342 | 267 | 75 | 278 | 12 | 35 | 10 | 7 |
| 2004 | 317 | 263 | 54 | 232 | 14 | 47 | 9 | 15 |
| 2005 | 573 | 456 | 117 | 499 | 11 | 36 | 12 | 15 |
| 2006 | 581 | 431 | 150 | 499 | 14 | 50 | 20 | 26 |
| 2007 | 671 | 509 | 162 | 583 | 20 | 58 | 18 | 20 |
| 2008 | 857 | 646 | 211 | 727 | 28 | 78 | 26 | 33 |
| 2009 | 858 | 628 | 230 | 713 | 31 | 102 | 28 | 21 |
| 2010 | 942 | 733 | 209 | 774 | 25 | 124 | 23 | 24 |
| 2011 | 882 | 803 | 79 | 695 | 37 | 143 | 17 | 26 |
| 2012 | 1048 | 960 | 88 | 873 | 46 | 121 | 37 | 30 |
| 2013 | 1096 | 982 | 114 | 887 | 25 | 179 | 13 | 22 |
| 2014 | 1084 | 961 | 123 | 938 | 26 | 121 | 8 | 12 |
| 2015 | 1299 | 940 | 359 | 1128 | 51 | 98 | 24 | 39 |
| 2016 | 1313 | 998 | 315 | 1146 | 57 | 97 | 41 | 56 |
| 2017 | 2034 | 1730 | 304 | 1773 | 37 | 132 | 95 | 33 |
| 2018 | 1770 | 1484 | 286 | 1519 | 53 | 102 | 121 | 46 |
| 2019 | 2095 | 1761 | 334 | 1811 | 209 | 117 | 116 | 80 |
| 2020 | 860 | 766 | 94 | 728 | 25 | 54 | 55 | 36 |

Tabella 1.1: bird strike registrati in Italia e loro tipologia dal 2002 a 2020. [1]

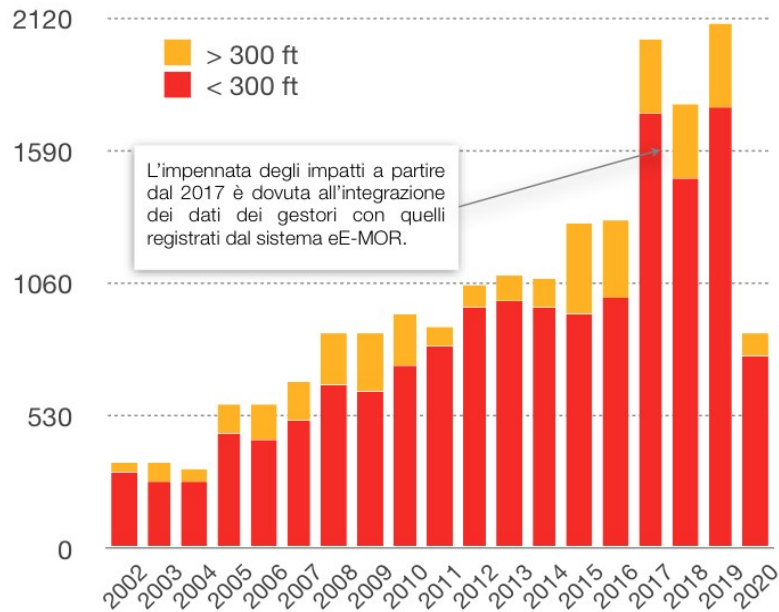


Figura 1.6: istogramma del numero di impatti in Italia e loro altitudine negli anni. [1]

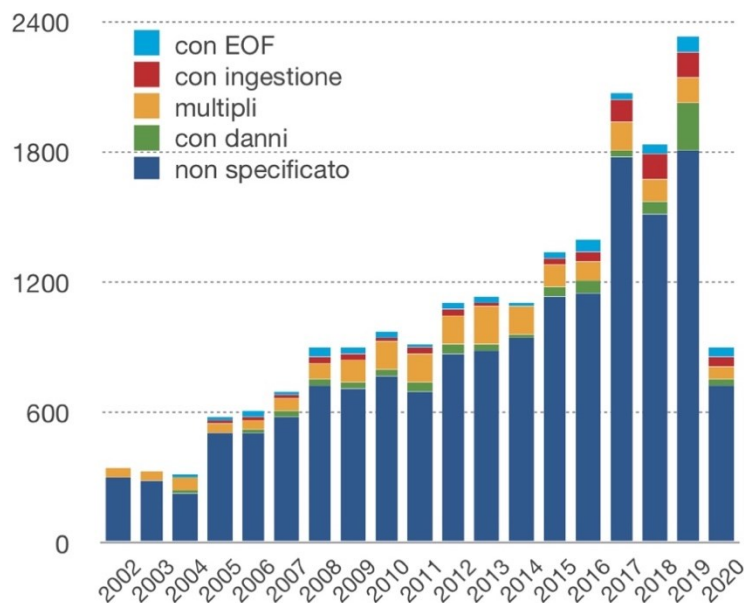


Figura 1.7: istogramma del numero di impatti in Italia e loro tipologia negli anni. [1]

Escludendo le statistiche relative al 2020, in cui la pandemia da Covid-19 ha costretto moltissimi aerei a terra per mesi e il traffico aereo ha subito un calo generale pari al -72.5% negli aeroporti italiani, dai dati appare chiaro che il numero di eventi di *bird strike* sono in

costante aumento; si passa dai 348 impatti avvenuti nel 2002 ai 2095 impatti dell'anno 2019. Questo costante aumento è dovuto principalmente a tre motivi:

- il numero di volatili è in costante crescita;
- il numero di voli aumenta di anno in anno, per le sempre maggiori richieste del mercato dell'aviazione;
- sempre crescente attività di *monitoring*, grazie anche all'avanzamento tecnologico.

Per quanto riguarda le aree di impatto, dal 2002 al 2020 circa l'82% degli impatti si è verificato al di sotto dei 300 ft di quota, ovvero nei pressi degli aeroporti, e i motivi sono già stati precedentemente spiegati in sezione 1.4.

Da un punto di vista della pericolosità, la percentuale degli impatti significativi rispetto alla totalità delle collisioni è piuttosto bassa e, considerando anche le annate peggiori, non supera mai il 15%; in altre parole, circa il 15% degli eventi di *bird strike* causano danni significativi.

Il numero di impatti totali non ci fornisce informazioni riguardanti la probabilità di incorrere in un *bird strike* quando si prende un aereo. Per avere tale dato statistico, si può calcolare il rateo medio annuale sul territorio italiano, eseguendo un semplice rapporto tra il numero totale d'impatti verificatosi nell'anno in esame e il numero di movimenti. I risultati dal 2010 al 2020 sono riportati in tabella 1.2.

| | 2010 | 2011 | 2012 | 2013 | 2014 | 2015 | 2016 | 2017 | 2018 | 2019 | 2020 |
|-------------------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|------|
| Rateo Tot. | 5.64 | 5.15 | 6.44 | 7.39 | 7.33 | 8.63 | 8.63 | 13.1 | 11.0 | 12.6 | 12.1 |

Tabella 1.2: indice di rischio medio annuale dal 2010 al 2020. [1]

La probabilità di incorrere in un fenomeno di collisione con un volatile è più che raddoppiata negli ultimi dieci anni, per i motivi precedentemente spiegati. Il risultato appena enunciato è la perfetta giustificazione del perché, negli ultimi anni, si investono sempre maggiori fondi per la prevenzione e per il controllo del fenomeno.

Nei report annuali dell'ENAC si possono leggere anche molte altre informazioni riguardanti il *bird strike* in Italia:

- fasi di volo maggiormente interessate dagli impatti;

- parti dell'aereo coinvolte;
- stagionalità degli eventi;
- orario degli eventi;
- specie maggiormente impattate;
- sistemi di dissuasione utilizzati;
- confronto con altri paesi.

Nel 2020 in Italia, le fasi di volo maggiormente interessate dagli impatti sono state l'atterraggio con il 49.6% dei casi, la fase di decollo con 36.4% e l'avvicinamento con il 11% dei casi.

Per quanto riguarda le parti dell'aereo più frequentemente coinvolte, in figura 1.8 è riportato un istogramma che specifica, per l'anno 2020, il numero di impatti per ciascuna componente esterna di un velivolo, dividendo tra il numero di casi in cui si è verificato danneggiamento e quelli in cui invece non si sono verificati danni.

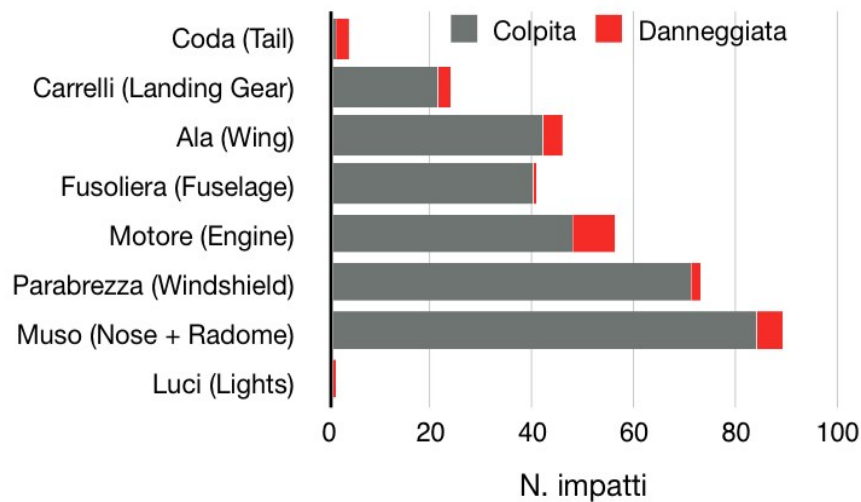


Figura 1.8: numero di impatti per ogni componente del velivolo, anno 2020, Italia. [1]

Il muso e il parabrezza risultano senza dubbio le componenti degli aerei che sono state maggiormente colpite da volatili durante il 2020, mentre la coda è quella che è stata meno colpita dagli uccelli, e tali dati sono in accordo con le statistiche degli anni precedenti. Il motore in genere subisce più danni (16.7% dei casi d'impatto), insieme all'ala (9.5% dei casi d'impatto).

Per quanto riguarda la stagionalità degli impatti, in generale si può asserire che i mesi da luglio a settembre sono quelli con il numero più alto di collisioni, questo perché durante l'estate la presenza di uccelli aumenta sensibilmente con l'involto delle nuove covate, inesperte.

Per quanto concerne l'orario preferenziale degli impatti, la massima incidenza di *bird strike* si registra nelle prime ore del giorno, con un picco alle 8:00 del mattino, momento della giornata di massima attività per gli uccelli selvatici. In figura 1.9 è riportato il numero di impatti per fascia oraria calcolato mediamente nel 2020.

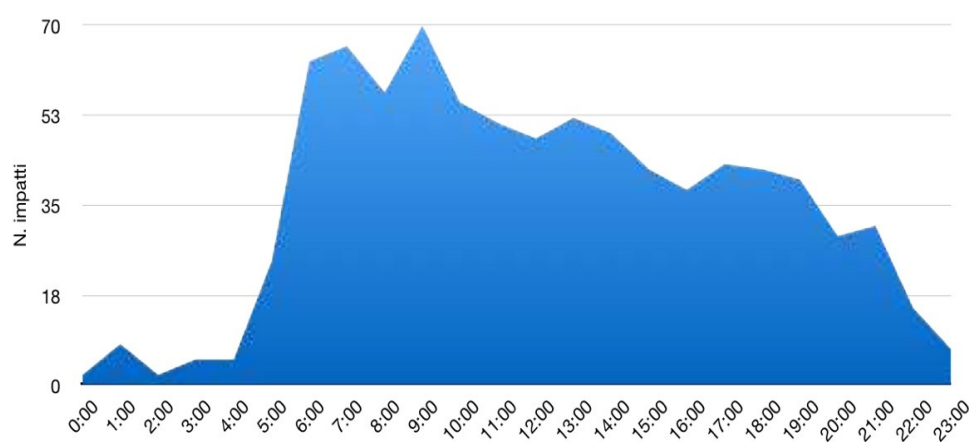


Figura 1.9: frequenza degli impatti per fascia oraria, anno 2020, Italia. [1]

I sistemi di dissuasione più utilizzati dagli aeroporti italiani risultano essere i dispositivi acustici e visivi, associati all'adozione della politica dell'erba alta.

Per quanto riguarda le specie maggiormente impattate in Italia, dai dati statistici emerge che le specie maggiormente coinvolte sono:

- il gheppio;
- il gabbiano;
- il rondone/rondine
- il piccione.

In merito a questo tema occorre tuttavia specificare che in molti casi non è possibile identificare con precisione la specie impattata. causa mancanza della carcassa; infatti, circa il 41% delle segnalazioni non presenta l'identificazione della specie impattata.

Se si confronta la situazione generale italiana con quella di altri Stati membri dell'ICAO, che presentano similitudini in termini di habitat e di specie di uccelli con l'Italia, si può notare sostanzialmente un andamento simile dei dati raccolti.

Come precedentemente detto, nei report dell'ENAC vengono riportati anche i dati statistici per ciascun aeroporto italiano; L'aeroporto più importante del Veneto (e uno dei più importanti d'Italia) è l'aeroporto Marco Polo di Venezia-Tessera e vale la pena riportarne alcuni dati statistici, per capire soprattutto come le varie statistiche variano anche all'interno degli stessi territori nazionali.

L'aeroporto di Venezia-Tessera dista 13 km dal centro di Venezia ed è confinante con la laguna veneta (si veda la figura 1.10), culla di un vasto numero di specie animali, e ciò farebbe pensare l'aeroporto come uno dei più propensi a fenomeni di impatto con volatili, condizione che in realtà non si verifica.



Figura 1.10: vista dall'alto dell'aeroporto Marco Polo di Venezia-Tessera.

[Aeroporto di Venezia-Marco Polo - Wikipedia]

Nel 2020 l'aeroporto ha documentato 34265 movimenti con 34 impatti con volatili (più 2 con altra fauna selvatica). Il rateo medio annuale, riferito al 2020, risulta allora piuttosto basso (sotto la media nazionale) e questo risulta in linea con gli anni precedenti, come riportato in figura 1.11.

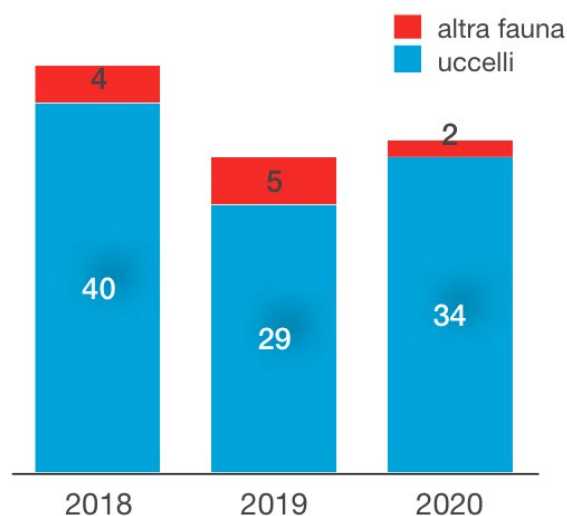


Figura 1.11: wildlife strike per l'aeroporto di Venezia dal 2018 al 2020. [1]

Il motivo per cui l'indice di rischio è sotto la media nazionale è da ricercare principalmente nelle ottime strategie di prevenzione e controllo che l'aeroporto applica.

Per quanto riguarda le specie impattate, visto che si stima una presenza annuale di circa 150000 piccioni e di circa 55000 gabbiani nella zona di Venezia, questi sono gli uccelli protagonisti della maggior parte degli impatti, assieme al gheppio e al colombaccio.

1.8 Strategie di prevenzione e controllo del *bird strike*

Come precedentemente accennato, sin dai primi incidenti aerei dovuti alla collisione tra un volatile e un velivolo si sono sviluppate normative con strategie di prevenzione e controllo del problema, metodologie che sono state ovviamente modificate e migliorate negli anni, rispetto agli inizi del secolo scorso.

L'ICAO è l'ente che, a livello mondiale, si occupa dello sviluppo di normative per la prevenzione e il controllo del *bird strike*, l'EASA è l'ente di riferimento a livello europeo. Questi enti fanno le regole e controllano che vengano rispettate (tramite *report* di enti locali), tuttavia la gestione del fenomeno è decisamente complessa e vede il coinvolgimento di tutti i soggetti presenti in aeroporto, a partire dalla società che gestisce l'aerodromo.

Gli obiettivi fondamentali di tutte le strategie per il *bird strike* sono 2:

- rendere il più ostili possibile agli uccelli tutte le zone dell'aeroporto, in modo da ridurre al minimo il rischio d'impatto;
- ridurre al minimo il rischio che un impatto metta a rischio la sicurezza del volo, e quindi dei passeggeri.

Le strategie/metodologie di prevenzione e controllo del bird strike si possono riassumere nelle seguenti:

- il *reporting*;
- il monitoraggio;
- le procedure di *risk assesment*;
- la *bird control unit (BCU)*.
- la gestione ambientale dell'aeroporto.
- i sistemi di dissuasione diretta;
- la sensibilizzazione e la formazione;
- la verifica e la valutazione dei risultati ottenuti;
- test sul *bird strike*;
- simulazione del *bird strike*;

Queste strategie necessitano di essere analizzate singolarmente.

1.8.1 Il *reporting*

Secondo le normative vigenti, chiunque sia spettatore di un evento di *bird strike* deve documentare l'accaduto compilando, nel modo più dettagliato possibile, un modulo prestampato, il cosiddetto BSRF. Tali report devono essere inviati a tutte le organizzazioni che si occupano di questo tipo di problemi:

- l'Ente Nazionale per l'Aviazione Civile (ENAC);
- il *Birdstrike Committee Italy (BSCI)*;
- la società di gestione dell'aeroporto interessato.

Nel caso in cui l'impatto veda protagonisti un velivolo militare oppure un velivolo civile in una zona aeroportuale militare libera al traffico di aerei civili, tale modulo dev'essere spedito anche all'autorità militare competente.

Il *reporting* costituisce una delle strategie più importanti per prevenire e controllare il *bird strike*, in quanto permette di rendere noti, alle autorità competenti, i dati statistici sui quali molte decisioni vengono prese.

1.8.2 Il monitoraggio

In base alle normative vigenti, il personale addetto alla *Bird Control Unit* (BCU) ha il compito di effettuare almeno quattro ispezioni di pista durante una giornata, per monitorare la presenza di volatili; inoltre, ad ogni ispezione dev'essere compilato un modulo prestampato specifico. Il personale addetto alla BCU è l'unico che può eseguire l'operazione di monitoraggio, in quanto è l'unico ad essere addestrato per tale attività attraverso specifici corsi di formazione.

Tale operazione permette di ottenere un quadro completo della situazione e informazioni molto attendibili, in questo modo al termine dell'anno è possibile stilare un prospetto (molto preciso) della situazione ornitica nella zona aeroportuale di interesse, prospetto fondamentale per scegliere le strategie anti-volatili nel modo più logico possibile.

1.8.3 Le procedure di *risk assessment*

Secondo le normative vigenti, le varie società di gestione aeroportuali hanno il compito di indagare sui rischi connessi al fenomeno del *bird strike* nel loro aeroporto di competenza, e compilare annualmente un documento denominato "*protocol for bird strike risk assessment at airports*", da inviare al BSCI.

Per effettuare un'indagine completa sui rischi bisogna seguire i seguenti quattro step:

- 1) identificazione del rischio;
- 2) stima del rischio;
- 3) quantificazione del rischio;
- 4) gestione del rischio.

Il primo step consiste nell'individuazione delle varie tipologie di rischio e delle varie circostanze in cui può causare danni più o meno gravi.

Il secondo step consiste nello stimare la gravità dei danni derivanti da ogni occorrenza e nel valutare la probabilità di realizzarsi di ciascun evento; nelle normative vi sono formule matematiche e tabelle per eseguire queste valutazioni, in base al tipo di rischio.

Il terzo step consiste nel calcolare una stima di ogni rischio combinando tra loro i livelli di probabilità e i livelli di gravità di un potenziale incidente.

Il quarto step consiste nel prendere decisioni di intervento per ridurre i rischi; nel prendere le decisioni devono sempre essere tenuti in considerazione i seguenti fattori:

- i costi, soprattutto in relazione con i benefici;

- la possibilità di messa in atto delle misure;
- la combinazione delle varie procedure.

1.8.4 La *Bird Control Unit* (BCU)

Secondo le normative vigenti, ogni società di gestione in ogni aeroporto deve formare un'unità per il controllo e l'allontanamento dei volatili, denominata *Bird Control Unit* (BCU). La BCU non ha il solo compito del monitoraggio, come precedentemente accennato, ma è quell'unità che si deve occupare a 360 gradi delle strategie di prevenzione e controllo nell'aeroporto di competenza.

1.8.5 La gestione ambientale dell'aeroporto

Secondo le normative vigenti, da un punto di vista ambientale gli aeroporti devono rispettare diverse regole atte a rendere la zona aeroportuale più ostile possibile ai volatili; infatti, se l'aeroporto viene reso un habitat ostile alla presenza degli uccelli, le probabilità di incorrere in collisioni cala drasticamente.

La presenza di specie animali in aeroporto è attirata dai seguenti fattori:

- esistenza di fonti di cibo e acqua
- esistenza di rifugi e posti dove nidificare (edifici e hangar)
- esistenza di posatoi sicuri (segnaletica di bordo pista, aerei, edifici, erba di bordo pista, antenne)

Risulta chiaro allora che tali fattori, quando non è possibile eliminarli, devono essere gestiti in modo mirato per ottenere una diminuzione della presenza di volatili.

Le regole che i vari aeroporti devono rispettare da un punto di vista ambientale si possono ricondurre alle seguenti quattro categorie:

- regole di gestione delle coltivazioni e del verde;
- regole di gestione dei rifiuti organici;
- regole di gestione delle acque;
- regole di gestione dei manufatti e degli edifici.

Si considerino le regole inerenti alla gestione delle coltivazioni e del verde. Tutte le zone verdi interne all'aeroporto non devono essere coltivate con colture che possano costituire una fonte di alimentazione e/o una zona di sosta gradite ai volatili. Sono vietate, nelle zone aeroportuali:

- coltivazioni arboree (filari arborei e/o alberi singoli);
- i frutteti;
- gli oliveti;
- le colture di cereali;
- le palme;
- le siepi.

Allora, le aree verdi aeroportuali possono essere esclusivamente coltivate con:

- l'erba medica;
- il prato naturale (scelta preferita).

Per quanto appena detto, la presenza del prato naturale in praticamente tutti gli aeroporti non è una scelta estetica minimalista, ma una regola imposta dalle normative per prevenire e controllare il problema del *bird strike*. Anche la cura delle aree verdi non è esente da regole. Le normative prevedono i seguenti accorgimenti:

- Sfalcio veloce e notturno: poiché è risaputo che lo sfalcio d'erba e l'aratura dei terreni generalmente smuove insetti e invertebrati (ad esempio i lombrichi) che attraggono rondini, rondoni e altre specie di volatili, ogni lavoro agricolo riguardante le aree verdi aeroportuali deve essere svolto da agronomi specializzati, nel minor tempo possibile e preferibilmente nelle ore notturne, quando la maggior parte dei volatili tende a non essere attiva;
- La politica dell'erba alta: il manto erboso deve essere mantenuto ad un'altezza media compresa tra i 20 e i 35 centimetri (tenendo conto dell'eventuale pericolo di incendio) perché, contrariamente a quanto si può pensare, studi naturalistici specifici hanno dimostrato che l'erba alta è un deterrente per i volatili che intendono posarvisi o cercare cibo; ad esempio, in Inghilterra, negli ultimi anni si è arrivati a una riduzione della presenza di uccelli negli aeroporti di circa due terzi con la messa in pratica di tale strategia, e vista l'efficacia che sta riscontrando, tale politica sta entrando a far parte delle normative di sicurezza di praticamente tutti gli aeroporti più importanti al mondo.

Si considerino le regole inerenti alla gestione dei rifiuti organici. Visto che molti uccelli, soprattutto le cornacchie, i gabbiani e gli storni, tendono a nutrirsi di resti alimentari lasciati dalle persone, tutti i rifiuti organici non devono essere in alcun modo accessibili ai volatili.

In altre parole, nella zona aeroportuale e nelle zone limitrofe, non possono non solo esserci discariche, tantomeno esserci in luoghi aperti cassonetti dell'immondizia per i rifiuti organici.

Si considerino le regole inerenti alla gestione delle acque. Poiché è stato dimostrato, attraverso studi naturalistici, che i volatili prediligono le acque dolci rispetto a quelle salmastre (mare, laguna) per bere e per lavarsi, nelle piste e nelle aree limitrofe non devono esservi:

- acque reflue;
- ristagni di acqua piovana.

Per impedire tali formazioni, è necessario che:

- le acque reflue siano tombate oppure siano fatte scorrere in condotti non accessibili agli uccelli;
- vi siano meccanismi idraulici adatti a prevenire i ristagni di acqua piovana oppure adatti ad eliminarli, nel momento esatto in cui si formano.

Si considerino le regole per la gestione dei manufatti e degli edifici. È risaputo che molti volatili tendono a nidificare quando trovano rientranze sicure oppure ad appoggiarsi nei bordi delle finestre, sui tetti degli edifici, sui lampioni e sulla segnaletica. Negli aeroporti queste possibilità devono essere ridotte al minimo. Per ridurre la presenza di questi siti che attraggono i volatili, è necessario che:

- i buchi e le finestre degli edifici e degli hangar siano protetti da reti metalliche;
- i bordi delle finestre, quelli dei tetti degli edifici, la segnaletica a bordo pista e tutte le antenne siano protetti con dissuasori di appoggio dotati di punte.

In casi eccezionali, previa approvazione da parte degli enti nazionali, le normative prevedono di poter ricorrere anche all'utilizzo di prodotti farmacologici per limitare le nascite, da disperdere nelle zone preferite dai volatili.

1.8.6 I sistemi di dissuasione diretta

Secondo le normative vigenti, gli aeroporti possono essere dotati uno o più sistemi di dissuasione diretta di volatili. In questo caso, non sono le normative a imporre quanti e quali di questi mezzi di disturbo gli aeroporti devono avere, ma è la BCU a richiederli, in base ai dati statistici risultanti dall'attività di monitoraggio nell'aeroporto di competenza e dagli eventi di *bird strike* riportati.

I sistemi di si dividono in tre categorie:

- sistemi di dissuasione sonori;
- sistemi di dissuasione visivi;
- falconeria.

In qualche paese, oltre a queste tipologie è ammesso anche l'abbattimento selettivo (tecnica molto limitata per la sua crudeltà e che deve comunque sempre essere autorizzata da enti statali), mentre in alcuni paesi dell'America Settentrionale è frequente l'uso del cane border collie per spaventare i volatili.

1.8.6.1 Sistemi di dissuasione sonori

Con sistemi di dissuasione sonori si intendono quei dispositivi di allontanamento che emettono rumori fastidiosi per i volatili. Sono i più semplici e i più efficaci, per questo motivo sono i più utilizzati (praticamente ogni aeroporto ne possiede almeno un tipo).

Attualmente esistono quattro tipologie di dispositivi di disturbo sonori:

- i cannoni a gas propano;
- i *distress call*;
- petardi e altri artifici pirotecnici;
- ultrasuoni.

I cannoni a gas propano sono dispositivi che generano rumori simili ad esplosioni di forte intensità. Possono essere a ciclo fisso, periodico oppure randomico e solitamente sono computerizzati, collegati a telecamere a circuito chiuso e fissi in varie zone a bordo pista; tuttavia, qualche volta sono mobili, in modo da poter essere spostati dove serve. Poiché studi naturalistici hanno dimostrato che i volatili si abituano in modo abbastanza veloce ai rumori periodici, è consigliabile utilizzare tali dispositivi solamente quando ci sono uccelli in zona, con moderazione ed emettendo rumori randomici. Un esempio di cannone a gas propano è riportato in figura 1.12.



Figura 1.12: cannone a gas propano.

[Mark 4 Propano Cannone, Zon, Suono | Nexles Italia]

I *distress call* sono dispositivi elettronici che riproducono le grida di pericolo, di paura registrate dal vivo di un animale in difficoltà. Tali dispositivi sono connessi a dei potenti altoparlanti e li si trova solitamente montati su veicoli, in modo da poter essere spostati ove necessario in ogni parte dell'aeroporto. Una volta che i suoni vengono riprodotti, inizialmente i volatili tendono ad avvicinarsi per cercare di capire la minaccia, poi si allontanano in modo repentino. Come per i cannoni a gas propano, anche i distress call si utilizzano solo quando vi sono uccelli in zona, in modo da non abituare i volatili al continuo disturbo.

Per quanto riguarda gli artifici pirotecnici e i petardi, si tratta di piccole bombe che esplodendo emettono un rumore molto intenso, spesso accompagnato da luci, fumi e odori che contribuiscono all'allontanamento degli uccelli.

Per quanto riguarda l'ultima tipologia di sistemi di dissuasione sonori, le frequenze ultrasoniche sono i mezzi di allontanamento meno efficaci, questo perché la maggior parte dei volatili recepisce le frequenze sonore esattamente come gli umani.

1.8.6.2 Sistemi di dissuasione visivi

Con sistemi di dissuasione visivi si intendono quei dispositivi di allontanamento basati sulla generazione di immagini di predatori, o laser fastidiosi per i volatili. Fino a qualche anno fa, in alcuni aeroporti si potevano anche trovare grandi palloni con vistosi occhi dipinti. In generale quello che si può dire è che costituiscono una rivisitazione dello

spaventapasseri. Sono meno efficaci rispetto ai sistemi sonori, per questo motivo sono meno utilizzati e stanno cadendo in disuso; oggi sono per lo più oggetti considerati folkloristici, ad eccezione dei sistemi laser. I raggi laser costituiscono ancora un buon sistema di dissuasione diretto per i volatili durante le ore notturne, anche se è efficace solo per il singolo volatile e non per gli stormi; deve essere utilizzato con grande cautela, per evitare di colpire le persone presenti nella zona aeroportuale.

1.8.6.3 Falconeria

Oltre ai sistemi sonori e visivi, un altro sistema di dissuasione possibile (il più antico) è quello utilizzare falchi, o altri rapaci, ovviamente addestrati da falconieri professionisti, per spaventare e quindi allontanare i volatili. Al contrario di quanto si può pensare, studi naturalistici hanno dimostrato che l'utilizzo della falconeria non è sempre efficace, ovvero risulta efficace solamente se vengono rispettate una serie di condizioni:

- la frequenza degli atterraggi e dei decolli non deve essere inferiore ai 10 minuti;
- più specie di rapaci devono essere utilizzate, in modo da spaventare più specie possibili;
- le operazioni devono essere eseguite almeno quattro volte al giorno, tutto l'anno;
- I rapaci devono essere posizionati ogni chilometro di pista;
- l'aeroporto non dev'essere posizionato nelle immediate vicinanze di zone arboree o zone con abbondante presenza di acqua dolce.

In base alle necessità sopra elencate, è chiaro che solo gli aeroporti di piccole dimensioni possono essere adatti all'utilizzo della falconeria come mezzo di dissuasione e che i costi da sostenere per implementarla sono molto elevati.

Inoltre, occorre sottolineare che anche le condizioni meteorologiche limitano l'utilizzo dei rapaci; nelle ore notturne, con vento forte, in caso di pioggia o nebbia oppure quando vi sono temperature molto calde, l'utilizzo della falconeria è praticamente inutile.

In base a quanto detto, visto che tale metodologia anti *bird strike* è efficace solamente in limitate circostanze e risulta assai costosa, non è molto diffusa negli aeroporti civili.

1.8.7 La sensibilizzazione e la formazione

Secondo le normative vigenti, il gestore dell'aeroporto deve formare e sensibilizzare tutti gli operatori aeroportuali e terzi sui rischi dovuti alla presenza dei volatili. I regolamenti impongono che tale sensibilizzazione dev'essere attuata tramite le seguenti metodologie:

- corsi di formazione periodici per il personale;
- incontri di formazione naturalistica e ornitologica;
- seminari su eventi di *bird strike*;
- utilizzo di cartelloni e poster specifici.

1.8.8 La verifica dei risultati ottenuti

Secondo le normative vigenti, tutte le strategie di prevenzione e controllo utilizzate negli aeroporti devono essere periodicamente controllate in modo da valutarne costantemente l'efficacia. Le schede di monitoraggio, in questo senso, sono uno strumento indispensabile per analizzare i risultati.

Nel caso in cui dai dati statistici emerga che le strategie non stiano funzionando come si immaginava e si voleva, i membri della BCU devono ricorrere a strategie alternative a quelle messe in atto o all'intensificazione delle stesse, sempre tenendo ben presente il *budget* economico a disposizione.

1.8.9 Test sul *bird strike*

Secondo le normative vigenti, per garantire la sicurezza dei voli, degli equipaggi e dei passeggeri nel caso cui si verifichi un evento di *bird strike*, gli aerei devono rispettare alcuni requisiti di sicurezza, da valutare attraverso approfondite e costose campagne di *testing*. In altre parole, prima che un aereo si possa dichiarare pronto al volo, deve superare alcuni test di impatto, in accordo con le regolamentazioni imposte dalla ICAO e dalla EASA (in Europa).

Le diverse componenti strutturali dei velivoli che devono essere sottoposte agli esperimenti di resistenza strutturale sono le seguenti:

- il parabrezza;
- il motore;
- il bordo di attacco dell'ala;
- il bordo di attacco dell'impennaggio verticale.

Talvolta, occorre sottolineare, nonostante non vi sia alcun obbligo normativo, anche la resistenza del muso del velivolo viene testata, così come quella del carrello d'atterraggio; tuttavia, in merito a queste componenti non vi sono requisiti da rispettare.

La tabella 1.3 mostra il peso dei volatili con cui devono essere eseguiti gli esperimenti d'impatto per le varie zone di un aereo; le varie componenti del velivolo, per poter essere dichiarate sicure, devono resistere all'urto (ovvero non devono mostrare segni di penetrazione) quando la velocità d'impatto è pari a quella di crociera, a livello del mare.

| Componente | Peso volatile (lb) | Peso volatile (kg) |
|-----------------------------|---------------------------|---------------------------|
| parabrezza | 4 | 1.81 |
| Bordo d'attacco ala | 4 | 1.81 |
| Bordo d'attacco impennaggio | 8 | 3.63 |
| motore | 4 | 1.81 |

Tabella 1.3: peso dei volatili con cui testare le varie componenti. [4]

Un generico parabrezza deve sopportare, senza penetrazione, l'impatto di un volatile del peso di 4lb (circa 2kg) quando la velocità di collisione è quella tipica di crociera per il velivolo in esame.

Un generico bordo di attacco di un'ala deve resistere, senza perforazione, all'impatto con un uccello del peso di 4lb quando la velocità di collisione è quella di crociera per l'aereo in considerazione.

Un motore aeronautico deve continuare a produrre almeno il 75% della spinta per 5 minuti dopo l'impatto con un volatile di 4 lb ad una velocità pari a quella di crociera.

Il bordo d'attacco dell'impennaggio verticale deve sopportare l'urto di un volatile del peso di 8lb quando la velocità di collisione è quella di crociera per l'aereo in esame; il fatto che le normative prevedano, per l'impennaggio verticale, una resistenza maggiore, è dovuto al fatto che la coda, rispetto alle ali, è strutturalmente più debole.

Per dare dei numeri di confronto in termini di peso, nella tabella 1.4 viene riportato il peso generico di quelle specie di volatili che frequentemente si rendono protagoniste di *bird strike*, mentre nelle figure da 1.13 a 1.16 vengono riportate alcune loro fotografie, a scopo puramente informativo.

| Specie volatile | Peso generico |
|------------------------|----------------------|
| piccione | 200 g – 400 g |
| colombaccio | 300 g – 600 g |
| gabbiano | 120 g - 2 kg |
| oca canadese | 2.5 kg -6.5 kg |
| aquila | 2.8 kg - 6.7 kg |
| tacchino selvatico | 2 kg – 10 kg |
| avvoltoio | 1 kg – 2 kg |
| pellicano | 5 kg – 10 kg |
| cormorano | 2.5 kg- 3.5 kg |
| gru | 3 kg- 6 kg |

Tabella 1.4: peso generico di alcuni volatili. [www.wikipedia.org]



Figura 1.13: da sinistra a destra: piccione, colombaccio e gabbiano. [www.wikipedia.org]



Figura 1.14: da sinistra a destra: oca canadese, aquila e tacchino selvatico.
[www.wikipedia.org]



Figura 1.15: un avvoltoio (sinistra) e un pellicano (destra). [www.wikipedia.org]



Figura 1.16. un cormorano (sinistra) e una gru (destra). [www.wikipedia.org]

Per quanto riguarda le modalità con cui vengono eseguiti gli esperimenti, in figura 1.13 viene raffigurato un tipico ambiente sperimentale per i test sul *bird strike*. Una specie di cannone viene usato per sparare i volatili (già morti) contro la struttura *target*. Il cannone è un tubo la cui lunghezza può arrivare a misurare fino a 15-20 m e di circa 20-25 cm di diametro, connesso a una sorgente di aria compressa che accelera l'uccello alla velocità desiderata (si possono ottenere velocità fino a diverse centinaia di metri al secondo). Dentro il cannone, il volatile viene posizionato dentro un supporto cilindrico con estremità aperta, chiamato in gergo “*sabot*”, che si separa dall'uccello prima dell'impatto. Le funzioni del *sabot* sono quelle di supportare il proiettile, diminuire l'attrito tra il volatile e il cannone e guidare l'uccello durante il lancio. Fotocamere ad alta velocità (10000-20000 fps) e sensori vari sono posizionati vicini alla struttura obiettivo, in modo da registrare la collisione e misurare spostamenti e deformazioni che si verificano inseguito all'urto.



Figura 1.13: tipico ambiente di lavoro per i test sul bird strike. [“TAI builds Turkey’s 1st bird strike testing facility for aircraft” (2022). www.dailysabah.com]

1.8.10 Simulazione del bird strike

Abbiamo visto come le normative impongano requisiti di sicurezza per varie parti dei velivoli. Le tecniche sperimentali hanno costituito l'unico strumento per la certificazione delle varie componenti di un aereo per anni. Gli esperimenti sono veramente costosi (un singolo test può costare migliaia di dollari) e non forniscono tante informazioni riguardo la risposta strutturale del *target* (ad esempio non forniscono la distribuzione delle tensioni).

Sin da quando si sono verificati i primi fenomeni di collisione, numerosi ricercatori e scienziati si sono adoperati per lo sviluppo di metodi e modelli per la simulazione del *bird strike*. Negli ultimi anni, grazie agli enormi miglioramenti in termini di efficienza e accuratezza di questi metodi numerici, sia per lo sviluppo di calcolatori più performanti sia per lo sviluppo di modelli più precisi e stabili, sempre più produttori di aerei utilizzano tali metodi per la progettazione di componenti strutturali, tanto che le normative li hanno riconosciuti come valida strategia di prevenzione e controllo del *bird strike* per affiancare/sostituire i test.

Capitolo 2

Le equazioni governanti il *bird strike*

Nel capitolo 1 è stato detto che per essere in grado di parlare dei modelli e dei metodi per la simulazione del *bird strike* sono necessarie alcune propedeuticità e queste sono state discusse: cosa si intende per *bird strike*, la pericolosità del fenomeno, le zone e le fasi del volo di più frequente impatto, i principali dati statistici e le strategie di prevenzione e di controllo del problema. In particolare, si è detto come le normative prevedano che alcune componenti del velivolo debbano soddisfare requisiti di sicurezza, da valutare con dei test, e come, negli ultimi anni, le simulazioni di *bird strike* stiano affiancando / sostituendo le campagne sperimentali, troppo costose e limitanti. Ora si è pronti per entrare nel dettaglio relativamente alle metodologie per simulare il fenomeno.

Nel corso degli anni, un gran numero di scienziati e ingegneri ha dedicato un'attenzione particolare alla ricerca e alla validazione di metodologie per simulare un evento di *bird strike*, in particolare per capire l'entità dei carichi che si generano e le risposte sia del proiettile (volatile) ma soprattutto della struttura *target* (componente del velivolo).

Simulare la collisione tra uno o più volatili con un aeromobile è un problema molto complesso, a causa del gran numero di variabili coinvolte e del loro modo di evolvere nel tempo e nello spazio. Infatti, un tale evento è caratterizzato da carichi veramente molto intensi e di breve durata (tipicamente qualche millisecondo), che comportano non linearità nel problema.

Il realizzarsi di forze molto intense in poco tempo provoca grandi velocità di deformazione e grandi spostamenti; quando gli spostamenti sono considerevoli, la struttura entra nella regione di deformazione plastica dove il comportamento del materiale diventa non lineare. Inoltre, la grande velocità d'impatto incrementa la velocità di deformazione che a sua volta aumenta sia la tensione di snervamento sia quella di rottura del materiale (fenomeno noto come "non linearità materiale").

In altre parole, a causa dell'intensità delle forze che entrano in gioco e della piccola durata dell'impatto, sia il volatile sia la struttura *target* sono soggetti a:

- grandi velocità di deformazione;
- grandi spostamenti;

- deformazioni plastiche;
- incremento della tensione di rottura e di quella di snervamento.

Tutte queste situazioni sono governate da equazioni non lineari.

Allora, la collisione di uno o più volatili con un velivolo è un problema dinamico *transient* fortemente non lineare.

Dal teorema dell'energia cinetica, come prima approssimazione, si possono trarre informazioni interessanti sulla durata di un impatto e sulla stima delle forze che entrano in gioco. In letteratura, esistono diversi lavori e diverse equazioni *ad-hoc* per lo studio del *bird strike*, frutto di numerose e costose campagne sperimentali svoltesi negli ultimi cinquanta anni.

Questi metodi e modelli non sono abbastanza accurati per poter essere utilizzati per simulare un evento di *bird strike*, però costituiscono espressioni analitiche di facile risoluzione, utili per una prima approssimazione del problema.

Oggi, per simulare una collisione tra un volatile e una componente di un velivolo, si utilizzano le equazioni della meccanica dei corpi deformabili, equazioni non lineari, risolvibili solo numericamente.

Per capire il sistema di equazioni che viene utilizzato per simulare un evento di *bird strike* e per avere, come precedentemente accennato, formulazioni analitiche facilmente risolvibili senza l'aiuto del calcolatore, utili per una prima approssimazione del problema, è fondamentale:

- 1) vedere prima quali sono i risultati del teorema dell'energia cinetica applicato al *bird strike*;
- 2) trattare uno dei lavori pionieristici nel campo degli impatti con i volatili, quella che si può definire come la teoria monodimensionale di Wilbeck per il *bird strike*.

2.1 Il teorema dell'energia cinetica applicato al *bird strike*

Lo studio del *bird strike* attraverso il teorema dell'energia cinetica è stato uno dei primi metodi sviluppati per la simulazione del problema, tutt'oggi utilizzato per ottenere dei risultati analitici approssimati. Con il teorema è possibile stimare, attraverso calcoli semplici, la forza che caratterizza l'impatto e la durata della collisione.

Una descrizione esaustiva riguardante l'applicazione del teorema dell'energia cinetica al fenomeno della collisione tra volatili e aerei è presentata da Guida [5] e da Mithun e Manesh [6] ed è di seguito riportata.

Il teorema dell'energia cinetica asserisce che, dato un corpo di massa m che si sposta da un punto A ad un punto B lungo una traiettoria, il lavoro compiuto dalla risultante delle forze agenti sul corpo è uguale alla variazione di energia cinetica posseduta dal corpo, tra A e B; in termini matematici:

$$\Delta K = W = F \cdot d \quad (2.1)$$

dove K è l'energia cinetica, W è il lavoro compiuto dalla risultante delle forze F , mentre d è lo spostamento.

Si consideri un evento di *bird strike*, dopo la collisione la variazione di energia cinetica del volatile è definita da:

$$\Delta K = \frac{1}{2}mv^2 \quad (2.2)$$

dove m è la massa dell'uccello e v è la velocità del velivolo.

Uguagliando le equazioni (2.1) e (2.2) e risolvendo rispetto alla forza F , si ottiene:

$$F = \frac{mv^2}{2d} \quad (2.3)$$

Visto che la massa del volatile e la velocità del velivolo sono grandezze facilmente ricavabili, il parametro chiave per essere in grado di stimare la forza d'impatto risulta essere la distanza d lungo la quale si sviluppa la collisione; facendo alcune ipotesi semplificative è possibile stimarla. Si assuma che:

- il volatile abbia forma sferica di raggio R ;
- d sia la metà della distanza percorsa dal velivolo durante l'impatto;

allora, nell'equazione (2.3), la distanza d può essere sostituita con il raggio R , ottenendo l'equazione (2.4):

$$F = \frac{mv^2}{2R} \quad (2.4)$$

Tale relazione può essere ancora rimaneggiata. Si ricordi che la dimensione dell'uccello e la sua massa sono legate tra loro, attraverso l'equazione (2.5):

$$m = \rho V = \frac{4}{3}\pi R^3 \rho \quad (2.5)$$

Sostituendo l'equazione (2.5) nella (2.4), si ottiene l'espressione finale per la stima della forza F, data da:

$$F = \frac{2}{3}\pi\rho R^2 v^2 \quad (2.6)$$

In prima approssimazione, la forza d'impatto risulta:

- direttamente proporzionale alla densità del volatile;
- direttamente proporzionale al quadrato del raggio del volatile (più in generale alla dimensione del volatile);
- direttamente proporzionale al quadrato della velocità alla quale avviene l'impatto, velocità che si può assumere pari a quella del velivolo visto che risulta molto maggiore rispetto a quella del volatile.

Per far capire l'entità della forza in esame, sono interessanti i seguenti esempi:

- se si considera un volatile di 2 kg che colpisce un aereo in viaggio alla velocità di 300 km/h, si ottiene un valore di energia cinetica K pari a 6944.44 J, energia paragonabile a quella che si sprigiona se un peso di circa 236kg viene fatto cadere da un'altezza di 3 metri;
- se si considera un volatile di 2 kg che impatta su un aereo alla velocità di 900 km/h (velocità di crociera tipica di un Airbus A320), si ottiene un valore di energia cinetica K pari a 62500 J, energia paragonabile a quella che si sprigiona se un peso di circa 2125 kg viene fatto cadere da un'altezza di 3 metri.

Per quanto riguarda la stima della durata dell'impatto, una strada possibile consiste nell'utilizzare il teorema di conservazione della quantità di moto. Esso afferma che, per un corpo, la variazione nel tempo della quantità di moto è uguale alla risultante delle forze esterne applicate al corpo stesso (in altre parole, l'impulso di una forza è uguale alla differenza tra la quantità di moto finale e quella iniziale). In termini matematici:

$$F\Delta t = I = \Delta q \quad (2.7)$$

Dove F è la risultante delle forze, t è il tempo, I è l'impulso e q è la quantità di moto del corpo.

Si ipotizzi che:

- il volatile si comporti come un fluido;
- la struttura del velivolo sia rigida.

Il moto dell'uccello prima e dopo l'impatto si può approssimare, in 2D, come quello illustrato in figura 2.1.

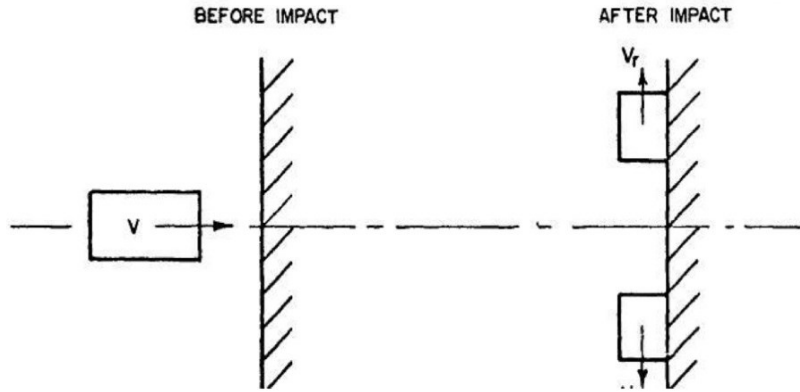


Figura 2.1: traiettoria del volatile prima e dopo l'urto. [5, pag.17]

La quantità di moto inizialmente posseduta dal proiettile lungo la traiettoria d'impatto è semplicemente mv , dove con m si indica la massa dell'uccello e con v la velocità del velivolo. La quantità di moto posseduta dal volatile dopo l'impatto è zero nella direzione normale alla struttura, perché l'uccello possiede solo velocità in direzione parallela alla parete (direzione radiale). Allora, la variazione di quantità di moto che subisce il volatile, ovvero la quantità di moto che si trasferisce alla struttura durante l'impatto, è proprio mv . Estendendo la trattazione a un urto che avviene con un angolo di inclinazione θ rispetto alla superficie del *target*, si ha che:

$$I = \Delta q = mv \sin(\theta) \quad (2.8)$$

Sostituendo le equazioni (2.8) e (2.4) in (2.7) si ottiene un'espressione per il calcolo del tempo di applicazione della forza d'impatto:

$$\Delta t = \frac{I}{F} = \frac{\Delta q}{F} = \frac{mv \sin(\theta)}{\frac{mv^2}{2R}} = \frac{2R}{v} \sin(\theta) \quad (2.9)$$

Ad esempio, si consideri un evento di *bird strike* in cui un volatile di raggio $R=10$ cm impatta alla velocità di 300 km/h il *target* con traiettoria perfettamente perpendicolare alla superficie della struttura, la durata dell'impatto risulta pari a circa 2.4 ms.

Se può sembrare poco intuitivo considerare il volatile come una sfera di raggio R , occorre sottolineare che esiste un'altra relazione per la valutazione della durata dell'impatto. L'impatto inizia quando il bordo di attacco del volatile tocca la struttura e termina quando

il bordo di uscita (coda del volatile) raggiunge la struttura. Supponendo non vi siano accelerazioni durante l'impatto, il cosiddetto *squash-up time* T_s è dato da:

$$T_s = \frac{l}{v} \quad (2.10)$$

dove l è la lunghezza dell'uccello e v è la velocità del velivolo.

Nel caso di impatti obliqui, nella relazione (2.10) la lunghezza l del volatile dev'essere sostituita da una lunghezza effettiva l_{eff} che tenga conto dell'inclinazione dell'urto (figura 2.2):

$$l_{eff} = l + D \cdot tg(\theta) \quad (2.11)$$

dove D è la larghezza del volatile.

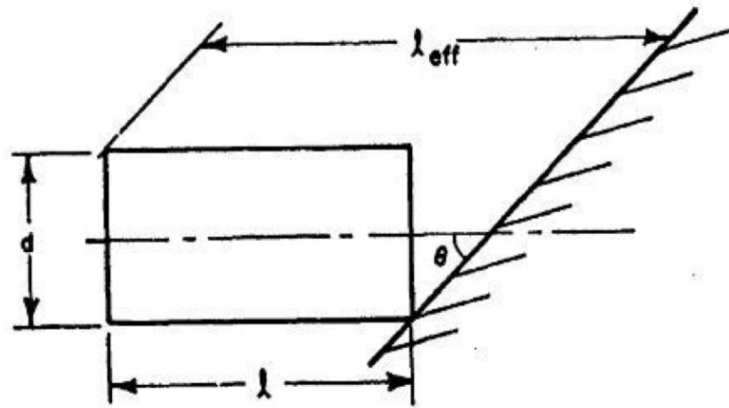


Figura 2.2: lunghezza effettiva nel caso di impatto obliquo. [5, pag. 18]

2.2 La teoria monodimensionale di Wilbeck per il *bird strike*

Il Dr. James Wilbeck può essere considerato uno dei pionieri per quanto riguarda la ricerca e lo sviluppo di modelli e metodi per la simulazione del *bird strike*. Infatti:

- è stato il primo tra i ricercatori a dedurre un modello semi-empirico per lo studio delle collisioni tra velivoli e volatili, modello che tuttora è utilizzato quando sono necessarie prime valutazioni approssimate del problema;
- le sue conclusioni riguardanti la forma e il materiale da assegnare ai volatili nelle simulazioni numeriche sono ancora oggi fondamentali per la realizzazione di algoritmi accurati.

Quello tra volatili e velivoli è un caso di impatto particolare e specifico; infatti, secondo Wilbeck si possono distinguere cinque tipologie di impatto:

- impatto elastico;
- impatto plastico;
- impatto idrodinamico;
- impatto sonico;
- impatto esplosivo.

Si parla di impatti elastici quando le tensioni che si generano in seguito alla collisione sono inferiori alla tensione di snervamento dei materiali; il comportamento dei materiali rimane all'interno del campo elastico (lineare), perciò al termine dell'urto entrambe le strutture impattanti tornano nella loro configurazione iniziale, priva di deformazione. Questo tipo di eventi si verifica solitamente a basse velocità e per questo non possono rappresentare la casistica del *bird strike*.

Si parla di impatti plastici quando le tensioni che si generano in seguito alla collisione superano la tensione di snervamento dei materiali, ovvero il comportamento dei materiali entra all'interno del regime plastico e si verificano deformazioni permanenti o fenomeni di rottura. Contrariamente a quanto si possa pensare, anche questa tipologia di collisione non è la migliore per rappresentare un evento di *bird strike*, questo perché un volatile si “sfracella” durante l'urto.

Si parla di impatti sonici quando la velocità di collisione è pari a quella di propagazione del suono nel mezzo in esame, mentre si parla di impatti esplosivi quando si verificano vere e proprie esplosioni, come suggerisce il nome. Gli eventi di *bird strike* non si possono identificare nemmeno con queste due tipologie di impatti.

Alle velocità tipiche cui avvengono gli impatti tra volatili e velivoli, le tensioni che si generano in seguito alla collisione superano di gran lunga la tensione di rottura dell'uccello, ma sono inferiori a quella di rottura del *target*. Allora, in questi casi, il proiettile (volatile) si può approssimare come un corpo fluido perché non rimbalza e la resistenza del materiale è trascurabile. Proprio per questo, Wilbeck ha definito tale tipologia di impatti come idrodinamici e, tramite una rigorosa e costosa campagna sperimentale, ha costruito una vera e propria trattazione matematica. A scopo informativo, risulta utile far notare che qualche volta, in letteratura, ci si riferisce a questa tipologia di collisioni anche come *soft body impacts*.

Un'esaustiva descrizione della teoria di Wilbeck sul *bird strike* come impatto idrodinamico è stata realizzata da Lakshmi S. Nizampatnam [4] ed è di seguito riportata.

Un impatto idrodinamico risulta fundamentalmente costituito da quattro fasi:

- 1) fase di elevata pressione d'impatto (*high shock pressure phase*);
- 2) fase di decadimento della pressione d'impatto (*shock pressure decay phase*);
- 3) fase di pressione stazionaria (*steady state pressure phase*);
- 4) fase terminale (*termination phase*).

Le varie fasi necessitano di essere analizzate singolarmente nel dettaglio.

2.2.1 *High shock pressure phase*

La prima fase inizia nell'esatto istante in cui un punto del volatile tocca la struttura *target*. Le prime particelle che impattano con la struttura vengono fermate istantaneamente e la pressione che nasce da tale primo istante d'impatto è così elevata che un'onda d'urto si genera all'interfaccia tra il volatile e la struttura. Tale onda d'urto si propaga lungo il proiettile e a mano a mano che le varie parti del volatile vengono attraversate da tale onda, le particelle vengono arrestate. In figura 2.3 si può vedere, in modo schematicizzato, cosa avviene in questa prima fase d'impatto.

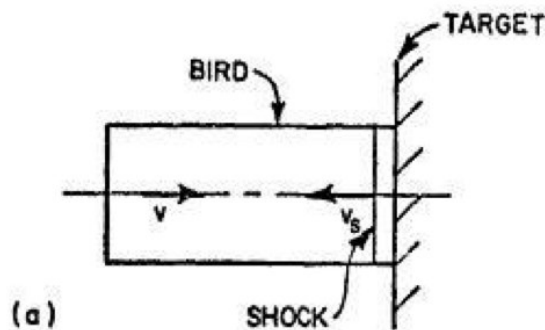


Figura 2.3: *high shock pressure phase*. [5, pag. 20].

La pressione di compressione nella regione di *shock* viene chiamata pressione di Hugoniot. Alcuni risultati di idraulica relativamente al cosiddetto fenomeno del "colpo dell'ariete" possono essere utilizzati per il calcolo di tale pressione. Il "colpo dell'ariete" è un fenomeno idraulico che si verifica in un condotto quando un flusso (di liquido) viene bruscamente fermato dalla veloce chiusura di una valvola.

La teoria idraulica relativa al “colpo dell’ariete” si basa sull’ipotesi che i condotti siano perfettamente rigidi; perciò, per poterla applicare al contesto del *bird strike* bisogna assumere rigida la struttura che viene impattata.

Allora, supponendo rigida la struttura *target*, la pressione di Hugoniot, nel caso di velocità subsoniche, può essere rappresentata con la cosiddetta equazione del colpo d’ariete (*water hammer equation*):

$$p = \rho_0 c_0 v_0 \quad (2.12)$$

dove p è la pressione di Hugoniot, ρ_0 è la densità iniziale del volatile, v_0 è la velocità alla quale avviene l’impatto, c_0 è la velocità dell’onda isentropica nel materiale prima della collisione.

Se la velocità d’impatto supera il regime subsonico, per ottenere la pressione d’urto (o pressione di Hugoniot) l’equazione (2.12) non va più bene, dev’essere modificata; la pressione di Hugoniot, nel caso di velocità non subsoniche, è data da:

$$p = \rho_0 v_s v_0 \quad (2.13)$$

dove v_s è la velocità dell’onda d’urto nel proiettile.

Le equazioni (2.12) e (2.13) sono valide solo nell’ipotesi in cui la struttura *target* è considerata rigida. Mentre questa assunzione risulta ottima in idraulica, per lo studio del “colpo dell’ariete”, lo stesso non si può dire per lo studio di un evento di *bird strike*, in cui il corpo impattato assorbe energia in varie forme, ad esempio energia cinetica, energia di deformazione elastica ed energia di deformazione plastica. Se si vuole essere più precisi, le equazioni precedenti devono essere modificate per tenere conto della deformabilità della struttura che viene urtata. Wilbeck e Rand hanno trovato, dopo numerosi esperimenti, come modificare e mettere insieme le equazioni sopra riportate, per renderle ottimali per il calcolo della pressione di Hugoniot nella prima fase d’impatto.

Si indichi con:

- p_c = pressione nel punto centrale della zona d’impatto;
- ρ_p = densità del proiettile prima dell’impatto;
- ρ_t = densità della struttura *target* prima dell’impatto;
- V_0 = velocità alla quale avviene l’impatto;
- v_{sp} = velocità dell’onda d’urto per il proiettile;
- v_{st} = velocità dell’onda d’urto per la struttura *target*.

La pressione nel punto centrale della zona d’impatto è data da:

$$p_c = \rho_p v_{sp} v_0 \left(\frac{\rho_t v_{st}}{\rho_p v_{sp} + \rho_t v_{st}} \right) \quad (2.14)$$

Le velocità dell'onda d'urto per il proiettile e per il *target*, rispettivamente v_{sp} e v_{st} , possono essere calcolate con la cosiddetta equazione lineare di Hugoniot:

$$v_s = s v_0 + c_0 \quad (2.15)$$

dove s e c_0 sono parametri che dipendono dal materiale in esame.

2.2.2 Shock pressure decay phase

Nonostante la pressione che si genera nel momento dell'impatto sia caratterizzata da un valore molto elevato, essa ha una durata limitata a qualche millisecondo soltanto. La pressione che si sprigiona nell'urto diminuisce con il tempo e anche allontanandosi dal punto centrale della collisione.

La distribuzione di pressione in direzione radiale p_r è data da:

$$p_r = p_c e^{-\frac{K r}{R(t)}} \quad (2.16)$$

dove p_c è la pressione di Hugoniot al centro della zona d'impatto, ottenibile tramite l'equazione (2.14), K è una costante, r è la distanza radiale dal centro della collisione e $R(t)$ è il massimo raggio di contatto all'istante di tempo t .

Questo decadimento è accompagnato da onde di rilascio di pressione che tendono a far fluire il campo di pressione stesso in direzione esterna (figura 2.4), situazione che può portare successivamente a una condizione stazionaria.

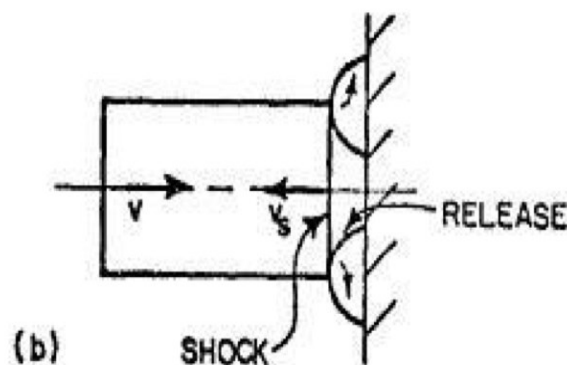


Figura 2.4: shock pressure decay phase. [5, pag.20).

2.2.3 Steady state pressure phase

Dopo la prima fase in cui si viene a generare una pressione elevata nel punto centrale d'impatto più un'onda d'urto che risale lungo il proiettile e al termine della seconda fase in cui si generano onde di rilascio di pressione a partire dalla zona centrale della collisione, inizia la terza fase d'impatto. Dopo alcune riflessioni delle onde di rilascio, si viene a stabilire una condizione di flusso stazionario (verso l'esterno), in cui è possibile individuare un punto di ristagno, come rappresentato in figura 2.5.

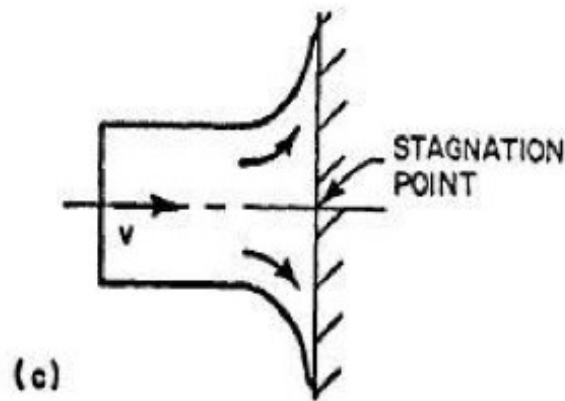


Figura 2.5: steady state pressure phase. [5, pag.20].

La pressione di ristagno che si viene a stabilire durante questa fase stazionaria si può ricavare con la seguente equazione:

$$p_s = k\rho_0 v_0^2 \quad (2.17)$$

dove k , per fluidi incompressibili, è pari a 0.5; per molti materiali la densità aumenta con la pressione e k può raggiungere anche il valore unitario a seconda dei materiali in gioco. La pressione di ristagno, in base a risultati sperimentali, è solitamente il 10-30% della pressione di Hugoniot al centro della zona d'impatto.

2.2.4 Termination phase

Al termine della terza fase, in cui si stabilisce un flusso stazionario, inizia un processo di decadimento per quanto riguarda la pressione, che dal valore di ristagno la porta ad annullarsi (figura 2.6). Questa fase è detta terminale, in quanto pone fine al fenomeno di collisione, qualche millisecondo dopo il suo inizio.

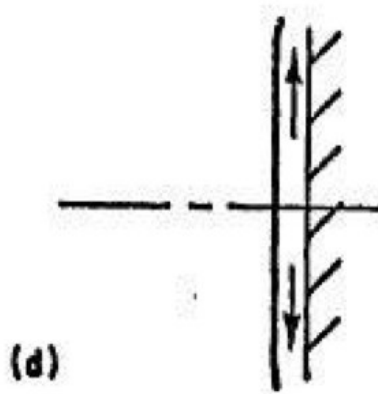


Figura 2.6: fase terminale. [5, pag.20]

A conclusione della teoria di Wilbeck per lo studio del *bird strike*, a scopo informativo, risulta interessante osservare l'andamento qualitativo della pressione (nel tempo) sperimentalmente misurato in uno dei tanti esperimenti condotti dallo scienziato (figura 2.7).

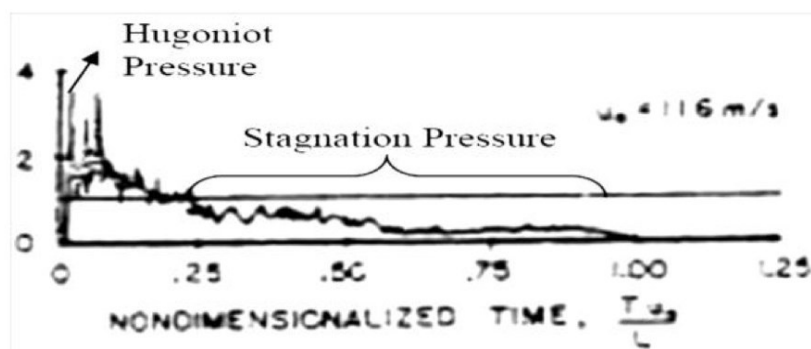


Figura 2.7: andamento della pressione nel tempo in un impatto. [6].

Dalla figura si possono notare con precisione le varie fasi e come la fase stazionaria sia quella più duratura.

2.3. Le equazioni per il problema 3D completo

Come già detto, il teorema dell'energia cinetica applicato al *bird strike* e la teoria monodimensionale di Wilbeck non sono abbastanza accurati per studiare un evento di *bird strike*.

Oggi, per simulare l'impatto tra volatili e velivoli, bisogna risolvere le equazioni per il problema 3D completo. Sia il proiettile sia la struttura *target* sono corpi deformabili (figura 2.8), perciò le equazioni della meccanica dei corpi deformabili (equazioni non lineari) sono le più adatte per lo studio del *bird strike*, previa aggiunta di condizioni di contatto.

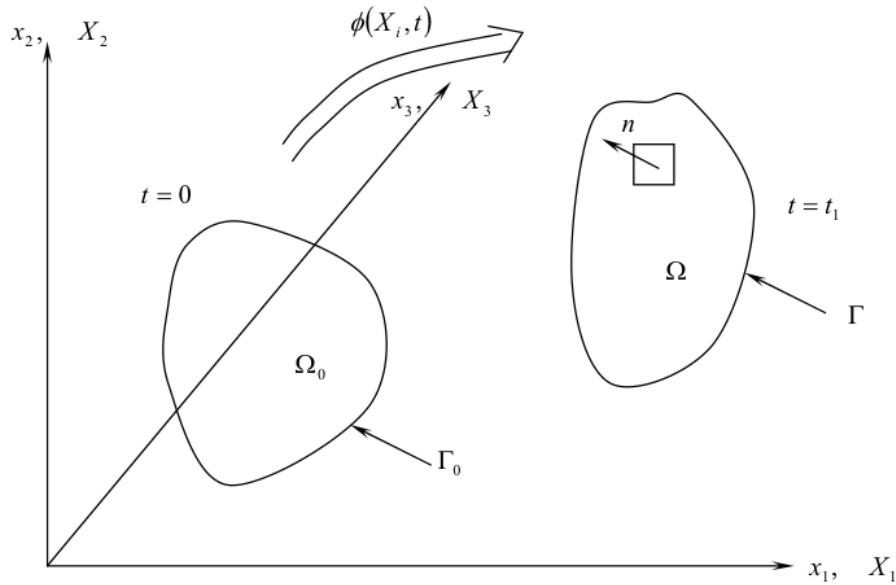


Figura 2.8: configurazioni iniziale e deformata di un corpo generico. [4].

Le equazioni non lineari per il problema 3D completo si costruiscono a partire dalle seguenti leggi di conservazione (dalle quali prendono il nome):

- conservazione della massa;
- conservazione della quantità di moto;
- conservazione del momento angolare;
- conservazione dell'energia.

Conviene analizzarle singolarmente per una trattazione dettagliata. Tali formulazioni sono dettagliatamente spiegate da Lakshmi S. Nizampatnam [4] e vengono qui riportate.

2.3.1 Conservazione della massa

L'equazione di conservazione della massa può essere espressa come segue:

$$\rho J = \rho_0 \quad (2.18)$$

dove:

- ρ = densità del corpo nella configurazione attuale (deformata);
- ρ_0 = densità del corpo nella configurazione iniziale (indeformata);
- J = Jacobiano del gradiente di deformazione \mathbf{F} .

Lo jacobiano è uguale al determinante del gradiente di deformazione \mathbf{F} , il quale è dato da:

$$F_{ij} = \frac{\partial x_i}{\partial X_j} \quad (2.19)$$

dove $i, j=1,2,3$ nel caso 3D e:

- x_i = i-esima coordinata (posizione) di un punto del corpo nella configurazione deformata;
- X_j = j-esima coordinata (posizione) di un punto del corpo nella configurazione iniziale;

2.3.2 Conservazione della quantità di moto

L'equazione di conservazione della quantità di moto può essere espressa, nella notazione di Einstein, come segue:

$$\sigma_{ij,j} + \rho b_i = \rho \dot{v}_i \quad (2.20)$$

sotto delle condizioni iniziali e delle opportune condizioni al contorno.

Nell'equazione (2.20) si ha che:

- σ_{ij} = tensore delle tensioni di Cauchy;
- b_i = forza applicata per unità di massa, che agisce nell'i-esima direzione;
- v_i = velocità, lungo la direzione i-esima, della configurazione deformata; il punto sopra v_i rappresenta la derivata rispetto al tempo.

Per quanto riguarda le condizioni al contorno, possono essere di tre tipi:

- condizioni di trazione;
- condizioni di spostamento;
- condizioni di contatto.

Una condizione al contorno in termini di trazione è una condizione scritta nel seguente modo:

$$\sigma_{ij} n_j = t_i \quad (2.21)$$

dove con n_j si indica la j-esima componente della normale alla superficie e con t_i si indica l'i-esima componente della trazione.

Una condizione al contorno in termini di spostamento è una condizione che si scrive nel seguente modo:

$$x_i(X_i, t) = D_i(t) \quad (2.22)$$

dove D_i è l' i -esima componente del vettore degli spostamenti.

Se vi sono superfici in contatto, all'interfaccia le componenti dello spostamento di entrambe le superfici devono soddisfare la seguente relazione:

$$(x_i^\alpha - x_i^\beta) n_i^\alpha \leq 0 \quad (2.23)$$

dove con α e β ci si riferisce alle due superfici in contatto.

Nell'equazione (2.23), quando il vincolo è uguale a zero, le componenti normali delle trazioni nelle superfici di contatto devono essere uguali e opposte, ovvero, in termini matematici:

$$\sigma_{ij}^\alpha n_i^\alpha n_j^\alpha - \sigma_{ij}^\beta n_i^\beta n_j^\beta = 0 \quad (2.24)$$

2.3.3 Conservazione del momento angolare

L'equazione di conservazione del momento angolare si può esprimere come segue:

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ji} \quad (2.25)$$

e afferma che il tensore delle tensioni di Cauchy è simmetrico.

2.3.4 Conservazione dell'energia

L'equazione di conservazione dell'energia si può esprimere, in notazione di Einstein, nel seguente modo:

$$\rho \dot{e} = \sigma_{ij} \dot{\epsilon}_{ij} + \rho b_i v_i \quad (2.26)$$

dove e rappresenta l'energia interna, mentre $\dot{\epsilon}_{ij}$ rappresenta il tensore della velocità di deformazione (*strain rate tensor*).

Il primo membro della (2.26) rappresenta la variazione di energia interna del sistema, il primo addendo a secondo membro rappresenta il contributo alla variazione in termini di energia di deformazione, mentre il secondo addendo del membro di destra rappresenta la variazione di energia cinetica cui è sottoposto il sistema.

Per quanto riguarda il tensore della velocità di deformazione, si ottiene dal gradiente di velocità L_{ij} . Si ricordi che il vettore velocità ad ogni istante e in ogni punto dello spazio ha 3 componenti, il gradiente di velocità in un generico punto ad un certo istante è un tensore,

solitamente indicato con L , caratterizzato da 9 componenti, che sono le derivate di v_x , v_y e v_z rispetto a x , y e z ; in termini matematici:

$$L_{ij} = \frac{\partial v_i}{\partial x_j}, \quad i, j = 1, 2, 3 \quad (2.27)$$

In generale, il gradiente della velocità è un tensore non simmetrico; perciò, si può dimostrare che si può dividere in un tensore simmetrico D_{ij} e uno non simmetrico W_{ij} dati dalle seguenti espressioni:

$$D_{ij} = \frac{L_{ij} + L_{ji}}{2} \quad (2.28)$$

$$W_{ij} = \frac{L_{ij} - L_{ji}}{2} \quad (2.29)$$

$$L_{ij} = D_{ij} + W_{ij} \quad (2.30)$$

D_{ij} rappresenta il tensore della velocità di deformazione, mentre W_{ij} rappresenta la vorticità del sistema.

2.3.5 Analisi e risoluzione delle equazioni per il problema completo

L'equazione di conservazione del momento angolare impone che il tensore delle tensioni di Cauchy sia simmetrico e questo riduce il numero delle componenti necessarie a descrivere lo stato tensionale da 9 a 6. L'equazione di conservazione della massa e quella di conservazione dell'energia, ovvero le equazioni (2.18) e (2.26), sono equazioni scalari. Invece, l'equazione di conservazione della quantità di moto costituisce un sistema di tre equazioni differenziali alle derivate parziali.

Allora, per risolvere il sistema di equazioni (non lineari) per il problema 3D completo sopra presentato, che risulta matematicamente ben posto (numero equazioni = numero incognite) solo se si aggiunge una legge costitutiva per i materiali in esame, è chiaro che bisogna ricorrere ad algoritmi numerici; può essere risolto solo numericamente.

Trattandosi di un problema spazio-temporale, bisogna procedere nel seguente modo, per poter giungere a soluzione:

- 1) bisogna discretizzare spazialmente il problema;
- 2) bisogna discretizzare il problema da un punto di vista temporale.

Per capire il perché di questi passaggi conviene dapprima prendere come esempio le equazioni di Navier-Stokes.

2.3.5.1 Soluzione numerica delle equazioni di Navier Stokes

Le equazioni governanti la meccanica dei fluidi (le equazioni di Navier Stokes), come le equazioni governanti il problema completo del *bird strike*, sono formulazioni irrisolvibili analiticamente, se le si considera nel loro caso completo. Le equazioni di Navier Stokes, riportate da De Vanna in [7], in forma matriciale sono date da:

$$\frac{\partial \mathbf{U}}{\partial t} = -\frac{\partial \mathbf{F}_j(\mathbf{U})}{\partial x_j} + \frac{\partial \mathbf{F}_{vj}(\mathbf{U})}{\partial x_j}, \quad j = 1,2,3 \quad (2.31)$$

$$\mathbf{U} = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_i \\ \rho E \end{pmatrix} \quad (2.32)$$

$$\mathbf{F}_j = \begin{pmatrix} \rho u_i \\ \rho u_i u_j \\ (\rho E + p)u_i \end{pmatrix} \quad (2.33)$$

$$\mathbf{F}_{vj} = \frac{\sqrt{\gamma} M_\infty}{Re} \begin{pmatrix} 0 \\ \sigma_{ij} \\ \sigma_{ij} u_j + \frac{1}{Pr} \frac{\gamma}{\gamma - 1} \frac{\partial T}{\partial x_i} \end{pmatrix} \quad (2.34)$$

dove:

- t = tempo;
- x_i = i-esima coordinata spaziale;
- ρ = densità del fluido;
- u_i = i-esima componente del campo di velocità del fluido;
- E = energia totale;
- p = pressione;
- γ = rapporto tra il calore specifico a pressione costante e quello a volume costante, per il fluido in esame;
- Re = numero di Reynolds;
- M_∞ = numero di Mach;
- Pr = numero di Prandtl;
- T = temperatura del fluido.

Supponiamo di prendere in esame, per semplicità, un problema fluido 2D. Se si introduce una griglia, ovvero si discretizza il dominio con un numero N_x di nodi in direzione x e un numero N_y di nodi in direzione y, e successivamente si associa il campo di velocità a tali nodi ij, allora si può scrivere:

$$\mathbf{u}(x, y, t) \rightarrow \mathbf{u}_{ij}(t), \quad \forall i = 1, \dots, Nx \text{ e } \forall j = 1, \dots, Ny \quad (2.35)$$

In altre parole, il campo di moto diventa una matrice di $Nx \times Ny$ componenti, in funzione della sola variabile temporale.

Allora, introducendo la griglia, l'equazione (2.31), che rappresenta un sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali, diventa un sistema di equazioni differenziali ordinarie, una per ogni nodo. In termini matematici:

$$\frac{d\mathbf{u}_{ij}(t)}{dt} = L(\mathbf{u}_{ij}) + N(\mathbf{u}_{ij}) \quad (2.36)$$

L'utilità nel fare ciò è che per le equazioni differenziali ordinarie esistono metodi numerici *ad-hoc*, che permettono di ottenere la soluzione a vari istanti temporali.

Combinando discretizzazione spaziale e temporale, si arriva ad ottenere la soluzione del problema in ciascun nodo della griglia, a vari istanti temporali.

In generale, per quanto riguarda le varie strategie numeriche, esistono molti tipi di metodi di discretizzazione spaziale, e lo stesso si può dire per i metodi numerici per la risoluzione delle ODE (equazioni differenziali ordinarie).

Per quanto riguarda i metodi di discretizzazione spaziale, le categorie di metodi più famose e utilizzate sono le seguenti:

- metodi dei volumi finiti;
- metodi alle differenze finite;
- metodi agli elementi finiti;
- metodi spettrali.

In fluidodinamica, gli schemi alle differenze finite sono i più utilizzati, insieme ai metodi dei volumi finiti. Invece, in ambito strutturale, il metodo agli elementi finiti è senza dubbio il più utilizzato.

Per quanto riguarda i metodi numerici per la risoluzione delle ODE, i metodi più utilizzati sono:

- metodi di Eulero esplicito ed Eulero implicito;
- metodo dei trapezi (o Crank-Nicolson);
- metodi Predictor-Corrector;
- metodi Runge-Kutta

Una trattazione dettagliata relativamente ai metodi di discretizzazione spaziale alle differenze finite relativamente ai metodi numerici per le ODE è riportata da De Vanna in [7].

2.3.5.2 Soluzione numerica delle equazioni del *bird strike*

Si torni alle equazioni governanti il problema del *bird strike*, è stato detto che possono essere risolte solo numericamente e bisogna procedere come segue:

- 1) scegliere ed applicare un metodo di discretizzazione spaziale;
- 2) scegliere ed applicare un metodo numerico per la risoluzione delle equazioni differenziali ordinarie.

L'applicazione della discretizzazione spaziale sposta il problema alla risoluzione di equazioni differenziali ordinarie, mentre l'applicazione successiva di un metodo numerico per le ODE permette di ottenere, per ogni nodo, la soluzione a vari istanti temporali.

Come precedentemente accennato, vi sono numerose metodologie di discretizzazione spaziale; tuttavia, il metodo agli elementi finiti (FEM) è quello cardine in ambito strutturale ed è per questo motivo che è quello che viene utilizzato per il problema del *bird strike*.

Sia data una geometria più o meno complessa, l'idea di base del metodo agli elementi finiti consiste nel discretizzare il corpo in un gran numero di piccoli elementi, caratterizzati da una geometria semplice, solitamente:

- segmenti per problemi 1D;
- triangoli o quadrati per problemi 2D;
- esaedri o tetraedri per problemi 3D.

I vertici dei vari elementi sono detti nodi nel metodo agli elementi finiti.

Analiticamente si riesce a conoscere la risposta strutturale di corpi dalla geometria semplice in seguito all'applicazione di carichi costanti (e quindi tensioni normali e/o tensioni tangenziali costanti) sui loro lati (per problemi 2D) oppure sulle loro facce (per problemi 3D), e questo fatto viene sfruttato dal metodo agli elementi finiti nel modo seguente: sugli elementi discretizzanti si assume costante la distribuzione delle tensioni normali e delle tensioni tangenziali. Ovviamente ciò è vero tanto più piccoli si prendono tali elementi, ovvero tanto più si discretizza la struttura. Allora, sfruttando le relazioni analitiche per trovare la risposta strutturale dei singoli elementi, la risposta dell'intera struttura (spostamenti, tensioni, deformazioni ecc....) può poi essere ricavata tramite l'utilizzo di funzioni interpolanti.

Un'esaustiva descrizione matematica riguardante l'applicazione del metodo agli elementi finiti alle equazioni non lineari governanti il problema del *bird strike* è riportata da Lakshmi S. Nizampatnam [4].

Si consideri la componente i -esima di una generica grandezza di prova, funzione dello spazio e del tempo, $g_i(x, t)$. Con il metodo agli elementi finiti, il valore che questa grandezza assume sull'elemento discretizzante (valore che si assume costante), si può sempre legare ai valori che la grandezza stessa assume nei nodi dell'elemento, nel seguente modo:

$$g_i^{(e)}(x, t) = N_j(x) \cdot g_{ij}(t) \quad (2.37)$$

Le varie $N_j(x)$ sono le funzioni interpolanti, dipendono dalla posizione dei nodi e la loro forma dipende dalla tipologia di elementi con cui si decide di discretizzare la struttura. Invece, g_{ij} è l' i -esima componente della grandezza di prova valutata nei vari nodi, funzione solo del tempo.

Allora, i campi di spostamento, velocità e accelerazione riferiti ai vari elementi possono essere scritti in termini dei valori nodali nel seguente modo:

$$x_i^{(e)}(x, t) = N_j(x) \cdot x_{ij}(t) \quad (2.38)$$

$$v_i^{(e)}(x, t) = N_j(x) \cdot v_{ij}(t) \quad (2.39)$$

$$a_i^{(e)}(x, t) = N_j(x) \cdot a_{ij}(t) \quad (2.40)$$

Con tali approssimazioni, le incognite del problema diventano i valori nodali, che sono funzioni solo del tempo t . Allora, il sistema di equazioni differenziali alle derivate parziali che descrive il problema diventa un sistema di equazioni differenziali ordinarie in cui le grandezze dipendono solo dal tempo e vivono sul dominio discretizzato. Lavorare con le ODE è molto più semplice perché si possono applicare metodi numerici per la risoluzione delle stesse.

Per quanto riguarda i metodi numerici per la risoluzione delle equazioni differenziali ordinarie, ve ne sono diversi e l'idea di base, comune a tutti, consiste nel suddividere il dominio temporale $[t_0, t_f]$ in un certo numero n di intervalli temporali di ampiezza Δt e supporre che la soluzione viva soltanto quanto $t = t_0 + i\Delta t$, $i = 1, \dots, n$. Una trattazione dettagliata relativamente ai vari metodi numerici per la risoluzione delle ODE è riportata da De Vanna in [7]. Per riassumere, in generale si può dire che vi sono due categorie di metodi di integrazione temporale:

- metodi di integrazione temporale impliciti;
- metodi di integrazione temporale espliciti.

I metodi di integrazione temporale impliciti sono quelli in cui la soluzione approssimata che si vuole calcolare, ad un dato passo temporale, compare sia a primo sia a secondo membro della formula risolutiva e non risulta possibile esplicitarla senza ricorrere all'utilizzo di un metodo numerico per la ricerca degli zeri della forzante; sono solitamente incondizionatamente stabili.

I metodi di integrazione temporale espliciti sono quelli in cui la soluzione approssimata che si vuole calcolare, ad un dato passo temporale, si riesce ad esplicitare senza ricorrere ad algoritmi di ricerca degli zeri di una funzione; sono solitamente condizionatamente stabili.

Se si utilizza uno schema implicito per la risoluzione della formulazione agli elementi finiti delle equazioni per il *bird strike*, in ciascuna equazione compare più di un'incognita, perciò ad ogni passo temporale (*time step*) bisogna risolvere contemporaneamente un insieme di equazioni, e ciò comporta un grande sforzo computazionale; si stima che l'utilizzo di uno schema implicito sia circa mille volte più costoso, in termini di sforzo, rispetto all'utilizzo di un metodo esplicito. Nonostante questo, visto che di solito i metodi impliciti sono incondizionatamente stabili, con questa tipologia di schemi si ha la possibilità di usare *time step* maggiori rispetto ai metodi espliciti, con conseguente diminuzione del tempo di calcolo; tuttavia, scegliere intervalli temporali troppo grandi fa diminuire l'accuratezza dei risultati ed è per questo motivo che di solito si predilige scegliere gli stessi *time step* usati per i metodi espliciti, rinunciando alla possibilità di avere tempi computazionali minori.

Se si utilizza uno schema esplicito per la risoluzione della formulazione FEM delle equazioni per il *bird strike*, in ciascuna equazione compare una sola incognita; in questo caso, ogni equazione può essere risolta in maniera indipendente dalle altre e questo comporta uno sforzo computazionale molto minore rispetto all'utilizzo di metodi impliciti. Tuttavia, visto che gli schemi espliciti sono condizionatamente stabili, non si può utilizzare qualsiasi valore per il *time step*, come si può fare invece per gli schemi impliciti. Ciascun metodo ha un proprio intervallo di integrazione temporale massimo possibile, sopra il quale si verifica instabilità; in termini generali, per il calcolo di questo *time step* limite si può ricorrere al criterio di stabilità di Courant-Friedricks-Lewy (CFL), secondo cui il *time step* deve rispettare la seguente disuguaglianza:

$$\Delta t \leq \frac{kl}{c} \quad (2.41)$$

dove l è la dimensione più piccola della *mesh*, c è la velocità del suono e k è un valore che dev'essere compreso tra 0.6 e 0.9.

Per quanto detto, risulta chiaro che l'utilizzo di schemi impliciti per la risoluzione della formulazione agli elementi finiti delle equazioni caratterizzanti il *bird strike* è limitato. Allora, gli schemi espliciti sono praticamente gli unici utilizzati per risolvere numericamente le equazioni differenziali ordinarie, che risultano dopo l'applicazione del metodo FEM alle equazioni non lineari governanti il *bird strike*. Dall'applicazione di uno qualunque degli schemi espliciti esistenti risultano espressioni veramente molto complesse, alcune delle quali sono riportate da Lakshmi S. Nizampatnam [4].

2.3.5.3 Strategie di risoluzione tramite calcolatore

Risolvere senza l'aiuto dei calcolatori le equazioni complete per il problema del *bird strike* è praticamente impossibile; è indispensabile l'utilizzo dei computer.

I primi tentativi di simulare l'impatto tra volatili e velivoli per mezzo del metodo agli elementi finiti risalgono agli anni Settanta. Il codice denominato “*IMPACT*” è stato uno dei primi ad essere sviluppati, nel 1977, ma non era in grado di condurre a risultati accettabili. A partire dal 1978 è stato sviluppato un programma denominato “*MAGNA*” (*Materially and Geometrically nonlinear Analysis*) che due anni più tardi è stato utilizzato per studiare l'impatto tra dei volatili e alcune componenti trasparenti di un velivolo, e che intorno alla metà degli anni Ottanta è stato utilizzato anche per lo studio del *bird strike* contro materiali compositi laminati, contro le palette dei motori e contro la coda. La potenza computazionale di questi calcolatori (molto costosi) era scarsa, confrontata con quella di un normale computer dei giorni nostri, così l'impossibilità di svolgere simulazioni accurate è stato il principale motivo per cui fino agli inizi del nuovo millennio non sono stati realizzati altri programmi o codici specifici per il *bird strike*.

Oggi sono disponibili diversi software commerciali per la simulazione FEM di problemi *transient* fortemente non lineari (in cui il contatto è fondamentale) e questi costituiscono la principale metodologia risolutiva del problema.

I software commerciali più noti ed utilizzati per la simulazione del *bird strike* sono i seguenti:

- LS-Dyna;
- PamCrash;

- ABAQUS;
- MSC-Dytran.

I vari programmi sono molto diversi tra loro sia per quanto riguarda l'interfaccia e le modalità per impostare una simulazione, sia per quanto riguarda gli algoritmi risolutivi che vi sono implementati all'interno. In questo senso, occorre sottolineare che vi sono veramente poche informazioni accessibili pubblicamente, riguardanti i vari algoritmi implementati all'interno dei vari *software*. Questa mancanza di reperibilità di informazioni è dovuta al fatto che questi codici sono stati inizialmente sviluppati per effettuare simulazioni in campo militare, ambito in cui molte informazioni sono riservate. Per paura di avvantaggiare paesi considerati ostili, gli algoritmi alla base dei vari software sono stati catalogati come *top secret* e praticamente continuano ad esserlo.

CAPITOLO 3

Strategie per la modellazione del volatile

Nel capitolo 2 sono state presentate le equazioni che governano il problema del *bird strike* ed è stato detto che l'unico modo per risolverle è ricorrere a metodi numerici, che necessitano dell'uso del calcolatore. In merito a ciò, si è visto che esistono diversi software commerciali per la simulazione del fenomeno. L'utilizzo di tali programmi è molto delicato.

I software restituiscono risultati anche se il modello non è fatto bene o se vi sono errori, allora gli utenti devono essere esperti e i modelli stessi devono essere accurati, ovvero devono rappresentare la realtà nel miglior modo possibile.

L'affidabilità dei risultati dipende enormemente dal modo in cui viene modellato il problema, in particolare dal modo in cui vengono rappresentati i carichi sul *target* quando si verifica l'impatto. Questi carichi dipendono enormemente dal volatile e, vista l'enorme variabilità che caratterizza gli uccelli, è chiaro che scegliere un modello di discretizzazione spaziale agli elementi finiti appropriato per il volatile è cruciale per l'esecuzione di simulazioni valide.

Nelle prime simulazioni, per l'assenza di strategie di modellazione ottimali per i volatili, gli uccelli e il velivolo si consideravano disaccoppiati, ovvero non veniva creato alcun modello agli elementi finiti per l'uccello; la struttura *target* era l'unica ad essere modellata e in alcuni suoi punti venivano applicati carichi variabili (sia nel tempo sia nello spazio), per rappresentare gli effetti della collisione. Invece, da circa 10-15 anni, si è soliti considerare volatile e struttura *target* come corpi accoppiati.

Esistono fondamentalmente cinque metodologie differenti per modellare agli elementi finiti un volatile in un evento di *bird strike*:

- metodo Lagrangiano;
- metodo Euleriano;
- metodo *ALE (Arbitrary Lagrangian Eulerian)*;
- metodo *Smoothed Particles Hydrodynamics (SPH)*;
- metodo delle masse modali (MN).

Le varie formulazioni differiscono tra loro per il sistema di riferimento usato per analizzare il moto e per le equazioni governanti il *bird strike*; per una trattazione dettagliata, conviene analizzarli singolarmente.

Un'esaustiva spiegazione dei vari approcci è riportata da Reza Hedayati e Mojtaba Sadighi in [8].

3.1 Metodo Lagrangiano

L'approccio di Lagrange è stato il primo ad essere utilizzato per modellare, per mezzo del metodo agli elementi finiti, un volatile in un problema di *bird strike*. È stato il metodo più usato fino a qualche anno fa, quando ha cominciato a prendere piede l'utilizzo del metodo *SPH*, oggi strategia più utilizzata, come vedremo successivamente. Nonostante ciò, quello Lagrangiano è l'approccio standard per discretizzare spazialmente agli elementi finiti parti strutturali solide, come la struttura *target*.

In questa tecnica, la *mesh* viene costruita sul corpo; in altre parole, la struttura è divisa in un certo numero di elementi discretizzanti che costituiscono la *mesh*. Allora, ogni nodo rappresenta una particella del materiale e di conseguenza la griglia si muove con la struttura, durante la sua deformazione, come si può vedere in figura 3.1.

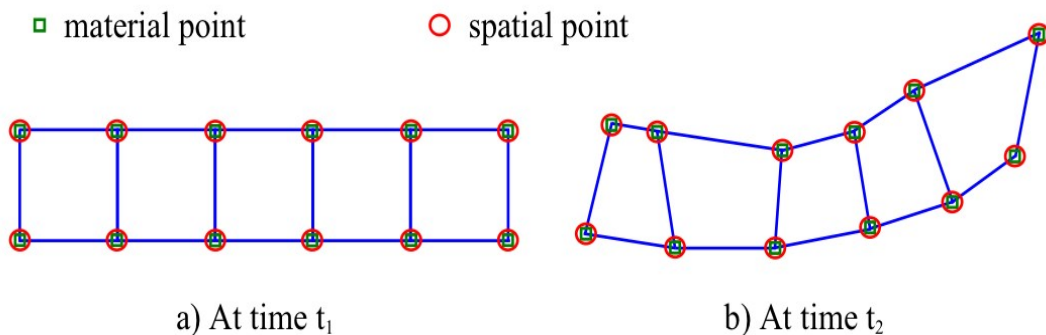


Figura 3.1: approccio Lagrangiano. [4]

Il sistema di riferimento che viene utilizzato nell'approccio Lagrangiano è il sistema di riferimento del materiale, indicato comunemente con X . Il moto di ogni particella in questa formulazione è descritto da:

$$x = \varphi(X, t) \quad (3.1)$$

Dove φ è una funzione mappante la posizione iniziale del materiale con la posizione corrente. Lo spostamento di un punto è definito come la distanza tra le posizioni finale e iniziale del punto stesso, perciò è dato da:

$$u(X, t) = x - X \quad (3.2)$$

L'approccio Lagrangiano presenta una serie di vantaggi e svantaggi.

Per quanto riguarda i principali vantaggi, possono essere elencati come segue:

- facilità nell'imporre le condizioni al contorno;
- facilità nel tener traccia del comportamento del materiale del corpo.

Per quanto riguarda il primo vantaggio, visto che la *mesh* si muove con la struttura durante la sua deformazione, i nodi che si trovano nel contorno rimangono sempre associati agli stessi punti di contorno, perciò imporre le condizioni è semplice.

Per quanto riguarda il secondo vantaggio, si ricordi che le varie proprietà si leggono sui nodi e che questi rappresentano sempre la stessa particella, allora se per un nodo si legge un determinato valore, di tensione ad esempio, questo è lo stesso che caratterizza la particella cui il nodo stesso è attaccato.

In aggiunta, è relativamente semplice implementare modelli costitutivi complessi per i materiali utilizzando l'approccio di Lagrange, proprio per quanto appena spiegato.

Per quanto riguarda i principali svantaggi, si possono riassumere nei seguenti:

- il volatile non si può "rompere in detriti" (come avviene nella realtà);
- nelle strutture in cui si verificano grandi deformazioni, il tempo computazione diventa molto elevato;
- nelle strutture in cui si verificano grandi deformazioni, si possono generare volumi negativi per gli elementi o ripiegamenti che possono produrre risultati inaccurati.

Nei problemi in cui si verificano grandi spostamenti, visto che la *mesh* si muove con la struttura, si generano grandi distorsioni degli elementi e queste possono provocare un aumento del *time step* e possono provocare la comparsa di volumi negativi. Si cerchi di spiegare meglio la nascita di questi fenomeni.

Per avere risultati accurati, il *time step* Δt dev'essere almeno minore del tempo richiesto a un'onda d'urto per viaggiare attraverso la più piccola dimensione tra tutti gli elementi l_{min} ($\Delta t = \frac{l_{min}}{c}$). Si supponga si verificano grandi distorsioni su elementi quadrati, se si assiste all'aumentare di una dimensione dell'elemento, l'altra può diminuire, perciò l_{min} può decrescere, il *time step* ridursi e inevitabilmente il tempo computazionale aumentare.

Inoltre, se si verificano grandi distorsioni, gli elementi possono piegarsi su se stessi e generare volumi negativi (figura 3.2).

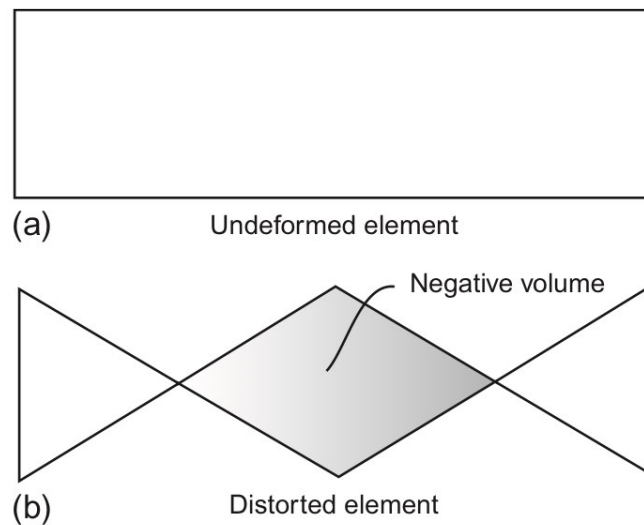


Figura 3.2: cosa si intende per volume negativo di un elemento. [8]

Esistono alcune tecniche per evitare la formazione di tali distorsioni in modo da permettere di trattare con approccio Lagrangiano anche le strutture sottoposte a grandi deformazioni.

Si possono elencare come segue:

- *element removing*;
- *small-strain simplification*;
- *nodal masses (NM)*;
- *adaptive remeshing / rezoning*.

Nella tecnica *element removing* viene definita una deformazione critica per gli elementi, così ogni elemento che si deforma al di sopra di tale valore viene rimosso. Questa tecnica è sicuramente la più utilizzata, per la sua grande stabilità; tuttavia, occorre fare attenzione ai risultati che si ottengono, quando la si usa. Infatti:

- la rimozione di un gran numero di elementi comporta la perdita di massa ed energia e questo viola i principi di conservazione corrispondenti;
- visto che la maggior parte delle grandi distorsioni hanno luogo all'interfaccia tra volatile e *target*, la rimozione di molti elementi comporta fluttuazioni all'intensità della forza di contatto e una diminuzione del suo valore medio.

Nella tecnica di *remeshing / rezoning*, in quelle zone della struttura in cui si verificano grandi distorsioni viene creata una nuova mesh. Questa tecnica non è molto utilizzata, principalmente per i seguenti due motivi:

- la creazione di una nuova mesh ogni volta che si verificano grandi distorsioni aumenta notevolmente il tempo computazionale;
- è una tecnica molto complessa. Infatti, se si desidera effettuare il processo in maniera automatica, sono necessari algoritmi complessi per mappare nuovamente la struttura e quelli esistenti al momento spesso restituiscono errori numerici, soprattutto per geometrie complesse.

Nella tecnica cosiddetta *small-strain simplification* la matrice Jacobiana non viene caricata ad ogni *timestep*, così le grandi distorsioni sono evitate.

Nella tecnica delle masse modali, per il calcolo del *timestep* viene utilizzata la massa degli elementi invece della loro dimensione e viene incrementata artificialmente per mantenere l'intervallo di integrazione temporale costante; per problemi come la simulazione del *bird strike* questo metodo non può essere utilizzato, perché la massa finale del volatile può diventare molto grande.

Per una visione d'insieme, vantaggi, svantaggi e le principali soluzioni per l'approccio Lagrangiano sono riportati in tabella 3.1.

| Vantaggi | Svantaggi | Soluzione |
|--|---|---|
| Facilità nel tener traccia del comportamento del materiale della struttura | Grandi distorsioni degli elementi causano tempi computazionali elevati | <i>element removing,</i> <i>small-strain simplification,</i> <i>nodal masses (NM),</i> <i>adaptive remeshing</i> |
| Facilità nell'imporre le condizioni al contorno | Grandi distorsioni degli elementi possono generare ripiegamenti e volumi negativi | <i>element removing,</i> <i>small-strain simplification,</i> <i>nodal masses (NM),</i> <i>adaptive remeshing</i> |
| Facilità nell'implementare modelli costitutivi complessi per i materiali | I volatili non si possono "rompere" in detriti | |

| | | |
|--|--|--|
| Facilità nell'impostare il problema da parte dell'utente | | |
|--|--|--|

Tabella 3.1: vantaggi, svantaggi e soluzioni per l'approccio Lagrangiano.

3.2 Metodo Euleriano

Il metodo di Eulero è stato il secondo tipo di approccio (dopo quello di Lagrange) ad essere utilizzato per modellare, con il metodo agli elementi finiti, un volatile in un problema di *bird strike*. Anche prima dell'arrivo del metodo *SPH*, non ha trovato una vasta diffusione per simulare il volatile nelle collisioni con i velivoli. Nonostante questo, è il metodo standard per problemi fluidodinamici.

In questa tecnica, non viene discretizzato il corpo, bensì il dominio spaziale; la *mesh* è praticamente trattata come un volume di controllo: la griglia è fissa nello spazio e il materiale la attraversa, come mostrato in figura 3.3. Inizialmente alcune celle contengono il materiale mentre altre sono vuote, ma nel tempo alcune celle vengono abbandonate e se ne riempiono di nuove.

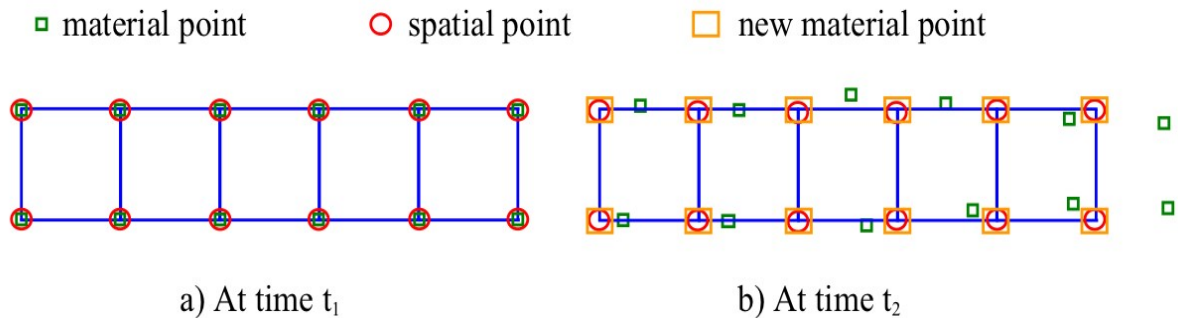


Figura 3.3: Approccio Euleriano. [4]

La descrizione del moto con il metodo di Eulero è opposta rispetto a quella Lagrangiana. Il sistema di riferimento utilizzato in questa formulazione è quello spaziale, non materiale. Allora si può semplicemente scrivere:

$$X = \varphi^{-1}(x, t) \quad (3.3)$$

L'approccio Euleriano presenta una serie di vantaggi e svantaggi.

Per quanto riguarda i vantaggi, si possono riassumere nei seguenti:

- possibilità di utilizzare *time step* maggiori rispetto al metodo Lagrangiano;
- impossibilità di avere volumi negativi.

I vantaggi sono principalmente dovuti all'impossibilità di avere distorsioni degli elementi della *mesh*, visto che nell'approccio Euleriano è fissa nello spazio e non segue la struttura.

Per quanto riguarda gli svantaggi, si possono riassumere come segue:

- difficoltà nel tener traccia del comportamento del materiale;
- sforzo computazionale intenso;
- diffusione nei contorni del materiale.

La difficoltà nel tracciare il comportamento dei materiali è dovuta al fatto che, in questo approccio, la *mesh* non segue la struttura nella sua deformazione. Il tensore delle tensioni e quello delle deformazioni devono essere spostati di cella in cella, dove si trova il materiale; ciò, oltre a non essere semplice, comporta risultati meno accurati rispetto all'approccio Lagrangiano. Il disaccoppiamento tra *mesh* e struttura rende anche difficile seguire l'interfaccia d'impatto.

Lo sforzo computazionale è maggiore rispetto al caso Lagrangiano in quanto sono necessari schemi di differenziazione numerica di ordine elevato, per evitare dissipazioni numeriche che si verificherebbero con schemi di basso ordine.

Per una visione d'insieme, vantaggi, svantaggi e le principali soluzioni per l'approccio Euleriano sono riportati in tabella 3.2.

| Vantaggi | Svantaggi | Soluzione |
|--|---|---|
| Possibilità di utilizzare <i>time step</i> maggiori rispetto al caso Lagrangiano | Difficoltà nel tenere traccia del comportamento del materiale della struttura | Trasferire i tensori delle tensioni e delle deformazioni tra le celle |
| Impossibilità di avere volumi negativi | Sforzo computazione intenso | |
| | Diffusione nei contorni del materiale | Utilizzare implementazioni sofisticate per tenere sotto controllo i contorni. |

Tabella 3.2: vantaggi, svantaggi e soluzioni per l'approccio Euleriano.

3.3 Metodo *ALE*

L'approccio *ALE* (*Arbitrary Lagrangian Method*) è stato il terzo, in ordine cronologico, ad essere utilizzato per la modellazione agli elementi finiti di un volatile in un problema di *bird strike*. Prima dell'arrivo del metodo *SPH*, per utilizzo è stato secondo soltanto al metodo Lagrangiano, poi è caduto in disuso per la simulazione di questo genere di problemi. Nonostante questo, è tutt'oggi utilizzato e costituisce lo standard per problemi ingegneristici riguardanti l'interazione tra fluido e struttura, in cui sia l'approccio di Eulero sia quello di Lagrange non riescono a fornire buoni risultati.

È una combinazione tra il metodo Lagrangiano e quello Euleriano, che cattura i vantaggi di entrambi i metodi e minimizza gli svantaggi.

In questa tecnica, come in quella di Eulero, non viene discretizzata la struttura ma il dominio spaziale, però la *mesh* non è fissa nello spazio e può muoversi nella direzione del moto del proiettile, di solito con velocità pari alla velocità media delle particelle, come mostrato in figura 3.4.

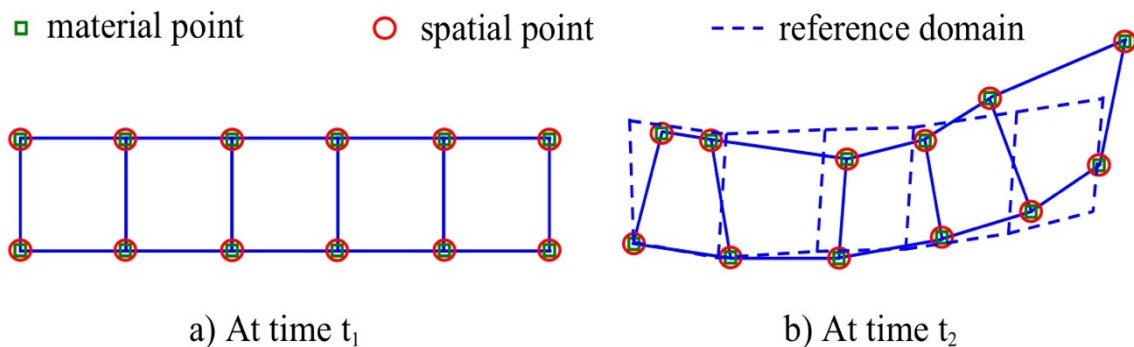


Figura 3.4: approccio *ALE*. [4]

Il sistema di riferimento utilizzato in questa formulazione viene definito dall'utente, in modo da sfruttare i vantaggi di entrambi i metodi e per minimizzare gli svantaggi.

Anche l'approccio *ALE* presenta una serie di vantaggi e di svantaggi.

Per quanto riguarda i vantaggi, si possono elencare come segue:

- buona facilità nel tenere traccia del comportamento del materiale, se confrontata con il metodo di Eulero;
- minor sforzo computazionale, se confrontato con il metodo di Eulero;

- migliore modellazione del contatto, se confrontata con il metodo di Eulero.

I miglioramenti sia nel tenere traccia di come si comporta la struttura sia nel modellare l'interfaccia di contatto, rispetto a Eulero, sono dovuti al fatto che, nell'approccio *ALE*, la *mesh* non è fissa ma si muove, con velocità di solito uguale a quella media delle particelle. Il minor sforzo computazionale, rispetto alla formulazione di Eulero, è dovuto principalmente al fatto che basta un dominio di discretizzazione minore, visto che la *mesh* si muove.

Per quanto riguarda gli svantaggi, si possono elencare come segue:

- possibilità di avere distorsioni degli elementi;
- maggiore difficoltà nell'impostare il problema da parte dell'utente, rispetto agli altri metodi.

Per una visione d'insieme, vantaggi, svantaggi e le principali soluzioni per l'approccio *ALE* sono riportati in tabella 3.3.

| Vantaggi | Svantaggi | Soluzione |
|---|--|----------------------|
| buona facilità nel tenere traccia del comportamento del materiale, se confrontata con il metodo di Eulero | possibilità di avere distorsioni degli elementi; | <i>mesh</i> più fine |
| minor sforzo computazionale, se confrontato con il metodo di Eulero | maggiore difficoltà nell'impostare il problema da parte dell'utente, rispetto agli altri metodi. | |
| migliore modellazione del contatto, se confrontata con il metodo di Eulero | | |

Tabella 3.3: vantaggi, svantaggi e soluzioni per l'approccio *ALE*.

3.4 Metodo SPH

L'approccio *SPH* (*Smoothed Particles Hydrodynamics*) è stato il quarto, in ordine cronologico, ad essere utilizzato per la modellazione agli elementi finiti di un volatile in un problema di *bird strike* ed è risultato il migliore, in termini di accuratezza, tanto che oggi è il più utilizzato. Tale formulazione è stata sviluppata da Monaghan intorno al 1970 per studiare come interagiscono i corpi nello spazio e intorno al 1990 è stata per la prima volta applicata per lo studio di impatti caratterizzati da velocità maggiori di quella del suono. Alcuni anni dopo, intorno al 2000, il metodo *SPH* è stato provato, e si è dimostrato valido, per simulare problemi di meccanica solida caratterizzati da grandi deformazioni, come incidenti ed eventi di *bird strike*. A partire da quelle prime simulazioni, il suo utilizzo è costantemente cresciuto ed oggi si può tranquillamente considerare l'approccio più comune per la modellazione del volatile in un problema di *bird strike*.

In questa tecnica, il corpo viene trattato come un insieme (una nuvola, in gergo) di tante piccole particelle separate che interagiscono tra loro: ogni particella ha una propria massa (tale che la somma di tutte restituisce la massa del corpo), contiene un certo numero di molecole e trasporta le informazioni meccaniche e termodinamiche dei punti che rappresenta. Visto il modo in cui viene discretizzato il corpo, l'approccio SPH è l'unico privo di *mesh*, come si può vedere in figura 3.5.

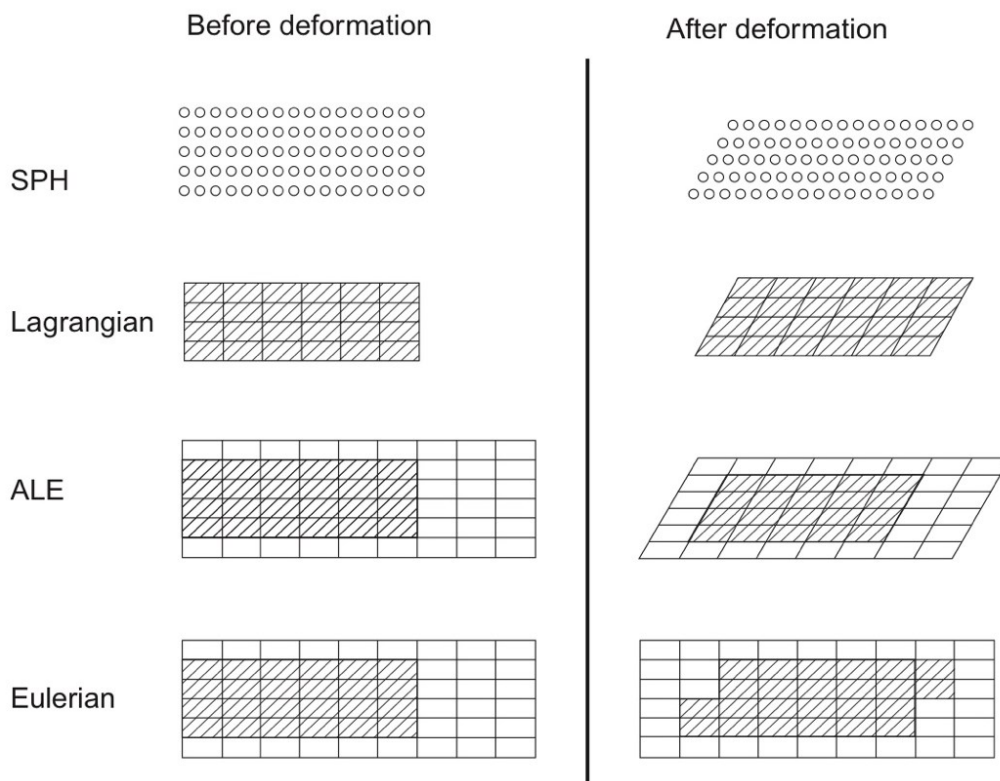


Figura 3.5: confronto tra i vari metodi di modellazione per il volatile. [8]

Un'esaustiva trattazione matematica è riportata da Reza Hedayati e Mojtaba Sadighi in [8] ed è di seguito riportata.

Nel metodo *SPH*, le particelle sono descritte nel seguente modo:

$$(x_i(t), m_i(t))_{i \in P} \quad (3.4)$$

Dove P è l'insieme delle particelle, $x_i(t)$ è la posizione dell' i -esima particella e $m_i(t)$ è la massa dell' i -esima particella. Le variabili di campo di ogni particella sono calcolate attraverso interpolazione delle particelle vicine, dove con particelle vicine si intende quelle che stanno dentro una lunghezza caratteristica particolare, denominata *smoothing length* (figura 3.6), solitamente indicata con \bar{h} .

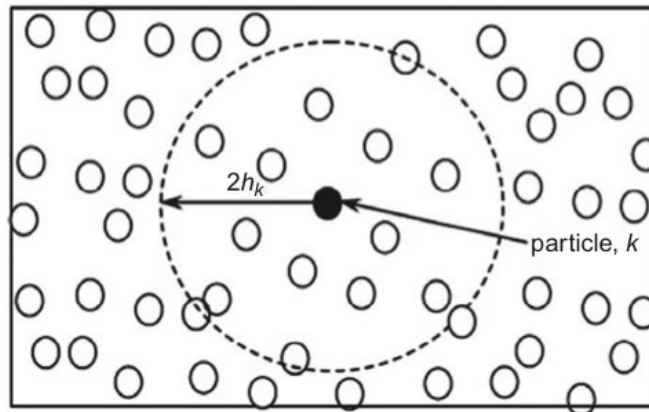


Figura 3.6: dominio di interpolazione per una particella. [8]

La funzione interpolante *smoothing kernel*, solitamente indicata con W , è importante nella formulazione del metodo *SPH* e dev'essere introdotta per il proseguo della trattazione, così come la formula di quadratura.

Si consideri la formula di quadratura (ovvero l'algoritmo di approssimazione dell'integrale di una funzione su un dato volume), si può scrivere nel seguente modo:

$$\int_{\omega} f(x) dx = \sum_{j \in P} m_j(t) f(x_j(t)) \quad (3.5)$$

Per quanto riguarda la funzione interpolante *smoothing kernel*, è necessario prima definire la funzione ausiliaria B-spline cubica. Si definisce funzione ausiliaria B-spline cubica la seguente funzione definita a tratti:

$$\theta = \theta(y) = \alpha_1 \cdot \begin{cases} 1 - \frac{3}{2}y^2 + \frac{3}{4}y^3, & y \leq 1 \\ \frac{1}{4}(2-y)^3, & 1 \leq y \leq 2 \\ 0, & y \geq 2 \end{cases} \quad (3.6)$$

dove:

- α_1 è una costante, solitamente assunta pari a $\frac{10}{7\pi}$;
- $y = \frac{|x_i - x_j|}{\bar{h}}$.

Allora, la funzione interpolante *smoothing kernel* W è data da:

$$W = W(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j, \bar{h}) = \frac{1}{\bar{h}} \theta\left(\frac{\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j}{\bar{h}}\right) \quad (3.7)$$

La funzione interpolante dipende dalla posizione delle particelle prese in esame e dalla lunghezza caratteristica di interpolazione delle particelle (figura 3.6).

Per quanto riguarda la *smoothing length*, poiché quando si è in presenza di regioni scarsamente popolate conviene aumentare tale lunghezza caratteristica per prendere un numero maggiore di particelle, mentre in presenza di regioni densamente popolate aumentare tale lunghezza non migliora l'accuratezza ma aumenta soltanto i tempi computazionali, si è dimostrato che non conviene considerarla costante, bensì variabile sia nello spazio sia nel tempo.

Si indichi con $A_i(\mathbf{x})$ la generica proprietà di una i -esima particella (che può variare nello spazio), il suo valore interpolato $A_i^h(\mathbf{x})$ si ottiene combinando tra loro le equazioni (3.5) e (3.7) e risulta pari a:

$$A_i^h(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^N m_j \frac{A_j}{\rho_j} W(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j, \bar{h}) \quad (3.8)$$

mentre il gradiente di $A_i^h(\mathbf{x})$ è dato da:

$$\nabla A_i^h(\mathbf{x}) = \sum_{j=1}^N m_j \frac{A_j}{\rho_j} \nabla W(\mathbf{x}_i - \mathbf{x}_j, \bar{h}) \quad (3.9)$$

L'equazione generale di conservazione della massa è data da:

$$\frac{d\rho}{dt} = -\rho \nabla \mathbf{v} \quad (3.10)$$

Utilizzando le relazioni presentate sopra, l'equazione di conservazione della massa nella formulazione *SPH* è data da:

$$\frac{d\rho_i}{dt} = \sum_{j=1}^N m_j \frac{\rho}{\rho_j} \mathbf{v}_j \cdot \nabla W_{ij} \quad (3.11)$$

L'equazione di conservazione della quantità di moto con la formulazione *SPH* è data da:

$$\frac{d\mathbf{v}_i}{dt} = - \sum_{j=1}^N m_j \left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_i}{\rho_i^2} + \frac{\boldsymbol{\sigma}_j}{\rho_j^2} \right) \cdot \nabla W_{ij} \quad (3.12)$$

L'equazione di conservazione dell'energia nella formulazione *SPH* è data da:

$$\frac{dE_i}{dt} = - \sum_{j=1}^N m_j (\mathbf{v}_i - \mathbf{v}_j) \cdot \left(\frac{\boldsymbol{\sigma}_i}{\rho_i^2} \right) \cdot \nabla W_{ik} \quad (3.13)$$

Le relazioni (3.11), (3.12) e (3.13) costituiscono le equazioni complete del problema del *bird strike* discretizzate con tecnica *SPH* ed è proprio a queste che bisogna applicare gli algoritmi numerici temporali per arrivare a soluzione.

Nell'approccio *Smoothed Particles Hydrodynamics*, la mancanza di una *mesh* rende impossibile il verificarsi di distorsioni degli elementi, perciò non possono comparire volumi negativi e si può mantenere costante il *time step* durante la simulazione. Inoltre, questo metodo permette di tenere facilmente traccia del comportamento del materiale del corpo, visto che vengono seguite proprio le particelle, ed è l'unico che permette di vedere il volatile "rompersi" in detriti come nella realtà, grazie alla natura particellare del modello. Tale approccio presenta però anche degli svantaggi. Innanzitutto, il fatto che nelle simulazioni con formulazione *SPH* vi siano tutte queste interpolazioni richiede un grande sforzo computazionale da parte del calcolatore, in particolare sono richieste RAM capienti e CPU dalle elevate prestazioni, tanto che per problemi veramente complessi è necessario l'utilizzo del calcolo in parallelo. Un altro svantaggio è la mancanza di contorni netti, soprattutto a collisione avvenuta, quando le particelle sono sparse per il dominio spaziale, fatto che rende difficile l'assegnazione delle condizioni al contorno. Un ultimo problema è legato al fatto che talvolta, quando le particelle sono soggette a trazione, si formano dei grappoli e questi possono portare a instabilità numerica.

Per una visione d'insieme, vantaggi, svantaggi e le principali soluzioni per l'approccio *SPH* sono riportati in tabella 3.4.

Come già accennato, visti i progressi tecnologici degli ultimi anni che hanno permesso di disporre di calcolatori performanti anche nella quotidianità, tale metodo è sempre più

utilizzato, tanto che si può considerare l'approccio principale per la modellazione dei volatili nei problemi di *bird strike*.

| Vantaggi | Svantaggi | Soluzione |
|---|--|--|
| Facilità nel tenere traccia del comportamento del materiale | Grande sforzo computazionale | Calcolatori performanti o calcolo in parallelo |
| Impossibilità del verificarsi di grandi distorsioni vista la mancanza della <i>mesh</i> | Mancanza di contorni netti | |
| I volatili si "rompono" in detriti, come nella realtà. | Instabilità numerica se si formano grappoli. | |

Tabella 3.4: vantaggi, svantaggi e soluzioni per l'approccio SPH.

3.5 Metodo delle Masse Modali (MN)

Il metodo delle masse modali è stato il quinto, in ordine cronologico, ad essere utilizzato per modellare i volatili con il metodo agli elementi finiti in un problema di *bird strike*.

È stato utilizzato qualche volta, più che altro con lo scopo di confrontare le varie metodologie, e poiché ha sempre mostrato risultati poco accurati, non ha mai trovato una buona diffusione, tanto che non è più utilizzato.

In questo approccio, il corpo viene rappresentato con un insieme di piccole particelle diverse separate, non interagenti tra loro. La differenza rispetto al metodo *SPH* risiede proprio nel fatto che con il metodo delle masse modali le particelle non si considerano comunicanti tra loro, ed è proprio questo il motivo per cui i risultati che si ottengono sono inaccurati.

3.6 Algoritmi di contatto

Si sono discusse le strategie di modellazione agli elementi finiti per un volatile; in un evento di *bird strike* però il volatile non è solo, ma impatta contro un *target* (solitamente discretizzato con approccio Lagrangiano), perciò pure l'interazione tra il proiettile e la struttura impattata deve essere modellata. Una delle difficoltà maggiori nel modellare un

impatto tra un volatile e un velivolo nei vari software agli elementi finiti è proprio modellare il contatto tra i corpi.

Visto che il volatile si comporta come un fluido, l'interazione tra l'uccello e la struttura *target* può essere considerata e trattata come un'interazione fluido-struttura.

Esistono vari algoritmi per descrivere il contatto, in base all'approccio che viene scelto per modellare il volatile. Tralasciando la trattazione matematica, è utile e interessante capire come funzionano a livello qualitativo.

3.6.1 Algoritmi di contatto per l'approccio Lagrangiano

Gli algoritmi di contatto disponibili per modellare l'interazione tra un volatile, discretizzato con approccio Lagrangiano, e una struttura *target* sono due:

- *node-to-surface*;
- *surface-to-surface*.

Nell'algoritmo di contatto nodo-superficie, i nodi del volatile vengono definiti come *slave set*, mentre la struttura impattata viene definita come *master set*. Durante la simulazione, viene controllato, ad ogni *time step*, che i nodi dell'uccello non penetrino la struttura *target*. È stato dimostrato che l'algoritmo di contatto *node-to-surface* (schematizzato in figura 3.7) è la miglior scelta quando si decide di utilizzare l'approccio Lagrangiano per il volatile.

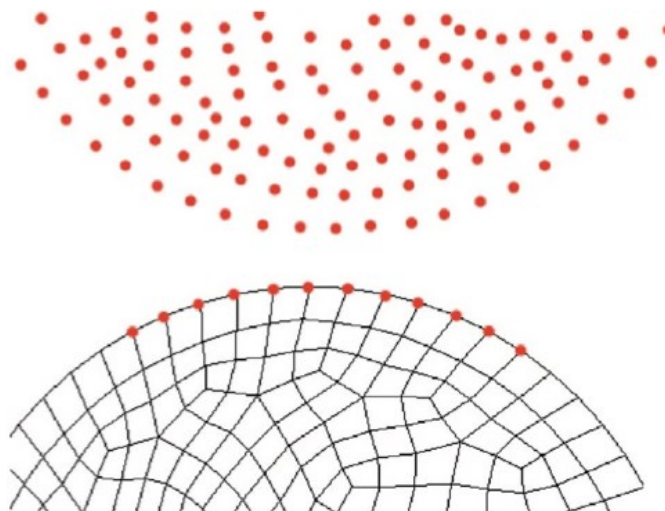


Figura 3.7: schematizzazione dell'algoritmo di contatto *node-to-surface*. [8]

Nell'algoritmo di contatto surface-to-surface, non è importante quale corpo si definisce *master* o *slave*. Durante la simulazione, ad ogni *time step*, viene calcolata la distanza tra ogni nodo del volatile e ogni nodo della struttura così da individuarne il valore più piccolo; se la distanza più piccola tra tutte risulta minore di un valore, che può essere stabilito da vari criteri, il nodo *slave* viene fatto traslare lungo il segmento fino al nodo *master*. Una schematizzazione dell'algoritmo di contatto superficie-superficie è riportata in figura 3.8.

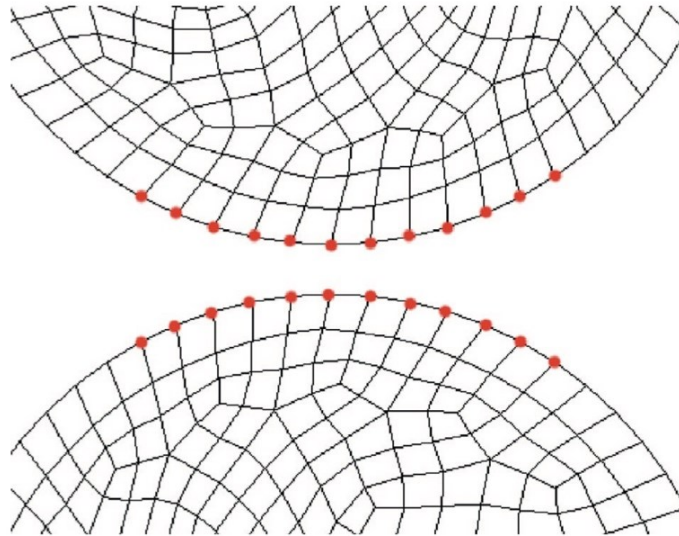


Figura 3.8: schematizzazione dell'algoritmo di contatto surface-to-surface. [8]

3.6.2 Algoritmi di contatto per l'approccio *SPH*

Gli algoritmi di contatto disponibili per modellare l'interazione tra un volatile, discretizzato con approccio *SPH*, e una struttura *target*, sono due:

- *particle-to-particle*;
- *particle-to-surface*.

Nell'algoritmo di contatto particella-particella, durante la simulazione, ad ogni *time step* viene calcolata la distanza tra ogni paio di particelle vicine e, se questa risulta minore di un valore stabilito da un qualche criterio, viene applicata una forza a entrambe le particelle lungo la linea (ipotetica) che le congiunge, in modo da evitare che si compenetrino (figura 3.9).

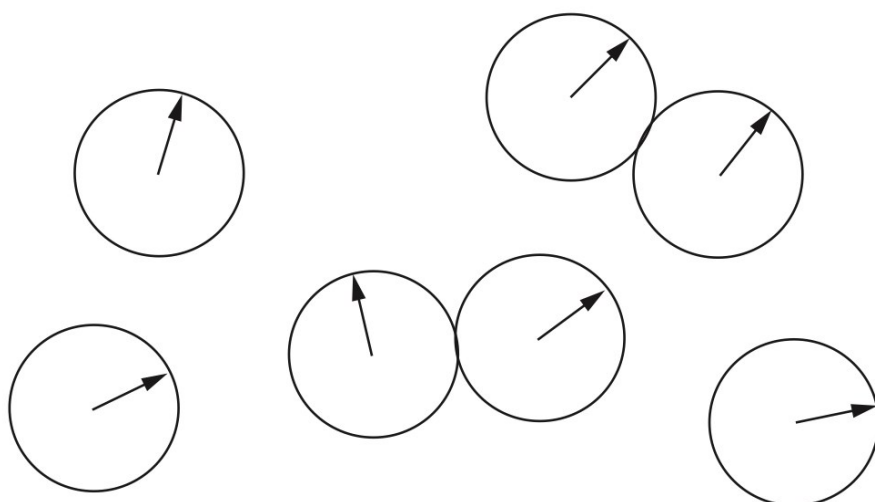


Figura 3.9: schematizzazione dell' algoritmo di contatto *particle-to-particle*. [8]

Nell'algoritmo di contatto *particle-to-surface*, durante la simulazione, ad ogni *time step* viene calcolata la distanza tra ogni particella del volatile e la struttura *target* e, se questa risulta minore di $0.5h$, viene applicata una forza alla particella in esame in direzione perpendicolare alla superficie della struttura, con verso opposto (figura 3.10).

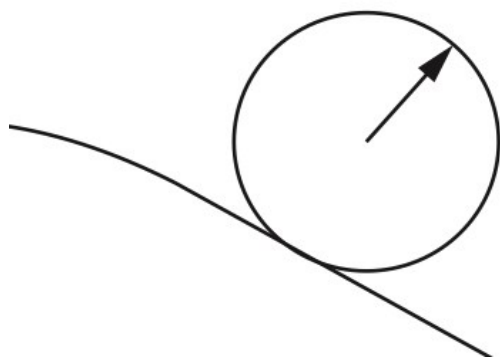


Figura 3.10: schematizzazione dell' algoritmo di contatto *particle-to-surface*. [8]

Per concludere il discorso sui vari algoritmi di contatto, sono stati eseguiti diversi esperimenti per investigare l'influenza dell'attrito nell'interazione tra il volatile e la struttura *target* e i migliori risultati si ottengono o considerando e impostando nulli i coefficienti di attrito, oppure con valori piuttosto piccoli, pari a circa 0.2-0.3.

3.7 Modellazione della geometria e del materiale del volatile

Si è discusso, fino ad ora, dei vari approcci per discretizzare un volatile in una simulazione di *bird strike*, ma non si è ancora detto nulla su quale sia la geometria semplificativa che permette di rappresentarlo al meglio e nemmeno su quale sia il materiale migliore da assegnargli, passaggi fondamentali in ogni codice FEM.

Infatti, i volatili sono caratterizzati da consistenza, forma e dimensione estremamente diverse tra loro (non solo tra specie diverse, ma anche all'interno di una data specie) e queste caratteristiche sono difficili da implementare nei software così come sono realmente. Per simulare un evento di *bird strike*, bisogna inevitabilmente ricorrere a semplificazioni geometriche e costitutive per il volatile.

Tali argomenti sono esaustivamente descritti da Hedayati e Sadighi in [8].

3.7.1 Modellazione del materiale del volatile

I volatili hanno una composizione piuttosto complessa:

- internamente possiedono organi caratterizzati da forma e materiali diversi;
- esternamente possono possedere piume, artigli, becchi, ecc.

Inoltre, come precedentemente accennato, queste caratteristiche variano sia tra le specie sia all'interno di una stessa famiglia, anche con il sesso e con l'età dell'uccello.

Questa complessità costitutiva rende estremamente difficile trovare un materiale da poter associare a un volatile per una simulazione di *bird strike*.

Nel corso degli anni diversi ricercatori hanno cercato di trovare una risposta a questo problema, attraverso numerose campagne sperimentali.

Nel caso di impatti a bassa velocità, il volatile non può essere considerato né uniforme né omogeneo, perciò risulta impossibile modellarne il comportamento con un solo materiale.

Nel caso di impatti a velocità elevate, come avviene nel *bird strike*, è stato scoperto che il volatile si comporta come un getto omogeneo di fluido; quindi, un unico materiale può effettivamente predirne il comportamento.

Il Dr. James Wilbeck, intorno al 1980, ha dimostrato sperimentalmente che il miglior materiale sostitutivo per un volatile, mentre impatta un velivolo, è la gelatina caratterizzata dal 10% di porosità e da una densità di 950 kg/m^3 . Risultati altrettanto buoni si ottengono se si utilizza acqua caratterizzata dal 10% di porosità.

Per associare tale materiale ad un uccello in una simulazione, bisogna implementare una legge costitutiva adatta a descriverlo (non può essere quella dei materiali metallici), più un'equazione di stato (*EOS*) che permetta di calcolare tutte le variabili di stato del volatile. Esistono diverse leggi costitutive per rappresentare il comportamento di materiali che tendono a deformarsi in modo simile ai fluidi quando impattano ad alte velocità, ma la più utilizzata è la seguente:

$$\sigma_{ij} = -P\delta_{ij} + 2\rho\gamma\dot{\epsilon}_{ij} \quad (3.14)$$

dove P è la pressione, γ è il coefficiente di viscosità dinamica e δ_{ij} è la matrice identità.

Nei vari software solitamente tale legge costitutiva è legata al modello materiale denominato “null”.

Un'equazione di stato è una legge che descrive lo stato della materia; in altri termini, lega tra loro le variabili di stato (pressione P , volume V , densità ρ , temperatura T ed energia interna e) di un dato sistema fisico, in una data condizione fisica.

L'equazione di stato più famosa è sicuramente quella dei gas ideali, utile per descrivere il comportamento dei gas in condizioni di bassa pressione e alta temperatura. Essa è data da:

$$PV = nRT \quad (3.15)$$

dove n è il numero di moli e R è la costante universale dei gas ideali, pari a 8.314462 J/(mol.K).

Sono state trovate anche altre equazioni di stato, più accurate, per i gas, così come ne sono state trovate e ne esistono per i liquidi e per i solidi.

Se si vuole definire lo stato fisico del volatile, durante un evento di *bird strike*, bisogna implementare una EOS in aggiunta alle equazioni del problema. Per la modellazione di un volatile, quando impatta con un velivolo, esistono diverse EOS, tutte semi-empiriche; le principali sono le seguenti:

- EOS polinomiale di terzo grado;
- Mie-Grunesein.

L'equazione di stato polinomiale di terzo grado ha la seguente forma:

$$P = c_0 + c_1\mu + c_2\mu^2 + c_3\mu^3 + (c_4 + c_5\mu + c_6\mu^2)E_i \quad (3.16)$$

dove i coefficienti $c_0 - c_6$ sono i coefficienti del polinomio, E_i è l'energia interna e μ è il cambiamento di densità che si verifica durante l'impatto, dato da:

$$\mu = \frac{\rho}{\rho_0} - 1 \quad (3.17)$$

I valori dei coefficienti non sono casuali ma si ricavano dalle seguenti espressioni:

$$\begin{aligned}
 c_0 &= c_4 = c_5 = c_6 = 0 \\
 c_1 &= \rho_0 c_m^2 \\
 c_2 &= (2k - 1)c_1 \\
 c_3 &= (k - 1)(3k - 1)c_1
 \end{aligned} \tag{3.18}$$

dove ρ_0 è la densità iniziale del corpo, c_m è la velocità del suono nel materiale del corpo e k è una costante sperimentale (per l'acqua $k=2$).

L'equazione di stato Mie-Grunesein ha la seguente forma, per un solido in compressione:

$$P = \frac{\rho_0 C^2 \mu + \left(1 - \frac{\gamma_0}{2}\right) \mu - \frac{a}{2} \mu^2}{\left[1 - (S_1 - 1)\mu - S_2 \frac{\mu^2}{\mu + 1} - S_3 \frac{\mu^3}{(\mu + 1)^2}\right]^2} + (\gamma_0 + a\mu)E \tag{3.19}$$

dove C , S_1 , S_2 , S_3 , γ_0 sono parametri che si ottengono dagli esperimenti, mentre a è la correzione del primo ordine di γ_0 . I parametri per l'acqua (oppure per la gelatina) sono $C=1480$, $S_1= 1.92$, $S_2 =0$, $S_3=0$, $\gamma_0 = 0.1$. In molti casi pratici, un'alternativa altrettanto accurata consiste nell'utilizzare $C=1647$, $S_1= 2.48$ e tutti gli altri parametri nulli.

3.7.2 Modellazione geometrica del volatile

I volatili sono caratterizzati dalle forme e dalle dimensioni più disparate tra loro, ma soprattutto sono estremamente complesse da rappresentare; perciò, è inevitabile la necessità di ricorrere a semplificazioni geometriche per poter simulare un evento di *bird strike*.

Nel corso degli anni, numerosi scienziati hanno dedicato il loro tempo a svolgere simulazioni con geometrie più o meno semplici, per cercare quella che restituisse risultati più simili alla realtà e si è arrivati a risultati eccezionali.

Visto che per impatti ad alte velocità i volatili si possono considerare uniformi, le geometrie semplificative che si possono utilizzare sono le seguenti (riportate in figura 3.11):

- cilindro;
- cilindro terminante con semisfere;
- sfera;
- ellissoide.

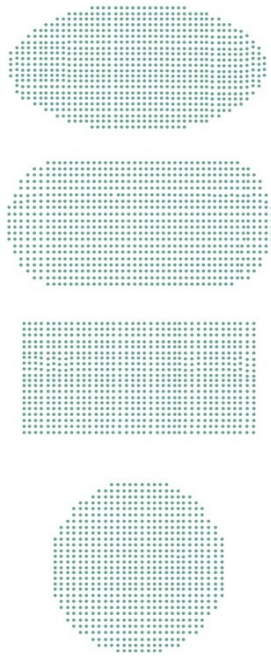


Figura 3.11: geometrie possibili per modellare il volatile. [8]

In figura 3.12, a scopo di confronto, viene riportato l'andamento della pressione nel punto centrale di impatto ottenuto sia dagli esperimenti di Wilbeck sia utilizzando le quattro geometrie sopra proposte.

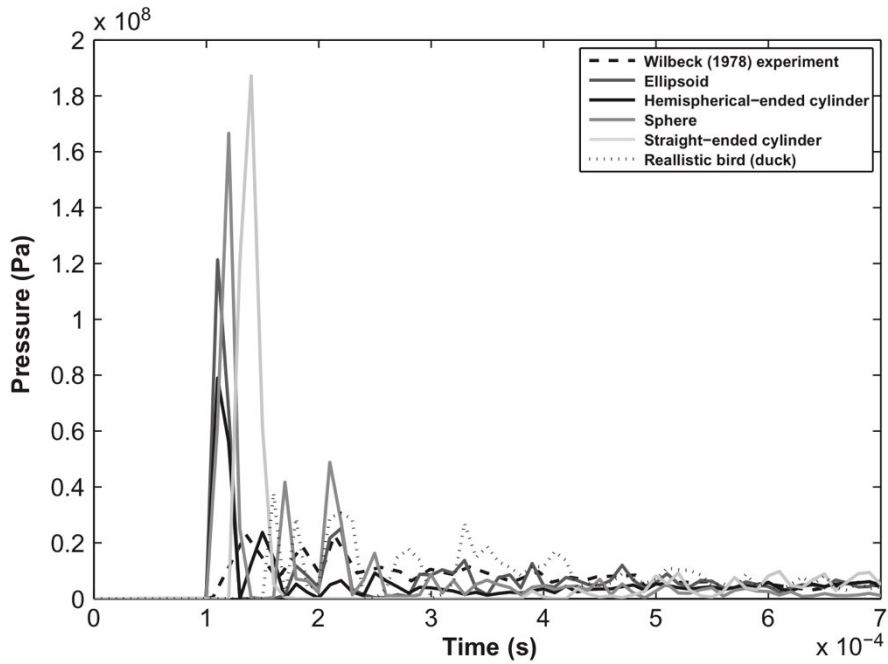


Figura 3.12: pressione nel punto centrale per le quattro geometrie e per Wilbeck. [8]

Utilizzando una qualsiasi delle quattro geometrie la pressione massima è sovrastimata rispetto al valore sperimentale di 40 MPa: utilizzando il cilindro si ottiene una pressione massima di circa 190 Mpa, utilizzando la sfera di circa 160 Mpa, con l'ellissoide di circa 120 Mpa e, infine, con il cilindro terminante con semisfere si ottiene un valore massimo di circa 80 Mpa.

Il cilindro terminante con semisfere permette di ottenere i risultati più vicini a quelli sperimentali effettuati da Wilbeck, anche se risultano circa il doppio. In questo senso, occorre sottolineare che tali valori sono indicativi ma non sono generali, infatti si possono ottenere valori più veritieri, migliorando la modellazione generale del problema.

Il cilindro "classico" è quello che più si avvicina al valore teorico della pressione di Hugoniot, calcolabile con la formula (2.14).

Si può concludere che la geometria che meglio rappresenta un volatile, e per questo la più utilizzata, è il cilindro terminante con due semisfere, mentre la peggiore è il cilindro "classico", quasi mai utilizzato. Nonostante questo, spesso viene utilizzata la sfera come geometria modellante il volatile, per i seguenti motivi:

- permette di avere un margine di sicurezza, utile soprattutto per controbilanciare le inevitabili approssimazioni che sono necessarie per modellare la geometria del *target*;
- è un valido compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati;
- visto che un volatile può impattare di muso, di coda e anche con una certa inclinazione contro il velivolo, la forma sferica permette di essere il più generali possibile in termini di orientazioni.

A puro scopo informativo, è interessante far notare che in letteratura vi è anche qualche lavoro in cui sono state utilizzate geometrie più complesse e reali. I risultati fondamentali di queste ricerche sono i seguenti:

- 1) All'aumentare dei dettagli geometrici si ottengono risultati sempre più accurati, ma risultano più sensibili alle orientazioni di impatto;
- 2) All'aumentare della dimensione e del peso dei volatili, le geometrie semplici forniscono risultati sempre meno accurati.

A livello pratico, si può dire che volatili fino ai 4-5kg possono essere tranquillamente modellati con una sfera, con un cilindro terminante con semisfere, con un cilindro

“classico” o con un ellissoide, mentre uccelli più pesanti necessitano di dettagli geometrici aggiuntivi, come il becco e le ali, altrimenti i risultati si discostano troppo dalla realtà.

Capitolo 4

Simulazione di alcuni eventi di *bird strike*

Con le conoscenze acquisite fino a questo punto si hanno tutti gli strumenti indispensabili per essere in grado di effettuare qualsivoglia simulazione di *bird strike*, previa conoscenza del funzionamento del *software* che si decide di scegliere.

In questo senso, ciascuno dei vari programmi presenta, all'interno del proprio sito ufficiale, diversi manuali di istruzione. La mole di tali elaborati è tutt'altro che indifferente (si tratta solitamente di migliaia di pagine, che racchiudono tutte le possibili funzionalità), per questo la miglior strategia per acquisire dimestichezza con i codici FEM è quella di utilizzarli e ricorrere all'uso dei testi ogni qual volta sorgono dubbi o problemi.

Comunque, oltre ai manuali ufficiali, si trovano in letteratura diversi articoli contenenti istruzioni e diversi *tutorial* per imparare a utilizzare i vari programmi agli elementi finiti.

In questo capitolo vengono eseguite alcune simulazioni di *bird strike* e ne vengono riportati i principali risultati.

4.1 Assunzioni preliminari

Vista l'esistenza di un gran numero di programmi, cinque approcci per la modellazione agli elementi finiti per il volatile e un'infinità di tipologie di impatto, è chiaro che bisogna fare delle scelte preliminari, per non addentrarsi in un'infinità di simulazioni.

I primi passi di ogni simulazione di *bird strike* sono i seguenti:

- 1) scelta del *software* adatto alla risoluzione del problema;
- 2) scelta della strategia di modellazione agli elementi finiti per il volatile;
- 3) scelta del tipo e del numero di impatti da analizzare.

4.1.1 *Software* utilizzato

Nonostante l'esistenza in commercio di numerosi programmi per simulare l'impatto tra uno o più volatili e un velivolo, il *software* che si sceglie per questa ricerca è ANSYS/LS-DYNA, per le seguenti motivazioni:

- è il più utilizzato a livello professionale per simulazioni di *bird strike*, grazie alla sua stabilità, ai suoi tempi computazionali minori rispetto ad altri programmi e ai suoi risultati più accurati;
- in letteratura e in rete si trovano un numero maggiore di manuali e *tutorial*, rispetto agli altri programmi.

LS-DYNA è un *software* agli elementi finiti che permette di utilizzare sia algoritmi numerici espliciti sia impliciti. Un qualsiasi codice FEM risolve un problema in tre fasi:

- 1) *pre-processing*;
- 2) *solution*;
- 3) *post-processing*.

La fase di *pre-processing* consiste nel preparare il modello da risolvere (quello che in gergo prende il nome di file di *input* o *job*) e si articola nei seguenti sottopassi:

1. creazione della struttura;
2. creazione della *mesh*;
3. definizione delle proprietà degli elementi e dei materiali;
4. impostazione delle caratteristiche dell'analisi (contatto, vincoli, condizioni iniziali, parametri di simulazione, *output*).

Nella fase di *solution* il file di *input* viene elaborato, vengono eseguiti tutti i vari calcoli e viene preparato un file di *output* per la visualizzazione dei risultati.

Nella fase di *post-processing* viene elaborato il file di *output*, ovvero viene presentata visivamente la simulazione con la storia temporale e i valori delle variabili richieste (solitamente deformazioni, spostamenti, tensioni ecc.).

In alcuni programmi tutte le fasi vengono realizzate dalla stessa interfaccia grafica, mentre in altri vi è la necessità di utilizzarne una diversa per la fase di calcolo.

In LS-DYNA, ad esempio, il motore di calcolo è diverso dal pre-processore e dal post-processore.

LS-DYNA è un *software* per la risoluzione di problemi caratterizzati da grandi non linearità dovute al comportamento dei materiali, dei carichi o dovute a fenomeni di contatto. I suoi algoritmi risolutivi sono molto stabili, permettono di ottenere risultati più precisi rispetto ad altri programmi e in minor tempo e permettono di utilizzare più di 250 modelli materiali, numero che rende la libreria dei materiali di LS-DYNA la più completa tra i *software* concorrenti. Il principale svantaggio di questo codice è dovuto alla difficoltà

nell'impostare una simulazione da parte di un utente, a causa di un'interfaccia tutt'altro che semplice e intuitiva e di un numero veramente alto di parametri da dover impostare, suddivisi in quelle che sono denominate *Keyword*.

Una descrizione dettagliata su come impostare in LS-DYNA una simulazione di *bird strike* con ciascuno degli approcci Lagrangiano, Euleriano e SPH è riportata da R. Hedayati e M. Sadighi in [8].

4.1.2 Approccio di discretizzazione scelto per il volatile

Dopo la scelta del software agli elementi finiti bisogna scegliere come modellare il volatile. Nel capitolo 3 si è studiata l'esistenza di varie strategie di modellazione agli elementi finiti per un volatile soggetto a un evento di *bird strike*, però poiché fare simulazioni con ciascuno degli approcci non ha senso visto che oggi il più utilizzato è quello *SPH*, allora l'approccio che si sceglie per questa ricerca è quello *Smoothed Particles Hydrodynamics*, il metodo principale da una decina di anni.

Si ricordi che lo svantaggio principale di tale formulazione è il grande sforzo computazionale richiesto, utilizzarlo necessita di calcolatori preformanti, altrimenti anche le simulazioni più semplici richiederebbero ore di calcolo.

4.1.3 Tipo e numero di impatti scelti

Dopo aver scelto il software per le simulazioni e la tipologia di approccio per la modellazione del volatile, bisogna scegliere il numero di impatti da simulare e la loro tipologia, vista la grande variabilità di casi possibili. Infatti, tralasciando per il momento la variabilità relativa al tipo di volatile e quella relativa alle proprietà geometriche e materiali delle varie strutture, si ha che:

- le componenti del velivolo che possono essere soggette a impatto sono diverse (muso, motori, coda, ali, fusoliera, parabrezza);
- si possono avere velocità d'impatto che vanno da qualche km/h (quando l'aereo è fermo a terra) a centinaia di km/h;
- si possono avere impatti multipli;
- si possono avere varie angolazioni d'impatto.

Per avere una visione d'insieme, per il seguente elaborato si sceglie di simulare i seguenti casi generici di collisione:

- 1) impatto singolo contro un pannello (non rinforzato e rinforzato);
- 2) impatto singolo contro il *leading edge (LE)* di un'ala;
- 3) impatto singolo contro una ventola (*FAN*) di un motore *turbofan*;
- 4) impatto multiplo contro il *leading edge (LE)* di un'ala.

Per ciascun caso si sceglie di effettuare due simulazioni a due diversi valori di velocità:

- 1) bassa velocità: $v = 60$ m/s;
- 2) elevata velocità: $v = 222$ m/s.

Il pannello, anche se non costituisce alcuna componente vera e propria di un aereo, può essere pensato come l'approssimazione di una piastra del muso del velivolo, del parabrezza, oppure di una piastra laterale della fusoliera.

Per quanto riguarda le scelte sulla velocità, quella minore rappresenta la tipica velocità di atterraggio di un aereo di linea di medie/grandi dimensioni, mentre quella maggiore rappresenta la tipica velocità di crociera di un Boeing 737.

Per ciascun caso di impatto che si desidera simulare, i seguenti passaggi devono essere eseguiti:

- 1) creazione della geometria e della *mesh* della struttura *target*;
- 2) creazione del volatile con tecnica *SPH*;
- 3) creazione della tipologia di sezioni da associare ai corpi;
- 4) creazione dei modelli materiali da associare ai corpi, con eventuali *EOS*;
- 5) associazione delle caratteristiche alle varie geometrie;
- 6) definizione del tipo di contatto;
- 7) definizione dei vincoli per la struttura *target*;
- 8) definizione delle condizioni iniziali;
- 9) definizione di alcuni parametri di simulazione;
- 10) inserimento del file di *input* nel motore di calcolo;
- 11) visualizzazione risultati.

4.2 Impatto singolo contro un pannello

Si considerino le simulazioni d'impatto tra un singolo volatile e un pannello, prima non rinforzato, poi rinforzato.

4.2.1 Impostazione delle simulazioni

Il primo passo consiste nella creazione della geometria e della *mesh* per la struttura *target* e si tratta di un passaggio piuttosto delicato. Infatti, da un punto di vista geometrico, una piastra può avere le forme e le dimensioni più disparate, in base al tipo di velivolo e alle regolamentazioni, mentre per quanto riguarda l'operazione di *meshing*, è risaputo che più si discretizza il modello, maggiore accuratezza si ottiene nei risultati, a discapito però di un maggior sforzo computazionale. Bisogna fare delle assunzioni per procedere.

Nel caso di impatto singolo contro il pannello non rinforzato, per quanto riguarda la geometria del *target* e l'operazione di *meshing*, si decide di adottare le seguenti ipotesi costruttive:

- pannello bidimensionale quadrato di lato 0.5 m;
- spessore pannello pari a 0.01 m;
- discretizzazione in 50 elementi in entrambe le direzioni della piastra.

Le ipotesi si possono giustificare come segue:

- La prima ipotesi è dovuta al fatto che solitamente, nei velivoli di medie/grandi dimensioni, le piastre sono quadrate e le strutture di supporto distano circa mezzo metro in ogni direzione;
- la seconda ipotesi è dovuta al fatto che la maggior parte dei velivoli civili sono caratterizzati dalla *skin* della fusoliera con uno spessore dell'ordine di grandezza di 10 mm;
- La terza ipotesi è dovuta ad una scelta di compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati.

Nel caso di impatto singolo contro il pannello rinforzato, per quanto riguarda la geometria della piastra e la creazione della *mesh*, si decide di adottare ancora le ipotesi precedenti, con l'aggiunta della presenza di tre travi tridimensionali, disposte orizzontalmente, a sezione quadrata di lato 3 cm, piene, disposte alla stessa distanza dai bordi, discretizzate con il numero di elementi suggerito dal *software*.

Analizzate le assunzioni, si può passare alla modellazione pratica.

Nel caso di impatto contro il pannello non rinforzato, un modo di procedere è il seguente: dal menu "*mesh*" si apre "*ShapeMesher*", si seleziona come entità "*4N Shell*", si riportano le coordinate dei 4 vertici e si impostano i valori di discretizzazione, prima di confermare.

Il modello geometrico del pannello privo di rinforzi è riportato in figura 4.1.



Figura 4.1: modello geometrico del pannello non rinforzato.

Invece, nel caso di impatto contro il pannello rinforzato, un modo di procedere è il seguente: si crea la piastra con gli stessi passaggi riportati per il caso privo delle strutture di supporto, poi si vanno a costruire le tre travi con il generatore solido, si apre il menu “*tetrahedron mesher*”, si vanno a creare gli elementi solidi e infine si eliminano le geometrie delle travi.

Il modello geometrico del pannello rinforzato è riportato in figura 4.2.

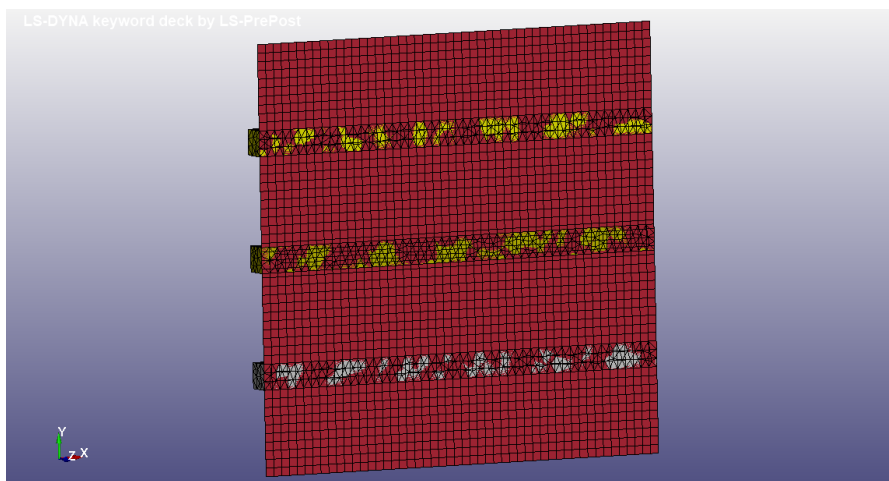


Figura 4.2: modello geometrico del pannello rinforzato.

Discretizzata la struttura *target*, il passo successivo consiste nella creazione del volatile con tecnica *SPH*, e pure tale passaggio è piuttosto delicato. Infatti, il volatile può essere

modellato in varie forme caratterizzate da varie dimensioni, in un certo numero di particelle e può essere posizionato in vari punti rispetto al pannello; perciò, anche in questo caso, è chiara la necessità di assunzioni per procedere. Per il volatile, si decide di adottare le seguenti ipotesi costruttive:

- forma sferica di raggio R pari a 0.08 m;
- densità pari a 950 kg/m^3 ;
- discretizzazione in 30 particelle in ogni direzione x , y e z ;
- posizione centrale rispetto al pannello, distante qualche centimetro dalla sua superficie.

Le ipotesi si possono giustificare come segue:

- il volatile si decide di realizzarlo sferico per avere un buon margine di sicurezza sui risultati della simulazione e come compromesso tra sforzo computazionale e precisione dei risultati, mentre si decide di crearlo con un raggio di 8 cm in modo da avere una massa di circa 2 kg, poco più di quanto richiesto dalle normative per i test. Infatti:

$$m = d V = d \cdot \frac{4}{3} \pi R^3 = 2.03 \text{ kg} \quad (4.1)$$

- l'ipotesi sulla densità si giustifica con il fatto che, come visto nel capitolo tre, il miglior materiale per modellare un volatile è l'acqua (o la gelatina) caratterizzata dal 10% di porosità e da una densità di 950 kg/m^3 ;
- l'ipotesi sul numero di particelle deriva da un compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati. Aumentarne il numero comporterebbe tempi molto più lunghi;
- il volatile si decide di posizionarlo a pochi centimetri dal pannello per non dover lanciare la simulazione per tempi troppo lunghi, mentre si decide di crearlo centrato per vedere le deformazioni massime (nel caso in cui il pannello è non rinforzato).

Analizzate le ipotesi, un modo di procedere per la creazione del volatile è il seguente: dal menu “*mesh*” si apre “*SPH generation*”, si imposta la forma sferica, si definiscono le coordinate del centro, il valore del raggio, il numero di particelle, la densità e si generano i nodi *SPH*; il modello del volatile con il pannello non rinforzato è rappresentato in figura 4.3, quello con il pannello rinforzato in figura 4.4.



Figura 4.3: modello geometrico del volatile con il pannello privo di rinforzi.

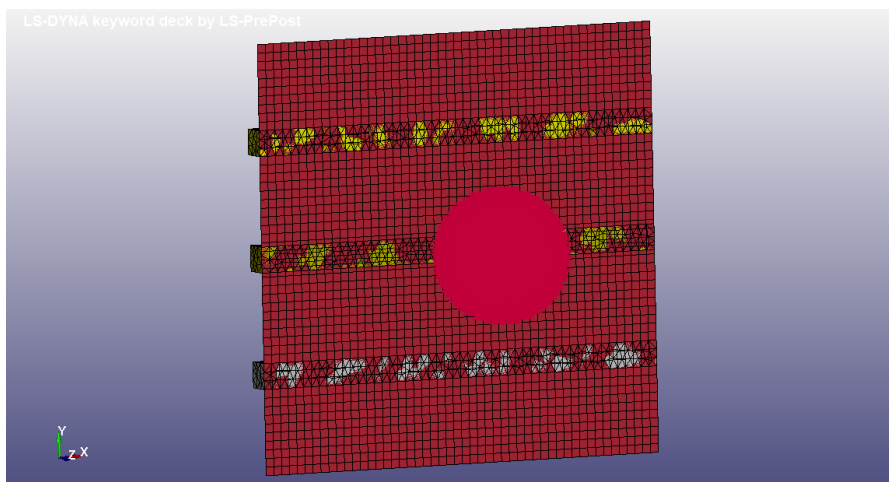


Figura 4.4: modello geometrico del volatile con il pannello rinforzato.

Costruiti i modelli FEM, il passo successivo consiste nella creazione e nell'associazione di alcune proprietà ai corpi: per prima cosa bisogna scegliere e definire il tipo di elementi con cui si vogliono discretizzare, poi bisogna scegliere e creare i modelli materiali da associare ai corpi, con l'aggiunta di un'equazione di stato per il volatile, infine tali proprietà vanno applicate alle geometrie corrispondenti.

Sempre a causa della molteplicità di volatili esistenti e della diversità con cui si può scegliere di realizzare una piastra, sono necessarie delle assunzioni.

Nel caso di impatto singolo contro il pannello privo di rinforzi, per quanto riguarda la scelta del tipo di elementi discretizzanti, si decide di assumere:

- elementi bidimensionali di tipo “*shell*” per il pannello, caratterizzati da uno spessore di 0.01m;
- elementi particellari per il volatile.

Per quanto riguarda i materiali, le leggi costitutive e le equazioni di stato, si decide di assumere:

- l’acqua come materiale per il volatile, con una densità di 950 kg/m³, l’equazione (3.14) come legge costitutive e la formulazione Mie-Grunesein come equazione di stato (con C=1647, S₁=2.48 e tutti gli altri parametri nulli);
- l’alluminio 2024-T4 come materiale per il pannello, le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 4.1, comportamento elastoplastico del materiale.

| Densità (kg/m ³) | Modulo di Young (Pa) | Rapporto di Poisson | <i>Strenght coefficient K (Pa)</i> | <i>Hardening exponent n</i> | Deformazione plastica di failure EPSF |
|------------------------------|----------------------|---------------------|------------------------------------|-----------------------------|---------------------------------------|
| 2768 | 7.308e+10 | 0.33 | 7.411e+8 | 0.16256 | 0.1405 |

Tabella 4.1: caratteristiche meccaniche dell’alluminio 2024-T4.

L’acqua è il miglior materiale da associare ad un volatile in un evento di *bird strike* (assieme alla gelatina), l’equazione (3.14) è la legge costitutiva migliore per descriverne il comportamento meccanico, mentre l’equazione di stato Mie-Grunesein è una delle due migliori scelte per legare tra loro le variabili di stato di un volatile.

La scelta di utilizzare l’alluminio 2024-T4 come materiale per il pannello è dovuta al fatto che in molti aerei le piastre sono costituite di questa lega leggera e resistente (nonostante il crescente utilizzo di materiali compositi).

Nel caso di impatto singolo contro il pannello rinforzato dalle 3 travi orizzontali, per quanto riguarda la scelta del tipo di elementi discretizzanti si decide di utilizzare ancora le ipotesi sopra riportate e in più si decide di assumere elementi tridimensionali di tipo solido per le tre travi; per quanto riguarda la scelta dei materiali e delle varie formulazioni, si decide di adottare le ipotesi sopra riportate e di assumere l’alluminio 2024-T4 come materiale anche per le travi, sempre caratterizzate da comportamento elastoplastico.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica.

Nel caso del pannello non rinforzato, un modo di procedere è attraverso i seguenti *step*:

1. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*SECTION*” e si aprono le voci “*SHELL*” e “*SPH*” per definire al loro interno, rispettivamente, gli elementi piastra (basta lo spessore) e le particelle (i valori di *default* vanno bene per praticamente tutte le simulazioni d’impatto);
2. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*MAT*” e si aprono le voci “*POWER LAW PLASTICITY*” e “*NULL*” per definire al loro interno, rispettivamente, il materiale da associare al pannello (bisogna inserire i valori della tabella 4.1) e quello da associare al volatile. Nella definizione del materiale del volatile conviene impostare la pressione di *cut-off* a $-1e+6$ e la viscosità dinamica pari a 0.001. La prima è una pressione limite di dilatazione per riportare a zero la pressione in un elemento e il suo valore si ottiene sperimentalmente; la seconda serve per aumentare la stabilità del problema;
3. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*EOS*”, si apre la voce “*EOS GRUNESEIN*” e si inseriscono i valori dei parametri scelti;
4. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*PART*” e a ciascuna geometria si associa la sezione corrispondente, il materiale corrispondente e l’equazione di stato corrispondente, se prevista.

Nel caso di impatto contro il pannello rinforzato, nel primo passo bisogna anche aprire la voce “*SOLID*” e scegliere elementi tetraedrici, mentre il secondo, il terzo e il quarto *step* si eseguono esattamente come sopra riportato.

Il passo successivo all’implementazione delle proprietà consiste nel definire il tipo di contatto, i vincoli per la struttura *target* e le condizioni iniziali del problema (la velocità d’impatto). Anche in questo caso, l’esistenza di due algoritmi di interazione tra volatile e struttura quando l’uccello è discretizzato con approccio *SPH*, i vari modi possibili in cui si può considerare vincolato il pannello e la grande variabilità di velocità alle quali può verificarsi la collisione, rendono indispensabile l’assunzione di ipotesi.

Per quanto concerne il contatto, per avere risultati più accurati si decide di utilizzare l’algoritmo particella-superficie (*particles-to-surface*), con l’aggiunta dell’attrito tramite un coefficiente statico pari a 0.3 e uno dinamico pari a 0.2.

Per quanto riguarda i vincoli, visto che solitamente le piastre sono fissate ai loro lati, si decide di assumere incastrati tutti e quattro i lati del pannello (nel caso del pannello rinforzato si decide di assumere le travi incastrate alle estremità).

Per quanto riguarda la scelta della velocità d’impatto, come già anticipato, si decide di eseguire, per ciascun caso, due simulazioni alle seguenti velocità:

5. bassa velocità: $v=60$ m/s;
6. alta velocità: $v=222$ m/s.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla loro implementazione e un modo di procedere è il seguente:

1. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*CONTACT*”, si apre la voce “*AUTOMATIC NODES TO SURFACE*”, si definisce il volatile come *slave*, il pannello come *master* e si inseriscono i valori dei coefficienti di attrito;
2. dal menu “*model*” si apre “*Create Entity*”, si seleziona il sottomenù “*boundary*”, si apre la voce “*Spc*” e si scelgono il tipo di vincoli e quali lati vincolare;
3. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*INITIAL*”, si apre la voce “*VELOCITY GENERATION*” e si imposta la velocità per il volatile.

Arrivati a questo punto, gran parte del modello può considerarsi completo; tuttavia, manca la parte più delicata, ovvero l’impostazione di alcuni parametri di simulazione e di output.

In particolare, bisogna:

- attivare la simulazione tridimensionale;
- attivare l’erosione (perché di *default* è disattivata);
- definire una *bulk viscosity*, per stabilizzare l’algoritmo;
- impostare un tempo di simulazione;
- impostare un intervallo temporale di visualizzazione e calcolo degli *output*.

Per quanto riguarda l’implementazione di una viscosità numerica (non è un passaggio obbligatorio ma fortemente consigliato), si decide di utilizzare i valori riportati in tabella 4.2, in quanto sono quelli consigliati in letteratura.

| Coefficiente di viscosità quadratica | Coefficiente di viscosità lineare |
|--------------------------------------|-----------------------------------|
| 2 | 0.25 |

Tabella 4.2: valori scelti per la viscosità numerica.

Per quanto concerne la scelta di quanto tempo simulare il fenomeno, per il caso di impatto singolo contro il pannello non rinforzato, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un tempo di simulazione di 0.02 s quando la velocità d’impatto è pari a 60 m/s;
- un tempo di simulazione di 0.01 s quando la velocità d’impatto è pari a 222 m/s.

Nulla vieterebbe di scegliere una durata maggiore, ma non avrebbe senso perché si simulerebbero istanti temporali successivi all’urto che non interesserebbero e crescerebbe incredibilmente il tempo computazionale.

La scelta di simulare per meno tempo l’urto a velocità maggiore è dovuta al fatto che l’impatto dura meno; infatti, avviene completamente in meno di 10 ms.

Per il caso di impatto singolo contro il pannello rinforzato, per avere tempi computazionali ragionevoli, si decide di impostare:

- un tempo di simulazione di 0.01 s quando la velocità d’impatto è pari a 60 m/s;
- un tempo di simulazione di 0.003 s quando la velocità d’impatto è pari a 222 m/s.

Quella dell’intervallo temporale di visualizzazione e calcolo degli *output* è probabilmente l’impostazione più delicata, per i seguenti motivi:

- non può essere troppo elevato perché si perderebbero informazioni e si otterrebbero grafici poco “lisci”;
- non può essere troppo piccolo perché altrimenti il tempo computazionale diventerebbe troppo elevato.

Per il caso di impatto singolo contro il pannello privo di supporti, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.0001 s quando la velocità d’impatto risulta 60 m/s;
- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.00001 s quando la velocità d’impatto risulta 222 m/s.

La scelta di adottare un minor intervallo per l’urto a velocità maggiore è dovuta al fatto che l’impatto è più rapido e si perderebbero informazioni utilizzando l’altro valore.

Per il caso di impatto singolo contro il pannello rinforzato, per avere tempi computazionali ragionevoli si decide di impostare:

- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.0005 s quando la velocità d’impatto risulta 60 m/s;

- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.00005 s quando la velocità d’impatto risulta 222 m/s.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla loro implementazione e un modo di procedere è il seguente:

1. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*CONTROL*”, si apre la voce “*SPH*” e si imposta il problema come 3D;
2. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*CONTROL*”, si apre la voce “*TIMESTEP*” e si attiva “*ERODE*”;
3. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*CONTROL*”, si apre la voce “*BULK VISCOSITY*” e si inseriscono i valori riportati in tabella 4.2;
4. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*CONTROL*”, si apre la voce “*TERMINATION*” e si imposta quanto tempo si vuole simulare;
5. dal menu “*model*” si apre “*Keyword*”, si seleziona il sottomenù “*DATABASE*”, si apre la voce “*BINARY D3PLOT*” e si imposta l’intervallo temporale di calcolo degli output.

Completati tutti i precedenti passaggi, si può far partire ciascuna simulazione e attendere i risultati.

4.2.2 Risultati per l’impatto singolo volatile-pannello non rinforzato nel caso di bassa velocità di collisione

Dalla simulazione risultano 200 istanti temporali di *output* e poiché rappresentarli tutti appesantirebbe inutilmente la trattazione, conviene scegliere le sequenze temporali in modo da avere una visione d’insieme chiara ed esaustiva. In questo senso, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.5 ms per 5 ms dall’inizio della simulazione.

Le sequenze temporali, intervallate di mezzo millisecondo, sono riportate nelle figure da 4.5 a 4.15, in cui il pannello viene rappresentato di profilo, per una miglior visualizzazione della deformazione.

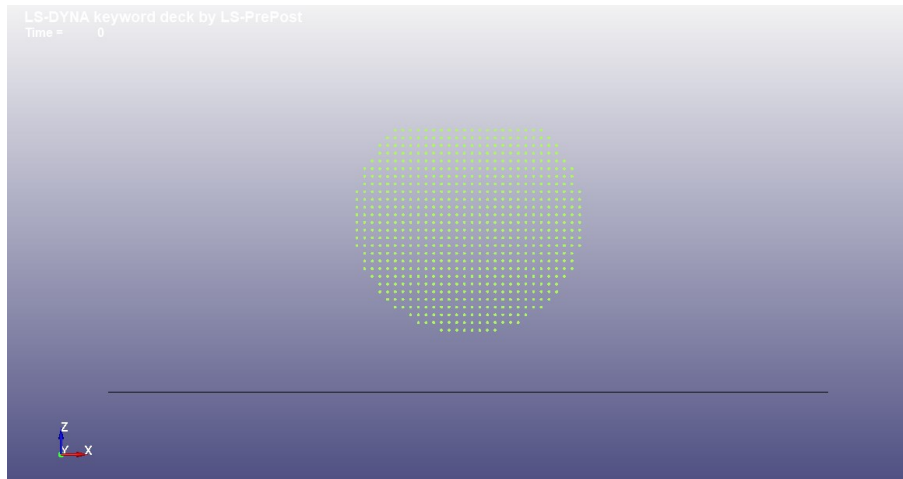


Figura 4.5: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, all'istante iniziale.

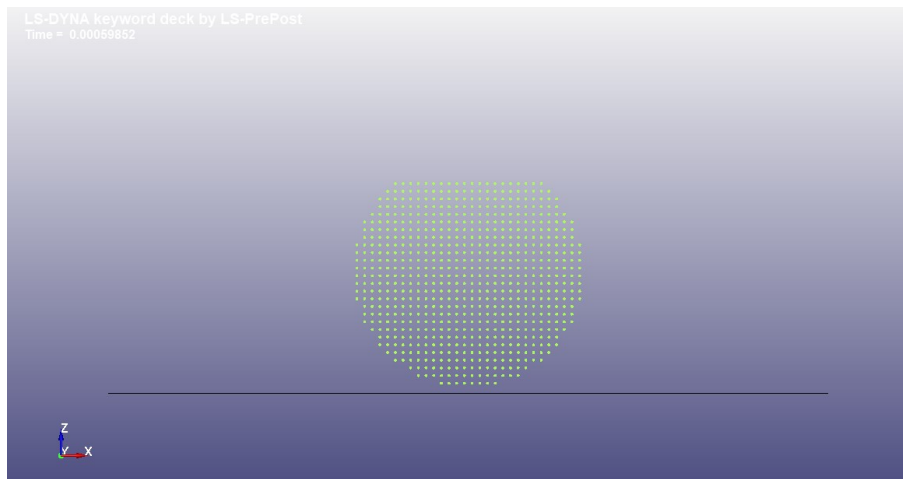


Figura 4.6: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 0.5 ms.

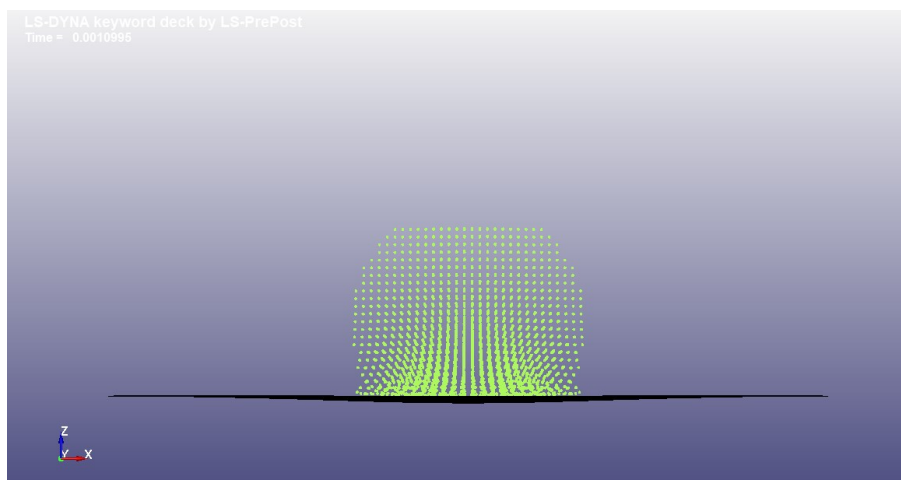


Figura 4.7: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 1 ms.

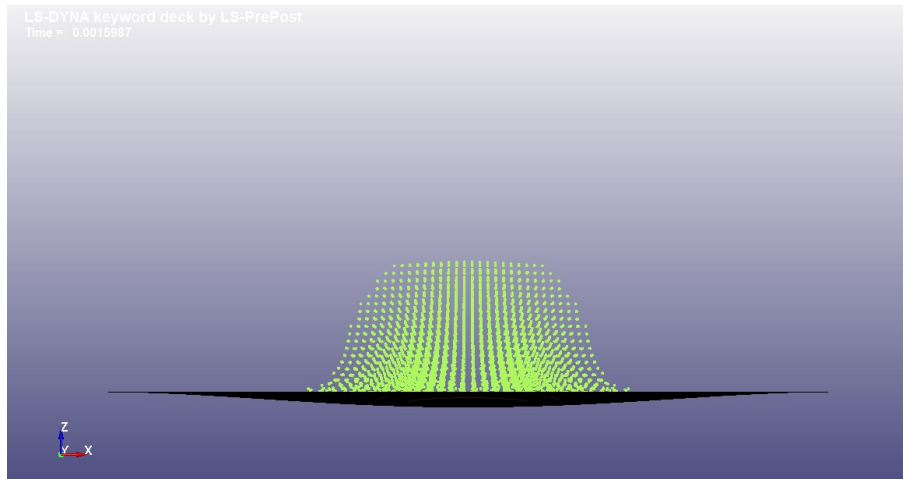


Figura 4.8: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 1.5 ms.

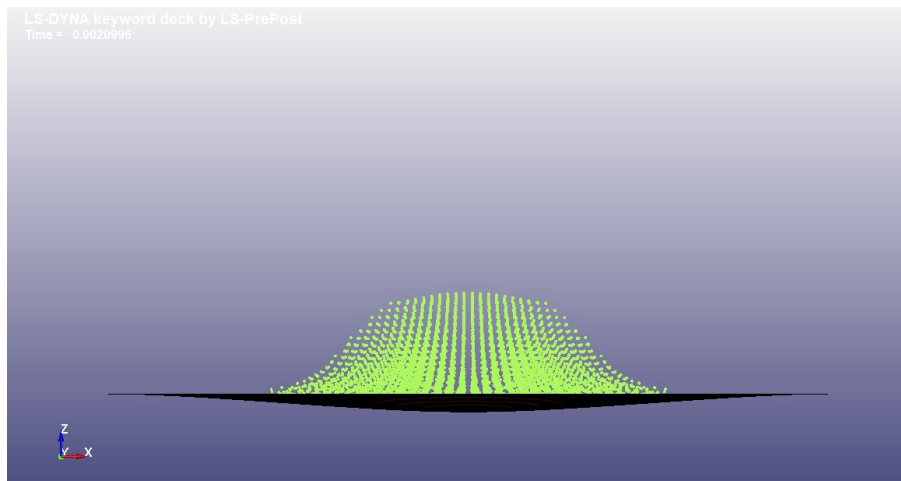


Figura 4.9: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 2 ms.

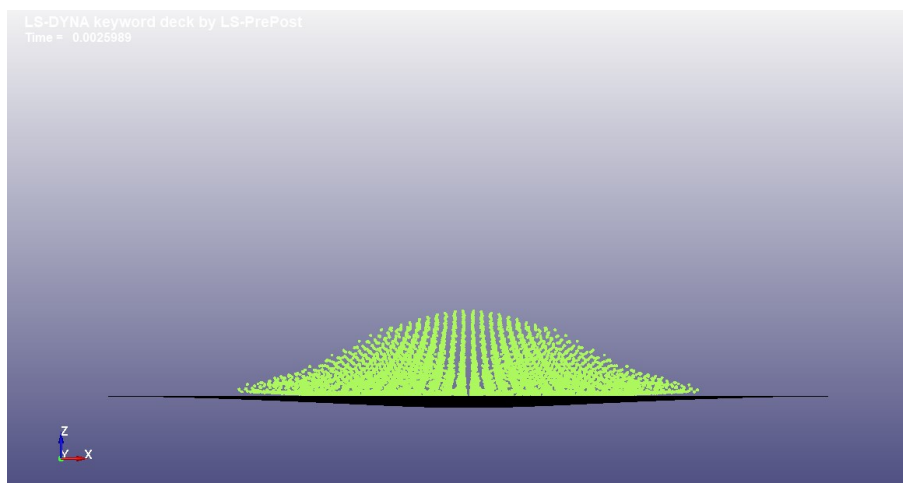


Figura 4.10: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 2.5 ms.

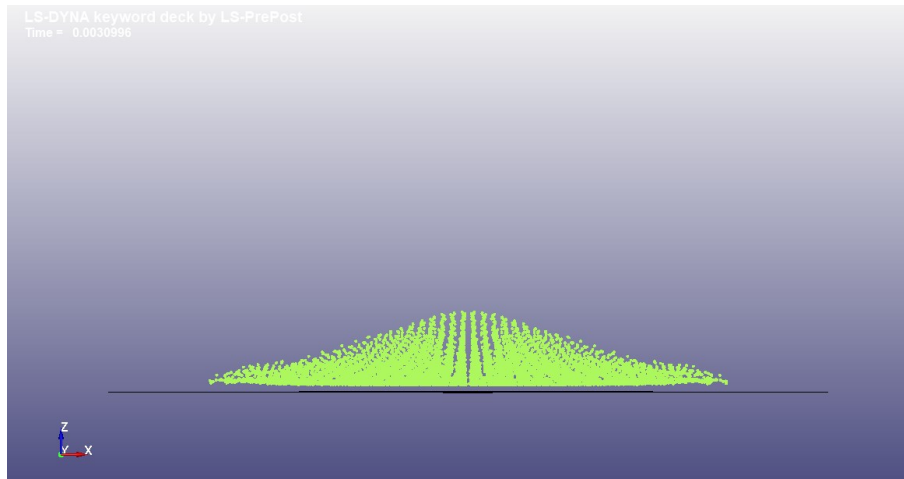


Figura 4.11: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 3 ms.

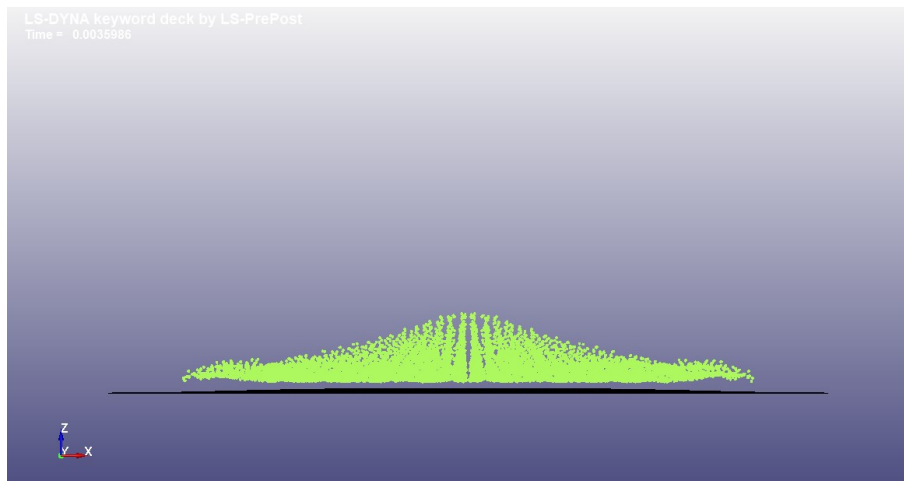


Figura 4.12: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 3.5 ms.

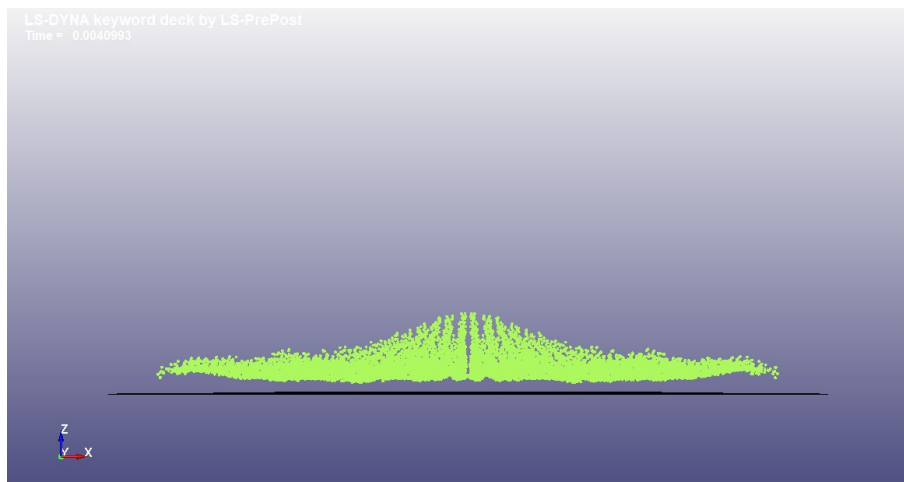


Figura 4.13: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 4 ms.

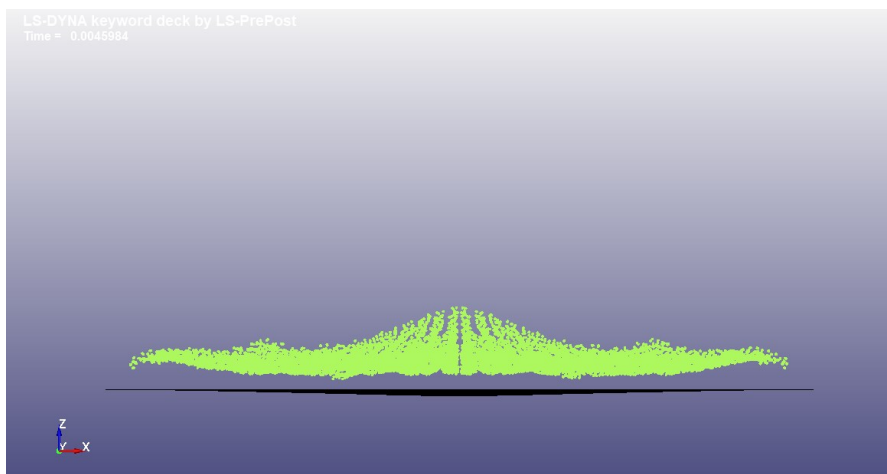


Figura 4.14: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 4.5 ms.

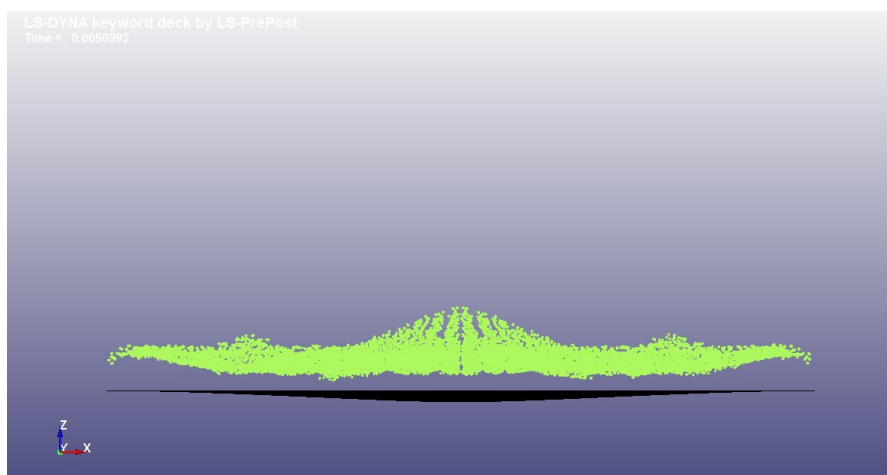


Figura 4.15: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=60$ m/s, dopo 5 ms.

Innanzitutto, occorre sottolineare che il pannello non si rompe e che il volatile si frammenta e tende ad allontanarsi comportandosi come un getto fluido.

Quando il volatile impatta contro il *target* la struttura inizia a deformarsi: si crea una rientranza, tanto più profonda quanto più ci si avvicina al centro della piastra; il pannello raggiunge una configurazione di massima deformazione e successivamente gli spostamenti diminuiscono, ma non si arriva a dei valori finali costanti; infatti, si notano oscillazioni a contatto terminato.

Da un punto di vista quantitativo, per capire con precisione ciò che si verifica durante l'impatto conviene focalizzare l'attenzione sull'andamento nel tempo dello spostamento

(nella direzione dell'impatto) per il punto centrale C (figura 4.16), perché è quello soggetto allo spostamento massimo.

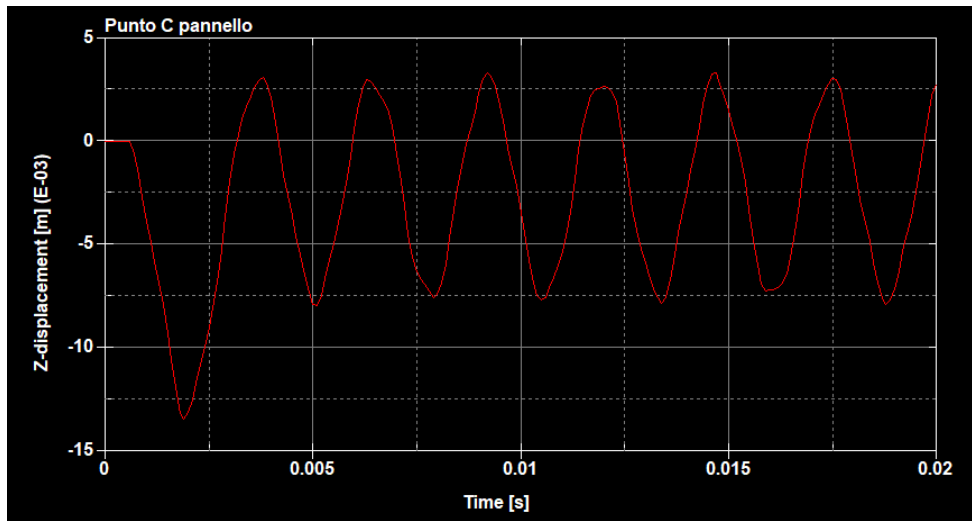


Figura 4.16: spostamento in direzione trasversale per il punto C, impatto contro pannello a 60 m/s.

Lo spostamento massimo (situato nel punto centrale) che risente il pannello risulta pari a circa 1.3 cm. Il fatto che dopo tale valore lo spostamento oscilli attorno ad un valore medio diverso da zero attesta la formazione di una deformazione plastica, alla fine dell'impatto; lo spostamento risultante in C è pari a circa 2.5 mm.

La presenza delle oscillazioni può essere dovuta al fatto che, visti i tempi ridotti di simulazione, non hanno avuto il tempo di smorzarsi; inoltre, possono essere dovute a inaccuratezze nel modello o alla difficoltà nel raggiungere la stabilità. In questo senso, occorre sottolineare che all'aumentare della velocità d'impatto le oscillazioni tendono a sparire.

4.2.3 Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello non rinforzato nel caso di elevata velocità di collisione

Dalla simulazione risultano 1000 istanti temporali di *output*; per avere una visione d'insieme, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.2 ms per 2 ms dall'inizio della simulazione. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.17 a 4.27.

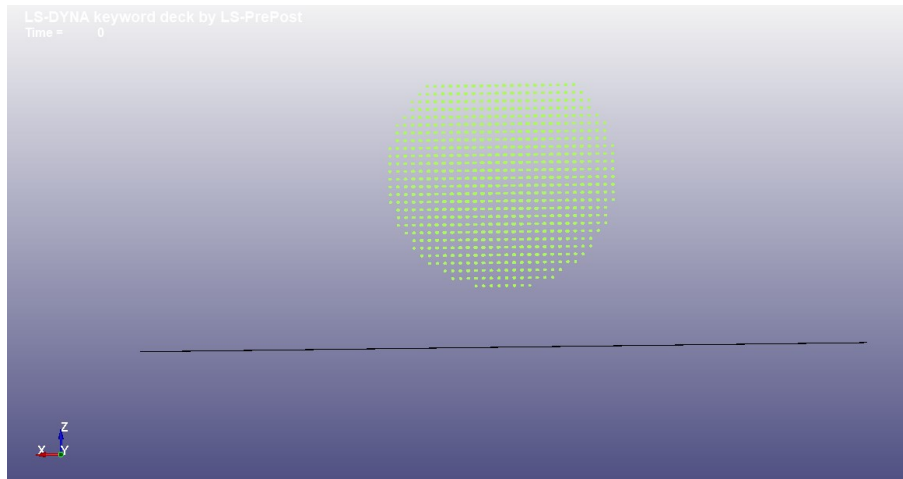


Figura 4.17: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, istante iniziale.

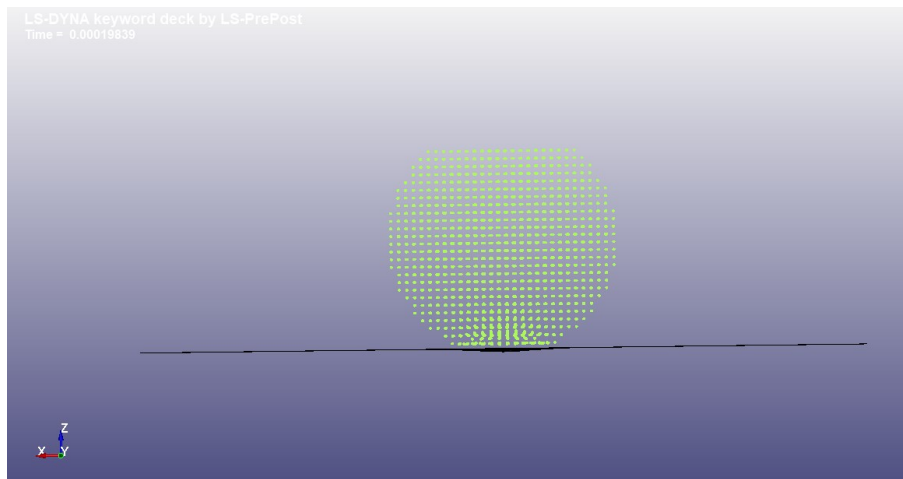


Figura 4.18: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 0.2 ms.

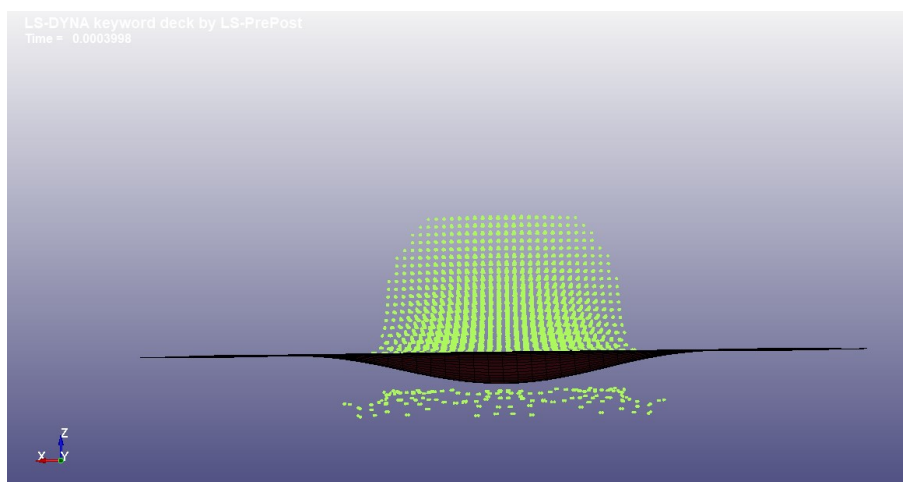


Figura 4.19: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 0.4 ms.

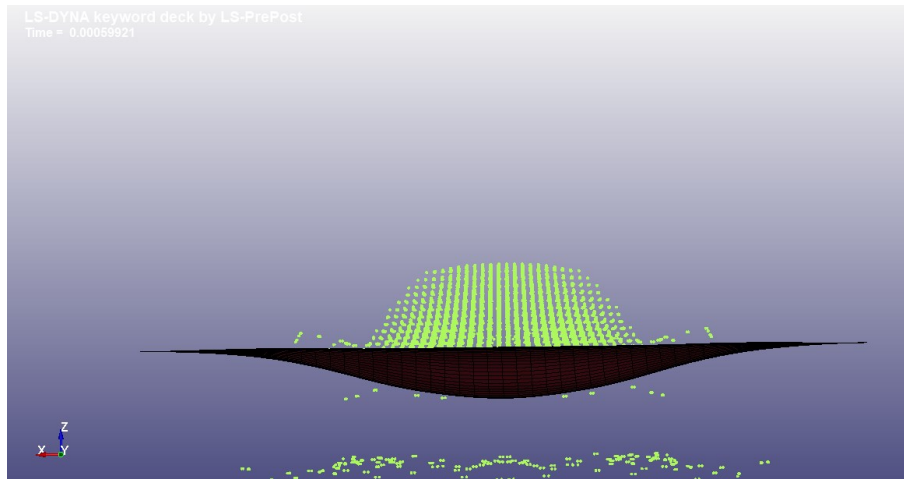


Figura 4.20: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 0.6 ms.

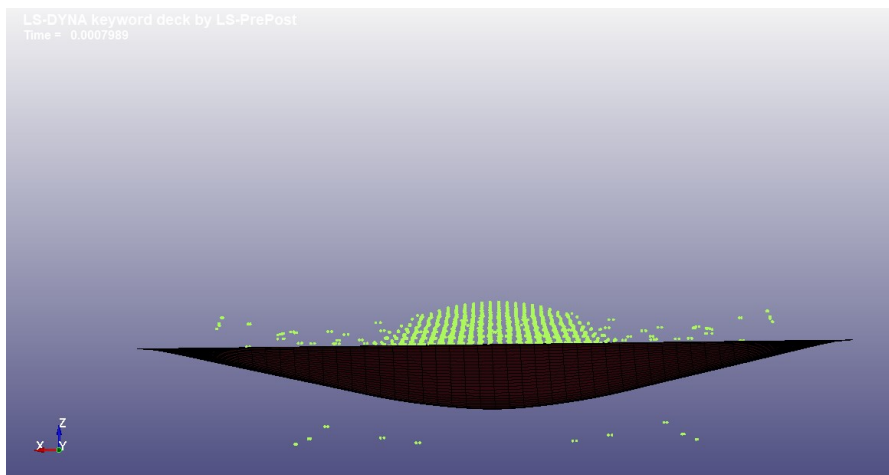


Figura 4.21: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 0.8 ms.

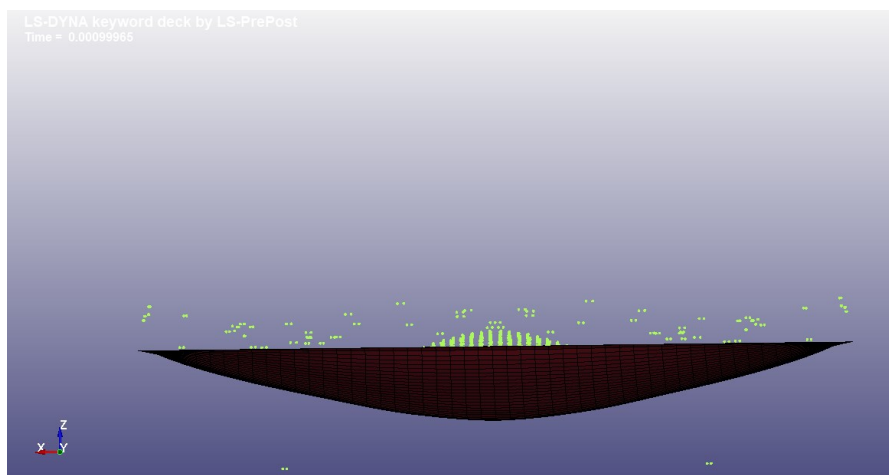


Figura 4.22: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 1 ms.

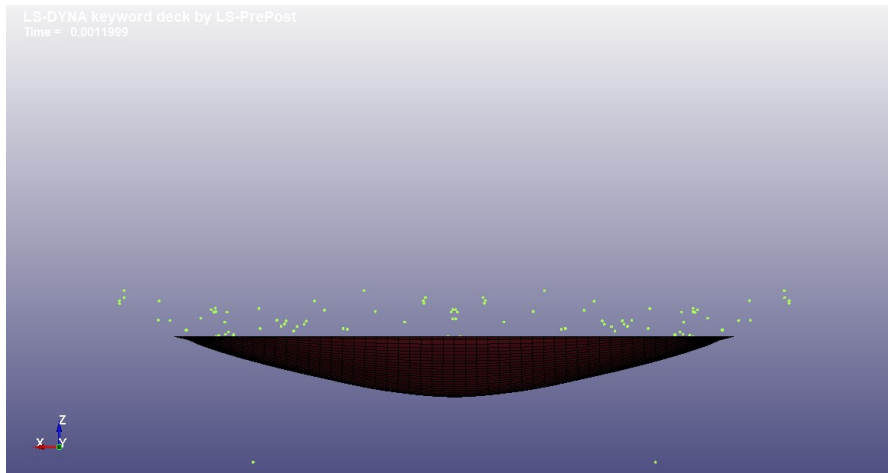


Figura 4.23: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 1.2 ms.

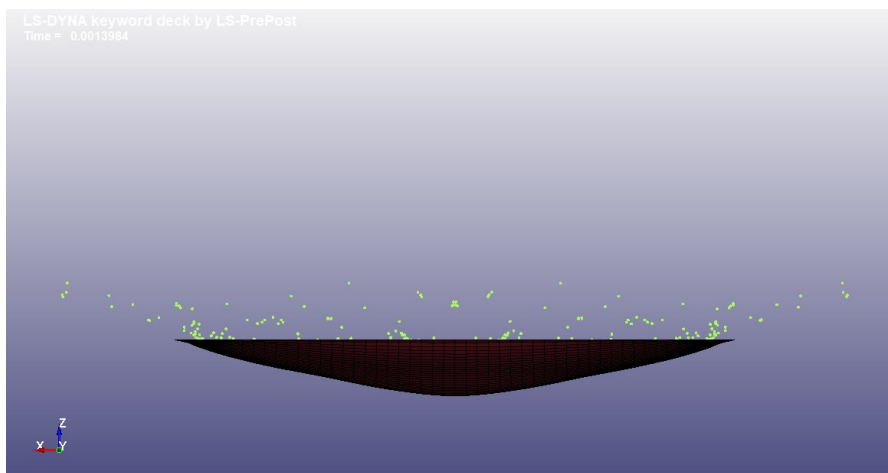


Figura 4.24: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 1.4 ms.

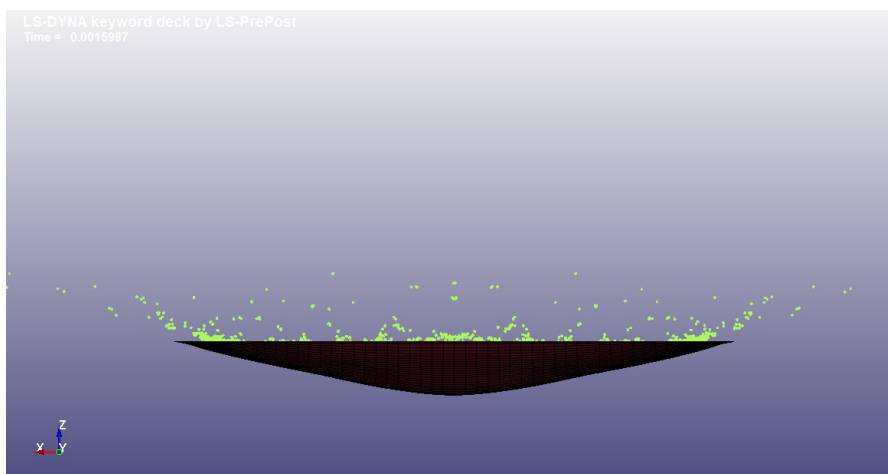


Figura 4.25: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 1.6 ms.

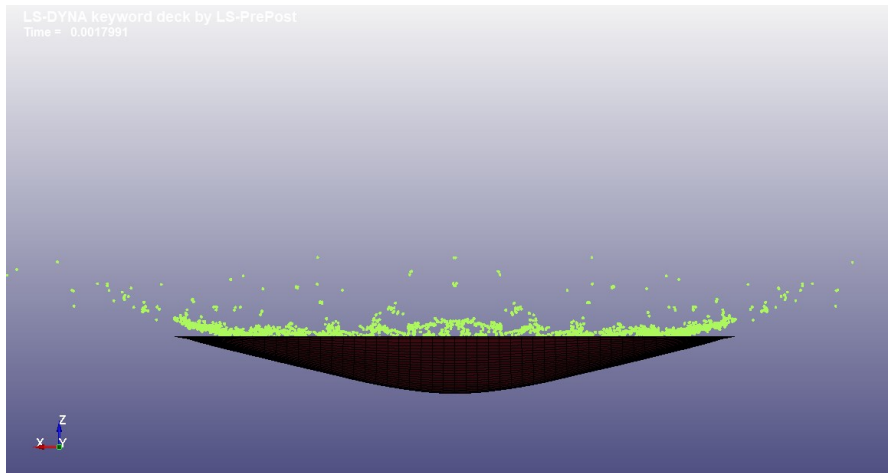


Figura 4.26: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 1.8 ms.

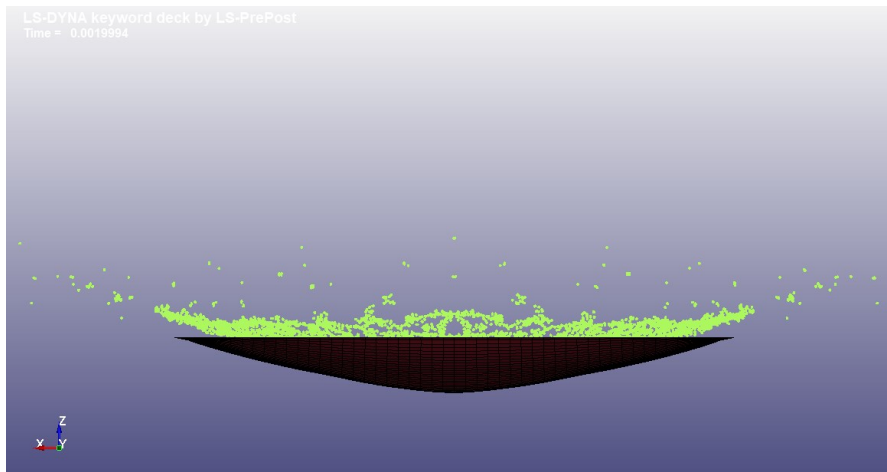


Figura 4.27: rappresentazione impatto volatile-pannello, $v=222\text{m/s}$, dopo 2 ms.

La presenza di particelle del volatile al di là del pannello fa pensare che il pannello si fori in alcune zone ma così non è: si tratta di particelle che, in quel *timestep* “sfuggono” all’algoritmo di contatto a causa dell’elevata velocità e vengono corrette e allontanate subito dopo. Allora, come nel caso precedente, il pannello non si rompe, però la deformazione che subisce è nettamente maggiore. Quando il volatile impatta contro il *target* la struttura inizia a deformarsi: si crea una rientranza, tanto più profonda quanto più ci si avvicina al centro della piastra; il pannello raggiunge una configurazione di massima deformazione e successivamente gli spostamenti diminuiscono, ma non si arriva a dei valori finali costanti; infatti, si notano oscillazioni a contatto terminato.

Da un punto di vista quantitativo, la strategia migliore per capire con precisione quello che si verifica nell'impatto è quella di focalizzare l'attenzione sull'andamento nel tempo dello spostamento, nella direzione dell'impatto, per il punto centrale C (figura 4.28), perché è quello soggetto allo spostamento massimo.

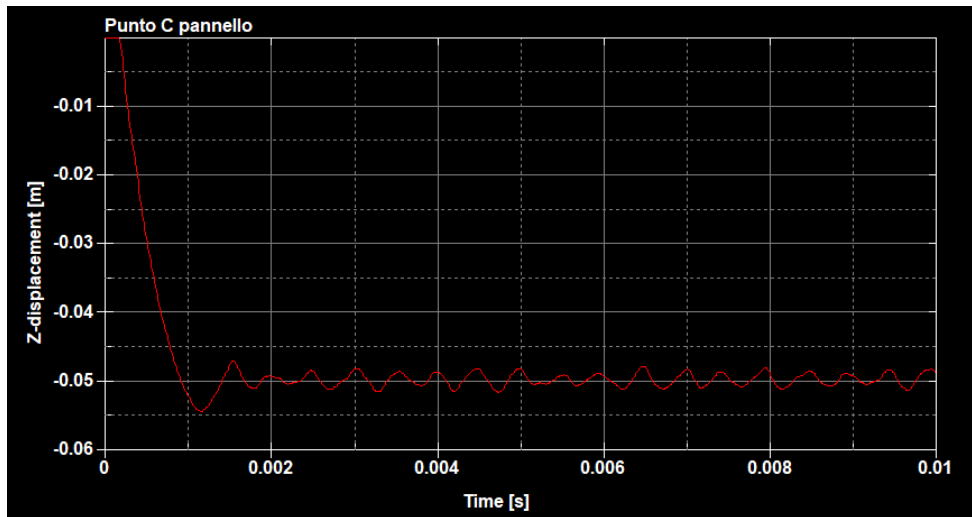


Figura 4.28: spostamento in direzione z per il punto C, impatto contro pannello a 222 m/s.

Lo spostamento massimo (situato nel punto centrale C) che risente il pannello risulta pari a circa 5.5 cm (più di quattro volte maggiore rispetto a quello che si verifica quando $v = 66$ m/s, pari a 1.3 cm). Dopo tale valore lo spostamento oscilla attorno ad un valore medio diverso da zero e ciò attesta la formazione di una deformazione plastica alla fine dell'impatto; lo spostamento risultante in C risulta pari a circa 5 cm (molto maggiore rispetto ai 2.5 mm del caso a bassa velocità).

4.2.4 Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello rinforzato nel caso di bassa velocità di collisione

Per avere una buona visione d'insieme, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.5 ms per 3.5 ms. Le sequenze temporali, intervallate di mezzo millisecondo, sono riportate nelle figure da 4.29 a 4.35.

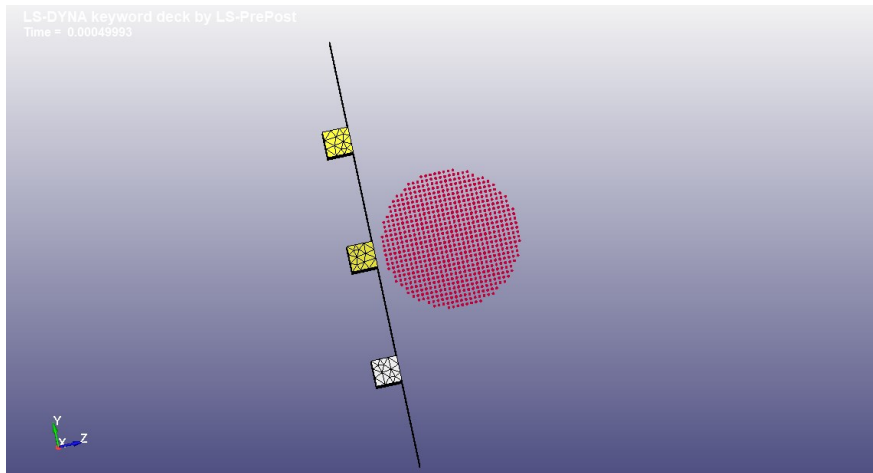


Figura 4.29: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 0.5 ms.

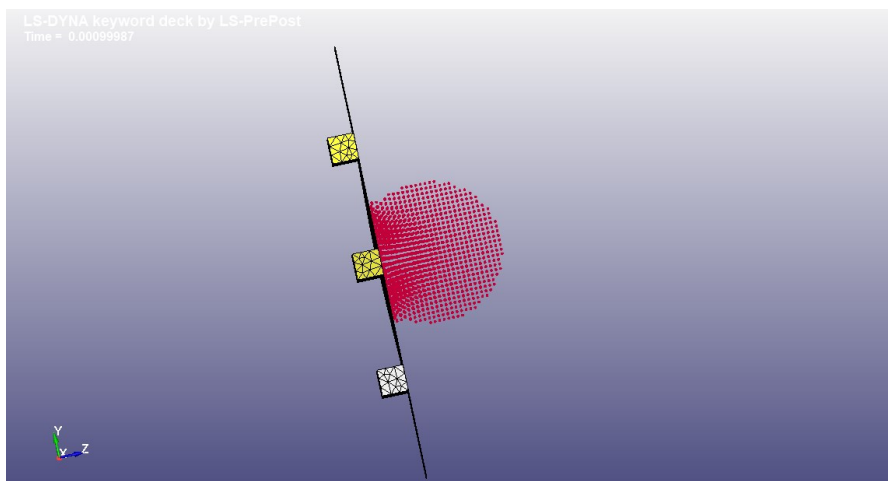


Figura 4.30: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 1 ms.

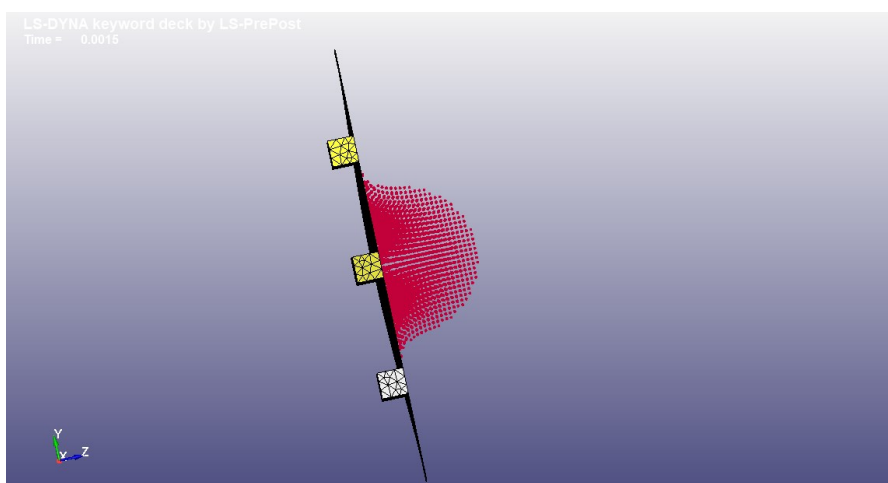


Figura 4.31: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 1.5 ms.

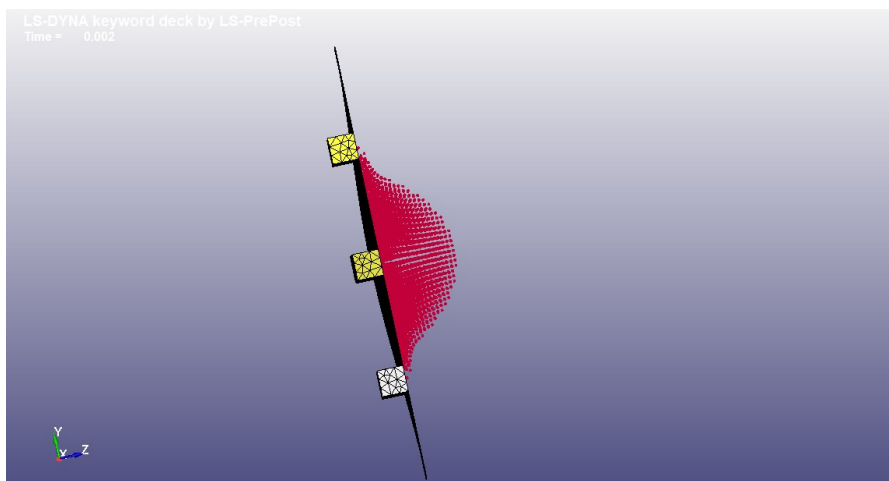


Figura 4.32: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 2 ms.

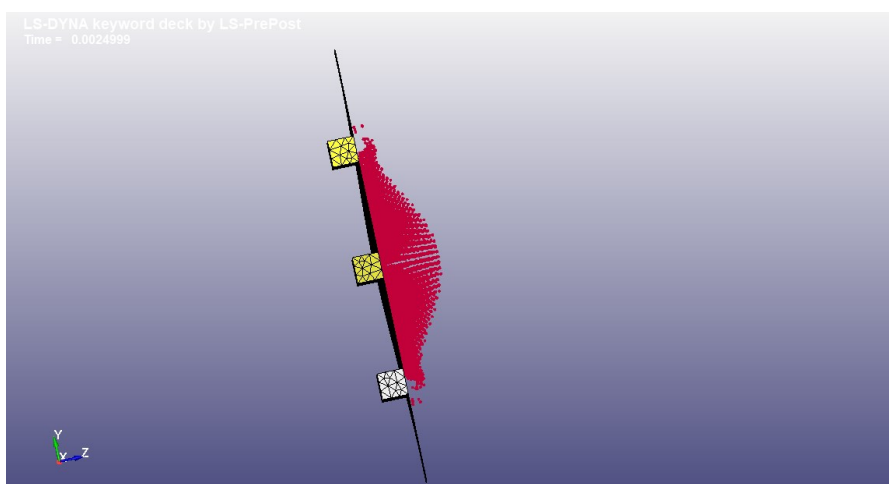


Figura 4.33: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 2.5 ms.

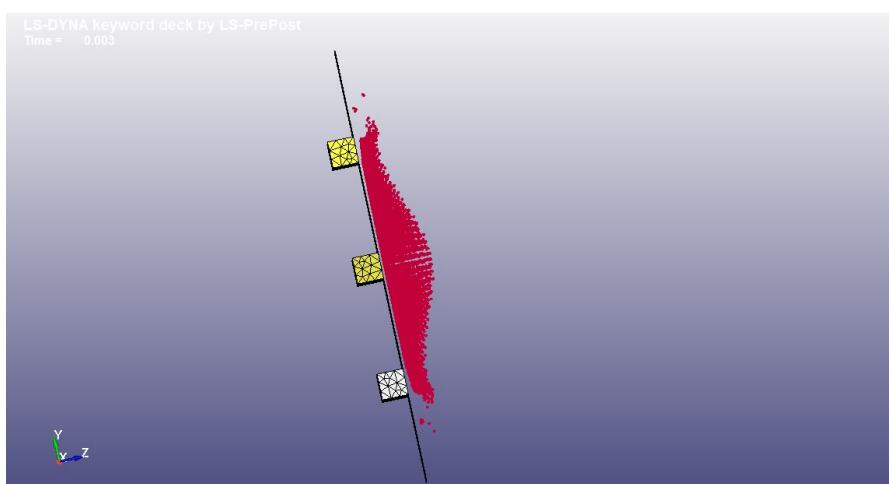


Figura 4.34: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 3 ms.

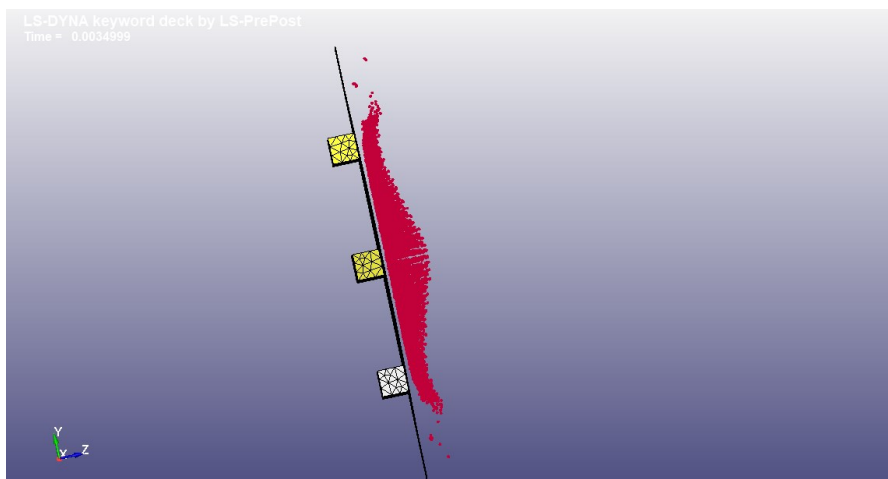


Figura 4.35: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=60$ m/s, dopo 3.5 ms.

Il pannello non si rompe, ma c'era da aspettarselo dal momento che anche il pannello privo di rinforzi regge l'urto a 60 m/s. Quando il volatile impatta contro il *target* la struttura inizia a deformarsi (si notano delle rientranze sopra e sotto la trave centrale e leggera flessione delle stesse), raggiunge una configurazione di massima deformazione, poi gli spostamenti tendono a diminuire ma non si arriva ad un valore costante (nullo o meno), infatti si notano oscillazioni a contatto terminato (come si può vedere dalle figure 4.33, 4.34 e 4.35).

Da un punto di vista quantitativo, la strategia migliore per capire con precisione quello che si verifica durante l'impatto consiste nel focalizzare l'attenzione sull'andamento dello spostamento, lungo la direzione dell'urto, per i seguenti punti del pannello:

- il punto centrale C del pannello, appartenente alla trave di mezzo;
- un punto situato a metà lunghezza della trave superiore o di quella inferiore, indicato con S;
- un punto situato 2 cm sopra oppure sotto la trave centrale, a metà della sua lunghezza, indicato con K.

L'andamento nel tempo dello spostamento, nella direzione dell'impatto, per ciascuno dei punti è riportato in figura 4.36 (la storia temporale del punto K è rappresentata dalla curva rossa, quella del punto C dalla curva verde, mentre quella del punto S dalla linea blu).

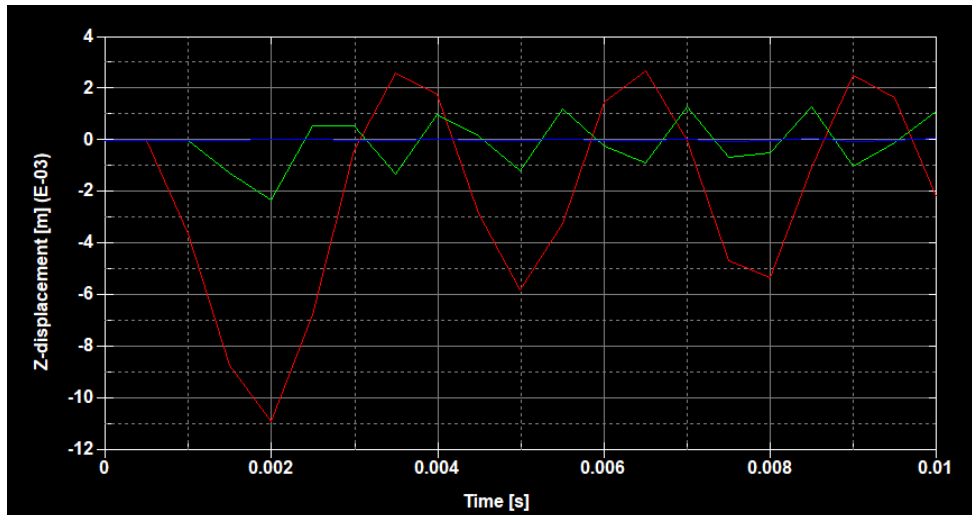


Figura 4.36: spostamento in direzione z per i punti K (curva rossa), C (curva verde) e S (curva blu) nel caso di impatto volatile-pannello rinforzato a 66 m/s.

Lo spostamento massimo risentito dal pannello è localizzato immediatamente sopra o sotto metà lunghezza della trave centrale e risulta pari a circa 1.1 cm, minore dello spostamento massimo risentito dal pannello non rinforzato impattato da un volatile alla stessa velocità (1.3 cm). Il fatto che, dopo tale valore, lo spostamento oscilli attorno ad un valore medio diverso da zero attesta la formazione di una deformazione plastica, alla fine dell'impatto; lo spostamento risultante in K risulta pari a circa 2 mm, anche in questo caso minore di quello che si verificherebbe senza le travi a supporto (2.5 mm).

4.2.5 Risultati per l'impatto singolo volatile-pannello rinforzato nel caso di elevata velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme, la soluzione migliore consiste nel riportare cosa succede ogni 0.2 ms per 1.6 ms dall'istante iniziale. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.37 a 4.45

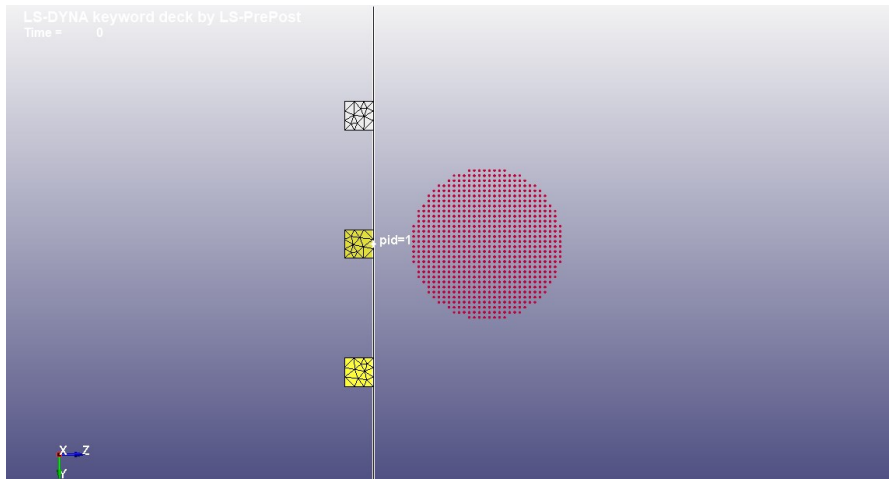


Figura 4.37: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, $t=0$ s.

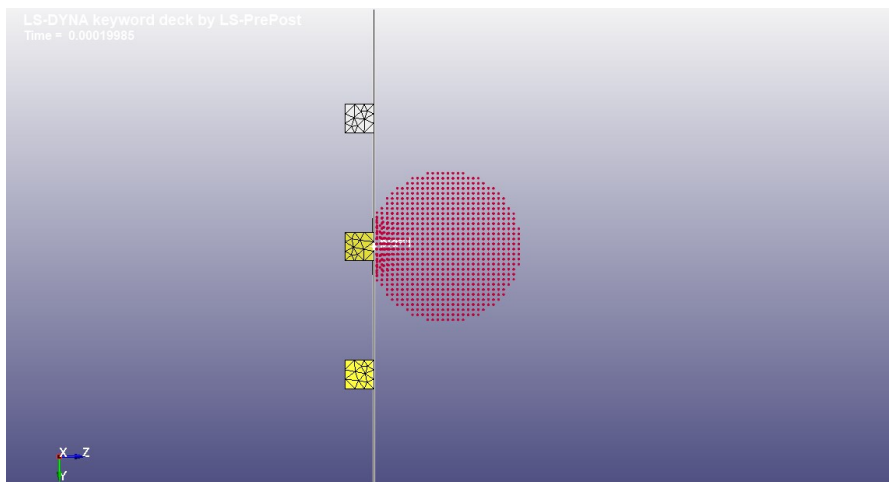


Figura 4.38: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 0.2 ms.

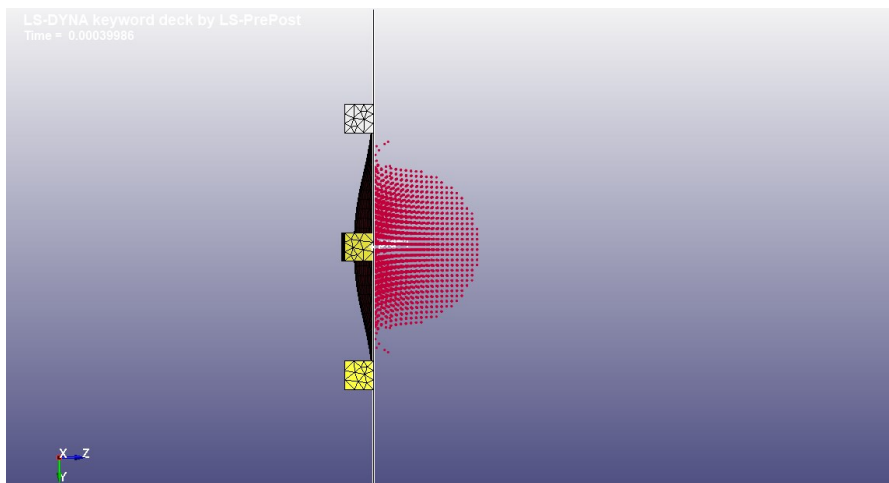


Figura 4.39: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 0.4 ms.

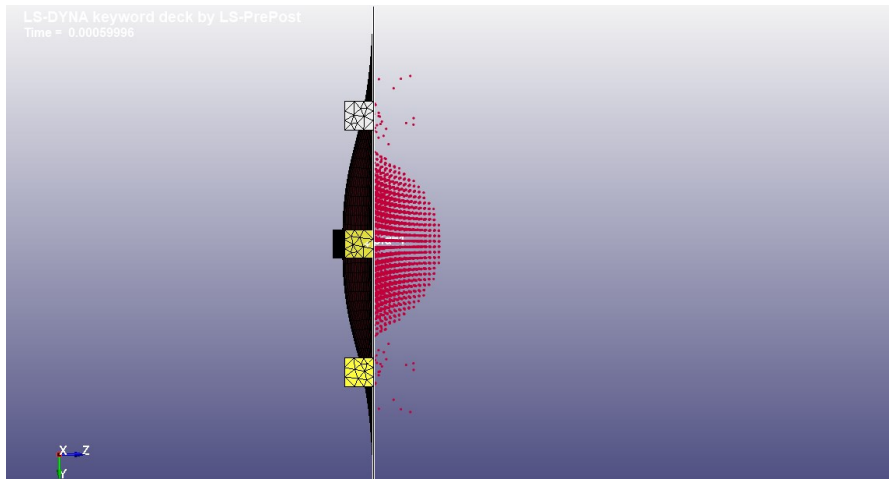


Figura 4.40: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 0.6 ms.

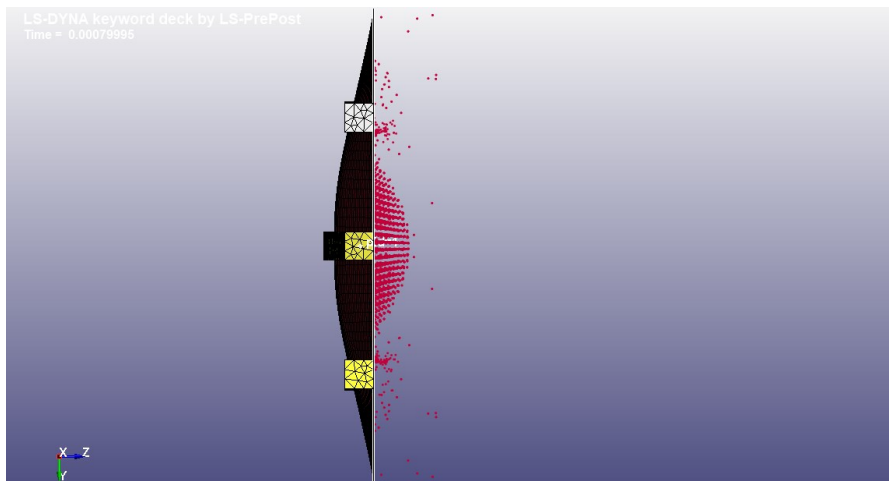


Figura 4.41: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 0.8 ms.

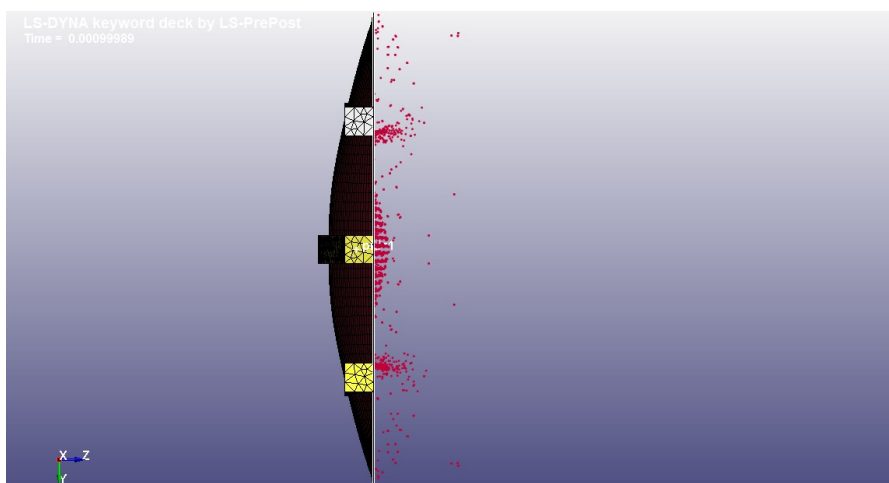


Figura 4.42: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 1 ms.

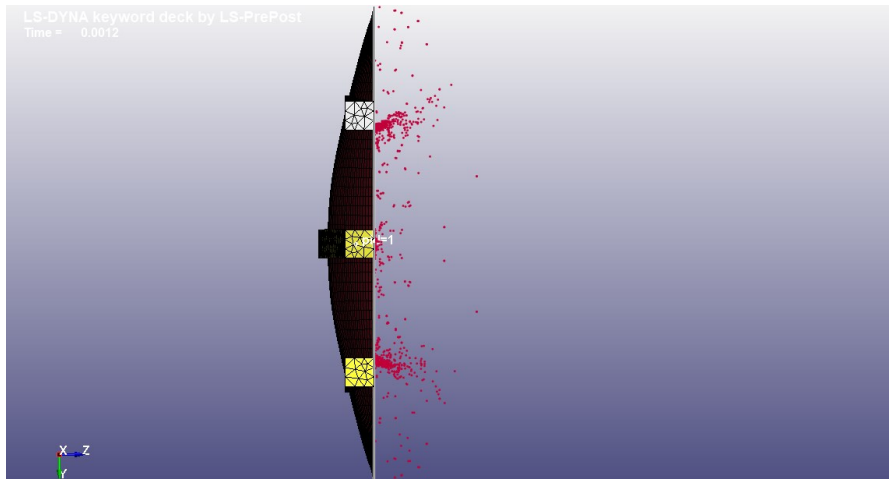


Figura 4.43: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 1.2 ms.

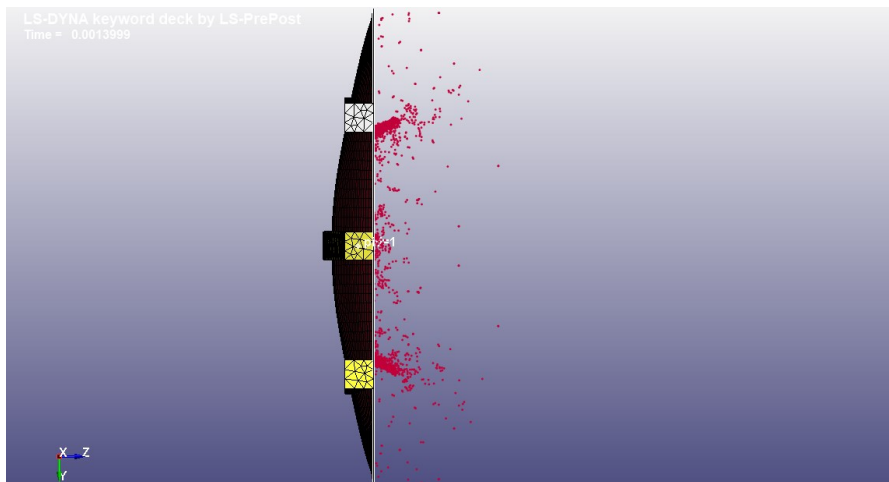


Figura 4.44: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 1.4 ms.

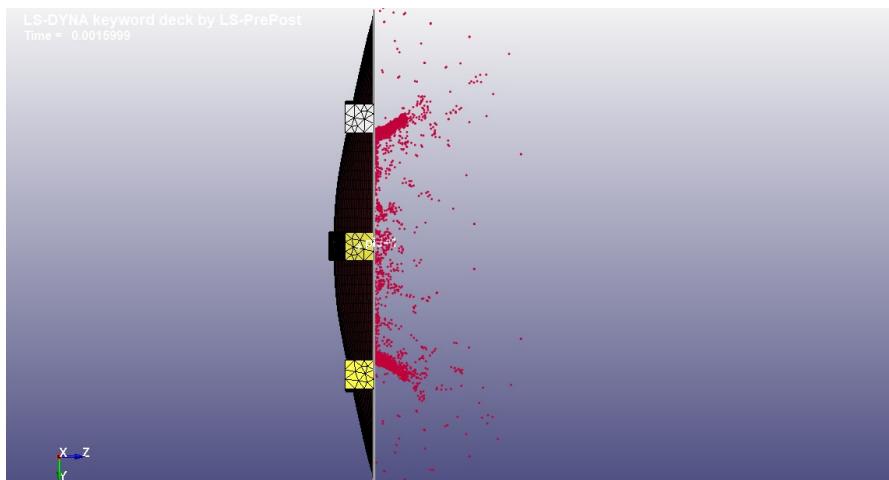


Figura 4.45: rappresentazione urto volatile-pannello rinforzato, $v=222$ m/s, dopo 1.6 ms.

Dalle immagini precedenti sembrerebbe che il *target* si comporti come nel caso precedente, ora con spostamenti più intensi, ma in realtà non è così e la prospettiva delle immagini trae in inganno. Per una visione più chiara della deformazione subita dal *target*, in figura 4.48 si riporta la deformata del pannello quando $t=3$ ms.

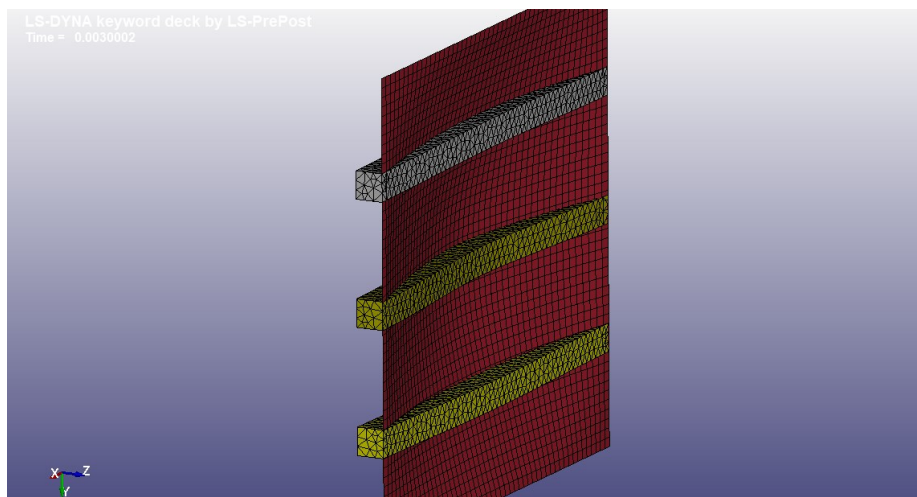


Figura 4.46: deformata del pannello quando $t=1.2$ ms.

Quando si verifica la collisione, le travi si flettono, maggiormente quella centrale, e il pannello tende a rientrare, però in un modo diverso rispetto al caso precedente. Inizialmente, in quei punti in cui si trova sovrapposto alle travi, le segue nel loro inarcamento, ma con l'intensificarsi degli spostamenti, la piastra si rompe in corrispondenza dei supporti, lasciandoli in risalto. Dopo un certo tempo, si raggiunge una deformazione massima, dopo la quale gli spostamenti diminuiscono e si arriva a una configurazione deformata plastica caratterizzata da rientranze sopra e sotto il supporto centrale e dalle travi flesse e in risalto (figura 4.48). Per quanto riguarda la rottura, occorre sottolineare che attivando “*erode*” il *software* simula rottura quando in uno o più elementi viene superata la deformazione di *failure* EPSF presentata in tabella 4.1.

Da un punto di vista quantitativo, lo spostamento massimo sperimentato dal pannello è localizzato immediatamente sopra o sotto metà lunghezza della trave di mezzo e risulta pari a circa 4.7 cm (minore dello spostamento massimo risentito dal pannello non rinforzato impattato da un volatile alla stessa velocità di 222 m/s, pari a 5.5 cm). Al termine della collisione, lo spostamento risultante in tale punto risulta pari a circa 4.1 cm (contro i 5 cm del caso privo di travi).

In tabella 4.3 sono riassunti i risultati in termini di spostamento massimo nel caso di impatto singolo contro il pannello non rinforzato e rinforzato.

| Caso d’impatto | Velocità d’impatto (m/s) | Spostamento massimo (cm) |
|-----------------------|---------------------------------|---------------------------------|
| No rinforzo | 60 | 1.3 |
| No rinforzo | 222 | 5.5 |
| Si rinforzo | 60 | 1.1 |
| Si rinforzo | 222 | 4.7 |

Tabella 4.3: spostamento massimo nei vari casi di impatto singolo contro il pannello.

4.3 Impatto singolo contro il bordo di attacco di un’ala

Si considerino le simulazioni d’impatto tra un singolo volatile e il bordo di attacco di un’ala.

4.3.1 Impostazione delle simulazioni

Come già detto, il primo passo consiste nella creazione della geometria e della *mesh* per il *target* ed è un passaggio delicato. Infatti, un *LE* può avere le forme e le dimensioni più disparate, vista l’esistenza di numerosi profili Naca, mentre per quanto riguarda l’operazione di *meshing*, esistono vari modi per discretizzare il corpo; allora, è ovvio che bisogna fare delle assunzioni per procedere.

Per quanto riguarda la geometria del *target* e l’operazione di *meshing*, si decide di adottare le seguenti ipotesi costruttive:

- *LE* porzione di superficie cilindrica (90° di apertura angolare) caratterizzata da raggio pari a 0.15 m e lunghezza pari 0.4 m;
- spessore superficie pari a 0.005 m;
- discretizzazione in circa 25000 elementi bidimensionali di forma rettangolare.

Le ipotesi si possono giustificare come segue:

1. La prima ipotesi è dovuta al fatto che il bordo di attacco, per com’è fatto, si può approssimare come una porzione di cilindro, mentre le dimensioni così ridotte si sono scelte per contenere i tempi di calcolo.

2. la seconda ipotesi è dovuta al fatto che la maggior parte dei velivoli civili sono caratterizzati dalla *skin* dell'ala con uno spessore dell'ordine di 5 mm;
3. La terza ipotesi è dovuta alla scelta di un compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica e un modo di procedere è il seguente: si crea la geometria bidimensionale cilindrica, dal menu “*mesh*” si apre “*AutoMesher*”, si seleziona la superficie da discretizzare, si imposta a 0.003 la dimensione voluta per gli elementi 2D e, dopo aver confermato, si elimina la geometria sottostante la griglia.

A passaggi avvenuti, il modello geometrico del bordo di attacco è riportato in figura 4.47.

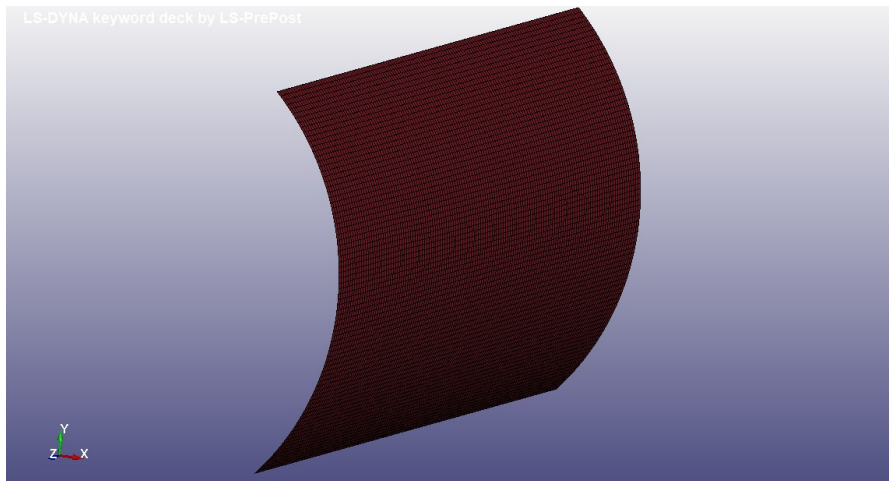


Figura 4.47: modello geometrico del bordo di attacco dell'ala.

Creata la discretizzazione della struttura *target*, il passo successivo consiste nella creazione del volatile con tecnica *SPH* e pure questo è un processo delicato. Infatti, come già spiegato, un volatile può avere forme e dimensioni varie, essere collocato in vari punti ed essere costituito da un numero di particelle del tutto arbitrario e per questa serie di motivi sono necessarie assunzioni preliminari. Per il volatile, si decide di adottare le stesse ipotesi viste in sezione 4.2 (per il caso di impatto tra singolo volatile e pannello), ovvero:

- forma sferica di raggio R pari a 0.08 m;
- densità pari a 950 kg/m^3 ;
- discretizzazione in 30 particelle in ogni direzione;
- posizione centrale rispetto al *LE*, distante qualche centimetro.

Le scelte si giustificano come detto in sezione 4.2, dove è riportato anche il modo di procedere per la realizzazione del volatile. Il modello è riportato in figura 4.48.

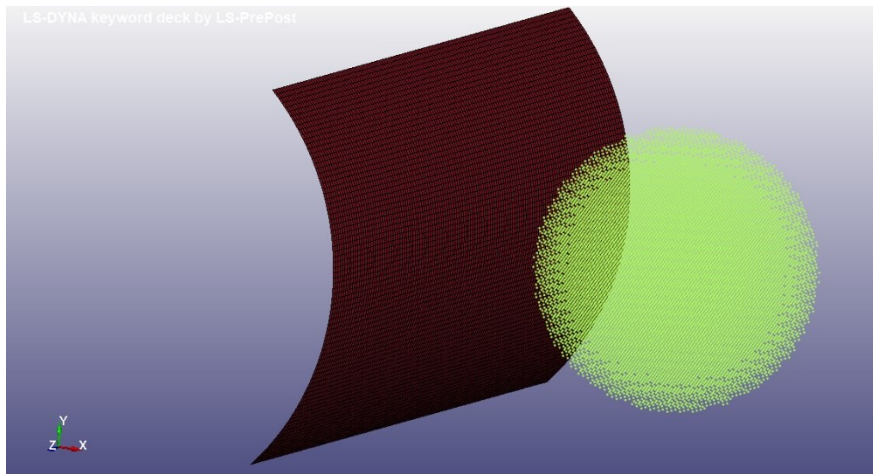


Figura 4.48: modello geometrico del volatile con il bordo di attacco.

Costruiti i modelli FEM, il passo successivo consiste nella creazione e nell'associazione di alcune proprietà ai corpi discretizzati: per prima bisogna scegliere il tipo di elementi con cui si vogliono discretizzare e definirne le caratteristiche, poi bisogna scegliere e creare i modelli materiali da associare ai corpi, con l'aggiunta di un'equazione di stato per il volatile e infine tali proprietà vanno applicate alle geometrie corrispondenti.

Per quanto riguarda la scelta del tipo di elementi discretizzanti, si decide di assumere:

- elementi bidimensionali di tipo “*shell*” per il bordo di attacco, caratterizzati da uno spessore di 0.005 m;
- elementi particellari per il volatile.

Per quanto riguarda i materiali, le leggi costitutive e le equazioni di stato, si decide di assumere:

- l'acqua come materiale per il volatile, con una densità di 950 kg/m^3 , l'equazione (3.14) come legge costitutive e la formulazione Mie-Grunesein come equazione di stato (con $C=1647$, $S_1=2.48$ e tutti gli altri parametri nulli);
- l'alluminio 2024-T4 come materiale per il *LE*, le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 4.1, comportamento elastoplastico del materiale.

La scelta di utilizzare l'alluminio 2024-T4 come materiale per il bordo di attacco è dovuta al fatto che in molti aerei le ali sono costituite di questa lega.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica e un modo di procedere è quello esposto in sezione 4.2.

Il passo successivo all'implementazione delle proprietà consiste nello scegliere e definire il tipo di contatto, i vincoli per la struttura *target* e la velocità d'impatto.

Per quanto concerne il contatto, per avere risultati più accurati si decide di utilizzare ancora l'algoritmo particella-superficie (*particles-to-surface*), sempre con l'aggiunta dell'attrito, tramite un coefficiente statico pari a 0.3 e uno dinamico pari a 0.2.

Per quanto riguarda i vincoli, visto che di solitamente le piastre delle ali sono fissate ai loro lati, si decide di assumere incastrati tutti e quattro i lati del bordo di attacco.

Per quanto riguarda la scelta della velocità d'impatto, si decide nuovamente di eseguire due simulazioni, alle seguenti velocità:

7. bassa velocità: $v=60$ m/s;
8. alta velocità: $v=222$ m/s.

Analizzate le assunzioni, si può passare alla loro implementazione come spiegato in sezione 4.2.

Arrivati a questo punto, manca l'impostazione dei parametri di simulazione e di output.

Per quanto riguarda l'implementazione di una viscosità numerica si decide di utilizzare nuovamente i valori riportati in tabella 4.2.

Per quanto concerne la scelta di quanto tempo simulare il fenomeno, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un tempo di simulazione di 0.02 s quando la velocità d'impatto è pari a 60 m/s;
- un tempo di simulazione di 0.01 s quando la velocità d'impatto è pari a 222 m/s;

Per quanto riguarda la scelta dell'intervallo temporale di calcolo degli *output*, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.0001 s quando la velocità d'impatto risulta 60 m/s;
- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.00001 s quando la velocità d'impatto risulta 222 m/s.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla loro implementazione e un modo di procedere è quello riportato in sezione 4.2.

Completati tutti i precedenti passaggi, si può far partire ciascuna simulazione e attendere i risultati.

4.3.2 Risultati per l'impatto singolo contro il *LE* nel caso di bassa velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme di quello che succede, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.5 ms per 3 ms. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.49 a 4.54.

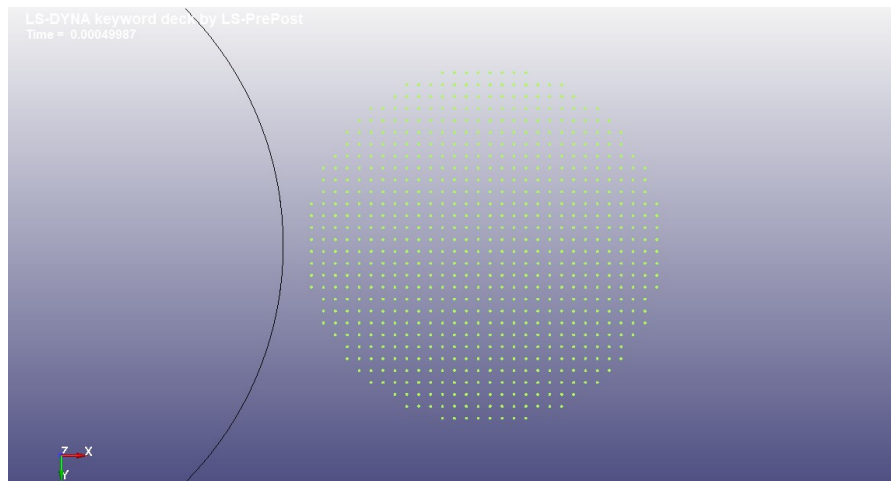


Figura 4.49: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 0.5 ms.

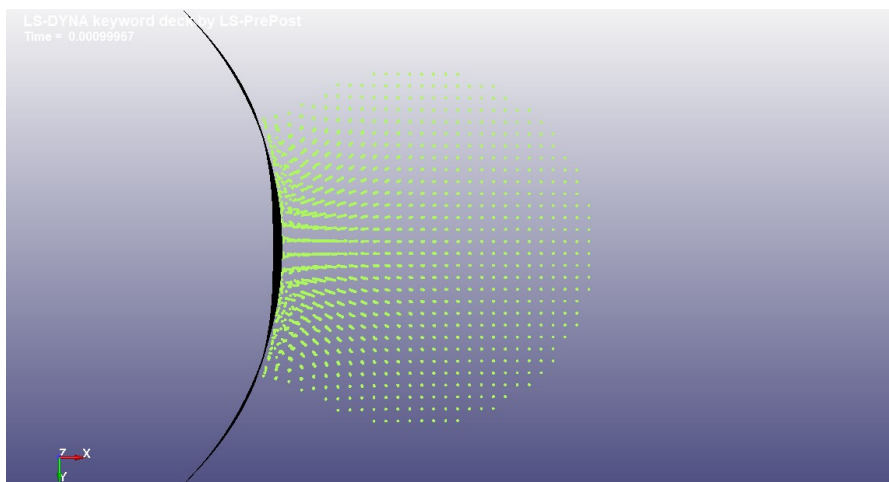


Figura 4.50: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 1 ms.

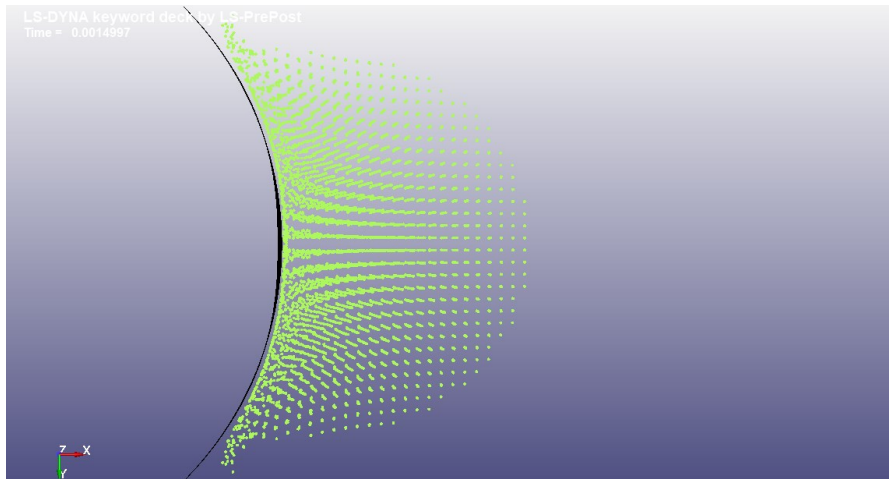


Figura 4.51: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 1.5 ms.

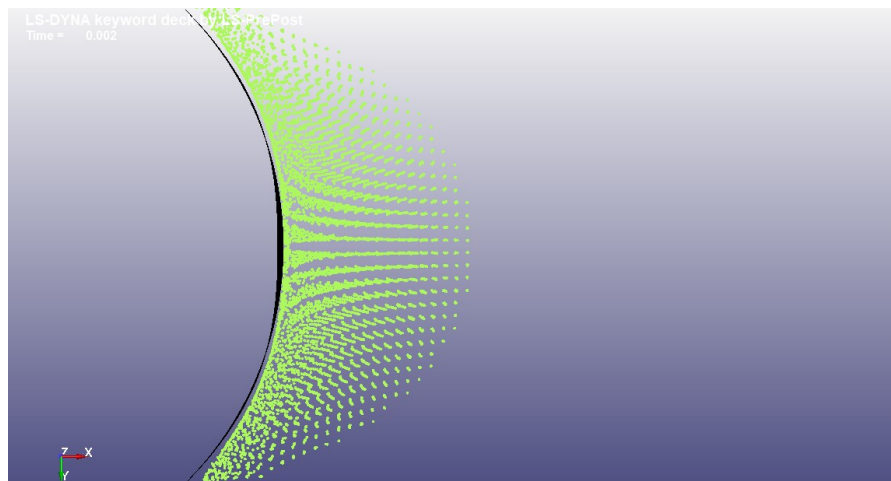


Figura 4.52: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 2 ms.

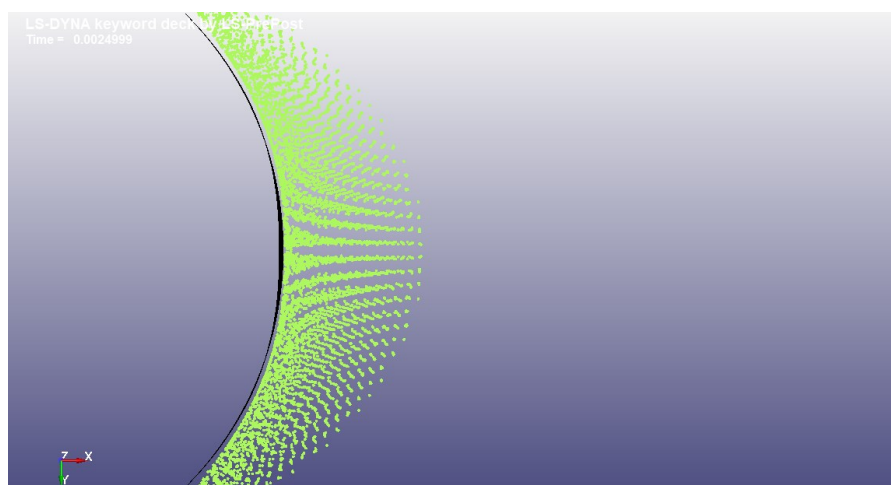


Figura 4.53: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 2.5 ms.

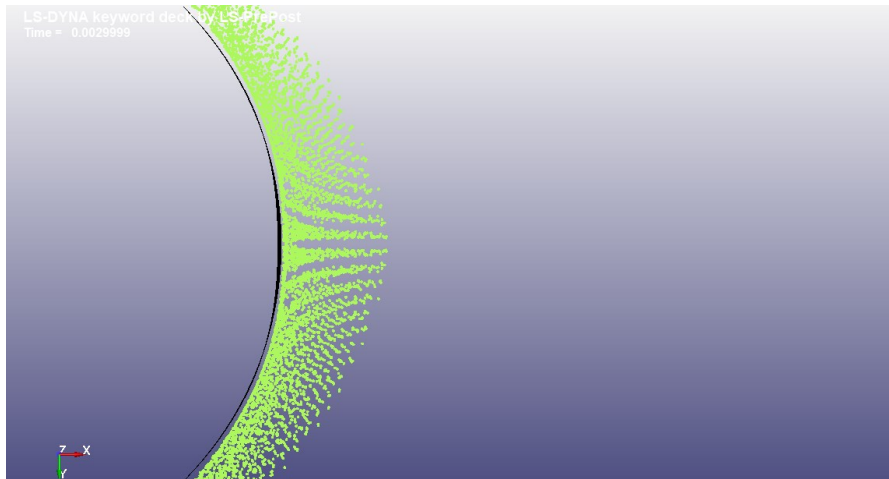


Figura 4.54: rappresentazione urto volatile-LE, $v=60$ m/s, dopo 3 ms.

Innanzitutto, il bordo di attacco non si rompe, perciò impatti di questo tipo non sono fonte di pericolo per la sicurezza dei passeggeri. Quando il volatile impatta contro il *target*, la struttura inizia a deformarsi (si crea una concavità tanto maggiore quanto più si è vicini al centro) e raggiunge una configurazione di massima deformazione; successivamente, gli spostamenti diminuiscono e in un primo momento la struttura oscilla (come mostrato nelle figure 4.51, 4.52 e 4.53), poi si arriva alla formazione di una deformazione plastica.

Da un punto di vista quantitativo, conviene focalizzare l'attenzione sull'andamento nel tempo dello spostamento, nella direzione dell'impatto, per il punto centrale C del bordo di attacco (figura 4.55), punto soggetto allo spostamento massimo.

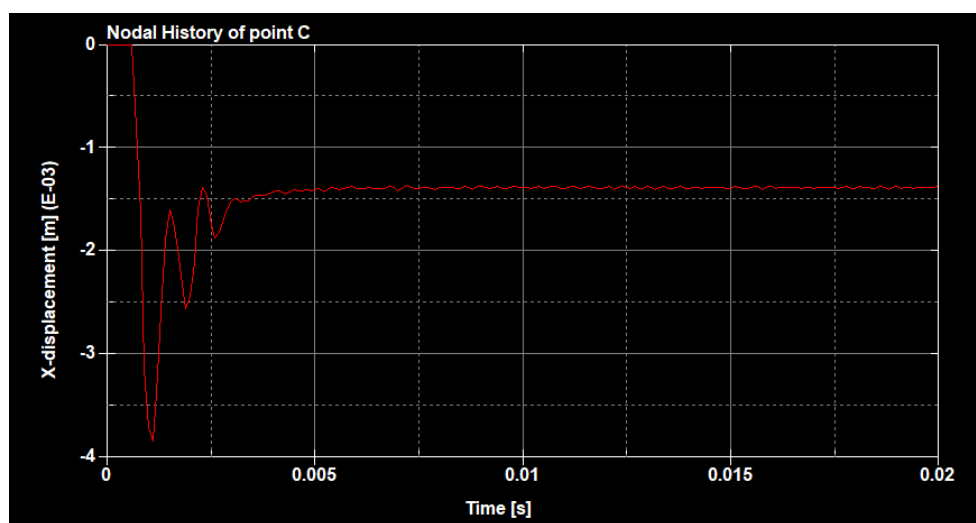


Figura 4.55: spostamento per il punto centrale C del LE, nel caso di urto a 60 m/s.

Lo spostamento massimo che risente il bordo di attacco, nel punto centrale, risulta pari a circa 3.7 mm. La deformazione plastica risultante in C si attesta intorno a 1.4 mm di spostamento; perciò, al termine dell'impatto risulta una rientranza veramente piccola.

4.3.3 Risultati per l'impatto singolo contro il *LE* nel caso di elevata velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.2 ms per 1.2 ms dall'inizio della simulazione. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.56 a 4.62.

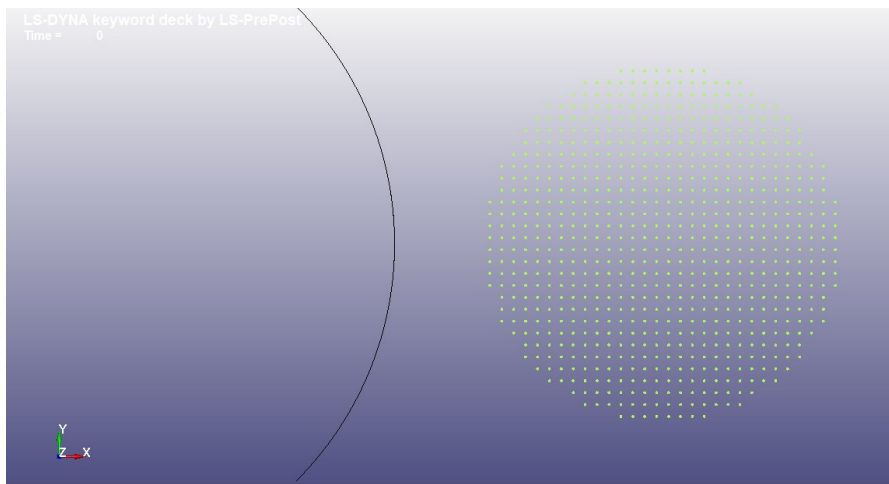


Figura 4.56: rappresentazione urto volatile-*LE*, $v=222$ m/s, $t=0$ s.

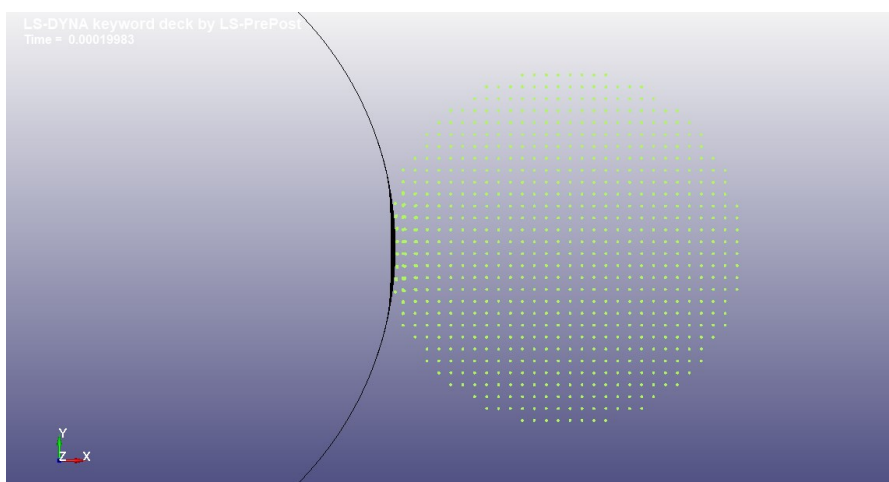


Figura 4.57: rappresentazione urto volatile-*LE*, $v=222$ m/s, dopo 0.2 ms.

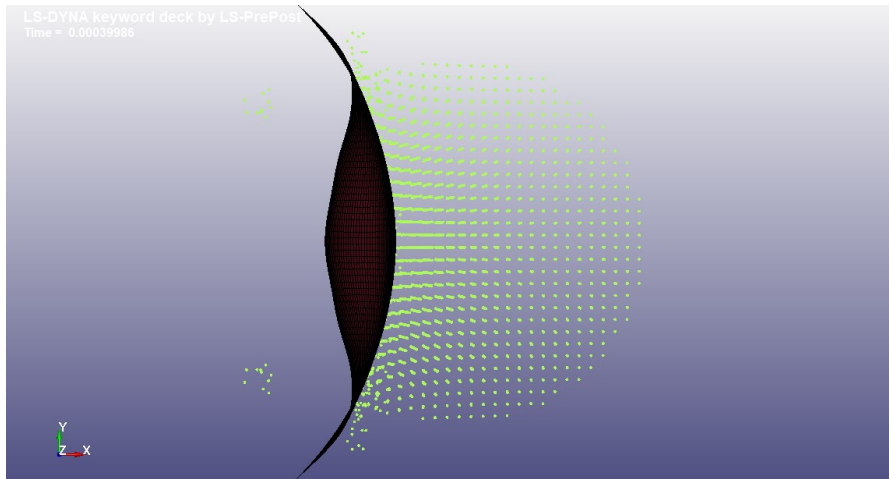


Figura 4.58: rappresentazione urto volatile-LE, $v=222$ m/s, dopo 0.4 ms.

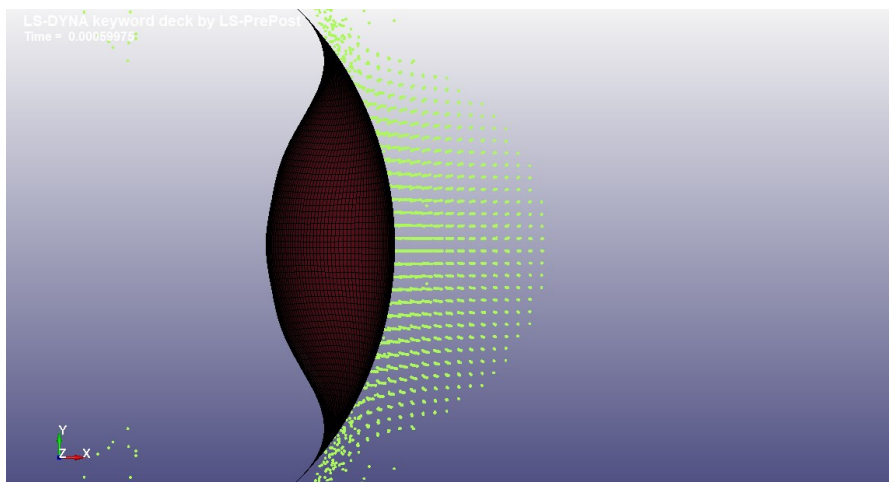


Figura 4.59: rappresentazione urto volatile-LE, $v=222$ m/s, dopo 0.6 ms.

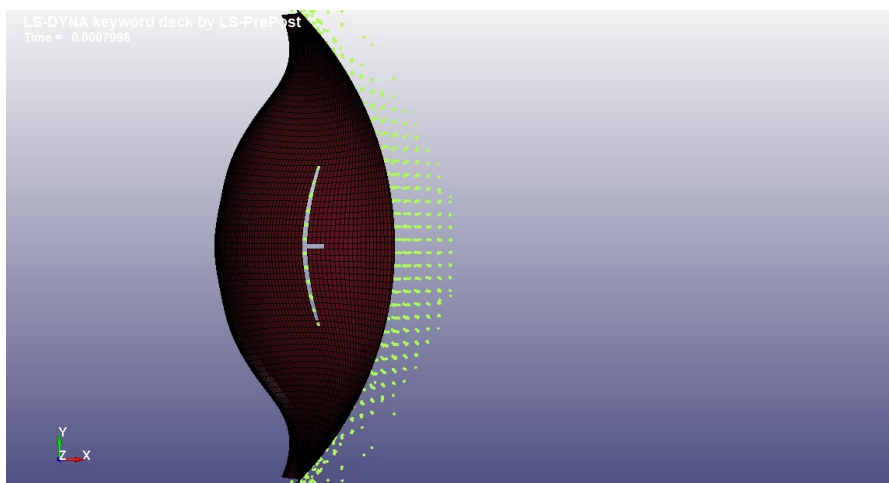


Figura 4.60: rappresentazione urto volatile-LE, $v=222$ m/s, dopo 0.8 ms.

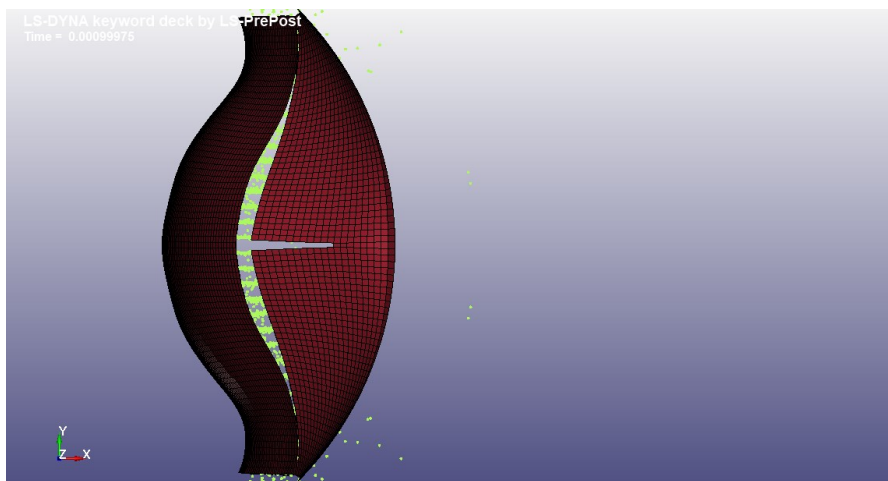


Figura 4.61: rappresentazione urto volatile-LE, $v=222$ m/s, dopo 1 ms.

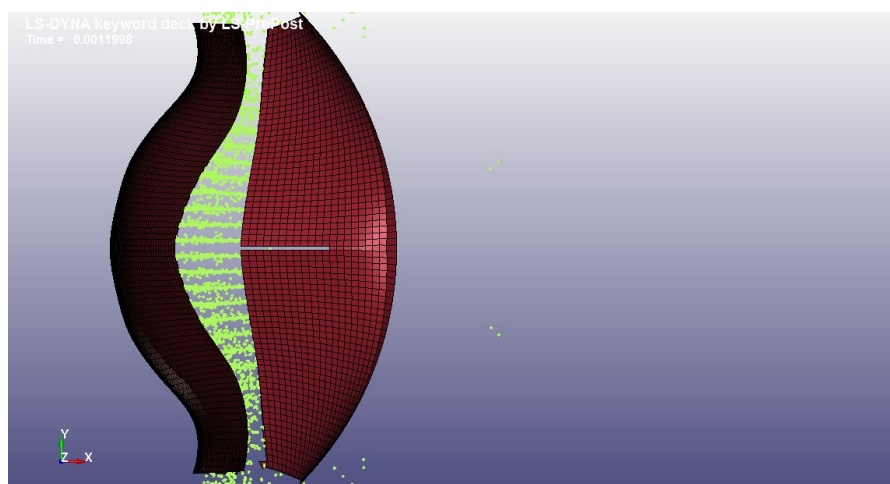


Figura 4.62: rappresentazione urto volatile-LE, $v=222$ m/s, dopo 1.2 ms.

Quando il volatile impatta contro il *target*, la struttura inizia a deformarsi (si crea una rientranza tanto maggiore quanto più si è vicini al centro) e tale deformazione continua a crescere fintantoché il bordo di attacco, non riuscendo più a sopportarla, si rompe (nascono due tagli che si propagano fino ai vincoli, poi il pezzo centrale si stacca).

Si ricordi un *leading edge* deve resistere a un impatto di un volatile di circa 2 kg lanciato alla velocità di crociera per superare i test di sicurezza, il bordo di attacco con le ipotesi costruttive adottate non va bene, dev'essere rinforzato. Per quanto riguarda la rottura, occorre sottolineare che attivando “*erode*” il *software* simula rottura quando in uno o più elementi viene superata la deformazione di *failure* EPSF presentata in tabella 4.3.

4.4 Impatto singolo contro una ventola di un motore *turbofan*

Si consideri il caso di impatto tra un volatile e una ventola (*fan*) di un motore turboventola (*turbofan*).

4.4.1 Impostazione delle simulazioni

Come già detto, il primo passo consiste nella creazione della geometria e della *mesh* per la ventola ed è uno dei passaggi su cui bisogna prestare maggior attenzione. Infatti, un *fan* può avere le forme e le dimensioni più disparate, in base alla grandezza, al costo e alla potenza del motore su cui è montato, mentre per quanto riguarda l'operazione di *meshing* più si discretizza un modello maggiore accuratezza si ottiene, a discapito di un maggior sforzo computazionale; allora, è ovvio che bisogna fare delle assunzioni.

Senza riferirsi ad alcun motore particolare, si adottano le seguenti ipotesi costruttive realistiche:

- diametro della ventola pari a 2.30 m (raggio rotore pari a 1.15m);
- numero di palette pari a 20;
- lunghezza delle palette di circa 0.80 m;
- corda al mozzo pari a circa 0.08 m, corda al tip pari a circa 0.35 m;
- spessore medio delle palette pari a 1.5 cm;
- discretizzazione bidimensionale caratterizzata da circa 16000 elementi "misti"; rettangolari e triangolari;
- ulteriore discretizzazione bidimensionale dell'*hub* interno della ventola.

Le ipotesi si possono giustificare come segue:

- la scelta di utilizzare i valori sopra riportati per il diametro, per il numero di pale, per la loro lunghezza e per quella delle corde è dovuta al fatto che i motori di medie/grandi dimensioni presentano caratteristiche simili; ad esempio, il motore GE90-115B, famoso per essere il più potente mai installato su un aereo di linea, possiede un diametro di circa 3 m e monta 22 pale ciascuna lunga 1 m;
- l'ipotesi sullo spessore costante pari a 1.5 cm è una scelta piuttosto forte, visto che di solito lo spessore non è costante lungo le pale. Valori plausibili per gli spessori si possono ottenere dai seguenti rapporti, suggeriti dal Prof. Benini:
 - mozzo: spessore medio / corda = 0.07;

- tip: spessore medio / corda = 0.04.

Poiché rappresentare spessori variabili è molto complesso, si decide di utilizzare la relazione esclusiva del tip per tutta la paletta e dai conti risulta proprio 1.5 cm;

- La scelta di utilizzare elementi bidimensionali è data dal fatto che le palette sono molto più estese che spesse, perciò si possono considerare 2D, mentre la scelta del numero di elementi discretizzanti è dovuta alla ricerca di un compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati;
- La scelta di realizzare un'ulteriore discretizzazione bidimensionale sull'*hub* interno deriva dal fatto che così facendo risulta più semplice vincolare la ventola e assegnarle una velocità di rotazione.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica.

Visto che LS-DYNA non permette la realizzazione di geometrie complesse, la soluzione migliore consiste nel creare la geometria in un *software* esterno adatto e importarla; a scopo informativo, occorre sottolineare che esistono diversi *forum* ingegneristici in cui è possibile trovare geometrie già pronte o dalle quali partire. Implementata la geometria, un modo di procedere è il seguente:

- dal menu “*mesh*” si apre “*AutoMesher*”, si seleziona la superficie da discretizzare, e si imposta a 0.002 la dimensione voluta per gli elementi 2D;
- dal menù “*mesh*” si apre “*element generation*”, si seleziona l'*hub* interno e si imposta il tipo di elementi discretizzanti.

Il modello della ventola è riportato in figura 4.63.

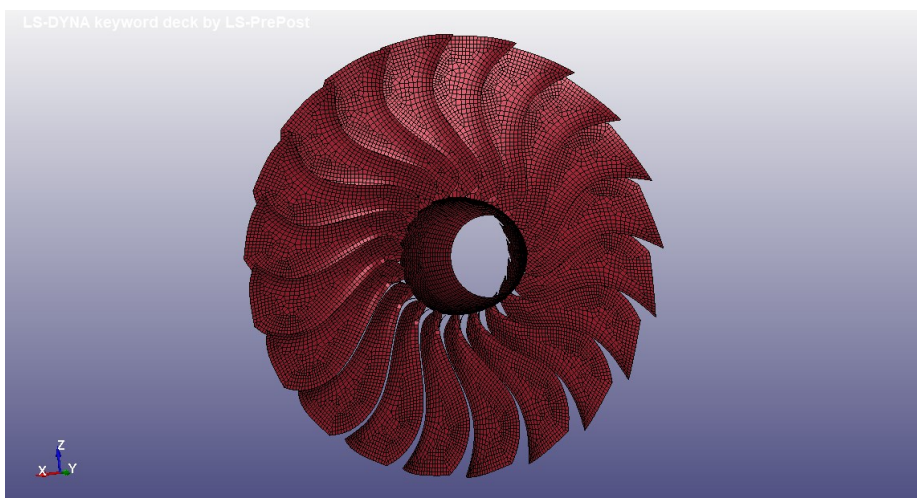


Figura 4.63: modello della ventola.

Il passo successivo consiste nella creazione del volatile con tecnica *SPH* e, come già più volte spiegato, vi è la necessità di fare assunzioni preliminari. Si decide di adottare le seguenti ipotesi:

- forma sferica di raggio R pari a 0.10 m;
- densità pari a 950 kg/m^3 ;
- discretizzazione in circa 14000 particelle;
- volatile posizionato a 0.80 m dal centro del motore e a una distanza di 0.04 m dal piano dello stesso.

Le scelte si giustificano come segue:

- il volatile si decide di realizzarlo sferico per avere un margine di sicurezza aggiuntivo e come scelta di un compromesso tra sforzo computazionale e precisione dei risultati, mentre si decide di crearlo con un raggio di 10 cm per avere una massa di circa 4 kg, in modo da vedere cosa succede con un volatile più grande di quello richiesto negli esperimenti. Infatti:

$$m = d V = d \cdot \frac{4}{3} \pi R^3 = 3.97 \text{ kg} \quad (4.2)$$

- l'ipotesi sulla densità si giustifica con la constatazione che, come detto nel capitolo tre, il miglior materiale per modellare un volatile è l'acqua (o la gelatina) caratterizzata dal 10% di porosità e una densità di 950 kg/m^3 ;
- l'ipotesi sul numero di particelle deriva da una scelta di compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati;
- l'ipotesi sul distanziamento dalla ventola è dovuta al fatto che posizionare il volatile più lontano comporterebbe tempi computazionali più elevati, mentre la scelta di disporlo a 80 cm dal centro del rotore è dovuta alla volontà di simulare cosa succede quando una ventola viene colpita in pieno.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica e un modo di procedere è quello riportato in sezione 4.2. I modelli agli elementi finiti della ventola e del volatile sono riportati in figura 4.64.

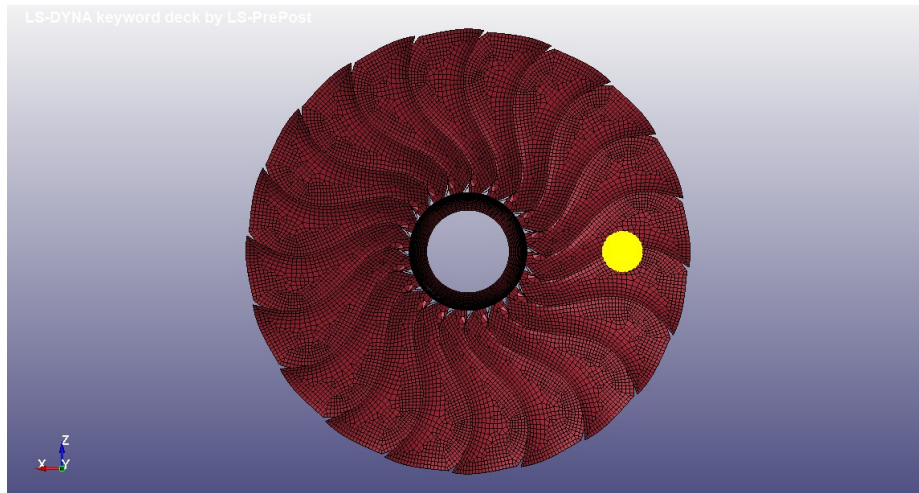


Figura 4.64: modello del volatile con la ventola.

Costruiti i modelli FEM, il passo successivo consiste nella creazione e nell'associazione delle solite proprietà ai corpi discretizzati.

Per quanto riguarda la scelta del tipo di elementi discretizzanti, si decide di assumere:

- elementi bidimensionali di tipo “shell” per la ventola, caratterizzati da uno spessore di 0.015 m;
- elementi bidimensionali di tipo “shell” per l’hub interno;
- elementi particellari per il volatile.

Per quanto riguarda i materiali, le leggi costitutive e le equazioni di stato, si decide di assumere:

- l’acqua come materiale per il volatile, con una densità di 950 kg/m^3 , l’equazione (3.14) come legge costitutiva e la formulazione Mie-Grunesein come equazione di stato (con $C=1647$, $S_1=2.48$ e tutti gli altri parametri nulli);
- il Ti6Al4V trattato termicamente come materiale per la ventola (e comportamento elastoplastico del materiale), le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 4.4;

| Densità (kg/m^3) | Modulo di Young (Pa) | Rapporto di Poisson | Strength coefficient K (Pa) | Hardening exponent n | Deformazione plastica di failure EPSF |
|--------------------------------|-------------------------|------------------------|-------------------------------------|---------------------------|---|
| 4456 | 1.1376e+11 | 0.30 | 1.3701e+9 | 0.06713 | 0.3269 |

Tabella 4.4: caratteristiche meccaniche del Ti6Al4V trattato termicamente.

- Comportamento rigido per l'*hub*. Allora, è ininfluenza la scelta del materiale (di solito l'*hub* è in acciaio).

Le ipotesi si possono giustificare come segue:

- Le scelte relative al volatile sono già state spiegate nelle sezioni precedenti;
- l'*hub* viene assunto indeformabile perché così risulta più semplice vincolare la ventola e metterla in rotazione;
- la scelta di utilizzare il Ti6Al4V per la ventola è dovuta al fatto che in molti motori le palette risultano costituite di questa lega.

Analizzate le ipotesi, si può passare alla modellazione pratica e un modo di procedere è il seguente:

1. dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*SECTION*" e si aprono le voci "*SHELL*" (2 volte) e "*SPH*" per definire al loro interno, rispettivamente, gli elementi piastra (basta lo spessore) e le particelle (i valori di *default* vanno bene per praticamente tutte le simulazioni di impatto);
 2. dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*MAT*" e si aprono le voci "*POWER LAW PLASTICITY*", "*NULL*" e "*RIGID*" per definire al loro interno, rispettivamente, il materiale da associare alle palette (bisogna inserire i valori della tabella 4.3), quello da associare al volatile e quello da associare all'*hub* (bisogna inserire i valori della tabella 4.4). Nella definizione del materiale del volatile conviene impostare la pressione di *cut-off* al valore $-1e+6$ e la viscosità dinamica pari a 0.001. La prima è una pressione limite di dilatazione per riportare a zero la pressione in un elemento e si ottiene sperimentalmente; la seconda serve per aumentare la stabilità dell'algoritmo risolutivo;
- dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*EOS*", si apre la voce "*EOS GRUNSEIN*" e si inseriscono i valori dei parametri scelti;
 - dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*PART*" e a ciascuna geometria si associa la sezione corrispondente, il materiale corrispondente e l'equazione di stato corrispondente.

Il passo successivo all'implementazione delle proprietà consiste nello scegliere e definire il tipo di contatto, i vincoli per la struttura *target*, la velocità d'impatto e quella di rotazione della ventola.

Per quanto concerne il contatto, per avere risultati più accurati, si decide di utilizzare l'algoritmo particella-superficie (*particles-to-surface*), con l'aggiunta dell'attrito tramite un coefficiente statico pari a 0.3 e uno dinamico pari a 0.2; per quanto riguarda i vincoli si decide di permettere alla ventola la sola rotazione attorno all'asse y; per quanto riguarda la velocità di rotazione si decide di farla girare a 100 rad/s (954.93 rpm), valore tipico delle ventole dei motori *turbofan*; infine, per quanto riguarda la velocità d'impatto, si decide sempre di eseguire due simulazioni, alle seguenti velocità:

- bassa velocità: $v=60$ m/s;
- alta velocità: $v=222$ m/s.

Analizzate le ipotesi si può passare alla loro implementazione e un modo di procedere è il seguente:

1. dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*CONTACT*", si apre la voce "*AUTOMATIC NODES TO SURFACE*", si definisce il volatile come *slave*, la ventola come *master* e si inseriscono i valori dei coefficienti di attrito;
2. dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona nuovamente la voce "*RIGID*" definita precedentemente e si vincola in modo opportuno il centro di massa dell'*hub*;
3. dal menu "*model*" si apre "*Keyword*", si seleziona il sottomenù "*INITIAL*", si apre la voce "*VELOCITY GENERATION*" e si imposta la velocità per il volatile e poi quella di rotazione per la ventola.

Arrivati a questo punto, bisogna procedere con l'impostazione dei parametri di simulazione e di output. Per quanto riguarda l'implementazione della viscosità numerica, si decide di utilizzare nuovamente i valori riportati in tabella 4.2; per quanto concerne la scelta di quanto tempo simulare il fenomeno, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare un tempo di simulazione di 0.01 s sia quando la velocità d'impatto è pari a 60 m/s, sia quando è pari a 222 m/s; per quanto riguarda la scelta dell'intervallo temporale di calcolo degli *output*, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare

un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.0001 s. Analizzate le ipotesi, si può passare alla loro implementazione e un modo di procedere è quello riportato in sezione 4.2.

4.4.2 Risultati per l'impatto singolo contro la ventola nel caso di bassa velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 1 ms per 8 ms dall'inizio della simulazione. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.65 a 4.74.



Figura 4.65: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, $t=0$ ms.

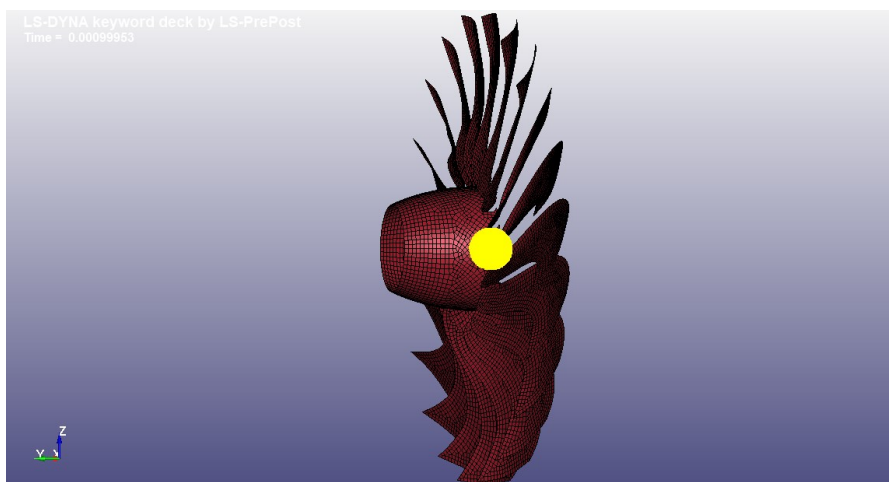


Figura 4.66: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 1 ms.

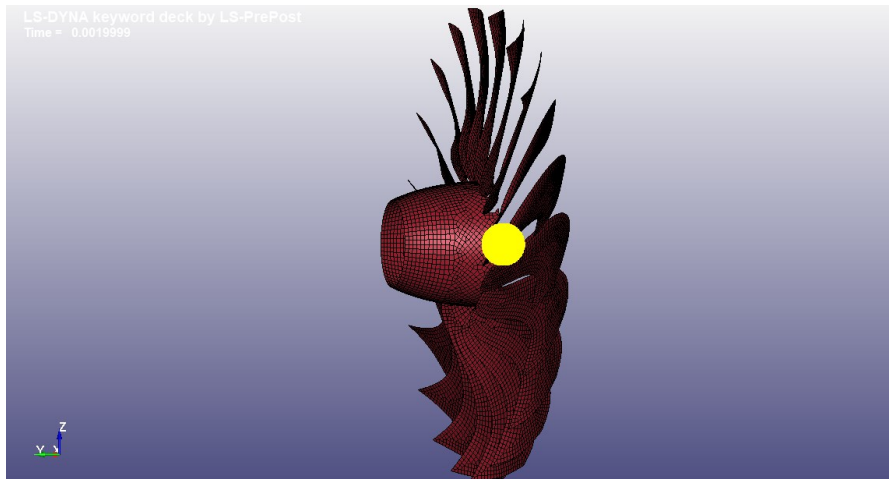


Figura 4.67: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 2 ms.

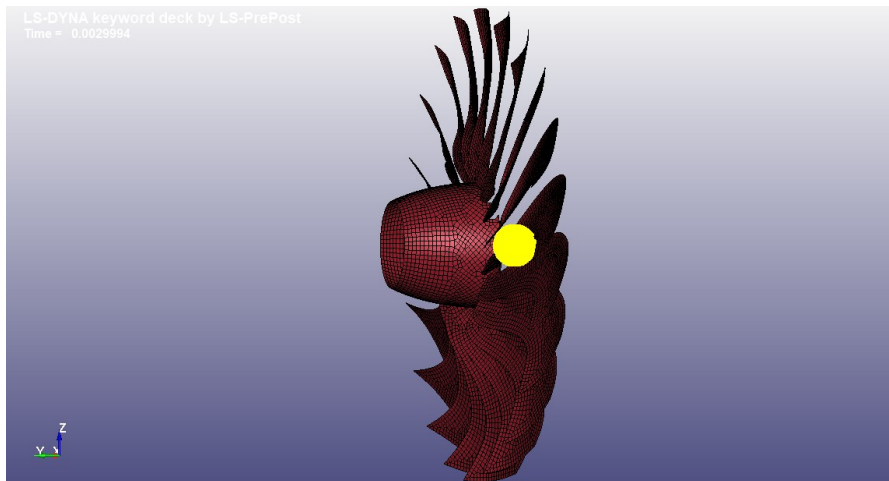


Figura 4.68: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 3 ms.

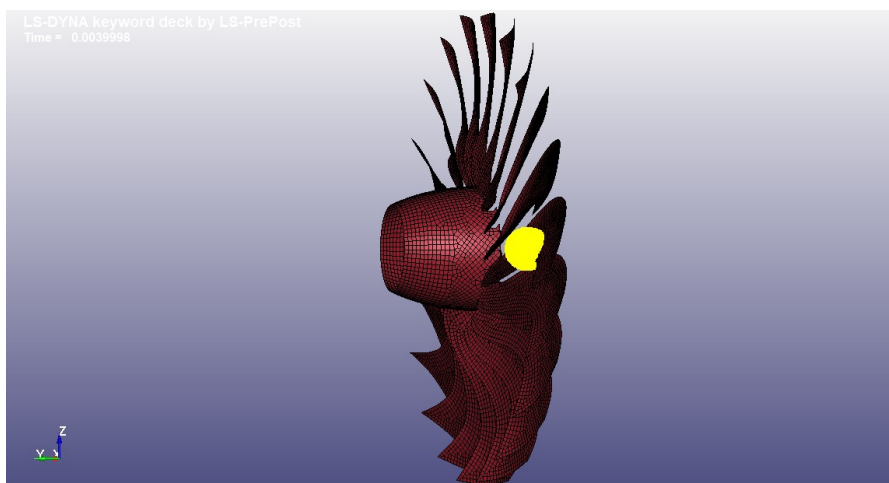


Figura 4.69: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 4 ms.



Figura 4.70: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 5 ms.

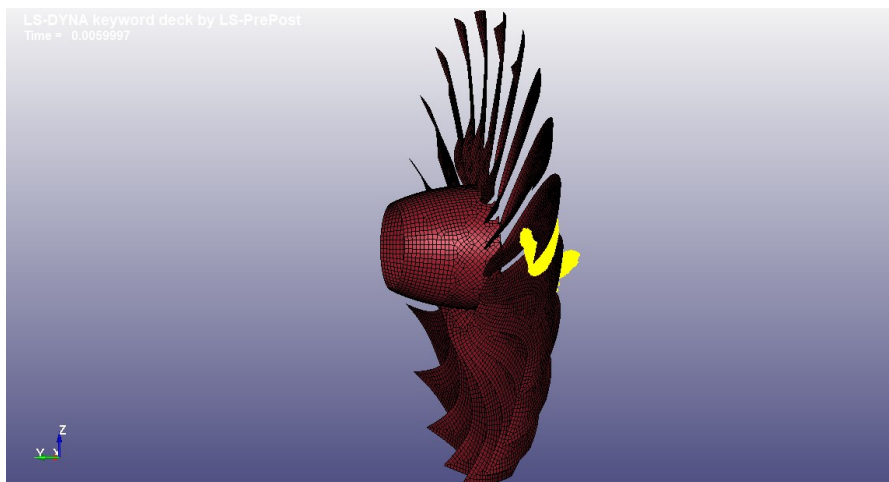


Figura 4.71: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 6 ms.

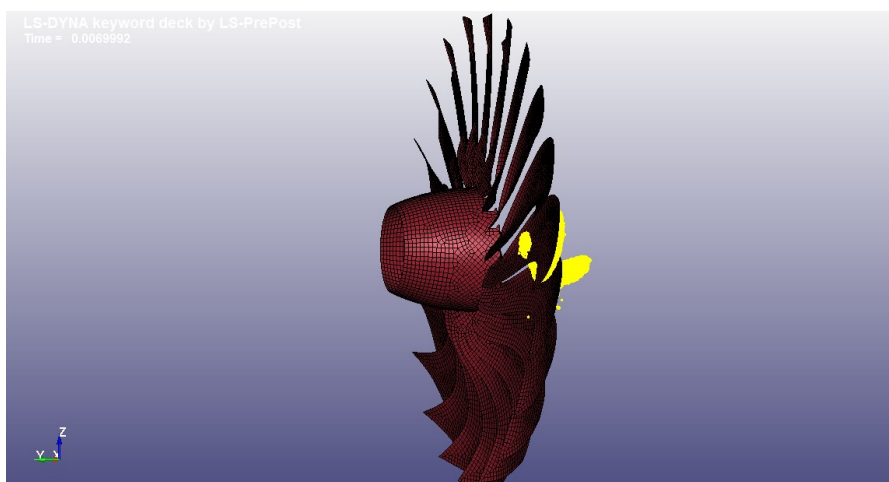


Figura 4.72: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 7 ms.

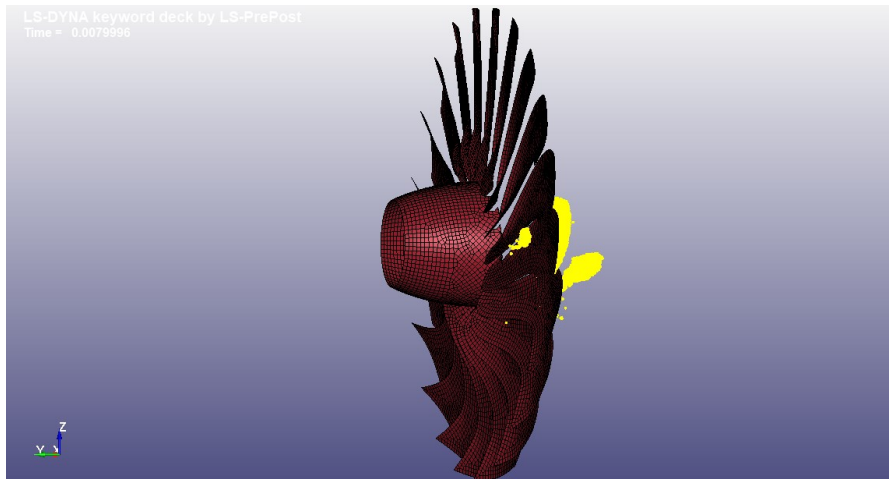


Figura 4.73: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 8 ms.

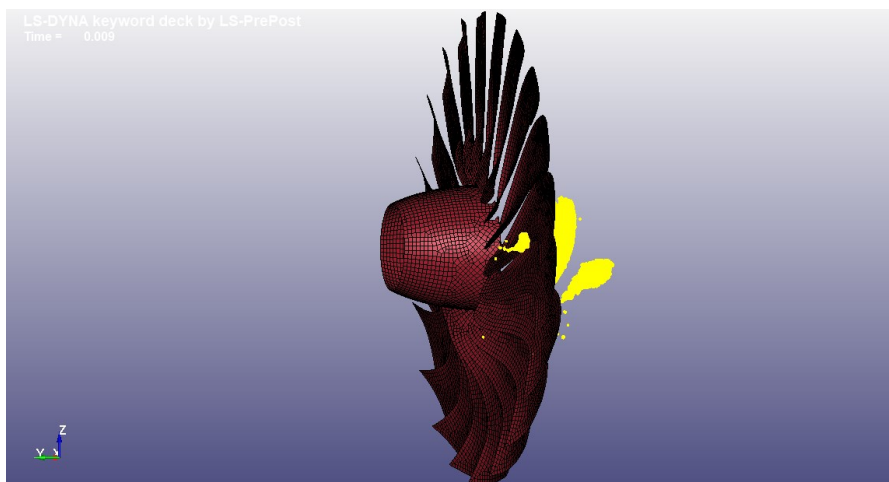


Figura 4.74: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=60$ m/s, dopo 9 ms.

Il volatile colpisce dapprima una paletta della ventola: questa lo divide in due parti e contemporaneamente si deforma plasticamente venendo spinta all'indietro (una migliore rappresentazione è riportata in figura 4.75); subito dopo, una delle frazioni del volatile colpisce la paletta adiacente in rotazione, che nuovamente lo taglia, senza però subire alcuna deformazione plastica. Nessuna paletta tra quelle colpite si rompe, perciò l'impatto non crea danni seri alla ventola, però non si può considerare il motore del tutto esente da rischi di *failure*; infatti, gran parte del volatile attraversa il *fan*, anche se in modo frammentario, costituendo un pericolo per i dispositivi posti dietro (compressore e turbina su tutti).

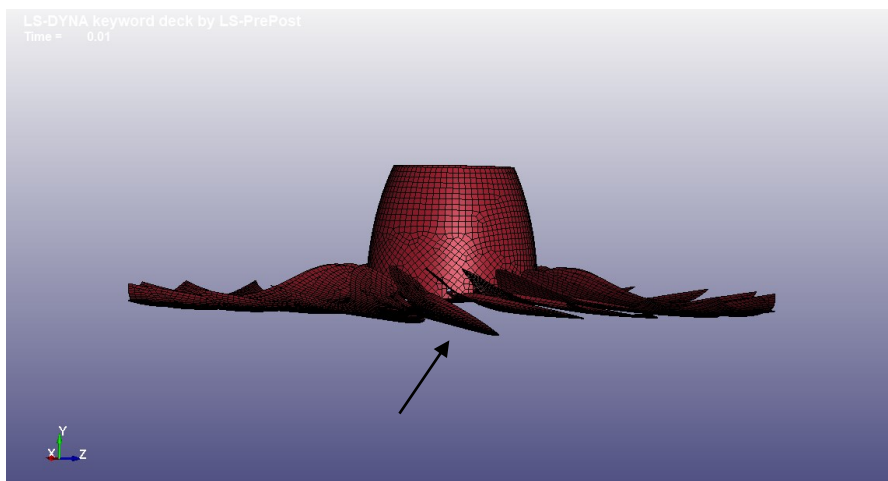


Figura 4.75: deformazione plastica risultante dopo l'urto a $v=66$ m/s.

4.4.3 Risultati per l'impatto singolo contro la ventola nel caso di elevata velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme, la soluzione migliore è riportare cosa succede ogni 0.5 ms per i primi 3 ms e successivamente riportare cosa accade ogni 2ms fino a 7ms di simulazione. Le sequenze temporali sono riportate nelle figure da 4.76 a 4.84.

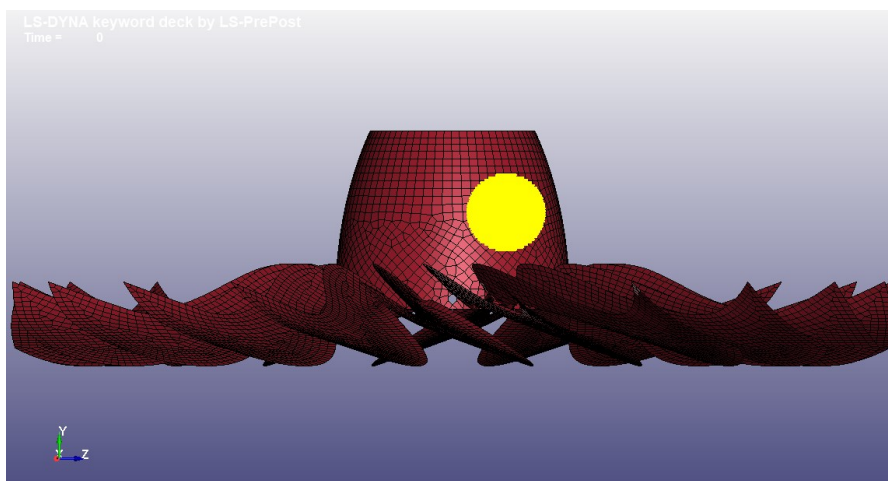


Figura 4.76: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, istante iniziale.

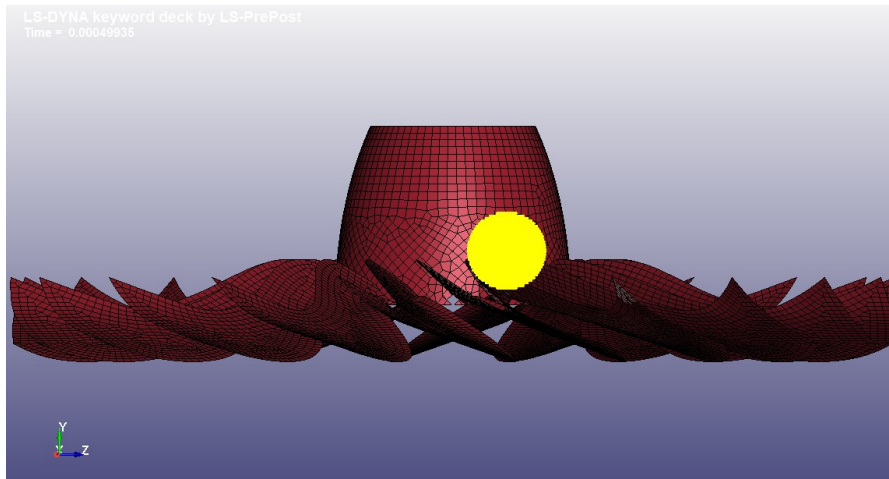


Figura 4.77: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 0.5 ms.

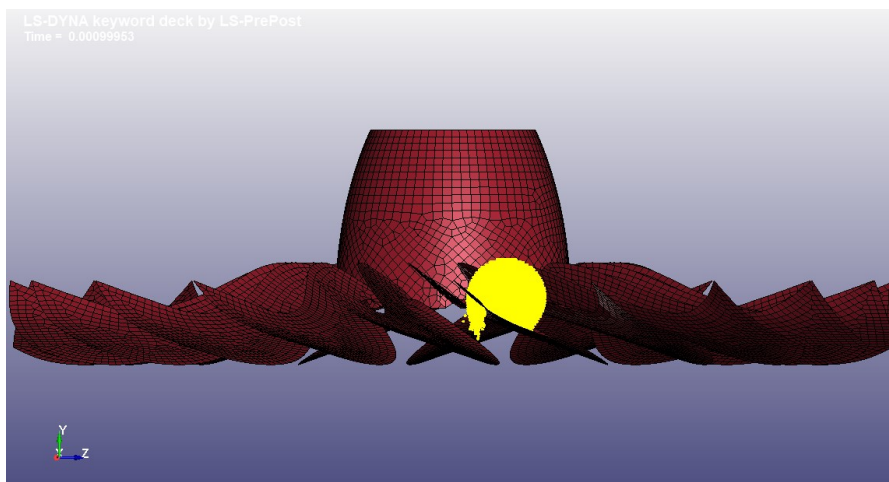


Figura 4.78: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 1 ms.

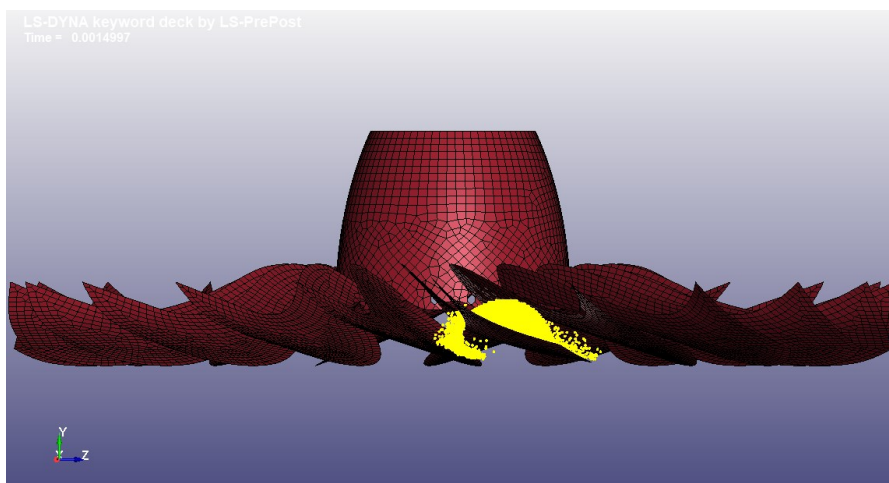


Figura 4.79: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 1.5 ms.

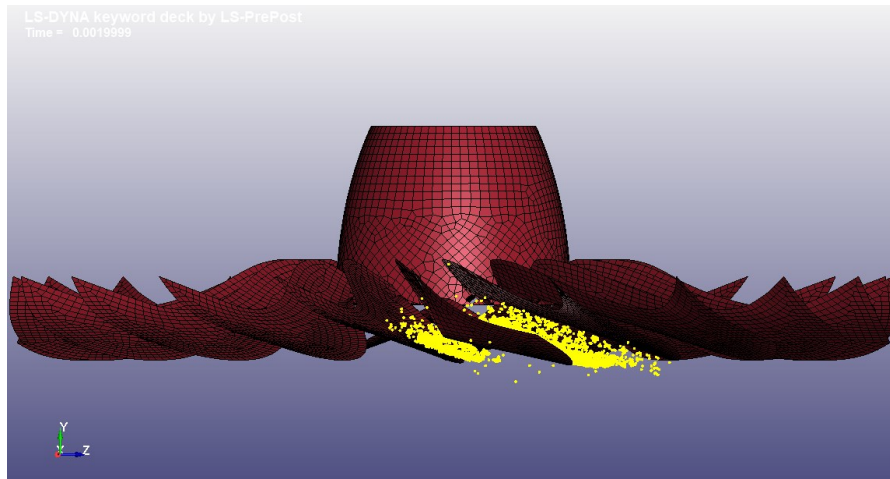


Figura 4.80: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 2 ms.

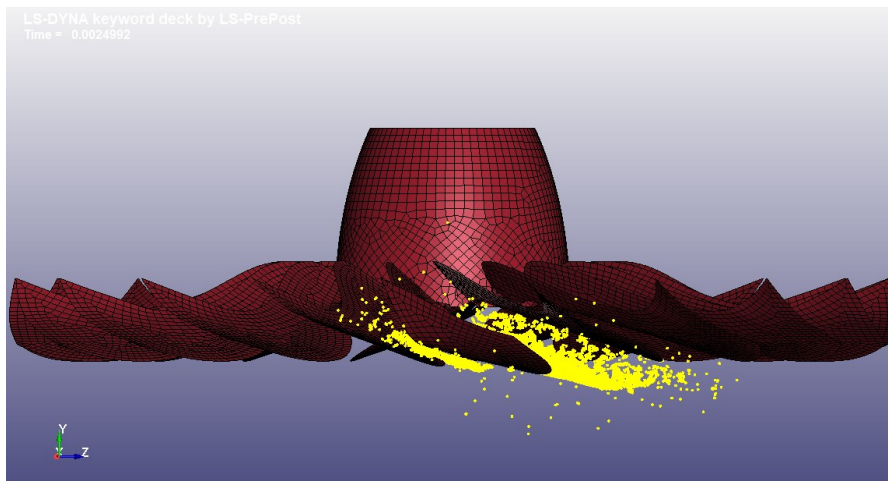


Figura 4.81: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 2.5 ms.

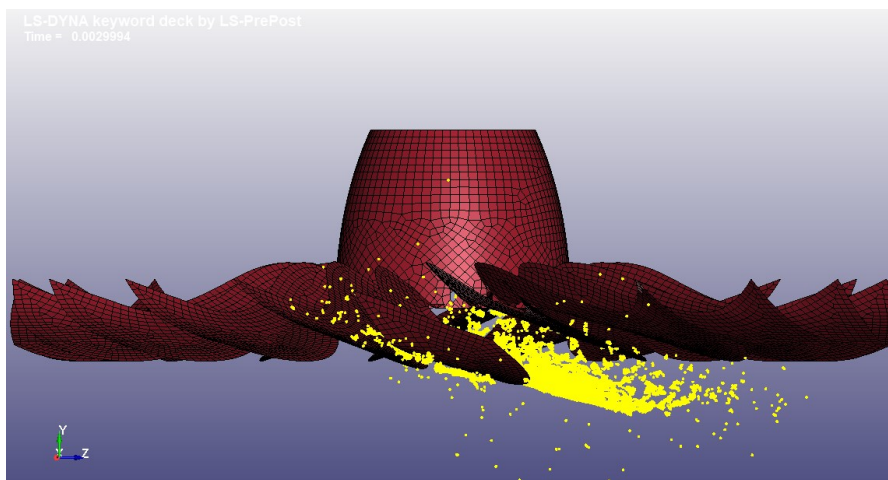


Figura 4.82: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 3ms.

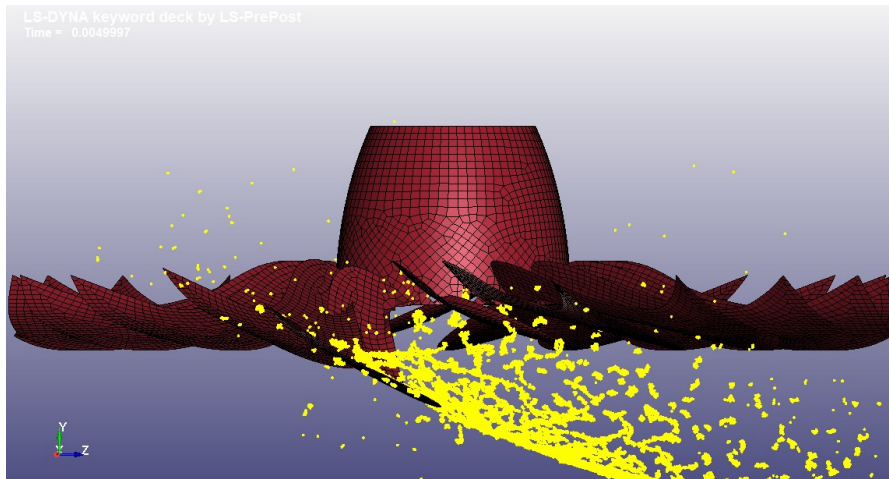


Figura 4.83: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 5 ms.

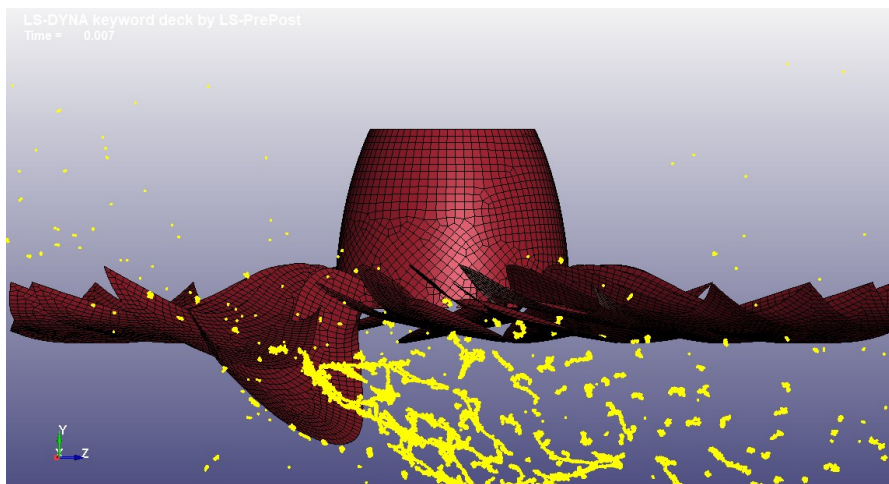


Figura 4.84: rappresentazione urto volatile-ventola, $v=222$ m/s, dopo 7 ms.

Il volatile colpisce fondamentalmente una sola paletta della ventola: questa rompe il volatile in detriti e, contemporaneamente, si deforma plasticamente venendo spinta violentemente all'indietro e verso la paletta adiacente, facendole collidere. Nella collisione sicuramente le palette si spezzano e vengono risucchiate dal motore; perciò, l'impatto crea danni seri alla ventola e quindi al motore.

4.5 Impatto multiplo contro il bordo di attacco di un'ala

Si considerino le simulazioni di impatto multiplo contro il bordo di attacco di un'ala.

4.5.1 Impostazione delle simulazioni

Il primo passo consiste nella creazione della geometria e della *mesh* per il bordo di attacco e, come più volte detto, è un passaggio piuttosto delicato. Infatti, come precedentemente accennato, un *LE* può avere varie forme e dimensioni e può essere discretizzato in vari modi; perciò, bisogna fare delle assunzioni per procedere. Si decide di adottare le seguenti ipotesi costruttive:

- *LE* porzione di superficie cilindrica (90° di apertura angolare) caratterizzata da raggio pari a 0.15 m e lunghezza pari 0.4 m;
- spessore della superficie del bordo di attacco pari a 0.005 m;
- discretizzazione del bordo di attacco in circa 25000 elementi bidimensionali di forma rettangolare.

Le giustificazioni che si possono attribuire alle assunzioni sopra citate sono esattamente le stesse viste in sezione 4.3, dove è riportato anche il modo di procedere per la loro implementazione.

Creata la discretizzazione della struttura *target*, il passo successivo consiste nella creazione dei volatili, con tecnica *SPH*, e pure tale passaggio abbiamo visto essere piuttosto delicato, perché il numero dei volatili può essere vario, si possono avere forme e dimensioni diverse e la struttura può essere colpita in varie zone. Vi è la necessità di assunzioni preliminari per il volatile per procedere e si decide di utilizzare le seguenti ipotesi:

- due volatili equidistanti tra loro e dai bordi e distanti qualche centimetro dal *LE*;
- forma sferica di raggio R pari a 0.08 m per ciascun volatile;
- densità pari a 950 kg/m^3 per ciascun volatile;
- discretizzazione in 30 particelle in ogni direzione per ciascun volatile.

Le scelte si giustificano con quanto spiegato in sezione 4.3, dove è riportato anche un modo di procedere per la loro implementazione. Il modello che si ottiene è riportato in figura 4.85.

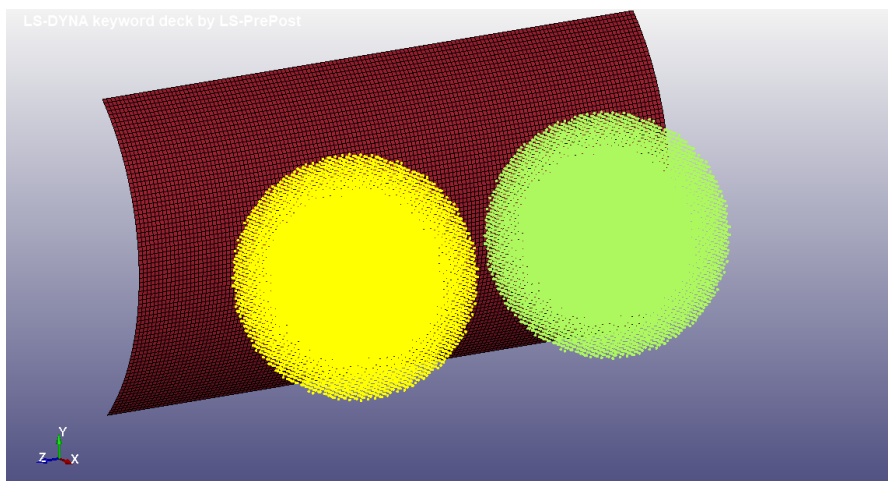


Figura 4.85: modello geometrico dei volatili con il bordo di attacco.

Costruiti i modelli FEM, il passo successivo consiste nella creazione e nell'associazione ai corpi delle proprietà viste.

Per quanto riguarda la scelta del tipo di elementi discretizzanti, si decide di assumere:

- elementi bidimensionali di tipo “*shell*” per il bordo di attacco, caratterizzati da uno spessore di 0.005 m;
- elementi particellari per i due volatili.

Per quanto riguarda i materiali, le leggi costitutive e le equazioni di stato, si decide di assumere:

- l'acqua come materiale per i volatili, con una densità di 950 kg/m^3 , l'equazione (3.14) come legge costitutiva e la formulazione Mie-Grunesein come equazione di stato (con $C=1647$, $S_1=2.48$ e tutti gli altri parametri nulli);
- l'alluminio 2024-T4 come materiale per il *LE*, le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 4.1, comportamento elastoplastico del materiale.

Per le motivazioni delle scelte e per il modo di procedere bisogna seguire quanto detto in sezione 4.2.

Implementate le proprietà, lo *step* seguente consiste nello scegliere e definire il tipo di contatto, i vincoli per la struttura *target* e la velocità d'impatto.

Per quanto concerne il contatto, per avere risultati più accurati, si decide di utilizzare l'algoritmo particella-superficie (*particles-to-surface*), con l'aggiunta dell'attrito; per quanto riguarda i vincoli, si decide di assumere incastrati tutti e quattro i lati del bordo di

attacco; infine, per quanto riguarda la scelta della velocità d'impatto, si decide ancora una volta di eseguire due simulazioni, alle seguenti velocità:

9. bassa velocità: $v=60$ m/s;

10. alta velocità: $v=222$ m/s.

A implementazione riuscita, l'ultimo passaggio consiste nell'impostazione dei parametri di simulazione e di output.

Per quanto riguarda l'implementazione di una viscosità numerica, si decide di utilizzare nuovamente i valori riportati in tabella 4.2.

Per quanto concerne la scelta di quanto tempo simulare il fenomeno, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un tempo di simulazione di 0.01 s quando la velocità d'impatto è pari a 60 m/s;
- un tempo di simulazione di 0.005 s quando la velocità d'impatto è pari a 222 m/s.

Per quanto riguarda la scelta dell'intervallo temporale di calcolo degli *output*, come compromesso tra sforzo computazionale e accuratezza dei risultati, si decide di impostare:

- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.0001 s quando la velocità d'impatto risulta 60 m/s;
- un intervallo temporale di calcolo degli *output* pari a 0.00005 s quando la velocità d'impatto risulta 222 m/s.

Per le motivazioni delle scelte e per il modo di procedere bisogna seguire quanto detto in sezione 4.2, con l'accortezza di considerare entrambi i volatili.

4.5.2 Risultati dell'impatto multiplo contro il bordo di attacco nel caso di bassa velocità di collisione

Per avere una visione d'insieme, la strategia migliore è riportare cosa succede da un punto di vista degli spostamenti per il bordo di attacco, lungo la direzione dell'impatto, agli istanti temporali $t=0.5$ ms (figura 4.86), $t= 1$ ms (figura 4.87), $t=1.5$ ms (figura 4.88) e $t= 5$ ms (figura 4.89).

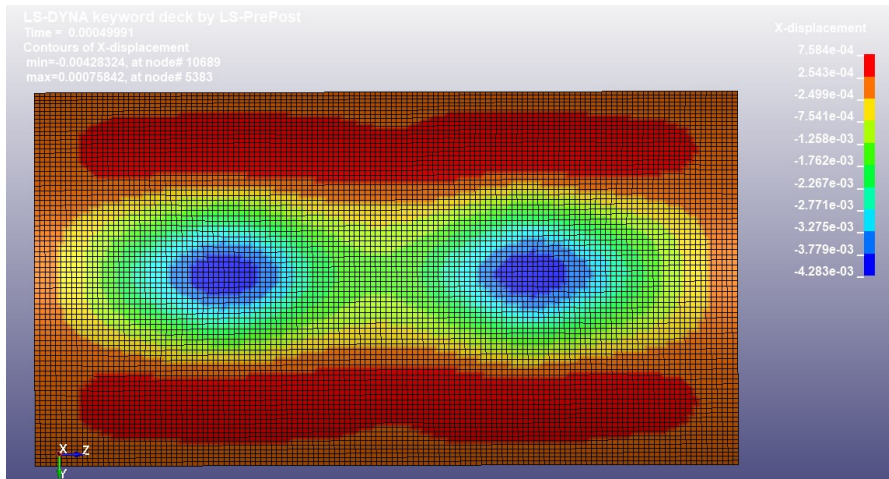


Figura 4.86: spostamenti nel caso dell'urto volatili-LE, $v=60$ m/s, dopo 0.5 ms.

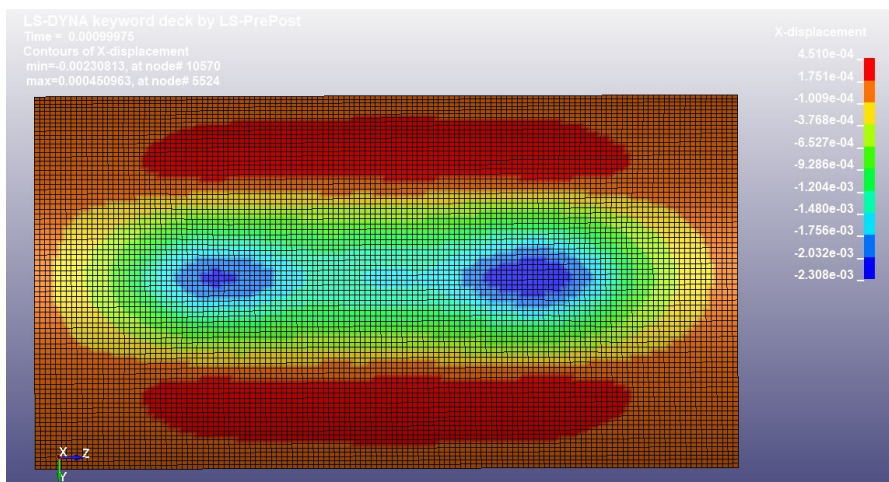


Figura 4.87: spostamenti nel caso dell'urto volatili-LE, $v=60$ m/s, dopo 1 ms.

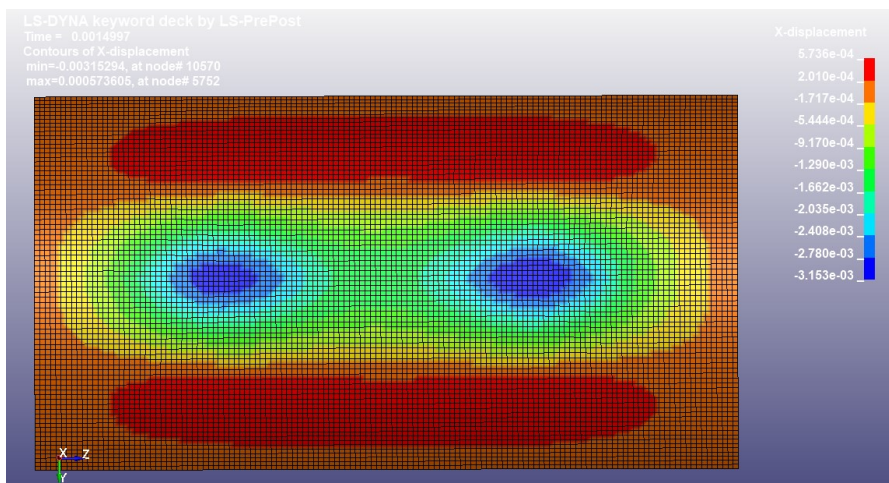


Figura 4.88: spostamenti nel caso dell'urto volatili-LE, $v=60$ m/s, dopo 1.5 ms.

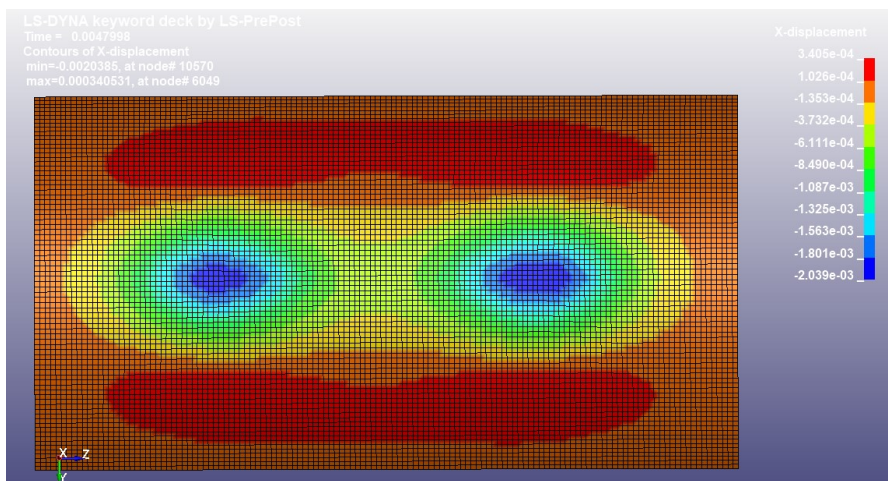


Figura 4.89: spostamenti nel caso dell'urto volatili-LE, $v=60$ m/s, dopo 5 ms.

Innanzitutto, il bordo di attacco non si rompe. Quando i volatili impattano contro il *target*, la struttura inizia a deformarsi (si creano due rientranze nei corrispondenti punti di impatto, tanto maggiori quanto più si è vicini al primo punto di collisione) e raggiunge una configurazione di massima deformazione; successivamente, gli spostamenti diminuiscono e in un primo momento la struttura oscilla, poi si arriva alla formazione di una deformazione plastica.

Da un punto di vista quantitativo, conviene focalizzare l'attenzione sull'andamento nel tempo dello spostamento, nella direzione dell'impatto, per uno dei due punti di collisione iniziali, soggetti allo spostamento massimo.

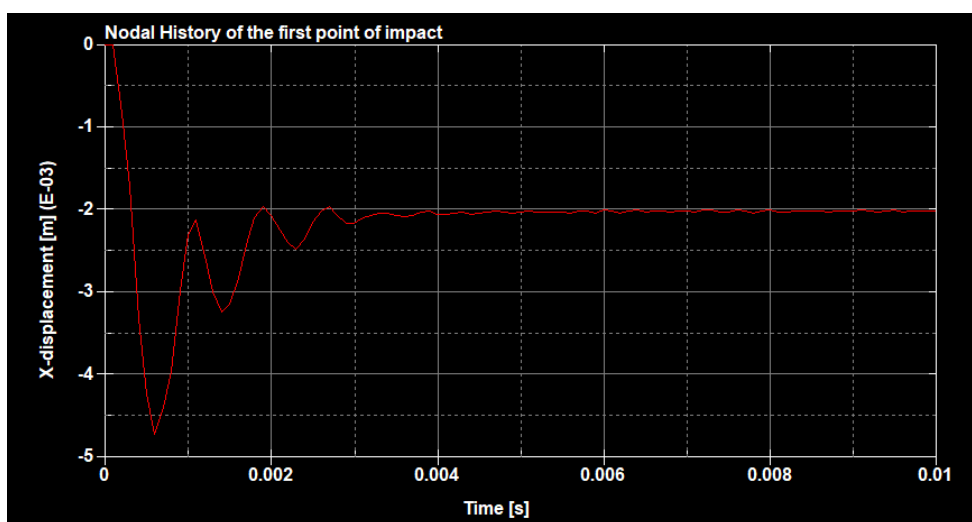


Figura 4.90: spostamento per i punti di impatto iniziali del LE, nel caso di urto a 60 m/s.

Lo spostamento massimo, situato nei punti iniziali d'impatto, risulta pari a circa 4.6 mm (contro i 3.7 mm nel caso di impatto singolo alla stessa velocità). La deformazione plastica risultante in tali punti si attesta intorno ai 2 mm (contro i 1.4 mm nel caso di impatto singolo alla stessa velocità).

4.5.3 Risultati dell'impatto multiplo contro il bordo di attacco nel caso di elevata velocità di collisione

Alcune sequenze temporali della simulazione sono riportate nelle figure da 4.91 a 4.95.

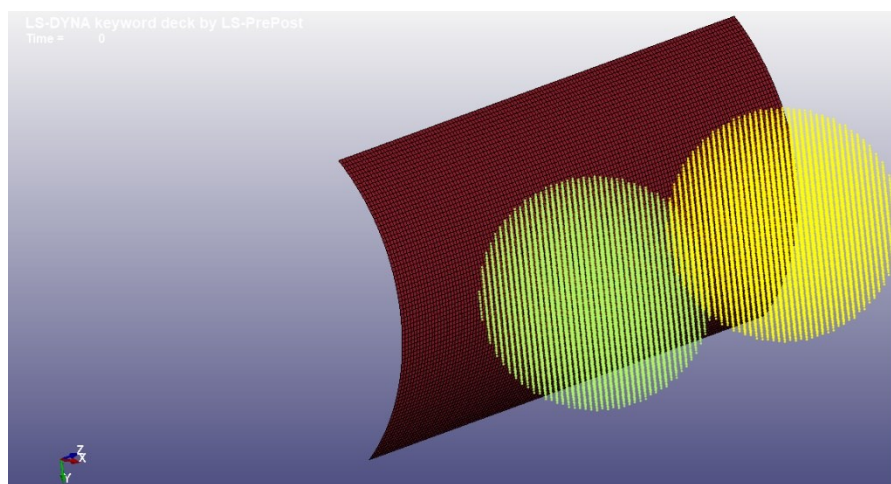


Figura 4.91: rappresentazione urto volatili-LE, $v=222$ m/s, istante iniziale.

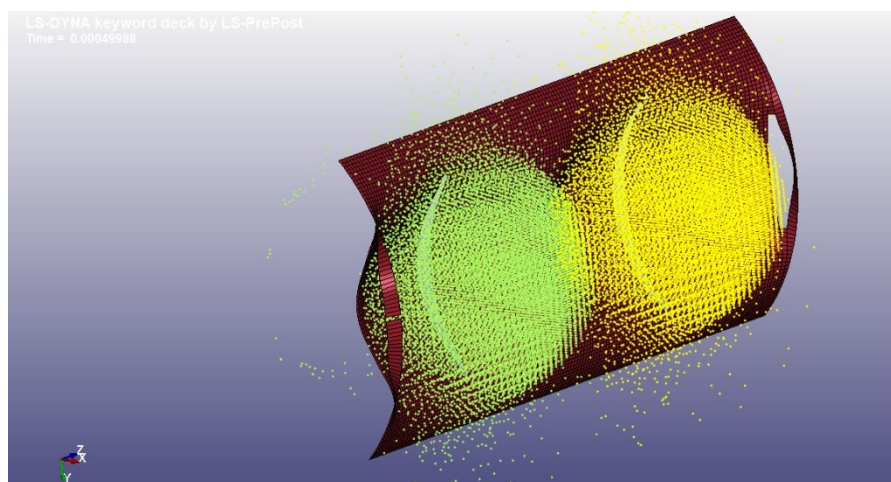


Figura 4.92: rappresentazione urto volatili-LE, $v=222$ m/s, dopo 0.5 ms.

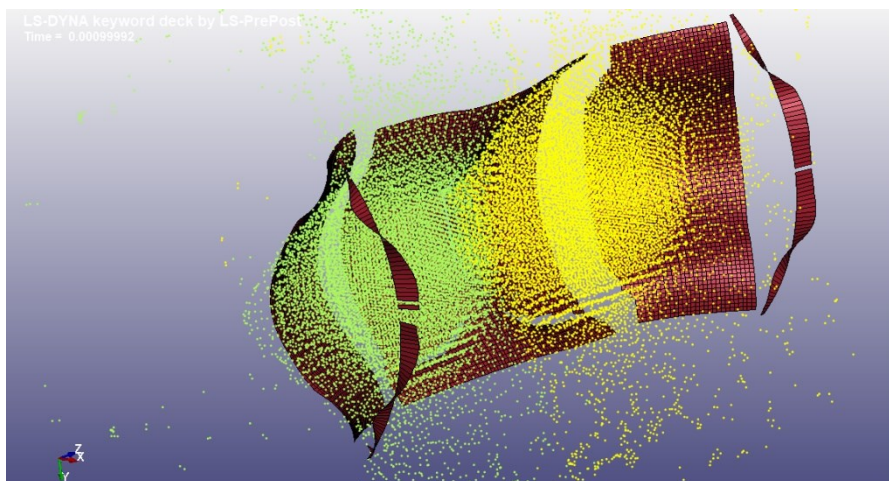


Figura 4.93: rappresentazione urto volatili-LE, $v=222$ m/s, dopo 1 ms.

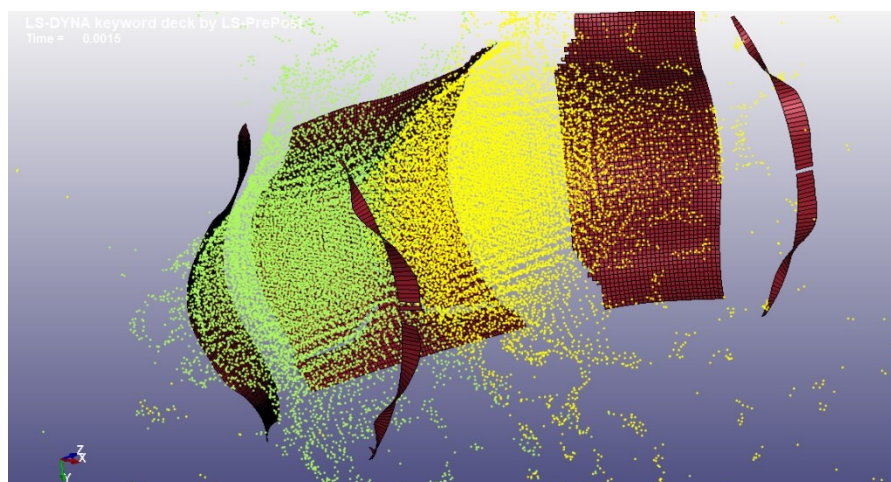


Figura 4.94: rappresentazione urto volatili-LE, $v=222$ m/s, dopo 1.5 ms.

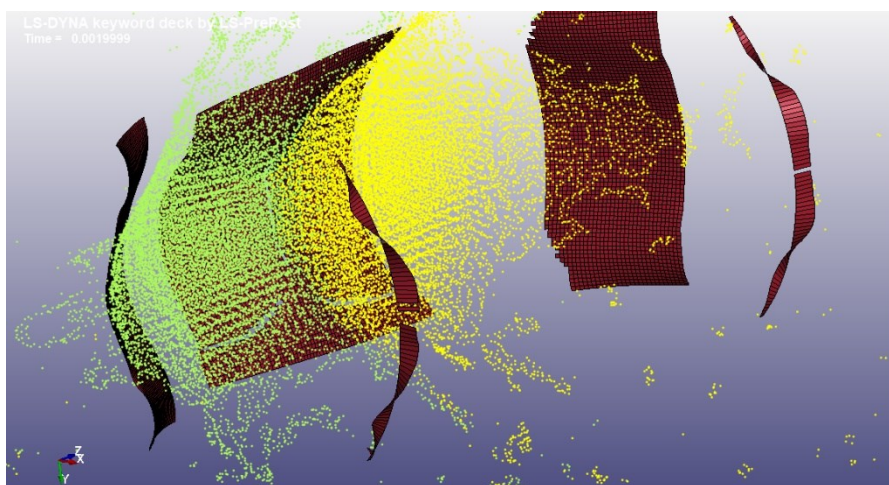


Figura 4.95: rappresentazione urto volatili-LE, $v=222$ m/s, dopo 2 ms.

Come ci si aspettava (visto che nel caso di impatto singolo contro il bordo di attacco a 222 m/s si è trovato che il *leading edge* si rompe), il *target* non riesce a resistere all'urto.

Quando i volatili impattano contro il bordo di attacco, la struttura inizia a deformarsi (si creano due rientranze nei corrispondenti punti di collisione) e tale deformazione continua a crescere fintantoché la struttura *target*, non riuscendo più a sopportarla, si rompe.

4.6 Confronto con risultati sperimentali

Per poter asserire che le simulazioni rappresentano in maniera fedele la realtà bisogna validarle, comparandole con risultati sperimentali derivanti da casi il più simili possibile al problema in esame. Visto che nel corso degli anni, soprattutto prima dell'utilizzo dei vari programmi agli elementi finiti, sono stati eseguiti tantissimi esperimenti per cercare di studiare l'impatto tra volatili e velivoli, la soluzione migliore è cercare in letteratura casistiche simili al problema simulato e confrontare i risultati.

Si prenda in esame la simulazione dell'impatto singolo di un volatile contro il pannello non rinforzato, presentata in sezione 4.2. In letteratura si trovano diversi lavori in cui sono riportati i risultati sperimentali per vari impatti di questo tipo, al variare del peso del volatile, della velocità d'impatto, del materiale e dello spessore del pannello.

Nel 2014 Jun Liu, Yulong Li, Xiaosheng Gao [11], per una ricerca sulla simulazione di alcuni eventi di *bird strike*, hanno eseguito vari *test* d'impatto su pannelli, alcuni dei quali caratterizzati da parametri molto simili a quelli usati in sezione 4.2; questi possono essere usati per la validazione delle simulazioni eseguite e i loro risultati sono riportati di seguito. Liu, Li e Gao hanno effettuato 8 *test* di impatto, tutti con un volatile del peso 1.82 kg contro un pannello quadrato di lato 0.5 m, di spessore variabile in base al materiale (AlCu4Mg1 o C45E4) e a varie velocità di impatto (70m/s, 120m/s e 170 m/s); i parametri degli otto esperimenti sono riassunti in figura 4.96

| Test number | Bird | | Specimen | |
|-------------|----------|----------------------------|----------|---------------|
| | Mass/ kg | Velocity/ ms ⁻¹ | Material | Thickness/ mm |
| No.1 | 1.8 | 70 | AlCu4Mg1 | 10 |
| No.2 | 1.8 | 70 | C45E4 | 4.5 |
| No.3 | 1.8 | 120 | AlCu4Mg1 | 10 |
| No.4 | 1.8 | 120 | C45E4 | 4.5 |
| No.5 | 1.8 | 120 | AlCu4Mg1 | 14 |
| No.6 | 1.8 | 120 | C45E4 | 8 |
| No.7 | 1.8 | 170 | AlCu4Mg1 | 14 |
| No.8 | 1.8 | 170 | C45E4 | 8 |

Figura 4.96: esperimenti condotti da Liu, Li e Gao. [11]

L'esperimento numero uno risulta caratterizzato da parametri molto simili a quelli usati per la simulazione dell'impatto singolo contro il pannello privo di rinforzi nel caso di bassa velocità di collisione (massa del volatile pari a 2 kg, velocità di 60 m/s, spessore di 1 cm, alluminio 2024-T4 per il pannello), pertanto i suoi risultati possono essere usati per la validazione del modello.

I risultati del primo *test*, in termini di spostamento lungo la direzione dell'impatto, per un punto posizionato 5 cm a sinistra del punto centrale del pannello, sono riportati in figura 4.97.

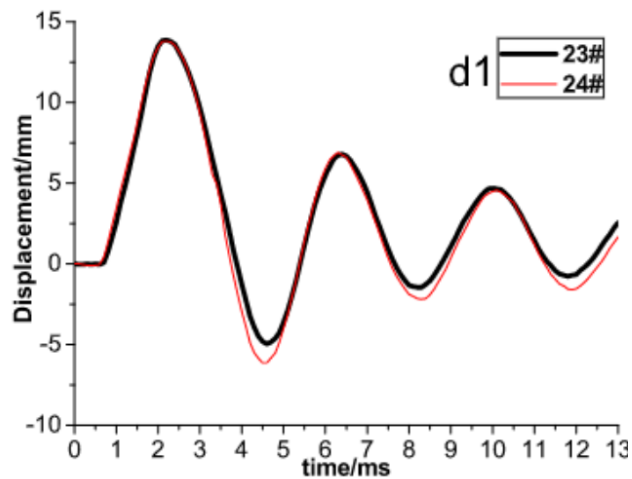


Figura 4.97: risultati in termini di spostamento del primo esperimento. [11]

Lo spostamento massimo subito dal punto risulta pari a circa 1.4 cm.

Si consideri ora la simulazione dell'impatto singolo contro il pannello nel caso di bassa velocità di collisione, analizzata in sezione 4.2.1; i risultati in termini di spostamento (lungo la direzione dell'impatto) per il medesimo punto (5 cm a sinistra del punto centrale C) sono riportati in figura 4.98.

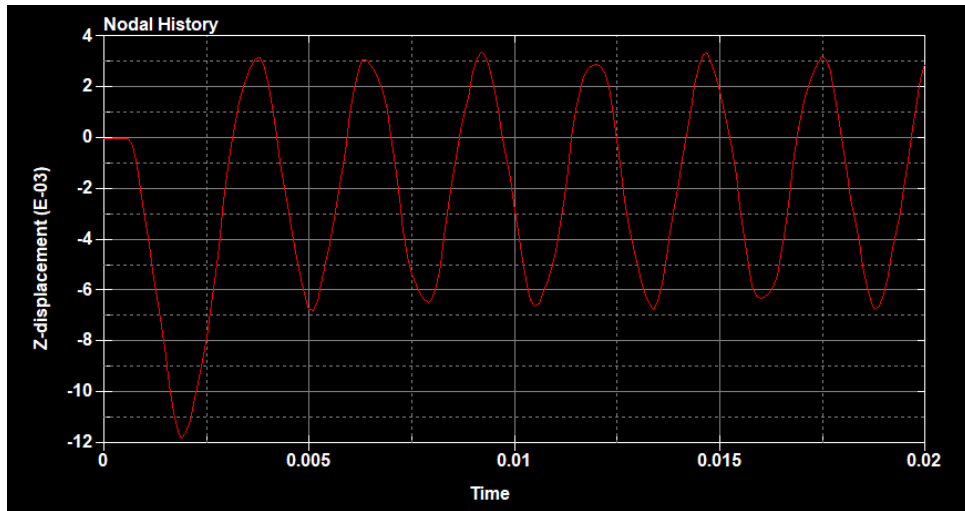


Figura 4.98: andamento dello spostamento (m) nel punto 5 cm a sinistra del punto centrale nel caso di impatto singolo contro il pannello a bassa velocità di collisione.

Lo spostamento massimo subito dal punto risulta pari a circa 1.2 cm.

Confrontando i valori di spostamento massimo sopra riportati si può notare che sono molto simili tra loro.

Conclusioni

L'elaborato si è proposto di analizzare i modelli e i metodi per la simulazione del *bird strike*, importanti in ambito ingegneristico in quanto rappresentano sempre più un affiancamento ai test sperimentali imposti dalle normative per la verifica dei requisiti di sicurezza degli aeromobili, così da ridurre i costi e ottenere contemporaneamente maggiori informazioni.

Dalla ricerca condotta nei primi tre capitoli è emerso che, mentre fino a qualche decennio fa non vi erano alternative all'utilizzo di modelli semplificati come quello di Wilbeck per simulare il fenomeno, oggi, grazie agli sviluppi tecnologici degli ultimi anni, si possono risolvere (numericamente) le equazioni non lineari governanti il problema completo e vi sono diversi *software* che permettono di farlo, previa scelta di uno degli approcci di modellazione del volatile, della geometria, del modello materiale dello stesso e del tipo di contatto. Il più utilizzato tra tutti i vari programmi è LS-DYNA (grazie alla maggior accuratezza dei risultati, alla miglior stabilità e al minor tempo computazionale rispetto alla concorrenza), mentre la tecnica più utilizzata per discretizzare il volatile è quella *SPH*. Dalle simulazioni eseguite è emerso che l'affidabilità dei risultati dipende enormemente da come viene modellato il problema, in particolare da come vengono modellati la struttura *target* e il proiettile. Maggiori dettagli comportano risultati più vicini alla realtà ma tempi e sforzi computazionali elevati, che non tutti i computer riescono a sopportare e anche il minimo dettaglio può far variare in modo significativo i risultati.

In questo senso, la realizzazione di modelli dettagliati è probabilmente la più grande difficoltà che si può incontrare quando si vuole simulare un evento di *bird strike*.

L'obiettivo per il futuro è quello di sostituire del tutto gli esperimenti (costosi) con le simulazioni (non costose) e per farlo bisogna:

- lavorare allo sviluppo di geometrie e materiali che rappresentino più fedelmente i volatili (come mostrato in figura 5.1);
- lavorare allo sviluppo di geometrie che rappresentino le componenti del velivolo esattamente come sono in realtà, senza approssimazioni o assunzioni semplificative.

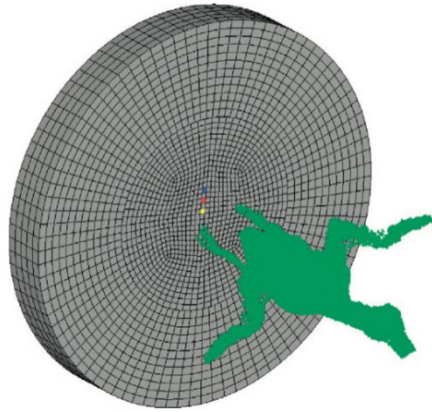


Figura 5.1: esempio di modellazione geometrica dettagliata per un volatile. [8]

Aumentando la capacità dei modelli di rappresentare fedelmente quanto avviene negli impatti sarà probabilmente possibile sostituire le campagne sperimentali con le simulazioni.

Bibliografia e Sitografia

- [1] Enac-Birdstrike Committee Italy. *Wildlife Strike Relazione Annuale 2020*. Roma, luglio 2021.
- [2] Biasini N. *Bird strike: studio e simulazione del fenomeno*. Tesi di laurea magistrale, Università degli studi di Padova, 2013.
- [3] Bird strike - Wikipedia. https://en.wikipedia.org/wiki/Bird_strike.
- [4] Lakshmi Nizampatnam S. *Models and methods for bird strike load predictions*. PhD thesis, Wichita State University, 1999.
- [5] Guida M. *Study, Design and Testing of Structural Configurations for the Bird-Strike Compliance of Aeronautical Components*. PhD thesis, University of Naples "Federico II", 2008.
- [6] Mithun N., Mahesh G.S. *Finite Element Modelling For Bird Strike Analysis and Review Of Existing Numerical Methods*. International journal of Engineering Research & Technology (IJERT), Vol.1 Issue 8, October 2012.
- [7] De Vanna F. *Appunti del corso di Laboratorio di Fluidodinamica Computazionale*. Terza edizione, 2022.
- [8] Hedayati R., Sadighi M. *Bird Strike: an Experimental, Theoretical and Numerical Investigation*. Woodhead publishing, 2015, pg. 113-233.
- [9] Juracka J., Symonov V. *Bird Strike Simulations in MSC.Software: Correlation Between the Experiments and Simulations*. International Council of the Aeronautical Sciences, Shanghai, 2021.
- [10] Varmint AI's engineering page. <http://www.VarmintAI.com/aengr.htm>, sito per il reperimento delle caratteristiche meccaniche dei materiali da inserire nei modelli in LS-DYNA.
- [11] Liu J., Li Y., Gao X. *Bird strike on a flat plate: Experiments and numerical simulations*. International Journal of Impact Engineering, Volume 70, August 2014.
- [12] *LS-DYNA Keyword User's Manual R13.0 Volume I, II, III*. Livermore software technology (LST), an Ansys company, 2021.
- [13] *LS-DYNA Theory Manual*. Livermore software technology (LST), an Ansys company, 2006.