

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in
Ingegneria Aeronautica



*Sviluppo di un Modello Numerico di
Manichino Antropomorfo per Approcci
Numerici Ibridi all'Analisi di Fenomeni
di Impatto*

Relatore: Prof. Alessandro Airoidi

Correlatore: Prof. Paolo Astori

Tesi di Laurea di:

Marco Pessina

Matr. 682684

Anno Accademico 2008 - 2009

Ad Alessandra,

“Quelli che s’innamorano di pratica senza scienza, son come il nocchiere ch’entra in un naviglio senza timone o bussola, che mai ha certezza dove si vada.

Sempre la pratica deve essere edificata su buona teorica.”

Leonardo Da Vinci

Ringraziamenti

In primo luogo un ringraziamento particolare lo devo al prof. Alessandro Airoidi e al prof. Paolo Astori per la grande disponibilità e cordialità con cui mi hanno seguito nella realizzazione di questo lavoro di tesi, e a Benedetta per i consigli ed il supporto accordatomi.

Ringrazio poi tutti coloro che hanno sempre creduto in me dandomi forza e affetto: mamma e papà con mia sorella Michy, i nonni Iole e Pietro e tutta quanta la famiglia.

Ringrazio gli amici di lunga data e di infinite peripezie: Berga per la sua testa e Dani per la pazienza, Lore l'uomo dai mille volti e Silvia per avergli fatto mangiare anche le verdure, e Paolino per i suoi capelli ormai ex.

Grazie agli amici "per la moto" Lupo e Marco per la compagnia, le emozioni e le pieghe vissute insieme (senza dimenticare delle ombrelline Elisa e Nicole) ed al team RRT per la passione e l'audacia.

Ringrazio tutti gli amici che hanno reso questi anni di università unici e irripetibili, in particolare Damo, Stefy, Pitti e la Elo, Ramaz, Ele, Vale e Marco.

Dita a V per la Ninja, piccolo sogno e grande passione, un grazie al PC, instancabile lavoratore diurno e notturno, all'Alfa 33 e alla Honda Civic, fide compagne di viaggio. Grazie alla mia chitarra per aver sopportato l'incompetenza, per lo meno iniziale, del suo suonatore.

Ovviamente ringrazio tutti gli amici pulciosi e pennuti che sono stati al mio fianco o sulla mia spalla, a seconda delle dimensioni, Rasja, Raskal, Lea, Neko e Paco.

Non posso poi dimenticare i luoghi che hanno reso e rendono piacevoli, allegre, gioiose e spensierate le mie settimane: Circolone e Bicibar, la Panoramica Zegna e l'evergreen Mottarone.

Infine una dedica particolare alla mia piccola gocciolina che anche in mezzo al deserto può far nascere un bellissimo fiore, Alessandra grazie per la tua infinita dolcezza e per i tuoi sorrisi... sempre Marco.

Indice

Ringraziamenti.....	III
Indice	V
Indice delle figure	IX
Indice delle tabelle.....	XI
Sommario.....	XIII
Abstract.....	XIII
Introduzione	1
Capitolo 1 Aspetti introduttivi	3
1.1 Inquadramento del problema	3
1.2 Stato dell'arte per fenomeni di impatto elicotteristici.....	6
1.2.1 Codici numerici.....	6
1.2.2 Ruolo dei sottopavimenti nel crash di elicotteri.....	7
1.2.3 Ruolo dei sedili aeronautici nella riduzione del danno da impatto	8
1.2.4 Occupanti e manichini antropomorfi	9
1.3 Obiettivi e metodologia di lavoro	11
1.4 Cenni teorici.....	12
1.4.1 Modellazione Elementi Finiti, Multi-Corpo e Ibrida.....	12
1.4.2 Analisi esplicite.....	13
1.4.3 Modellazione contatti.....	15
1.4.4 Tecniche di riduzione dei tempi di calcolo.....	17
Capitolo 2 Dati prove sperimentali	19
2.1 Tipologie di prove	19
2.1.1 Prova su sedile rigido con cintura a 2 punti (Rig2pti).....	21
2.1.2 Prova su sedile rigido con cintura a 4 punti (Rig4pti).....	22
2.1.3 Prova su sedile aeronautico con cintura a 4 punti (Def4pti).....	23
2.2 Caratterizzazione cinture di sicurezza	26
2.2.1 Provino 1	26
2.2.2 Provino 2	26
2.3 Caratterizzazione assorbitori	27

Capitolo 3 Modelli preliminari di manichino antropomorfo e delle prove	29
3.1 Modello ibrido EF/MB di ATD sviluppato presso il DIA	29
3.1.1 Parti, elementi e proprietà	30
3.1.2 Materiali.....	32
3.1.3 Elementi di collegamento.....	33
3.1.4 Contatti	34
3.2 Modelli preliminari delle attrezzature	35
3.2.1 Modelli dei sedili	36
3.2.2 Modelli delle cinture.....	38
3.3 Modelli preliminari delle prove e risultati	39
3.3.1 Prova numerica Rig2pti	40
3.3.2 Prova numerica Rig4pti	43
3.3.3 Prova numerica Def4pti	46
Capitolo 4 Nuovi modelli, correlazione finale e prestazioni	51
4.1 Nuovo modello di ATD numerico.....	51
4.1.1 Conversione per versioni più recenti del codice solutore.....	51
4.1.2 Inerzie.....	52
4.1.3 Posizionamento.....	52
4.1.4 Glutei.....	52
4.1.5 Cella di carico	57
4.2 Nuovi modelli delle cinture e dei sedili.....	60
4.2.1 Cinture.....	60
4.2.2 Sedili	62
4.2.3 Assorbitori	63
4.3 Interazioni di contatto	65
4.3.1 Attriti	66
4.3.2 Smorzamenti	67
4.3.3 Leggi pressione-compenetrazione.....	67
4.4 Correlazione finale e prestazioni	69
4.4.1 Prova numerica Rig2pti	69
4.4.2 Prova numerica Rig4pti	72
4.4.3 Prova numerica Def4pti	74

Capitolo 5 Analisi di sensitività ai parametri di modellazione.....	77
5.1 Modifiche all'ATD numerico	77
5.1.1 Posizionamento.....	77
5.1.2 Introduzione del nuovo modello di glutei.....	79
5.1.3 Introduzione della nuova cella di carico.....	79
5.2 Modifiche all'attrezzatura	82
5.2.1 Introduzione delle nuove cinture di sicurezza	82
5.2.2 Introduzione nuova mesh dei seggiolini.....	84
5.2.3 Introduzione nuovi assorbitori	85
5.3 Interazioni di contatto	87
5.3.1 Sensitività sul coefficiente di attrito.....	87
5.3.2 Sensitività sullo smorzamento	89
5.3.3 Sensitività alle leggi pressione-compenetrazione	91
5.4 Tecnica di <i>Mass Scaling</i>	95
Capitolo 6 Introduzione del modello in analisi di crash	97
6.1 Modello completo di elicottero.....	97
6.1.1 Modello del suolo e della struttura del sottopavimento	98
6.2 Prove di crash numeriche e risultati.....	99
6.2.1 Prova <i>FrontSeat</i>	99
6.2.2 Prova <i>SideSeat</i>	101
Conclusioni e sviluppi futuri	103
Bibliografia.....	105

Indice delle figure

Figura 1.1 - Diagramma di Eiband per accelerazione verticale.	4
Figura 1.2 - Compenetrazione della superficie <i>master</i> nella superficie <i>slave</i> per un contatto <i>Master-Slave</i> puro.	16
Figura 1.3 - Correzione della compenetrazione iniziale per un contatto tra un corpo ed una superficie a doppia faccia.	16
Figura 2.1 - Prove sperimentali e attrezzatura di prova.	20
Figura 2.2 - Prova sperimentale <i>Rig2pti</i> : Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.	21
Figura 2.3 - Prova sperimentale <i>Rig4pti</i> : Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.	22
Figura 2.4 - Sedile Martin Baker.	23
Figura 2.5 - Prova sperimentale <i>Def4pti</i> : Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.	24
Figura 2.6 - Prova sperimentale <i>Def4pti</i> : Corsa assorbitore.	25
Figura 2.7 - Prova di trazione statica su cinghia e riavvolgitore.	27
Figura 2.8 - Schema di prova dell'assorbitore.	27
Figura 2.9 - Sistema di prova dell'assorbitore.	28
Figura 2.10 - Forza assorbitore al variare della velocità di schiacciamento.	28
Figura 3.1 - Modello ATD versione STEP.8 elementi rigidi.	31
Figura 3.2 - Modello ATD versione STEP.8 elementi deformabili.	32
Figura 3.3 - Esempi di connettori disponibili.	34
Figura 3.4 - Modello preliminare del seggiolino di prova.	36
Figura 3.5 - Modello preliminare del sedile aeronautico.	37
Figura 3.6 - Prova numerica preliminare <i>Rig2pti</i> , modalità e comportamento globale.	40
Figura 3.7 - Prova numerica preliminare <i>Rig2pti</i> , carico lombare.	41
Figura 3.8 - Prova numerica preliminare <i>Rig2pti</i> , forze di contatto tra seduta e glutei.	41
Figura 3.9 - Prova numerica preliminare <i>Rig2pti</i> , distribuzione di pressione sulla seduta.	42
Figura 3.10 - Prova numerica preliminare <i>Rig2pti</i> , forze di contatto tra pavimento e piedi.	42
Figura 3.11 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , modalità e comportamento globale.	43
Figura 3.12 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , carico lombare.	44
Figura 3.13 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , forze di contatto tra seduta e glutei.	44
Figura 3.14 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , distribuzione di pressione sulla seduta.	45
Figura 3.15 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , forze di contatto tra pavimento e piedi.	45
Figura 3.16 - Prova numerica preliminare <i>Def4pti</i> , modalità e comportamento globale.	46
Figura 3.17 - Prova numerica preliminare <i>Def4pti</i> , carico lombare.	47
Figura 3.18 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , corsa assorbitore.	47
Figura 3.19 - Prova numerica preliminare <i>Def4pti</i> , forze di contatto tra seduta e glutei.	48
Figura 3.20 - Prova numerica preliminare <i>Def4pti</i> , distribuzione di pressione sulla seduta.	49
Figura 3.21 - Prova numerica preliminare <i>Rig4pti</i> , forze di contatto tra pavimento e piedi.	49
Figura 4.1 - Curva deformazione-sforzo a compressione per materiali iperelastici.	53
Figura 4.2 - Curva deformazione-sforzo a trazione per materiali iperelastici.	54
Figura 4.3 - Curva deformazione-sforzo a compressione inserita nel nuovo modello numerico.	56
Figura 4.4 - Curve deformazione-sforzo a taglio e trasversale inserite nel modello.	56

Figura 4.5 - Sequenza temporale della deformazione degli elementi dei glutei nel nuovo modello .	57
Figura 4.6 - Cella di carico del modello ATD versione STEP8 e schema di collegamento.	58
Figura 4.7 - Nuova cella di carico e schema di collegamento.	59
Figura 4.8 - Confronto modellazione cinture.....	61
Figura 4.9 - Confronto modellazione seggiolini di prova	63
Figura 4.10 - Modello assorbitore preliminare, confronto con i dati sperimentali del legame corsa- forza.	64
Figura 4.11 - Modelli nuovi assorbitori, confronto con i dati sperimentali del legame corsa-forza...	65
Figura 4.12 - Curve pressione-compenetrazione preliminari e finali delle prove Rig2pti e Rig4pti. ..	68
Figura 4.13 - Curve pressione-compenetrazione preliminari e finali della prova Def4pti.	68
Figura 4.14 - Prova numerica finale Rig2pti, carico lombare.....	69
Figura 4.15 - Prova numerica finale Rig2pti, forze di contatto tra seduta e glutei.....	70
Figura 4.16 - numerica finale Rig2pti, distribuzione di pressione sulla seduta.	70
Figura 4.17 - Prova numerica finale Rig2pti, forze di contatto tra pavimento e piedi.	71
Figura 4.18 - Prova numerica finale Rig4pti, carico lombare.....	72
Figura 4.19 - Prova numerica finale Rig4pti, forze di contatto tra seduta e glutei.....	72
Figura 4.20 - numerica finale Rig4pti, distribuzione di pressione sulla seduta.	73
Figura 4.21 - Prova numerica finale Rig4pti, forze di contatto tra pavimento e piedi.	73
Figura 4.22 - Prova numerica finale Def4pti, carico lombare.	74
Figura 4.23 - Prova numerica finale Def4pti, corsa assorbitore.	74
Figura 4.24 - Prova numerica finale Def4pti, forze di contatto tra seduta e glutei.	75
Figura 4.25 - numerica finale Def4pti, distribuzione di pressione sulla seduta.....	75
Figura 4.26 - Prova numerica finale Def4pti, forze di contatto tra pavimento e piedi.....	76
Figura 5.1 – Analisi di sensitività sul posizionamento dei modelli.....	78
Figura 5.2 - Analisi di sensitività sull'introduzione della deformabilità dei glutei.	80
Figura 5.3 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova cella di carico.	81
Figura 5.4 - Analisi di sensitività sull'introduzione delle nuove cinture.	83
Figura 5.5 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova mesh dei seggiolini.....	84
Figura 5.6 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova mesh nei seggiolini, pressioni di contatto.....	85
Figura 5.7 - Analisi di sensitività sull'introduzione del nuovo assorbitore reale sul sedile aeronautico.	86
Figura 5.8 - Analisi di sensitività sul coefficiente d'attrito tra seduta e ATD.	88
Figura 5.9 - Analisi di sensitività sul coefficiente di smorzamento tra seduta e ATD.	90
Figura 5.10 - Variazione delle curve pressione-compenetrazione al variare di K_{press} e K_{over}	91
Figura 5.11- Analisi di sensitività alle leggi pressione-compenetrazione della seduta, parametri K_{press} e K_{over}	92
Figura 5.12- Analisi di sensitività alle leggi pressione-compenetrazione del pavimento.	94
Figura 6.1 - Analisi di crash, modello della struttura dell'elicottero.....	98
Figura 6.2 - Analisi di crash, prova FrontSeat.	99
Figura 6.3 - Analisi di crash FronSeat, carico lombare e corsa assorbitore.	100
Figura 6.4 - Analisi di crash, prova SideSeat.	101
Figura 6.5 - Analisi di crash SideSeat, carico lombare e corsa assorbitore.	101

Indice delle tabelle

Tabella 4.1 - Confronto caratteristiche del materiale di modellazione delle cinture di sicurezza.	62
Tabella 4.2 - Coefficienti d'attrito μ nei modelli preliminari e finali.	66
Tabella 4.3 - Coefficienti di smorzamento ξ nei modelli preliminari e finali.....	67
Tabella 4.4 – Costo computazionale modello finale <i>Rig2pti</i>	71
Tabella 4.5 – Costo computazionale modello finale <i>Rig4pti</i>	73
Tabella 4.6 – Costo computazionale modello finale <i>Def4pti</i>	76
Tabella 5.1 - Analisi di sensitività prestazioni sull'introduzione delle nuove cinture.....	82
Tabella 5.2 - Analisi di sensitività prestazioni sull'introduzione del <i>mass scaling</i>	95

Sommario

La dissertazione tratta la modellazione numerica ibrida, Elementi Finiti e Multi-Corpo, di fenomeni di impatto elicotteristici. La tecnica numerica utilizzata ha come scopo l'esecuzione di analisi su strutture complete di elicottero, modellate in modo semplificato con ridotto costo computazionale. Per tale scopo è necessario sviluppare un modello di manichino antropomorfo numerico adatto allo svolgimento di analisi preliminari e studi di ottimizzazione, che sia quindi in grado di fornire risultati di dettaglio senza comportare un costo computazionale eccessivo. L'attività, supportata da una serie di prove sperimentali che ne validano il risultato finale, si conclude con un'applicazione pratica su un modello di elicottero.

Parole chiave: Impatti elicotteristici; Modellazione numerica ibrida; Manichino antropomorfo numerico.

Abstract

The dissertation deals with hybrid numerical modeling, Finite Element and Multi-Body, of helicopter impact phenomena. The numerical technique used aims to perform analyses on complete helicopter structures with low computational cost. For this purpose it is necessary to develop a numerical anthropomorphic test device suitable for performing preliminary analyses and optimization studies, which is then able to outfit detailed results without an excessive computational effort. The activity, supported by series of experimental tests that validate the final result, ends with a practical application on a helicopter model.

Keywords: Helicopter impacts; Hybrid numerical modeling; Numerical anthropomorphic test device.

Introduzione

Il presente lavoro si colloca nell'ambito della sicurezza passiva di elicotteri ed in particolare sulla possibilità di applicare approcci numerici ibridi allo studio dei fenomeni d'impatto in capo elicotteristico.

I crescenti requisiti di sicurezza hanno portato a dover tenere conto degli stessi fin dalle prime fasi del progetto; in quest'ottica diviene quindi di fondamentale importanza la modellazione numerica e la possibilità di svolgere analisi dinamiche sufficientemente dettagliate dell'intero sistema con costi computazionali limitati. Di particolare interesse è la possibilità di applicare tecniche di modellazione ibride all'analisi di fenomeni d'impatto aeronautici e l'utilizzo dei modelli in processi di ottimizzazione o in studi preliminari di configurazione.

In ogni caso gli indici principi della sopravvibilità di un impatto sono le sollecitazioni trasmesse agli occupanti che per normativa sono rappresentati da manichini antropomorfi *Hybrid III*. La dissertazione seguente focalizza quindi l'attenzione sull'ottenimento di un modello numerico di manichino antropomorfo adatto allo svolgimento di analisi di impatto in campo elicotteristico.

Partendo da un modello preliminare ibrido, ed avendo a disposizione una serie di dati sperimentali, vengono realizzati una serie di modelli numerici delle prove. Il manichino antropomorfo numerico risultante, grazie al tipo di modellazione misto Elementi Finiti e Multi-Corpo, consente di effettuare studi di progettazione preliminare ed ottimizzazioni. L'obiettivo fondamentale della tesi è quindi sviluppare uno strumento dal costo computazionale contenuto e allo stesso tempo in grado di fornire risultati dettagliati. Il modello finale è stato validato in tre differenti condizioni che riproducono le prove sperimentali ed una sua prima applicazione è stata eseguita su un caso realistico di impatto d'elicottero.

La trattazione si compone di 6 capitoli nei quali si esporranno gli aspetti introduttivi, le prove sperimentali, i modelli preliminari, i modelli finali e le modifiche introdotte, gli studi di sensitività ed una prima introduzione del modello in analisi di crash.

Nel Capitolo 1 verranno trattati tutti gli aspetti introduttivi. Partendo da un inquadramento del problema si passerà poi alla discussione dello stato dell'arte per i fenomeni d'impatto elicotteristici focalizzando l'attenzione sui codici numerici disponibili, sulle strutture adibite alla dissipazione dell'energia e sui modelli numerici esistenti di manichini antropomorfi. Saranno poi spiegati gli obiettivi e lo schema di lavoro concludendo infine il capitolo con dei brevi cenni teorici.

Nel Capitolo 2 saranno trattate le prove sperimentali. In particolare si esporranno i dati disponibili delle prove, la caratterizzazione delle cinture e degli assorbitori del sedile aeronautico.

Nel Capitolo 3 si presenteranno i modelli preliminari di manichino antropomorfo e delle prove. Il modello numerico di manichino verrà descritto dettagliatamente nelle sue parti, elementi e proprietà, nei materiali impiegati, nei collegamenti e nei contatti tra le parti. Poi verranno presentati i modelli delle attrezzature, quali i sedili di prova ed i sistemi di ritenuta, ed infine i modelli completi delle prove ed i risultati preliminari focalizzando l'attenzione sugli aspetti critici.

Nel Capitolo 4 si descriveranno i nuovi modelli, la correlazione finale e le prestazioni. In una prima parte verranno esposte le modifiche apportate al manichino antropomorfo, poi si descriveranno i nuovi modelli delle cinture e dei sedili ed infine le caratteristiche finali dei contatti. Il capitolo terminerà infine con la presentazione dei risultati e delle prestazioni finali.

Nel **Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.** si tratterà la sensibilità dei risultati. Prendendo in considerazione singolarmente le modifiche che hanno portato al modello finale si analizzerà l'influenza delle stesse sui risultati. Richiamando la suddivisione fatta anche al capitolo precedente si presenteranno gli studi sulle modifiche al manichino numerico, sull'attrezzatura ed infine sulle interazioni di contatto.

Da ultimo il Capitolo 6 proporrà un'applicazione del modello in analisi di crash. Si mostreranno una serie di analisi su un modello reale di elicottero concludendo così con una dimostrazione delle possibili applicazioni e si esporranno le conclusioni ed i possibili sviluppi futuri.

Capitolo 1

Aspetti introduttivi

Il presente capitolo ha come scopo la presentazione di tutti gli aspetti introduttivi. Viene dapprima inquadrato il problema attraverso un percorso storico che porta fino alla definizione del problema attorno al quale si sviluppa il lavoro di tesi. Successivamente si discute lo stato dell'arte per quanto riguarda i fenomeni di impatto elicotteristico. Di seguito si espongono gli obiettivi e la metodologia di lavoro della presente attività. Infine si enunciano le basi teoriche sottolineando gli aspetti utili per il seguito della trattazione.

1.1 Inquadramento del problema

Storicamente, le strutture aeronautiche si sono sviluppate per rispondere a severi requisiti in relazione ai carichi, alle dimensioni e alle prestazioni. A partire dagli anni '50, oltre alla rigidità e alla resistenza, hanno acquistato grande importanza anche la risposta a fatica e la tolleranza al danno di strutture e materiali.

Più recentemente nuovi requisiti sono emersi a seguito della nascita e dell'evoluzione dei concetti di sicurezza finalizzati alla prevenzione degli incidenti e solo a partire dagli anni '70, data l'impossibilità di azzerare del tutto la probabilità di guasto o di errore umano, si è iniziato a progettare strutture in grado di garantire la sopravvivenza degli occupanti in caso di impatto. Questo ha portato alla distinzione tra sicurezza attiva e passiva. Nella prima rientrano tutti quei dispositivi atti a prevenire la possibilità che un incidente si verifichi, mentre la seconda adotta accorgimenti per preservare l'incolumità degli occupanti. La sicurezza passiva delle strutture e la tolleranza agli impatti di diversa natura cui può essere soggetto un velivolo nella sua vita operativa prevede, fra gli altri, il soddisfacimento di due fondamentali necessità: la limitazione delle sollecitazioni e delle accelerazioni trasmesse agli occupanti e l'integrità strutturale di una cella di sopravvivenza.

Il primo vero programma di indagine sulle prove d'impatto e sul comportamento del corpo umano in tali situazioni ebbe inizio negli anni '50 quando la necessità di determinare la sopravvibilità o meno ad un impatto portò Martin Eiband a stilare nel 1959 un rapporto [1] nel quale, attraverso dei grafici (diagrammi di Eiband), vennero mostrati i limiti sopportabili dal corpo umano evidenziando come la criticità di una decelerazione è data non solo dall'intensità ma anche dalla durata della stessa. Nei diagrammi, come mostrato in Figura 1.1 per il caso di maggiore interesse aeronautico, vengono identificate tre zone: l'area di esposizione volontaria, all'interno della quale le accelerazioni non provocano danni all'organismo, l'area di danno moderato, nella quale le ferite riportate non portano a conseguenze gravi, e l'area di danno grave, in cui le accelerazioni determinano conseguenze permanenti o fatali per il soggetto.

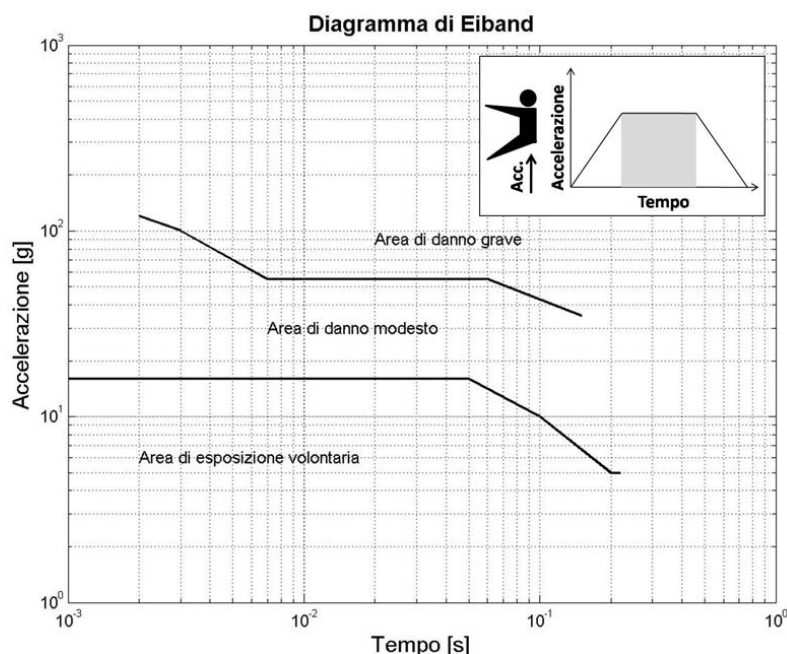


Figura 1.1 - Diagramma di Eiband per accelerazione verticale.

Nel 1967 venne redatta la prima edizione della *Aircraft Crash Survival Design Guide* [2] pubblicata dall'*U.S. Army*. Gli studi effettuati in seguito portarono nel 1971 alla stesura delle normative MIL-STD-1290, entrate in vigore nel 1974 e modificate successivamente il 26 Settembre 1988; esse riguardano la sicurezza passiva di elicotteri militari. In seguito, attorno agli anni '80, grazie ad una collaborazione tra NASA e FAA le ricerche furono estese al campo civile portando alla pubblicazione nel 1993 delle JAR 27 e JAR 29¹, rispettivamente applicabili ai piccoli elicotteri ed

¹ Le attuali norme di riferimento sono le FAR 27 e FAR 29.

ai grandi elicotteri², ed al riconoscimento di normative in campo civile riguardanti la *crashworthiness*³.

Uno dei requisiti fondamentali per un elicottero in condizioni di impatto al suolo è quello di dissipare la maggior quantità di energia possibile attraverso una deformazione controllata delle strutture e limitando i livelli di accelerazione. Escludendo il carrello di atterraggio, organo di fondamentale importanza negli impatti ma non sempre disponibile, gli elementi di dissipazione dell'energia risultano essere il sottopavimento e il sedile. L'integrazione di sistemi d'assorbimento dislocati all'interno della struttura permette di mantenere le accelerazioni e i carichi trasmessi agli occupanti entro limiti sopravvivibili. Tuttavia il comportamento biodinamico degli occupanti viene fortemente influenzato dal progetto stesso degli assorbitori (in posizione, numero e tipo) e della struttura, così che le complesse interazioni che si sviluppano possono modificare sensibilmente la sopravvibilità e la dinamica degli impatti. Per ottenere un buon comportamento durante gli impatti è dunque necessario considerare i criteri di sicurezza passiva fin dalle prime fasi di progetto. In quest'ottica si rivela di fondamentale importanza la modellazione numerica e la possibilità di svolgere analisi dinamiche dell'intero sistema.

In effetti per lo studio dei fenomeni d'impatto ci si è inizialmente affidati alle sole prove sperimentali, utilizzando dei manichini antropomorfi, ATD (acronimo anglosassone di *Anthropomorphic Test Device*⁴), per poter indagare gli effetti sul corpo umano. Gli ATD sono stati sviluppati a partire dagli anni '40 quando, da una collaborazione tra un'azienda americana e l'aeronautica militare, nacque il *Sierra Sam*; seguirono poi i modelli *Hybrid I* e *Hybrid II*, e verso la fine degli anni '80 la *National Highway Traffic Safety Administration* (NHTSA) riconobbe come strumento alternativo di prova il modello attualmente in uso: l'*Hybrid III*⁵. Gli ATD risultano essere indispensabili nelle prove, infatti, riproducono in modo fedele la geometria, le caratteristiche inerziali ed il comportamento biomeccanico del corpo umano e possono essere utilizzati come strumenti di misura; il loro impiego consente inoltre di indagare le conseguenze di impatti non sopravvivibili o che

² La FAR 27 è applicabile a elicotteri di peso inferiore a 3171 kg o con meno di 9 passeggeri. Per la FAR 29 si hanno la *categoria A*, per elicotteri di peso superiore a 9072 kg e con più di 10 passeggeri, e la *categoria B*, che comprende i casi restanti.

³ Il termine inglese *crashworthiness* è dato dall'unione della parola *crash* che significa impatto e *worthiness* che letteralmente significa merito, valore. Il termine può essere tradotto in italiano come *sicurezza all'impatto* o più comunemente *sicurezza passiva*.

⁴ Letteralmente tradotto come *Attrezzatura di Prova Antropomorfa*.

⁵ Attualmente è l'unico strumento di prova accettato.

comporterebbero danni permanenti all'occupante. In ogni caso è facile comprendere come le prove sperimentali risultano essere complesse e costose.

Solo grazie all'avvento del calcolatore e all'incremento delle potenze di calcolo sono stati sviluppati codici numerici per il calcolo strutturale in grado di simulare l'impatto. Particolarmente utilizzati sono i codici basati sul Metodo degli Elementi Finiti in grado di trattare problemi di contatto tridimensionali non-lineari, caratterizzati da spostamenti finiti e grandi deformazioni. In quest'ottica le prove sperimentali mantengono comunque la loro importanza sia come requisito fondamentale per la certificazione che come strumento di verifica e controllo dei modelli numerici.

L'indagine attraverso analisi numeriche in fase di progetto permette di utilizzare le stesse in un processo di ottimizzazione o di studio delle diverse configurazioni; in ogni caso si arriva facilmente a dover lanciare centinaia, se non migliaia, di simulazioni. È chiaro allora come esistano due requisiti fondamentali: un primo aspetto riguarda la necessità di utilizzare modelli in grado di fornire risultati sufficientemente precisi e dettagliati, mentre un secondo aspetto, per certi versi in contrasto con il primo, impone un vincolo sui tempi di calcolo.

1.2 Stato dell'arte per fenomeni di impatto elicotteristici

I costi delle prove sperimentali e la necessità di indagare il comportamento a impatto fin dalle prime fasi di progetto indicano come sia importante effettuare il minor numero possibile di prove sperimentali sfruttando al massimo l'analisi numerica. A tal fine è indispensabile creare dei modelli in grado di rispondere alle esigenze proprie di ogni fase del progetto, che permettano quindi di giungere ai risultati di interesse con il minimo costo computazionale. Per valutare un generico impatto è necessario modellare adeguatamente l'intero sistema, comprendente cioè sia la parte di struttura interessata che gli occupanti.

1.2.1 Codici numerici

Gli approcci attualmente utilizzati per l'analisi si avvalgono di due tecniche: una è quella degli Elementi Finiti, l'altra utilizza invece Codici Multi-Corpo.

I codici ad Elementi Finiti utilizzati per l'analisi di impatti sono non-lineari con schema d'integrazione esplicito; la scelta della prima caratteristica è dettata dal

fatto che si avranno sicuramente spostamenti finiti con grandi deformazioni, mentre l'uso di uno schema esplicito deriva dal fatto che i fenomeni d'interesse sono estremamente brevi e quindi un'integrazione di questo tipo permette una maggiore efficienza. Inoltre è indispensabile che i codici utilizzati abbiano opportuni algoritmi per la gestione dei contatti. Tra i solutori commerciali più diffusi si possono citare *DS - Abaqus/explicit*, *ESI - Pamcrash* ed *LS - Dyna*. Attraverso modelli ad Elementi Finiti è possibile ottenere un elevato grado di dettaglio ed una notevole fedeltà dei comportamenti e delle proprietà meccaniche; un altro aspetto nell'utilizzo di modelli numerici di questo tipo è rappresentato dalla quantità di informazioni ricavabili senza doversi preoccupare, come avverrebbe altrimenti nel caso delle prove sperimentali, dei classici problemi di intrusività degli strumenti di misura. In questo senso, pertanto, la calibrazione di un modello attraverso le prove sperimentali non va considerata un semplice esercizio di verifica delle capacità dei codici, ma una possibilità di analizzare e indagare la prestazione strutturale con un dettaglio non possibile nelle prove sperimentali. I limiti di questa metodologia risiedono principalmente nella complessità dei modelli, che limita la possibilità di modifica degli stessi rendendo difficoltosi confronti tra diverse scelte costruttive, e nell'elevato costo computazionale.

Altri codici si basano su tecniche Multi-Corpo rappresentando il sistema come un insieme di masse concentrate connesse da elementi non lineari. Come esempi si possono citare *K-RASH* (Dynamic Response Inc.) e *Ve.Dy.a.C/Musiacc* (Politecnico di Milano). Un tale approccio consente di ricavare informazioni sulla dinamica globale del sistema con costi computazionali ridotti; dunque ben si adatta a studi preliminari e di analisi parametrica. Gli svantaggi riguardano la difficoltà di giungere ad una corretta correlazione dei modelli e l'assenza di informazioni di dettaglio.

1.2.2 Ruolo dei sottopavimenti nel crash di elicotteri

Per tutte le tecniche citate si è parlato della necessità di modellare correttamente il sistema. Per quanto riguarda gli impatti di elicotteri il sistema sarà composto dal sottopavimento, dal sedile e dall'occupante.

Per ciò che riguarda la dissipazione dell'energia il sottopavimento svolge un ruolo fondamentale in quanto grazie alla sua struttura, generalmente realizzata in lega di alluminio, può sfruttare la deformazione plastica come meccanismo di dispersione dell'energia. Ovviamente per garantire un funzionamento ottimale è necessario

inserire all'interno della struttura degli assorbitori e progettare la stessa in modo opportuno. Tuttavia il progetto non riguarda solo la struttura isolata ma deve considerare la stessa comprensiva di tutti gli impianti; in tal senso l'esempio più importante è rappresentato dalla presenza del serbatoio che deve rispondere a determinati requisiti espressi nelle già citate normative MIL-STD-1290, JAR 27 e JAR 29. È stato stimato che un progetto di questo tipo porta ad un aggravio di peso spesso limitato a pochi punti percentuali rispetto al peso dell'intera struttura. Ricerche svolte presso il Politecnico di Milano [3; 4] mostrano come l'uso di materiali innovativi, quali ad esempio materiali compositi, nidi d'ape e schiume, consente di aumentare ulteriormente l'efficienza della struttura (in particolare l'Energia Specifica assorbita, *SE*) portando il peso aggiunto a valori decisamente accettabili.

In tal senso la modellazione e l'analisi numerica sono strumenti estremamente utili e consentono di valutare le diverse soluzioni ancor prima che esse siano effettivamente realizzate; un discorso di questo tipo cade un po' in difetto nel momento in cui si considerano soluzioni estremamente innovative per le quali sarebbe necessaria un'intensa attività di correlazione prima di utilizzare estensivamente i modelli numerici.

1.2.3 Ruolo dei sedili aeronautici nella riduzione del danno da impatto

A causa del ridotto spazio tra occupanti e superficie esterna del sottopavimento risulta indispensabile sfruttare adeguatamente anche la struttura del sedile dotandola di assorbitori. Tutti i moderni sedili aeronautici sono progettati per deformarsi sotto opportune sollecitazioni limitando le accelerazioni trasmesse agli occupanti senza incappare in fenomeni di rottura.

Dati provenienti da ricerche della U.S. Army evidenziano come per elicotteri in condizioni di crash il profilo di decelerazione al quale viene sottoposto l'occupante è di forma triangolare con un picco di 30 g. Secondo quanto prescritto dalle normative FAR 27.562 e FAR 29.562 il carico lombare sull'occupante deve essere minore di 6670 N.

Sempre per quanto riguarda i sedili aeronautici, studi svolti presso il Politecnico di Milano [5] hanno preso in considerazione l'impiego di nuove soluzioni, la loro ottimizzazione e la correlazione tra modelli numerici e prove sperimentali.

1.2.4 Occupanti e manichini antropomorfi

Per quanto riguarda gli occupanti, ad oggi, nelle prove sperimentali si utilizzano ATD. Come riportato da *Defence Research and Development Canada* [6], il comportamento degli ATD viene ad oggi modellato numericamente secondo diversi gradi di dettaglio ed accuratezza sia con tecniche che sfruttano l'approccio degli Elementi Finiti che Multi-Corpo. Con ATD numerici l'interesse si focalizza sulla validità dei modelli utilizzati sotto le condizioni di carico desiderate. Il manichino antropomorfo denominato *Hybrid III* è divenuto nel 1997 l'unico strumento di prova accettato e viene ad oggi largamente utilizzato nella maggior parte delle prove di crash automobilistiche ed aeronautiche. La grossa differenza tra le prove effettuate da queste due categorie è la direzione dell'accelerazione: in ambito automobilistico le accelerazioni hanno componente principale in direzione orizzontale, mentre in campo aeronautico le accelerazioni sono principalmente verticali. Questo ha portato all'utilizzo di due differenti versioni dell'ATD *Hybrid III* che differiscono tra loro solo per il tratto di colonna vertebrale lombare: in quello per impieghi automobilistici risulta essere curvo, mentre in quello per uso aeronautico, in accordo con quanto prescritto dalle normative FAA, è rettilineo. Il largo impiego di questo ATD ha portato allo sviluppo di molti modelli numerici che ne riproducono il comportamento.

Un primo semplice modello è rappresentato da *GEBOD* [7], l'approccio di modellazione utilizzato considera l'ATD formato da un numero limitato di corpi rigidi (tipicamente 15) con caratteristiche geometriche ed inerziali definibili dall'utente; tutti i corpi vengono modellati attraverso ellissoidi o elementi piastra permettendone la corretta visualizzazione e l'implementazione dei contatti. Il principale vantaggio di *GEBOD* risiede nella semplicità di utilizzo e nel ridotto costo computazionale.

Un modello decisamente più raffinato, ma anche più complesso e computazionalmente costoso, è *FT-Arup Hybrid III 50th Dummy LS-Dyna Finite Element Model* [6]; esso rappresenta fedelmente un ATD *Hybrid III* 50° percentile e permette di avere in uscita dati equivalenti a quelli del manichino reale oltre ai valori di sforzo e deformazione nei punti voluti.

Un'intera famiglia è quella dei modelli *MADYMO* [6] costituiti da corpi rigidi con proprietà inerziali e connessi tra loro da giunti cinematici; i modelli includono inoltre celle di carico, sensori accelerometrici e di posizione. Ogni ATD è stato

sviluppato secondo tre differenti modellazioni: *Ellipsoid Model*, *Facet Model*⁶, e *Finite Element Model*.

Presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale (DIA) del Politecnico di Milano è stato sviluppato il modello numerico DH350 (Dummy Hybrid III 50° percentile) [8; 9]; questo deriva dal modello implementato nel codice *LS - Dyna* e differisce da esso per il tratto di spina lombare, ora adatto alle prove aeronautiche, e per le migliorie apportate alla cassa toracica. Il DH350, modellato ad Elementi Finiti, è inoltre la base di partenza di altri modelli, oggetto anche del presente lavoro di tesi, sviluppati presso il DIA ma che a differenza di questo si basano sul concetto di Modellazione Ibrida, cioè mista ad Elementi Finiti e Multi-Corpo [10]. Questo tipo di approccio, che ha portato allo sviluppo del modello che costituisce il punto di partenza per il presente lavoro di tesi, permette di ricavare tutte le informazioni globali e di dettagliare solo le zone d'interesse limitando, in questo modo, il costo computazionale.

In altri ambiti esistono anche modelli sviluppati per particolari applicazioni; questo è il caso del modello ES-2 (EUROSID-2)⁷ [6] utilizzato in impatti laterali automobilistici.

I modelli fin qui descritti riproducono gli ATD, ne esistono però anche di diversi che cercano di riprodurre fedelmente il corpo umano; questi Modelli Umani includono la risposta muscolare, i meccanismi di frattura delle parti ossee e la modellazione della risposta dopo la rottura. Tuttavia la loro validazione è difficile da eseguire in quanto sarebbe necessaria una estesa campagna di prove su volontari o su cadaveri; inoltre, come già detto, il loro impiego è fortemente limitato dal fatto che solo l'ATD *Hybrid III* è attualmente riconosciuto come strumento di prova.

⁶ Questo tipo di modellazione è molto simile a quella con corpi ellissoidali ma differisce da questa per l'utilizzo di elementi superficiali che permettono una rappresentazione più accurata della geometria esterna e della distribuzione di massa.

⁷ Nel nome compare la dicitura SID acronimo di *Side Impact Dummy*.

1.3 Obiettivi e metodologia di lavoro

Il presente lavoro di tesi ha come punto di partenza i modelli numerici di una serie di prove d'impatto elicotteristiche sviluppati con tecniche di modellazione Ibride presso il Politecnico di Milano. Questi modelli numerici sono stati sviluppati per *Abaqus* nella versione 6.4. Tutte le prove considerano la parte di sistema che comprende solo un sedile e l'occupante, rappresentato da un *ATD Hybrid III*. Vengono considerati tre casi differenti: nel primo caso si ha un seggiolino di prova con cintura di sicurezza a due punti d'attacco; il secondo caso differisce dal primo solo per la presenza di un sistema di attacco a quattro punti; nel terzo caso si ha un tipico sedile aeronautico. Una accurata analisi delle prestazioni dei modelli numerici, nei tre casi considerati, mostra alcuni problemi che ne rendono poco affidabile l'utilizzo in ambito ingegneristico. Tutti i modelli, infatti, risultano in parte affetti dalle stesse problematiche suddivisibili in due macro aree: la prima inerente alle pressioni e alle forze di contatto che si instaurano tra le parti del modello stesso, e la seconda riguardante la correlazione tra risultati numerici e prove sperimentali.

La presente attività di tesi vuole *in primis* risolvere i problemi evidenziati, ma si pone poi una serie di obiettivi finalizzati all'ottenimento di un modello le cui prestazioni risultino sensibilmente migliorate. Analizzando con maggiore dettaglio questo punto si possono sottolineare alcuni aspetti importanti come: la correzione delle pressioni e delle forze di contatto, l'attivazione di nuove parti deformabili e gli interventi sugli algoritmi di interazione, l'introduzione di una nuova cella di lettura del carico lombare e, da ultimo, la riduzione dei tempi di calcolo sia attraverso interventi diretti sul modello sia grazie all'utilizzo di tecniche specifiche.

Il codice scelto per lo svolgimento è *Abaqus/Explicit* versione 6.7 [11]. *Abaqus* è un codice ad Elementi Finiti adatto a trattare problemi di impatto; esso rappresenta lo standard utilizzato da molte aziende del settore meccanico ed aeronautico. Permette di elaborare agevolmente modelli comprendenti sia elementi deformabili, modellati quindi ad Elementi Finiti, che corpi rigidi e di includere numerosi tipi di materiali ed organi di collegamento. Uno dei punti di forza è rappresentato dalla possibilità data all'utente di definire proprietà a livello di risposta generalizzata degli elementi in ambito lineare e non-lineare e di utilizzare contatti dalle caratteristiche assolutamente generali.

Il primo aspetto analizzato ha dunque riguardato la conversione e l'aggiornamento dei modelli per adeguarli al codice utilizzato, focalizzando poi l'attenzione sul loro comportamento globale.

Successivamente sono state trattate le problematiche evidenziate nei contatti. In questa fase gli sforzi si sono concentrati unicamente su questo aspetto, ritenuto di importanza prioritaria, non curandosi troppo della correlazione tra analisi numeriche e prove sperimentali. L'indagine di questo problema ha portato a dover affrontare diversi studi di sensitività e alla valutazione di differenti modellazioni per alcune parti. Si è in sostanza considerato il problema di dover modellare, mediante opportune leggi di contatto, la cedevolezza intrinseca di elementi modellati come rigidi. Sebbene il codice ad elementi finiti dia, in effetti, tale possibilità, l'effettiva implementazione richiede la scelta opportuna delle leggi di contatto, la modellazione adeguata delle superfici e appropriati livelli di raffinamento degli schemi a elementi che le rappresentano.

Il lavoro si è poi focalizzato sulle problematiche inerenti le correlazioni con i dati provenienti dalle prove sperimentali disponibili, andando anche a toccare elementi fondamentali dei modelli numerici, come ad esempio le celle di carico e l'introduzione di elementi deformabili in parti prima rigide. Infine, al termine di questa fase, sono state valutate le prestazioni dei modelli in termini di affidabilità, correlazione dei risultati e costi computazionali. Quest'ultimo aspetto, legato ai tempi di calcolo, implica la possibilità di utilizzare i modelli in analisi più complesse o in processi di ottimizzazione, argomento toccato nella parte conclusiva della tesi.

1.4 Cenni teorici

Per completezza ed una miglior comprensione dei fenomeni caratteristici delle analisi numeriche di fenomeni di impatto, vengono di seguito presentate le teorie alla base delle modellazioni ad Elementi Finiti, Multi-Corpo ed Ibrida. Segue poi una breve trattazione sulle analisi esplicite seguita da una panoramica sui metodi di modellazione delle interazioni di contatto. Infine si espongono i metodi attualmente utilizzati per la riduzione dei tempi di calcolo nelle analisi numeriche focalizzando l'attenzione su quelle dinamiche.

1.4.1 Modellazione Elementi Finiti, Multi-Corpo e Ibrida

Il Metodo degli Elementi Finiti (*Finite Element Method*, FEM) fa parte dei metodi di Galërkin⁸ ed è una tecnica numerica atta a cercare soluzioni approssimate di

⁸ Il punto di partenza del metodo di Galërkin è la formulazione debole del problema differenziale, e si basa sull'idea di approssimare la soluzione del problema in forma debole mediante la combinazione lineare di funzioni elementari.

problemi differenziali alle derivate parziali riconducendoli a sistemi algebrici. Per arrivare al modello ad Elementi Finiti è necessario passare dal sistema fisico ad un modello matematico. Caratteristica fondamentale del Metodo è la discretizzazione ottenuta attraverso la creazione di una griglia (*mesh*) composta da elementi di forma semplice detti *elementi finiti*. Su ciascun elemento la soluzione del problema è approssimata attraverso una combinazione di *funzioni di forma* che, nel caso strutturale, interpolano lo spostamento calcolato in punti notevoli detti *nodi*. Tale tecnica è dunque in grado di calcolare la risposta di una struttura mediante la creazione di un modello discreto.

Il Metodo Multi-Corpo modella il comportamento dinamico di corpi rigidi interconnessi tra loro attraverso giunti di vario tipo. Il formalismo di base di tale metodo è trattato da Newton e da Eulero (per i corpi rigidi) anche se un contributo fondamentale è stato fornito da Lagrange. In ogni caso il sistema può essere idealizzato attraverso una serie di masse e di elementi di connessione il cui moto viene descritto attraverso la cinematica dei corpi; il comportamento dinamico conseguente deriva dall'equilibrio delle forze applicate e delle forze d'inerzia risultanti. La presenza di elementi di interconnessione tra i corpi implica delle condizioni di vincolo sui gradi di libertà cinematici (spesso implementate attraverso il *Metodo dei Moltiplicatori di Lagrange*) che, quindi, risulteranno essere non-indipendenti. In definitiva la tecnica Multi-Corpo permette di ricavare il comportamento dinamico globale del sistema.

La modellazione ibrida permette di lavorare con sistemi comprendenti parti discretizzate secondo il Metodo degli Elementi Finiti e corpi rigidi modellati con il Metodo Multi-Corpo. Il vantaggio fondamentale risiede nella possibilità di dettagliare le zone di maggior interesse considerando solo le dinamiche globali della parte restante del sistema. In tal modo il modello è sufficientemente dettagliato ma le dimensioni del sistema risultante non portano a costi computazionali eccessivi.

1.4.2 Analisi esplicite

Il metodo degli Elementi Finiti applicato a strutture dinamiche porta a dover risolvere un set di equazioni non-lineari alle differenze parziali nel dominio del tempo. La soluzione comporta prima la discretizzazione nello spazio, sfruttando una formulazione variazionale in forma debole, e poi risolve il problema differenziale del secondo ordine nel dominio del tempo. Le tecniche d'integrazione numerica implicite necessitano di un processo iterativo con eliminazione del

residuo nel punto di equilibrio; nelle tecniche esplicite, invece, la soluzione al tempo presente è calcolata in base alle informazioni relative ai tempi precedenti e quindi non vi è processo iterativo.

Considerando il solutore *Abaqus/Standard* esso utilizza un metodo implicito basato sull'operatore di Hilbert-Hughes-Taylor e la corrispondente matrice deve essere invertita per ogni passo d'integrazione; d'altro canto i metodi impliciti, come quello appena citato, risultano essere incondizionatamente stabili.

Per i problemi d'impatto, invece, i tempi limitati dei transitori da modellare, l'uso di algoritmi di contatto, la presenza di materiali a comportamento non-lineare e l'implementazione di elementi non tradizionali rende i metodi espliciti decisamente più adatti; essi infatti, a dispetto della caratteristica condizionata stabilità, risultano essere più robusti e computazionalmente più efficienti rispetto a quelli impliciti. La condizionata stabilità comporta che il passo d'integrazione sia minore (o al più uguale) al valore critico definito dal *Courant's Criterion*; questo valore è legato al minimo tempo impiegato da un'onda di pressione per propagarsi all'interno di un elemento. In *Abaqus/Explicit* il metodo si basa sulle differenze finite centrate e permette di risolvere in modo efficiente problemi tridimensionali molto generali e di grandi dimensioni; l'operatore esplicito soddisfa le equazioni di equilibrio al tempo t utilizzando l'accelerazione (\ddot{u}) calcolata in tale istante per ricavare la velocità (\dot{u}) al tempo $t + \Delta t/2$ e lo spostamento al tempo $t + \Delta t$. Lo schema è dunque il seguente:

$$\dot{u}_{(i+\frac{1}{2})}^N = \dot{u}_{(i-\frac{1}{2})}^N + \frac{\Delta t_{(i+1)} + \Delta t_{(i)}}{2} \ddot{u}_{(i)}^N , \quad (1.1)$$

$$u_{(i+1)}^N = u_{(i)}^N + \Delta t_{(i+1)} \dot{u}_{(i+\frac{1}{2})}^N , \quad (1.2)$$

Dove u^N è il grado di libertà considerato, il pedice i si riferisce all'avanzamento temporale e Δt è il passo d'integrazione.

Questa procedura risulta essere veramente efficiente solo se si utilizzano matrici di massa diagonali la cui inversione è semplice da calcolare e richiede solo n operazioni, dove n è la dimensione del problema; in tal caso lo schema viene completato dall'equazione di equilibrio:

$$\ddot{u}_{(i+1)}^N = (M^{NJ})^{-1} (P_{(i)}^J - I_{(i)}^J) , \quad (1.3)$$

Dove M^{NJ} è la matrice di massa, P^J sono i carichi esterni e I^J quelli interni.

1.4.3 Modellazione contatti

Lo studio tramite simulazione numerica dei fenomeni di impatto necessita di una adeguata modellazione dei contatti. Considerando il solutore *Abaqus/Explicit* è possibile distinguere due algoritmi fondamentali: il *general contact*, di semplice e largo utilizzo, ed il *contact pair*, il cui uso è limitato ad alcuni tipi di superfici ma che permette di modellare interazioni non disponibili nell'algoritmo generale. In ogni caso per definire correttamente un contatto è necessario specificare le superfici interessate e le loro proprietà, l'interazione e le proprietà del contatto. Il solutore implementa i contatti secondo i metodi di seguito descritti:

- *Metodo di penalizzazione*: Il metodo ricerca, nella configurazione attuale, le compenetrazioni tra le entità definite nel contatto (nodi, facce, superfici analitiche e lati) ed applica ai nodi *slave* una forza funzione della compenetrazione stessa ed opposta ad essa. Sulla superficie definita come *master* le forze di contatto sono distribuite sui nodi appartenenti alla faccia compenetrata.
- *Metodo del vincolo cinematico*: In questo caso ad ogni passo dell'analisi viene predetto lo stato cinematico senza considerare l'evoluzione del contatto; successivamente vengono calcolate le compenetrazioni conseguenti lo stato assunto. Il valore di compenetrazione dei nodi, la massa ad essi associata ed il passo temporale vengono poi utilizzati per calcolare la forza di contatto.
- *Metodo bilanciato*: Per contatti che includono corpi rigidi i nodi appartenenti alla superficie che impatta contro tali corpi sono costretti a non compenetrare l'altra superficie; questo è valido se il contatto è definito come puro *Master-Slave*. In questo caso la superficie *master* potrebbe, in teoria, compenetrare quella *slave* indefinitamente, come mostrato in Figura 1.2. Con il metodo bilanciato, invece, il contatto viene calcolato due volte secondo l'algoritmo di penalizzazione: una volta utilizzando la prima superficie come *master*, e una volta definendo la seconda superficie come *master*. La media pesata dei due valori di forze trovate rappresenta la soluzione del metodo. In tal modo viene minimizzata la compenetrazione tra i due corpi ottenendo in molti casi un risultato più accurato.
- *Metodo di scorrimento*: Questo metodo permette di avere separazioni, scorrimenti e rotazioni tra le superfici in contatto. L'algoritmo serve per tracciare la posizione di due superfici a contatto e che possono scorrere l'una sull'altra. Esso è sufficientemente robusto ma assume che lo spostamento delle superfici coinvolte non sia maggiore della loro stessa

dimensione, eventualità rara nel caso di analisi esplicite che assumono passi d'integrazione piccoli.

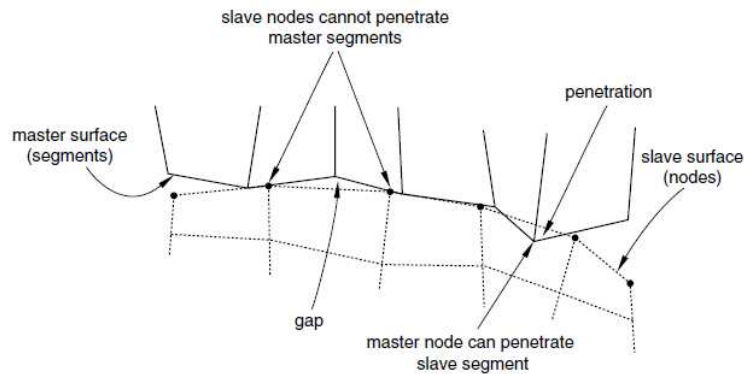


Figura 1.2 - Compenetrazione della superficie *master* nella superficie *slave* per un contatto *Master-Slave* puro.

I metodi descritti assumono che allo stato iniziale, al primo passo, non vi siano compenetrazioni. Esse infatti comporterebbero una situazione di non equilibrio al tempo iniziale e darebbero origine a discontinuità nella soluzione. Per tale motivo la presenza di compenetrazioni all'inizio della simulazione viene corretta automaticamente dal solutore attraverso lo spostamento dei nodi interessati ed una conseguente variazione della geometria all'istante zero, come mostrato in Figura 1.3.

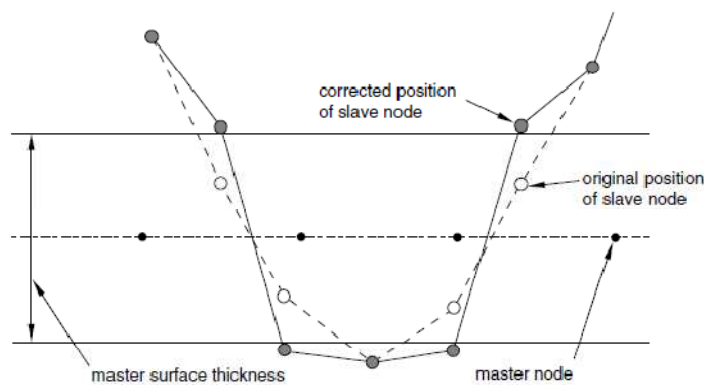


Figura 1.3 - Correzione della compenetrazione iniziale per un contatto tra un corpo ed una superficie a doppia faccia.

1.4.4 Tecniche di riduzione dei tempi di calcolo

Come già detto al Paragrafo 1.4.2 tutte le analisi esplicite sono caratterizzate dall'essere condizionatamente stabili. L'integrazione in tempo con *Abaqus/Explicit* viene effettuata attraverso l'operatore delle differenze finite centrate; quindi, per non incorrere in problemi di stabilità, il passo di integrazione usato per le analisi deve essere inferiore al valore limite caratteristico di tale operatore. Sebbene il *time step*⁹ venga scelto automaticamente dal solutore, viene lasciata all'utente la possibilità di modificarlo; tuttavia un'azione diretta su di esso può essere fatta solo nella direzione di passi d'integrazione minori al valore limite con lo scopo di ridurre la possibilità che la soluzione divenga instabile.

Per ridurre i tempi di calcolo è possibile intervenire sulla scala temporale dei fenomeni; questo, in presenza di materiali con caratteristiche dipendenti dalla velocità di deformazione, comporta l'introduzione di errori significativi. Una tecnica più utilizzata per aumentare l'efficienza computazionale mantenendo un adeguato grado di accuratezza è quella del *Mass Scaling*. Questa tecnica è particolarmente adatta ad analisi quasi-statiche e consiste nell'incrementare artificialmente la massa del modello, quindi senza modificare la scala temporale. Infatti, in prima approssimazione, si può esprimere il passo d'integrazione Δt come:

$$\Delta t \propto \min \left[l \sqrt{\frac{\rho}{E}} \right], \quad (1.4)$$

Dove l è la dimensione caratteristica dell'elemento, E è il modulo elastico del materiale e ρ la densità. Si vede quindi come aumentando la densità si ottiene effettivamente un incremento del *time step*.

Per quanto riguarda le analisi dinamiche sia la scala temporale che la corretta rappresentazione delle inerzie sono di fondamentale importanza per cogliere correttamente i transitori. Spesso, in particolare se si utilizzano modelli complessi, succede che il passo d'integrazione sia determinato da un numero limitato di elementi. All'inizio dell'analisi è possibile dunque agire solo sul set di elementi critici modificandone le proprietà di massa, ottenendo così una riduzione dei tempi di calcolo. Un intervento di questo tipo deve essere il più possibile limitato e risulta obbligatoria una valutazione degli effetti introdotti con la scalatura di massa.

In *Abaqus/Explicit* è possibile definire i set di elementi ai quali applicare il *mass scaling*. La scalatura temporale può essere fissata all'inizio dell'analisi (attraverso

⁹ Passo di integrazione.

la *card* *FIXED MASS SCALING) ridefinendo la matrice di massa, oppure variabile ed adattabile durante l'analisi (*VARIABLE MASS SCALING); quest'ultima viene utilizzata quando le proprietà di rigidità degli elementi variano considerevolmente nel corso dell'analisi. Un'altra scelta lasciata all'utente permette di definire il fattore di scalatura da adottare (attraverso l'opzione FACTOR) oppure di imporre il minimo *time step* (opzione DT); viene inoltre data la possibilità di agire in modo uniforme o meno sul set di elementi considerato (opzione TYPE).

In definitiva la tecnica del *Mass Scaling*, se utilizzata in modo opportuno, può portare ad una cospicua riduzione dei tempi di calcolo senza degradare significativamente la soluzione.

Capitolo 2

Dati prove sperimentali

In questo capitolo vengono presentate le prove sperimentali disponibili per la calibrazione e per le successive fasi di correlazione e validazione del modello numerico.

Le prove sperimentali disponibili di maggiore interesse sono quelle che illustrano i risultati ottenuti sul sistema pavimento-sedile-manichino; questi dati sono presentati nella prima parte del capitolo dove si descrive anche come sono state condotte le prove. Nella seconda parte si riportano le prove eseguite sulle cinture e sugli assorbitori; esse permettono di tarare opportunamente alcuni importanti parametri dei modelli.

2.1 Tipologie di prove

Un'intensa campagna di prove sperimentali è stata condotta presso il TNO di Delft (Paesi Bassi) nell'ambito di un progetto europeo finalizzato ad incrementare la sicurezza passiva di elicotteri [7]. Ciò ha permesso di acquisire dati relativi al comportamento ad impatto di ATD *Hybrid III* 50° percentile sia per quanto riguarda il comportamento delle singole parti del manichino che riguardo la risposta globale. La presente attività di tesi prende in esame la risposta dell'ATD posizionato su diversi tipi di sedili di prova e vincolato a questi attraverso sistemi di fissaggio a due o a quattro punti.

Le tipologie di prove considerate sono tre e, come verrà descritto in seguito, differiscono tra loro per il tipo di sedile utilizzato e per il sistema di vincolo delle cinture di sicurezza; le prove sperimentali presentano alcuni aspetti fondamentali comuni.

L'occupante è rappresentato dall'ATD *Hybrid III* 50° percentile, la cui struttura è piuttosto complessa soprattutto per quanto concerne i materiali che la compongono. La struttura scheletrica è metallica (acciaio, leghe di alluminio e bronzo), i tessuti molli sono realizzati con schiume poliuretatiche, la spina dorsale

è composta da dischi metallici tra i quali si interpongono elementi in gomma, infine la pelle di rivestimento è in materiale vinilico. Come mostrato in Figura 2.1 l'attrezzatura di prova consiste in una slitta il cui sistema di movimentazione permette di controllarne l'accelerazione; su questa viene ancorato il sedile con angolo di inclinazione tra seduta e slitta regolabile tra 0° e 60°. Il sistema di ritenuta rispecchia quelli tipicamente utilizzati nel settore aeronautico, composto dunque da cinghie in nylon e dal sistema di riavvolgimento.



Figura 2.1 - Prove sperimentali e attrezzatura di prova.

Per le prove analizzate l'angolo d'inclinazione è di 60° rispecchiando di fatto quanto prescritto dalle normative FAR 27 e FAR 29 che considerano gravosa la condizione con accelerazione agente secondo la direzione verticale. Il profilo di accelerazione imposto alla slitta è triangolare con picco pari a 30 g raggiunto in 0.031 s descritto dalle sopra citate normative per le prove d'atterraggio di emergenza. Le prove considerate sono tre e nel resto della trattazione verranno convenzionalmente chiamate *Rig2pti*, *Rig4pti* e *Def4pti*.

2.1.1 Prova su sedile rigido con cintura a 2 punti (Rig2pti)

La prova *Rig2pti* utilizza un seggiolino di prova in acciaio con angolo tra la seduta e lo schienale pari a 90° . Il sedile è dunque composto da una struttura rigida, il telaio, che sostiene la seduta e lo schienale; anch'essi si possono considerare elementi rigidi in quanto formati da lastre di acciaio spesse 30 mm con dimensioni caratteristiche 400x450 mm (*larghezza x altezza*) per la seduta e 400x900 mm per lo schienale. Da notare è il fatto che la superficie della seduta, a differenza di quella dello schienale, è ricoperta da uno strato di teflon protettivo a diretto contatto con il manichino antropomorfo. Il sedile utilizzato, come le attrezzature di prova, ha comunque una rigidità tale da non influenzare la dinamica dell'ATD.

Il sistema di ritenuta è di tipo aeronautico a due punti d'attacco ed è composto da una cintura in nylon a sezione rettangolare di dimensioni 60x2.5 mm le cui caratteristiche meccaniche verranno meglio analizzate nel Paragrafo 2.2. I due vincoli sono situati nella zona di intersezione tra la seduta e lo schienale.

Il risultato di maggiore interesse della prova è rappresentato dall'andamento del carico lombare in funzione del tempo. Il grafico in Figura 2.2 mostra come, nel caso analizzato, la forza agente sulla parte di spina lombare superi ampiamente il valore limite di 6670 N dettato dalle normative aeronautiche; per completezza si riporta sullo stesso grafico il profilo di accelerazione imposto.

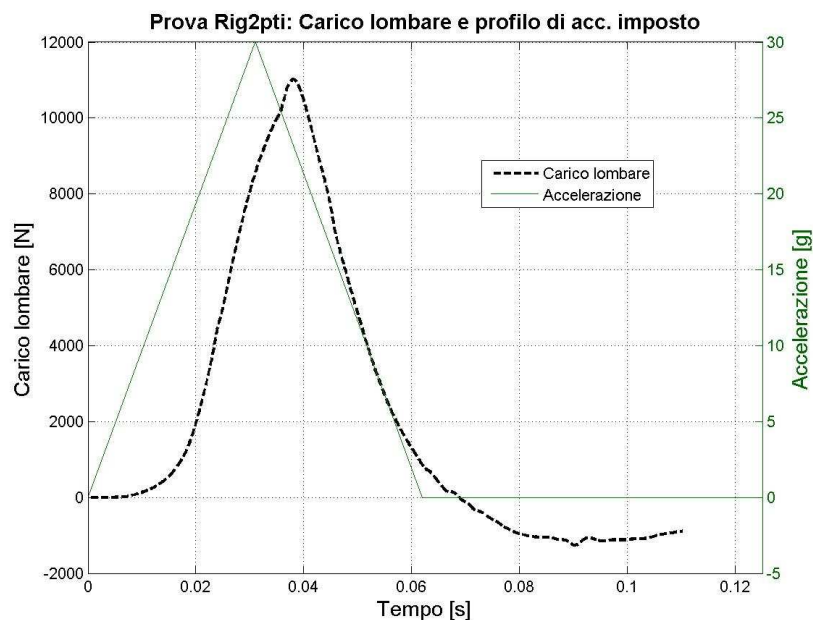


Figura 2.2 - Prova sperimentale *Rig2pti*: Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.

2.1.2 Prova su sedile rigido con cintura a 4 punti (Rig4pti)

La seconda tipologia di prova indagata prevede l'utilizzo del medesimo seggiolino descritto nella prova *Rig2pti*. Questo caso differisce dal precedente solo nel sistema di ritenuta che ora è a quattro punti d'attacco. Si ha dunque una cinghia sulla zona addominale del manichino e due bretelle che, collegate alla cintura addominale, salgono fino alla zona delle spalle dove sono poi vincolate. Le dimensioni della sezione sono le medesime descritte nel primo caso e le caratteristiche delle cinture di sicurezza verranno esposte al Paragrafo 2.2.

Si riporta in Figura 2.3 l'andamento del carico lombare nel tempo di prova evidenziando come anche per il caso *Rig4pti* il valore della forza risulta essere decisamente superiore al limite ammissibile di 6670 N; viene riportato sullo stesso grafico il profilo di accelerazione imposto.

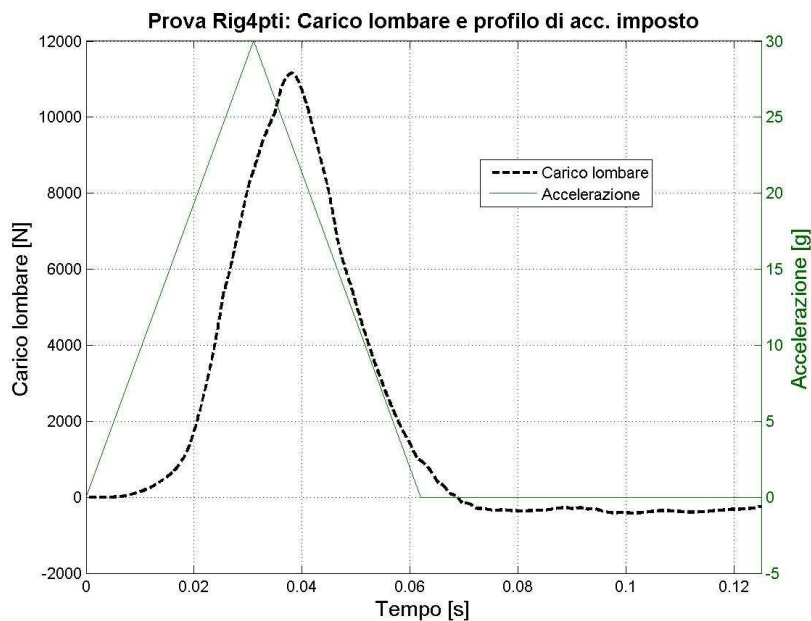


Figura 2.3 - Prova sperimentale *Rig4pti*: Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.

2.1.3 Prova su sedile aeronautico con cintura a 4 punti (Def4pti)

La terza prova sperimentale è stata condotta sostituendo il sedile rigido con un sedile Martin Baker (Figura 2.4) di tipico impiego aeronautico e certificato. Il sedile è quindi formato da quattro elementi principali: la struttura inferiore fissata al pavimento, la parte mobile superiore, la guida e gli assorbitori interposti tra le due parti. La parte inferiore può essere in prima approssimazione considerata rigida; per quanto riguarda la parte mobile essa è formata dalla seduta e dallo schienale, la cui struttura è relativamente rigida ma con le due superfici d'appoggio entrambe deformabili sulle quali è presente un cuscino in gommapiuma. Le geometrie di queste sono studiate per garantire una corretta postura dell'occupante. Parte inferiore e superiore sono connesse per mezzo di una guida che permette la sola traslazione verticale relativa. Il sedile è inoltre dotato di un sistema di assorbimento che dissipa energia attraverso la deformazione di un elemento sacrificale, un tubo a sezione circolare, inserito tra la parte fissa e quella mobile del sedile. Il sistema è progettato in modo tale che in condizioni normali le forze d'inerzia generate dall'occupante non attivino il dispositivo in corrispondenza dei massimi fattori di carico in condizioni operative, ma in caso d'impatto le forze d'inerzia che si generano provochino la deformazione del tubo con conseguente moto relativo tra le parti del sedile. Le caratteristiche degli assorbitori verranno presentate al Paragrafo 2.3.



Figura 2.4 - Sedile Martin Baker.

Il sistema di ritenuta è a quattro punti, del tutto analogo a quello descritto per la prova *Rig4pti* appena presentata. In questo caso, oltre all'andamento del carico lombare durante l'esecuzione della prova (a tale curva viene sovrapposta quella che riporta il profilo d'accelerazione), risulta anche interessante verificare la posizione relativa tra la parte superiore e la parte inferiore del sedile; questa non è altro che la corsa dell'assorbitore nel tempo. Le due curve sono riportate nelle Figura 2.5 e Figura 2.6.

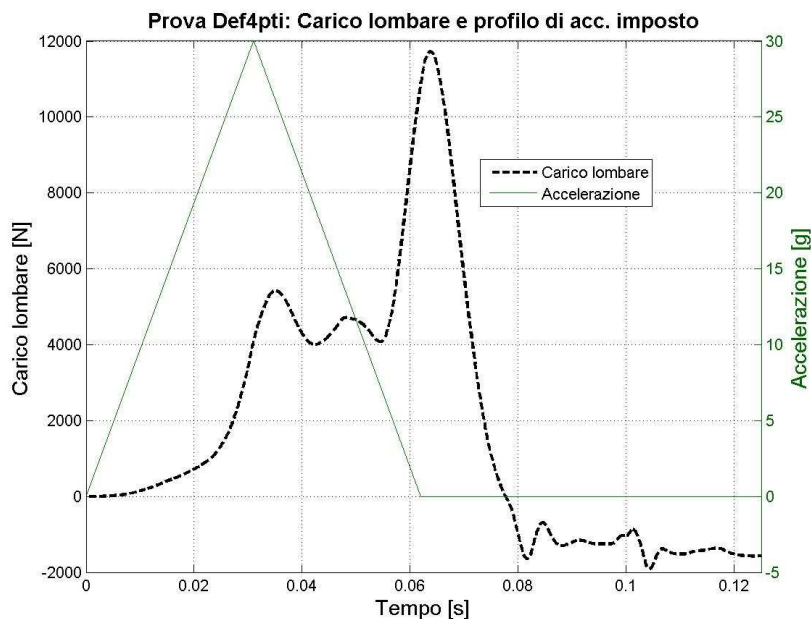


Figura 2.5 - Prova sperimentale *Def4pti*: Carico lombare e profilo di accelerazione imposto.

Prima di presentare la curva della corsa dell'assorbitore nel tempo è indispensabile evidenziare che in corrispondenza dei 120 mm è posizionato il fondo corsa dell'assorbitore in quanto nella configurazione analizzata è presente una scatola avionica posta al di sotto del sedile. Nel grafico del carico lombare è possibile notare che il raggiungimento del fondo corsa è accompagnato da un picco di carico nella rachide; si ha quindi un effetto di *bottoming* determinato dal non completo arresto del sedile durante gli istanti precedenti. Questo effetto può essere corretto intervenendo sulla taratura degli assorbitori; operazione che richiede normalmente numerosi studi e campagne di prove specifiche.

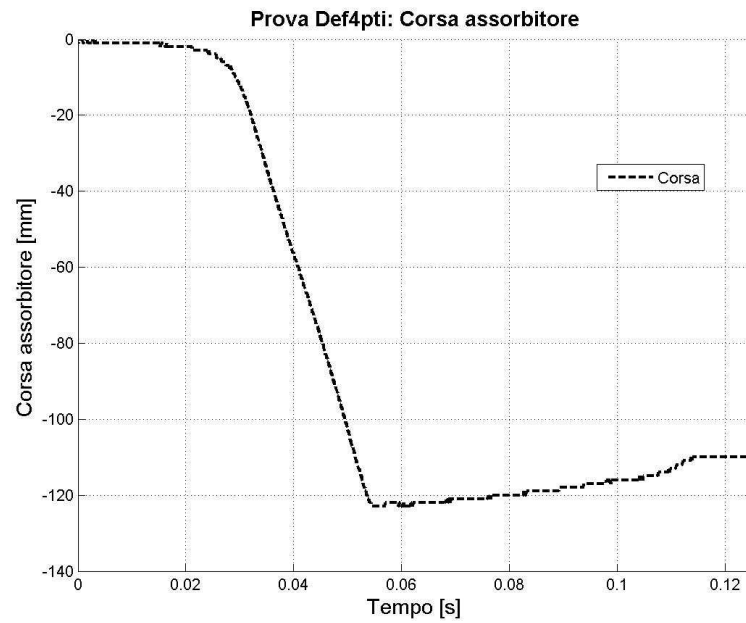


Figura 2.6 - Prova sperimentale *Def4pti*: Corsa assorbitore.

Il grafico della corsa presenta un primo lasso di tempo durante il quale il sedile inizia il moto relativo, successivamente si ha una zona nella quale la posizione nel tempo ha andamento lineare e quindi il moto avviene a velocità costante fino al raggiungimento del fondo corsa.

2.2 Caratterizzazione cinture di sicurezza

Le cinture di sicurezza sono state caratterizzate attraverso prove statiche di trazione effettuate su due tipi di provini. Il sistema di ritenuta, comprendente le cinture ed il riavvolgitore, è stato prodotto da un'azienda tedesca certificata dalle autorità aeronautiche ed è attualmente impiegato su un velivolo biposto da addestramento, l'ENAER EAGLET. Pertanto i test, che sono stati eseguiti presso la Facoltà di Ingegneria Aerospaziale dell'Università di Delft (Paesi Bassi) nel 2002, sono rappresentativi dei comuni sistemi di ritenuta installati sui velivoli.

2.2.1 *Provino 1*

Tratto di cinghia in nylon di altezza pari a 60 mm e lunghezza libera tra le ganasce di 600 mm.

Risultati:

La risposta mostrata è di tipo perfettamente elastico, la rigidità misurata (come *forza/allungamento*) è approssimativamente di 220 N/mm (come mostrato in Figura 2.7).

2.2.2 *Provino 2*

Tratto di cinghia in nylon di altezza pari a 60 mm con sistema di riavvolgimento non pretensionato (condizione questa più vicina alle situazioni di normale impiego); la lunghezza libera tra le ganasce è di 500 mm. Il numero di spire del riavvolgitore non è noto ma è rappresentativo dei comuni sistemi di ritenuta.

Risultati:

La risposta è caratterizzata da una rigidità variabile durante la fase di avvolgimento delle spire seguita da un tratto con rigidità costante di circa 105 N/mm (come mostrato in Figura 2.7). Il valore di rigidità registrato è notevolmente inferiore a quello valutato per il primo provino; ciò è imputabile alla presenza del sistema di avvolgimento che, anche una volta superata la fase non lineare, agisce da molla con rigidità inferiore a quella della sola cinghia.

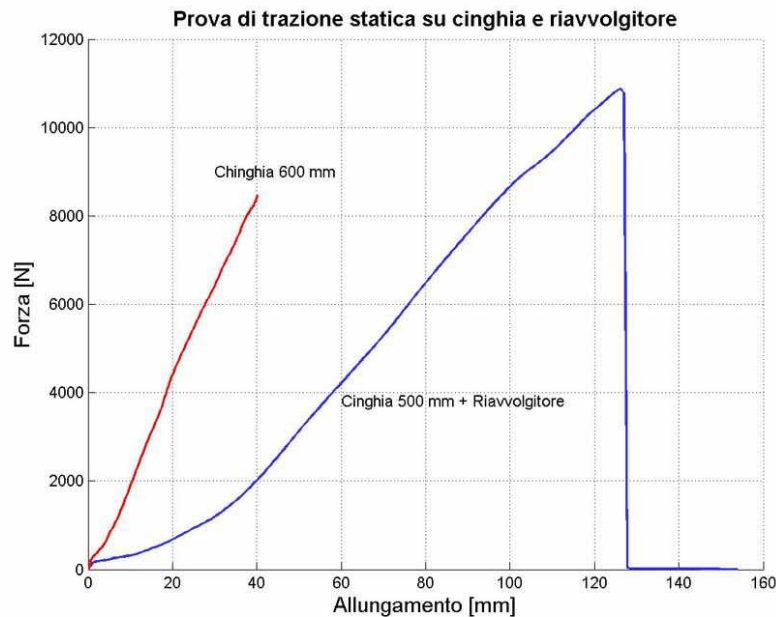


Figura 2.7 - Prova di trazione statica su cinghia e riavvolgitore.

2.3 Caratterizzazione assorbitori

I sedili di tipo aeronautico sono dotati di sistemi di assorbimento di energia (*energy absorbing systems*, EAS) le cui caratteristiche possono essere ottimizzate in funzione dei requisiti. Gli assorbitori utilizzati sul sedile aeronautico delle prove analizzate sono composti da un tubo a sezione circolare e un carrello composto da due rulli vincolati con dei perni. Superato un certo carico il sistema entra in funzione; il carrello scorre sul tubo ed i rulli ne provocano la deformazione plastica dissipando l'energia cinetica. L'assorbitore è il medesimo utilizzato nelle prove sul sedile Martin Baker; il sistema di prova è schematizzato in Figura 2.8 mentre la Figura 2.9 riporta le fotografie dell'allestimento dello stesso.

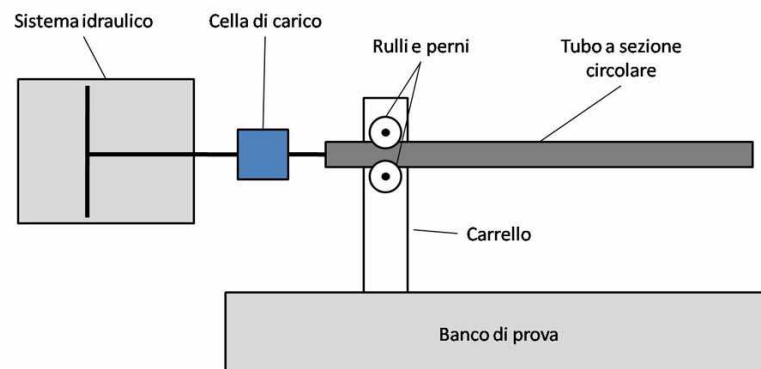


Figura 2.8 - Schema di prova dell'assorbitore.



Figura 2.9 - Sistema di prova dell'assorbitore.

Il comportamento del singolo assorbitore è generalmente disponibile attraverso la curva che mostra la forza in funzione della posizione del carrello (corsa). I dati disponibili, riportati in Figura 2.10, evidenziano inoltre che per velocità di schiacciamento di 4.m/s e 5.m/s la differenza tra le curve è dell'ordine della dispersione statistica fra le prove.

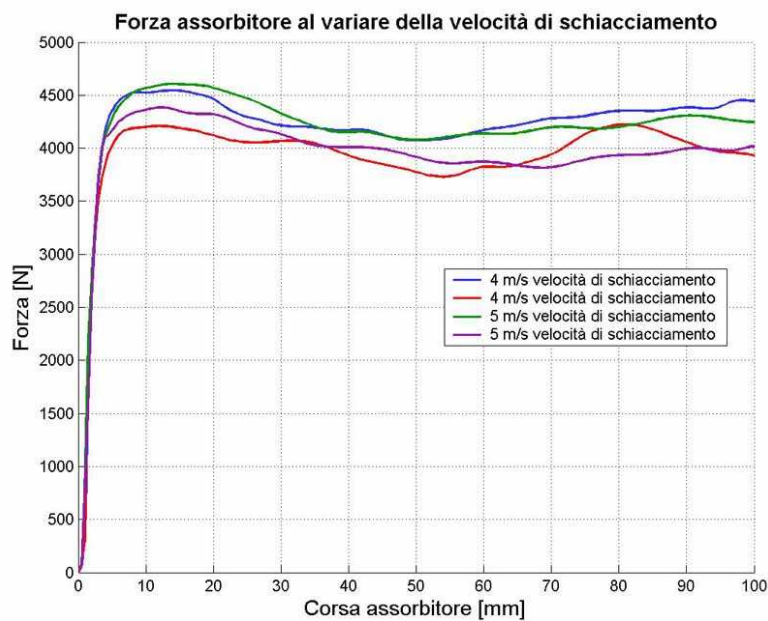


Figura 2.10 - Forza assorbitore al variare della velocità di schiacciamento.

Capitolo 3

Modelli preliminari di manichino antropomorfo e delle prove

Nel capitolo viene illustrato dettagliatamente il modello numerico preliminare di manichino antropomorfo realizzato durante attività di ricerca precedenti questo lavoro di tesi, punto di partenza per il presente lavoro. Si dettagliano poi i modelli delle prove e da ultimo si illustrano i risultati ottenuti.

3.1 Modello ibrido EF/MB di ATD sviluppato presso il DIA

Nel Paragrafo 1.2.4 sono stati presentati una serie di modelli numerici di manichino antropomorfo con differenti caratteristiche e livelli di dettaglio. L'attività che si vuole svolgere è improntata sull'utilizzo di un modello che permetta di svolgere studi preliminari, magari parametrici, e possa essere impiegato in processi di ottimizzazione. Modelli come il GEBOD o alcuni della famiglia MADYMO non consentono di ottenere risultati sufficientemente precisi, mentre altri con elevato grado di dettaglio risultano essere computazionalmente troppo costosi per gli scopi prefissati. Di quest'ultima categoria fanno parte i già citati *FT-Arup Hybrid III 50th Dummy LS-Dyna Finite Element Model* [6] ed il DH350 (sviluppato presso il DIA, Politecnico di Milano) [8; 9]. Il modello sviluppato attraverso tecniche di modellazione ibride presso il DIA [10] si pone come un possibile compromesso fra i modelli semplificati Multi-Corpo ed i modelli di dettagli ad elementi finiti; il modello, implementato per il solutore *Abaqus/Explicit* versione 6.4, consente sia di ricavare informazioni sulla dinamica globale che risultati di dettaglio nelle zone di maggior rilevanza le quali, per le prove aeronautiche, risultano essere gli elementi della spina dorsale lombare dove verrà

poi letto il carico agente. Ulteriore caratteristica di fondamentale importanza per l'attività di tesi è data dalla completa disponibilità del modello e dalla possibilità di modifica dello stesso. In effetti, il modello è soggetto a un continuo processo di messa a punto per passaggi successivi (step). Lo stato dell'arte precedente al lavoro di tesi in esame è identificato dalla versione STEP 8 del modello.

3.1.1 Parti, elementi e proprietà

Il modello sviluppato presso il Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano è ibrido, formato cioè sia da parti definite come corpi rigidi che da parti modellate ad Elementi Finiti. Nella versione STEP 8 il modello, per limitare al massimo i costi computazionali, presenta un'unica zona deformabile: la colonna vertebrale lombare. In Figura 3.1 ed in Figura 3.2 è possibile vedere il modello di ATD STEP8 ed il dettaglio della parte deformabile modellata ad Elementi Finiti (evidenziata in blu).

Tutte le parti del modello, ad eccezione della rachide lombare, sono corpi rigidi. Tuttavia il grado di dettaglio, almeno per quanto riguarda la geometria ed il numero di parti, resta elevato ed ogni corpo viene definito dall'insieme di un set di elementi vincolati a rispettare le leggi di corpo rigido. Tale tecnica consente, in primo luogo, di descrivere con un adeguato dettaglio le geometrie delle parti del manichino, che possono essere coinvolte in interazioni di contatto con altre parti del manichino o strutture esterne. Inoltre, la disponibilità di uno schema a elementi finiti dell'ATD consente, potenzialmente, di scorporare dei gruppi di elementi dal corpo rigido di riferimento e di permettere una modellazione con elementi deformabili di zone limitate, qualora ciò si rendesse necessario. È possibile comunque distinguere una zona esterna (Figura 3.1 a) e una struttura interna (Figura 3.1 b). La prima definisce il rivestimento dell'ATD caratterizzandone la geometria e le superfici utilizzate per i contatti; queste zone sono modellate con elementi solidi a 8 nodi (C3D8R) o 6 nodi (C3D6R) dalle dimensioni tipiche nell'ordine dei 40 mm. La struttura interna è piuttosto complessa e viene realizzata con elementi piastra a 4 nodi (S4R) ed a 3 nodi (S3R) con spessori dell'ordine dei 3 mm. In definitiva è possibile distinguere 28 corpi rigidi composti complessivamente da 8691 elementi.

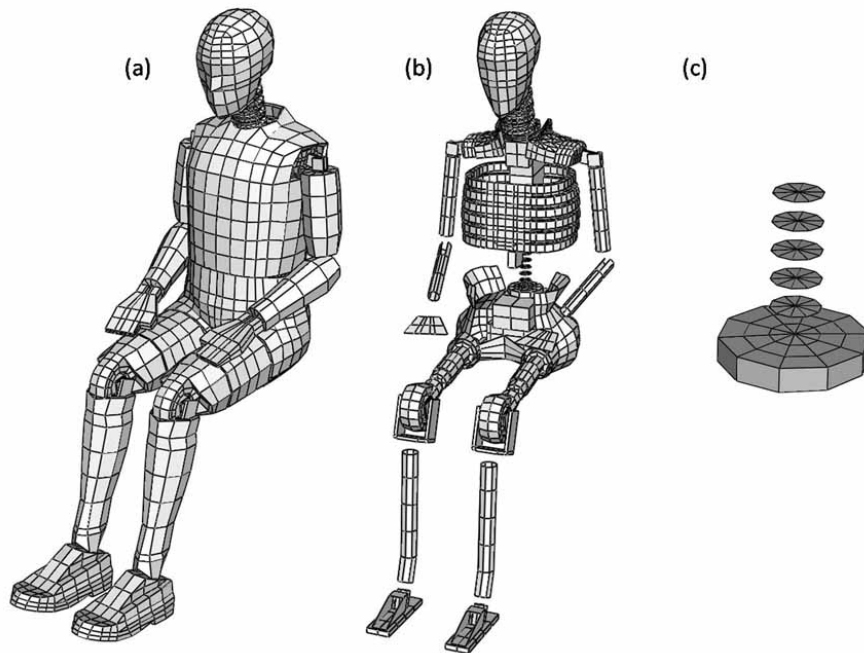


Figura 3.1 - Modello ATD versione STEP 8 elementi rigidi
 a) zona esterna; b) struttura interna; c) dettaglio dei dischi della
 colonna vertebrale lombare.

Il tratto lombare è formato da dischi rigidi (Figura 3.1 c), che rappresentano le vertebre, collegati da opportune coppie di giunti sferici e annegati in un cilindro di materiale deformabile viscoelastico (Figura 3.2 c) in modo da garantire la mobilità della parte. Gli elementi deformabili sono a 8 nodi (C3D8R) ed a 6 nodi (C3D6R) nella zona centrale per un totale di 180 elementi. Il carico lombare viene letto attraverso due elementi cella di carico posti tra l'ultima vertebra e la base rigida della rachide lombare; la somma delle reazioni vincolari con componente parallela alla colonna fornisce il valore della forza.

Le proprietà inerziali delle parti del modello vengono definite in modo da rispettare le caratteristiche dell'ATD *Hybrid III*. Per la zona deformabile della colonna vertebrale il solutore utilizza esclusivamente la densità del materiale che viene attribuita agli elementi. Nella definizione di corpi rigidi le proprietà di massa ed inerziali sono invece solitamente ricondotte direttamente a quelle di un punto, tipicamente il baricentro, che rappresenta quindi il corpo stesso; una seconda possibilità è data dal solutore che calcola la posizione del centro di massa e le inerzie del corpo partendo dalle caratteristiche geometriche e di densità degli elementi che la compongono (opzione *POSITION della card *RIGID BODY).

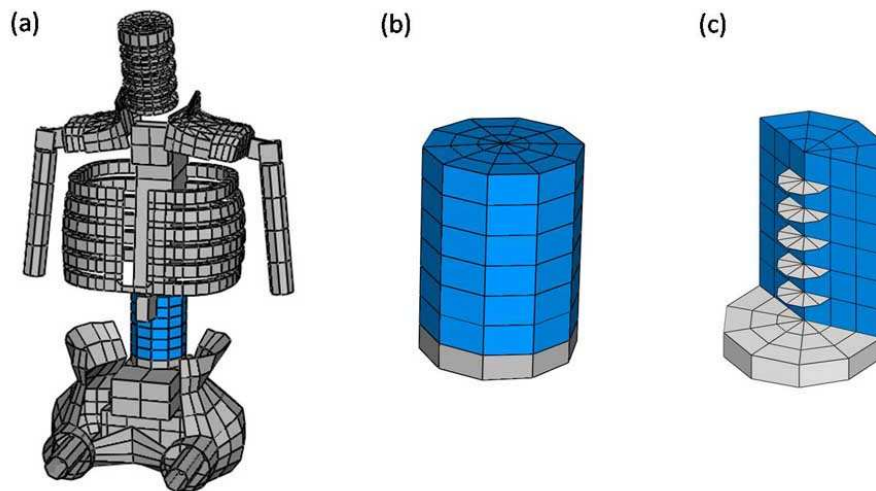


Figura 3.2 - Modello ATD versione STEP 8 elementi deformabili
 a) posizione della rachide lombare nel modello; b) dettaglio della rachide lombare; c) dettaglio dei dischi rigidi annegati nel materiale deformabile.

3.1.2 Materiali

I materiali utilizzati nella versione STEP 8 del modello ibrido dell'ATD sono molteplici soprattutto a causa delle diverse densità delle parti che lo compongono; è possibile però fare una distinzione più generale identificando solo due tipologie: i materiali elastici lineari e quelli viscoelastici. È utile evidenziare come di questi solo i viscoelastici sono effettivamente utilizzati nel modello; infatti dei materiali attribuiti agli elementi che formano i corpi rigidi viene utilizzato solo il valore della densità; la legge elastica non è di fatto sfruttata in quanto sostituita dalla definizione stessa di corpo rigido. Si citano comunque le principali peculiarità dei materiali e le relative *card* per la loro definizione in *Abaqus/Explicit v.6.4*.

Elastici lineari

Per i materiali elastici lineari lo stato di sforzo è completamente definito dalla conoscenza dello stato di deformazione e del tensore elastico secondo la legge:

$$\sigma = D^{el} \varepsilon^{el} \quad , \quad (3.1)$$

Dove σ è il tensore di sforzo, D^{el} è il tensore doppio elastico del materiale e ε^{el} è il tensore di deformazione. La *card* che descrive il comportamento elastico del materiale è *ELASTIC.

Viscoelastici

I materiali viscoelastici, la cui risposta dipende dalla velocità di deformazione, possono sfruttare due tipi di definizione: la prima nel dominio del tempo e la seconda nel dominio delle frequenze. Nella versione STEP 8 del modello ibrido dell'ATD viene utilizzata la prima definizione specificando direttamente i parametri necessari; esiste comunque la possibilità di ricavare i parametri (automaticamente calcolati dal solutore) a partire dai dati provenienti da prove sperimentali. In ogni caso è possibile definire una parte di risposta del materiale non dipendente dalla velocità di deformazione, ad esempio una risposta elastica lineare, distinguendola dalla parte di risposta con comportamento viscoso. Proprio questo tipo di materiale viene utilizzato nel modello per la modellazione della parte di rachide lombare deformabile descritta al Paragrafo 3.1.1 .

In questo caso le *card* impiegate sono: *ELASTIC per la parte a comportamento non viscoso e *VISCOELASTIC con l'opzione TIME=PRONY per la parte a comportamento viscoelastico definito attraverso la specifica diretta dei parametri.

3.1.3 Elementi di collegamento

Per collegare le parti tra loro il modello ATD nella versione STEP 8 utilizza due tipi di elementi di collegamento messi a disposizione dal codice *Abaqus/Explicit*: i connettori ed i *Multi Point Constraints* (MPC).

Connettori

Gli elementi connettori vengono implementati attraverso equazioni di vincolo tra i gradi di libertà del modello secondo il *Metodo dei Moltiplicatori di Lagrange*; con questo metodo il problema risultante è di dimensioni maggiori in quanto vengono aggiunte tante equazioni e tante incognite quanti sono i vincoli imposti. Il modello di ATD sviluppato per Abaqus utilizza connettori di tipo 3D a due nodi (*ELEMENT, TYPE=CONN3D2) per modellare le articolazioni. Attraverso la *card* *CONNECTOR SECTION viene definito il modello di collegamento tra quelli disponibili; in particolare l'ATD numerico considerato utilizza giunti cardanici (CARDAN), cerniere (HINGE o REVOLUTE) e saldature (WELD). Il comportamento degli elementi connettori viene definito nella *card* *CONNECTOR BEHAVIOR determinando così, oltre ai vincoli cinematici, relazioni tra forze e spostamenti (o velocità), attriti, condizioni di rottura e meccanismi di finecorsa o di bloccaggio. Un'altra peculiarità, che deriva direttamente dall'utilizzo del *Metodo dei Moltiplicatori di Lagrange*, è data dalla disponibilità delle reazioni vincolari.

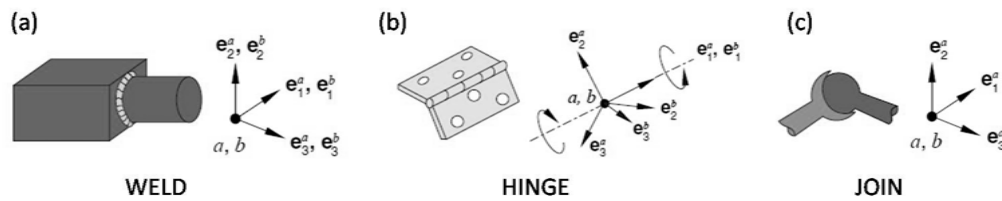


Figura 3.3 - Esempi di connettori disponibili.

Una nota particolare meritano i connettori tra l'ultimo disco della colonna vertebrale e la base della stessa. Questi rappresentano le due celle di carico presenti nella spina dorsale lombare e sono semplici elementi di giunzione 3D a due nodi (CONN3D2 con modello di collegamento JOIN). Il vincolo riguarda solo la posizione relativa tra i due nodi e, per quanto già detto, il collegamento permette di ricavare il carico lombare a compressione.

Multi Point Constraints (MPC)

Il metodo di vincolo *Multi Point Constraints* (MPC) viene utilizzato nella versione STEP 8 del modello in esame per vincolare tra loro i dischi della colonna vertebrale (ad eccezione delle due celle di carico), per il collegamento della mano al resto del braccio e per le parti mobili della spalla. Attraverso un MPC vengono eliminati i gradi di libertà vincolati portando ad una riduzione della dimensione del problema. La differenza sostanziale rispetto ai connettori deriva dall'impossibilità di definire il comportamento del collegamento e di ottenere le reazioni vincolari.

3.1.4 Contatti

Il dettaglio del modello ATD ibrido versione STEP 8 consente di definire correttamente le superfici, elementi indispensabili nella definizione delle interazioni di contatto. I contatti tra superfici appartenenti entrambe all'ATD numerico sono di tipo generico (*CONTACT PROPERTY ASSIGNMENT) ai quali vengono poi attribuite delle proprietà di interazione.

La card *SURFACE INTERACTION permette di includere le proprietà meccaniche di interazione; per i modelli preliminari queste comprendono:

- *Leggi Pressione-Compenetrazione*: In *Abaqus/Explicit* è possibile definire la pressione agente tra due superfici in risposta ad una compenetrazione tra le stesse. La legge può essere scelta tra quelle generali già implementate o definita dall'utente come curva parametrizzata; un'altra scelta possibile, spesso utilizzata nel modello in esame, è quella di fornire una curva tabulando per punti il valore di pressione in funzione della

compenetrazione tra le due superfici (*SURFACE BEHAVIOR, PRESSURE-OVERCLOSURE = TABULAR).

- *Attriti*: Il comportamento è isotropico Coulombiano caratterizzato dal coefficiente d'attrito μ . Viene definito quindi uno sforzo di taglio critico superato il quale le superfici a contatto possono scorrere.

$$\tau_{crit} = \mu p \quad , \quad (3.2)$$

Dove p è la pressione di contatto.

Abaqus/Explicit permette di usare differenti modelli per definire il coefficiente μ ; tuttavia nei modelli preliminari si utilizza la definizione di default (*FRICTION).

- *Smorzamenti*: La forza risultante è in opposizione al moto relativo tra le due superfici interessate ed è espressa attraverso la legge:

$$f_{vd} = \xi \sqrt{4 m k_c} v_{rel} \quad , \quad (3.3)$$

Dove ξ è il rapporto tra coefficiente di smorzamento c ed il suo valore critico c_c , m la massa associata al nodo, k_c la rigidezza nodale di contatto (unità di misura $F L^{-1}$) e v_{rel} la velocità relativa tra le superfici.

Nel modello lo smorzamento è quindi espresso attraverso il coefficiente adimensionale ξ (*CONTACT DAMPING, DEFINITION = CRITICAL DAMPING FRACTION). Da notare che il modello di smorzamento viscoso viene spesso utilizzato nelle analisi esplicite anche per ridurre il rumore sulla soluzione.

3.2 Modelli preliminari delle attrezzature

I modelli delle prove sono tre e rispecchiano le prove sperimentali descritte al Paragrafo 2.1. Elemento comune a tutte è il modello numerico di ATD versione STEP 8, trattato nel paragrafo precedente. La slitta si può considerare perfettamente rigida e questo consente di non modellarla imponendo direttamente le condizioni al contorno al sedile. Il profilo d'accelerazione triangolare viene applicato in corrispondenza del baricentro del sedile, punto di riferimento del corpo rigido e al quale vengono attribuite le proprietà inerziali della parte indeformabile del sedile.

Le interazioni tra l'ATD sviluppato presso il Politecnico di Milano ed i sedili vengono implementate secondo le modalità già discusse al Paragrafo 3.1.4. Oltre ai modelli di attrito e di smorzamento vengono particolarmente sfruttate le leggi

pressione-compenetrazione definite per punti. Così sono modellati i contatti tra l'ATD numerico e la restante attrezzatura di prova (sedili e cinture).

Vengono di seguito presentati i modelli dei sedili e dei sistemi di ritenuta soffermando l'attenzione sugli aspetti di maggiore interesse; nel paragrafo successivo saranno riportati i modelli delle prove *Rig2pti*, *Rig4pti* e *Def4pti* ed esposti i risultati delle analisi numeriche confrontandoli con i corrispettivi dati sperimentali.

3.2.1 Modelli dei sedili

I tipi di sedili utilizzati nelle prove sperimentali sono due: un seggiolino di prova ed un sedile di tipo aeronautico (entrambi descritti al Paragrafo 2.1).

Seggiolino di prova

Il modello del seggiolino di prova è realizzato con le stesse caratteristiche geometriche di quello reale ed è composto da tre parti: la seduta, lo schienale ed il telaio. La seduta e lo schienale sono modellate con elementi piastra a 4 nodi (S4R) di spessore 30 mm e dimensioni caratteristiche della mesh di 20x20 mm; il materiale elastico lineare è acciaio. Il telaio viene modellato come corpo rigido le cui caratteristiche inerziali sono state calcolate attribuendo alla parte la medesima densità del resto del sedile. Il modello è mostrato in Figura 3.4 completo di una porzione di pavimento deformabile modellata con elementi piastra di spessore 30 mm in acciaio i cui nodi sul contorno sono vincolati a traslare e ruotare solidalmente al telaio.

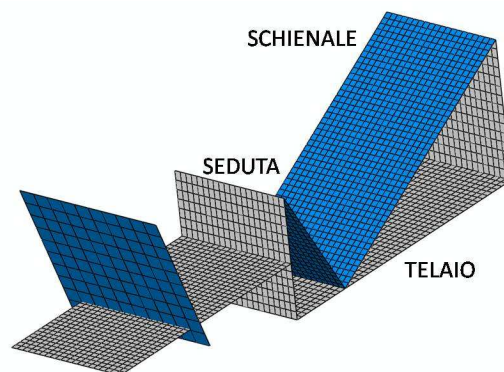


Figura 3.4 - Modello preliminare del seggiolino di prova.

Sedile aeronautico

La modellazione del sedile aeronautico rispecchia, seppur con grosse semplificazioni, quella del sedile Martin Baker descritto nel Paragrafo 2.1.3 . Sia la struttura inferiore che la parte mobile superiore sono modellate come corpi rigidi. La massa totale è di 20 kg, 10 kg attribuiti alla base, e 10 Kg distribuiti fra elementi della seduta, dello schienale ed elementi rigidi della parte mobile superiore. Masse e caratteristiche inerziali dei due corpi rigidi sono concentrate in due nodi di riferimento. Il modello è di seguito rappresentato in Figura 3.5.

Le superfici reali della seduta e dello schienale, necessarie per definire i contatti, sono modellate con elementi piastra deformabili a 4 nodi (S4R) di spessore 15 mm e dimensioni della mesh di 80x68 mm e 80x100 mm rispettivamente per la seduta e per lo schienale. Il materiale è implementato con comportamento perfettamente elastoplastico con modulo di Young $E = 207000 \text{ MPa}$, sforzo di snervamento (a deformazione plastica nulla) di 500 MPa e densità $\rho = 1830 \text{ kg/m}^3$.

Parte superiore e inferiore sono collegate per mezzo di tre elementi di vincolo con comportamento assimilabile a quello di un pattino, che permettono la sola traslazione in una direzione predefinita (*CONNECTOR SECTION con scelta TRANSLATOR). I tre elementi sono equamente spazati in direzione trasversale; questi, riproducendo la guida, consentono solo la traslazione verticale tra parte mobile e parte fissa. In caso di movimento relativo è definita una forza dissipativa funzione della velocità con lo scopo di ridurre le vibrazioni ed introdurre una dipendenza dalla velocità di deformazione.

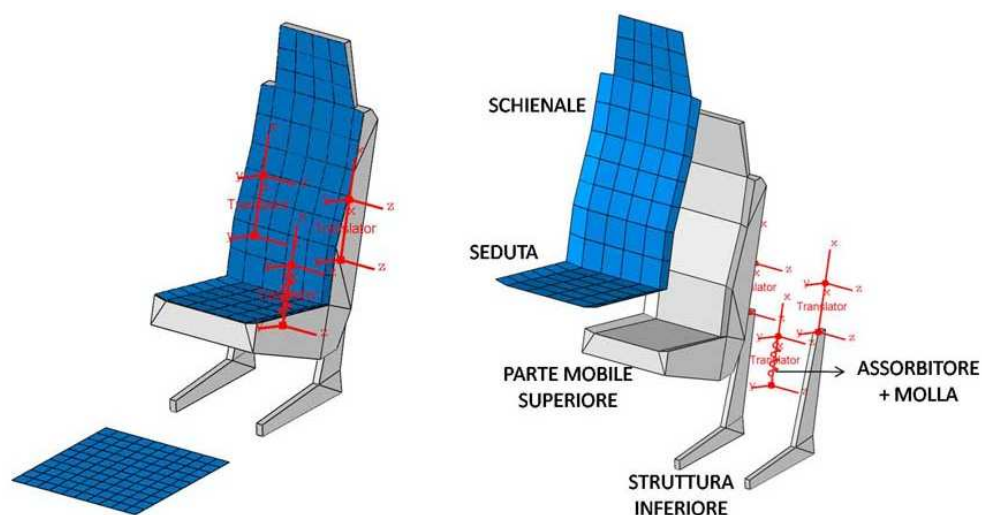


Figura 3.5 - Modello preliminare del sedile aeronautico.

Infine, gli assorbitori sono modellati da due elementi monodimensionali di lunghezza 200 mm le cui caratteristiche sono definite direttamente con un legame forza-spostamento assiale; l'andamento della curva è tipico di un assorbitore ideale con il valore di forza che cresce dal valore nullo a 4250 N nello spazio di 0.2 mm per poi mantenersi costante lungo la corsa restante. In parallelo agli elementi di trave è posta una molla con rigidità nulla fino al valore di corsa di 115 mm che sale poi linearmente in 10 mm fino al valore di 100000 N/mm; questo andamento simula il fondo corsa posto a 120 mm. Il modello del sedile aeronautico ed alcuni dettagli sono mostrati in Figura 3.5; nell'immagine è inoltre visibile la porzione di pavimento deformabile modellata con elementi piastra di 30 mm in acciaio i cui nodi sul contorno sono vincolati a traslare e ruotare solidalmente alla struttura inferiore.

3.2.2 Modelli delle cinture

Le prove sperimentali sono state eseguite utilizzando due tipologie diverse di sistemi di ritenuta; questi, già descritti al Paragrafo 2.1 si distinguono per il numero di punti d'attacco: a due punti la prima ed a quattro punti la seconda. Entrambe le tipologie sono modellate con elementi di trave monodimensionali; tale semplificazione ben si adatta all'utilizzo di una tecnica di modellazione Ibrida in quanto permette una discreta riduzione delle dimensioni del problema.

Sistema di ritenuta a 2 punti d'attacco

Il sistema a due punti è posizionato nella fascia addominale dell'ATD in modo da adattarsi alla geometria del modello di manichino. Gli elementi di trave hanno sezione rettangolare 60x2.5 mm. Le caratteristiche meccaniche sono: modulo di Young $E = 55000 \text{ MPa}$, modulo elastico tangenziale $G = 22916 \text{ MPa}$ e coefficiente di Poisson $\nu = 0.22$. Il sistema è collegato al sedile nella zona di intersezione tra seduta e schienale con due molle precaricate e che esibiscono un legame forza-allungamento non-lineare. Il modello di cintura a due punti di vincolo è applicato alle sole prove con seggiolino ed è visibile al Paragrafo 3.3.1 in Figura 3.6.

Sistema di ritenuta a 4 punti d'attacco

La parte agente sulla zona addominale dell'ATD è identica a quella descritta per il sistema di ritenuta a due punti. Nella zona centrale della cinghia addominale sono collegate poi le due bretelle che salgono lungo il torace del manichino e si collegano alla struttura rigida del sedile per mezzo di due molle non-lineari delle quali è dato il legame forza-allungamento. La modellazione ed il materiale utilizzato per le bretelle è lo stesso impiegato per la cinghia addominale. Le cinture a quattro punti sono utilizzate sia nella prova *Rig4pti* che in quella *Def4pti* ed il modello è visibile ai Paragrafi 3.3.2 e 3.3.3 rispettivamente nella Figura 3.11 e nella Figura 3.16.

3.3 Modelli preliminari delle prove e risultati

Vengono ora presentati i modelli complessivi delle prove. Si procede quindi ad illustrare e commentare la correlazione numerico-sperimentale con i dati presentati al Paragrafo 2.1. Sebbene dalla sperimentazione siano disponibili anche prove su singoli elementi queste risultano utili solo in fase di modellazione. L'unico dato effettivamente confrontabile risulta quindi l'andamento del carico lombare e, nella prova con sedile aeronautico, la corsa dell'assorbitore nel tempo. Tuttavia, oltre alla verifica della correlazione tra questi risultati, è importante garantire il corretto funzionamento del modello in ogni suo aspetto; infatti le prove numeriche devono mantenere un senso fisico e non presentare fenomeni anomali che potrebbero inficiare i risultati nel momento in cui si va ad operare al di fuori delle condizioni di prova, come nelle condizioni che saranno ad esempio presentate nel Capitolo 6 relative ad analisi di impatto di elicotteri in diverse configurazioni e condizioni. Queste considerazioni portano a dover analizzare criticamente anche fenomeni non misurati nelle prove sperimentali. Per non appesantire la trattazione in seguito verranno evidenziati solo gli aspetti critici dei modelli omettendo di riportare una mole eccessivamente dettagliata di risultati.

3.3.1 Prova numerica *Rig2pti*

La prova è caratterizzata dalla presenza dall'ATD *Hybrid III* posizionato sul seggiolino di prova e vincolato a questo del sistema di ritenuta a due punti d'attacco. Nel modello, come è già stato spiegato nei precedenti paragrafi, viene omessa la modellazione della slitta applicando l'accelerazione direttamente al sedile, in Figura 3.6 viene mostrata una sequenza temporale della prova visualizzando sia la modalità d'esecuzione che il comportamento cinematico globale.

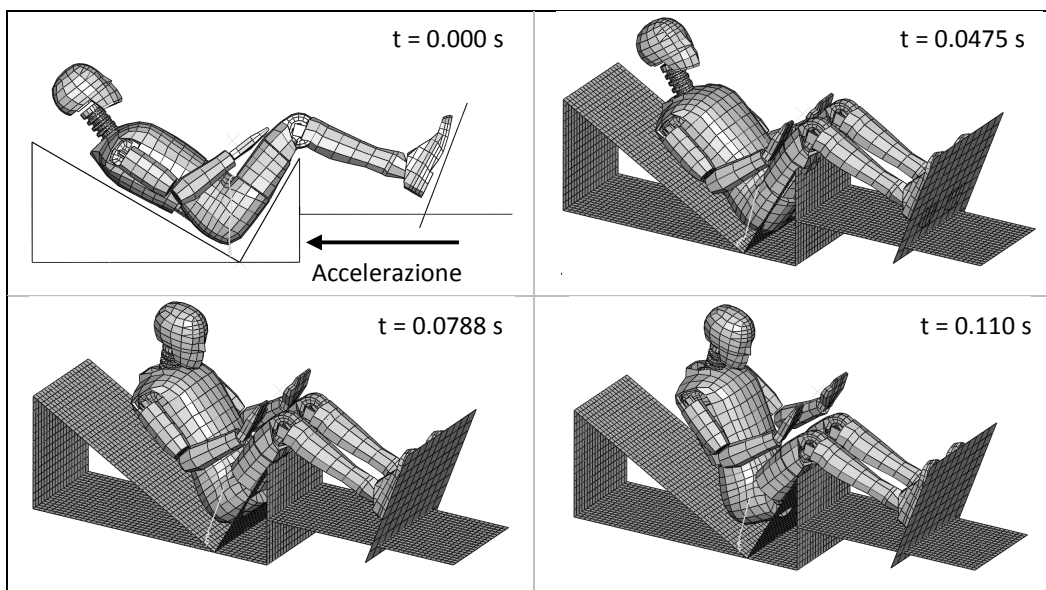


Figura 3.6 - Prova numerica preliminare *Rig2pti*, modalità e comportamento globale.

Si riporta in Figura 3.7 l'andamento del carico lombare confrontandolo con le prove sperimentali. In Figura 3.8 si evidenziano gli andamenti delle forze di contatto che si generano nell'interazione tra i glutei dell'ATD versione STEP 8 e la seduta del seggiolino. Altro risultato importante e critico viene mostrato nella Figura 3.9 dove è osservabile la distribuzione delle pressioni di contatto sulla seduta. Infine in Figura 3.10 si riportano le forze di contatto instaurate tra pavimento e piedi.

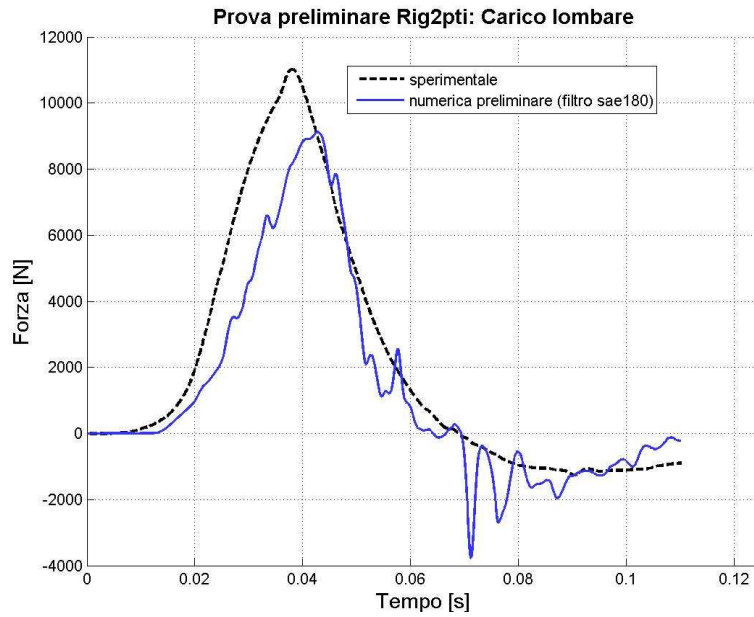


Figura 3.7 - Prova numerica preliminare *Rig2pti*, carico lombare.

La correlazione sull'andamento del carico lombare, seppur non ottimale, sembra essere sufficiente per lo svolgimento di analisi numeriche in fase preliminare di progetto; tuttavia sono evidenti le numerose oscillazioni presenti che portano a ritenere che esistano problematiche di modellazione.

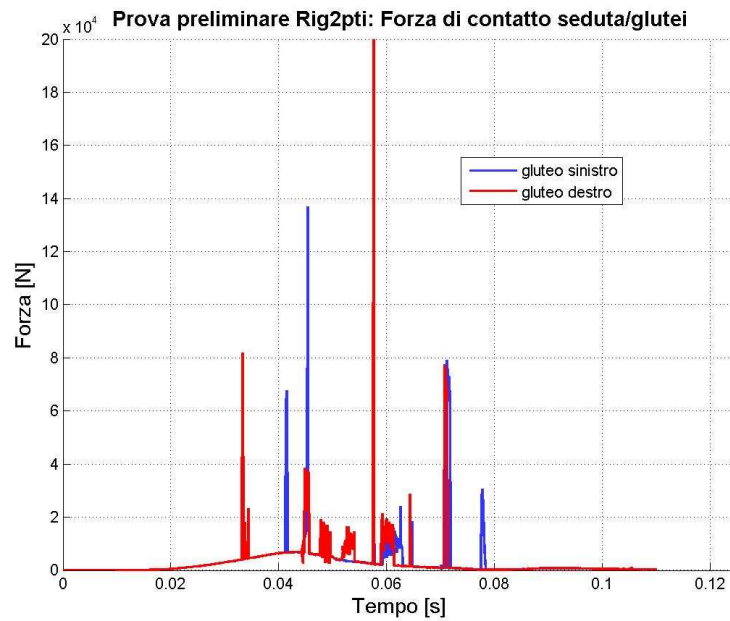


Figura 3.8 - Prova numerica preliminare *Rig2pti*, forze di contatto tra seduta e glutei.

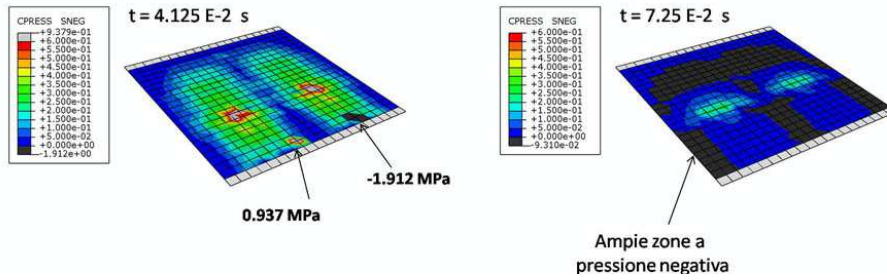


Figura 3.9 - Prova numerica preliminare *Rig2pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

L'andamento delle forze di contatto che si instaurano tra ATD e seduta risultano affette da disturbi ad elevata frequenza che mostrano anche l'esistenza di problematiche legate agli algoritmi di contatto; infatti i picchi di forza che raggiungono quasi impulsivamente valori dell'ordine di 10^6 N non rappresentano alcun aspetto fisico. Anche la distribuzione di pressione non è fisicamente accettabile; infatti si evidenziano concentrazioni quasi puntuali anomale e si registrano in alcuni istanti valori di pressione negativi. A fronte dei risultati riportati nella figura sottostante, un discorso un po' diverso va fatto riguardo al contatto tra pavimento e piedi; le forze scambiate appaiono in questo caso eccessive, in quanto raggiungono valori di circa $1.7 \text{ E}4$, e l'andamento sembra variare sensibilmente in corrispondenza del tempo $t = 0.022 \text{ s}$.

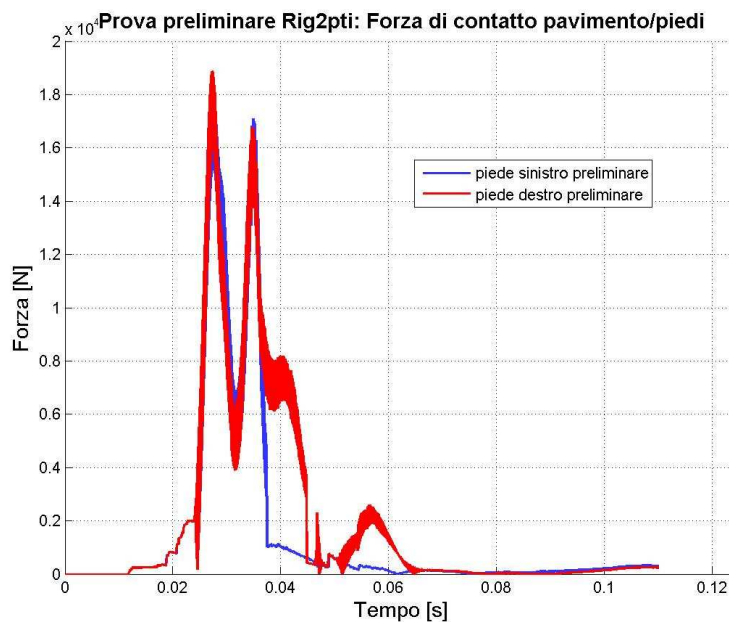


Figura 3.10 - Prova numerica preliminare *Rig2pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

3.3.2 Prova numerica Rig4pti

La prova, come già detto nei precedenti paragrafi, è eseguita posizionando il modello ATD preliminare sul seggiolino di prova al quale viene applicata direttamente la condizione di moto; il sistema di ritenuta è a quattro punti d'attacco. Il modello è mostrato in Figura 3.11.

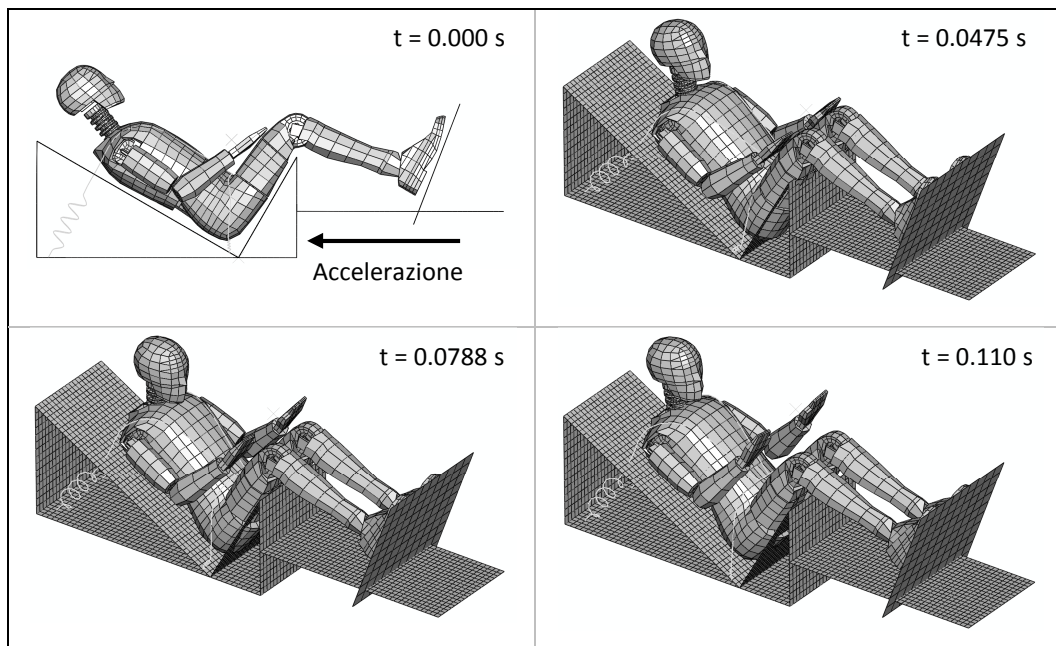


Figura 3.11 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, modalità e comportamento globale.

In modo analogo a quanto già fatto per la prova *Rig2pti* si riportano gli andamenti del carico lombare, delle forze di contatto tra ATD e seduta e le pressioni sulla seduta.

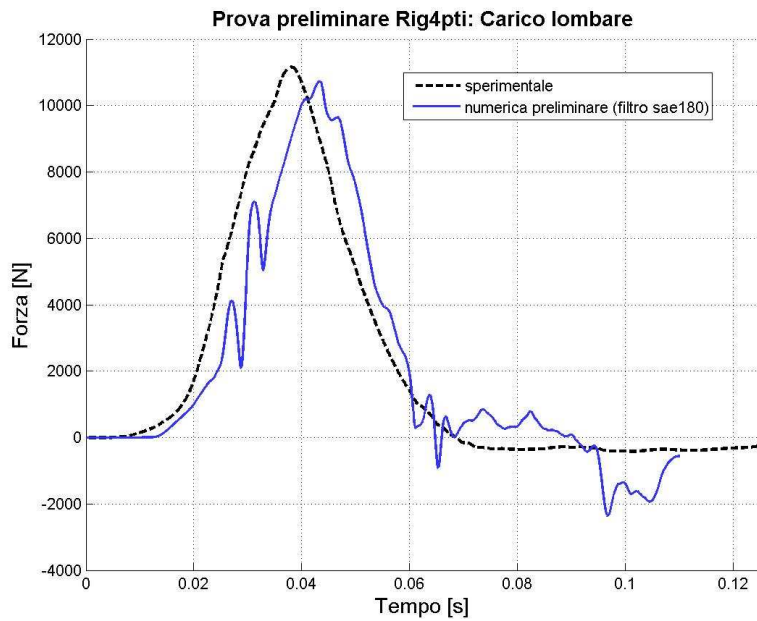


Figura 3.12 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, carico lombare.

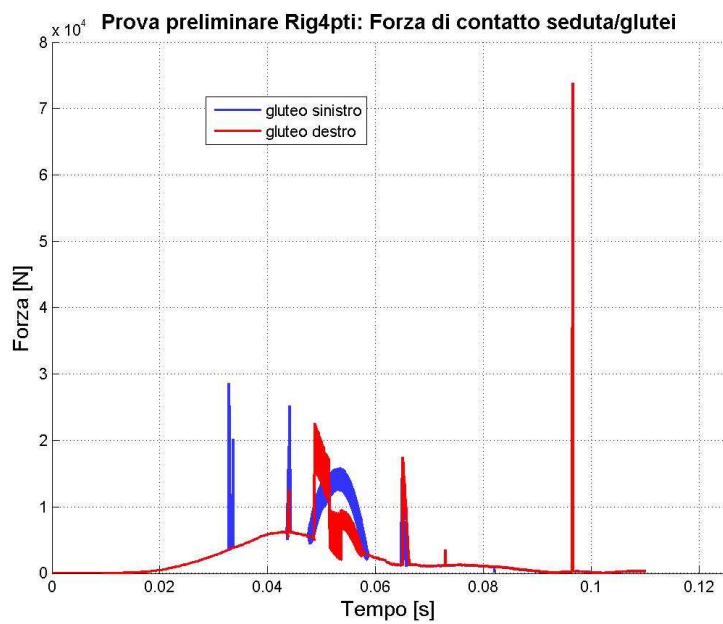


Figura 3.13 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, forze di contatto tra seduta e glutei.

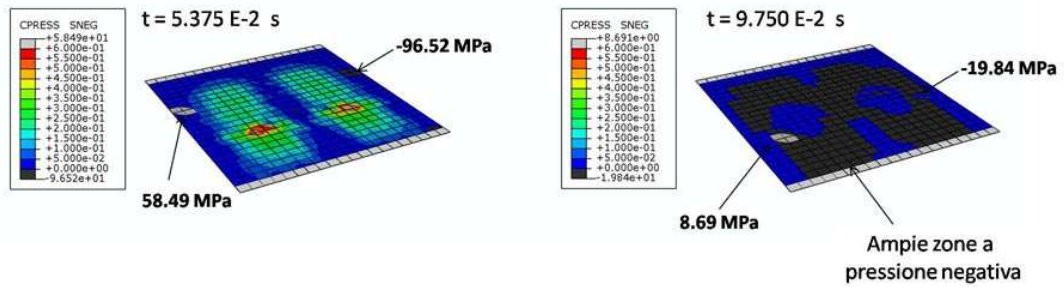


Figura 3.14 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

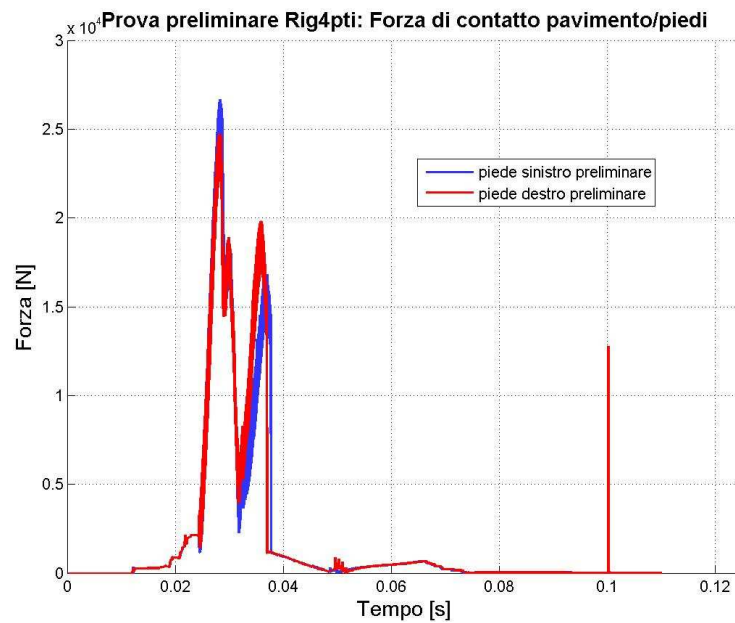


Figura 3.15 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

Le considerazioni che si possono fare sono le stesse già espresse poco sopra nell'analisi dei risultati per la prova *Rig2pti*. I risultati evidenziano quindi problematiche comuni dei modelli fino ad ora presentati.

3.3.3 Prova numerica Def4pti

Il modello ATD versione STEP 8 è in questo caso posizionato sul sedile aeronautico e legato con il sistema di ritenuta a quattro punti. Il profilo di accelerazione è applicato alla struttura rigida inferiore secondo quanto mostrato in Figura 3.16.

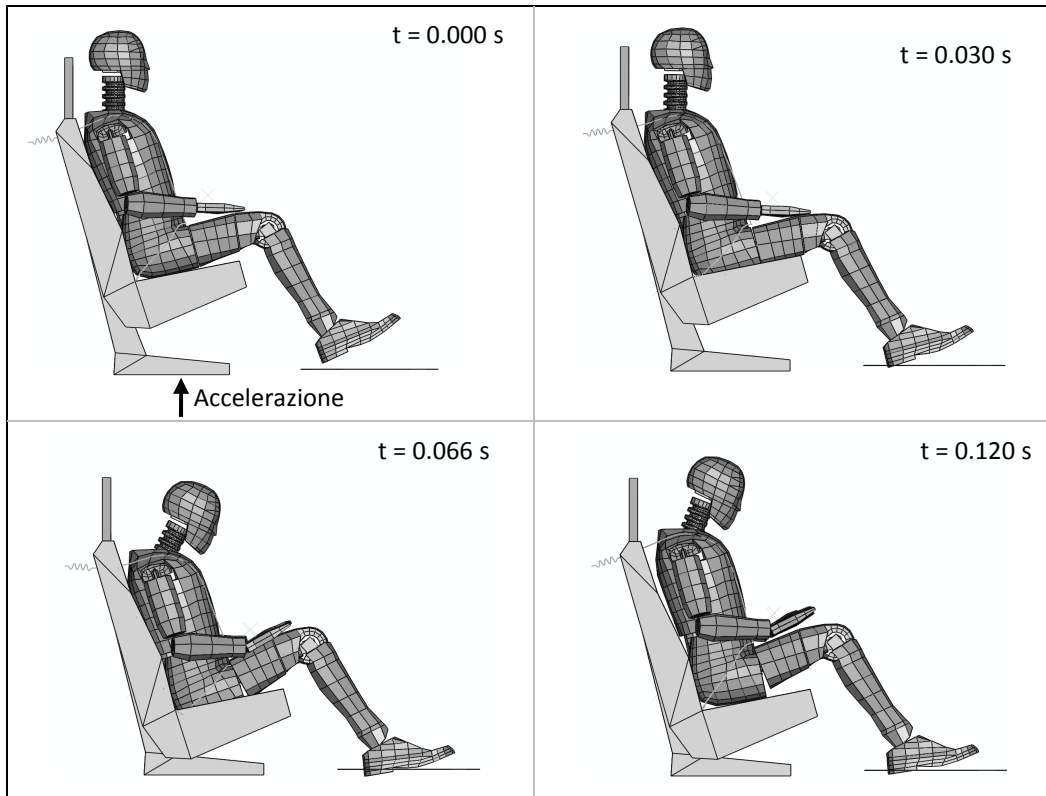


Figura 3.16 - Prova numerica preliminare *Def4pti*, modalità e comportamento globale.

Anche in questo caso si riportano gli andamenti del carico lombare, delle forze di contatto tra ATD e seduta e la distribuzione di pressione sulla seduta. Viene inoltre confrontata la corsa dell'assorbitore.

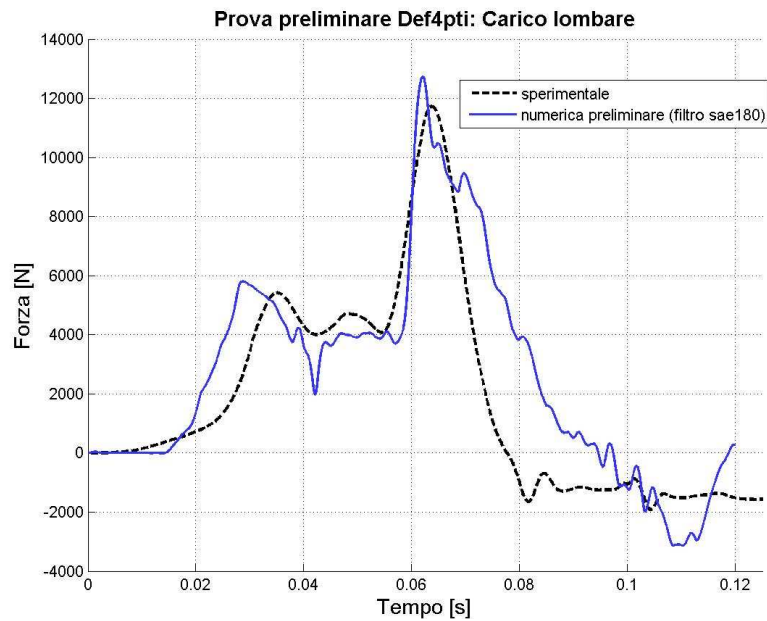


Figura 3.17 - Prova numerica preliminare *Def4pti*, carico lombare.

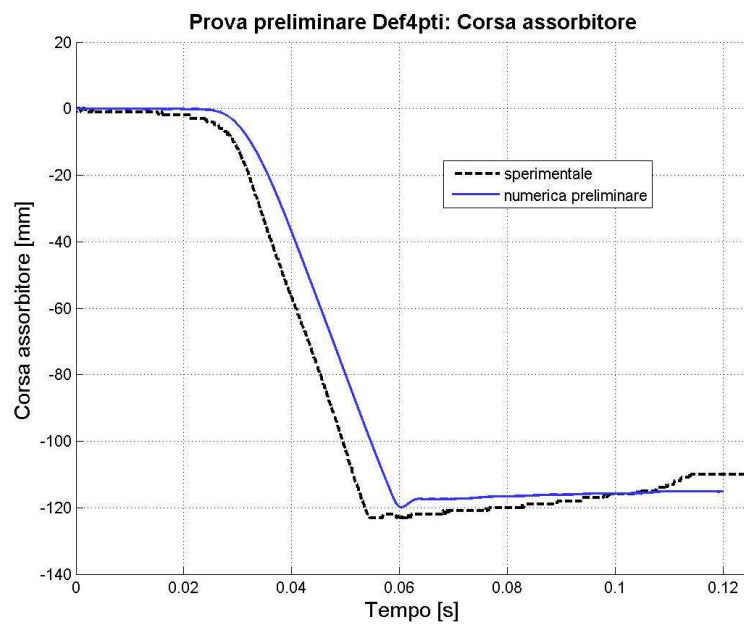


Figura 3.18 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, corsa assorbitore.

L'analisi della risposta è piuttosto complessa ma è comunque possibile evidenziare alcuni aspetti. Complessivamente la correlazione sul carico lombare è sufficiente; il primo picco viene colto in maniera precisa, a differenza di quello dovuto al raggiungimento del fondo corsa. Si evidenzia però una scarsa correlazione nel transitorio iniziale ed in tutta la fase di corsa dell'assorbitore che dovrebbe avvenire a carico circa costante. Analizzando in dettaglio il transitorio iniziale è

possibile ipotizzare che la discrepanza tra i dati sperimentali e quelli numerici possa essere determinata dalla mancata modellazione numerica del cuscino presente sulla seduta del sedile. Tuttavia nel modello analizzato il comportamento di tale componente è inglobato nella definizione dell'interazione; in questo modo, come nel caso considerato, il modello risultante pur essendo più semplice può presentare difficoltà legate alla corretta taratura del comportamento.

Infine è possibile notare la discrepanza tra carico lombare sperimentale e numerico dopo il raggiungimento del fondo corsa. È lecito in questo caso osservare che il *bottoming* è un fenomeno da evitare e che non dovrebbe mai verificarsi nei fenomeni di impatto studiati nel presente lavoro. Quindi, nel caso analizzato, la corretta modellazione del fenomeno e dei meccanismi interessati non risulta essere importante in quanto non rappresenta una condizione in cui è significativo ottenere una buona correlazione a livello di carico lombare. Ovviamente nel caso si intenda studiare il *bottoming* è necessario introdurre un modello adeguato degli stop e tenere conto delle dissipazioni di energia eventualmente legate al raggiungimento del fondo corsa.

Confrontando inoltre l'andamento della corsa dell'assorbitore si evince che il *bottoming* nel caso numerico viene raggiunto con un certo ritardo pari a 0.0059 s.

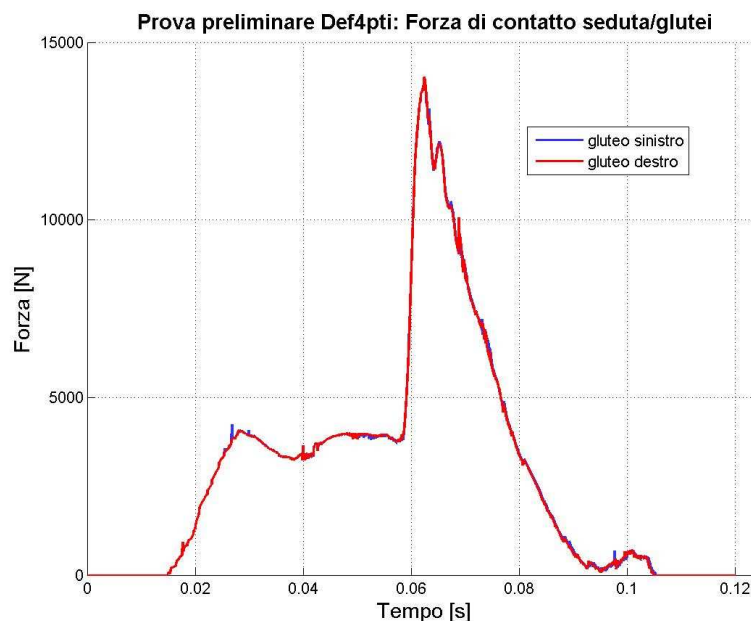


Figura 3.19 - Prova numerica preliminare *Def4pti*, forze di contatto tra seduta e glutei.

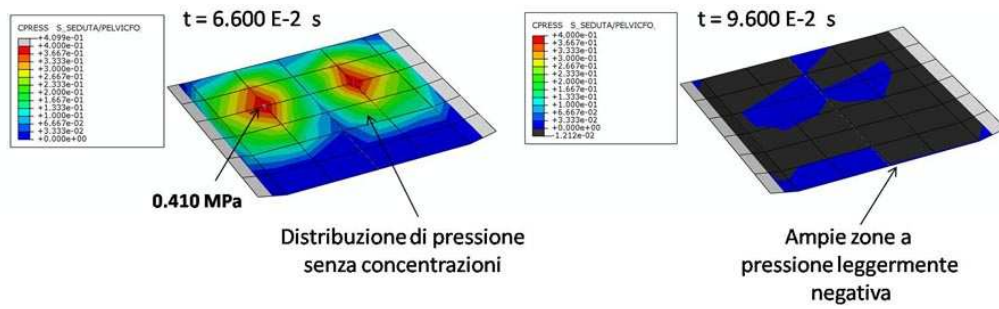


Figura 3.20 - Prova numerica preliminare *Def4pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

Le forze di contatto e le relative pressioni non sono affette da particolari problematiche. Questo aspetto si rivela particolarmente utile per la comprensione dei problemi riscontrati sui modelli preliminari delle prove *Rig2pti* e *Rig4pti*.

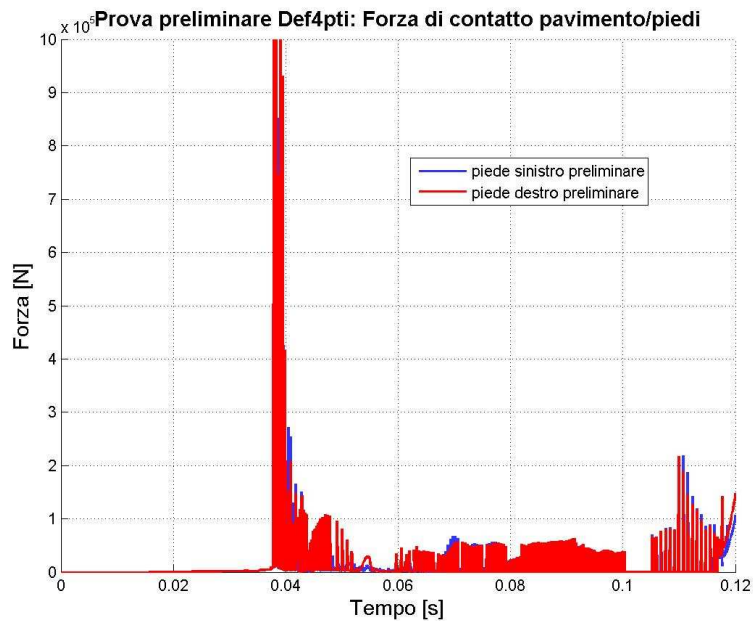


Figura 3.21 - Prova numerica preliminare *Rig4pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

Le forze instaurate tra pavimento e piedi sono affette da evidenti problemi e presentano picchi con ordini di grandezza di 10^6 . L'andamento in questo caso è completamente falsato da questi spike che introducono nei piedi sollecitazioni di eccessiva intensità.

Capitolo 4

Nuovi modelli, correlazione finale e prestazioni

4.1 Nuovo modello di ATD numerico

Il modello di ATD numerico preliminare descritto nel Paragrafo 3.1 ha rappresentato una valida base di partenza per l'intero lavoro. Tuttavia le problematiche evidenziate nell'analisi dei risultati delle prove hanno portato a ritenere indispensabile una valutazione dettagliata degli aspetti critici riscontrati. I primi aspetti toccati hanno riguardato l'aggiornamento del modello e la correzione di alcune imprecisioni riscontrate nello stesso. Successivamente sono state introdotte una serie di modifiche che, come verrà poi esposto nel Capitolo 5, hanno determinato una sensibile variazione dei risultati contribuendo in modo decisivo all'ottenimento di un modello le cui prestazioni sono sensibilmente migliorate. Nel presente paragrafo verranno esposte tutte le modifiche che hanno portato dal modello preliminare a quello finale; una valutazione degli effetti derivanti dall'introduzione delle singole modifiche sarà trattata al Capitolo 5.

4.1.1 Conversione per versioni più recenti del codice solutore

Il modello di ATD numerico preliminare STEP8 è implementato per *Abaqus/Explicit* nella versione 6.4. Essendo tale versione ormai superata il nuovo modello è stato sviluppato per la versione 6.7 resa disponibile dal Politecnico di Milano. La conversione alla più recente versione del software ha necessariamente comportato la modifica di alcune definizioni. Comparando le guide delle due versioni (11; 12) si è verificato che l'unica variazione riguarda la definizione degli attriti degli elementi di collegamento. L'aggiornamento ha dunque comportato la sola ridefinizione delle *card* *CONNECTOR FRICTION.

4.1.2 Inerzie

Le proprietà inerziali dei corpi rigidi sono definite attribuendo ad un punto, tipicamente il baricentro, massa e inerzie. Quest'ultime sono completamente definite dal tensore d'inerzia; data la simmetria del modello rispetto al piano x-z deve risultare che i termini misti I_{xy} e I_{yz} delle corrispettive parti di destra e di sinistra siano di segno opposto. Il modello preliminare di ATD numerico presentava delle incongruenze in questo senso, perciò, ritenendo il contributo di tali termini trascurabile, i loro valori sono stati annullati. Le masse ed i restanti termini del tensore d'inerzia non sono stati invece modificati.

4.1.3 Posizionamento

La posizione relativa tra la zona lombare del manichino numerico e la seduta del sedile ha, come si vedrà in dettaglio nel Capitolo 5, forte influenza sui risultati ed in particolare sull'andamento del carico lombare. Nei modelli preliminari delle prove sussisteva una certa distanza tra il modello dell'ATD e il piano della seduta. Le prove sperimentali non danno nessuna indicazione in merito; tuttavia, dalla documentazione emerge che queste sono state condotte posizionando il manichino a contatto delle superfici del seggiolino e del sedile aeronautico. La condizione iniziale nelle simulazioni numeriche deve rispettare quanto appena detto. Per tale motivo i modelli di ATD vengono posizionati al limite del contatto con le superfici dei seggiolini e del sedile; in questo modo viene rispettata la condizione iniziale in quanto il contatto viene attivato immediatamente. Il posizionamento al limite del contatto prevede comunque che per il primo passo d'integrazione non vi sia interazione tra le parti, evitando così delle condizioni di non equilibrio iniziale e le conseguenti discontinuità nella soluzione già descritte nel Paragrafo 3.1.4 .

4.1.4 Glutei

Il rivestimento dei glutei dell'ATD *Hybrid III* reale è realizzato in materiale vinilico. Come verrà spiegato in questo paragrafo il suo comportamento in *Abaqus/Explicit* può essere modellato come iperelastico attraverso un'opportuna definizione di parametri. Prima di introdurre la descrizione dei materiali iperelastici e delle modifiche introdotte è indispensabile evidenziare che inizialmente le linee guida per la realizzazione del modello intendevano limitare alla sola rachide lombare la zona modella a EF. L'interazione fra glutei e superfici di contatto, che ha importanza rilevante per l'andamento del carico lombare, doveva essere

modellata attraverso un'opportuna legge di contatto. Gli studi effettuati hanno però evidenziato la necessità di introdurre un modello a corpi deformabile della parte. Sfruttando lo schema a elementi finiti disponibile, quindi, i glutei sono stati modellati con una legge costitutiva iperelastica.

Materiali Iperelastici e modellazione in Abaqus/Explicit

Il comportamento iperelastico descrive in modo efficace la risposta di gomme e schiume; un esempio tipico è quello delle gomme naturali, sintetiche e dei materiali elastomerici che, per determinati livelli di sforzo, presentano una capacità di assorbire energia decisamente superiore a quella dei comuni materiali elastici. Le schiume polimeriche lavorano principalmente a compressione e la risposta presenta tre zone caratteristiche, come mostrato in Figura 4.1:

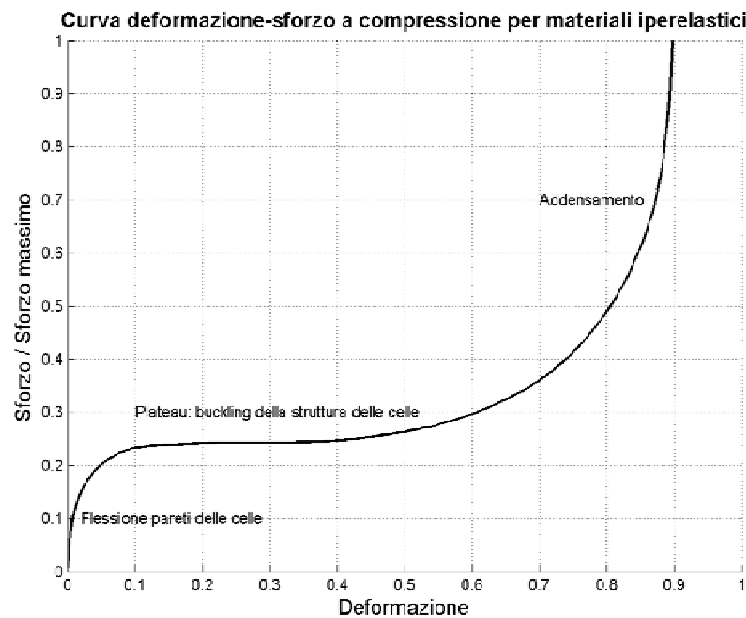


Figura 4.1 - Curva deformazione-sforzo a compressione per materiali iperelastici.

- 1) Per piccole deformazioni (< 5%) il comportamento è di tipo elastico, conseguente alla flessione delle pareti delle celle;
- 2) Segue poi un *plateau* a sforzo pressoché costante, caratterizzato da fenomeni di buckling della struttura delle celle. Per schiume a celle chiuse la pressione del gas intrappolato e lo stiramento membranale incrementa la pendenza del *plateau*;
- 3) Infine vi è una regione di addensamento e impaccamento delle celle con conseguente incremento dello sforzo di compressione. La deformazione nominale a compressione raggiunge solitamente valori tra 0.7 e 0.9.

Il comportamento a trazione è invece caratterizzato da due zone, visibili in Figura 4.2:

- 1) Una zona di deformazione elastica, con comportamento analogo a quello a compressione.
- 2) La seconda zona dove si ha un aumento dello sforzo di trazione provocato dallo stiramento delle celle secondo la direzione dello sforzo agente.

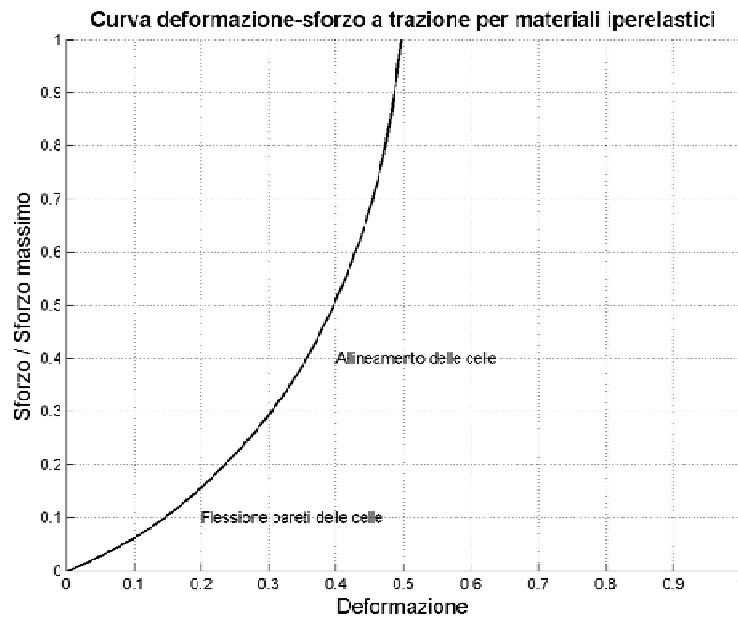


Figura 4.2 - Curva deformazione-sforzo a trazione per materiali iperelastici.

I parametri che caratterizzano il comportamento del materiale possono essere dati direttamente al solutore oppure venire estrapolati da *Abaqus/Explicit* a partire dai dati delle prove sperimentali.

Le *card* necessarie alla definizione di schiume con comportamento iperelastico sono: *HYPERFOAM con la sola opzione per la specifica diretta dei parametri oppure aggiungendo l'opzione TEST DATA INPUT per fornire i dati delle prove; in quest'ultimo caso si deve abbinare almeno una tra le *card* seguenti: *UNIAXIAL TEST DATA, *BIAXIAL TEST DATA, PLANAR TEST DATA, SIMPLE SHEAR TEST DATA, *VOLUMETRIC TEST DATA.

Modellazione glutei e modifiche introdotte

Il rivestimento dei glutei dell'ATD reale è realizzato in materiale vinilico. Tuttavia, per semplificare il modello, nell'ATD della versione di partenza (STEP 8) questa parte è definita come corpo rigido considerando nulla la deformabilità della zona. Un modello di questo tipo, per quanto grossolano, risulta essere comunque sufficientemente efficace a patto di inglobare nell'interazione di contatto l'effetto trascurato. Le prove numeriche preliminari che utilizzano l'ATD versione STEP 8 si basano appunto su tale asserzione ed in particolare questo si riflette sulle leggi di contatto pressione-compenetrazione tra la superficie dei glutei e quelle dei sedili.

Tuttavia appare chiaro come riuscire a descrivere correttamente con un'unica legge il comportamento del contatto e la deformabilità degli elementi è alquanto difficile; in aggiunta si deve considerare la natura e la risposta completamente diversa dei due effetti. Gli andamenti del carico lombare per le prove numeriche preliminari analizzate confermano le difficoltà ipotizzate mostrando una certa discrepanza nel transitorio iniziale. Per questi motivi la modellazione dei glutei adottata nell'ATD preliminare viene abbandonata seppur ad essa si devono riconoscere i pregi di una maggior semplicità ed una minor dimensione del problema risultante.

Come già detto la nuova modellazione del rivestimento esterno dei glutei introduce la deformabilità degli elementi; a tal proposito torna utile la breve presentazione fatta in questo stesso paragrafo sui materiali iperelastici. Infatti per modellare ad elementi finiti la zona d'interesse è necessario attribuire alla parte un materiale definendone le proprietà elasto-meccaniche. Queste vengono definite in *Abaqus/Explicit* secondo le modalità già citate poco sopra.

Per reperire il maggior numero di informazioni possibili si sono sfruttate le informazioni del modello di ATD ad elementi finiti DH350 sviluppato presso il Politecnico di Milano (citato al Paragrafo 1.2.4) e dal quale l'ATD versione STEP 8 discende. La parte trattata risulta in definitiva modellabile attraverso un materiale di tipo schiuma iperelastica (*HYPERFOAM) le cui caratteristiche sono definite attraverso i dati di una prova assiale e di una prova a taglio (Figura 4.3 e Figura 4.4); la densità attribuita è di $\rho = 900 \text{ kg/m}^3$. Al set di elementi corrispondenti è stato associato tale materiale eliminando la definizione di corpo rigido.

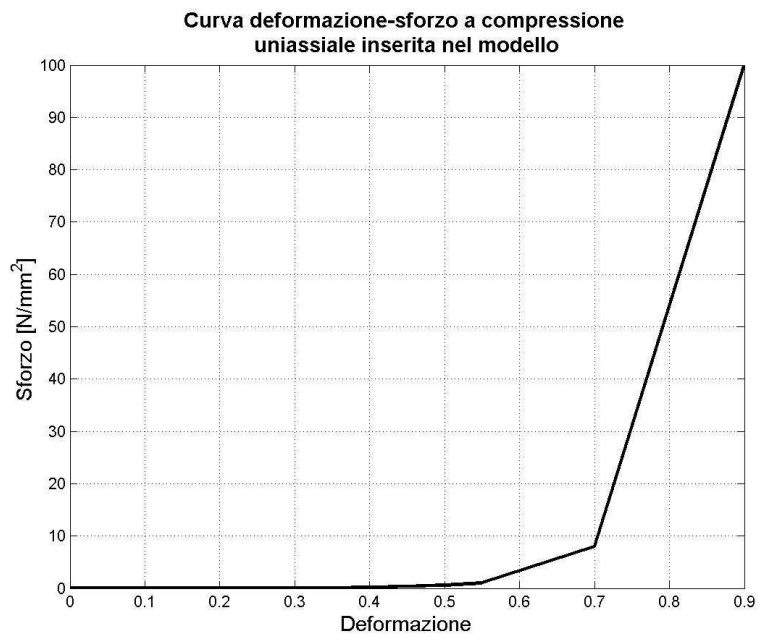


Figura 4.3 - Curva deformazione-sforzo a compressione inserita nel nuovo modello numerico.

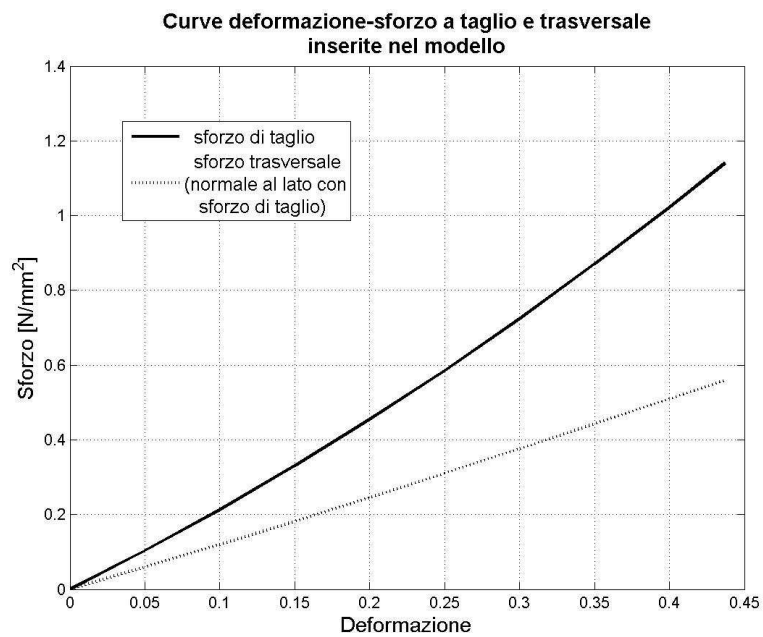


Figura 4.4 - Curve deformazione-sforzo a taglio e trasversale inserite nel modello.

In Figura 4.5 viene mostrata una sequenza temporale della simulazione mostrando per la prova *Def4pti* la deformazione degli elementi.

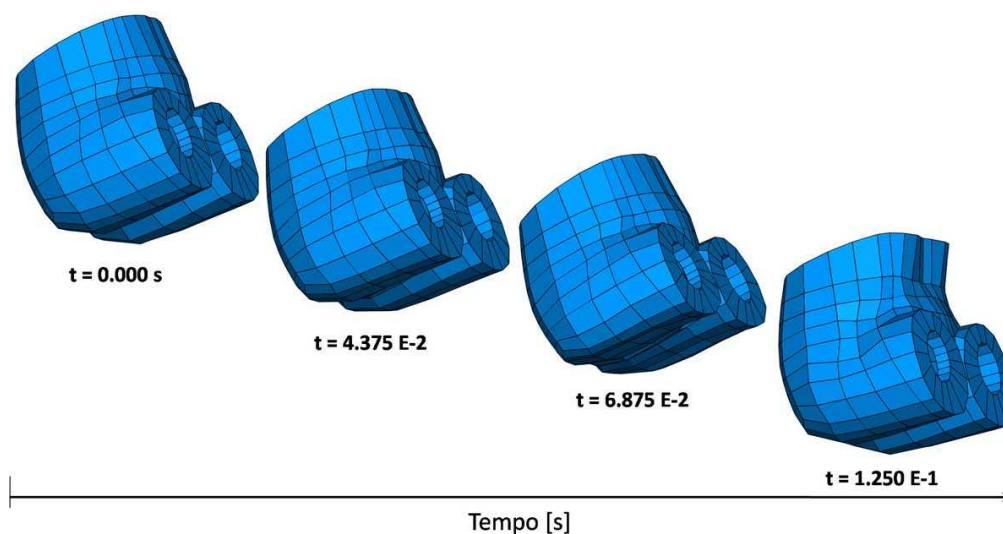


Figura 4.5 - Sequenza temporale della deformazione degli elementi dei glutei nel nuovo modello

La nuova modellazione ha consentito di separare i contributi dipendenti dall'interazione di contatto da quelli inerenti la deformazione della carne dei glutei.

4.1.5 Cella di carico

Di seguito vengono analizzate le modifiche introdotte alla cella di carico dell'ATD numerico. Si confrontano dunque la cella di carico presente sul modello preliminare e la nuova modellazione della stessa descrivendo le variazioni che hanno portato al modello finale.

Come accennato al Paragrafo 3.1.3, la cella di carico per la lettura del carico lombare nel modello ADT preliminare è formata da due elementi connettori a due nodi (CONN3D2) posti in parallelo l'un l'altro ed orientati secondo la direzione della spina dorsale. Questi hanno caratteristiche CONNECTOR SECTION di tipo JOIN e, per come definiti, possono trasmettere solo forze (e non momenti).

I due elementi sono posizionati in modo simmetrico rispetto al piano x-z, piano di simmetria del manichino. Per ciascuno il nodo master è collegato rigidamente con la base della colonna vertebrale (LUMBARSP richiamando la nomenclatura usata nel modello) mentre lo slave è collegato rigidamente con il primo disco della colonna stessa (LMBRLOW). Entrambe le parti connesse sono modellate come

corpi indeformabili, dei quali quindi i nodi master e slave entrano a far parte. La Figura 4.6 mostra la zona descritta e lo schema di collegamento evidenziando con lo stesso colore gli elementi e/o i nodi collegati rigidamente tra loro.

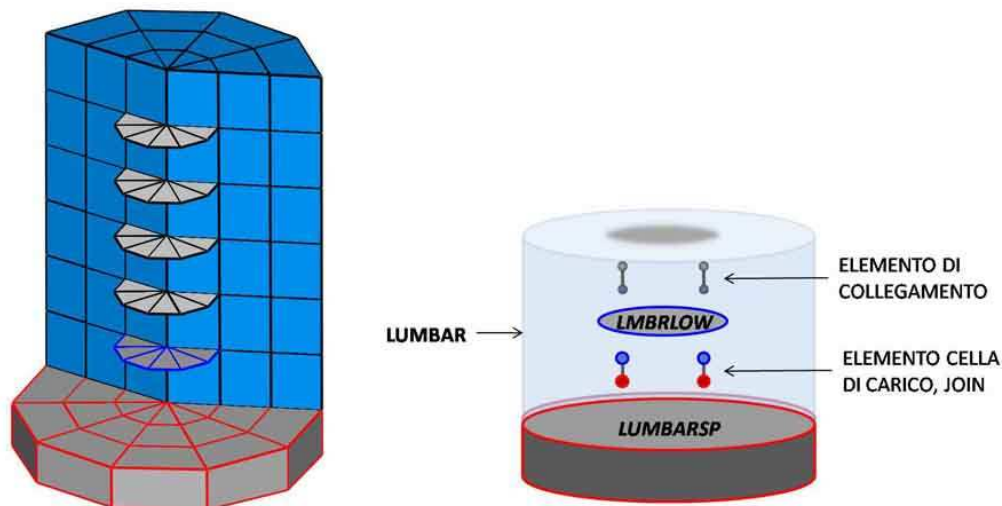


Figura 4.6 - Cella di carico del modello ATD versione STEP8 e schema di collegamento.

I collegamenti della spina dorsale, compresa la cella di carico, consentono al manichino la sola flessione in avanti ed in dietro. Grazie alla loro particolare posizione, i due elementi della cella dovrebbero consentire la corretta lettura della forza assiale depurandola dalle forze di reazione che contrastano la flessione laterale.

Questa cella presenta però alcune problematiche; infatti la lettura sui singoli elementi è affetta da rumore e presenta picchi di carico concentrati estremamente elevati, *spike*, dovuti alle reazioni che contrastano la flessione laterale. Gli *spike* spesso non si elidono neanche a seguito della somma algebrica delle forze dei due elementi. L'elaborazione del risultato passa dunque attraverso un'operazione di somma delle due letture seguita da un filtraggio di tipo *sae180*. In ultimo, ma non per questo di minor importanza, è evidente dallo schema riportato in Figura 4.6 come le due celle di carico siano poste in parallelo tra loro ma anche che parte del carico può essere trasmesso fino alla base della colonna attraverso gli elementi deformabili. Quest'ultimo aspetto si ripercuote irrimediabilmente sull'andamento del carico lombare influenzando anche il valore di picco.

La nuova cella di carico prevede un singolo elemento in grado di fornire oltre alle forze di reazione anche il valore dei momenti secondo i tre assi del sistema di riferimento allineato con la spina dorsale. Per chiarezza e per un immediato

confronto con il precedente modello, in Figura 4.7 si illustra subito la zona interessata ed il nuovo schema di collegamento nel quale gli elementi e/o i nodi con lo stesso colore sono collegati rigidamente tra loro.

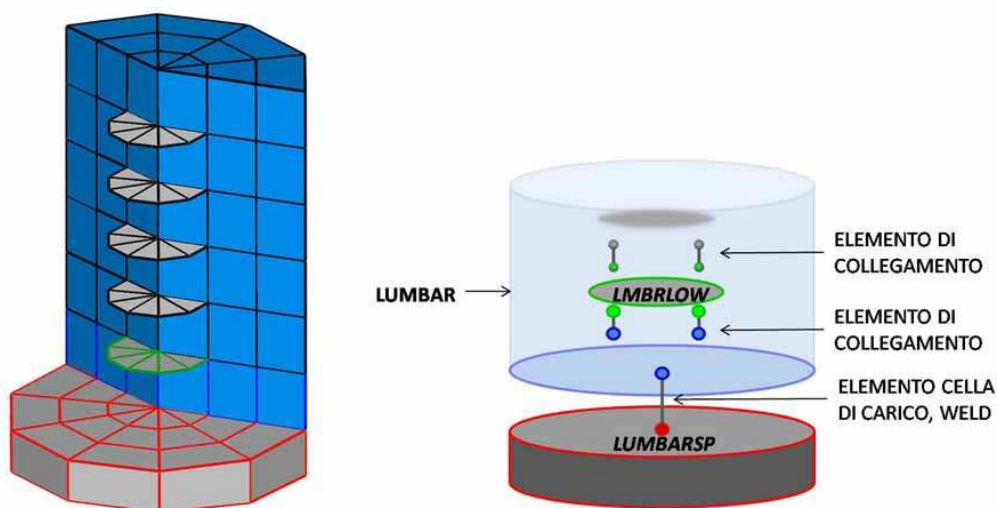


Figura 4.7 - Nuova cella di carico e schema di collegamento.

Per introdurre la nuova cella di carico la topologia degli elementi della spina non è stata alterata, seppur, come si nota in Figura 4.7, i vecchi elementi della cella di carico sono ora dei semplici elementi di collegamento identici a quelli disposti lungo tutta la spina dorsale. La cella di carico è ora formata da un singolo elemento connettore a due nodi in grado di reagire sia a forze che a momenti (CONN3D2 con proprietà WELD).

Nella vecchia modellazione i nodi della base inferiore (LUMBAR) e della base superiore (LUMBASP) erano i medesimi; l'introduzione della nuova cella ha necessariamente comportato la distinzione completa delle due parti. I due sottoinsiemi di nodi risultano ora coincidenti ma distinti.

L'utilizzo di un singolo elemento per la nuova cella di carico non solo permette una lettura immediata del carico lombare ma consente anche di conoscere i momenti agenti sulla spina lombare. Inoltre, mentre nel modello di cella dell'ATD versione STEP 8 parte del carico poteva essere trasmesso attraverso gli elementi deformabili, la nuova modellazione del collegamento risolve il problema.

4.2 Nuovi modelli delle cinture e dei sedili

Nel presente paragrafo vengono espone in modo dettagliato le modifiche introdotte nei modelli delle prove. Il sistema dinamico considerato è infatti composto sia dal modello numerico di ATD che da una serie di attrezzature. In precedenza sono già state discusse le modellazioni di tutti quegli elementi riguardanti l'ATD numerico; ora si passa quindi ad analizzare gli altri elementi. Infatti ai fini della risposta giocano un ruolo fondamentale anche i modelli delle attrezzature di prova. Attraverso i contatti si vengono a creare forti interazioni tra le parti del sistema così che anche le modifiche alle parti che interagiscono con l'ATD portano ad una variazione sul risultato.

In particolare le attrezzature che hanno subito le modifiche più importanti sono le cinture di sicurezza, i seggiolini di prova e gli assorbitori del sedile aeronautico. Come già fatto nel precedente paragrafo, di seguito verranno espone tutte le modifiche introdotte nel modello finale senza analizzare come queste hanno influenzato il risultato stesso; l'analisi di sensitività rispetto alle modifiche apportate verrà invece espone nel Capitolo 5.

4.2.1 Cinture

I sistemi di ritenuta e la loro modellazione sono già stati presentati rispettivamente al Paragrafo 2.1 ed al Paragrafo 3.2.2 ; tuttavia è bene richiamare alcuni aspetti focalizzando l'attenzione su dettagli particolari. Perciò di seguito viene ripresa la modellazione delle cinture del modello preliminare e successivamente si passa alla descrizione delle modifiche che portano ai nuovi modelli dei sistemi di ritenuta.

Per non appesantire troppo la trattazione precedente sui modelli di cinture si è trascurato di esporre in modo accurato la discretizzazione adottata. Focalizzando l'attenzione su questo aspetto si nota che la *mesh* della cintura ventrale presenta una non-uniformità in corrispondenza dell'elemento centrale che risulta essere di dimensioni decisamente ridotte rispetto agli altri elementi, 11 mm contro 25 mm. Si evidenzia il fatto che tale elemento è anche quello critico nella determinazione del passo d'integrazione delle prove numeriche.

È bene fare anche un richiamo sul tipo di materiale di modellazione; le caratteristiche del materiale inserite nel modello preliminare sono state poste in un primo momento simili a quelle del nylon, tuttavia per controllare i tempi di calcolo nel modello versione STEP 8 le caratteristiche sono state poi alterate

(vedere Tabella 4.1) introducendo in particolare un valore di densità pari a 12000 kg/m^3 che perciò appare irrealistico.

Nella descrizione dei nuovi sistemi di ritenuta vengono trattate le modifiche introdotte e le conseguenze derivanti dalla loro introduzione. Andando per ordine si tratta la modifica apportata alla *mesh* della cintura ventrale. La discretizzazione è stata modificata in modo tale da rendere le dimensioni degli elementi tutte paragonabili fra di loro; in particolare sono stati spostati i nodi appartenenti all'elemento critico ottenendo così dimensioni caratteristiche degli elementi del set delle cinture che vanno da 20 mm a 25 mm. La Figura 4.8 confronta la nuova *mesh* con quella adottata nelle analisi preliminari. L'impiego dei nuovi modelli si ripercuote favorevolmente sui tempi di calcolo infatti, secondo quanto già richiamato al Paragrafo 1.4.4 Equazione 1.4, la dimensione degli elementi influenza in maniera diretta il passo d'integrazione. In questo caso si vede come la nuova discretizzazione consente di raddoppiare il valore del *time step*.

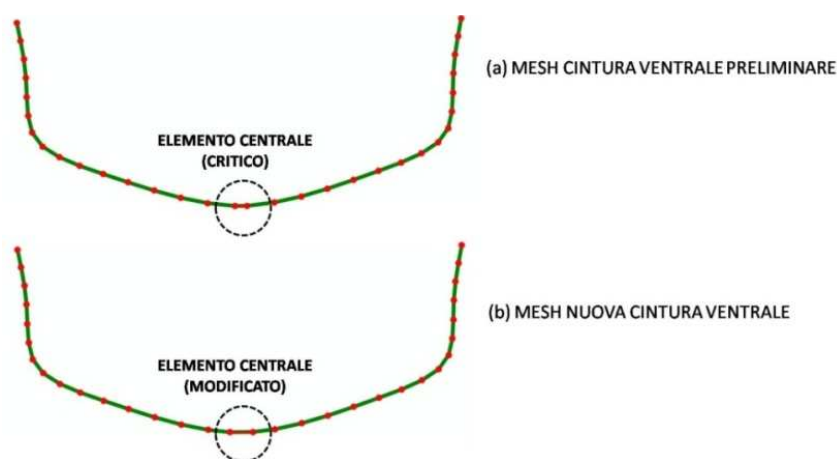


Figura 4.8 - Confronto modellazione cinture
a) *Mesh* cintura ventrale preliminare; b) *Mesh* nuovo modello.

Toccano ora il punto riguardante il materiale di modellazione: questo è stato modificato attribuendo le caratteristiche elastiche derivanti dalle prove sperimentali disponibili (Paragrafo 2.2) e inserendo una densità pari a quella del nylon. In Tabella 4.1 si riassumono le caratteristiche dei modelli preliminari delle cinture e dei nuovi modelli.

Tabella 4.1 - Confronto caratteristiche del materiale di modellazione delle cinture di sicurezza.

Confronto materiale di modellazione cinture di sicurezza			
Caratteristica	Unità di misura	Modello preliminare cinture	Nuovo modello cinture
Densità	ρ [kg/m^3]	12000	1240
Modulo elastico	E [MPa]	55000	880
Modulo elastico tang.	G [MPa]	22917	338

4.2.2 Sedili

La modellazione dei sedili nelle prove eseguite con il modello versione STEP 8 è già stata presentata al Paragrafo 3.2.1 . Nei risultati esposti al Paragrafo 3.3 appare evidente come esistano problematiche legate al contatto tra l'ATD numerico e le superfici dei sedili. Tuttavia si nota anche una tendenza particolare sul modello di sedile aeronautico deformabile per il quale non sembrano sussistere tali problematiche.

Analizzando le differenze tra i modelli preliminari di sedile aeronautico ed di seggiolini di prova appare evidente la differente discretizzazione adottata sulla seduta e sullo schienale; dalla teoria [11] emerge anche la necessita di diversificare la *mesh* delle superfici a contatto infittendo/diradando quella definita come *slave/master*. Per questo motivo sono stati aggiornati i modelli dei seggiolini di prova.

Siccome le superfici dei sedili sono definite come *master* necessitano di un'accuratezza inferiore; i nuovi modelli differiscono dai precedenti per le dimensioni tipiche degli elementi della seduta e dello schienale, ora nell'ordine di 72x82 mm, mentre la *mesh* per le superfici *slave* dell'ATD numerico sono rimaste invariate. Questo ha permesso di correggere il rapporto tra le dimensioni tipiche degli elementi appartenenti alla superficie *master* e quelli appartenenti alla *slave*.

In Figura 4.9 viene confrontata la nuova discretizzazione dei seggiolini di prova con quella impiegata nei modelli preliminari; si rammenta che sul sedile aeronautico era già presente una *mesh* più rada e perciò questa non è stata modificata.

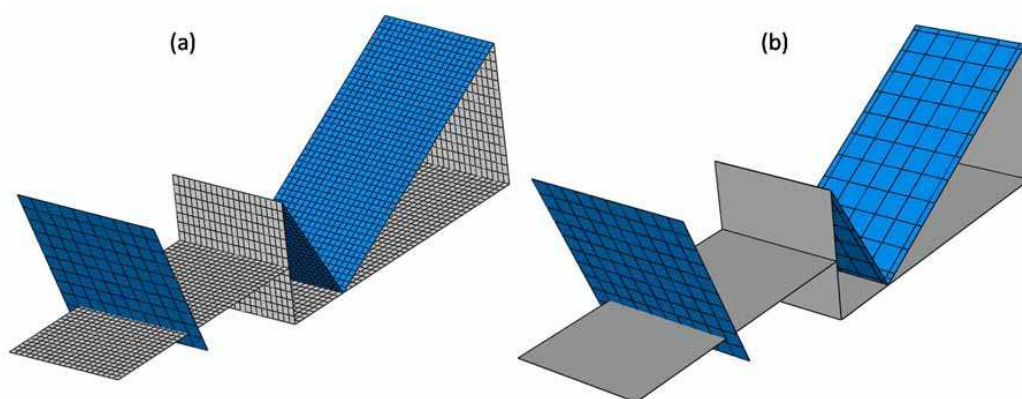


Figura 4.9 - Confronto modellazione seggiolini di prova
a) Modello preliminare; b) Nuovo modello.

4.2.3 Assorbitori

La modellazione del sistema di assorbimento riguarda ovviamente il solo sedile aeronautico. Il sistema è già stato descritto nel Paragrafo 3.2.1 ed i dati sperimentali disponibili sono trattati al Paragrafo 2.3. Inoltre, come visto al Paragrafo 3.2.1, le caratteristiche degli assorbitori vengono definite fornendo direttamente al solutore il legame forza-spostamento. Si richiamano nel seguito alcuni aspetti dei modelli preliminari di assorbitori e il nuovo modello introdotto.

Confrontando il legame adottato nei modelli preliminari con i dati sperimentali si nota che questi si scostano l'uno dall'altro. Data l'importanza dell'elemento analizzato anche una minima differenza influenza in modo rilevante la risposta del sistema e quindi ha riscontri importanti sui risultati finali. In Figura 4.10 sono confrontate la curva sperimentale e quella modellata nello modello preliminare sviluppato presso il Politecnico di Milano.

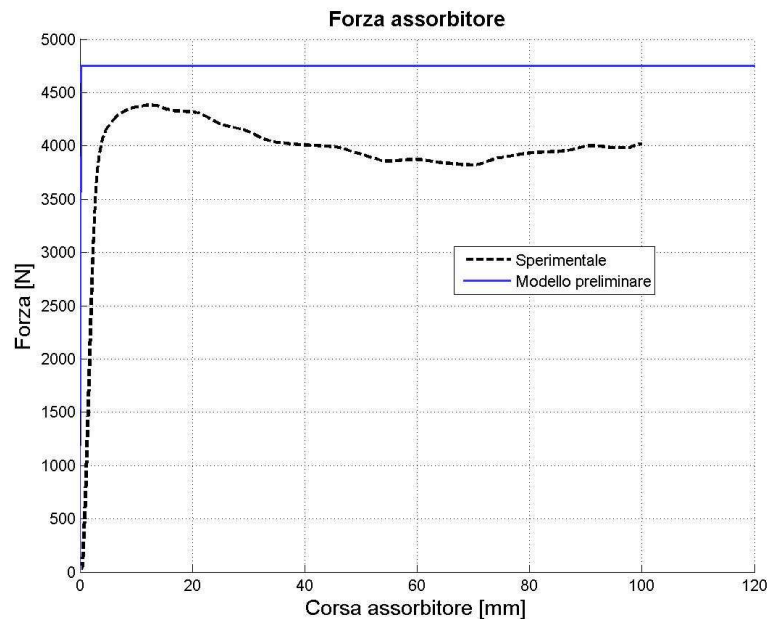


Figura 4.10 - Modello assorbitore preliminare, confronto con i dati sperimentali del legame corsa-forza.

Un altro elemento presente nel modello è la molla che simula il fine corsa; al raggiungimento del valore di fondo corsa la molla viene attivata rallentando in un breve spazio il moto della parte mobile del sedile. La molla fornisce una risposta oscillatoria e quindi, includendo il contributo delle forze d'attrito e degli smorzamenti modellati, l'arresto completo del sedile modellato avviene in seguito ad un transitorio. Tuttavia non sono disponibili dati specifici riguardanti il comportamento dei fondo corsa, quindi l'introduzione della molla è di sicura efficacia ma appare abbastanza discutibile.

Il modello del legame forza-spostamento degli assorbitori è stato modificato per renderlo più vicino a quello reale. Come mostrato in Figura 4.11 sono state implementate due curve differenti: la prima, più semplice e contraddistinta dalla dicitura *IDEALE* a pedice, dopo la zona iniziale in cui la forza cresce presenta un andamento costante della forza al variare lungo la corsa. La seconda curva, contraddistinta dalla dicitura *REALE*, è invece più accurata e segue quella ricavata sperimentalmente. In questo modo è stato possibile verificare l'influenza dei modelli di assorbitore sulla risposta del sistema.

È poi stato modificato il metodo di implementazione del fondo corsa sostituendo la molla con un semplice stop tarato per attivarsi al raggiungimento di una corsa pari a 120 mm.

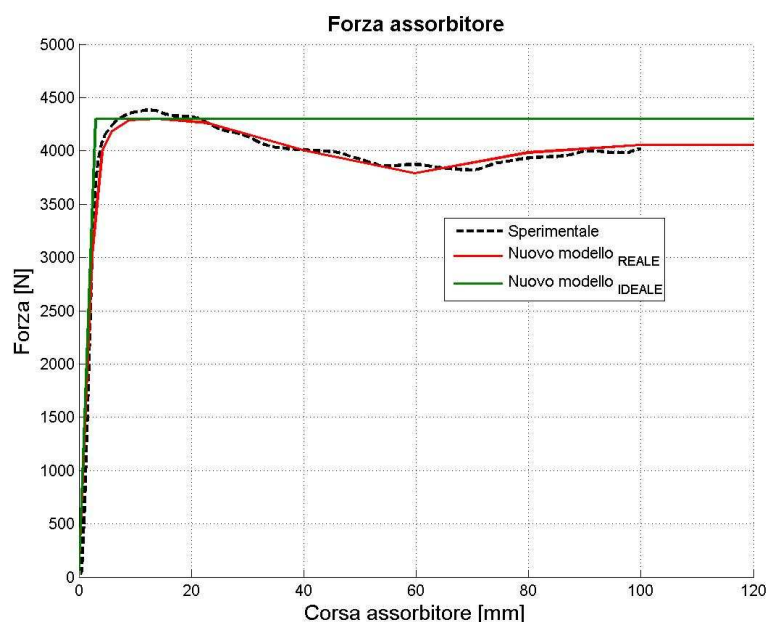


Figura 4.11 - Modelli nuovi assorbitori, confronto con i dati sperimentali del legame corsa-forza.

4.3 Interazioni di contatto

Nelle analisi di fenomeni di impatto, ed in particolare in quelle analizzate nel presente lavoro di tesi, le interazioni di contatto assumono una notevole importanza andando di fatto a determinare la risposta nel momento in cui più superfici entrano in contatto. Le interazioni tra manichino, sedile e cinture sono dunque fortemente influenzate dalla definizione dei contatti stessi; in tal senso assumono un ruolo fondamentale attriti, smorzamenti e leggi pressione-compenetrazione. Questi parametri, come sarà poi illustrato dettagliatamente nel Capitolo 5, concorrono tutti in maniera più o meno significativa nell'ottenimento di una buona correlazione. A seguito delle modifiche introdotte sia nel modello numerico di manichino, descritte al Paragrafo 4.1, sia nei modelli delle attrezzature di prova, Paragrafo 4.2, si è resa necessaria una rivalutazione delle interazioni di contatto.

In questo paragrafo ci si limita ad esporre le scelte introdotte nei modelli finali ma si fa notare che queste sono state determinate in seguito a studi di sensitività e dopo un'estesa attività di correlazione tra l'altro eseguita ogni qual volta le modifiche apportate ai modelli preliminari la rendevano necessaria.

Essendo le interazioni legate alla coppia di superfici che entrano in contatto è chiaro che la scelta dei parametri può variare nel momento in cui una delle due superfici venga modificata. Nei casi esaminati i parametri scelti per le due prove con seggiolino devono essere uguali in quanto le caratteristiche delle superfici in contatto sono le stesse; invece nella prova con sedile aeronautico la scelta dei parametri può differire da quelle delle altre due prove in quanto viene utilizzato un diverso modello di sedile mentre l'ATD non cambia.

Nel seguito della trattazione per le interazioni tra due superfici si utilizzerà la simbologia p_s^m , dove p è il parametro considerato, l'apice m è il nome della superficie *master* ed il pedice s della superficie *slave*.

4.3.1 Attriti

Le forze d'attrito sfruttano la definizione di attrito isotropico Coulombiano, Equazione 3.2, nella quale il coefficiente d'attrito μ è il parametro che determina il comportamento. In seguito agli studi di sensitività che saranno esposti al Paragrafo 5.3.1 si è arrivati alla scelta dei coefficienti riportati di seguito.

Tabella 4.2 - Coefficienti d'attrito μ nei modelli preliminari e finali.

Coefficients d'attrito μ nei modelli preliminari e finali					
Contatto	Simbolo	Modello Rig2pti e Rig4pti		Modello Def4pti	
		Coeff. d'attrito preliminare	Coeff. d'attrito finale	Coeff. d'attrito preliminare	Coeff. d'attrito finale
Cintura/lombare	μ_{lom}^{belt}	0.7	1.5	0.7	1.5
Cintura/torso	μ_{tor}^{belt}	0.7	1.5	0.7	1.5
Pavimento/piedi	μ_{feet}^{floor}	0.4	0.4	0.4	0.4
Schienale/torso	μ_{tor}^{back}	0.4	0.4	0.4	0.4
Schienale/lombare	μ_{lom}^{back}	0.4	0.4	0.4	0.4
Seduta/gambe	μ_{leg}^{sed}	0.4	0.4	0.4	0.3
Seduta/lombare	μ_{lom}^{sed}	0.4	0.4	0.4	0.3

4.3.2 Smorzamenti

Le forze viscoso dipendenti dalla velocità relativa tra la coppia di superfici considerata dipendono dal rapporto tra il coefficiente di smorzamento c ed il valore critico dello stesso c_c . Tale rapporto ξ è stato preso come parametro di variazione nelle analisi di sensitività esposte al Paragrafo 5.3.2 e che hanno portato alla scelta finale presentata di seguito.

Tabella 4.3 - Coefficienti di smorzamento ξ nei modelli preliminari e finali.

Coefficienti di smorzamento ξ nei modelli preliminari e finali					
Contatto	Simbolo	Modello Rig2pti e Rig4pti		Modello Def4pti	
		Coeff. di smorzamento preliminare	Coeff. di smorzamento finale	Coeff. di smorzamento preliminare	Coeff. di smorzamento finale
Cintura/lombare	ξ_{lom}^{belt}	-	-	-	-
Cintura/torso	ξ_{tor}^{belt}	-	-	-	-
Pavimento/piedi	ξ_{feet}^{floor}	1.0	1.0	1.0	1.0
Schienale/torso	ξ_{tor}^{back}	-	-	-	-
Schienale/lombare	ξ_{lom}^{back}	-	-	-	-
Seduta/gambe	ξ_{leg}^{sed}	1.0	1.0	1.0	1.5
Seduta/lombare	ξ_{lom}^{sed}	1.0	1.0	1.0	1.5

4.3.3 Leggi pressione-compenetrazione

Le leggi pressione-compenetrazione sono state fatte variare rispetto a quelle preliminari introducendo due parametri K_{press} e K_{over} che, come verrà spiegato al Paragrafo 5.3.3, provocano una distorsione della curva tabulata per punti. L'introduzione dei due parametri ha permesso di effettuare gli studi di sensitività, esposti al sopracitato paragrafo, e di giungere alle curve finali rappresentate in Figura 4.12 per le prove Rig2pti e Rig4pti ed in Figura 4.13 per la prova Def4pti. Dai grafici si nota come le leggi finali riguardanti il contatto tra glutei e seduta hanno pendenze maggiori rispetto alle corrispettive adottate preliminarmente in quanto queste devono tenere conto della modellazione ad elementi deformabili dei glutei.

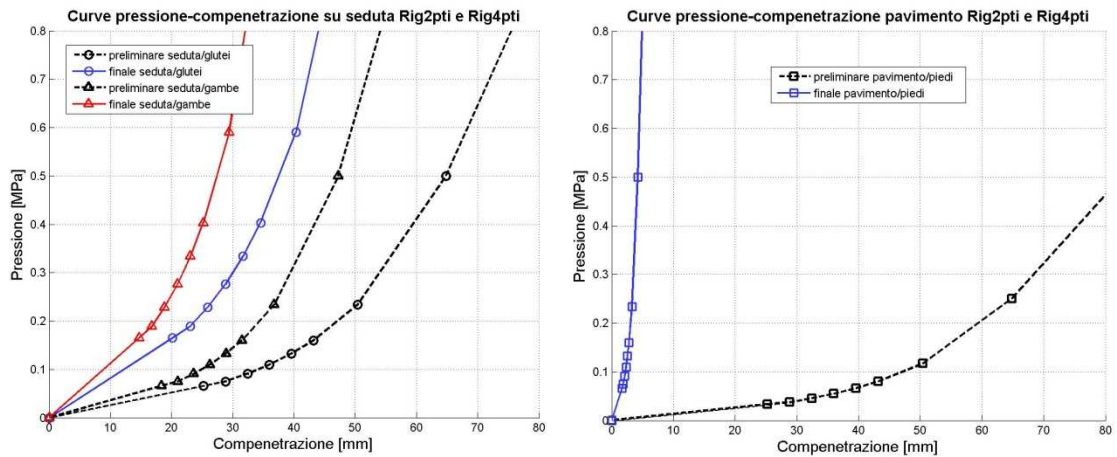


Figura 4.12 - Curve pressione-compensazione preliminari e finali delle prove Rig2pti e Rig4pti.

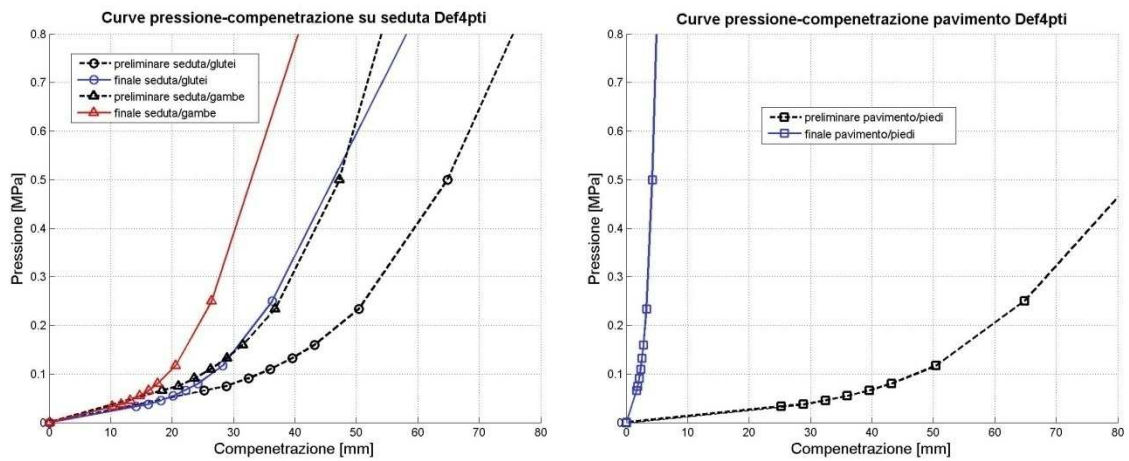


Figura 4.13 - Curve pressione-compensazione preliminari e finali della prova Def4pti.

4.4 Correlazione finale e prestazioni

La presentazione dei risultati finali si concentra sulla dimostrazione di come i problemi presenti sui modelli preliminari siano stati risolti. Il risultato di maggiore interesse, in quanto indice della sopravvibilità di un incidente, risulta comunque essere il carico lombare; questo, come già fatto per i risultati preliminari, viene confrontato con i dati sperimentali verificando il grado di correlazione ottenuto. Per i tre modelli vengono anche riportate le prestazioni in termini di tempi di calcolo in quanto indici del costo computazionale e importanti per l'applicabilità del modello in analisi preliminari o ottimizzazioni. Si fa inoltre notare come effettivamente il nuovo ATD è ibrido con la presenza due parti modellate ad elementi finiti (glutei e rachide lombare) e le restanti come corpi rigidi.

4.4.1 Prova numerica Rig2pti

In Figura 4.14 viene mostrato l'andamento del carico agente sulla colonna lombare; questo viene confrontato con la curva sperimentale e con il dato della prova preliminare. La Figura 4.15 riporta le forze di contatto scambiate tra la seduta del sedile e l'ATD; e di seguito, in Figura 4.16, viene illustrata la distribuzione di pressioni sulla seduta stessa. Infine, secondo lo schema già utilizzato per le prove preliminari, la Figura 4.17 presenta l'andamento delle forze di contatto che si instaurano tra il pavimento ed i piedi.

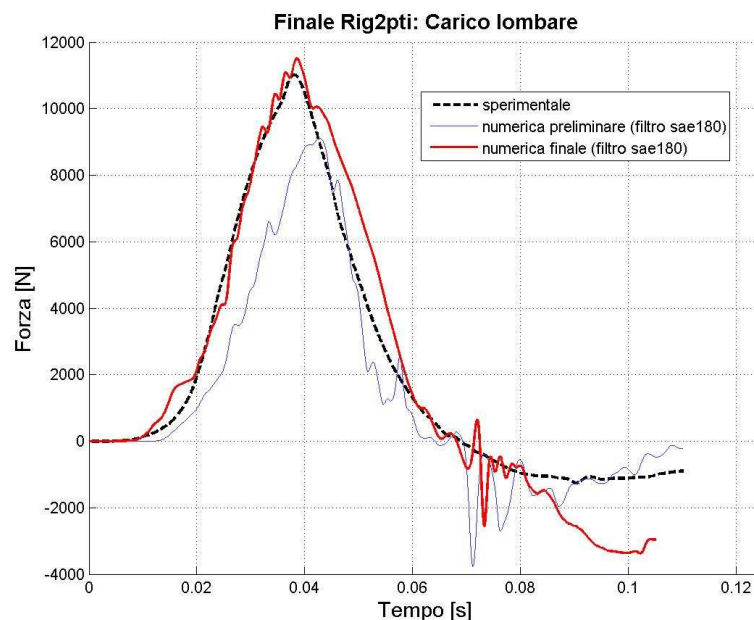


Figura 4.14 - Prova numerica finale Rig2pti, carico lombare.

La correlazione tra i dati sperimentali del carico lombare e quelli numerici risulta sensibilmente migliorata; in particolare si nota come nella prima fase dell'impatto l'andamento è pressoché coincidente ed anche il picco di carico viene colto correttamente sia in valore che in tempistica. Anche nella fase di scarico la curva finale e quella sperimentale si attestano su valori simili e la loro pendenza è comparabile.

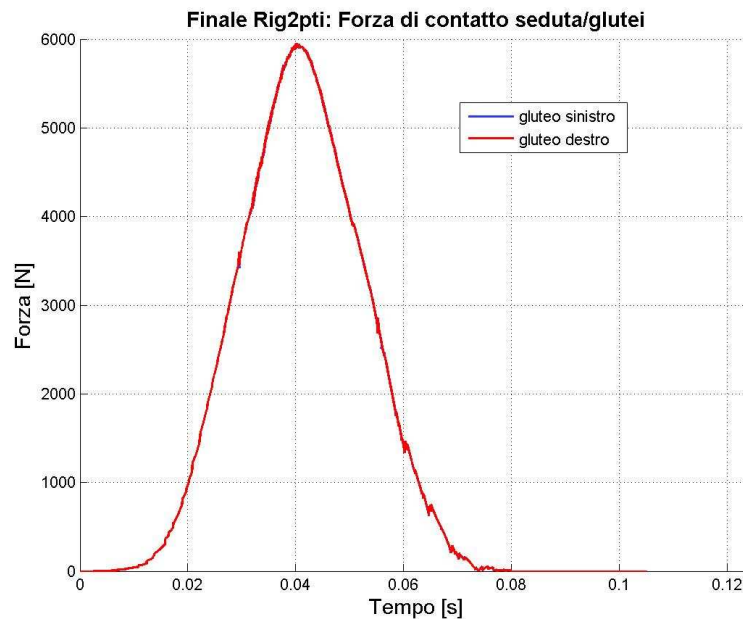


Figura 4.15 - Prova numerica finale *Rig2pti*, forze di contatto tra seduta e glutei.

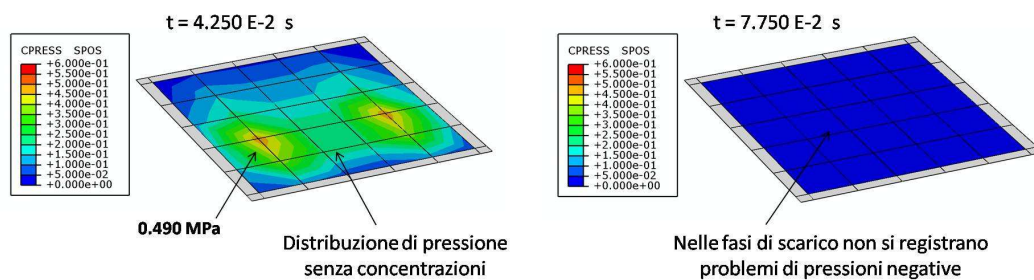


Figura 4.16 - numerica finale *Rig2pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

Nel caso delle forze di contatto si nota come non siano più presenti le criticità evidenziate nei risultati iniziali, riportati al Paragrafo 3.3.1 . Tale risultato è inoltre supportato dalla distribuzione delle pressioni sulla seduta stessa: essa appare ora regolare, priva di concentrazioni locali e fisicamente accettabile.

Nella figura sottostante si nota come anche i problemi riscontrati sul contatto tra pavimento e piedi vengono risolti.

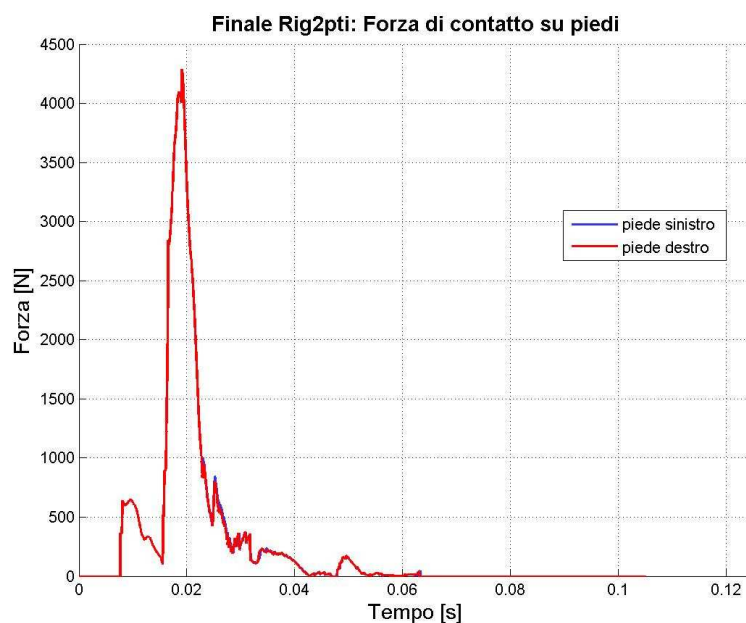


Figura 4.17 - Prova numerica finale *Rig2pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

Da ultimo si riporta in tabella un dato di confronto del costo computazionale; esso mostra come il modello finale, oltre a fornire risultati più accurati, risulta avere un costo decisamente inferiore. Il *time step* viene incrementato di 7.07 volte portando il tempo di calcolo al 4.94% rispetto al modello preliminare.

Tabella 4.4 – Costo computazionale modello finale *Rig2pti*.

Costo computazionale modello finale <i>Rig2pti</i>			
Caratteristica	Unità di misura	Modello preliminare	Modello finale
<i>Time step iniziale</i>	dt [s]	1.980 E-07	1.400 E-06
<i>Tempo di calcolo tot.</i>	t [h: m: s]	04:16:29*	00:12:40*
* analisi eseguita su Intel®core™2duo CPU, T7700@2.4GHz, 3.00GB di RAM (utilizzata 1CPU)			

4.4.2 Prova numerica Rig4pti

In analogia a quanto già illustrato al paragrafo precedente, vengono di seguito presentati l'andamento del carico lombare (Figura 4.18), le forze di contatto tra seduta e manichino antropomorfo (Figura 4.19), le pressioni agenti sulla seduta (Figura 4.20) e le forze instaurate tra pavimento e piedi (Figura 4.21).

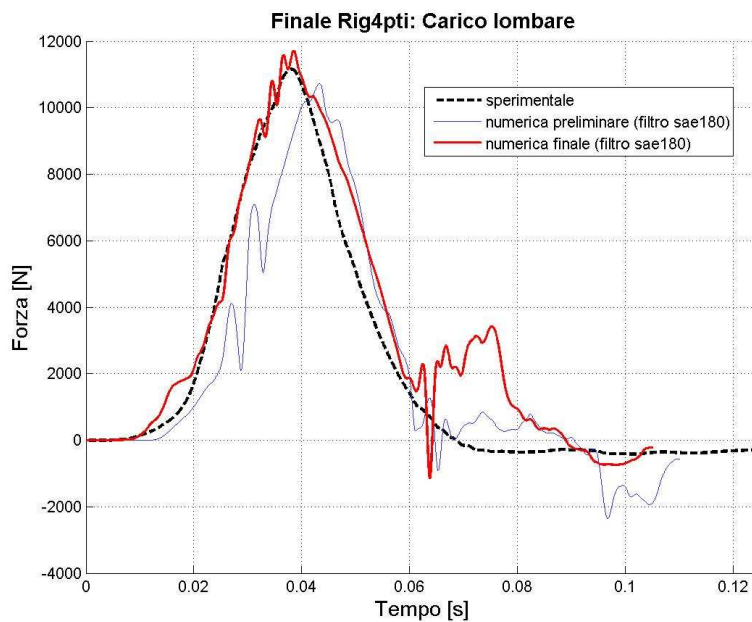


Figura 4.18 - Prova numerica finale Rig4pti, carico lombare.

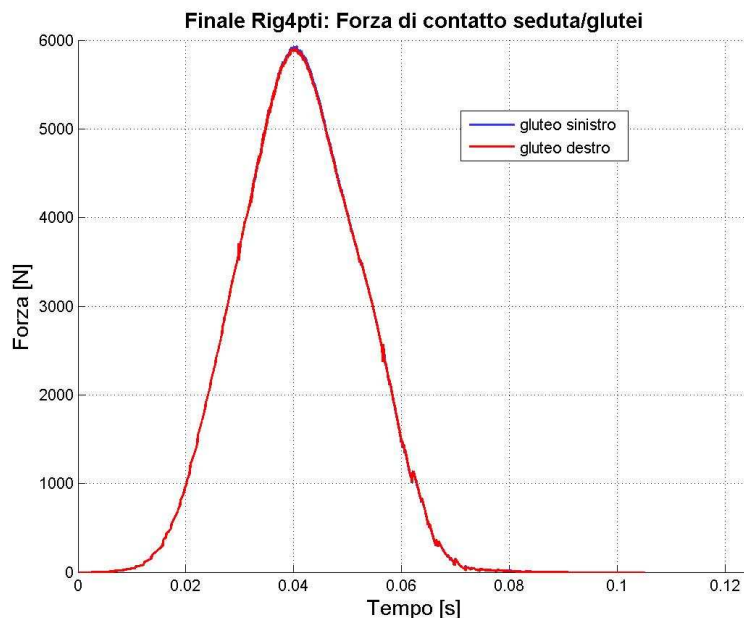


Figura 4.19 - Prova numerica finale Rig4pti, forze di contatto tra seduta e glutei.

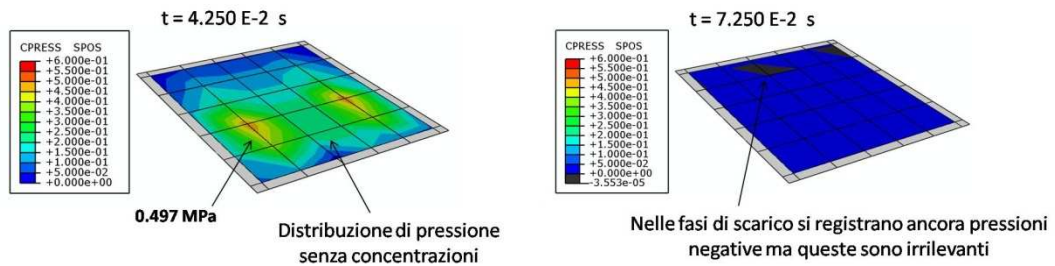


Figura 4.20 - numerica finale *Rig4pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

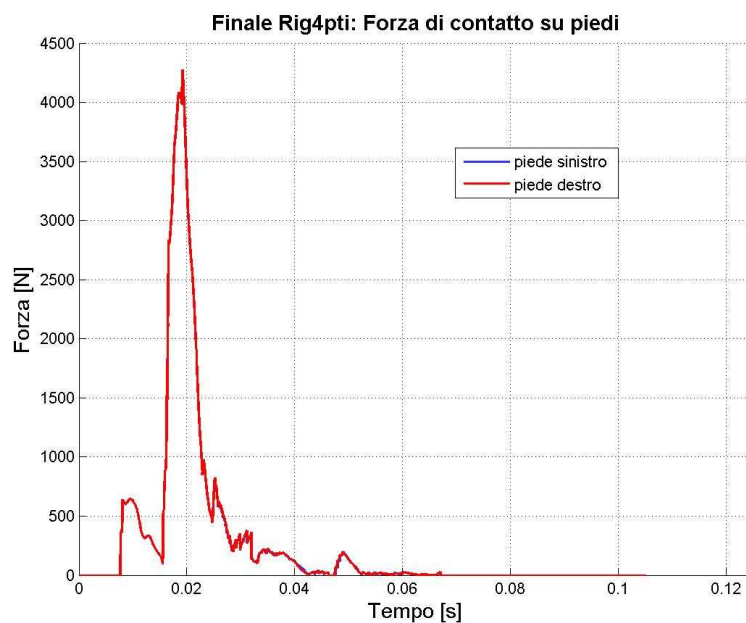


Figura 4.21 - Prova numerica finale *Rig4pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

Le considerazioni che si possono trarre sono del tutto analoghe a quelle espresse per la prova *Rig2pti*. Anche in questo caso la tabella sottostante mostra, attraverso il dato del *time step* (aumentato di 7.07 volte) e del tempo di calcolo (pari al 5.15% di quello iniziale) come il costo computazionale sia notevolmente inferiore rispetto al modello preliminare.

Tabella 4.5 – Costo computazionale modello finale *Rig4pti*.

Costo computazionale modello finale <i>Rig4pti</i>			
Caratteristica	Unità di misura	Modello preliminare	Modello finale
<i>Time step iniziale</i>	<i>dt [s]</i>	1.980 E-07	1.400 E-06
<i>Tempo di calcolo tot.</i>	<i>t [h: m: s]</i>	04:12:01*	00:12:57*
* analisi eseguita su Intel®core™2duo CPU, T7700@2.4GHz, 3.00GB di RAM (utilizzata 1CPU)			

4.4.3 Prova numerica Def4pti

Si presentano la curva del carico lombare (Figura 4.22) seguita da quella che riporta la corsa dell'assorbitore nel tempo (Figura 4.23) sia per il caso con assorbitore ideale che reale. Vengono poi illustrati in Figura 4.24 gli andamenti delle forze di contatto ed i fotogrammi salienti della distribuzione di pressione sulla seduta (Figura 4.25). Da ultimo, in Figura 4.26, si presentano le forze di contatto tra pavimento e piedi.

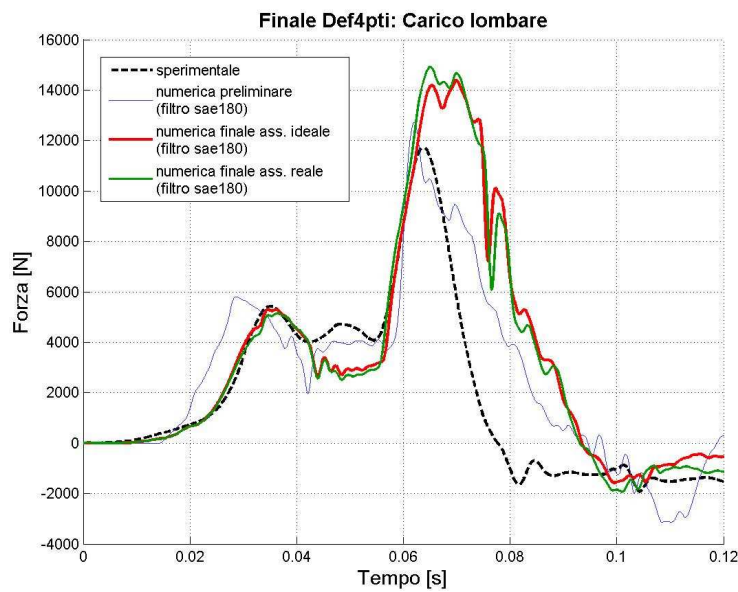


Figura 4.22 - Prova numerica finale *Def4pti*, carico lombare.

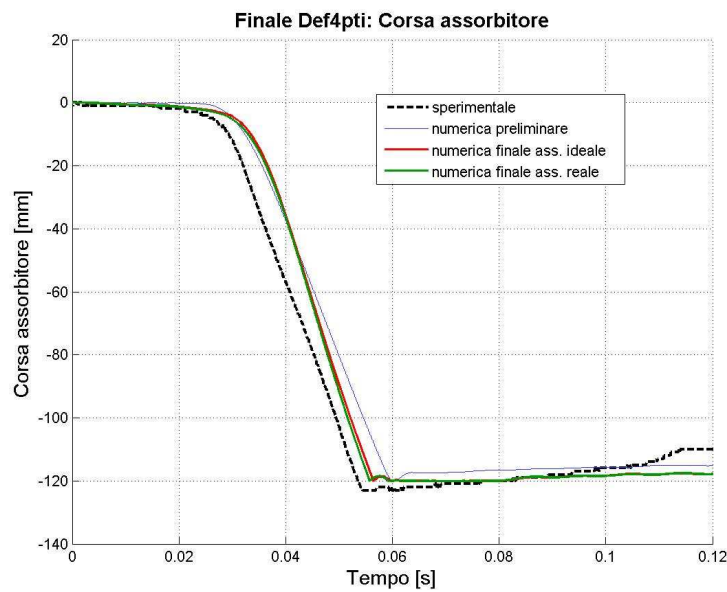


Figura 4.23 - Prova numerica finale *Def4pti*, corsa assorbitore.

Il carico lombare risulta ora perfettamente correlato nella prima fase dell'impatto in quanto sia la salita che il primo picco vengono colti perfettamente. Nella fase successiva, durante la quale avviene lo schiacciamento dell'assorbitore, il carico si attesta su un valore circa costante leggermente inferiore a quello sperimentale. La successiva fase d'interesse è il raggiungimento del fondo corsa; sul modello finale si ha un netto miglioramento della tempistica anche se la correlazione non è ancora ottimale. Questa considerazione è confermata dal confronto sulla corsa dell'assorbitore che evidenzia un ritardo della curva numerica rispetto a quella sperimentale. Infine si nota come dopo il *bottoming* viene persa la correlazione; questo è dovuto alla mancata modellazione dei corretti meccanismi di fondo corsa.

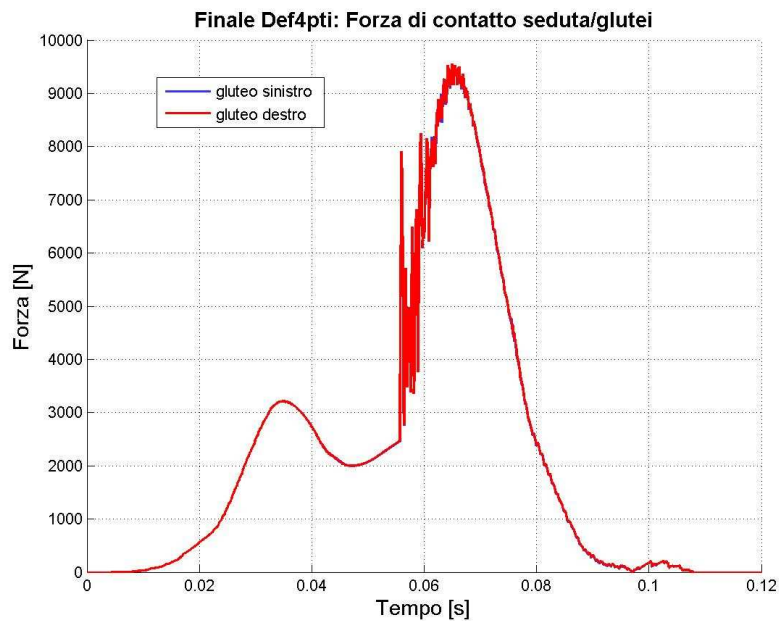


Figura 4.24 - Prova numerica finale *Def4pti*, forze di contatto tra seduta e glutei.

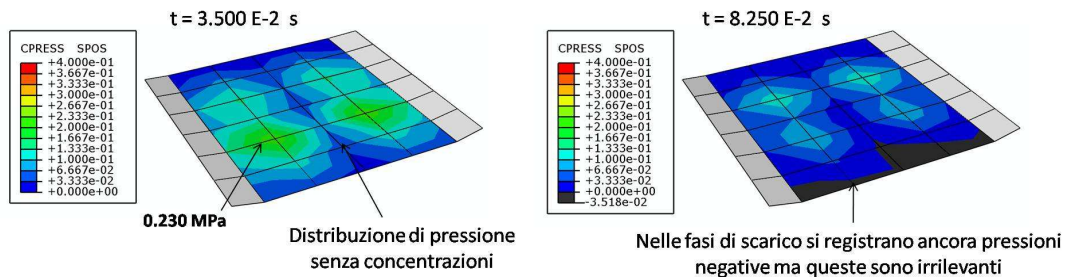


Figura 4.25 - numerica finale *Def4pti*, distribuzione di pressione sulla seduta.

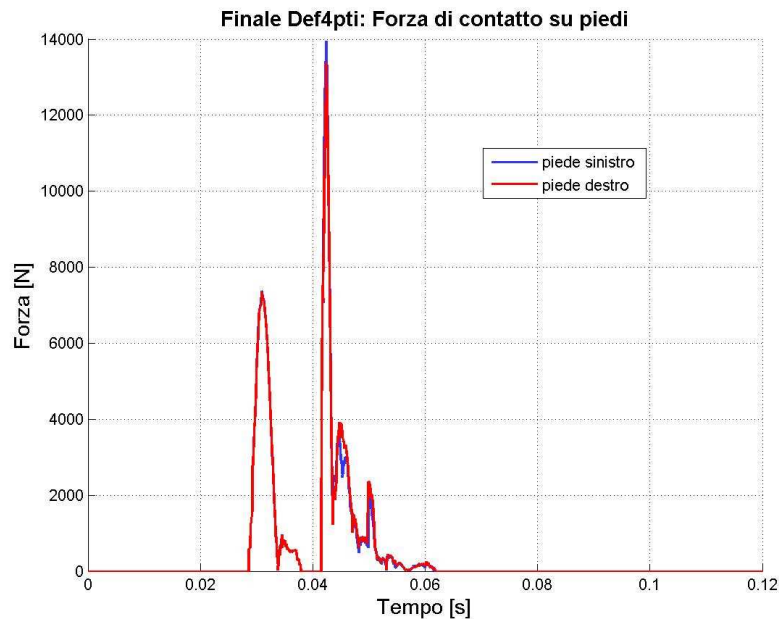


Figura 4.26 - Prova numerica finale *Def4pti*, forze di contatto tra pavimento e piedi.

Sulla seduta, come già espresso nei risultati preliminari, non si riscontra nessun problema. Per quanto riguarda l'andamento delle forze di contatto tra pavimento e piedi si ha un notevole miglioramento; esse appaiono ora più regolari ed assumono valori intuitivamente realistici.

Tabella 4.6 – Costo computazionale modello finale *Def4pti*.

Costo computazionale modello finale <i>Def4pti</i>			
Caratteristica	Unità di misura	Modello preliminare	Modello finale
<i>Time step iniziale</i>	dt [s]	1.980 E-07	1.400 E-06
<i>Tempo di calcolo tot.</i>	t [h: m: s]	04:30:52*	00:14:01*
* analisi eseguita su Intel®core™2duo CPU, T7700@2.4GHz, 3.00GB di RAM (utilizzata 1CPU)			

La tabella riporta un confronto del costo computazionale; essa mostra come il tempo di calcolo si riduce al 5.17% di quello iniziale a fronte di un incremento sul passo d'integrazione di 7.07 volte.

Capitolo 5

Analisi di sensitività ai parametri di modellazione

I risultati finali sono già stati ampiamente presentati nel capitolo precedente dove però non è stata data alcuna indicazione sulle conseguenze derivanti dall'introduzione di ogni singola modifica. Inoltre le scelte che hanno portato al modello finale sono spesso state il frutto di studi di sensitività effettuati su modelli intermedi e, seppure non sempre hanno portato ad un miglioramento complessivo di tutti i risultati d'interesse, la loro introduzione ha permesso di correggere alcuni aspetti problematici dei modelli preliminari. Per questo motivo in ogni studio sarà definito il modello sul quale si è operato richiamando tra le modifiche presentate al Capitolo 4 quali sono già presenti.

Nel capitolo viene illustrata l'influenza delle modifiche introdotte e la sensitività della soluzione al variare di alcuni parametri. Nel dettaglio verranno prima presentati gli studi riguardanti l'ATD numerico, poi quelli relativi all'attrezzatura di prova e successivamente si considereranno le interazioni di contatto.

5.1 Modifiche all'ATD numerico

Le modifiche più importanti introdotte sul modello di ATD numerico sono stati il posizionamento, i nuovi glutei e la nuova cella di carico.

5.1.1 *Posizionamento*

Il posizionamento al limite del contatto tra manichino antropomorfo e sedili è stato introdotto per rispettare le condizioni al contorno delle prove sperimentali. Tuttavia la modifica è stata introdotta quando i modelli non erano ancora giunti alla versione definitiva ed ha portato ad un peggioramento della correlazione. La variazione dell'andamento del carico lombare è conseguenza della diversa distanza iniziale tra ATD e seduta; in Figura 5.1 è possibile apprezzarne l'effetto.

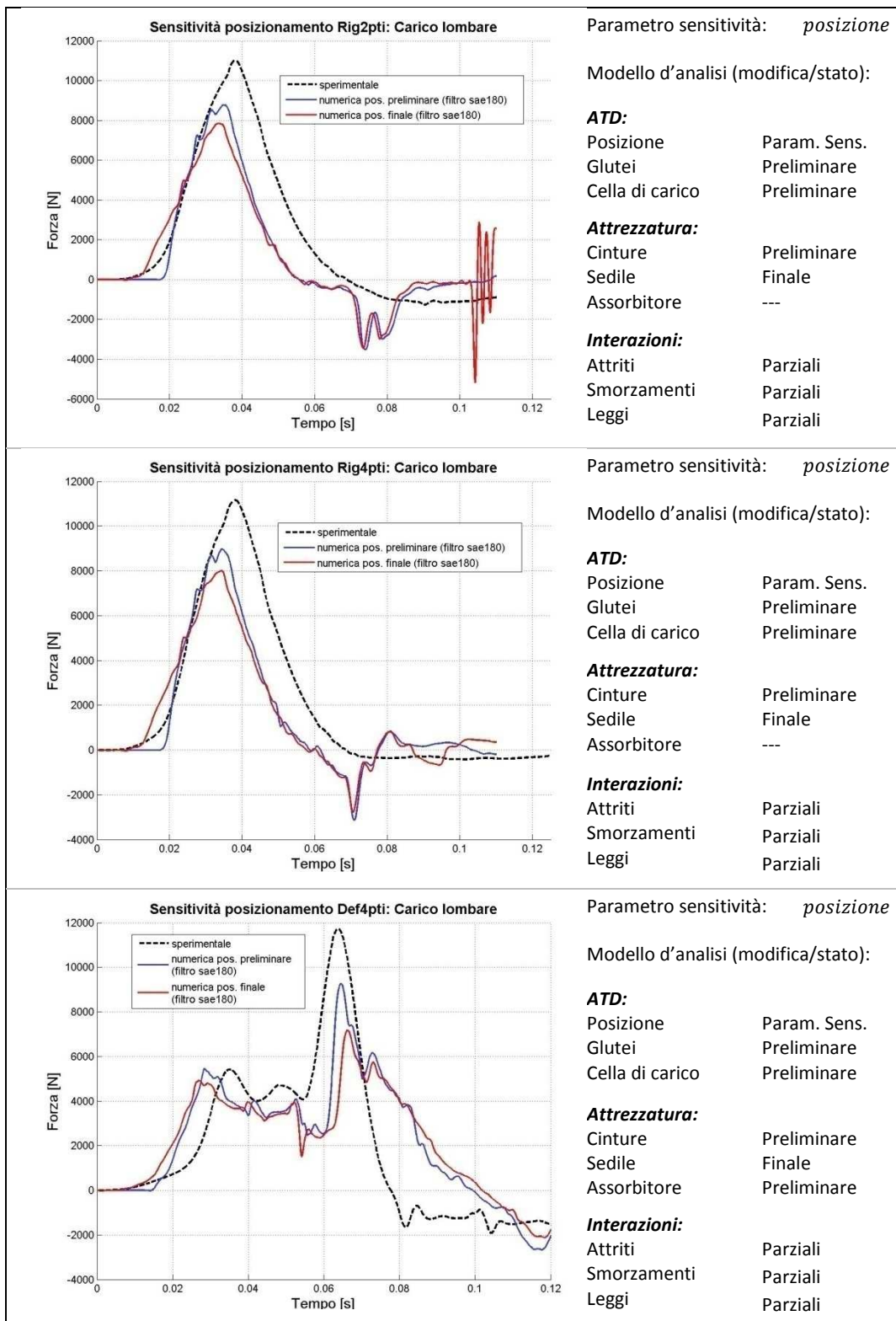


Figura 5.1 – Analisi di sensitività sul posizionamento dei modelli.

I grafici mostrano come si ha particolare influenza sul valore massimo raggiunto. Dai risultati è inoltre emerso che le forze di contatto e le pressioni sul sedile non subiscono variazioni qualitativamente rilevanti, per questo motivo questi ultimi risultati sono stati omessi. La modifica introdotta sui modelli nello stato descritto, sebbene rispecchi le prove sperimentali, non porta a nessun vantaggio. Tuttavia essa può essere facilmente giustificata alla luce dei risultati finali già esposti al Paragrafo 4.4.

5.1.2 Introduzione del nuovo modello di glutei

Come già illustrato al Paragrafo 4.1.4 il nuovo modello di glutei prevede l'introduzione della deformabilità della parte stessa attraverso la definizione di un materiale *Hyperfoam*. In Figura 5.2 si confronta l'andamento del carico lombare nei due casi.

I risultati mostrano che la risposta migliora oltre che nel transitorio iniziale anche negli istanti successivi avvicinandosi in tutti i casi alle curve sperimentali. L'effetto risulta essere positivo contribuendo in modo decisivo all'ottenimento di una correlazione soddisfacente e compensando l'errore di posizione del modello versione STEP 8.

5.1.3 Introduzione della nuova cella di carico

La nuova cella di carico descritta al Paragrafo 4.1.5 differisce sostanzialmente da quella preliminare sia per lo schema di collegamento che per gli elementi utilizzati. Si riporta in Figura 5.3 un confronto sull'andamento del carico lombare nei due casi.

Si osserva come l'introduzione della nuova cella di carico, oltre ai vantaggi già esposti al Paragrafo 4.1.5, ha portato ad ottenere un segnale privo di *spike* ed il cui rumore è estremamente inferiore a prima. Inoltre i risultati evidenziano come effettivamente nei modelli preliminari parte del carico venisse perso in quanto trasmesso dagli elementi deformabili della rachide lombare.

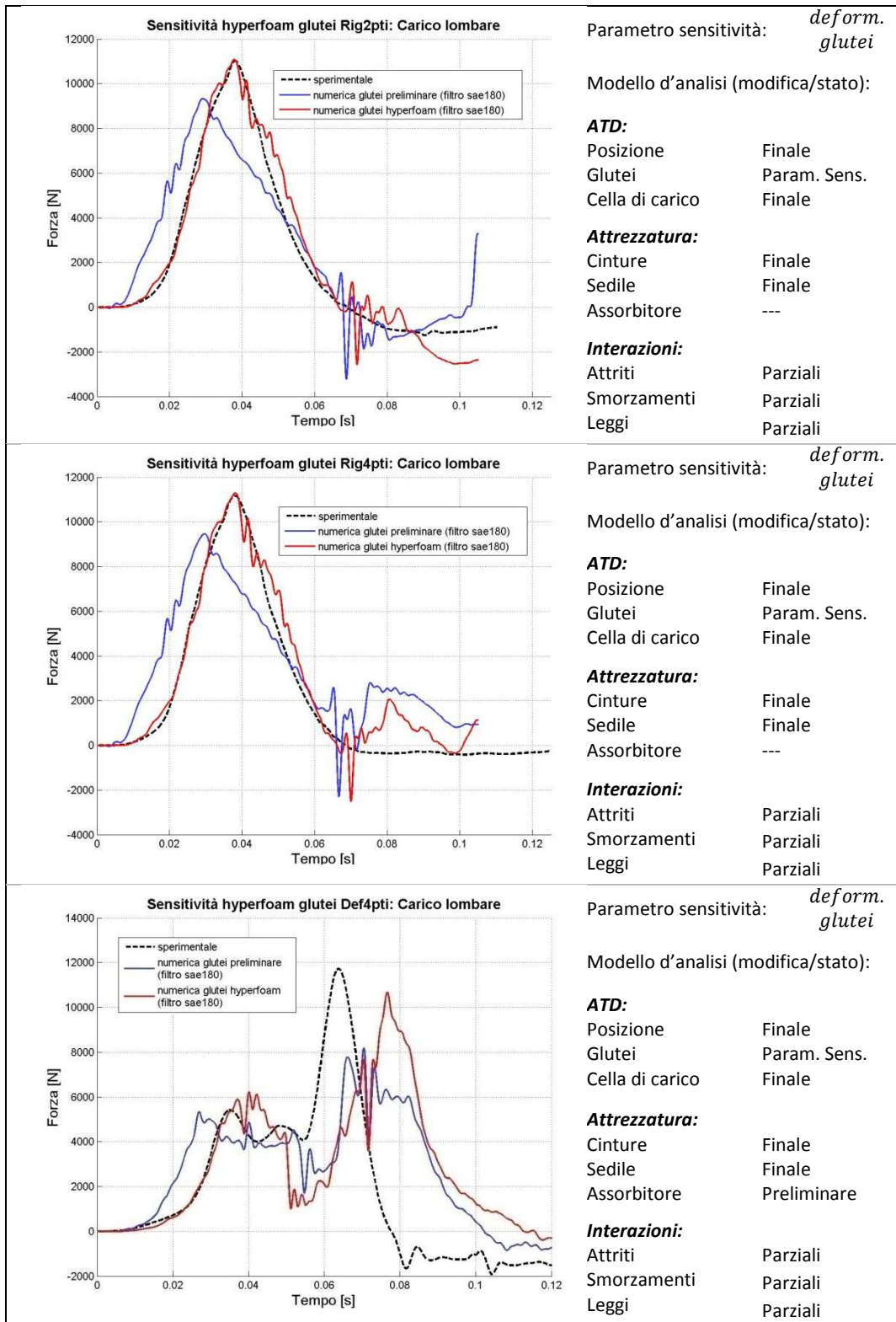


Figura 5.2 - Analisi di sensitività sull'introduzione della deformabilità dei glutei.

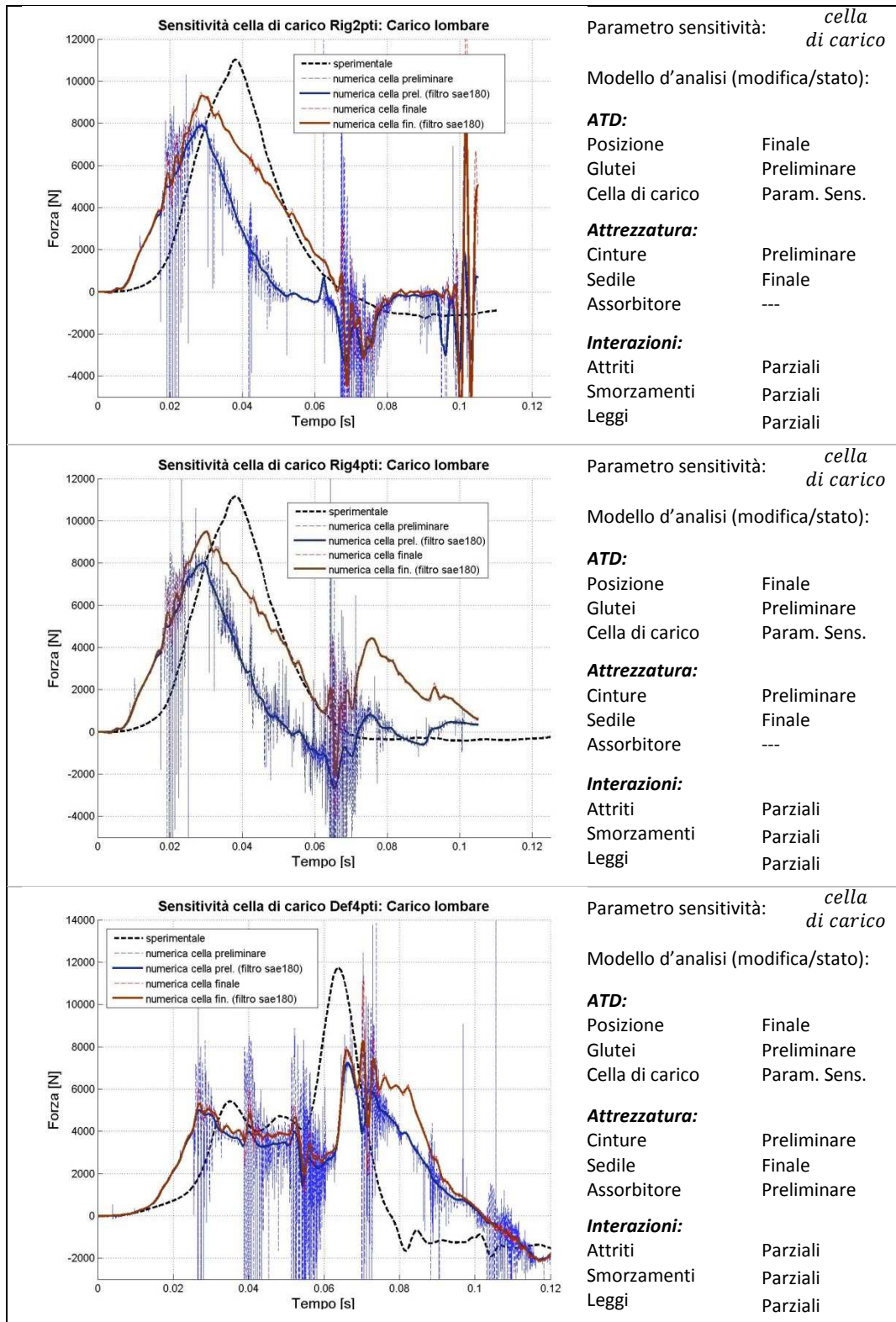


Figura 5.3 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova cella di carico.

5.2 Modifiche all'attrezzatura

5.2.1 Introduzione delle nuove cinture di sicurezza

Al Paragrafo 4.2.1 sono stati esposti i nuovi modelli delle cinture di sicurezza descrivendo la modifica alla *mesh* ed il nuovo materiale di modellazione. Ora si vuole analizzare come queste variazioni hanno influito sui risultati finali. In particolare viene di seguito mostrato in Figura 5.4, in un confronto, l'andamento del carico lombare e vengono riassunti in Tabella 5.1 i dati relativi al costo computazionale notevolmente diminuito in seguito alle modifiche.

I risultati hanno evidenziato come l'introduzione della nuova *mesh* delle cinture non porti a nessun cambiamento, se non ad una riduzione del costo computazionale stimato in circa il 30% rispetto a quello iniziale. La modifica al materiale di modellazione invece influenza anche la risposta. Queste considerazioni hanno portato a presentare un'unica analisi di sensitività nella quale vengono introdotti sia *mesh* che materiale. In Tabella 5.1 invece si riportano i due *step* separatamente in quanto i dati differiscono tra loro.

Tabella 5.1 - Analisi di sensitività prestazioni sull'introduzione delle nuove cinture.

Sensitività prestazioni dovuta all'introduzione delle nuove cinture					
Caratteristica	Unità di misura	Modello preliminare	Modello mesh	Modello mesh + materiale	
Densità	ρ [kg/m^3]	12000	12000	1240	
Modulo elastico	E [MPa]	55000	55000	880	
Modulo elastico tang.	G [MPa]	22917	22917	338	
Dimensione min. elem.	l [mm]	11.4	20.2	20.2	
Time step iniziale	Rig2pti	1.980 E-07	3.499 E-07	8.892 E-07	
	Rig4pti				
	Def4pti				
Tempo di calcolo tot.	Rig2pti	t [$h:m:s$]	04:16:29*	01:40:36*	00:23:51*
	Rig4pti	t [$h:m:s$]	04:12:01*	01:39:43*	00:23:30*
	Def4pti	t [$h:m:s$]	04:30:52*	02:01:02*	00:36:45*

* analisi eseguita su Intel®core™2duo CPU, T7700@2.4GHz, 3.00GB di RAM (utilizzata 1CPU)

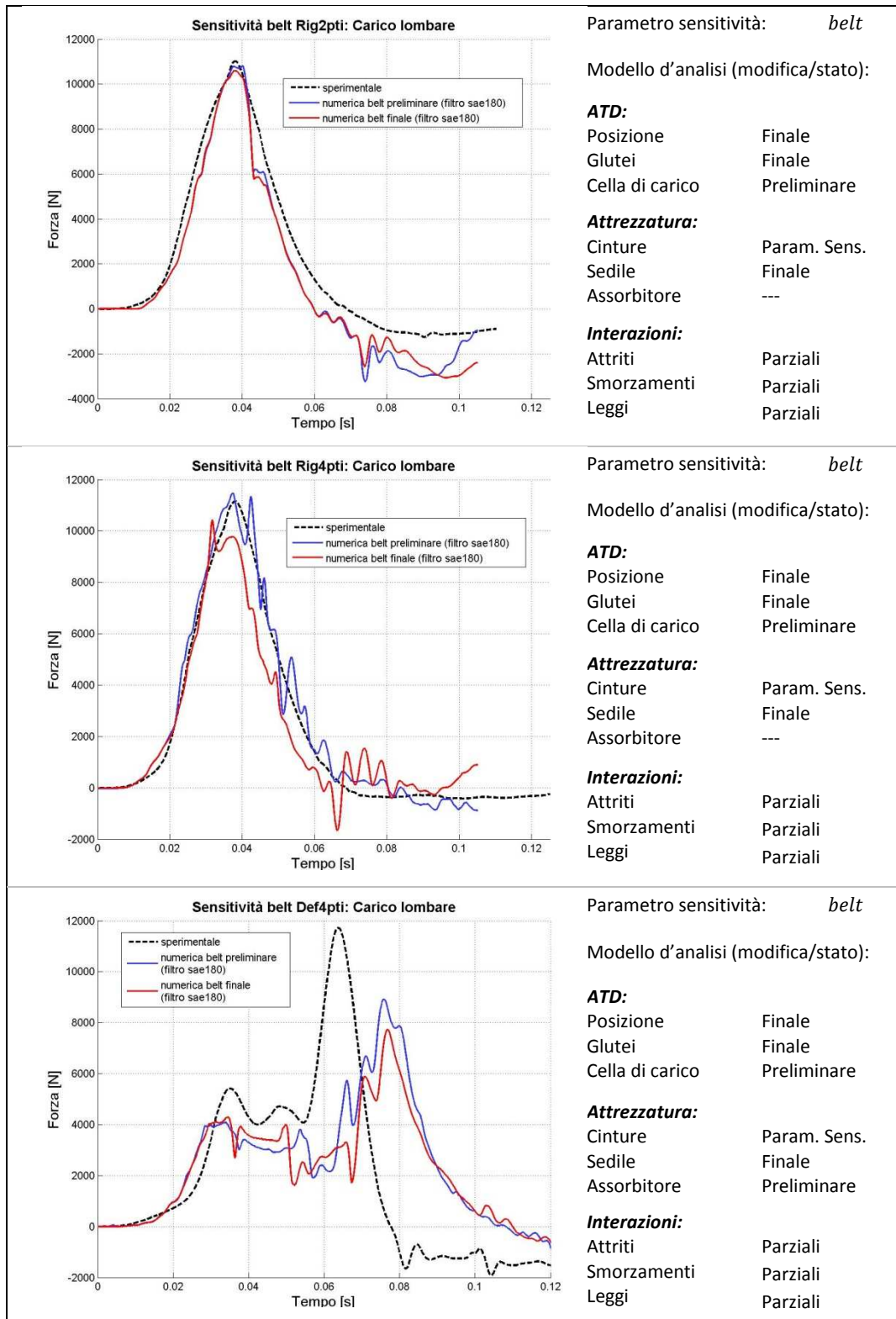


Figura 5.4 - Analisi di sensitività sull'introduzione delle nuove cinture.

5.2.2 Introduzione nuova mesh dei seggiolini

Come già spiegato al Paragrafo 4.2.2 i modelli di seggiolino sono stati modificati nella *mesh* rendendola più lasca. La scelta è stata guidata dalla considerazione iniziale che le problematiche nel contatto tra ATD e superfici dei seggiolini nelle prove *Rig2pti* e *Rig4pti* non venivano invece evidenziate nel modello con sedile aeronautico. La differenza più evidente, rappresentata appunto dalla diversa discretizzazione delle superfici della seduta e dello schienale, è anche supportata dalla teoria [11] che fornisce chiare indicazioni sulla necessità di una *mesh* più lasca sulle superfici *master*, in questo caso quelle della seduta e dello schienale. La modifica introdotta porta ai risultati riportati nelle Figura 5.5 e Figura 5.6.

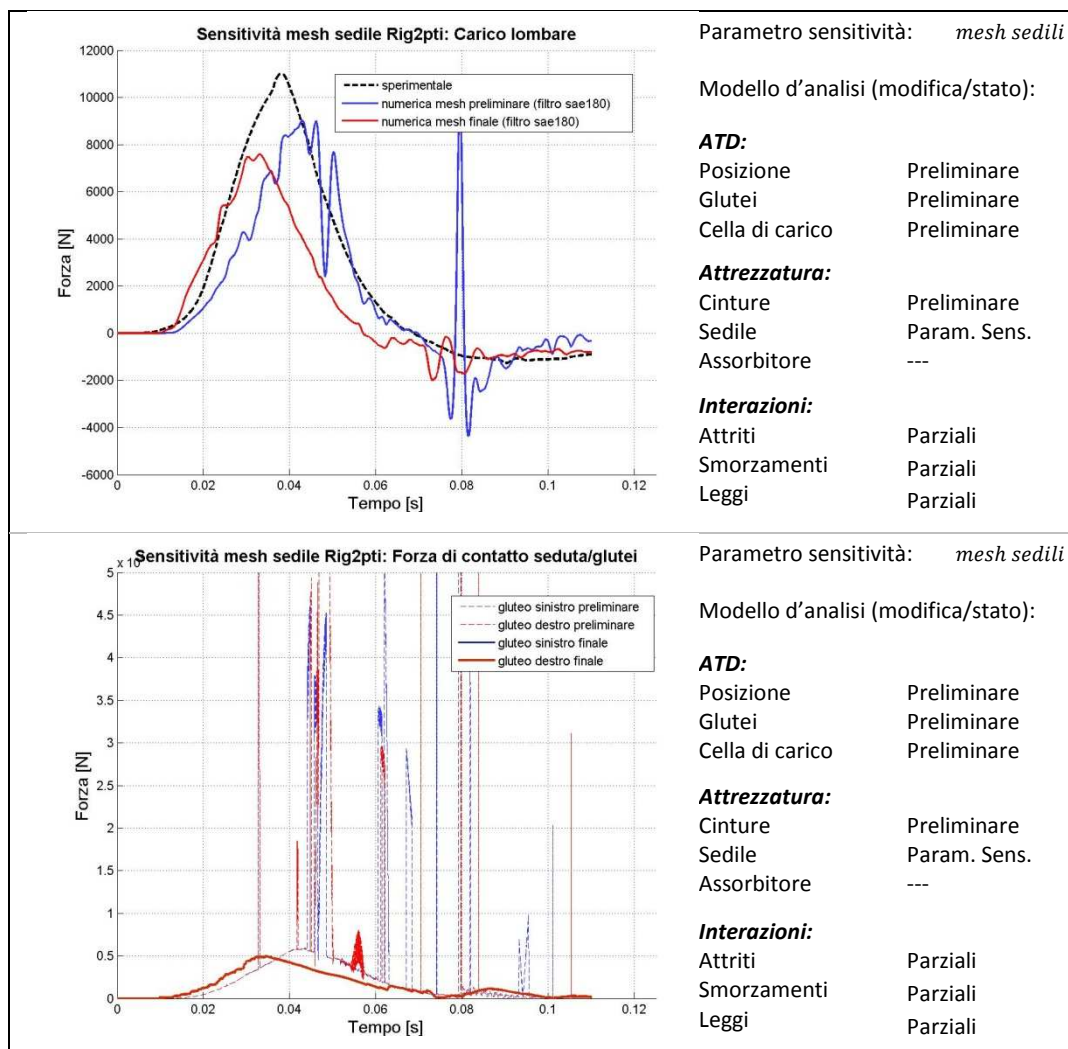


Figura 5.5 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova *mesh* dei seggiolini.

Dai risultati emerge una drastica riduzione delle problematiche dei contatti. Il segnale delle forze di contatto scambiate tra seduta e ATD è ora privo di irregolarità ed il rumore limitato.

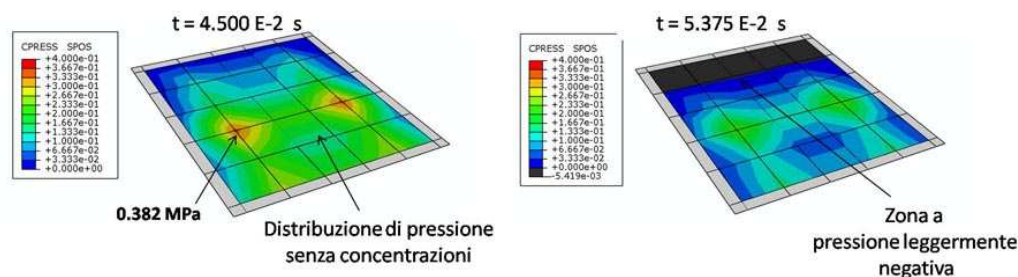


Figura 5.6 - Analisi di sensitività sull'introduzione della nuova *mesh* nei seggiolini, pressioni di contatto.

Anche la distribuzione delle pressioni di contatto è ora regolare e priva di concentrazioni locali; si registrano ancora valori negativi ma senza giungere alle conseguenze illustrate nei risultati preliminari esposti al Paragrafo 3.3. Si è riportato solo il caso *Rig2pti* in quanto il *Rig4pti* offre risultati qualitativamente analoghi ed il *Def4pti* non ha subito modifiche.

5.2.3 Introduzione nuovi assorbitori

L'introduzione dei nuovi modelli di assorbitore descritti al Paragrafo 4.2.3 riguarda solamente il modello di sedile aeronautico e quindi la sola prova *Def4pti*. Vengono riportati in Figura 5.7 sia il grafico del carico lombare che quello della corsa dell'assorbitore.

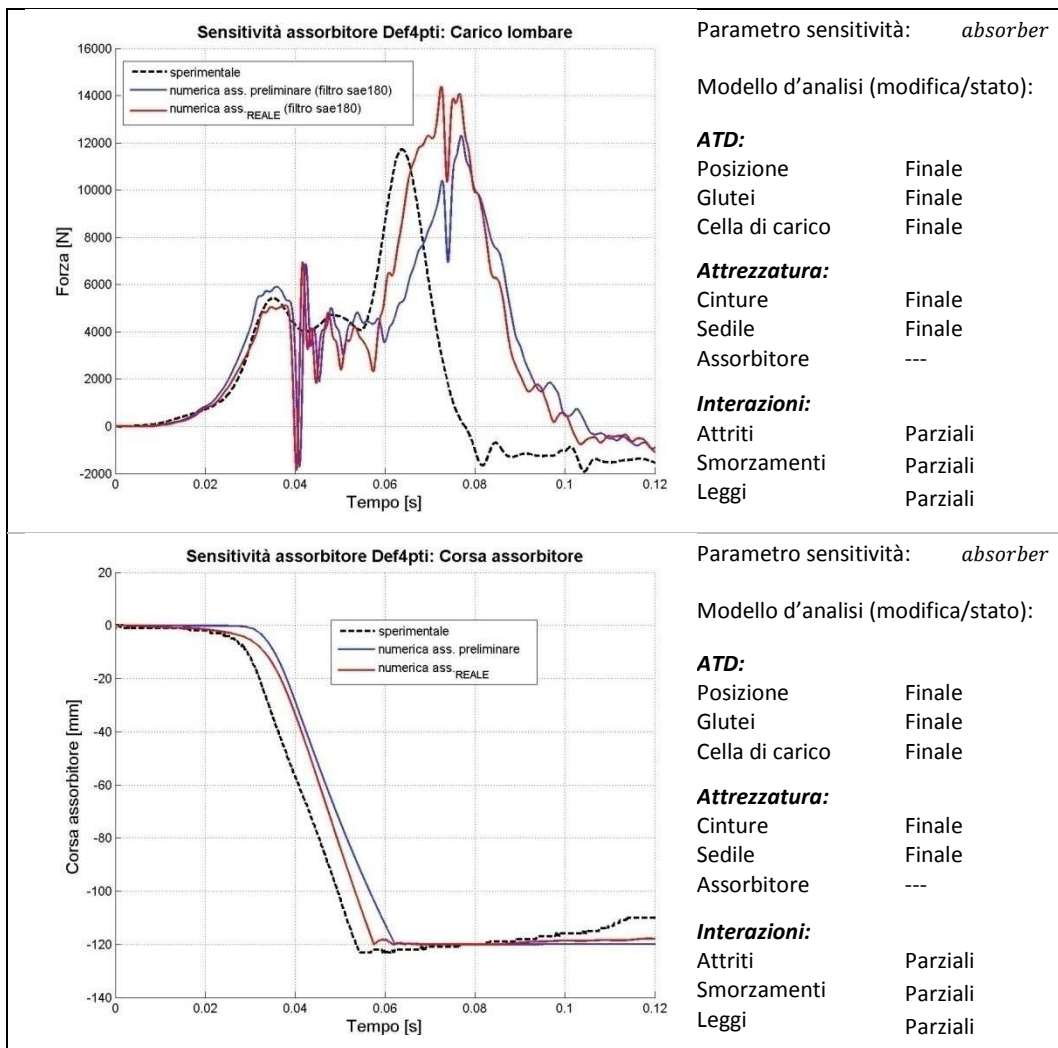


Figura 5.7 - Analisi di sensitività sull'introduzione del nuovo assorbitore reale sul sedile aeronautico.

Sono stati confrontati l'andamento del carico lombare, la corsa del sedile nel tempo ed i tempi di calcolo. Per quanto riguarda i primi due aspetti si registra effettivamente un diverso andamento, mentre sui tempi di calcolo non si ha un riscontro apprezzabile.

La discontinuità dovuta alla sostituzione della molla di fondo corsa con uno stop non ha creato nessun tipo di problema sulla risposta.

5.3 Interazioni di contatto

Come già detto nel corso della trattazione, le interazioni di contatto determinano il comportamento dello stesso e contribuiscono all'ottenimento di una buona correlazione finale. Infatti per modelli semplificati, quali possono essere i modelli ibridi del lavoro di tesi, la scelta di alcuni parametri è volta perlopiù all'ottenimento di una buona correlazione. Un modo di procedere è quello di effettuare delle analisi di sensitività e determinare i valori dei parametri che portano alla miglior correlazione. In questo paragrafo vengono proposti tre studi di sensitività legati alla variazione del coefficiente d'attrito, dello smorzamento e delle leggi pressione-compenetrazione.

5.3.1 Sensitività sul coefficiente di attrito

La definizione del coefficiente d'attrito μ permette di ottenere condizioni al contorno molto diverse in quanto, secondo l'Equazione 3.2 influenza in modo diretto il valore dello sforzo di taglio critico τ_{crit} . La sua variazione permette di passare da situazioni nelle quali le forze d'attrito giocano un ruolo fondamentale a casi in cui il valore di τ_{crit} , e quindi delle forze d'attrito in gioco, risulta essere trascurabile.

Data la complessità dei modelli studiati risulta difficile prevedere l'evoluzione dei risultati a seguito della modifica di μ . Nel presente paragrafo viene quindi illustrato attraverso un'analisi di sensitività come il coefficiente d'attrito influenza la risposta. Lo studio riguarda i contatti che si instaurano tra le superfici dei sedili, seduta, schienale e pavimento, ed il manichino antropomorfo.

Anticipando i risultati si può dire che gli unici coefficienti d'attrito che hanno effettivamente influenza sui risultati sono quelli relativi alla seduta: μ_{iom}^{sed} e μ_{leg}^{sed} , che nell'analisi vengono fatti variare insieme come un unico parametro; quelli relativi allo schienale ed al pavimento non comportano variazioni apprezzabili. Perciò si riportano solo le analisi sui contatti con la seduta.

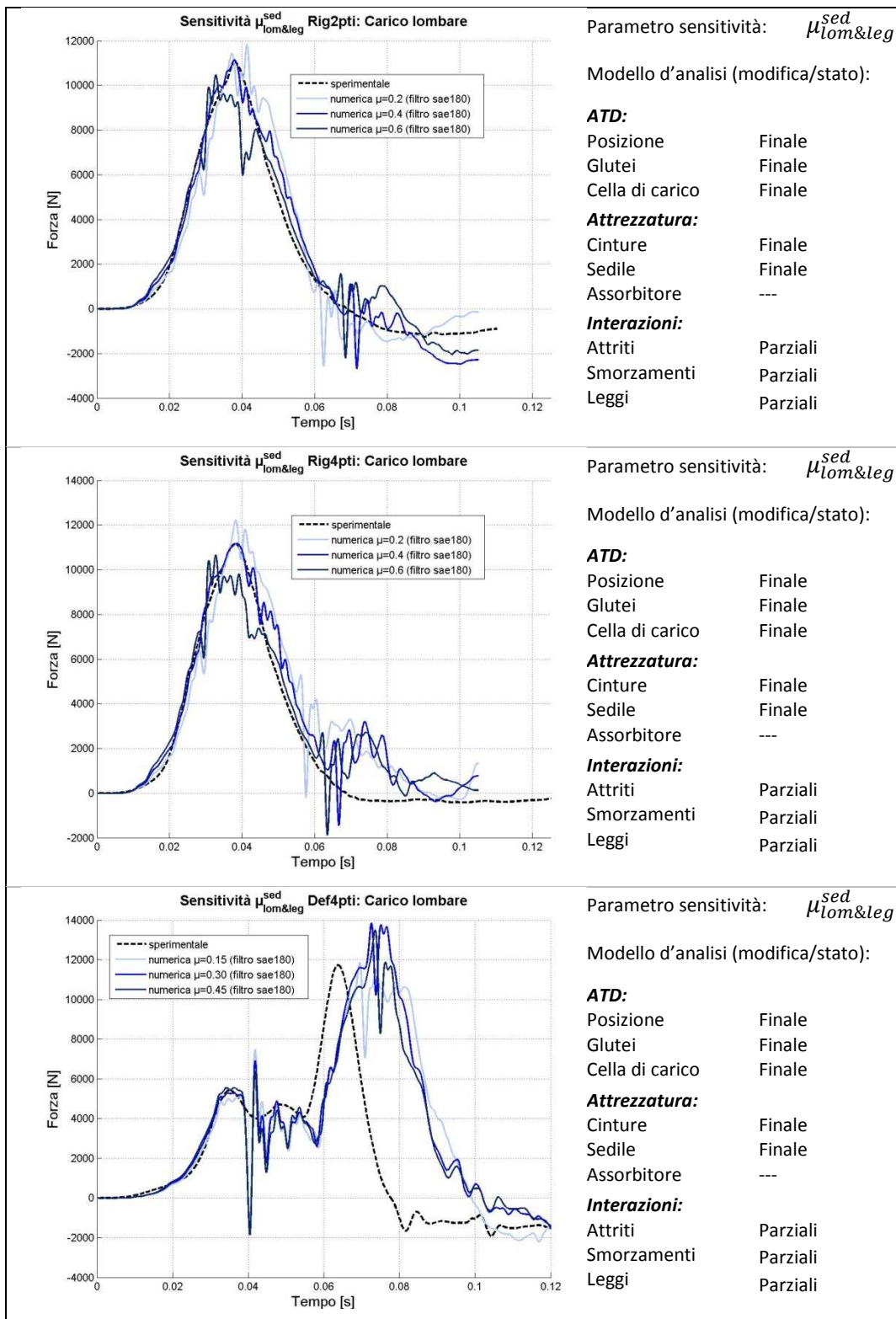


Figura 5.8 - Analisi di sensitività sul coefficiente d'attrito tra seduta e ATD.

5.3.2 Sensitività sullo smorzamento

Un discorso analogo a quello appena effettuato sugli attriti è possibile farlo per quanto riguarda gli smorzamenti nei contatti tra seduta, schienale, pavimento ed ATD. In questo caso il parametro che viene variato è ξ , rapporto tra il coefficiente di smorzamento ed il suo valore critico. La variazione di tale rapporto porta direttamente alla variazione delle forze viscosse che si generano in contrapposizione al moto relativo tra le superfici a contatto; gli effetti che teoricamente ne derivano sono principalmente: la variazione delle forze viscosse scambiate, lo sfasamento della risposta e la riduzione delle oscillazioni. La complessità dei modelli porta, in piena analogia con quanto fatto al paragrafo precedente, ad un'analisi di sensitività rispetto al parametro di smorzamento nei contatti tra le superfici dei sedili, seduta, schienale e pavimento, ed il modello di ATD.

Anche in questo caso, come già visto per il coefficiente d'attrito, gli unici parametri influenti sono quelli della seduta: ξ_{lom}^{sed} e ξ_{leg}^{sed} , che assumono gli stessi valori. Perciò si riportano solo le analisi sullo smorzamento dei contatti con la seduta.

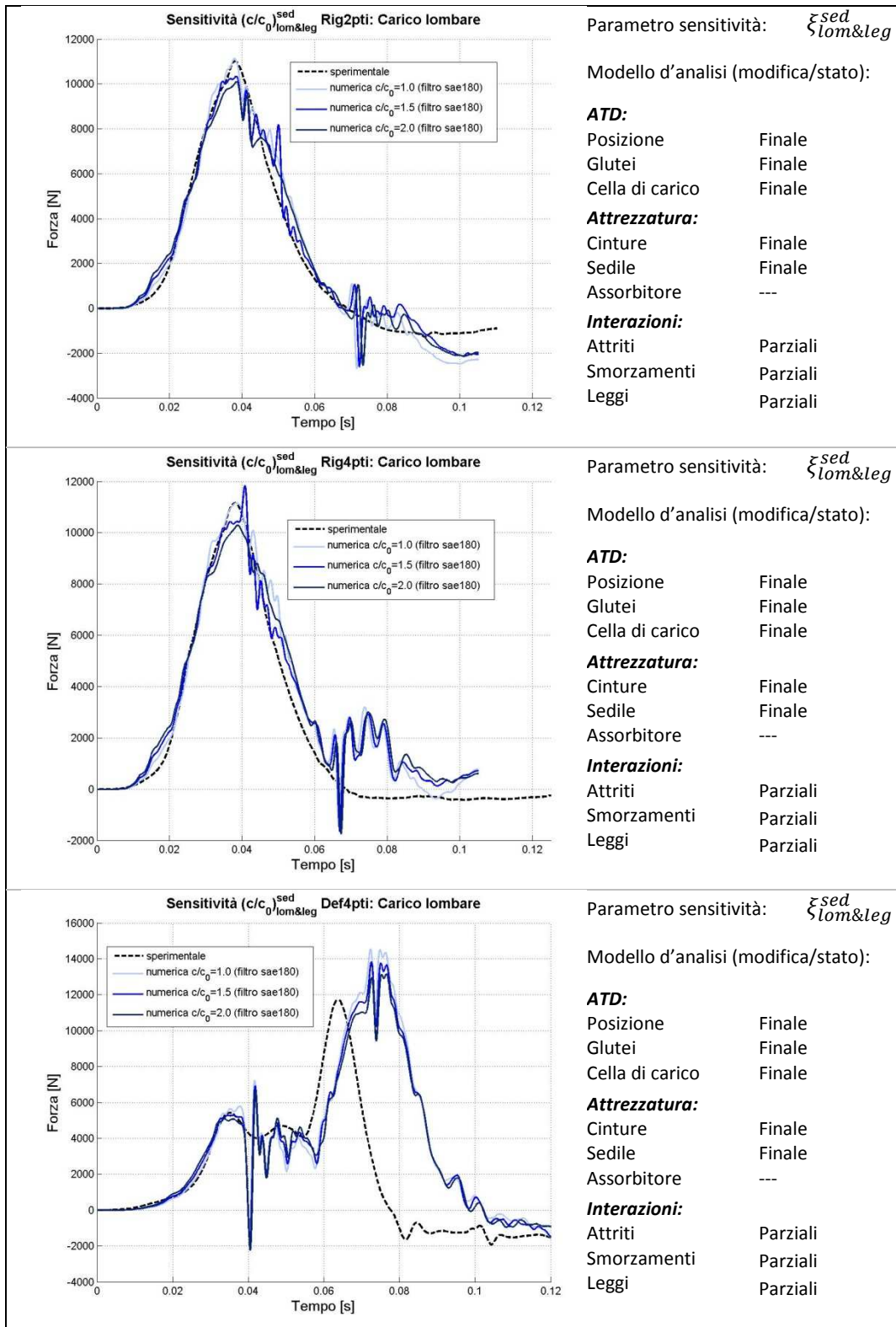


Figura 5.9 - Analisi di sensitività sul coefficiente di smorzamento tra seduta e ATD.

5.3.3 Sensitività alle leggi pressione-compenetrazione

Come già detto nei capitoli precedenti le leggi pressione-compenetrazione giocano un ruolo di fondamentale importanza nella determinazione del comportamento del contatto. Attraverso la variazione di queste si possono ottenere comportamenti estremamente diversi passando da condizioni nelle quali la compenetrazione permessa è nulla, è il caso di leggi hard risolte come puro master-slave, a leggi in cui il valore di pressione dipende da quello della compenetrazione secondo una legge data per punti.

Nei modelli studiati nel presente lavoro si è fatto largo uso di leggi tabulate per punti; per studiare l'influenza che queste hanno sui risultati viene svolta un'analisi di sensitività. Le curve sono state parametrizzate introducendo due coefficienti, K_{press} e K_{over} , che premoltiplicando rispettivamente le ordinate, cioè la pressione, e le ascisse, quindi la compenetrazione, provocano una distorsione della curva. I due parametri sono stati fatti variare nel seguente modo:

$$K_{press} = [1.4, \quad 1.0, \quad 0.6]$$

$$K_{over} = [0.8, \quad 1.0, \quad 1.2]$$

Dalle diverse combinazioni si possono ottenere diversi andamenti delle curve utilizzate per il contatto considerato; gli effetti della variazione dei singoli parametri sulle curve pressione-compenetrazione e sui risultati sono mostrati in Figura 5.10 ed in Figura 5.11. L'analisi è stata eseguita sui contatti che si instaurano tra l'ATD e le superfici del sedile; tuttavia i risultati di maggior rilievo riguardano solo le analisi sul contatto della seduta.

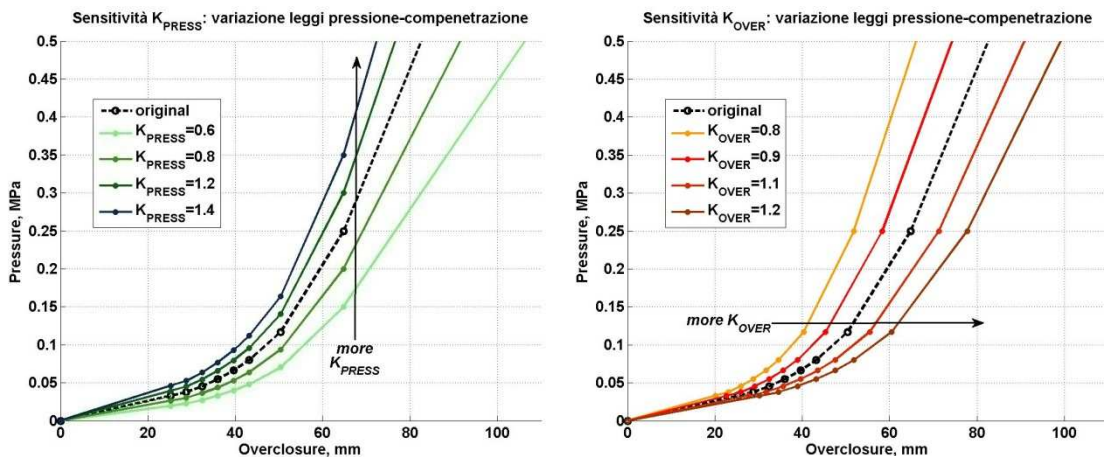


Figura 5.10 - Variazione delle curve pressione-compenetrazione al variare di K_{press} e K_{over} .

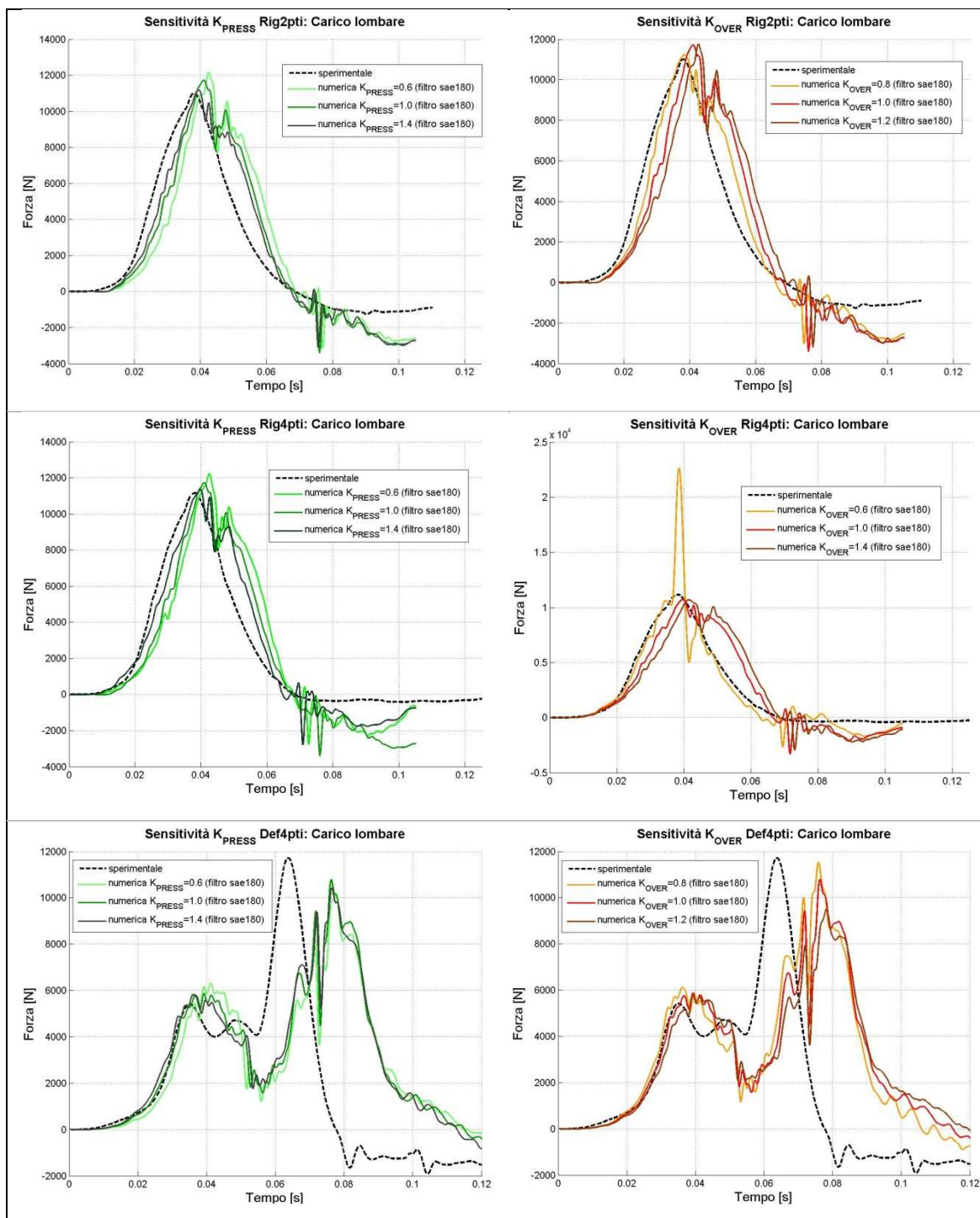


Figura 5.11- Analisi di sensitività alle leggi pressione-compensazione della seduta, parametri K_{press} e K_{over} .

In tutti i casi sopra riportati il modello in analisi differisce da quello finale per i diversi coefficienti d'attrito e di smorzamento, oltre che per le leggi pressione-compensazione adottate.

Ulteriori studi si sono concentrati sul contatto tra pavimento e piedi; questo, come mostrato al Paragrafo 4.3.3 , è stato modificato in modo rilevante e la sua variazione ha portato ai risultati esposti in Figura 5.12. Confrontando gli andamenti del carico lombare si nota come la maggiore influenza si ha nel caso *Def4pti* per il quale non si registrano più fastidiose oscillazioni. Tuttavia il risultato di maggior interesse è rappresentato dall'andamento delle forze di contatto sui piedi: esse presentano ora andamenti fisicamente accettabili con curve regolari e prive di picchi impulsivi. In questo caso lo studio è stato svolto sul modello finale.

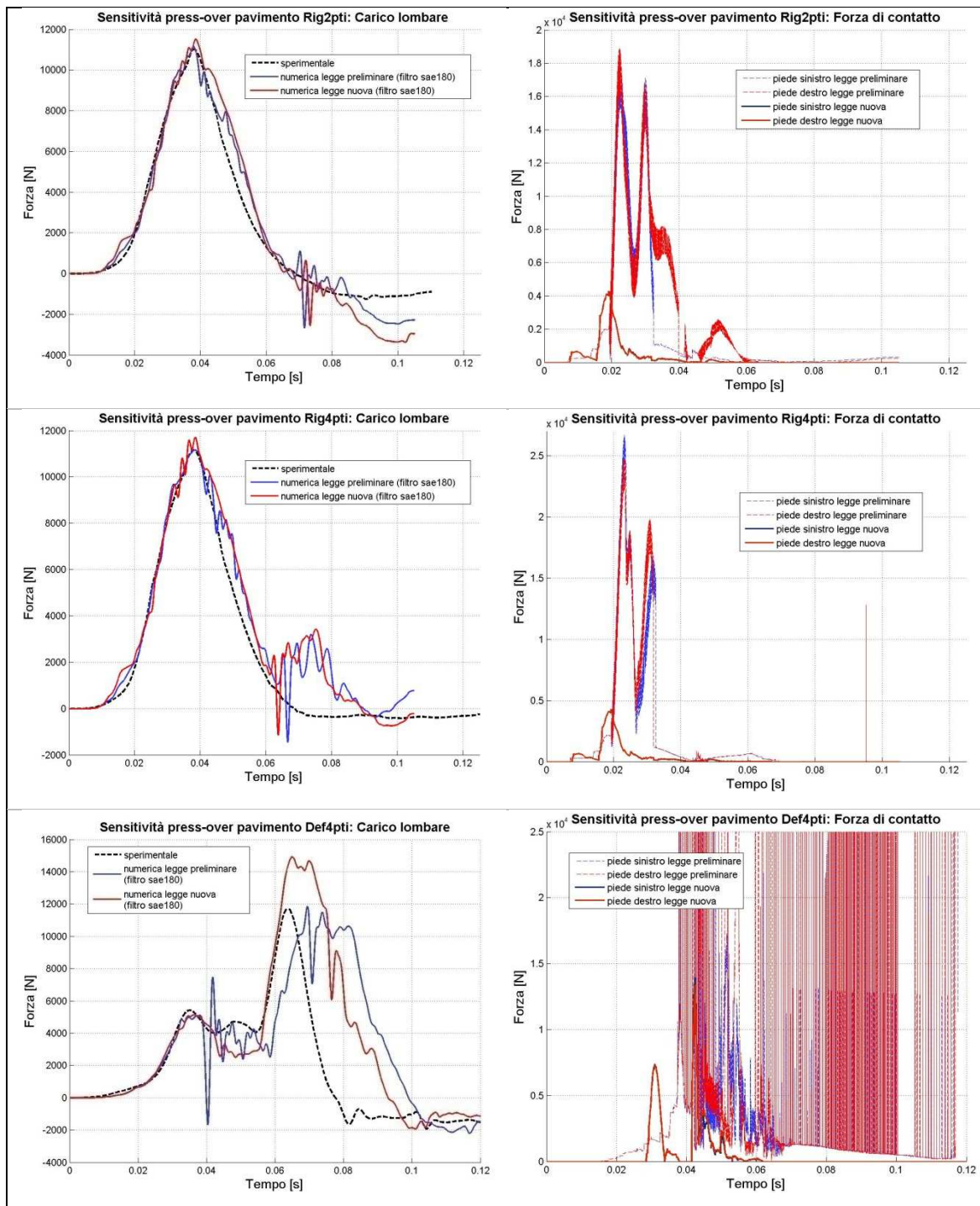


Figura 5.12- Analisi di sensitività alle leggi pressione-compenetrazione del pavimento.

5.4 Tecnica di *Mass Scaling*

Una cospicua riduzione dei tempi di calcolo è stata ottenuta a seguito dell'introduzione delle nuove cinture. Un ulteriore riduzione si può ottenere sfruttando la tecnica della scalatura di massa. Dalla teoria riportata al Paragrafo 1.4.4 emerge che è possibile applicare il *mass scaling* anche in analisi dinamiche purché la variazione di massa introdotta rimanga percentualmente bassa e irrilevante ai fini del risultato finale.

La tecnica, applicata sui modelli finali, ha riguardato solo gli elementi delle cinture di sicurezza. Su di essi è stato imposto un *time step* minimo di 1.4 E-6 s attraverso la card *FIXED MASS SCALING; la conseguente variazione percentuale di massa si è attestata sullo 0.033% della massa totale dei modelli.

Di seguito, in Tabella 5.2, si confrontano i passi d'integrazione e i tempi di calcolo. Infine è stato verificato che effettivamente gli effetti sul carico lombare risultassero trascurabili: le curve ottenute dalle analisi con *mass scaling* sono risultate identiche a quelle nelle quali non si è fatto uso della tecnica. I risultati sono stati omessi in quanto le curve sono perfettamente sovrapposte.

Tabella 5.2 - Analisi di sensitività prestazioni sull'introduzione del *mass scaling*.

Sensitività prestazioni dovuta all'introduzione del <i>mass scaling</i>				
Caratteristica		Unità di misura	Modello finale	Modello finale con Mass Scaling
<i>Time step iniziale</i>	<i>Rig2pti</i>	<i>dt [s]</i>	8.892 E-07	1.400 E-06
	<i>Rig4pti</i>			
	<i>Def4pti</i>			
<i>Tempo di calcolo tot.</i>	<i>Rig2pti</i>	<i>t [h: m: s]</i>	00:19:45*	00:12:40*
	<i>Rig4pti</i>	<i>t [h: m: s]</i>	00:20:07*	00:12:57*
	<i>Def4pti</i>	<i>t [h: m: s]</i>	00:21:34*	00:14:01*
* analisi eseguita su Intel®core™2duo CPU, T7700@2.4GHz, 3.00GB di RAM (utilizzata 1CPU)				

Capitolo 6

Introduzione del modello in analisi di crash

Nel capitolo viene presentata una applicazione del modello di manichino sviluppato nel presente lavoro. Si descrive brevemente il modello e si espongono i risultati dell'analisi di crash.

6.1 Modello completo di elicottero

L'applicazione ultima del modello numerico di manichino antropomorfo sviluppato nella presente attività di tesi è quella di essere utilizzato in analisi preliminari più complesse che prendano in considerazione l'intero elicottero. Presso il DIA del Politecnico di Milano si stanno impiegando molte risorse in tal senso con lo scopo di giungere ad un modello completo di elicottero affidabile e dal costo computazionale contenuto. Il modello finale di ATD numerico sviluppato fornisce risultati attendibili, esposti al Paragrafo 4.4, e validati dalle prove sperimentali; inoltre i ridotti tempi di calcolo ottenuti ben si adatto all'applicazione dell'ATD in analisi più complesse. Come logica conseguenza si presenta dunque l'applicazione del manichino antropomorfo numerico in analisi di crash. L'analisi messa a disposizione prevede la modellazione dell'impatto su suolo rigido di un elicottero militare; il modello corrispondente, sviluppato per il software *Abaqus/Explicit*, comprende quindi il suolo, tutta la struttura del sottopavimento, il sedile aeronautico e l'ATD. Sedile e manichino vengono posizionati nel modello a seconda che si voglia rappresentare l'occupante passeggero o l'addetto al mitragliatore disposto di lato.

6.1.1 Modello del suolo e della struttura del sottopavimento

L'impatto simulato avviene su suolo rigido piatto; questo viene quindi modellato semplicemente attraverso elementi rigidi quadrilateri. L'intero suolo viene considerato come corpo rigido e l'interazione con l'elicottero è implementata con un'unica legge pressione-compenetrazione.

La struttura del sottopavimento risulta essere composta da una carenatura inferiore che andrà ad impattare direttamente contro il suolo, il pavimento interno alla cabina, una struttura di correnti disposti longitudinalmente e trasversalmente ed una serie di anime che si interpongono tra il rivestimento esterno ed il pavimento e che vanno a dividere la struttura interna in celle. Il modello non vuole essere applicato in analisi di dettaglio perciò risulta essere in molte sue parti semplificato. Il rivestimento inferiore e il piano del pavimento sono modellati con elementi piastra; la struttura di correnti è invece rappresentata con elementi trave dalle caratteristiche assegnate. La struttura interna, caratterizzata dalla presenza di anime, è invece semplificata attraverso l'uso di una serie di molle e smorzatori; inoltre in corrispondenza degli incroci tra anime longitudinali e trasversali è presente un elemento di trave che contribuisce alla definizione della resistenza della zona di intersezione. L'intera struttura è mostrata in Figura 6.1.

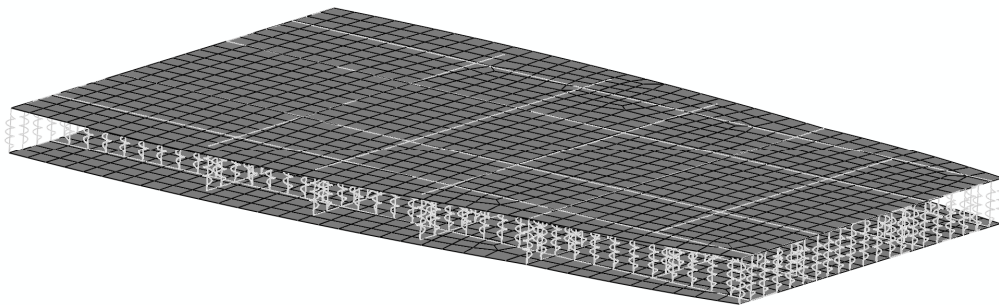


Figura 6.1 - Analisi di crash, modello della struttura dell'elicottero.

Il sedile aeronautico, già descritto dettagliatamente nei capitoli precedenti, è vincolato alla struttura per mezzo di quattro attacchi in corrispondenza delle gambe della parte fissa del sedile.

Infine il modello di manichino antropomorfo è posizionato sul sedile in modo identico a quanto già fatto in precedenza.

6.2 Prove di crash numeriche e risultati

Vengono effettuate due prove numeriche nelle quali viene imposta la condizione iniziale di velocità di caduta verticale pari a 10 m/s; le prove differiscono tra loro solo per la posizione occupata dall'ATD all'interno dell'elicottero; in questo modo si vogliono studiare le sollecitazioni alle quali sono sottoposti gli occupanti. La prima prova vede come occupante presente il solo passeggero rivolto verso la cabina (*FrontSeat*) mentre nella seconda l'occupante è orientato di lato (*SideSeat*), a rappresentare l'addetto al mitragliatore.

6.2.1 Prova *FrontSeat*

Nella prova *FrontSeat* l'occupante è posizionato nella zona centrale delle fusoliera rivolto verso avanti come mostrato in Figura 6.2. L'analisi è stata eseguita su sedile aeronautico con assorbitore; la corsa di quest'ultimo è stata utilizzata totalmente per la lunghezza di 200 mm (si ricorda che nelle analisi di riferimento la corsa era limitata a 120 mm simulando la presenza di avionica sotto al sedile).

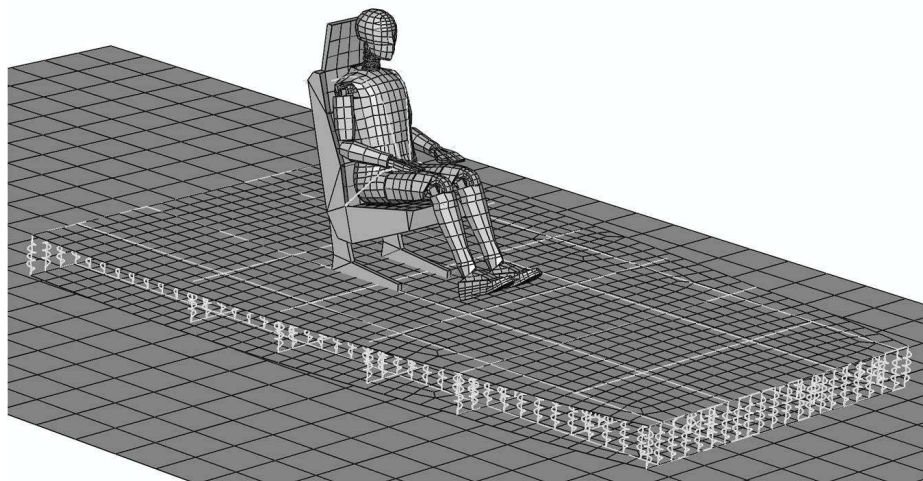


Figura 6.2 - Analisi di crash, prova *FrontSeat*.

Si riportano le curve numeriche del carico lombare e della corsa dell'assorbitore.

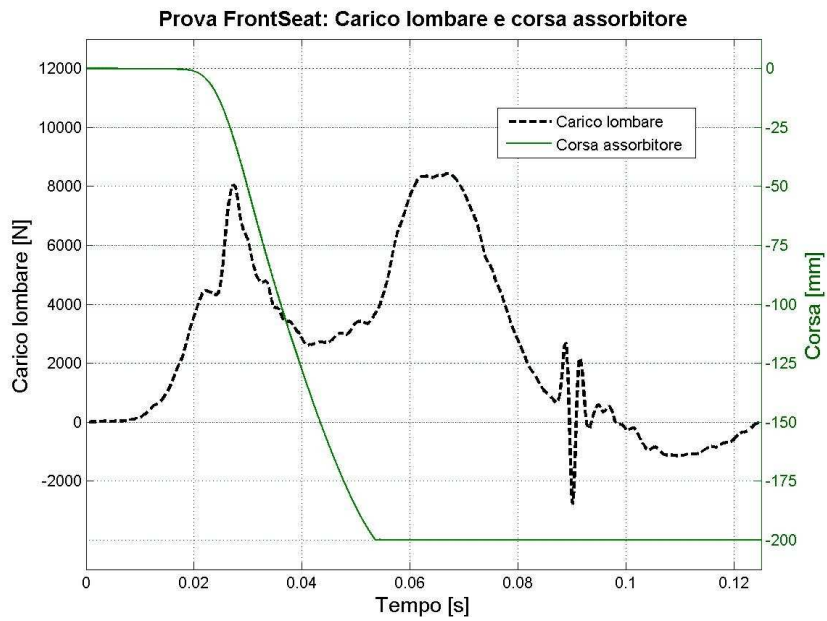


Figura 6.3 - Analisi di crash *FronSeat*, carico lombare e corsa assorbitore.

6.2.2 Prova SideSeat

Nella prova in analisi l'occupante è posizionato sul lato destro della fusoliera ed è rivolto verso destra come mostrato in Figura 6.4. Come nel caso precedente, è stato utilizzato un sedile aeronautico con corsa dell'assorbitore di 200 mm.

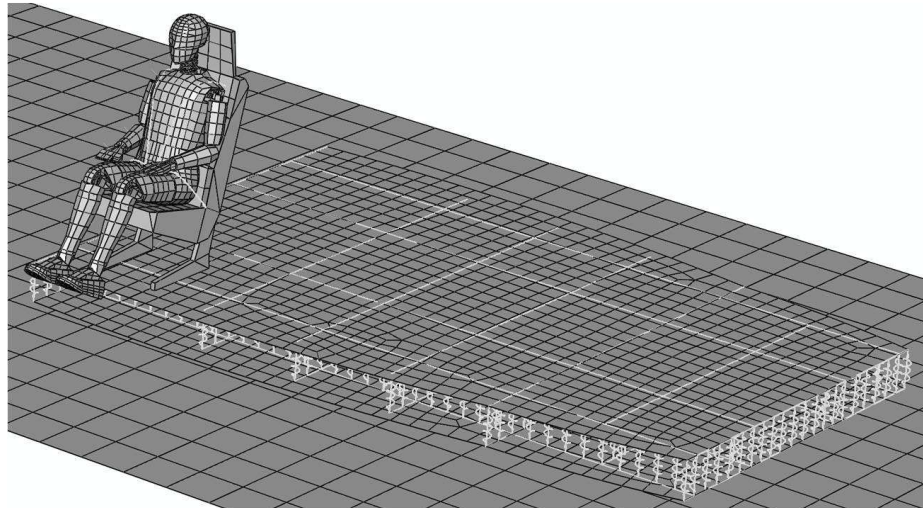


Figura 6.4 - Analisi di crash, prova SideSeat.

Si riportano gli andamenti del carico lombare e della corsa dell'assorbitore.

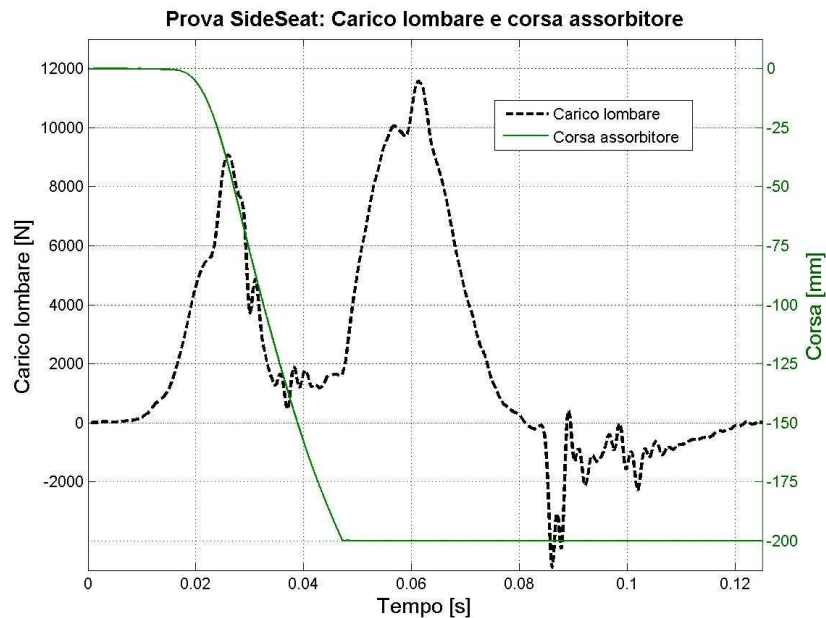


Figura 6.5 - Analisi di crash SideSeat, carico lombare e corsa assorbitore.

Conclusioni e sviluppi futuri

L'attività di tesi è partita da un modello numerico di ATD che ha rappresentato la base di partenza per lo sviluppo del lavoro. Il modello iniziale era affetto da una serie di problematiche che ne limitavano l'applicabilità nelle simulazioni d'impatto in condizioni generiche. Un primo problema riguardava l'affidabilità dei risultati: alcune soluzioni adottate apparivano più legate all'ottenimento di una buona correlazione in casi specifici che non al rispetto della fisicità del problema, come nel caso del posizionamento sul sedile; altri aspetti legati alle interazioni di contatto evidenziavano gravi problemi numerici, come nel caso delle forze e delle pressioni di contatto sulla seduta. Infine una grossa limitazione era dettata dagli elevati tempi di calcolo soprattutto considerando la volontà di utilizzare l'ATD in studi preliminari o in ottimizzazioni.

Il modello di manichino finale corregge le lacune dell'ATD preliminare appena citate; infatti vengono risolti i problemi di maggior rilievo e, grazie alle modifiche apportate, il livello di affidabilità del modello è sicuramente incrementato. Anche la correlazione con i dati delle prove sperimentali risulta migliorata in tutti i casi considerati. Infine una nota importante va dedicata alla riduzione del costo computazionale che ha permesso di ridurre drasticamente i tempi di calcolo e rendere quindi il modello adatto agli scopi prefissati.

Un aspetto importante riguarda la flessibilità, data dal modello ibrido, di poter attivare la deformabilità di alcune zone in funzione delle condizioni di utilizzo del manichino; si pensi ad esempio alle indagini riguardanti le possibilità d'impatto di parti, quali la testa, il torace o il femore, con elementi dell'ambiente di cabina che potrebbero richiedere l'attivazione selettiva della deformabilità delle stesse.

I numerosi studi di sensitività riportati permettono di comprendere meglio quali caratteristiche influenzano maggiormente il comportamento del modello ed eventualmente forniscono una buona indicazione sulla taratura di alcuni parametri. In questo senso di particolare interesse sono le sensitività legate alle interazioni di contatto; infatti un processo di identificazione dei parametri di contatto permette di ottenere una correlazione ottimale. Tuttavia la loro modifica

non comporta lo stravolgimento dei risultati; quest'ultima considerazione può essere importante nel momento in cui si utilizza l'ATD numerico in condizioni diverse da quelle studiate in quanto garantisce l'ottenimento di risultati attendibili.

La tecnica di modellazione ibrida utilizzata, Elementi Finiti e Multi-Corpo, mostra al termine del lavoro svolto le sue reali potenzialità mettendo a disposizione dell'utente un modello sufficientemente raffinato, in grado di fornire risultati di dettaglio ed allo stesso tempo utilizzabile in analisi complesse. Grazie a queste caratteristiche l'ATD numerico sviluppato risulta essere competitivo con modelli ben più semplici i quali per contro necessitano spesso di un'intensa attività di correlazione prima di poter essere adeguatamente impiegati.

Infine l'applicazione dell'ATD sviluppato in analisi di crash vuole dimostrare le effettive potenzialità del modello e fornisce un esempio pratico di utilizzo dello stesso.

Un possibile sviluppo potrebbe quindi essere volto all'introduzione del nuovo ATD numerico ibrido in analisi più complesse comprendenti modelli completi di strutture aeronautiche. In seguito poi ad una ulteriore attività di validazione, l'introduzione dei modelli in cicli di ottimizzazione strutturale dovrebbe essere l'obiettivo ultimo per l'implementazione di un metodo di progetto preliminare che tenga conto degli stringenti requisiti di sicurezza passiva.

Bibliografia

- [1]. **Eiband, A.** *Human Tollerance to Rapidity Acceleration*. s.l. : NASA, May 1959. Memorandum No. 5-19-59E.
- [2]. **U.S. ARMY Aviation System Command.** *Aircraft Crash Survival Design Guide*. December 1989. TR 89-D-22A.
- [3]. **Giavotto V., Caprile C, Sala G.** *The Design of Helicopter Crashworthiness*. Luxembourg, Energy Absorption of Aircraft Structures as an Aspect of Crashworthiness : s.n., 1987. AGGARD Conference proceedings No. 443.
- [4]. **Bisagni, C.** Crashworthiness of Helicopter Subfloor Structures. *International Journal of Impact Engineering*. 2002.
- [5]. **Anghileri M., Lanzi L., Oldani E., Denni R.** *Multi-Objective Optimization of Helicopter Seats Under Crashworthiness Requirement*. Yokoama (Japan), 24th Congress of International Council of Aeronautical Sciences : s.n., September 2004.
- [6]. **Hugo Bastien, Denis Rancourt.** *Evaluation of Existing Dummy & Human Numerical Models, Comparison between commercially available models*. s.l. : Defence R&D Canada - Valcartier, May 2008. Perseus Report No. R043-001.
- [7]. **Waagmeester, C.D.** *Enhanced FAA Hybrid III Dummy for Aircraft Occupant Safety Assesment*. U.S.A. : SAFE Symposium, 2002.
- [8]. **Fracasso, E.** *Sviluppo di un Modello Numerico di Manichino Antropomorfo Hybrid III per lo Studio di Incidenti che Coinvolgono l'Uomo*. Politecnico di Milano : Relatore Anghileri M.
- [9]. **M. Anghileri, M. Castelletti, E. Fracasso.** *Sviluppo di un Modello di Manichino Antropomorfo Hybrid III per lo Studio di Incidenti che Cinvolgono l'Uomo*. Volterra (Italia), Proc. XVIII Congresso Nazionale AIDAA : s.n., Settembre 2005.
- [10]. **Grassi, F.** *Tecniche Numeriche per l'integrazione di Sistemi d'Assorbimento dell'Energia di Impatto negli Elicotteri*. Politecnico di Milano : Relatore Astori P., Co-relatore Airoidi A., Anno Accademico 2005-2006.
- [11]. **ABAQUS, Inc. and Dassaul Systèmes.** *Abaqus 6.7 Documentation*. 2007.

- [12]. **ABAQUS, Hibbit, Karlsson & Sorensen, Pawtucket.** *Abaqus 6.4 Documentation.* 1998.