

ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITA' DI BOLOGNA
SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA MAGISTRALE
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Classe: LM-20

Sede di Forlì

TESI DI LAUREA
In Strutture e Materiali Aerospaziali

VERIFICA STRUTTURALE DI UN EXPERIMENT
EXTENSION BOX PER IL LABORATORIO DI
SCIENZA DEI FLUIDI DELLA STAZIONE
SPAZIALE INTERNAZIONALE

CANDIDATO

Marco Bulgarelli

RELATORE

Prof. Enrico Troiani

TUTOR AZIENDALE

Ing. Riccardo Corsini

ANNO ACCADEMICO 2011/2012

SESSIONE I

(pagina volutamente lasciata in bianco)

Indice

1) Introduzione.....	7
- 1.1 L'ISS, il modulo Columbus e l'FSL	8
2) EEB.....	13
- 2.1 L'Experiment Container CIMEX	13
- 2.2 L'Experiment Extension Box-EEB e il modello CAD	17
3) Modello FEM.....	25
- 3.1 Modellazione FEM	25
- 3.2 Requisiti EADS-ASTRIUM sulla modellazione FEM	27
- 3.3 Creazione del modello FEM	30
- 3.4 Proprietà degli elementi nel modello FEM	45
- 3.5 Verifiche del modello fem	53
- 3.5.1 Verifica dei pesi	53
- 3.5.2 Proprietà degli elementi di tipo <i>shell</i>	55
- 3.5.3 Verifica di coerenza del modello FEM	58
- 3.5.3.1 Analisi modale libera	59
- 3.5.3.2 Analisi modale vincolata	64
- 3.5.3.3 Analisi statica 1 g	68
- 3.6 Condizioni di carico di riferimento	71
- 3.6.1 Fattori di sicurezza per i componenti dell'FSL	79
- 3.6.2 Carichi considerati nelle analisi strutturali	81
- 3.7 Condizioni di stivaggio per il lancio	90
- 3.7.1 Scelta del <i>foam</i> e creazione dei modelli FEM per le condizioni di carico inerziali	95
- 3.7.2 <i>Venting</i>	108
4) Verifiche strutturali e risultati.....	115
- 4.1 Verifica strutturale delle pareti	115
- 4.2 Verifica strutturale delle viti	123
- 4.2.1 Verifica dell'integrità delle viti	125
- 4.2.2 Verifica a strappo della vite	126
- 4.2.3 Verifica a separazione della flangia e allo scorrimento	126
- 4.2.4 Verifica a strappo della piastra	127
- 4.2.5 Verifica a tranciamento della piastra	128
- 4.2.6 Verifica dell'ovalizzazione del foro della piastra	128
- 4.2.7 Calcoli per la verifica strutturale delle viti e delle flange	129

- 4.2.8 Risultati della verifica delle viti	136
- 4.2.8.1 Viti strutturali delle pareti dell'EEB	137
- 4.2.8.2 Viti di fissaggio al pannello frontale del CEML	143
- 4.2.8.3 Viti di fissaggio della boccola in poliacetalica	146
5) Verifica a frattura dell'EEB.....	147
- 5.1 Generalità sull'analisi a frattura	147
- 5.2 Programma dell'analisi a frattura	148
- 5.3 Principi di base di NASGRO/ESACRACK sull'analisi a frattura	155
- 5.4 Analisi a frattura delle pareti dell'EEB	163
- 5.5 Risultati delle analisi a frattura	168
6) Conclusioni.....	174
7) Appendice.....	175
- 7.1 Risultati delle verifiche strutturali delle pareti dell'EEB	175
- 7.2 <i>Gore Space Cables for LEO Applications - data sheet</i>	186
- 7.3 Molle a compressione - <i>data sheet</i>	187
- 7.4 Scheda tecnica del <i>Delrin</i> POM-C	188
- 7.5 Scheda tecnica del <i>Plastazote</i> LD 45 FR	189
- 7.6 Parte dello spettro di carico utilizzato per l'analisi a frattura della parete LW	191
8) Riferimenti.....	199

Acronimi

ATV	Automated Transfer Vehicle
BackW	Back Wall
BW	Bottom Wall
CAD	Computer Aided Design
CEM	Central Experiment Module
CEML	Central Experiment Module Lower
CIMEX	Convection and Interface Mass Exchange Experiment
CTB	Cargo Transfer Bag
EADS	European Aeronautic Defence and Space Company
EC	Experiment Container
ECCU	Experiment Container Controller
EEB	Experiment Extension Box
EPFM	Elasto-Plastic Fracture Mechanics
ESA	European Space Agency
FCI	Fracture Critical Item
FE	Finite Elements
FEA	Finite Elements Analysis
FEM	Finite Element Method
FF	Fitting Factor
FLLI	Fracture Limited Life Item
FSL	Fluid Science Laboratory
FW	Front Wall
HFT	Hightech Engineering
ICC	Integrated Cargo Carrier
ILR	Integrated Light Rack
ISPR	International Standard Payload Rack
ISS	International Space Station
IVA	Intra Vehicular Activity
LC	Load case
LEFM	Linear Elastic Fracture Mechanics

LEO	Low Earth Orbit
LLF	Limit Load Factor
LTU	Laptop Unit
LW	Left Wall
MDP	Maximum Design Pressure
MOS	Margin of Safety
MPC	Multi Point Constraints
MPLM	Multi Purpose Logistics Module
MS	Safety Margin
NASA	National Aeronautics and Space Administration
NASTRAN	NASA Structural Analysis
NDI	Non Destructive Inspection
NSY	Net Section Yielding
PDR	Preliminary Design Review
PFCI	Potential Fracture Critical Item
PP	Proof Pressure
RBE	Rigid Body Element
RW	Right Wall
QD	Quick Disconnect
S/C	Spacecraft
SF	Safety Factor
SI	Sistema Internazionale
SIF	Stress Intensity Factor
STS	Space Transportation System (US Space Shuttle)
SWLA	Secondary Water Loop Assembly
TBC	To Be Confirmed
TW	Top wall
UP	Ultimate Pressure

1) Introduzione

Il lavoro illustrato nel presente elaborato è basato sull'attività di preparazione alla tesi svolta presso l'azienda Highftech Engineering a Modena. L'azienda opera prevalentemente nel settore aerospaziale e fornisce apparecchiature ad alto contenuto tecnologico a imprese del settore. In particolare Highftech Engineering ha realizzato numerosi progetti nell'ambito dello sviluppo di esperimenti in condizioni di microgravità per la Stazione Spaziale Internazionale (ISS). Il lavoro svolto in questa tesi si inserisce nel contesto progettuale di un *Experiment Container* (EC) per il Laboratorio di Scienza dei Fluidi (FSL) del modulo Columbus. In particolare sono state effettuate le verifiche strutturali di un *Experiment Extension Box* (EEB), componente per applicazioni spaziali connesso all'*Experiment Container* denominato CIMEX (*Convection and Interfacial Mass Exchange*) destinato al FSL della Stazione Spaziale Internazionale. Il modello FEM dell'EEB e tutte le analisi strutturali sono state realizzate secondo le normative ESA-ASTRIUM e attraverso l'uso dei *software* MSC NASTRAN PATRAN e NASGRO 6.21 di ESACRACK.

Nel primo capitolo è illustrato il contesto nel quale s'inserisce il componente oggetto di studio della tesi e nel secondo vengono descritte le principali caratteristiche dell'*Experiment Container* e dell'EEB. Il terzo capitolo illustra le procedure per la realizzazione del modello FEM, le verifiche eseguite sul modello, l'assegnazione delle proprietà e le scelte delle condizioni di carico. Gli ultimi capitoli trattano delle verifiche strutturali effettuate sui componenti principali del modello, dei risultati ottenuti, dei principi di base della normativa ESA sull'analisi a frattura e dei risultati delle analisi effettuate con NASGRO 6.21.

1.1 L'ISS, il modulo Columbus e l'FSL

La Stazione Spaziale Internazionale (ISS) rappresenta il più grande laboratorio per la ricerca scientifica internazionale orbitante in LEO attorno alla terra. La stazione spaziale è gestita da cinque agenzie spaziali: la statunitense NASA, la russa RKA, l'europea ESA, la giapponese JAXA e la canadese CSA. Dal 2000 è abitata in permanenza da un equipaggio composto da due a sei astronauti i quali conducono esperimenti di vario genere al fine di sviluppare e provare nuove tecnologie per le future esplorazioni spaziali. Nel 2008, grazie al lancio dello *Space Shuttle Atlantis*, lo spazio abitabile della ISS è stato ampliato con il modulo europeo Columbus. Questo mette a disposizione un ambiente in cui gli astronauti possono eseguire ricerche in assenza di gravità in ambiti civili, utilizzando una serie di impianti per esperimenti che riguardano un'ampia gamma di discipline scientifiche. Gli impianti presenti all'interno del Columbus sono il *Biolab*, per gli esperimenti di biologia, il *Fluid Science Laboratory (FSL)*, per gli esperimenti nel campo della scienza dei fluidi, i Moduli Europei di Fisiologia, per gli esperimenti di fisiologia umana e lo *European Drawer Rack*, un impianto multidisciplinare per una vasta gamma di esperimenti più piccoli. Il laboratorio Columbus è il più piccolo della Stazione Spaziale ma offre gli stessi volumi di carico utile, potenza e reperimento dati degli altri laboratori della stazione, ma con dimensioni e costi ridotti. Il Columbus è lungo 7 metri e consiste in una struttura cilindrica in lega d'alluminio pressurizzata del diametro di 4.5 metri, ha una massa di 10.3 t e un volume interno di 75 m³ capace di alloggiare sedici armadi (*racks*) posizionati lungo la circonferenza della sezione cilindrica.

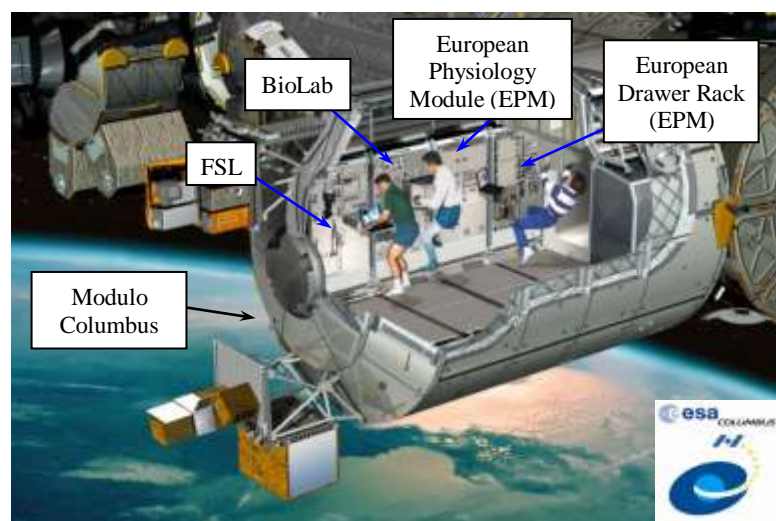


Figura 1 - Sezione del laboratorio Columbus connesso all'ISS

Questi *racks* hanno dimensioni e interfacce standard, dovendo contenere impianti per esperimenti o integrare sottosistemi per le ricerche. Dieci di questi sedici armadi sono ISPRs (*International Standard Payload Racks*) attrezzati di diverse risorse, quali energia, impianti di raffreddamento, linee video e di dati. Ciascuno di questi ISPR è capace di alloggiare un impianto per esperimenti con una massa fino a 700 kg. In uno di questi ISPRs è alloggiato il FSL all'interno del quale vengono effettuate le ricerche sui fluidi.



Figura 2 - Comparto Standardizzato Internazionale di carico utile (ISPR)

L'obiettivo principale degli esperimenti fluidodinamici condotti nello spazio è lo studio di fenomeni dinamici in assenza di forze gravitazionali. In condizioni di microgravità come sulla ISS, queste forze sono quasi interamente eliminate, dando luogo a variazioni significative dei processi di convezione, sedimentazione, stratificazione e pressione statica dei fluidi. La struttura dell'FSL è di concezione modulare e si basa sull'uso di elementi a cassette; questo facilita molto la rimozione e il trasporto di componenti, sia per aggiornarli che per riparare le parti difettose.

Il FSL può operare in modo automatico o semi-automatico e può essere controllato dall'equipaggio a bordo della Stazione Spaziale oppure da terra. La parte destra del FSL contiene sottosistemi funzionali per la distribuzione

dell'energia, il condizionamento ambientale, l'elaborazione e gestione dei dati. L'elemento principale sul lato sinistro del laboratorio contiene il modulo di diagnosi ottica e il modulo esperimenti centrale, nel quale vengono inseriti gli *experiment containers* per le ricerche scientifiche. Gli *experiment containers* sono solitamente strutture composte da sei pareti metalliche contenenti attrezzature e impianti per l'esecuzione di esperimenti scientifici in orbita.

Il modulo esperimenti centrale si divide in due parti. La prima parte contiene la struttura di sospensione per gli *experiment container*, ed è progettata al fine di poter essere estratta dal *rack* in modo da consentire l'inserimento e la rimozione dei contenitori di dimensioni standard nei quali sono integrati gli esperimenti. La seconda parte contiene tutte le attrezzature diagnostiche e d'illuminazione, assieme all'elettronica di controllo che consente di comandare e monitorare i componenti elettromeccanici e opto-meccanici.

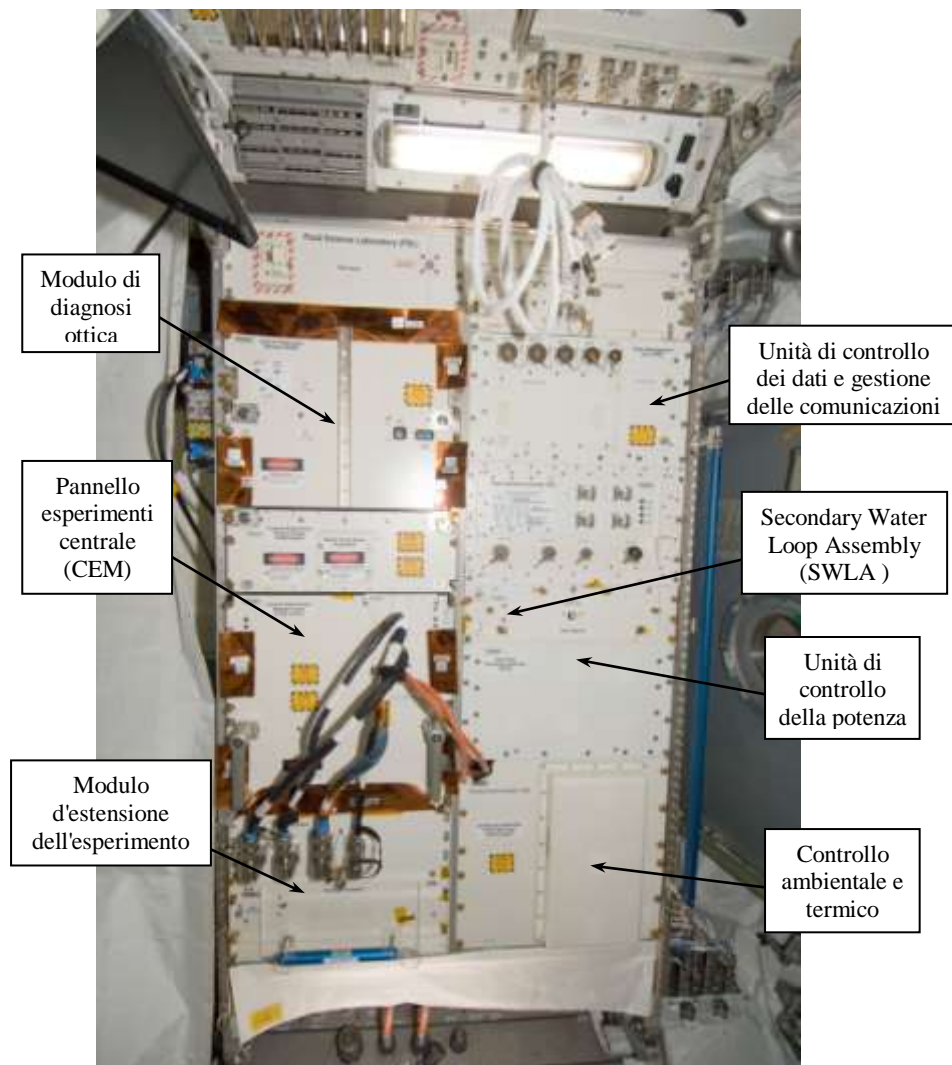


Figura 3 - Rack del FSL con i componenti principali

L'*Experiment Container CIMEX* verrà collocato all'interno del modulo esperimenti centrale e l'*Experiment Extension Box (EEB)* studiato in questa sede è destinato ad essere alloggiato nella guida visibile nella Figura 4. L'EEB sarà pertanto un componente esposto nel corridoio centrale del modulo Columbus.

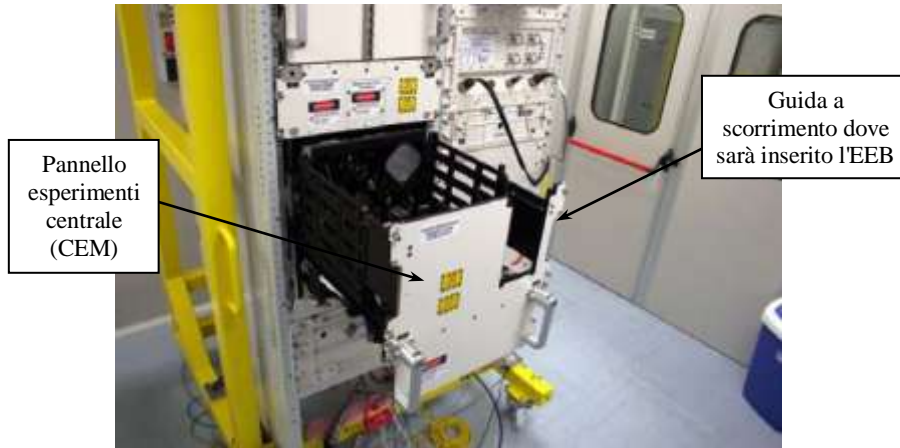


Figura 4 - Parte dell'FSL dove verrà collocato l'experiment container CIMEX

Nella Figura 5 è illustrato il posizionamento dell'*Experiment Container CIMEX* e dell'EEB rispetto al pannello frontale del CEML del FSL.

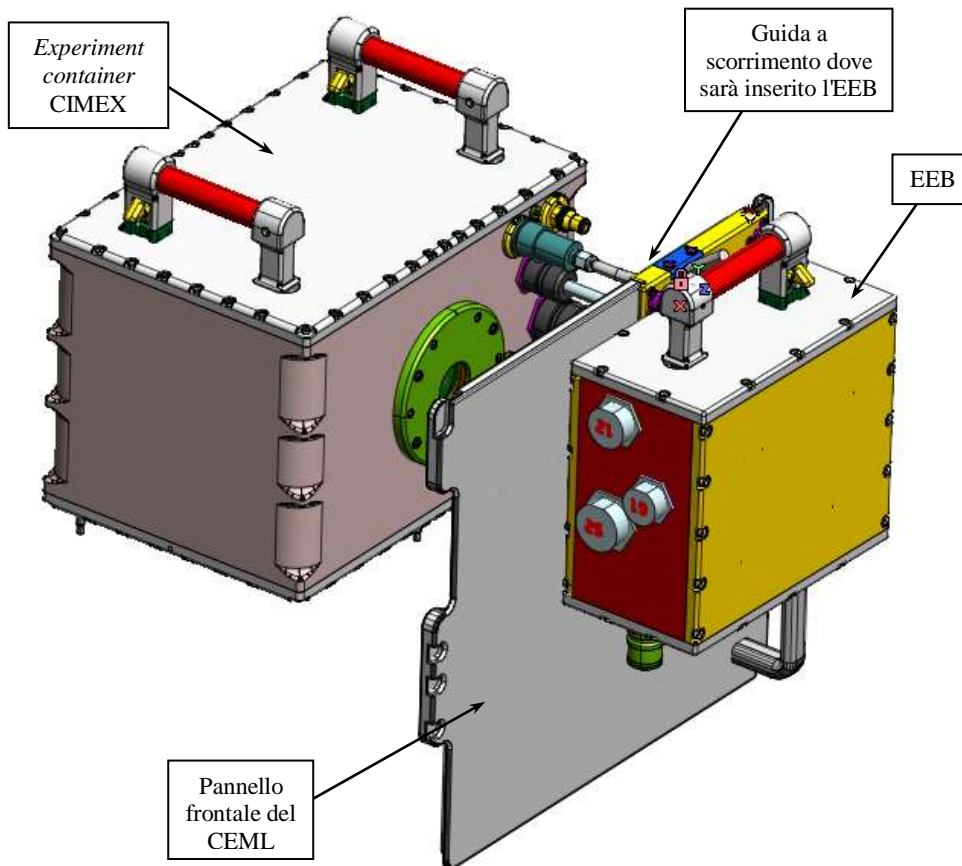


Figura 5 - Connessione tra il CIMEX e l'EEB nell'FSL

2) EEB

L'*Experiment Extension Box* (EEB) è un componente esterno *all'experiment container* CIMEX-1 (*Convection and Interfacial Mass Exchange*), il quale è stato selezionato dall'ESA come carico utile di una delle prossime missioni sul FSL. Questo progetto sarà fondamentale per gli obiettivi di ESA sulle ricerche fluidodinamiche e fisico-chimiche sui dispositivi di scambio termico con liquidi binari. Nel seguito sono descritte in breve le caratteristiche principali dell'EC CIMEX-1 e quelle dell'EEB, il quale sarà oggetto delle verifiche strutturali effettuate in questa tesi.

2.1 L'Experiment container CIMEX

L'esperimento che verrà condotto all'interno dell'EC CIMEX riguarda il fenomeno del trasporto di quantità di massa attraverso delle interfacce, il loro accoppiamento con la tensione superficiale di flussi in moto e le instabilità che caratterizzano questi trasporti di massa ed energia. Le ricerche pianificate per questo EC trattano sia i fenomeni di macro-convezione che quelli di micro-convezione. La macro-convezione avviene quando i flussi di calore o di massa vengono imposti lungo un interfaccia, la micro-convezione si riferisce ai flussi attraverso un interfaccia. Le interfacce degli studi proposti sono legate all'evaporazione di liquidi puri e di liquidi multifase. Gli studi con liquidi multifase saranno mirati ad analizzare gli effetti di sostanze tensioattive riguardo l'evaporazione e le instabilità correlate. Il legame tra evaporazione e convezione ha un effetto diretto sull'indice d'evaporazione, questo è di notevole interesse per lo studio delle scanalature dei condotti termici e degli evaporatori a film sottile.

Le applicazioni industriali dei risultati attesi riguarderanno principalmente condotti termici avanzati, circuiti di condotti termici per applicazioni spaziali, il raffreddamento di dispositivi elettronici e scambiatori di calore a piastre fredde. Altre applicazioni delle ricerche che saranno effettuate riguarderanno le tecnologie di rivestimento, quelle d'essiccazione e le metodologie di distillazione. L'esperimento del CIMEX è basato sull'utilizzo dell'evaporazione di una cella di fluido 3D che sarà inserita all'interno dell'EC nell'FSL. Sulla base di studi preliminari e a causa dei vincoli sul volume imposti dal posizionamento dell'EC

nel *Central Experiment Module* (CEM) del FSL, è stato necessario predisporre un volume ausiliario (EEB) posto di fronte al CEM. Questo volume è adottato per contenere i sistemi elettrici, quali la gestione dell'alimentazione, dei dati e della manutenzione del CIMEX. I componenti principali dell'esperimento CIMEX sono i seguenti:

- cella di fluido 3D per le ricerche sulla convezione;
- ottiche di diagnostica e tomografia;
- sistemi d'iniezione (circuito d'immissione del fluido);
- controllore della piatezza superficiale del liquido;
- condensatore/separatore gas liquido;
- pompe, valvole, azionamenti, unità di riscaldamento/raffreddamento;
- sensori scientifici;
- ottiche e video camera interna a IR;
- struttura delle pareti dell'EC per il contenimento dell'esperimento;
- sistema di ricircolo del flusso termico (circuito idraulico);
- serbatoi di gas;
- serbatoi di liquidi.

A scopo illustrativo in basso è rappresentato il *layout* dell'esperimento estratto dal documento sulle specifiche del sistema CIMEX [16].

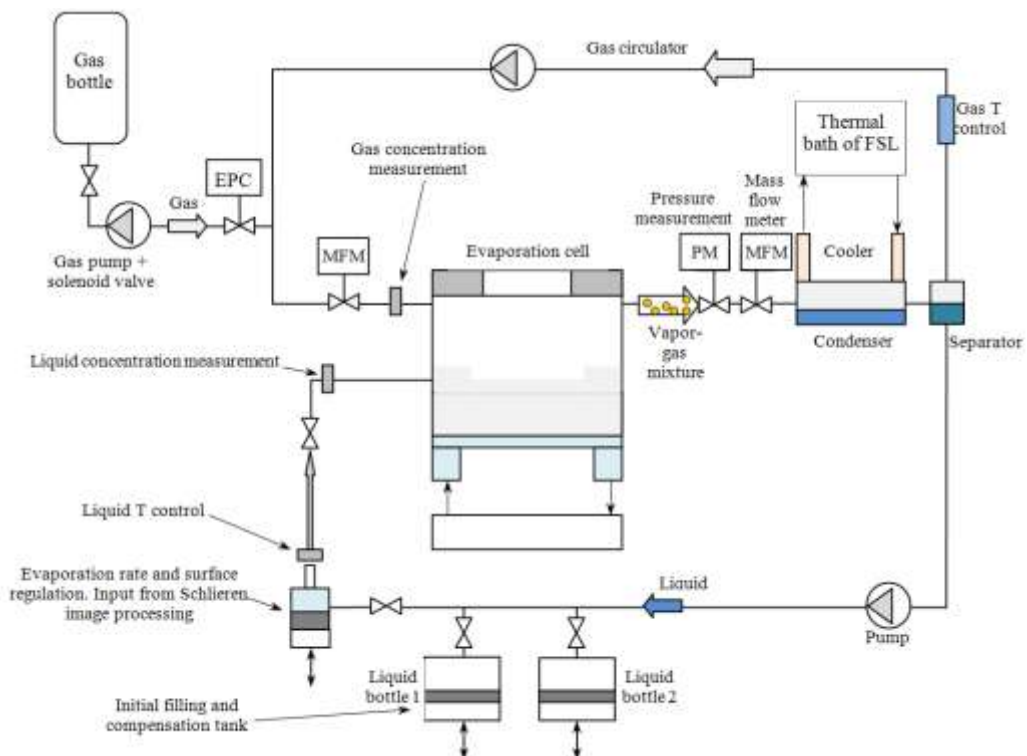


Figura 6 - *Layout* dell'esperimento che verrà condotto all'interno dell'EC CIMEX

La struttura dell'*housing* del CIMEX è di competenza dell'Highftech Engineering ed è composta da sei pareti in lega d'alluminio AA7075. Le pareti superiore e inferiore dell'EC illustrate in Figura 7 e Figura 8 sono smontabili dalla struttura perimetrale della scatola, la quale è ottenuta dalla lavorazione alle macchine utensili di un blocco unico d'alluminio pieno. La struttura delle pareti perimetrali è completata da due fori dai quali è possibile l'osservazione dell'esperimento.

In dettaglio, il modulo CIMEX è costituito da:

- la struttura principale, composta da quattro pareti in lega d'alluminio AA 7075 T7352 lavorate alle macchine utensili dal pieno (parete frontale, posteriore e pareti laterali);
- due coperchi in lega d'alluminio equipaggiati da due *O-ring* fissati alla struttura primaria (parete superiore in lega d'alluminio AA 7075 T7351 e inferiore in lega AA 7075 T7351 con inserti in AISI 304);
- un foro circolare sulla parete posteriore per l'osservazione dell'esperimento;
- un foro circolare sulla parete anteriore per l'osservazione dell'esperimento;
- due maniglie removibili che permettono la gestione dell'EC durante le operazioni in orbita e a terra (installate sulla parete superiore);
- l'interfaccia meccanica col CEM sulla parete inferiore che permette il posizionamento e il fissaggio dell'EC all'interno della struttura dell'FSL;
- connettori elettrici sulla parete frontale che permettono la connessione tra l'EC e l'EEB;
- due *Quick Disconnects* (QDs) sulla parete frontale che consentono il collegamento al circuito termico del FSL e dell'EEB;
- una valvola di riempimento sulla parete frontale che permette l'esecuzione dei *test* a terra e il riempimento finale dell'EC;
- delle protezioni removibili (in orbita) per i vetri delle finestre sulle pareti anteriore e posteriore;
- un sensore di pressione sulla parete frontale per il controllo della pressione interna.

I componenti principali del CIMEX sono illustrati in Figura 7 e Figura 8, mentre in Figura 9 è illustrata a scopo esemplificativo l'attrezzatura contenuta all'interno dell'EC GEOFLOW utilizzato a bordo della Stazione Spaziale Internazionale.

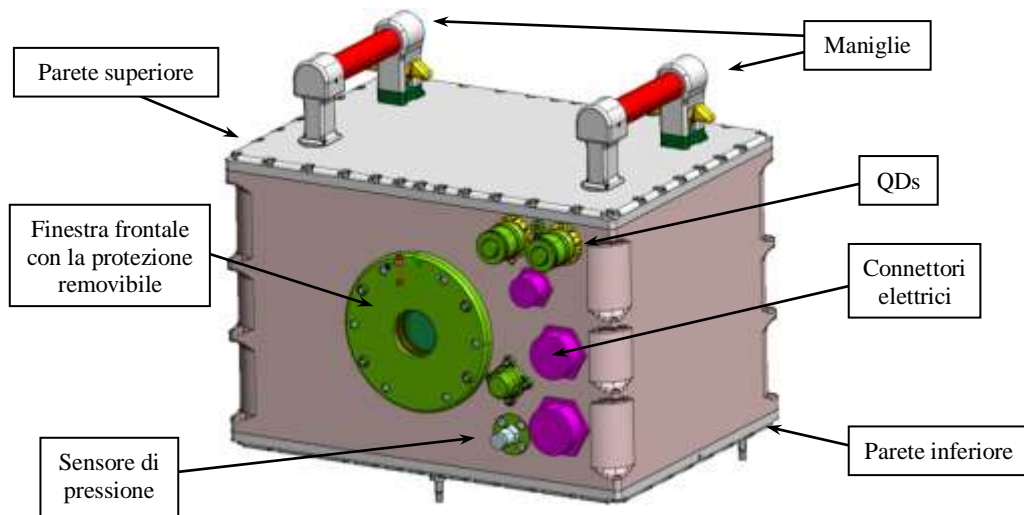


Figura 7 - Parte frontale e superiore del CIMEX

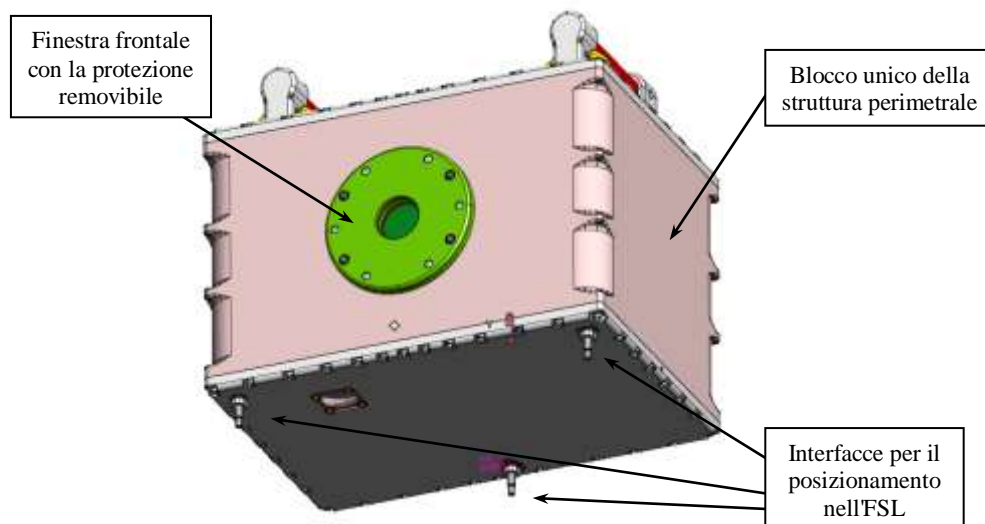


Figura 8 - Parte posteriore e inferiore del CIMEX



Figura 9 - Attrezzature sperimentali inserite all'interno dell'EC GEOFLOW

I connettori elettrici ed idraulici presenti sulla parete frontale del CIMEX servono per la connessione con l'FSL e in particolare con l'EEB, le cui caratteristiche sono descritte nel paragrafo 2.2.

2.2 L'Experiment Extension Box-EEB e il modello CAD

Le caratteristiche dell'EEB sono state illustrate nella relazione di preparazione alla tesi [12] ma nel seguito vengono di nuovo riportate le peculiarità fondamentali. L'EEB è un componente ausiliario di estensione al CIMEX, non è pressurizzato come tutti gli *Experiment Containers* ed è progettato per interfacciarsi meccanicamente col pannello frontale del *Central Experiment Module Lower* (CEML) del FSL. L'EEB è una scatola composta da sei pareti removibili in lega d'alluminio AA 7075 T7351 per applicazioni spaziali, ha un ingombro di $186 \times 276 \times 265 \text{ mm}^3$ ed è caratterizzata da: sistemi avionici ed elettronici, connessioni elettriche e idrauliche tra EC e l'avionica, connessioni elettriche dedicate verso il pannello d'interfaccia dell'EC e da interfacce meccaniche al FSL. Per essere installato sul pannello frontale del CEML, l'EEB verrà fatto scorrere dall'alto verso il basso nella guida illustrata in Figura 4 e quindi si troverà nell'area di lavoro dell'equipaggio della Stazione Spaziale.

Al suo interno sono contenuti:

- l'ECCU (*Experiment Container Controller Unit*), unità contenente schede elettroniche per il controllo dell'esperimento;
- cavi uscenti dall'ECCU che si collegano all'EC;
- un compensatore di volume, per compensare le espansioni di volume di liquido a causa dei cambiamenti di temperatura dall'integrazione a terra alla connessione all'EC in orbita.

Sulle pareti dell'EEB sono presenti i seguenti componenti:

- tre connettori elettrici dell'ECCU, per la connessione del CIMEX1 e l'FSL;
- un QD (*Quick Disconnect*), per il collegamento idraulico tra una parte del FSL detta *Secondary Water Loop Assembly* (SWLA) e il sistema CIMEX;
- un connettore per l'interfaccia elettrica EEB-LTU (*Laptop Unit*);
- fori che permettono il passaggio del tubo flessibile dal CIMEX all'SWLA e dei cavi elettrici all'EC;
- due viti di fissaggio con molle per il collegamento dell'EEB sul pannello frontale del CEML (*Central Experiment Module Lower*)
- boccole in materiale polimerico (poliacetalica POM-C) per il fissaggio dei cavi idraulici ed elettrici.

Dalla parete posteriore dell'EEB escono tre linee di cavi elettrici per il collegamento all'EC con i rispettivi connettori e il cavo flessibile proveniente dall'SWLA (si veda Figura 3) per il raffreddamento ad acqua dell'ECCU e del CIMEX. Il sistema di raffreddamento ad acqua è gestito dall'elettronica interna all'EEB ed è impiegato per far abbassare la temperatura dell'esperimento condotto all'interno del CIMEX e anche per il raffreddamento stesso delle schede di controllo.

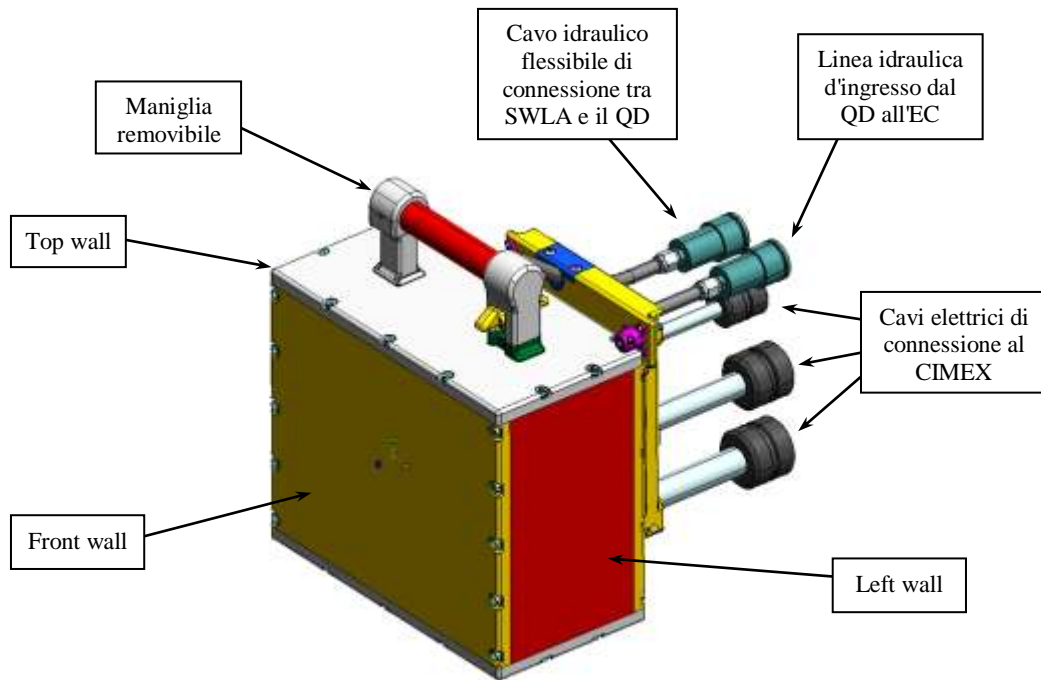


Figura 10 - Componenti esterni dell'EEB

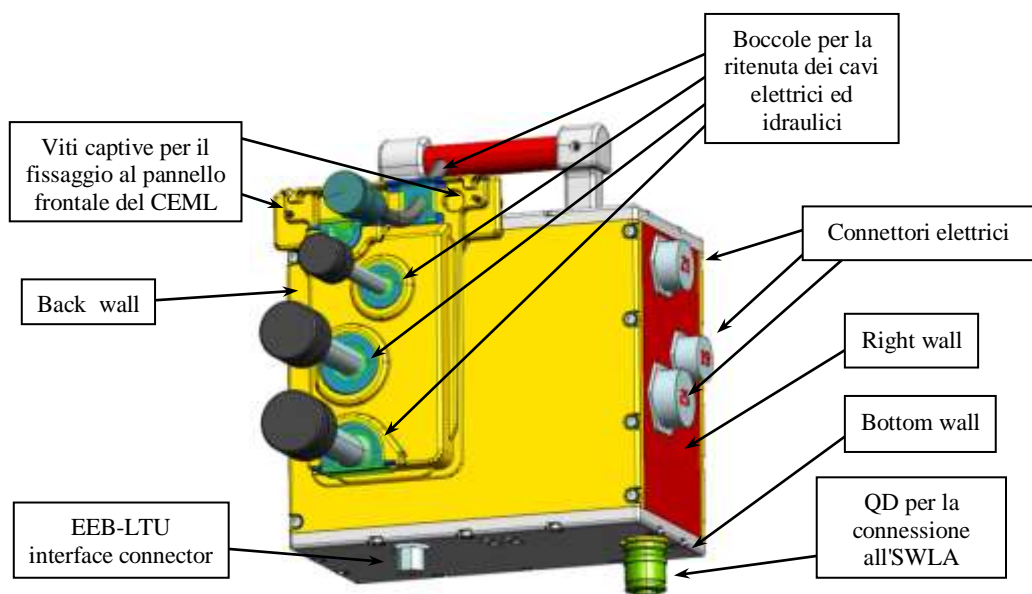


Figura 11 - Componenti esterni dell'EEB

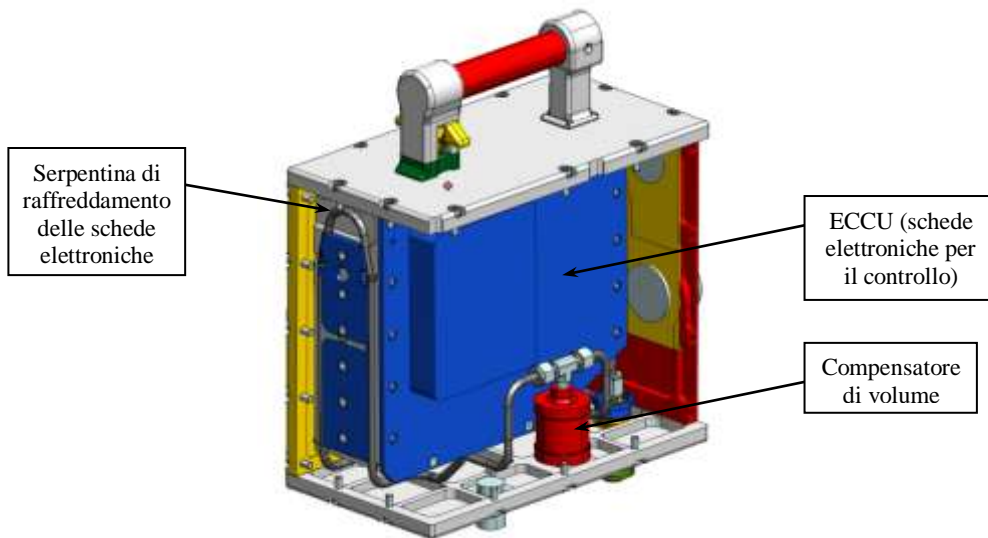


Figura 12 - Componenti interni principali all'EEB

Le connessioni elettriche ed idrauliche uscenti dalla parete posteriore dell'EEB sono allineate orizzontalmente per facilitare le operazioni in orbita. Siccome l'EEB è situato nell'area di lavoro dell'equipaggio della ISS, durante la fase di progettazione effettuata da parte di Highftech Engineering si è tenuto conto di diversi accorgimenti:

- i bordi e gli spigoli acuminati sono stati evitati applicando opportuni raggi di raccordo (raccordi $\geq 3.5\text{mm}$ e smussi $\geq 0.5 \times 45^\circ$) su tutte le superfici esterne delle pareti (tutti gli irrigidimenti interni di rinforzo alle pareti sono ottenuti senza sporgenze);
- le leve, la maniglia, le parti sporgenti e i controlli devono essere posizionati in modo da non causare pericolo per l'equipaggio o non danneggiare le tute spaziali;
- deve essere garantita l'accessibilità da parte dell'equipaggio ai connettori, alla maniglia, al QD e alle varie parti esterne dell'EEB;
- per evitare installazioni scorrette tutti i componenti sono caratterizzati dall'univocità del montaggio.

Sulla superficie esterna delle pareti non devono essere presenti:

- accessi per le dita;
- fori;
- fermi di sicurezza;
- fissaggi removibili;
- fermi che ruotano, che si ritraggono o si flettono devono mantenere meno di 35 mm di corsa.

Tutti questi requisiti antropometrici fanno riferimento agli standard esposti nelle linee guida NASA [19]. L'apertura dell'EEB è prevista solo per le operazioni di manutenzione al suolo, mentre in orbita la struttura deve sempre rimanere chiusa. Per verificare il corretto posizionamento e aggancio dell'EEB al pannello frontale del CEML sono stati adottati diversi accorgimenti:

- la scanalatura della parete posteriore deve scorrere fino a battuta dei due dentini posti sulla parte superiore della parete;

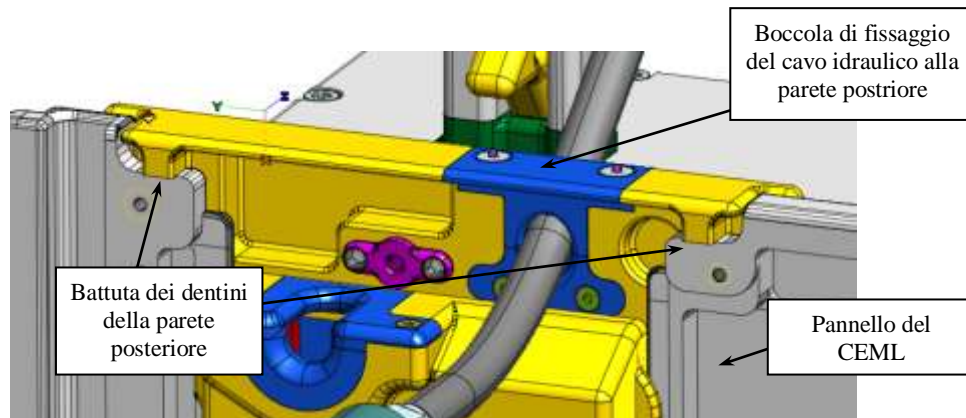


Figura 13 - Corretto posizionamento parete posteriore

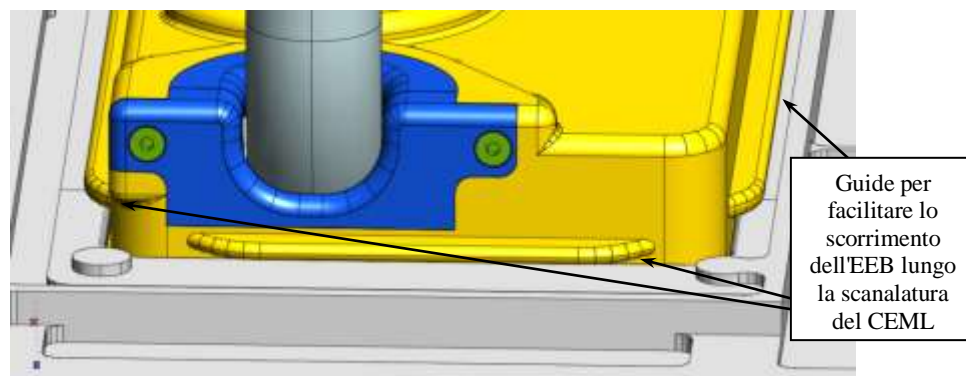


Figura 14 - Corretto posizionamento visto dall'interno del pannello frontale del CEML

- se il posizionamento è corretto è possibile avvitare le due viti di fissaggio che bloccano definitivamente l'EEB al pannello del CEML, la testa della vite non è visibile lateralmente dalla fessura presente sul coperchio viola illustrato in Figura 15;

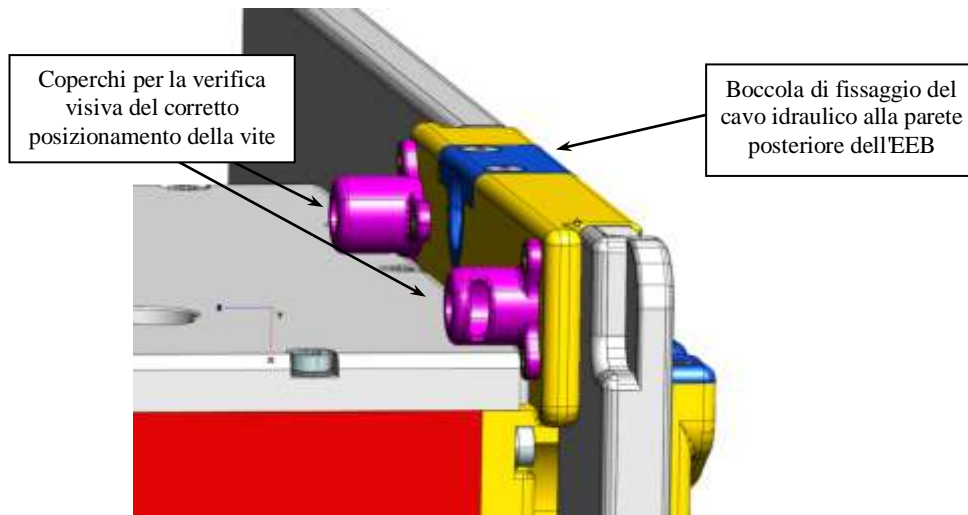


Figura 15 - Corretto posizionamento per avvitare le viti di fissaggio al pannello del CEML

- la lunghezza delle due viti di fissaggio è tale che se l'EEB non si trova nella posizione corretta lungo la direzione y , le viti rimangono troppo lontane dai fori di fissaggio e non è possibile avvitarle. In questo caso la testa della vite rimane visibile nella fessura dei coperchi illustrati sotto.

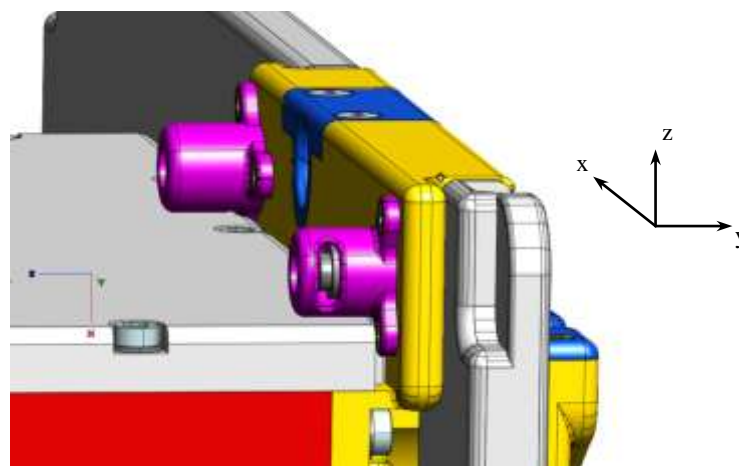


Figura 16 - Posizionamento scorretto dell'EEB

Di particolare interesse per lo svolgimento delle verifiche strutturali dell'EEB imposte dai requisiti ASTRIUM [1] sono le sei pareti che compongono l'*housing*. Le pareti, come anticipato in precedenza, sono in lega d'alluminio AA 7075 T7351 e sono caratterizzate da una struttura irrigidita che garantisce il minimo peso e la massima resistenza agli urti. I fori filettati presenti nella piastra per alloggiare le viti sono tutti fori per *helicoil*. L'*helicoil* è un inserto solitamente in acciaio AISI 304 simile a una molla che viene inserito nel foro filettato al fine di ottenere un filetto di robustezza maggiore o per ripristinare madreviti spanate o rovinate. Un'estremità del filo dell'*helicoil* è piegato ad angolo retto per permettere

l'avvitamento tramite posatori manuali o automatici all'interno del preforo filettato.



Figura 17 - Helicoil e posizionamento all'interno del preforo

Nelle figure seguenti sono rappresentate le sei pareti dell'EEB che sono oggetto delle verifiche strutturali secondo i carichi applicabili del paragrafo 3.6.

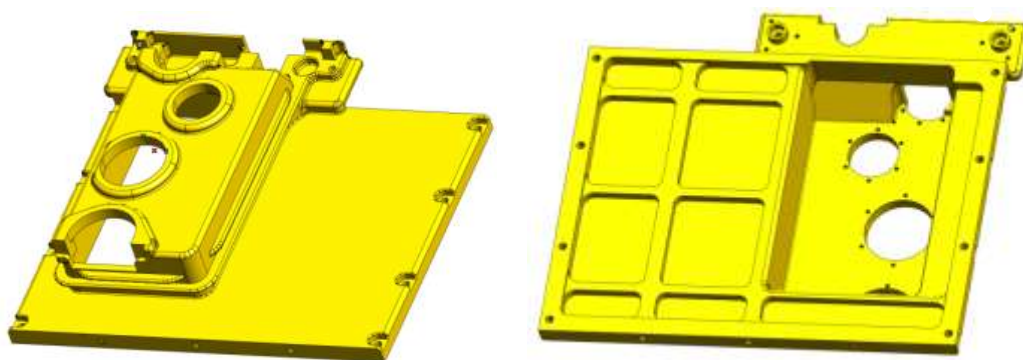


Figura 18 - Parete posteriore (BackW)

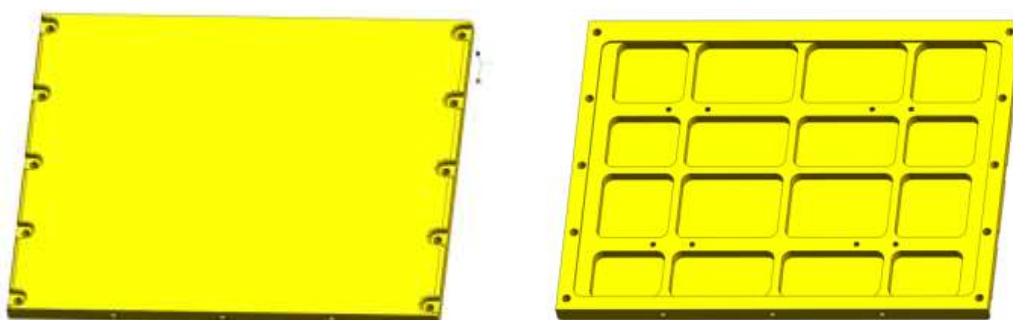


Figura 19 - Parete frontale (FW)

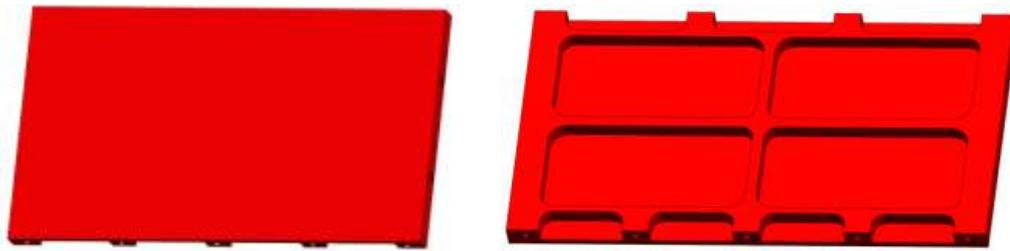


Figura 20 - Parete destra (RW)

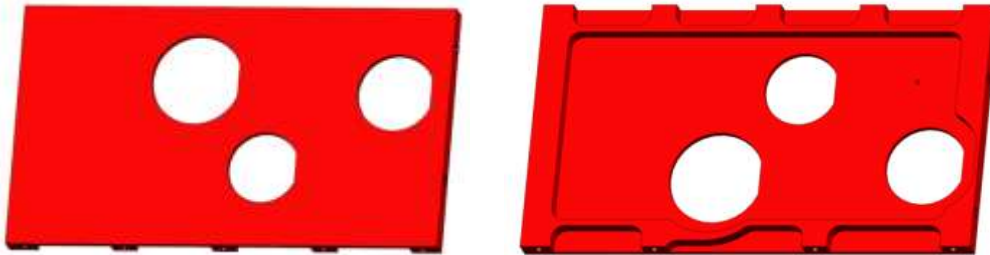


Figura 21 - Parete sinistra (LW)

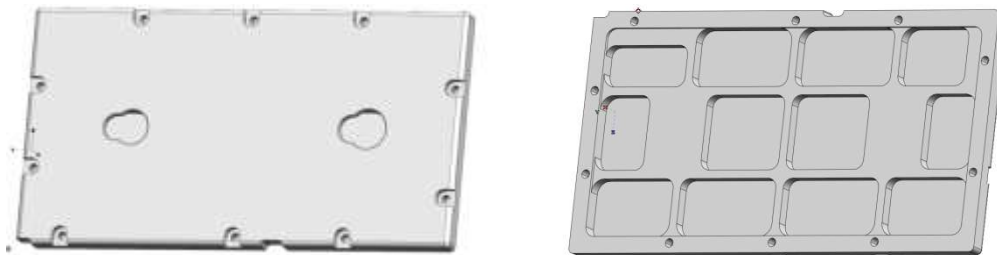


Figura 22 - Parete superiore (TW)

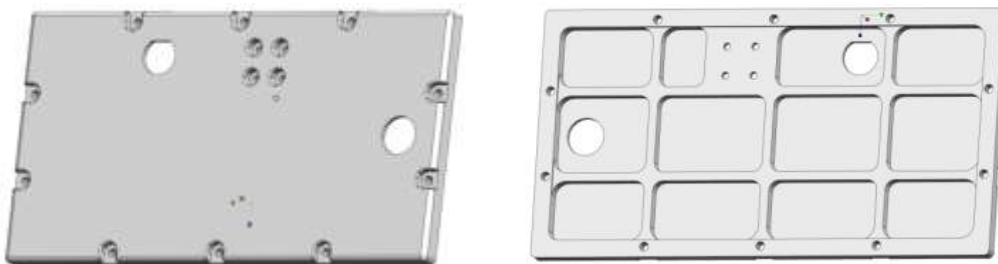


Figura 23 - Parete inferiore (BW)

Nel successivo capitolo verrà illustrato come è stato realizzato il modello FEM dell'EEB, con le rispettive verifiche e analisi strutturali.

(pagina volutamente lasciata in bianco)

3) Creazione del modello FEM dell'EEB

3.1 Modellazione FEM

Nei problemi ingegneristici di natura strutturale risulta spesso difficile lo studio con metodi classici o numerici approssimati dello stato di tensione e deformazione dei corpi sottoposti ai più svariati stati di sollecitazione. A fronte di questa problematica i metodi agli elementi finiti (FEM) si basano sul concetto di sostituire la struttura reale continua del corpo con un modello formato da elementi di dimensioni finite tramite i quali è possibile determinare le proprietà elastiche.

Gli elementi finiti di base sono di vari tipi (*node*, *beam*, *shell* o *brick*) e se combinati in modo opportuno tra loro possono modellare qualsiasi tipo di struttura. Le proprietà elastiche dei singoli elementi, costituenti il modello FEM, sono determinabili considerando ciascun elemento come corpo continuo e applicando le corrispondenti teorie. L'analisi della struttura in esame viene effettuata trattando l'intero modello discreto, costituito dall'insieme di questi elementi collegati tra loro da un numero finito di nodi. L'ipotesi fondamentale che lega la struttura reale continua a quella del modello discreto si basa sull'uguaglianza dell'energia tra i due sistemi.

Ogni elemento finito del modello è caratterizzato da una matrice di rigidezza che relaziona le forze e gli spostamenti agenti sui nodi dell'elemento, l'intero modello è pertanto caratterizzato da una matrice di rigidezza globale data dall'assieme di tutte le matrici di rigidezza dei singoli elementi. In base alle caratteristiche geometriche della struttura, risulta pertanto possibile scrivere:

$$\{F\}_{globale} = [K]_{globale}\{U\}_{globale} \quad (1)$$

dove F è il vettore delle forze nodali applicate all'intero sistema, K è la matrice di rigidezza globale e U è il vettore degli spostamenti nodali incogniti dei nodi della struttura. Algoritmi di calcolo consentono di risolvere il sistema di equazioni mediante procedimenti d'inversione della matrice K , quindi di ottenere il vettore degli spostamenti nodali dal quale è possibile ricavare tutte le caratteristiche di sollecitazione incognite degli elementi della struttura. Occorre tener ben presente che la modellazione a elementi finiti non è un metodo esatto, ma approssimato, la validità dei risultati ottenuti dalle analisi FEM dipende da numerose variabili:

- errori nel codice di calcolo, nel pre-processore e nel post-processore;

- approssimazioni numeriche;
- l'individuazione del problema fisico non corretta;
- non conoscenza dei limiti del metodo e delle ipotesi alla base;
- uso di elementi finiti non adatti alla rappresentazione del modello reale.

E' pertanto necessario effettuare dei controlli sul modello tramite:

- verifica dei risultati a mano mediante schemi statici semplificati;
- controllo dell'ordine di grandezza dei risultati;
- verifiche attuabili sul modello tramite opportuni comandi presenti nel software Patran;
- stima degli errori possibili da parte del programma Patran (es: valutazione EPSILON);
- controllo delle condizioni di vincolo e di applicazione dei carichi.

Nel paragrafo 3.5 dedicato alle verifiche del modello FEM vengono approfonditi i punti precedenti.

Mediante la modellazione FEM, uno stesso problema può essere analizzato in modo semplificato o molto complesso e rigoroso, la scelta deve essere effettuata in base ai costi dell'analisi in termini economici, al tempo di soluzione e allo spazio su disco a seconda della strategia di modellazione. E' di fondamentale importanza una scelta adeguata del grado di precisione del modello in relazione al problema in esame.

La modellazione FEM per le verifiche strutturali di componenti meccanici è ampiamente adottata perché permette di studiare il comportamento di un sistema o più sistemi meccanici anche complessi e prevedere il comportamento strutturale del prodotto prima che venga realizzato. E' quindi possibile studiare il comportamento di un sistema come se fosse già in condizione operativa, evidenziando quelli che saranno i punti di forza e soprattutto i difetti. In base ai risultati ottenuti dalle analisi FEM è possibile eseguire in fase di studio le ottimizzazioni strutturali che altrimenti dovrebbero essere eseguite sul prototipo fisico. Questo consente un notevole abbattimento dei costi, talvolta alti, dovuti all'elevato numero di iterazioni di costruzione di prototipi e prove. La modellazione FEM ha un'ampia generalità d'applicazione e permette l'integrazione dei codici di calcolo con i *software* CAD.

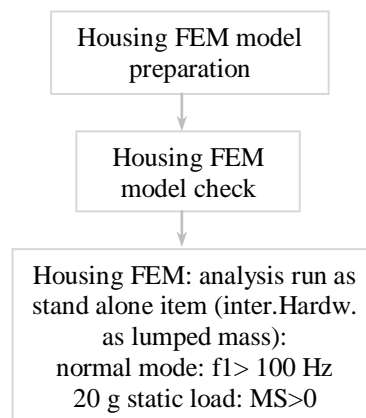
Per le analisi strutturali e la realizzazione del modello FE dell'EEB sono stati utilizzati il *software* MSC Patran 2008 e il codice di calcolo MSC Nastran 2006.

In base ai risultati ottenuti nell'attività di preparazione alla tesi [12] riguardo al tipo di modellazione da effettuare, sono stati realizzati i modelli FE a guscio delle diverse pareti dell'EEB. Prima di realizzare il modello FEM è stato necessario creare le superfici medie delle pareti col software CAD Thinkdesign 2009, tali superfici medie sono utilizzate per la creazione dei modelli a guscio delle pareti dell'EEB in Patran.

3.2 Requisiti EADS-ASTRIUM sulla modellazione FEM

Nel seguito sono esposti i requisiti più importanti che la normativa EADS ASTRIUM [2] impone per i modelli agli elementi finiti dei componenti destinati al sistema dell'EC CIMEX. I criteri definiti dalla specifica hanno lo scopo di assicurare una buona qualità dei risultati numerici e di facilitare lo scambio con altri modelli FEM dei componenti dell'impianto CIMEX. Questi requisiti per il progetto preliminare sono stati seguiti fin dall'inizio della realizzazione del modello FEM dell'EEB.

- A livello di progetto preliminare occorre realizzare le analisi dinamiche (modali) e le analisi statiche in base alle condizioni di carico definite nella specifica ASTRIUM [1];
- il progetto della *Preliminary Design Review* (PDR) deve essere strutturato secondo il seguente schema:



- il modello FEM realizzato dell'EEB deve essere completamente compatibile con la versione di MSC/NASTRAN V2007 r1 (TBC);
- il modello di dettaglio è considerato un FEM con un sufficiente grado di fedeltà adeguato per tutti gli obiettivi delle analisi strutturali sulle unità e i sottosistemi;

- per il modello FEM occorre utilizzare le unità di misura del SI modificato:

VARIABILE	UNITA'
Lunghezza	mm
Forza	N
Modulo di Young	N/mm ²
Massa	Mg (tons)
Densità	Mg/mm ³
Tempo	s
Accelerazione	mm/s ²
Spostamenti	mm
Stress	N/mm ² o Mpa
Angoli	rad
Temperatura	K

Tabella 1 - Unità di misura da utilizzare per il FEM

- la *mesh* creata sui componenti del modello FEM deve garantire un buon compromesso tra accuratezza e dimensioni del modello. Per il calcolo degli *stress*, la *mesh* deve essere abbastanza fine per assicurare una buona valutazione del livello tensionale nella struttura;
- i collegamenti tra le varie parti del modello FEM devono essere modellati adeguatamente per impedire concentrazioni di stress e flessibilità locali non realistiche o indesiderate;
- i componenti con masse inferiori a 1 kg sono modellabili tramite elementi monodimensionali a massa concentrata (CONM);
- le interfacce tra i modelli dei sottosistemi del FEM devono essere modellate adeguatamente (il numero e la disposizione dei punti d'interfaccia dev'essere la stessa del componente reale). Le interfacce possono essere modellate con connessioni di elementi rigidi (RBEs). Per le connessioni di nodi coincidenti sono autorizzati solo gli elementi RBE2. Gli elementi RBE3 non sono ammessi per connettere elementi di massa o connettere parti del modello.
- le unità o i sottosistemi devono essere modellati in modo dettagliato per riprodurre fedelmente il loro comportamento dinamico (modi principali). La prima frequenza libera propria del modello deve essere superiore a 300 Hz;
- nelle analisi degli sforzi e delle rigidità i modelli di unità o sottosistemi possono includere modelli con masse rappresentative "*dummy*" per componenti collegati (se presenti) per rappresentare il carico equivalente;
- la temperatura di riferimento del materiale dev'essere pari a 20°C;

- il sistema di riferimento del modello dell'EEB deve essere conforme col *layout* presente nella normativa ASTRIUM per i componenti del FSL [2];
- i livelli in PATRAN devono essere nominati come segue:
 - Geometria: GEO_COMPANYACRONYMS_name
Esempio: GEO_HFT_Baseplate
 - Fem: FEM_COMPANYACRONYMS_name
Esempio: FEM_AST_Screws
- i materiali, le proprietà, le condizioni al contorno e i *load cases* devono essere nominati come segue:
 - COMPANYACRONYMS_name
Esempio: HFT_AA7075T7351
Esempio: HFT_3mm
Esempio: HFT_Iso_xyz
Esempio: HFT_Freefree_EEB

Nel prossimo paragrafo è esposto il procedimento adottato per la realizzazione del modello FEM dell'EEB.

3.3 Creazione del modello FEM

Nel seguito è descritta la procedura utilizzata per creare la superficie media della parete frontale ma il procedimento è lo stesso impiegato per tutte le altre. Per ricavare la superficie media si è fatto riferimento allo spessore minimo e in corrispondenza della metà di tale spessore è stata modellata la superficie nel sistema di riferimento globale.

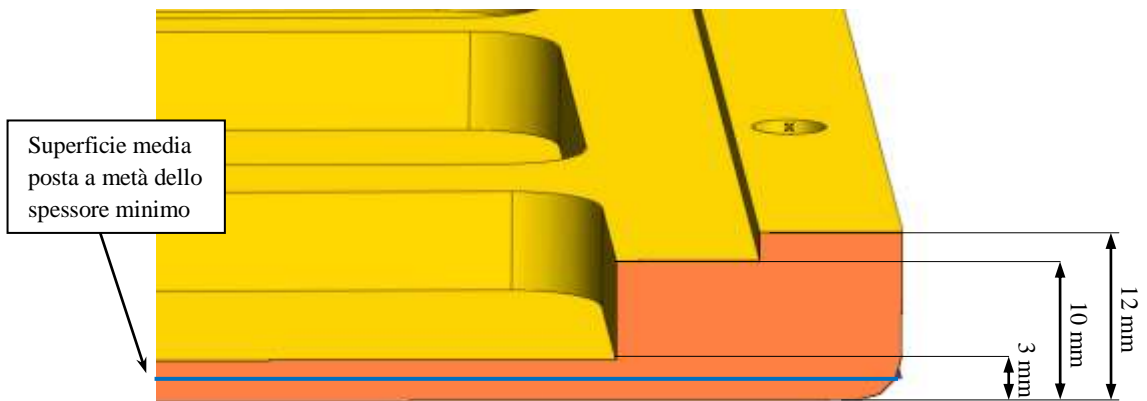


Figura 24 - Spessori della pareti FW

La superficie ottenuta a metà del minimo spessore è stata tagliata secondo i limiti dei bordi degli irrigidimenti e dei cambi di spessore del modello solido. Per quanto riguarda la posizione dei fori delle viti è stata eliminata la parte di superficie interna alla madre vite. Il risultato di quanto realizzato è illustrato in Figura 25 e in Figura 26.

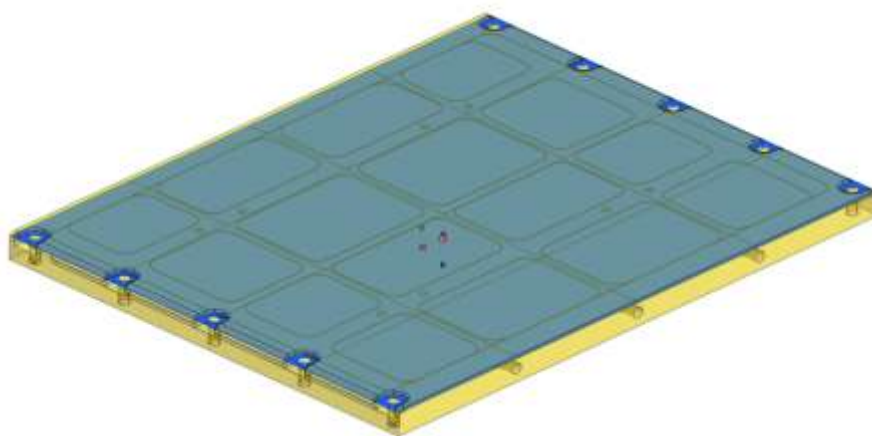


Figura 25 - Modello CAD e superficie media della parete frontale

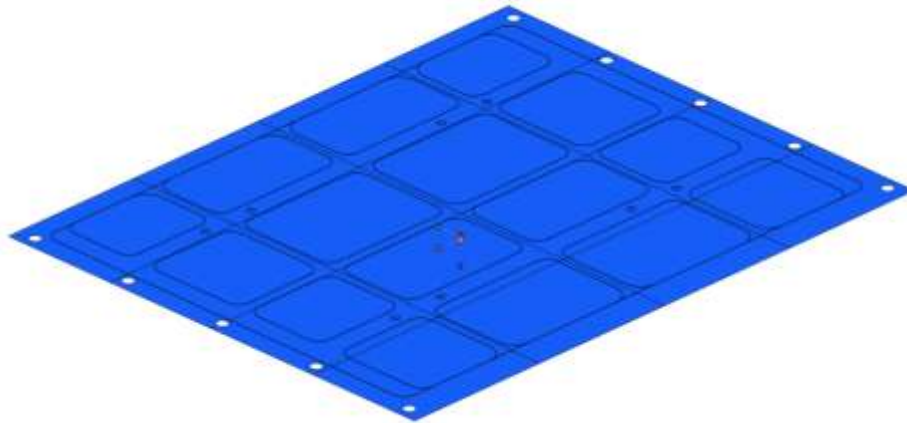


Figura 26 - Superficie media con i tagli nelle zone a spessore diverso e i fori per le viti

Allo stesso modo sono state create le superfici medie per le altre pareti che verranno modellate a guscio. Le superfici ottenute sono state salvate come *file* di tipo .step e successivamente importate in Patran. L'uso del sistema di riferimento globale in Thinkdesign per salvare i *file* .step ha permesso di richiamare le superfici create in Patran esattamente nelle stesse posizioni del CAD, consentendo un notevole risparmio di tempo per quanto riguarda il posizionamento dei componenti del modello. Tutte le pareti dell'EEB sono modellate a guscio con elementi finiti piani di tipo QUAD e TRIA, la scelta è giustificata in virtù delle valutazioni sul tipo di modellazione delle pareti dell'EEB fatte nell'attività di preparazione alla tesi [12]. La parete posteriore dell'EEB è l'unica modellata con elementi *brick* a causa della sua complessità geometrica e pertanto l'unica ad essere stata esportata come *file* .step solido e non come superficie. Nella Figura 27 sono illustrate le superfici medie delle pareti dell'EEB create con il software CAD.

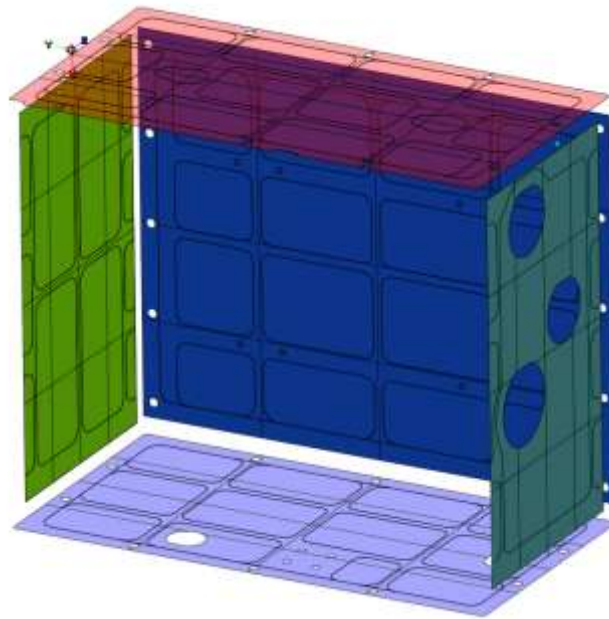


Figura 27 - Superfici medie delle pareti del modello dell'EEB

Tutte le superfici medie create sono state importate in Patran e per ogni parete del modello e per ogni componente geometrico sono stati creati due gruppi: uno denominato con il prefisso GEO (esempio: GEO_HFT_FW, gruppo contenente la superficie media della parete *front wall* o il solido nel caso della parete posteriore) e l'altro col prefisso FEM (esempio: FEM_HFT_FW, gruppo contenente il modello a *shell* della parete *front wall* o il modello a *brick* nel caso della parete posteriore). Tutti i gruppi col prefisso GEO contengono solo entità geometriche mentre i gruppi col prefisso FEM includono solo elementi FE come elementi o nodi. Questa suddivisione è stata fatta in base alle linee guida di esecuzione del modello FEM imposte dal documento EADS - ASTRIUM [2] e riportate nel paragrafo 3.2. Come già espresso in precedenza, la parete posteriore a differenza di tutte le altre è stata modellata con elementi *brick*; in particolare, sono stati creati due modelli, uno con elementi finiti tridimensionali esaedrici utilizzando gli HEX8 (Figura 28) e uno con elementi finiti tetraedrici adottando i TET10 (Figura 29). Poichè i risultati delle analisi in Patran utilizzando uno o l'altro modello non variano in modo significativo, si è scelto di adottare quello caratterizzato da un numero inferiore di nodi ed elementi, perciò la parete modellata a tetraedri.

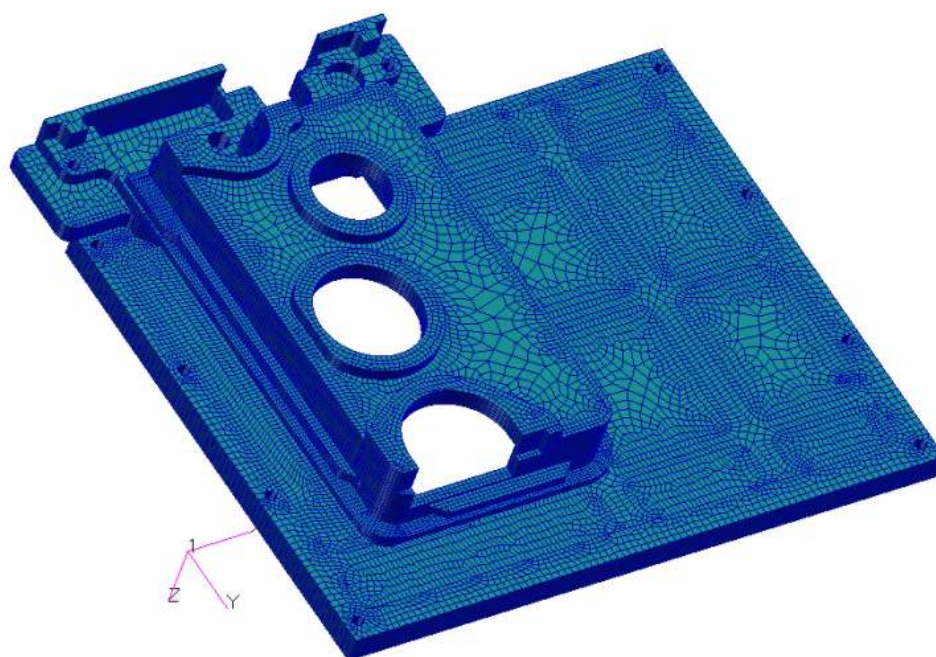


Figura 28 - Parete posteriore dell'EEB modellata a esaedri HEX8

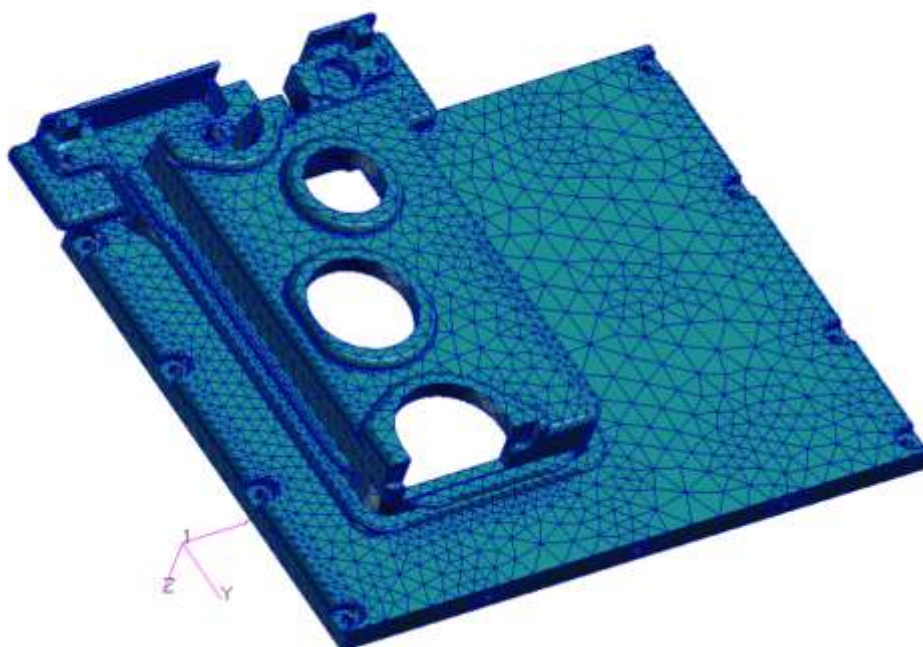


Figura 29 - Parete posteriore dell'EEB modellata a tetraedri utilizzata nel modello FEM completo

L'uso della modellazione con elementi tetraedrici, essendo composta da un numero inferiore di nodi ed elementi, comporta un costo computazionale minore, tempi di analisi inferiori e risultati analoghi nel caso si fosse adottato il modello a esaedri. Nelle seguenti figure sono illustrati i modelli FE realizzati delle pareti dell'EEB, della boccola di fissaggio del cavo idraulico alla parete posteriore e dell'assieme del modello.

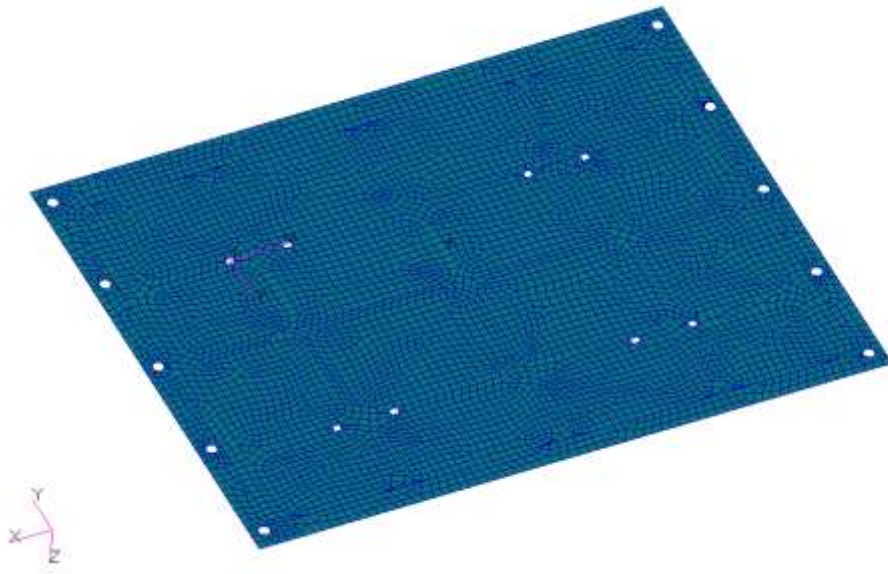


Figura 30 - Parete frontale dell'EEB (*Front Wall*)

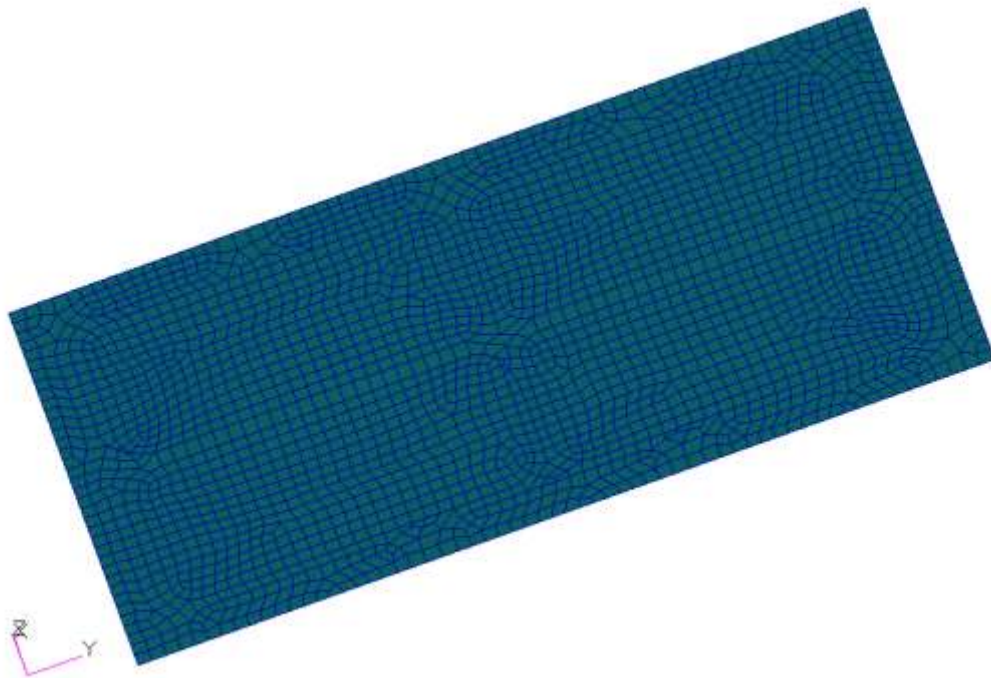


Figura 31 - Parete destra dell'EEB (*Right Wall*)

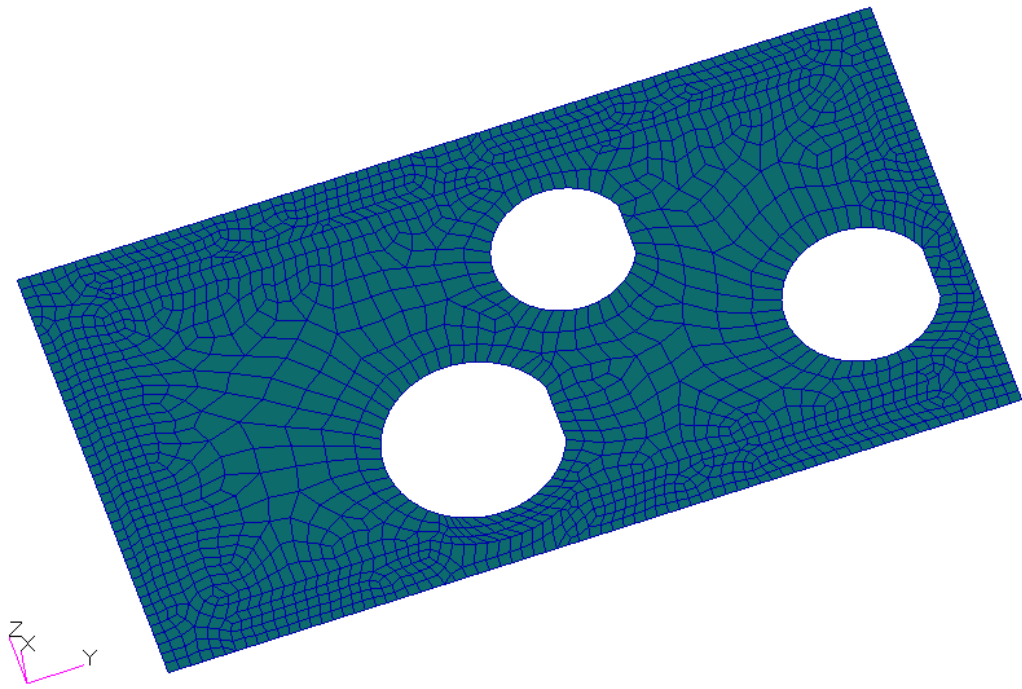


Figura 32 - Parete sinistra dell'EEB (*Left Wall*)

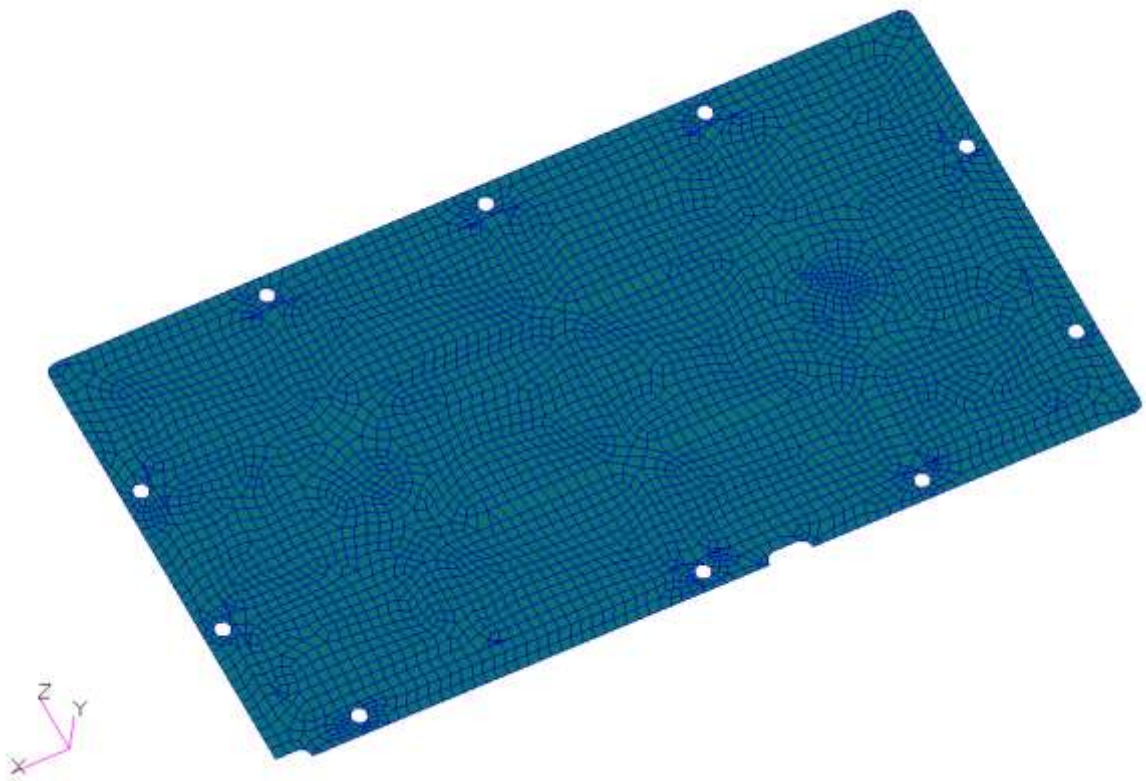


Figura 33 - Parete superiore dell'EEB (*Top Wall*)

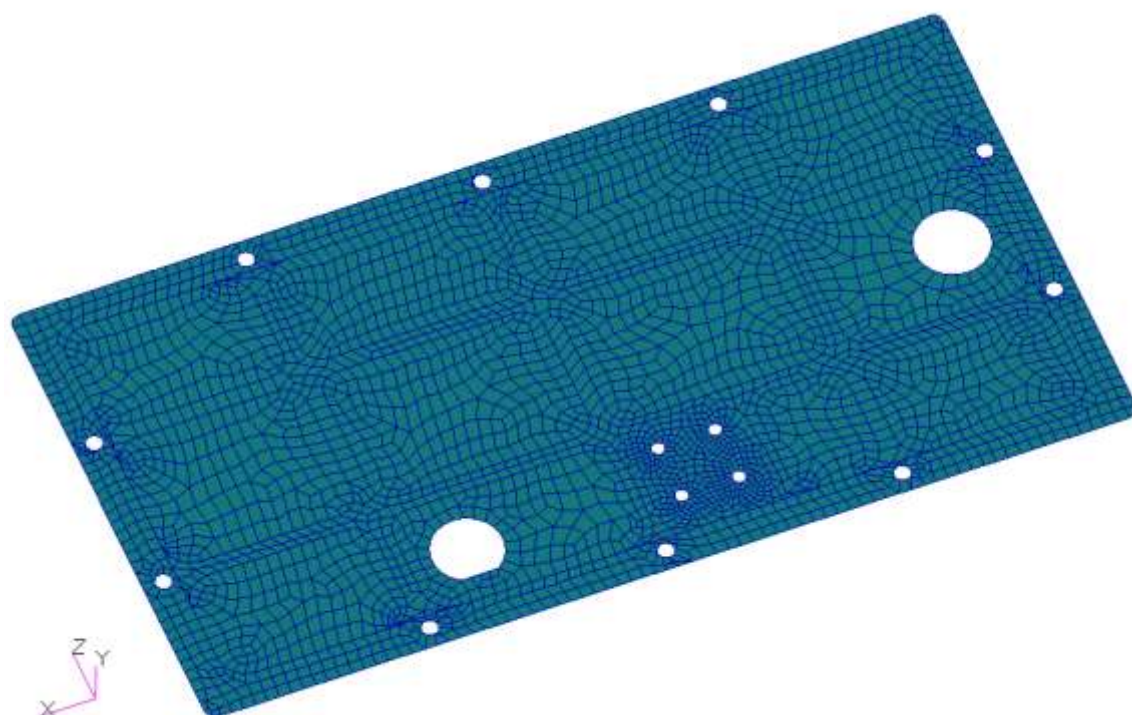


Figura 34 - Parete inferiore dell'EEB (*Bottom Wall*)

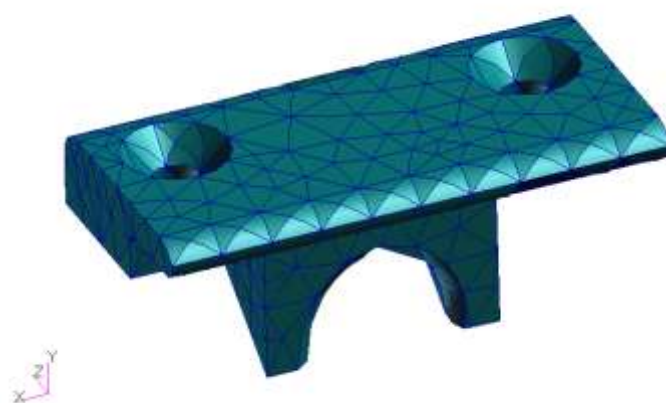


Figura 35 - Boccola in poliacetalica per il fissaggio del cavo idraulico in uscita dall'EC

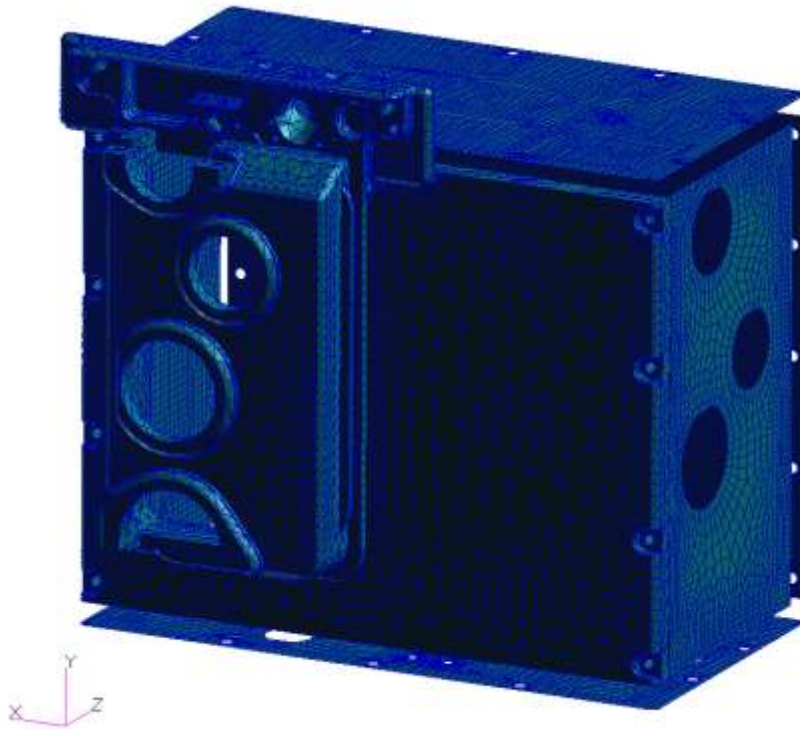


Figura 36 - Assieme del modello FEM delle pareti

In seguito è stata eseguita la modellazione delle viti strutturali presenti nel modello CAD seguendo la procedura descritta nella relazione di preparazione alla tesi [12]. Le viti sono state modellate con elementi finiti monodimensionali di tipo *beam*. Questi elementi sono composti da due nodi ai quali sono stati collegati degli MPC (*Multi Point Constraints*) per la trasmissione degli spostamenti ai nodi delle pareti. Gli MPC consentono di definire un rigoroso comportamento tra nodi specifici e perciò di modellare l'azione delle *beam* presenti nei fori delle piastre. In base ai requisiti sulla modellazione FEM esposti nel paragrafo 3.2 il tipo di MPC adottati è l'RBE2, questo tipo di elemento finito definisce la risposta di uno o più gradi di libertà di nodi dipendenti in funzione della risposta di uno o più gradi di libertà di nodi indipendenti. Il comportamento specifico degli MPC è illustrato nell'attività di preparazione alla tesi [12].

Gli elementi *beam* di tipo BAR2 di lunghezza pari a 10.5 mm sono stati estrusi in corrispondenza del centro dei fori delle viti strutturali di tipo M5 LN 29949 presenti nel modello FEM. Successivamente, per ogni *beam*, ai nodi d'estremità sono stati collegati due MPC di tipo RBE2 come imposto dal documento ASTRIUM [2]. I nodi dipendenti degli MPC sono stati collegati ai nodi del foro o,

se non presente a causa della modellazione a guscio, ai nodi adiacenti alla posizione del foro. Nelle Figura 37 e Figura 38 sono visualizzati i due casi di modellazione delle viti strutturali delle pareti del modello.

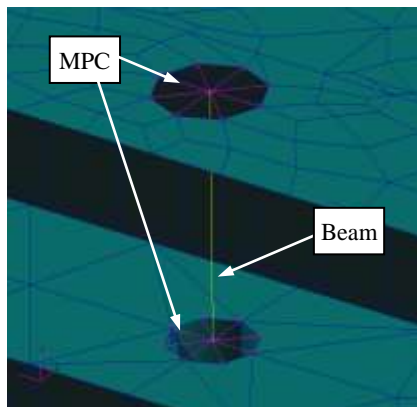


Figura 37 - Vite posta tra un foro della parete TW e un foro della parete BackW

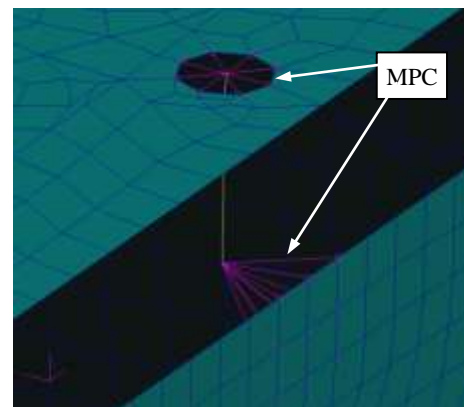


Figura 38 - Vite posta tra un foro della parete TW e i nodi adiacenti alla posizione del foro per la parete LW

Oltre alle viti strutturali delle pareti sono state modellate le due viti di fissaggio M4 LN 29949 che bloccano l'EEB al pannello frontale del CEML e le due viti M3 DIN912 della boccola Delrin che limita i movimenti del cavo idraulico di raffreddamento proveniente dall'EC CIMEX. Nelle figure seguenti sono illustrate le posizioni delle viti nel modello FEM. In corrispondenza delle *beam* che modellano le due viti di fissaggio sono stati inseriti altri due elementi monodimensionali di tipo *spring* per la simulazione delle molle D11750 presenti sotto le teste delle viti.

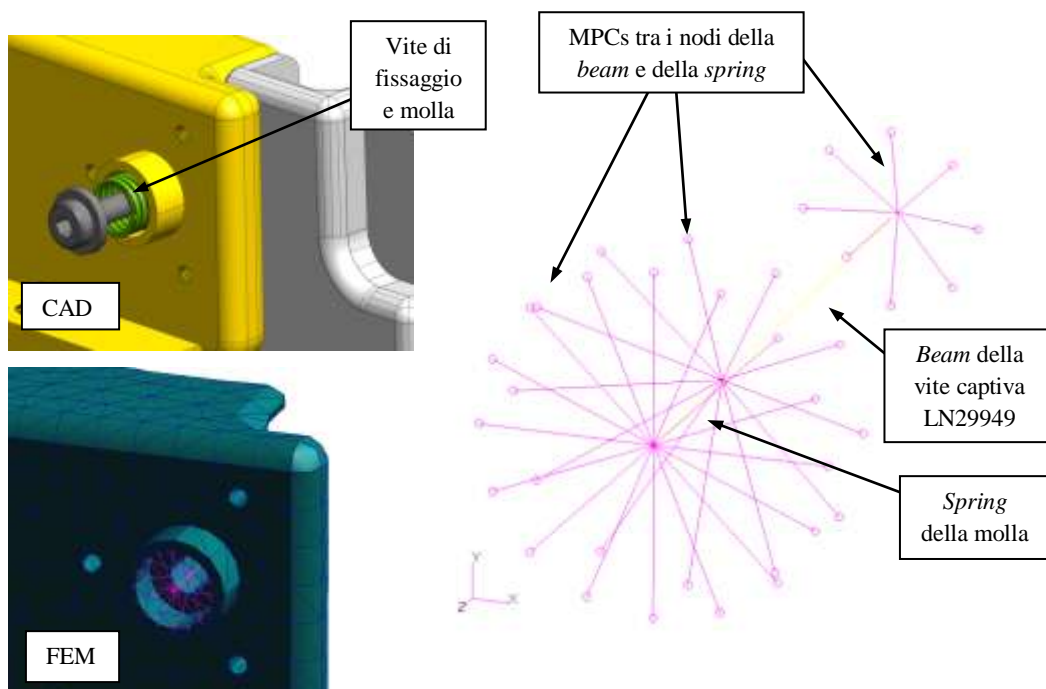


Figura 39 - Modello delle viti di fissaggio dell'EEB e delle molle di collegamento al CEML

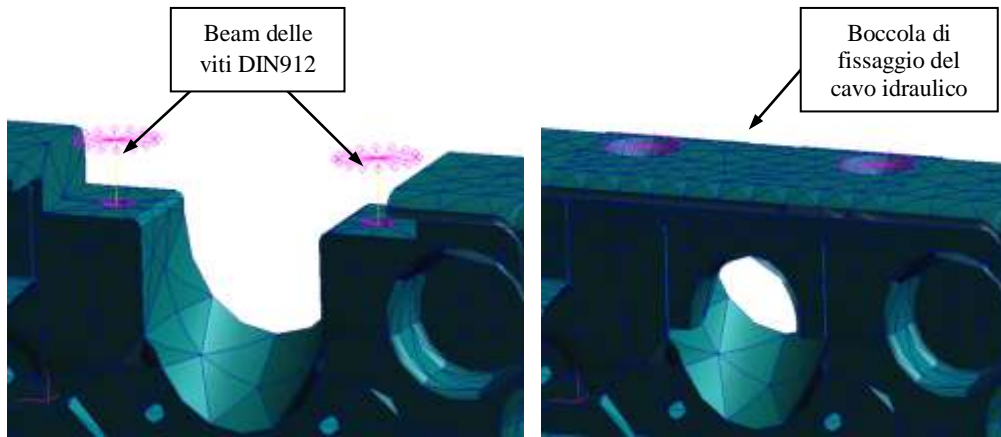


Figura 40 - Posizione delle viti di fissaggio della boccola Delrin

Nell'immagine seguente è mostrato il complessivo di tutte le viti e dei relativi MPC inseriti nel modello FEM.



Figura 41 - Viti e rispettivi MPCs del modello FEM

Dopo la modellazione delle viti si è passati alla modellazione dei componenti interni ed esterni all'EEB, ovvero: l'ECCU (*Experiment Container Controller Unit*), il compensatore di volume, i cavi, i connettori elettrici e il QD. La maggior semplificazione adottata per la modellazione della masse concentrate è quella relativa all'ECCU perché essendo un componente composto da schede elettroniche e parti in metallo ha una distribuzione del peso che non è uniforme. In fase di progetto preliminare ogni componente interno è comunque schematizzabile come massa con densità uniforme concentrata nel baricentro effettivo. Anche i connettori elettrici e i cavi flessibili sono stati realizzati nel modello come masse concentrate (*lumped point mass* di tipo CONM2) in corrispondenza del centro dei fori dai quali fuoriescono i cavi. Dopo aver determinato le posizioni del baricentro dell'ECCU e del compensatore di volume rispetto la posizione di riferimento mostrata in Figura 42, sono state applicate le masse concentrate in corrispondenza delle coordinate trovate. Il procedimento per inserire la massa concentrata è visualizzato nella Figura 43.

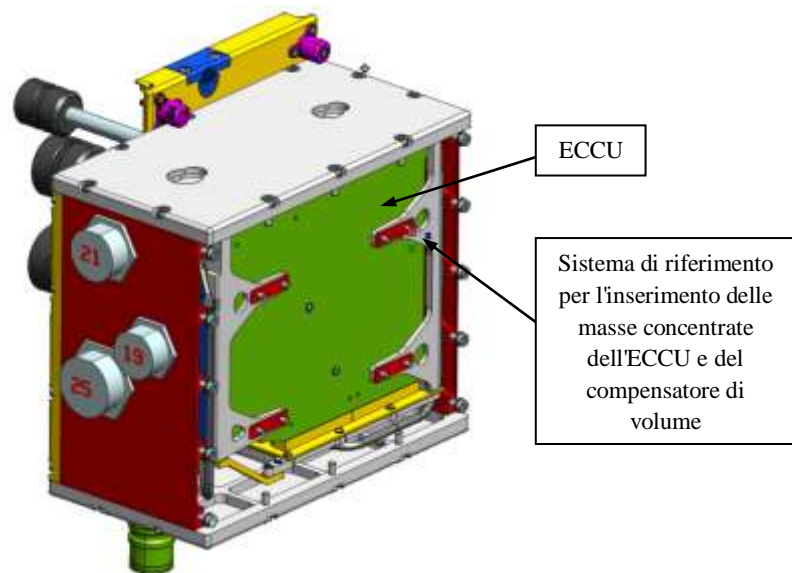


Figura 42 - Sistema di riferimento vite preso come riferimento per le masse concentrate

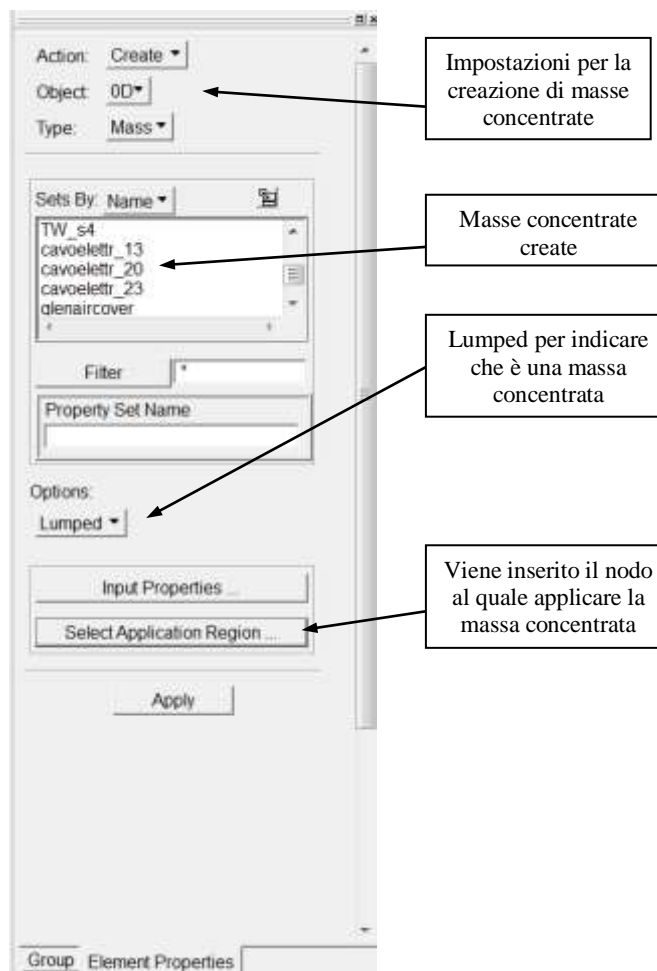


Figura 43 - Inserimento delle masse concentrate in Patran

Componente	Coordinate del baricentro dei componenti rispetto al sistema di riferimento vite Coord 1		
	x	y	z
ECCU	67.89	36.57	-52.22
Compensatore di volume	100.36	122.99	-110

Tabella 2 - Coordinate dei baricentri dell'ECCU e del compensatore di volume

Nelle posizioni indicate in Tabella 2 sono stati creati dei nodi nel modello FEM, in corrispondenza dei quali, attraverso l'applicazione delle proprietà, sono state posizionate le masse concentrate dei componenti interessati. Come già esposto le masse concentrate di connettori, QD e cavi elettrici sono state applicate nel centro dei rispettivi fori delle pareti. Per ogni nodo centrale al quale sono applicate le masse concentrate è stato connesso un MPC, collegato tra il nodo centrale e i nodi

degli elementi del contorno del foro. Nelle prossime figure sono mostrate le masse concentrate modellate e il complessivo del modello FEM dell'EEB.

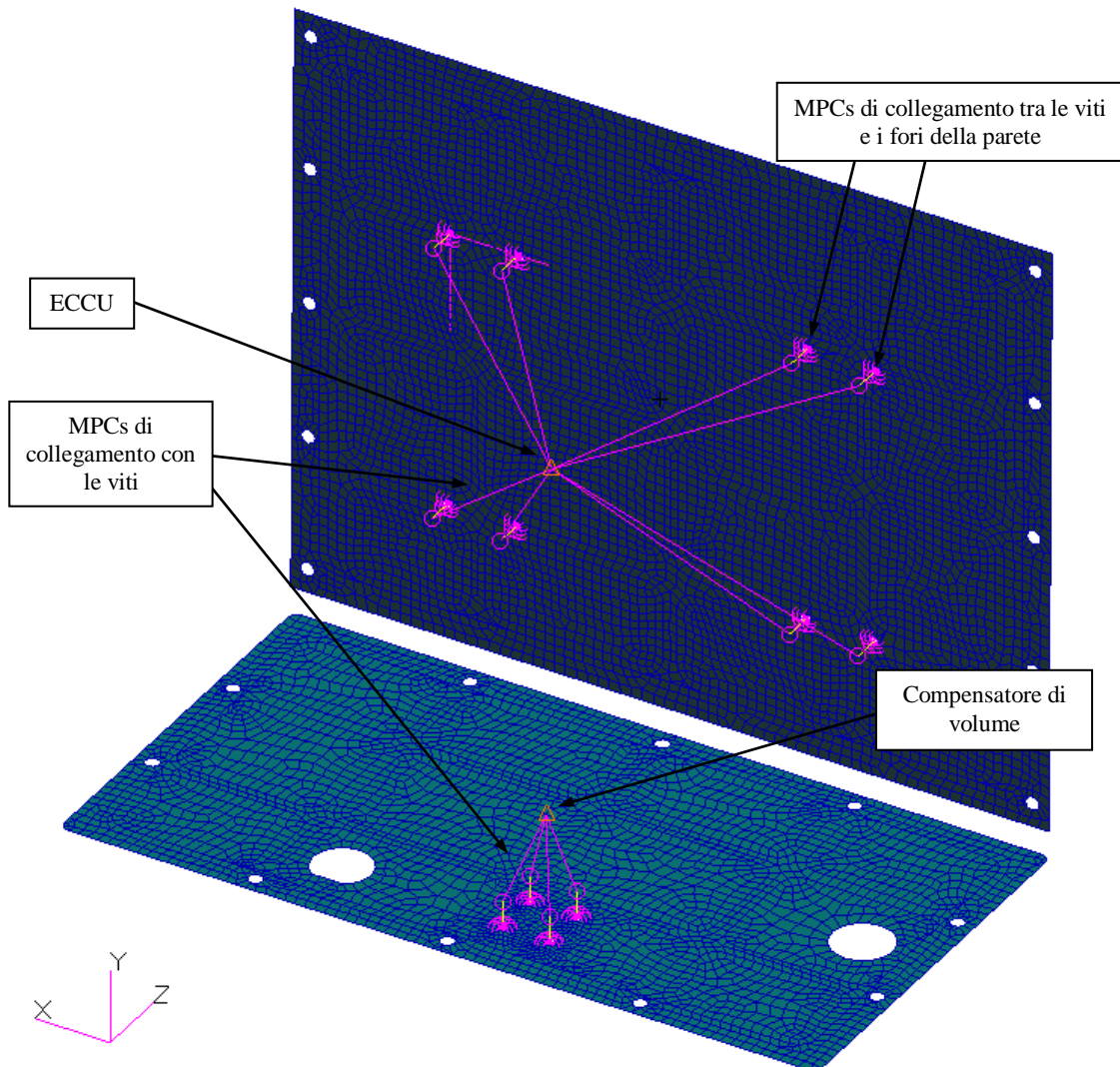


Figura 44 - Masse concentrate dell'ECCU e del compensatore di volume posizionate nei baricentri

In questa parte di descrizione del modello FEM dell'EEB non è stata inserita la modellazione del *foam* per lo stivaggio del componente all'interno della CTB (*Cargo Transfer Bag*) di lancio; in quanto tale modellazione ha richiesto una particolare attenzione perchè le sue proprietà elastiche dipendono dai carichi di lancio. Il *foam* è un materiale polimerico spugnoso che viene adottato per avvolgere le attrezzature all'interno delle CTB utilizzate per il lancio. L'uso del *foam* permette di limitare gli urti e assorbire le vibrazioni indotte dai carichi di lancio. La trattazione della modellazione del *foam* è esposta nel paragrafo 3.7.

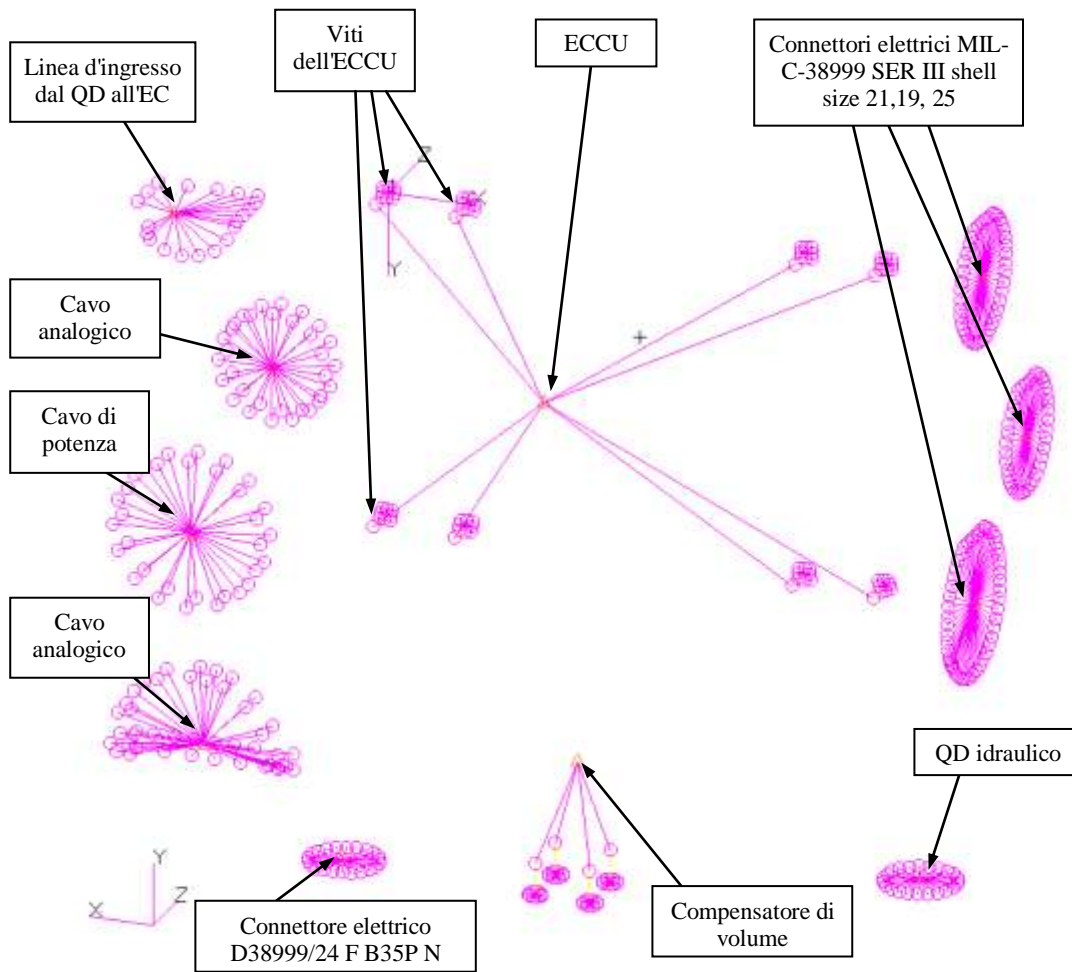


Figura 45 - Masse concentrate dell'intero modello FEM

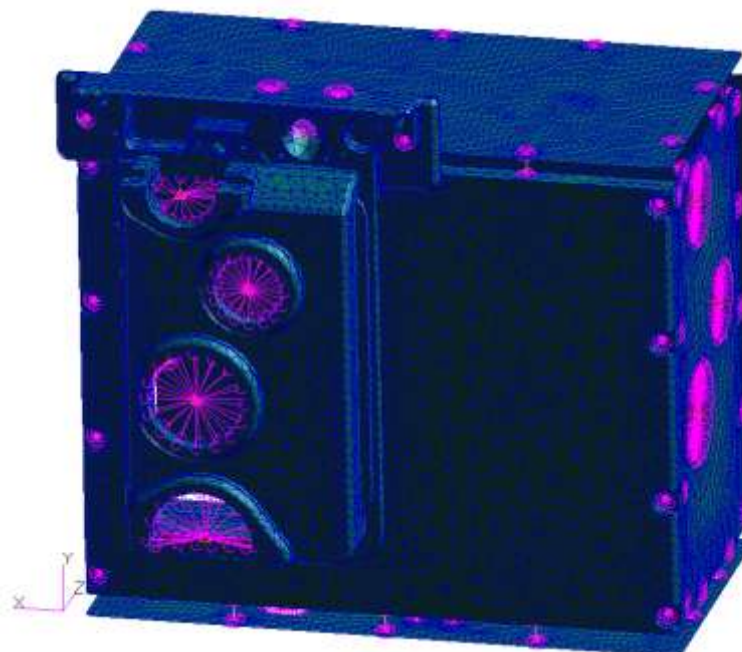


Figura 46 - Modello completo del FEM dell'EEB

Gli elementi FE presenti nel modello sono i seguenti:

- *Point elements*: elementi zerodimensionali costituiti da un solo nodo, tipo usato POINT1.
- *Beam elements*: elementi monodimensionali elastici aventi due nodi, tipo usato BAR2.
- *Quad elements*: elementi bidimensionali aventi quattro nodi, tipo usato QUAD4.
- *Tria elements*: elementi bidimensionali aventi tre nodi, tipo usato TRIA3.
- *Tet elements*: elementi tridimensionali aventi dieci nodi, tipo usato TET10.

Nella Tabella 3 sono elencate le tipologie di elementi e il rispettivo numero di nodi presenti nel modello FEM:

Parte	Numero di elementi				Numero di nodi
	3D	2D	1D	0D	
Top wall	-	4202	-	-	4331
Bottom wall	-	3300	-	-	3461
Back wall	33072	-	-	-	59981
Front wall	-	5780	-	-	5908
Left wall	-	1825	-	-	2005
Right wall	-	2341	-	-	2439
Delrin bush	2590	-	-	-	4534
Internal Hardware (ECCU & Volume compensator)	-	-	-	2	2
Foam	-	-	11490	-	22980
Electrical & Hydraulic connectors	-	-	-	5	5
Electrical & Hydraulic cables or harness	-	-	-	5	5
Screws	-	-	58	-	106
Springs	-	-	2	-	4
TOTALE	35662	17448	11550	12	105761

Tabella 3 - Distribuzione degli elementi FEM nel modello

3.4 Proprietà degli elementi nel modello FEM

Per ogni elemento presente nel modello FEM sono state inserite le caratteristiche e le proprietà meccaniche del materiale allo scopo di creare un modello che sia il più fedele possibile al componente reale. Dopo la creazione dei modelli FE delle pareti, delle viti e delle masse concentrate sono state assegnate tutte le proprietà necessarie per la realizzazione corretta del modello FEM. Inizialmente è stato assegnato il tipo di materiale e lo spessore per gli elementi finiti a guscio delle pareti, successivamente sono state assegnate le proprietà del materiale delle viti e delle masse concentrate. Agli elementi bidimensionali e tridimensionali delle pareti dell'EEB sono state fornite le caratteristiche della lega d'alluminio 7075 T7351 presenti nella normativa MIL-HDBK-5J [13]. La stessa cosa è stata fatta per gli elementi tridimensionali della boccola di fissaggio del cavo idraulico, ai quali sono state fornite le proprietà del materiale plastico POM-C Poliacetalica (Allegato 7.4). Per gli elementi *beam* che modellano il comportamento delle viti sono state fornite le proprietà dell'acciaio A286 per le viti strutturali e A304 per le viti di ritenuta della boccola di fissaggio del cavo idraulico. Nella Figura 47 è illustrata la finestra grafica visualizzata in Patran per l'inserimento delle proprietà relative alla lega d'alluminio adottata per le pareti dell'EEB.

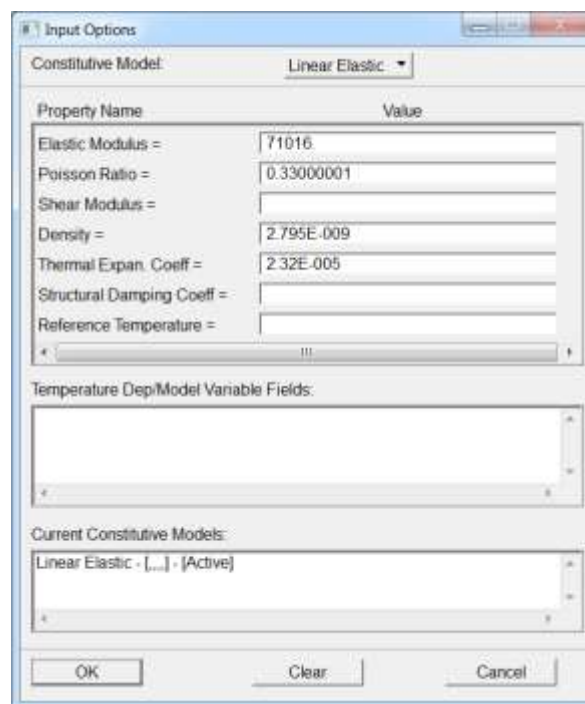


Figura 47 - Finestra grafica di inserimento delle proprietà in Patran

I materiali impiegati per i componenti del modello e le loro proprietà sono raccolti nelle seguenti tabelle.

Materiale	Parti
AA 7075 T7351	Tutte le pareti dell'EEB
A 286	Viti M5 e M4 LN 29949 strutturali
A 304	Viti M3 DIN 912 di ritenuta della boccola
Delrin POM-C	Boccola di fissaggio del cavo idraulico

Proprietà	Materiale			
	AA 7075 T7351	A 286	A 304	Delrin POM-C Poliacetalica
Densità ρ [t/mm ³]	2.795E-9	7.95E-9	7.92E-9	1.41E-9
Modulo di Young E [N/mm ²]	71016	210000	200000	3100
Coefficiente di Poisson μ	0.33	0.3	0.27	0.35
Carico di snervamento [MPa]	393	950	950	68
Carico di rottura [MPa]	469	1100	1100	-

Tabella 4 - Materiali, proprietà e componenti

Dopo aver definito le tipologie dei materiali utilizzati nel modello FEM, sono stati assegnati gli spessori alle pareti modellate con elementi a guscio a causa della presenza di nervature e zone a spessore diverso. L'assegnamento corretto dello spessore agli elementi delle pareti è stato eseguito prendendo come riferimento la posizione della superficie media dello spessore minimo e la direzione dei vettori normali agli elementi. In base alla direzione della normale agli elementi finiti bidimensionali dipende il segno dell'*offset* da inserire nella finestra grafica di assegnamento dello spessore. E' conveniente avere le normali agli elementi finiti bidimensionali orientate tutte nella stessa direzione, sia per quanto riguarda l'assegnamento degli spessori che per l'analisi strutturale o l'inserimento di forze nodali. Nelle due figure seguenti sono illustrati gli spessori e gli *offset* da assegnare al modello della parete BW e la finestra grafica d'inserimento di uno spessore della parete BW mediante Patran.

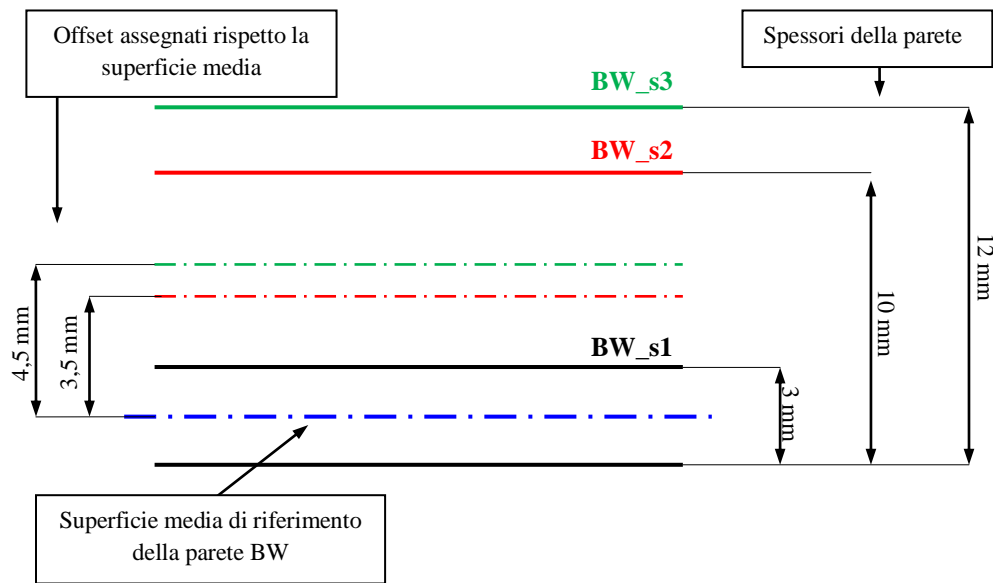


Figura 48 - Spessori e offset della parete BW

Per ogni spessore di ciascuna parete è stata creata una proprietà a sé, ad esempio, per la parete BW caratterizzata da tre spessori diversi sono state create le proprietà BW_s1, BW_s2 e BW_s3.

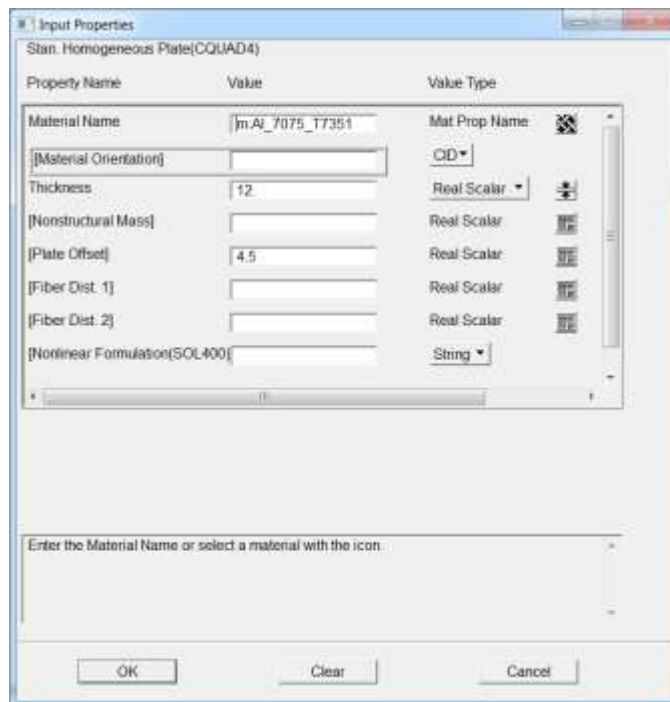


Figura 49 - Finestra grafica per l'inserimento della proprietà di spessore BW_s3 della parete BW

Dopo aver assegnato gli spessori è sempre stata fatta una verifica con Patran per accertarsi che tutti gli elementi *shell* abbiano le caratteristiche desiderate e pertanto che le pareti abbiano spessori corretti (nella Figura 50 è illustrata la verifica degli spessori della parete inferiore dell'EEB). La procedura fin qui

descritta per la modellazione delle pareti, l'assegnamento del tipo di materiale e degli spessori è stata adottata per tutte le pareti del modello FEM.

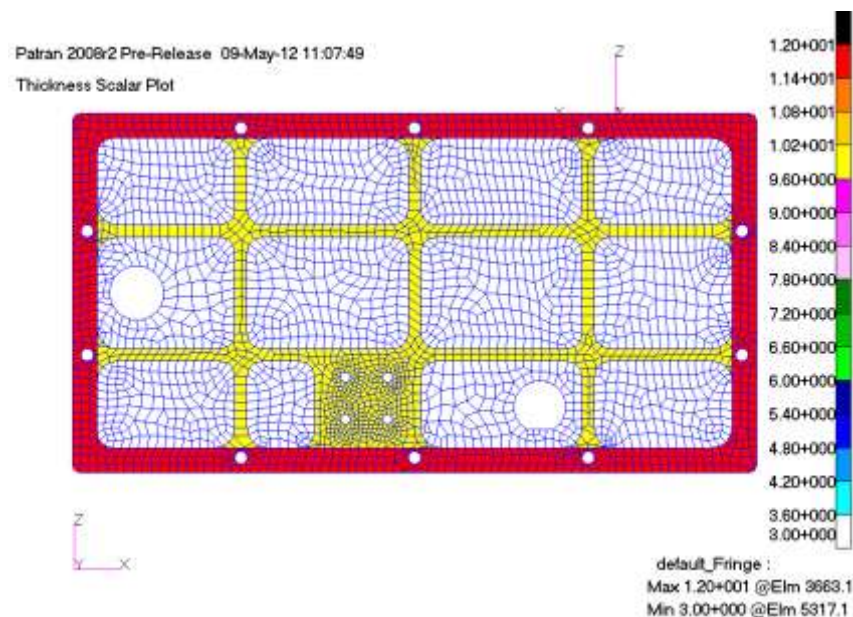


Figura 50 - Visualizzazione degli spessori degli elementi *shell* in Patran

Dalla Figura 50 si può vedere che la parete inferiore è caratterizzata da tre spessori diversi, ciascuno identificato con un colore diverso, come riportato in Tabella 5:

Colore elementi	Spessore [mm]
Bianco	3
Giallo	10
Fucsia	12

Tabella 5 - Spessori della parete BW

L'unica parete dell'EEB per la quale non sono stati assegnati gli spessori è quella posteriore, perché essendo modellata a TET10 è stato sufficiente assegnare il materiale mediante la procedura vista. Una volta terminata la fase di assegnamento degli spessori e dei materiali delle pareti sono state fornite le caratteristiche alle viti del modello. Per tutti gli elementi *beam* che modellano le viti sono state assegnate le rispettive lunghezze rilevate da CAD, l'area della sezione resistente, i momenti d'inerzia e le caratteristiche del materiale come descritto prima. L'inserimento di questi dati è visualizzato in Figura 51 e in Figura 52, entrambe relative alle viti di fissaggio dell'EEB di tipo M4 LN 29949, la stessa procedura è stata utilizzata per tutte le viti del modello.

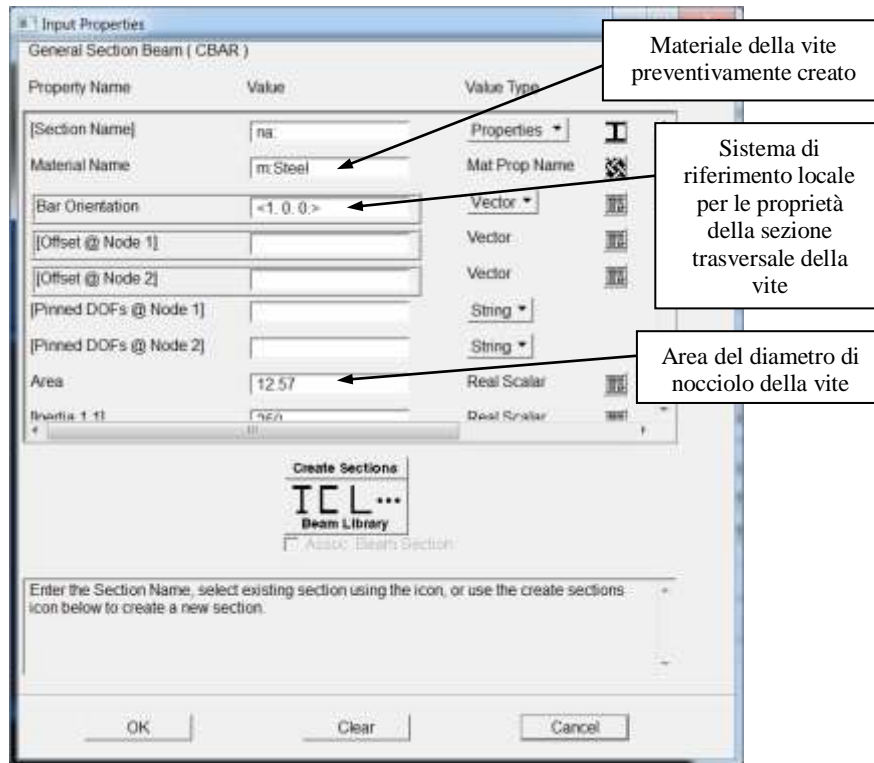


Figura 51 - Finestra d'inserimento delle proprietà delle viti M5 LN29949

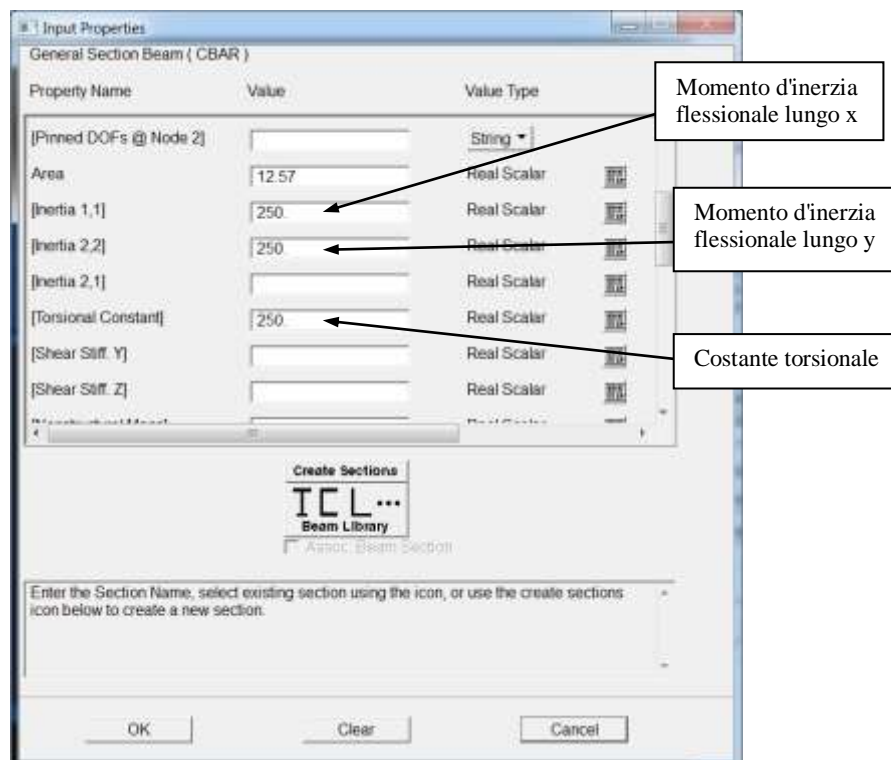


Figura 52 - Finestra d'inserimento delle proprietà delle viti M5 LN29949

Dai dati inseriti si può notare che i momenti d'inerzia flessionali e la costante torsionale sono stati forniti molto più alti di quelli che in realtà caratterizzano la sezione della vite, questo per rendere la vite molto più rigida di quello che non è in realtà. Considerare le viti più rigide del normale significa trascurare la flessione della vite dove possibile, in modo da rimanere conservativi perché in tale maniera le tensioni risultano più alte di quelle reali.

Sono poi state inserite le proprietà delle due molle D11750 presenti sotto le teste delle due viti di fissaggio dell'EEB al CEML, perciò agli elementi monodimensionali modellanti le molle è stata data la proprietà di *spring* e i dati inseriti sono quelli visualizzati in Figura 53.

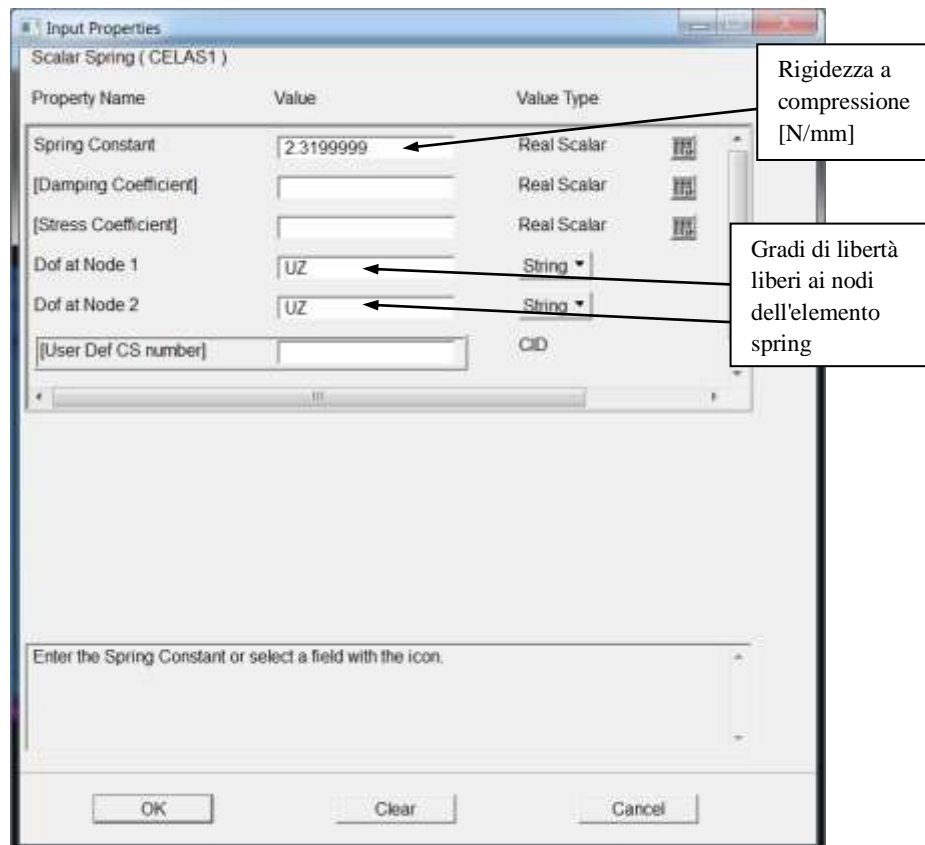


Figura 53 - Finestra grafica d'inserimento delle proprietà delle molle D11750

La costante di rigidezza della molla è stata ricavata dal catalogo SPEC-Meter S.p.a. [14] e la pagina relativa ai dati della molla D11750 è riportata in Appendice 7.3. Dopo aver assegnato le proprietà alle viti e alle molle del modello sono state fornite le proprietà alle masse concentrate che simulano il reale collocamento di cavi, connettori e componenti interni dell'EEB. I pesi di queste masse concentrate

sono noti dai documenti o da stime che sono state effettuate su componenti analoghi. Nella Figura 54 è rappresentata la finestra grafica d'inserimento della massa per l'ECCU, per tutte le altre masse concentrate la procedura adottata è la stessa.

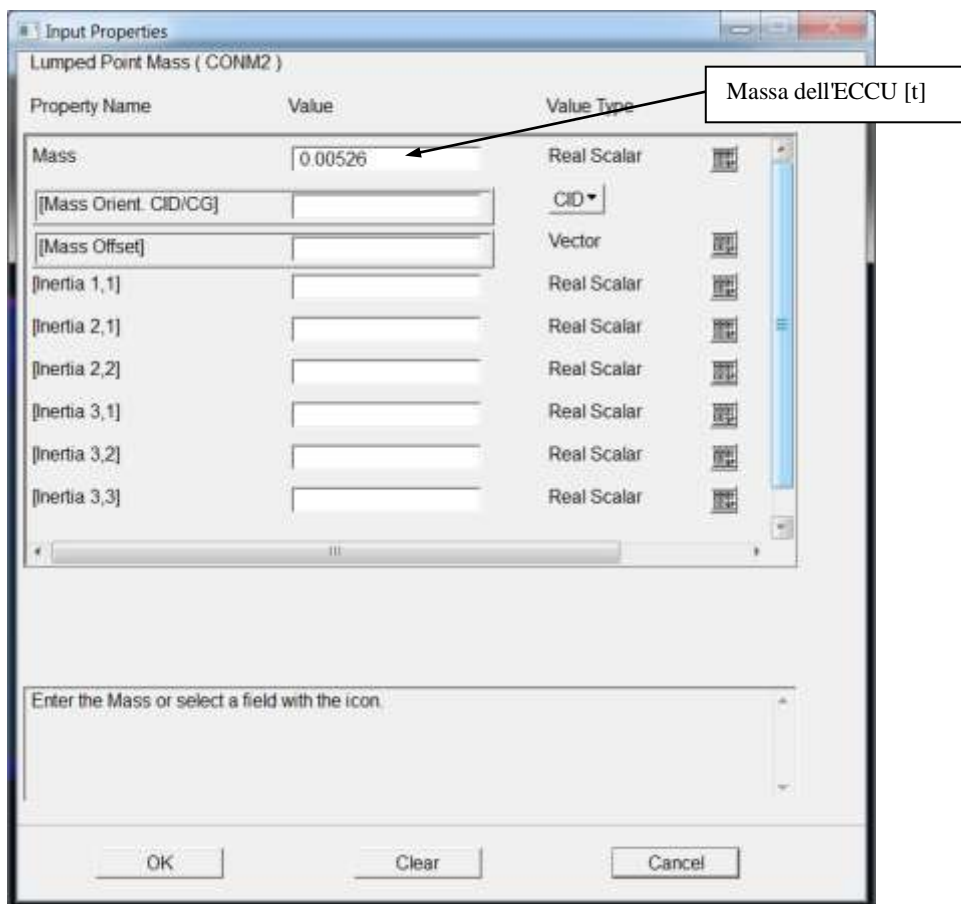


Figura 54 - Inserimento della massa concentrata dell'ECCU

Le masse per le quali è noto il peso effettivo e quelle il cui peso è stato stimato sono espresse nella tabella seguente:

Componenti considerati come masse concentrate nel modello FEM	Peso [g]	Fonte dei dati
Massa ECCU + (massa cavi idraulici)/2 + (massa cavi elettrici)/2 TOTALE	4900+ 240+ 120= 5260	Stima*
Compensatore di volume	300	Astrium input
Connettore 11 LTU	30	Stima e misure
Connettori 21 e 19	100	Stima e misure

Connettore 25	175.3	Stima e misure
QD	300	Stima e misure
Cavo idraulico	240	Stima*
Cavo elettrico Ø 13	63.14	Stima
Cavo elettrico Ø 20	97.14	Stima
Cavo elettrico Ø 23	111.72	Stima
*Dati ricavati dal <i>mass budget</i> del doc. [15]		

Tabella 6 - Stime dei pesi delle masse concentrate

Per quanto riguarda i pesi dei connettori elettrici Glenair 11, 19, 21 e 25 si è fatto riferimento a connettori simili disponibili in azienda, i quali sono stati pesati presso l'officina in Highftech Engineering.



Figura 55 - Connettore Glenair MIL-C-3899-SERIII con guarnizione

Le masse dei cavi idraulici e dei cavi elettrici sono state considerate dimezzate, ovvero una metà del peso complessivo è stata considerata gravante sulla massa dell'ECCU e l'altra metà sulle masse concentrate corrispondenti ai cavi fuoriuscenti dai fori della parete posteriore dell'EEB.

Per la stima del peso dei cavi elettrici, siccome non sono note le caratteristiche dei cavi che verranno collegati all'EEB, è stato considerato un rapporto peso/lunghezza massimo di 0.614 g/mm, tale valore corrisponde al doppio di quello tipico per un cavo schermato a 7 conduttori del Ø 20 mm preso come riferimento dal *data sheet Gore Space Cables and Assemblies* presente in Appendice 7.2. Considerando una lunghezza massima dei cavi di 158 mm, sono stati ricavati i pesi seguenti in base ai differenti diametri.

Componente [Ø espresso in mm]	Peso [g]
Cavo elettrico Ø 13	63.14
Cavo elettrico Ø 20	97.14
Cavo elettrico Ø 23	111.72
Peso massimo totale cavi elettrici	272

Tabella 7 - Stima dei pesi dei cavi elettrici

3.5 Verifiche del modello FEM

Affinché il modello FEM realizzato sia il più possibile coerente con l'oggetto reale che si vuole analizzare strutturalmente, è stato opportuno effettuare diverse verifiche. Lo scopo di queste verifiche sul modello è anche quello di assicurare una buona qualità dei risultati numerici e far sì che durante le analisi statiche dei vari *load cases* da effettuare non compaiano messaggi d'errore nei *file* di *output* di tipo .f06 di Nastran. Le verifiche eseguite sul modello FEM sono qui sotto elencate e verranno approfondite nel seguito:

1. verifica dei pesi dei componenti;
2. verifica delle proprietà degli elementi finiti: spessori degli elementi *shell*, *check* geometrici degli elementi *shell*, equivalenza dei nodi degli elementi finiti, verifica di elementi duplicati e verifica della direzione delle normali agli elementi *shell*;
3. verifica di coerenza del modello FEM:
 - analisi modale libera: *mass property check*, *strain energy check*, verifica delle reazioni vincolari e delle forze, verifica delle frequenze naturali.
 - analisi modale vincolata: verifica delle frequenze proprie del modello con solo le condizioni di vincolo indotte dallo stivaggio, non sono considerate le forze applicate.
 - analisi statica con 1 g di accelerazione inerziale applicato per ogni asse: verifica delle risultanti delle forze e delle reazioni vincolari (controllo nel *file* di tipo .f06 di OLOAD ed SPCFORCE). Controllo del parametro EPSILON.

3.5.1 Verifica dei pesi

Secondo le specifiche di progetto imposte dal documento sui requisiti per l'EC CIMEX [16] la massa totale dell'EEB (inclusi gli elementi di fissaggio strutturale al *rack* dell'FSL, l'ECCU e i cavi tra EEB e l'EC) deve essere inferiore a 12 kg. Poiché la massa dell'ECCU è pari a 4.9 kg si ha che:

$$\text{pareti dell'EEB} + \text{viti} + \text{compensatore di volume} + \text{QD} + \text{cavi flessibili} < 7.1 \text{ [kg]}$$

I pesi dei componenti realizzati nel modello FEM sono stati confrontati con quelli presenti nel CAD e sono elencati in Tabella 8.

Componente	Peso CAD [g]	Peso FEM [g]
Top wall	644.69	675.70
Right wall	339.77	351.80
Bottom wall	613.45	644.10
Left wall	272.72	283.40
Front wall	980.38	1012.00
Back wall	1287.80	1309.00
Complessivo pareti	4138.82	4277
Compensatore di volume	194.13	300
QD - male	100	300
- tappo	140	
Connettore 25	175.3	175.3
Connettore 21	100	100
Connettore 19	100	100
Connettore LTU-INT	30	30
ECCU	4900	4900
ECCU+massa cavi idraulici/2+massa cavi elettrici/2	-	5276
Tubo acqua+ acqua (da dividere tra ECCU e il foro per il tubo dell'acqua)	480	480
Viti	170	48
Cavo elettrico Ø 13 mm	-	63.14
Cavo elettrico Ø 20 mm	-	97.14
Cavo elettrico Ø 23 mm	-	111.72
Totale	7890	11357.3
Differenza tra i due pesi totali	3467.3	

Tabella 8 - Pesi dei componenti nei modelli CAD e FEM

Dai pesi dei componenti del modello FEM e trascurando l'ECCU si ha che:

$$\text{pareti dell'EEB} + \text{viti} + \text{compensatore di volume} + \text{QD} + \text{cavi flessibili} = 6.08 \text{ [kg]}$$

La stima del peso effettuata è ampiamente dentro il margine di 7.1 kg imposto dalla specifica. In base al confronto dei pesi risulta che i componenti del modello FEM hanno tutti un peso molto prossimo a quello nel modello CAD ma è evidente che il modello FEM complessivo presenta un peso maggiore rispetto quello CAD. La differenza tra i due modelli è di quasi 3 kg e mezzo, questa differenza è data in particolare da due fattori: la prima causa è data dalla modellazione a *shell* delle cinque pareti dell'EEB, questo tipo di modellazione infatti comporta un leggero aggravio di peso ai componenti del modello come già esposto nell'attività di preparazione alla tesi [12]. La seconda causa è rappresentata dal fatto che alcuni

componenti del modello FEM sono stati volontariamente considerati con pesi maggiori di quelli che caratterizzano il modello CAD. Considerare pesi maggiori delle pareti e di alcune masse concentrate permette di avere forze e tensioni superiori di quelle che si avrebbero nella realtà, perciò consente di rimanere conservativi sulla stima delle sollecitazioni strutturali. Nel caso non si fosse ottenuto un peso maggiore col tipo di modellazione a *shell* e avendo considerato componenti più pesanti, sarebbe stato necessario considerare un peso di contingenza (ad esempio aumentando la densità della lega dell'alluminio) per le pareti e tutti i componenti, ma in questo caso non è stato necessario.

3.5.2 Proprietà degli elementi di tipo *shell*

La prima verifica riguardante gli elementi finiti a *shell* delle pareti è quella relativa agli spessori assegnati, nelle figure seguenti sono illustrate con colori diversi le zone a spessore costante, ciascun colore corrisponde a uno spessore come si può apprezzare dalla scala visualizzata a fianco.

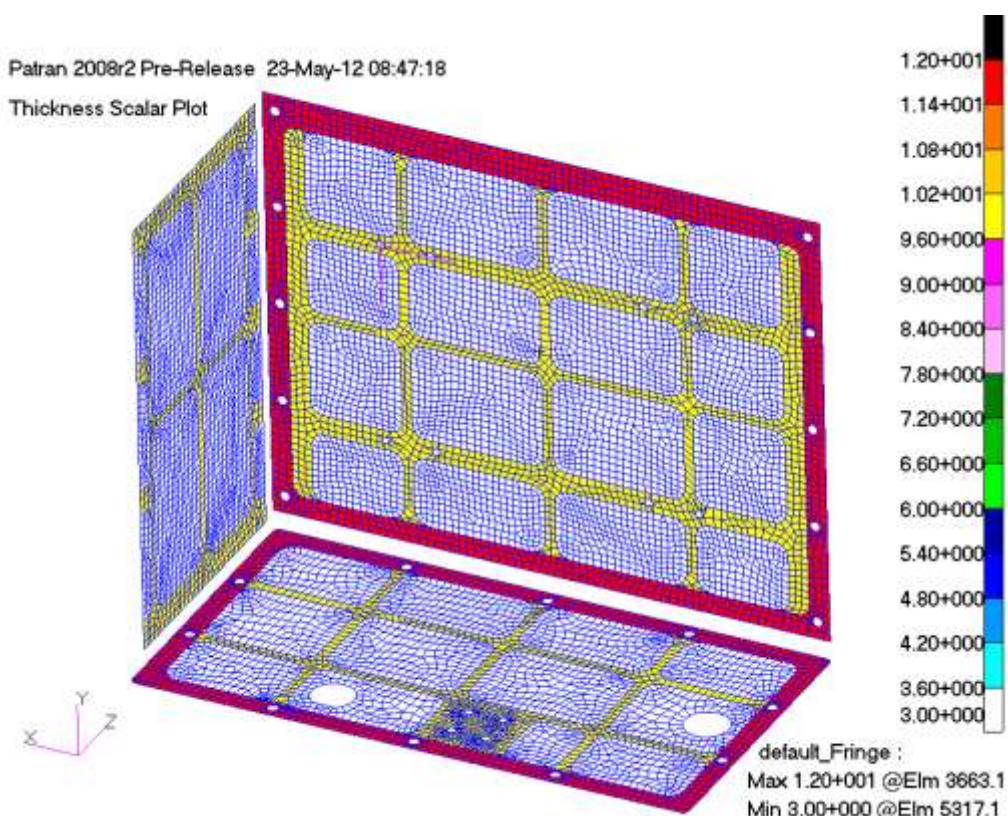


Figura 56 - Spessori pareti BW, RW e FW

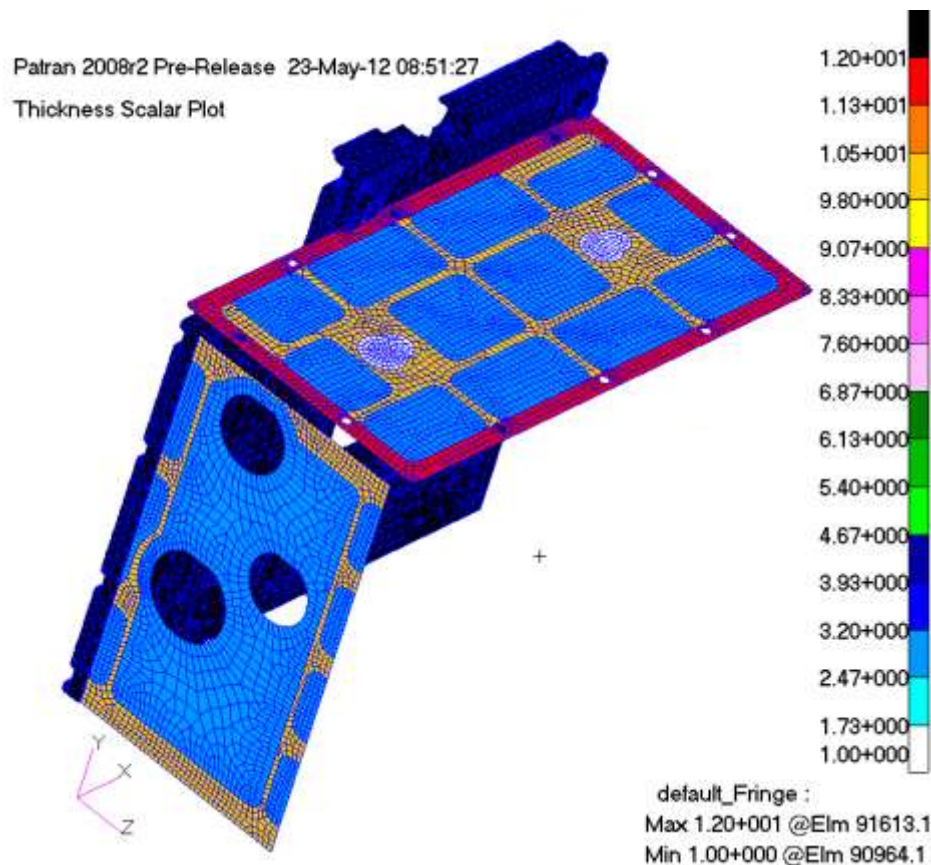


Figura 57 - Spessori pareti LW e TW

Nella Figura 57 sono visualizzati gli spessori assegnati agli elementi *shell* delle pareti LW e TW, la parete posteriore appare di colore scuro perché essendo modellata a tetraedri non è stato assegnato alcun spessore agli elementi.

In base ai requisiti sulle verifiche del modello FEM [2] sono stati effettuati anche diversi *check* geometrici sugli elementi *shell*. La normativa EADS-ASTRIUM [2] impone infatti che la distorsione degli elementi bidimensionali (QUAD e TRIA) sia accettabile in base ai criteri di *default* di NASTRAN. La regolarità degli elementi a *shell* è valutata tramite diversi parametri geometrici come l'ampiezza degli angoli interni dell'elemento, l'inclinazione dei lati, il rapporto di rastremazione tra lati opposti, l'*aspect ratio* e la deformazione dell'elemento. Eseguendo il comando *Elements-Verify-Quad-All* in Patran è possibile verificare tutti questi aspetti.

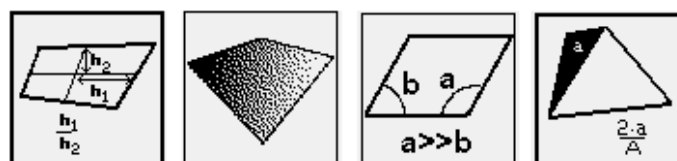


Figura 58 - Rappresentazione dei parametri e dei rapporti geometrici da verificare per gli elementi di tipo QUAD, sono visualizzati nell'ordine: aspect ratio, warping, skew e taper ratio.

Verificare la qualità, la regolarità della forma e la geometria degli elementi è importante per far sì che non compaiano messaggi d'errore nel *file* di *output* di tipo *.f06* dei risultati. Se appaiono messaggi d'errore questi non devono essere relativi a zone di interesse specifico (ad esempio, regioni con forti *stress*). E' comunque bene cercare di regolarizzare la *mesh* nelle zone dove sono presenti elementi con forme poco regolari. Nella Figura 59 è rappresentato un esempio di alcuni elementi *shell* con *skew* troppo elevata in una zona della parete LW, la *skew* indica di quanto le ampiezze di angoli adiacenti a uno stesso lato siano diverse tra loro. Se il numero di elementi distorti è limitato non si hanno particolari problemi durante le analisi, ma se sono presenti molti elementi deformati è necessario sistemarli poichè il risultato delle analisi può non essere accurato o attendibile. L'accuratezza del modello dipende anche da come sono definiti gli elementi bidimensionali.

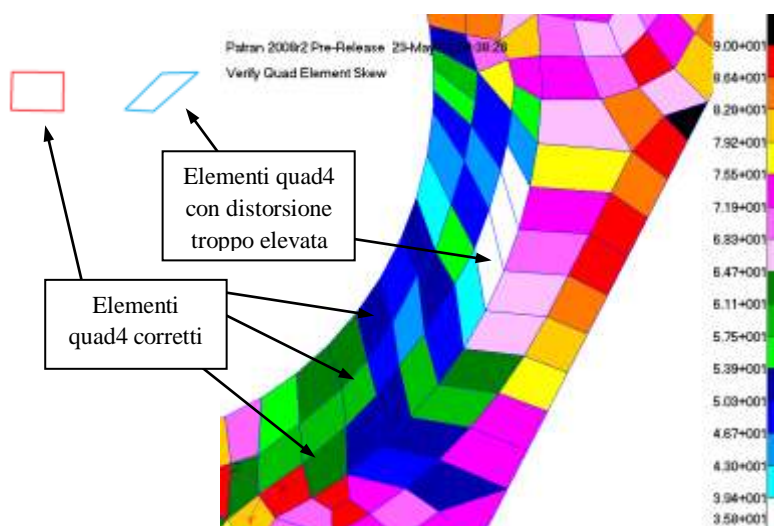


Figura 59 - Verifica della distorsione degli elementi quad4 della parete LW

Oltre ai *check* geometrici degli elementi del modello è opportuno effettuare verifiche sull'equivalenza dei nodi, perché nodi sovrapposti possono comportare problemi nelle analisi o generazione di errori nel *file* dei risultati in uscita da Nastran. In Patran nella categoria *Elements*, tramite il comando *Equivalence-Group-Tolerance cube* è possibile fare l'equivalenza dei nodi sovrapposti o nodi molto vicini impostando il valore di tolleranza che si desidera avere per l'equivalenza. Allo stesso modo è possibile verificare nei gruppi del modello FEM la presenza di elementi finiti doppi, quindi attraverso il comando *Utilities-FEM-General-Duplicate Elements Check* è possibile evidenziare ed eliminare gli

elementi non necessari. L'equivalenza dei nodi e la verifica di elementi doppi è stata valutata per tutti i componenti modellati dell'EEB.

L'ultimo *check* effettuato sugli elementi *shell* riguarda la direzione delle normali di ciascun elemento, le quali devono essere tutte orientate nella stessa direzione altrimenti si avrebbero problemi nell'assegnamento degli spessori e nella lettura dei risultati dello stato tensionale. Il controllo delle normali agli elementi è stato compiuto per tutte le pareti modellate a *shell* dell'EEB e seguendo la procedura espressa dai comandi in Patran nella categoria *Elements-Verify-Element-Normals*; nella Figura 60 è visualizzato solo il risultato del check per la parete BW poiché per tutte le altre i risultati sono gli stessi.

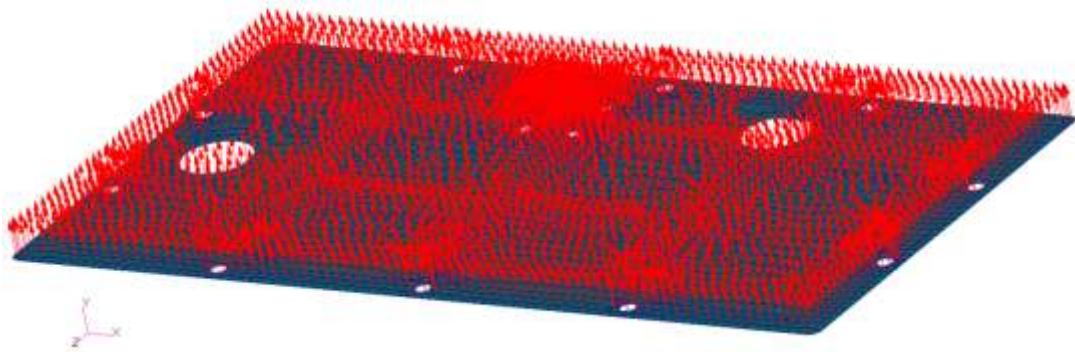


Figura 60 - Visualizzazione dei vettori normali agli elementi shell della parete BW

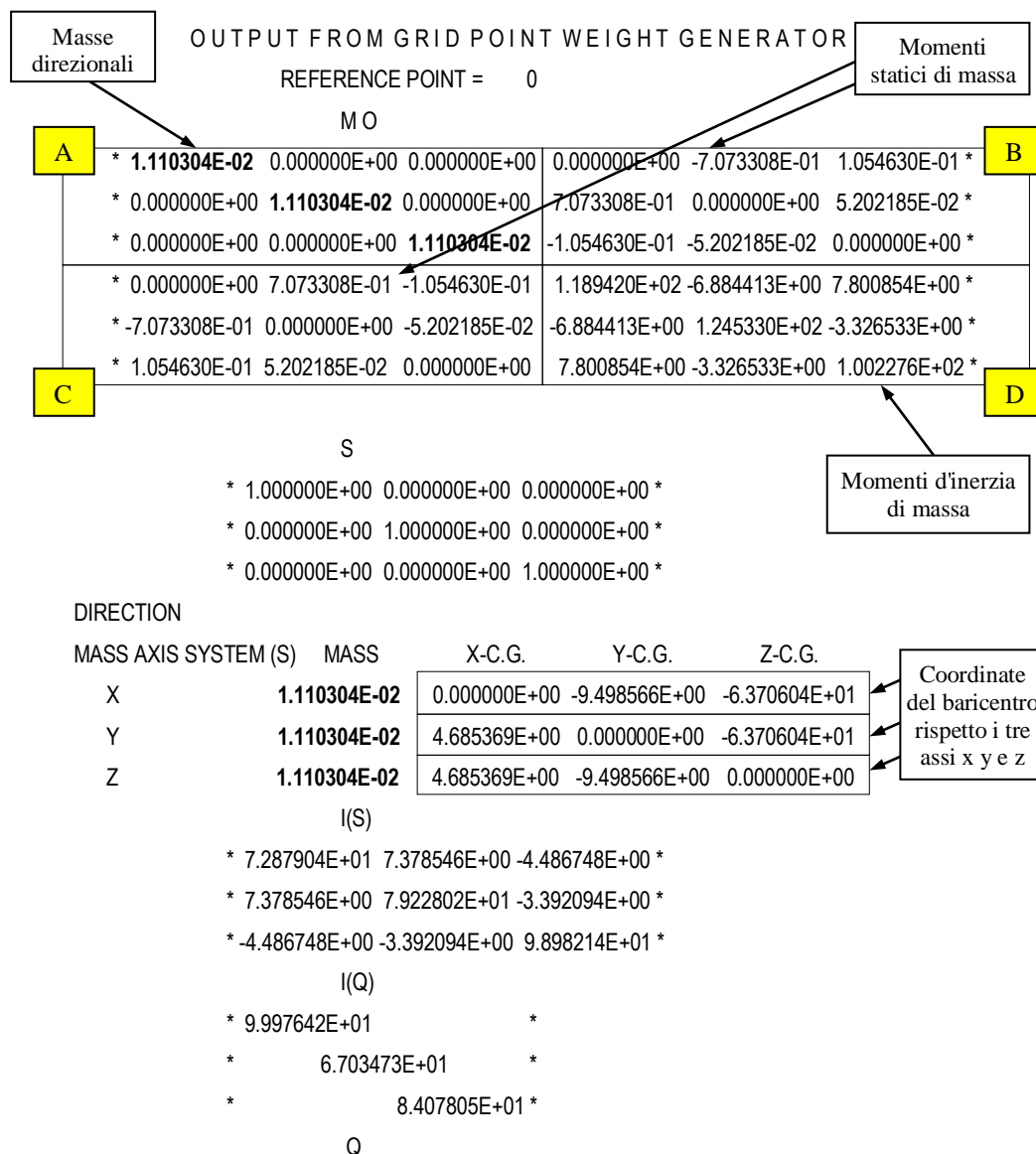
3.5.3 Verifica di coerenza del modello FEM

Dopo aver terminato la creazione del modello FEM occorre verificare che tutti gli elementi della struttura in esame siano rigidamente connessi, ovvero che tutti i componenti presenti nel modello (masse concentrate, viti e pareti) non siano liberi di muoversi nello spazio. Per validare il modello FEM occorre quindi effettuare l'analisi modale libera dell'intero modello dell'EEB, tale analisi mostra indirettamente la presenza di elementi non connessi e mette in luce le frequenze naturali della struttura in esame. Le informazioni necessarie sono contenute nel *file* d'uscita di tipo *.f06* prodotto dal codice di calcolo NASTRAN, il quale fornisce le caratteristiche della struttura sia in termini di risposta al campo di sollecitazioni, sia di risposta modale sia in termini di caratteristiche intrinseche alla struttura stessa. Le parti più significative da verificare nel *file* di *output* *.f06* ricavato sono mostrate e commentate dettagliatamente nel seguito.

3.5.3.1 Analisi modale libera

MASS PROPERTY CHECK

La prima parte analizzata del *file* di tipo *.f06* dei risultati, ricavata dall'analisi modale libera, è denominata *OUTPUT FROM GRID POINT WEIGHT GENERATOR*. In questa parte è effettuato il controllo per valutare l'adeguatezza del modello matematico nelle tre direzioni x, y e z. Nell'estratto del file di output risultante visualizzato sotto, si può verificare che i tre valori della diagonale principale della matrice delle masse direzionali indicata con A corrispondono al peso del modello dell'EEB (espresso in tonnellate), come viene imposto dalle specifiche riguardanti le verifiche del modello FEM [2] sulla massa rigida del modello. Il peso stimato attraverso il comando *Tools-Mass Properties* in Patran e quello che compare sulla diagonale principale della matrice A coincidono.



* -1.320224E-01 8.205680E-01 5.560920E-01 *
 * -1.140671E-01 5.446993E-01 -8.308377E-01 *
 * -9.846618E-01 -1.731210E-01 2.168733E-02 *

Nelle matrici B e C sono espressi i momenti statici della struttura analizzata: è possibile notare come una sia l'opposto dell'altra, ovvero se si prende come riferimento la matrice [B] si avrà una relazione tale che $[B] = -1 \cdot [C]$. Ricordiamo brevemente la definizione di momento statico, il quale è esprimibile come:

$$S_{ij} = \int_{A_{ij}} l dA_{ij} \quad i, j = x, y, z \quad (2)$$

dove l è la distanza tra l'asse di riferimento e l'area A_{ij} che si sta considerando. La matrice D contiene le caratteristiche inerziali dell'intera struttura, sulla diagonale principale sono presenti i momenti d'inerzia principali I_{ii} , mentre fuori diagonale sono rappresentati i prodotti d'inerzia I_{ij} . I momenti d'inerzia sono definibili come segue:

$$I_{ij} = \int_{A_{ij}} l^2 dA_{ij} \quad i, j = x, y, z \quad (3)$$

e formano il tensore d'inerzia:

$$[D] = \begin{bmatrix} I_{xx} & I_{xy} & I_{xz} \\ I_{yx} & I_{yy} & I_{yz} \\ I_{zx} & I_{zy} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

La matrice D è simmetrica e nel caso più generale ha solo sei coefficienti incogniti, i tre della diagonale principale e i tre termini sottostanti o sovrastanti essa. Un'ultima matrice da menzionare presente nel *file* di *output* posta sotto le precedenti è quella contenente le coordinate del baricentro rispetto i tre assi.

STRAIN ENERGY CHECK

Questo *check* ha lo scopo di controllare la matrice di rigidezza del modello verificando che, in configurazione senza vincoli, ai moti di corpo rigido corrisponda un'energia di deformazione nulla. Questo *check* è utilizzato per identificare problemi di fondo del modello FEM e può essere effettuato utilizzando i *check* sul corpo rigido DMAP (*Direct Matrix Abstraction Program*) di NASTRAN. Nel *file* .f06 di *output* ottenuto con NASTRAN occorre verificare che i controlli fatti sulle matrici KGG, KNN, KFF e KAA1 risultino tutti PASS. Eventuali *check* che non risultano soddisfatti sono riconducibili ad esempio all'uso

di elementi CELAS (elementi *spring* monodimensionali) tra nodi non coincidenti (matrice KGG), a MPC o equazioni di vincolo non corrette (matrice KNN) o alla presenza di vincoli o AUTOSPC (vincoli automatici di nodi liberi) (matrice KFF). In base alle specifiche ASTRIUM sulla modellazione FEM dell'EEB [2] l'energia di deformazione calcolata per ciascuno dei sei moti rigidi deve essere inferiore a 10^{-3} J per i termini sulle diagonali delle matrici d'energia di deformazione KGG, KNN, KFF e KAA1. Nel seguito è riportato l'estratto del *file* di *output* dell'analisi modale libera relativo all'energia di deformazione e come si può vedere tutti i *check* risultano verificati.

RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF **MATRIX KGG** (G-SET) FOLLOW:

PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF 1.375908E-02

DIRECTION	STRAIN ENERGY	PASS/FAIL
1	2.710173E-08	PASS
2	2.083091E-08	PASS
3	6.902419E-09	PASS
4	2.761038E-04	PASS
5	2.599723E-04	PASS
6	3.510627E-04	PASS

SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:

1. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO ONLY ONE GRID POINT;
2. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO NON-COINCIDENT POINTS;
3. CELASI ELEMENTS CONNECTING TO NON-COLINEAR DOF;
4. IMPROPERLY DEFINED DMIG MATRICES;

RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF **MATRIX KNN** (N-SET) FOLLOW:

PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF 8.760039E-01

DIRECTION	STRAIN ENERGY	PASS/FAIL
1	2.361668E-08	PASS
2	2.676222E-08	PASS
3	1.388390E-08	PASS
4	5.280954E-04	PASS
5	3.301443E-04	PASS
6	3.772133E-04	PASS

SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:

1. MULTIPOINT CONSTRAINT EQUATIONS WHICH DO NOT SATISFY RIGID-BODY MOTION;
2. RBE3 ELEMENTS FOR WHICH THE INDEPENDENT DEGREE-OF-FREEDOM CANNOT DESCRIBE ALL POSSIBLE RIGID-BODY MOTIONS.

RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF **MATRIX KFF** (F-SET) FOLLOW:

PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF 8.760039E-01

DIRECTION	STRAIN ENERGY	PASS/FAIL
-----	-----	-----
1	2.361668E-08	PASS
2	2.676222E-08	PASS
3	1.388390E-08	PASS
4	5.280954E-04	PASS
5	3.301443E-04	PASS
6	3.772133E-04	PASS

SOME POSSIBLE REASONS MAY LEAD TO THE FAILURE:

1. CONSTRAINTS WHICH PREVENT RIGID-BODY MOTION.

RESULTS OF RIGID BODY CHECKS OF **MATRIX KAA1** (A-SET) FOLLOW:

PRINT RESULTS IN ALL SIX DIRECTIONS AGAINST THE LIMIT OF 8.760039E-01

DIRECTION	STRAIN ENERGY	PASS/FAIL
-----	-----	-----
1	2.361668E-08	PASS
2	2.676222E-08	PASS
3	1.388390E-08	PASS
4	5.280954E-04	PASS
5	3.301443E-04	PASS
6	3.772133E-04	PASS

IF THE MODEL HAS PASSED THE PREVIOUS CHECKS FOR THE G-SET AND N-SET,

THEN SOME POSSIBLE CAUSES ARE:

1. THE MODEL IS NOT INTENDED TO BE FREE-FREE WHICH INDICATES THAT THE MODEL IS PROPERLY CONSTRAINED TO GROUND;
2. THE REFERENCE GRID POINT (GRID=GID ON THE GROUND CHECK COMMAND) IS LOCATED TOO FAR FROM THE MODEL'S CENTER OF GRAVITY. IT IS RECOMMENDED THAT THE REFERENCE GRID POINT BE LOCATED AS CLOSE AS POSSIBLE TO THE MODEL'S CENTER OF GRAVITY OF THE MODEL (SEE THE GRID POINT WEIGHT GENERATOR OUTPUT);
3. PARAM,AUTOSPC,YES CONSTRAINS NEAR-SINGULAR DEGREES-OF-FREEDOM. WHEN A FINITE ELEMENT MODEL WITH AUTOSPC FAILS THE A-SET CHECK, IT IS NOT EVIDENT THAT GROUNDING HAS OCCURRED. THE USE OF PARAM,SNORM WILL NOT ELIMINATE THE SPURIOUS FAILURE.

OLOAD CHECK

Per effettuare l'analisi modale libera e determinare le frequenze proprie del modello matematico dell'EEB non sono state applicate forze e vincoli, per cui le risultanti dei carichi applicati risultano nulle come si osserva dai risultati visualizzati nella pagina seguente (in particolare T1, T2 e T3 sono le tre traslazioni rispetto gli assi x, y e z e R1, R2 e R3 le rotazioni rispetto il sistema di riferimento Coord 0 del modello). Con la dicitura *OLOAD RESULTANT* sono visualizzate nel file d'uscita .f06 tutte le risultanti dei carichi applicati.

```

OLOAD RESULTANT
SUBCASE/ LOAD
DAREA TYPE T1 T2 T3 R1 R2 R3
ID
0 1 FX 0.000000E+00 --- --- --- 0.000000E+00 0.000000E+00
FY --- 0.000000E+00 --- 0.000000E+00 --- 0.000000E+00
FZ --- --- 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 ---
MX --- --- --- 0.000000E+00 --- ---
MY --- --- --- --- 0.000000E+00 ---
MZ --- --- --- --- --- 0.000000E+00
TOTALS 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00 0.000000E+00
1 MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 05-MAR-12 AT 17:38:06 MAY 23, 2012 MD NASTRAN
3/24/06 PAGE 19
    
```

EIGENVALUE CHECK

Nell'estratto del *file* d'uscita .f06 dell'analisi modale libera riportato in fondo sono state messe in luce le frequenze proprie del modello FEM in esame. Le frequenze naturali sono state ricavate utilizzando il metodo di Lanczos di Patran ed eseguendo un'analisi modale libera del modello dell'EEB completo, ovvero un'analisi modale con la struttura libera da vincoli e forze applicate. Il calcolo delle frequenze proprie è utile principalmente per validare il modello FEM ma può essere utilizzato per conoscere le caratteristiche dinamiche della struttura, valutare l'amplificazione dinamica dei carichi applicati, guidare l'analisi sperimentale di strutture e valutare le eventuali modifiche da apportare al progetto. Il documento ASTRIUM sui requisiti di modellazione FEM del CIMEX [2] impone che la prima frequenza naturale dell'*housing* dell'EEB con le masse concentrate interne sia maggiore di 100 Hz.

```

EIGENVALUE ANALYSIS SUMMARY (READ MODULE)
BLOCK SIZE USED ..... 7
NUMBER OF DECOMPOSITIONS ..... 2
NUMBER OF ROOTS FOUND ..... 10
NUMBER OF SOLVES REQUIRED ..... 7
1 MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 05-MAR-12 AT 17:38:06 MARCH 13, 2012 MD NASTRAN 3/24/06
PAGE 4327
0 SUBCASE 1
    
```

REAL EIGENVALUES						
(BEFORE AUGMENTATION OF RESIDUAL VECTORS)						
MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	-4.611259E-05	6.790625E-03	1.080762E-03	1.000000E+00	-4.611259E-05

2	2	-2.907115E-05	5.391767E-03	8.581263E-04	1.000000E+00	-2.907115E-05
3	3	-1.242905E-05	3.525485E-03	5.610983E-04	1.000000E+00	-1.242905E-05
4	4	-7.544695E-06	2.746761E-03	4.371605E-04	1.000000E+00	-7.544695E-06
5	5	-4.340240E-06	2.083324E-03	3.315713E-04	1.000000E+00	-4.340240E-06
6	6	1.840874E-05	4.290541E-03	6.828607E-04	1.000000E+00	1.840874E-05
7	7	6.597722E+06	2.568603E+03	4.088059E+02	1.000000E+00	6.597722E+06
8	8	1.224681E+07	3.499543E+03	5.569696E+02	1.000000E+00	1.224681E+07
9	9	1.567590E+07	3.959280E+03	6.301389E+02	1.000000E+00	1.567590E+07
10	10	2.220227E+07	4.711928E+03	7.499266E+02	1.000000E+00	2.220227E+07

Dai risultati ottenuti si osserva che le prime sei frequenze sono prossime a zero. Questo indica che nel modello FEM non sono presenti elementi non vincolati e che la struttura modellata è rigida; se le prime sei frequenze fossero risultate diverse da zero il modello FEM andrebbe rivisto. La prima frequenza non nulla è pari a 408.81 Hz (>100 Hz) e rispetta il vincolo su f_1 imposto dalle linee guida esposte nel paragrafo 3.2. Nella Tabella 9 sono riportate in modo più chiaro le frequenze proprie dell'EEB risultanti dall'analisi modale libera.

Frequenze naturali dell'EEB [Hz]									
1°	2°	3°	4°	5°	6°	7°	8°	9°	10°
0.00108	0.00085	0.00056	0.00043	0.00033	0.00068	408.81	556.97	630.14	749.93

Tabella 9 - Frequenze naturali dell'EEB

I valori delle frequenze naturali dell'EEB dalla settima alla decima sono tutti maggiori di zero e coincidono con le frequenze proprie della struttura.

E' stata poi effettuata un'altra analisi modale considerando anche il *foam* che circonda la struttura dell'EEB (senza vincoli e forze applicate), i risultati ottenuti non sono stati riportati poichè sono gli stessi ricavati per l'analisi modale libera senza *foam*, quindi le frequenze naturali sono risultate le stesse e anche tutti gli altri *check* sono risultati soddisfatti.

3.5.3.2 Analisi modale vincolata

L'analisi modale vincolata consiste nella verifica delle frequenze proprie della struttura dell'EEB considerando le condizioni di vincolo introdotte dal tipo di stivaggio all'interno del lanciatore. Per effettuare tale analisi è pertanto necessario considerare il tipo di lanciatore, il tipo di CTB nella quale sarà collocato l'EEB e il tipo di *foam* che sarà adottato per lo stivaggio. Tutte queste informazioni sono specificate nel paragrafo 3.7 e sono alla base dell'esecuzione dell'analisi modale

vincolata dell'EEB. Il modello dell'EEB è stato vincolato come se il componente fosse inserito all'interno della *double* CTB, posizionato nell'ILR dell'ICC dell'ATV e ritenuto dalle cinghie del *rack*. Le caratteristiche assegnate agli elementi *gap* che modellizzano il *foam* nel modello FEM sono quelle calcolate nel paragrafo 3.7 e in Figura 61 è rappresentato il modello con i vincoli e le condizioni indicate sopra. Dopo aver eseguito l'analisi modale vincolata tramite Patran sono stati ricavati e verificati i risultati analiticamente.

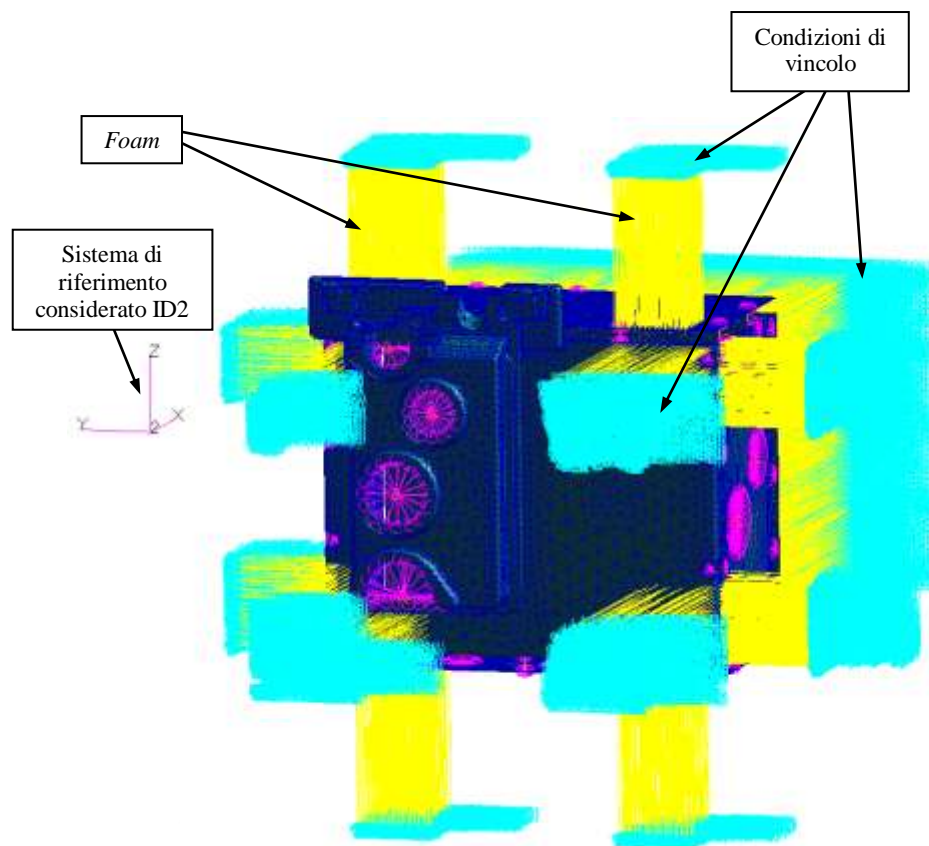


Figura 61 - Vincolamento e posizionamento del foam attorno l'EEB per l'analisi modale vincolata

Le verifiche effettuate sul *file* di *output* di Nastran sono relative ai modi di vibrare della struttura vincolata. In particolare i tre modi traslazionali lungo gli assi x, y e z devono risultare prossimi a quelli calcolati analiticamente nel modello semplificato di un sistema massa-molla a un grado di libertà. Nell'estratto del *file* .f06 illustrato nella pagina seguente sono stati riportati i risultati delle frequenze proprie ottenute dall'analisi modale vincolata.

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	RADIANS	CYCLES	GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
1	1	3.367125E+04	1.834973E+02	2.920450E+01	1.000000E+00	3.367125E+04
2	2	5.343880E+04	2.311684E+02	3.679158E+01	1.000000E+00	5.343880E+04
3	3	8.257357E+04	2.873562E+02	4.573415E+01	1.000000E+00	8.257357E+04
4	4	1.990679E+05	4.461702E+02	7.101019E+01	1.000000E+00	1.990679E+05
5	5	3.025839E+05	5.500763E+02	8.754736E+01	1.000000E+00	3.025839E+05
6	6	3.272871E+05	5.720901E+02	9.105097E+01	1.000000E+00	3.272871E+05
7	7	6.780870E+06	2.604010E+03	4.144411E+02	1.000000E+00	6.780870E+06
8	8	1.263217E+07	3.554177E+03	5.656647E+02	1.000000E+00	1.263217E+07
9	9	1.605404E+07	4.006749E+03	6.376939E+02	1.000000E+00	1.605404E+07
10	10	2.229610E+07	4.721875E+03	7.515096E+02	1.000000E+00	2.229610E+07
11	11	2.981917E+07	5.460693E+03	8.690963E+02	1.000000E+00	2.981917E+07
12	12	4.651247E+07	6.820005E+03	1.085438E+03	1.000000E+00	4.651247E+07
13	13	6.414332E+07	8.008952E+03	1.274664E+03	1.000000E+00	6.414332E+07
14	14	7.974675E+07	8.930104E+03	1.421270E+03	1.000000E+00	7.974675E+07
15	15	1.034660E+08	1.017183E+04	1.618896E+03	1.000000E+00	1.034660E+08
16	16	1.711444E+08	1.308221E+04	2.082099E+03	1.000000E+00	1.711444E+08

Nella Figura 62 si può apprezzare il risultato dato dalla prima frequenza risultante, relativa a un movimento del modello prevalentemente in direzione z. Per gli altri due modi le figure non sono state rappresentate ma lo spostamento del modello avviene prevalentemente lungo x e lungo y.

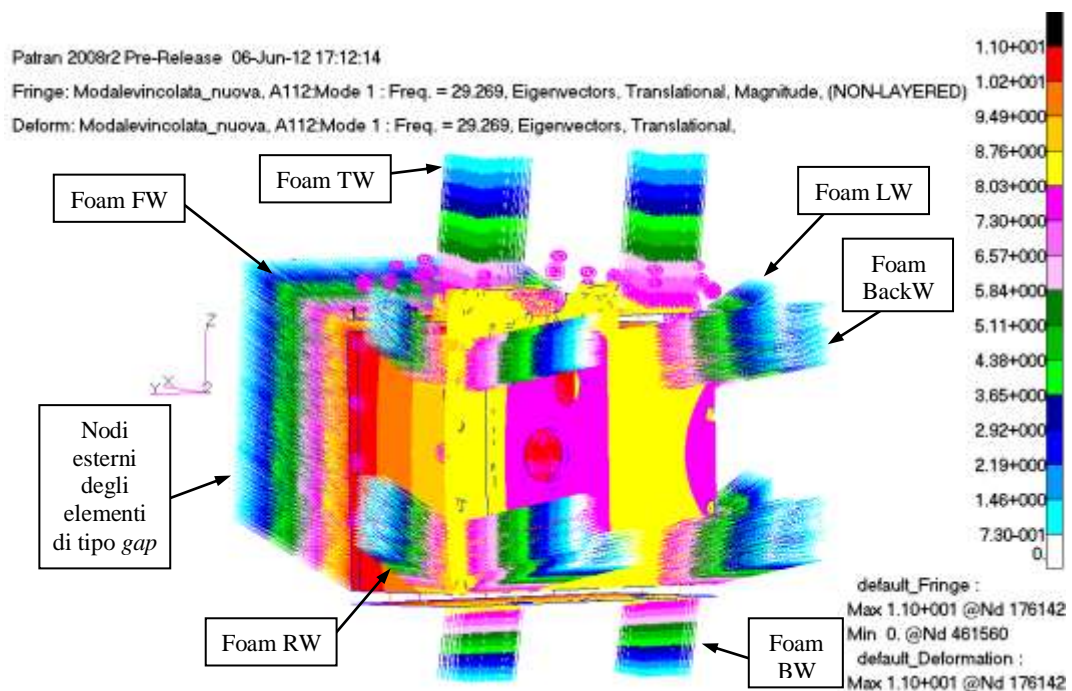
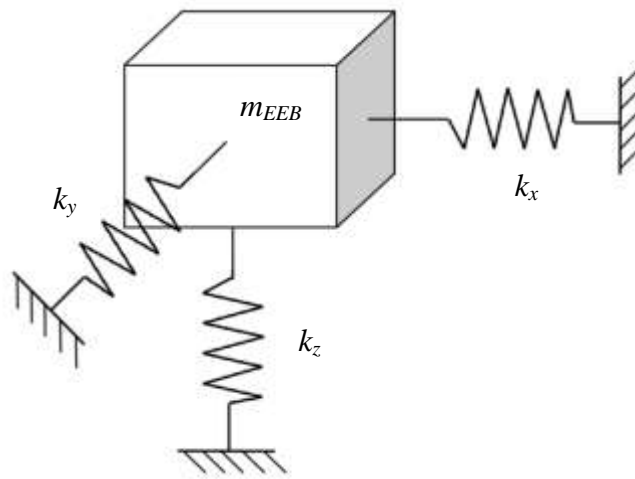


Figura 62 - Risultato ottenuto per la prima frequenza risultante dall'analisi modale vincolata

Il *foam* nel modello FEM dell'analisi modale vincolata è stato considerato su tutte e sei le pareti dell'EEB vincolando opportunamente i nodi più esterni degli elementi GAP. Il *foam* è stato posizionato solo in corrispondenza delle zone nelle quali si è ipotizzato che le cinghie abbiano un'azione maggiore sulle pareti dell'EEB. La rigidità degli elementi *gap* è stata stimata in base ai valori ricavati dal grafico sperimentale del *Plastazote* LD 45 FR del documento ESA [11] come

esposto nel paragrafo 3.7. Per avere un riscontro delle frequenze calcolate attraverso Nastran si è considerato il modello a un grado di libertà del corpo rigido e sono state calcolate analiticamente le frequenze proprie del modello. Il modello a un grado di libertà è un'approssimazione dell'effettivo comportamento della struttura poichè occorrerebbe conoscere lo smorzamento che il *foam* induce sulla struttura e l'attrito tra *foam* e pareti. Oltre all'approssimazione relativa allo smorzamento indotto dal *foam* occorre precisare che le pareti dell'EEB sono a diretto contatto col Nomex (materiale ignifugo) che riveste i blocchi di Plastazote e non col *foam* stesso, perciò il coefficiente d'attrito tra pareti dell'EEB e *foam* varierebbe ulteriormente.



Nel modello FEM come già espresso sopra il *foam* è stato considerato su tutte e sei le pareti, ma l'azione elastica del *foam* calcolata analiticamente è stata considerata solo su tre pareti poichè il contributo complessivo lungo ogni direzione è stato concentrato su tre sole molle. Per un modello a un grado di libertà vale:

$$\omega_n = 2\pi f = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (5)$$

con:

ω_n = pulsazione naturale [rad/s]

f = frequenza naturale [Hz]

m = massa dell'EEB del modello FEM [t]

k = rigidezza totale degli elementi gap agenti lungo l'asse rispettivo [N/mm]

Nota la massa del modello e le rigidezze del *foam* lungo le tre direzioni principali è possibile determinare le tre frequenze proprie del modello in modo analitico:

$$k_x = k_{foamFW} + k_{foamBackW} = K_{nodalFW}n_{nodesFW} + K_{nodalBackW}n_{nodesBackW} = 3733.1 \text{ N/mm} \quad (6)$$

$$k_y = k_{foamRW} + k_{foamLW} = K_{nodalRW}n_{nodesRW} + K_{nodalLW}n_{nodesLW} = 676.93 \text{ N/mm} \quad (7)$$

$$k_z = k_{foamTW} + k_{foamBW} = K_{nodalTW}n_{nodesTW} + K_{nodalBW}n_{nodesBW} = 412.42 \text{ N/mm} \quad (8)$$

$$f_x = \sqrt{\frac{k_x}{m}} \frac{1}{2\pi} = 92.29 \text{ Hz} \quad (9)$$

$$f_y = \sqrt{\frac{k_y}{m}} \frac{1}{2\pi} = 39.30 \text{ Hz} \quad (10)$$

$$f_z = \sqrt{\frac{k_z}{m}} \frac{1}{2\pi} = 30.68 \text{ Hz} \quad (11)$$

	f_x [Hz]	f_y [Hz]	f_z [Hz]
Risultati numerici (Patran)	87.54	36.79	29.27
Risultati analitici	92.29	39.30	30.68

Tabella 10 - Frequenze proprie risultanti dall'analisi modale vincolata

I risultati numerici ottenuti con Nastran e quelli analitici corrispondono con un errore prossimo al 5%, tali stime possono essere ritenute accettabili a meno di tutte le approssimazioni introdotte.

3.5.3.3 Analisi statica 1 g

Un ulteriore *check* da effettuare sul modello è quello relativo alle risultanti delle forze applicate e delle reazioni vincolari con l'applicazione di un'accelerazione inerziale di 1g al centro di massa del modello e diretta secondo la risultante dei tre assi. La verifica mediante analisi statica a 1 g viene effettuata per verificare la coerenza delle masse, delle forze applicate e delle reazioni nel modello. Il modello

FEM per questa analisi è stato vincolato bloccando tutti e sei i gradi di libertà, ovvero vincolando le tre traslazioni di tutti i nodi d'estremità degli elementi *gap* del *foam* presenti sulle pareti FW, RW e TW. Al fine di valutare l'accuratezza del calcolo FEM occorre verificare il valore di EPSILON nel *file* dei risultati .f06 prodotto da Nastran, tale valore deve risultare inferiore a $1 \cdot E-8$ come prescritto nei requisiti sulla modellazione FEM per i componenti dell'FSL [2]. A seguito è riportata l'illustrazione del modello FEM analizzato e l'estratto del *file* d'uscita da Nastran dove si può verificare che il valore di EPSILON rientra nel limite prescritto.

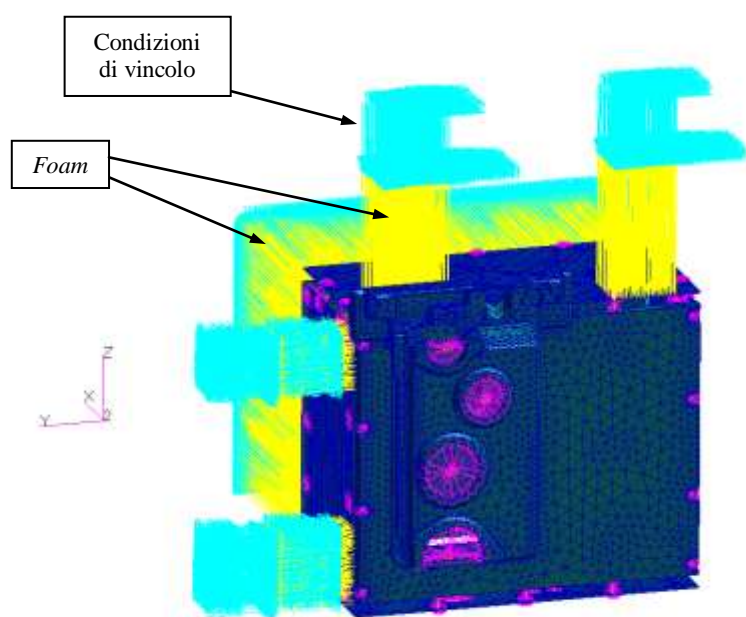


Figura 63 - Modello analizzato per l'analisi statica a 1 g

```

EPSILON CHECK
FOR DATA BLOCK KLL
LOAD SEQ. NO. EPSILON EXTERNAL WORK EPSILONS LARGER THAN 0.001 ARE FLAGGED WITH ASTERISKS
1      2.4524625E-09      3.0047467E+02
    
```

Per valutare la coerenza del modello occorre verificare i termini *OLOAD* ed *SPCFORCE* nel *file* .f06, sotto i quali sono indicate le componenti delle forze lungo gli assi, le risultanti delle forze applicate e delle reazioni vincolari. Le risultanti delle forze traslazionali e delle rotazioni devono risultare uguali e opposte di segno. Oltre a valutare le risultanti totali tra *OLOAD* ed *SPCFORCE* occorre verificare che le traslazioni lungo x y e z siano coerenti con i pesi e le

forze in gioco applicate del modello. Nel seguito sono riportati gli estratti di interesse ricavati dal *file* di *output* da Nastran.

OLOAD RESULTANT

SUBCASE/
DAREA ID

LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
FX	1.110303E+02	--	--	--	-7.073301E+03	1.054629E+03
FY	--	1.110303E+02	--	7.073301E+03	--	5.202181E+02
FZ	--	--	1.110303E+02	-1.054629E+03	-5.202181E+02	--
MX	--	--	--	0.000000E+00	--	--
MY	--	--	--	--	0.000000E+00	--
MZ	--	--	--	--	--	0.000000E+00
TOTALS	1.110303E+02	1.110303E+02	1.110303E+02	6.018673E+03	-7.593520E+03	1.574847E+03

1 MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 05-MAR-12 AT 17:38:06
PAGE 19

APRIL 2, 2012 MD NASTRAN 3/24/06

SPCFORCE RESULTANT

SUBCASE/
DAREA ID

LOAD TYPE	T1	T2	T3	R1	R2	R3
FX	-1.110303E+02	--	--	--	1.276557E+04	-1.837282E+03
FY	--	-1.110303E+02	--	-1.255956E+04	--	2.624352E+02
FZ	--	--	-1.110303E+02	6.540891E+03	-5.172055E+03	--
MX	--	--	--	0.000000E+00	--	--
MY	--	--	--	--	0.000000E+00	--
MZ	--	--	--	--	--	0.000000E+00
TOTALS	-1.110303E+02	-1.110303E+02	-1.110303E+02	-6.018672E+03	7.593520E+03	-1.574847E+03

1 MSC.NASTRAN JOB CREATED ON 05-MAR-12 AT 17:38:06
PAGE 4159

APRIL 2, 2012 MD NASTRAN 3/24/06

E' chiaramente evidente che l'equilibrio delle forze dato dalla differenza tra le risultanti delle forze applicate e le risultanti delle reazioni vincolari fornisce zero. Anche questo controllo per il modello FEM dell'EEB è stato soddisfatto. Dopo aver effettuato tutti i *check* esposti fin'ora sul modello FEM sono state analizzate le condizioni di carico da valutare imposte dalla normativa ASTRIUM [1].

3.6 Condizioni di carico di riferimento

L'EEB deve soddisfare le specifiche sui carichi imposte dal documento ASTRUM [1] par. 3.1.1.5 per le condizioni di esposizione a terra, al lancio e di attracco in orbita relative ai moduli *Columbus*, *MPLM*, *Progress* e *Ariane5/ATV*. Il *Multi Purpose Logistic Module* (MPLM) è un modulo pressurizzato utilizzato dallo *Space Shuttle*, mentre *Progress* e *ATV* (*Automated Transfer Vehicle*) sono due veicoli spaziali che vengono lanciati rispettivamente tramite i vettori *Soyouz* e *Ariane5*. Tutti questi veicoli spaziali sono utilizzati per rifornire l'ISS di generi di sostentamento o carichi scientifici. Il modulo *ATV* è quello utilizzato nelle ultime missioni per rifornire la Stazione Spaziale ed è pertanto quello preso a riferimento per la scelta dei carichi indotti all'EEB al lancio. Sia *Progress* che *ATV* terminata la loro missione vengono fatti disintegrare in atmosfera.

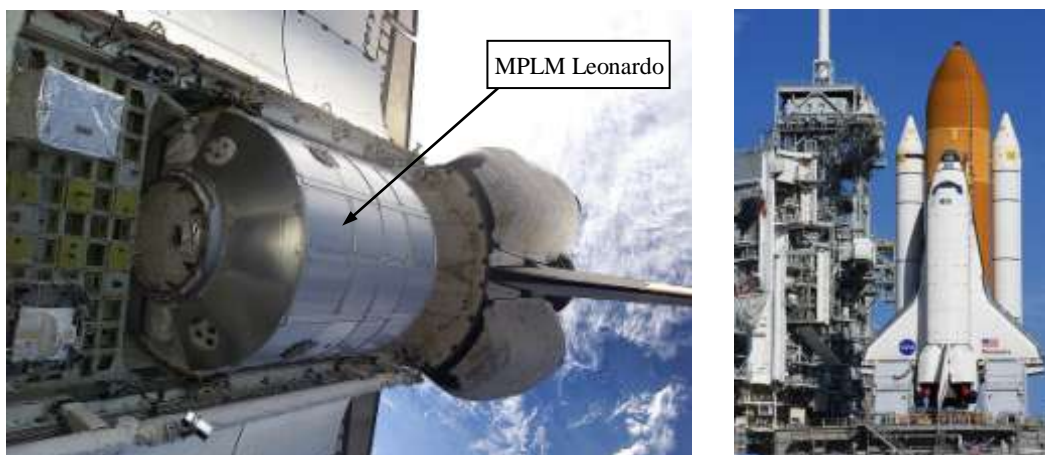


Figura 64 - Modulo MPLM Leonardo posto all'interno dello Space Shuttle Discovery

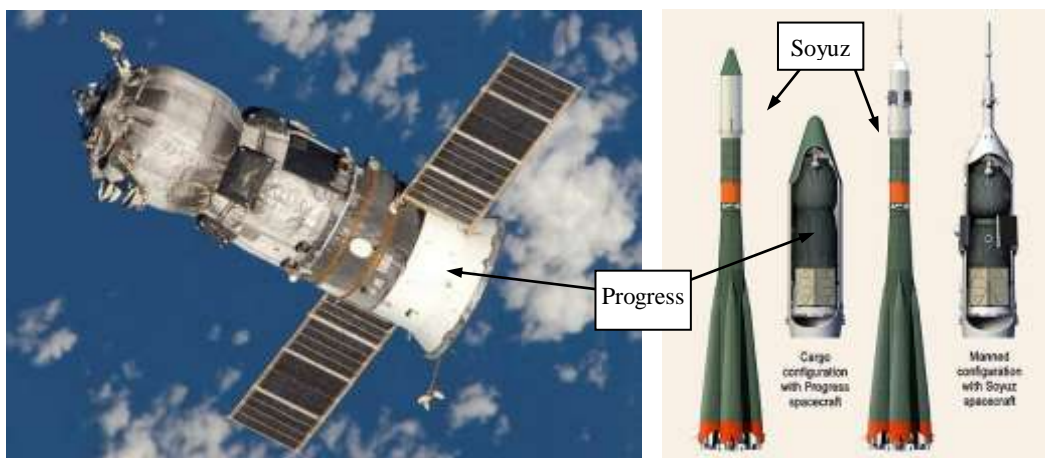


Figura 65 - Veicolo spaziale Progress e collocamento all'interno del vettore russo Soyuz

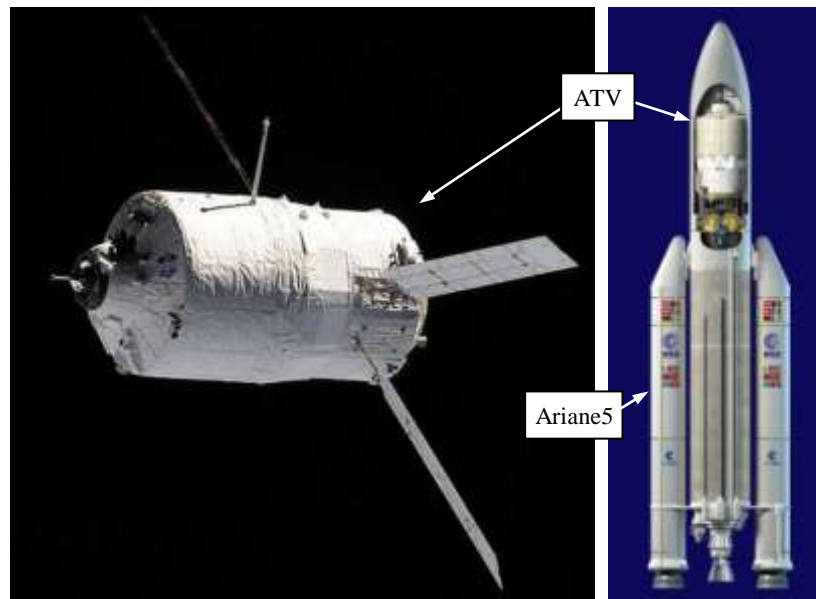


Figura 66 - Modulo spaziale ATV e collocamento all'interno del vettore Ariane5

L'EEB a livello di sistema, sottosistema e componenti deve sostenere tutte le condizioni di carico ambientali indotte dalle fasi di sviluppo, trasporto, volo, operative e di manutenzione senza nessun impatto sulle sue funzionalità e performance. I componenti installati nell'ISPR (si veda paragrafo 1.1) come l'EC o l'EEB devono mantenere margini di sicurezza positivi per le condizioni di carico in orbita, di lancio e di attracco per tutti i veicoli spaziali menzionati. L'EEB deve sostenere i carichi al lancio considerando la struttura stivata all'interno del *foam* della CTB di lancio. Nel seguito sono stati riportati i requisiti imposti dalle specifiche ASTRIUM [1] che devono soddisfare i componenti destinati al FSL, le condizioni di carico definite per verificare le performance strutturali dell'EEB sono le seguenti:

1) Carico di accelerazione di decollo e sbarco: in riferimento al par.3.1.1.5.2.1.1 del documento ASTRIUM [1] il fattore di carico limite LLF n in g per i componenti dell'EC di qualsiasi massa e in qualsiasi direzione spaziale dev'essere pari a $n=20$. Per i dimensionamenti il LLF dev'essere applicato:

- al centro di massa CG del componente;
- nella peggior direzione spaziale rispetto alla risultante delle reazioni/tensioni.

La definizione di peggior direzione spaziale si esprime come la direzione spaziale di LLF applicata per la peggior reazione/tensione indotta sui componenti. Le direzioni spaziali peggiori devono essere pertanto fissate applicando i LLFs

separatamente nelle tre direzioni ortogonali arbitrarie. Se la complessità del progetto strutturale non permette di identificare immediatamente le direzioni spaziali peggiori, le reazioni/tensioni estreme associate sono determinate geometricamente. Ovvero sommando le componenti tensionali ottenute dall'applicazione del LLF in ognuna delle tre direzioni ortogonali, com'è illustrato nella formula per il calcolo di σ_{MAX} , la quale può rappresentare le componenti di tensioni o di reazioni alle interfacce (esempio: taglio nei pannelli). Un simile approccio può essere applicato per gli sforzi equivalenti di Von Mises.

LLF DEFINITION FOR PRELIMINARY DESIGN

$$n = 90 \cdot M^{-0.414705} \text{ (Columbus mass formula)} \quad (12)$$

$$\sigma(max) = \pm \sqrt{\sigma^2(n \rightarrow x) + \sigma^2(n \rightarrow y) + \sigma^2(n \rightarrow z)} \quad (13)$$

$$\sigma_v(n \rightarrow x) = \sqrt{\sigma_x^2(n \rightarrow x) + \sigma_y^2(n \rightarrow x) - \sigma_x(n \rightarrow x) \cdot \sigma_y(n \rightarrow x) + 3\tau^2(n \rightarrow x)} \quad (14)$$

$$\sigma_v(n \rightarrow y) = \sqrt{\sigma_x^2(n \rightarrow y) + \sigma_y^2(n \rightarrow y) - \sigma_x(n \rightarrow y) \cdot \sigma_y(n \rightarrow y) + 3\tau^2(n \rightarrow y)} \quad (15)$$

$$\sigma_v(n \rightarrow z) = \sqrt{\sigma_x^2(n \rightarrow z) + \sigma_y^2(n \rightarrow z) - \sigma_x(n \rightarrow z) \cdot \sigma_y(n \rightarrow z) + 3\tau^2(n \rightarrow z)} \quad (16)$$

$$\sigma_v(MAX) = \sqrt{\sigma_v^2(n \rightarrow x) + \sigma_v^2(n \rightarrow y) + \sigma_v^2(n \rightarrow z)} \quad (17)$$

Il fattore di carico limite copre la risposta della struttura dovuta alle sollecitazioni indotte dalle accelerazioni quasi statiche/non stazionarie a bassa frequenza e random alle quali la struttura è soggetta durante le fasi di decollo, salita, discesa e atterraggio.

2) Carichi indotti dall'equipaggio: le attrezzature del *payload* devono mantenere margini positivi di sicurezza quando esposte a determinati carichi indotti dall'equipaggio definiti nella Tabella 11.

Design Limit Load Type	Limit Load	Type of loading	Direction	Category of structure	Application comments
Inadverted kick, bump	556 N (125 lb _f)	Quasi-static concentrated load over 0.5 inch diameter circular area	Any direction	Secondary structure near (within 24") a translation path or worksite	This is an accidental impact. It should be applied to hardware near (within 24") translation path and/ or worksites
Tool impact	556 N (125 lb _f)	Concentrated load on 0.06 inch radius circular area	Any direction	Windows and exposed glass surface	
Exposed utility lines (gas, fluid and vacuum)	222 N (50 lb _f)	Push or pull	Any direction		
Levers, handles, Operating wheels, controls	222 N (50 lb _f)	Push or pull concentrate on most extreme edge	Any direction	Integration rack equipment	
Small Knobs	14.9 Nm (11 ft lb _f)	Twist (torsion)	Either Direction	Integration rack equipment	
ISPRs front panels and any normally exposed equipment	556.4 N (125 lb _f)	Load distributed over a 4 inch by 4 inch area	Any direction	Integration rack equipment	

Tabella 11 - Possibili carichi indotti dall'equipaggio

3) Carichi indotti dal trasporto e dalle manovre a terra: la struttura dell'EEB deve sostenere i carichi indotti dalle manovre di *handling* e di trasporto a terra esposte nei requisiti per i componenti del FSL [1]. Il trasporto e il progetto delle attrezzature necessarie per le manovre di *handling* a terra deve garantire che i componenti destinati al lancio non vengano sottoposti a carichi più elevati dell'80% delle condizioni di carico di volo. Considerando il seguente sistema di riferimento:

- asse X1: parallelo alla direzione del trasporto, direzione positiva dell'asse diretta in verso opposto al moto;
- asse Y1: perpendicolare all'asse X1, direzione positiva dell'asse diretta verso l'alto;

- asse Z1: perpendicolare all'asse X1 e Y1 in modo da formare una terna destrorsa.

Durante il trasporto ferroviario all'interno di opportune strutture i carichi in g sono dati da:

$$n_{x1}=\pm 1.5; n_{y1}=-1\pm 0.25; n_{z1}=\pm 0.2.$$

Durante il sollevamento, lo spostamento e il posizionamento su supporti, i carichi in g sono dati da:

- in posizione orizzontale, $n_{x1}=\pm 0.1; n_{y1}=-1\pm 0.5; n_{z1}=\pm 0.1;$

- in posizione verticale, $n_{x1}=-1.5; n_{y1}=\pm 0.1; n_{z1}=\pm 0.1.$

Oltre a questi carichi occorre tener presente gli *shock* indotti dal trasporto illustrati nella Tabella 12.

Shock pulse acceleration, g	Transport system axes			Pulse duration, ms	Total number of shocks	Number of shocks/min (no more than)
	X	Y	Z			
	Number of shocks					
9	750	2500	1750	From 5 to 10	5000	120
Note: The X-axis of the transport system aligns with the direction of motion; the Y axis is aimed vertically upward, while the Z axis is perpendicular to the X and Y axes.						

Tabella 12 - Shock da applicare per test relativi a condizioni generali di trasporto

4) Carichi di pressurizzazione/depressurizzazione: Nel caso di montaggio /smontaggio e/o pressurizzazione/depressurizzazione di strumentazione dell'EC e dei suoi componenti all'interno del modulo Columbus, devono essere mantenute le condizioni di sicurezza. Le attrezzature legate all'EC devono riprendere le normali condizioni operative dopo una re-pressurizzazione senza subire nessun danno. Le attrezzature presenti nell'FSL devono essere progettate per sostenere variazioni di pressione associate alla depressurizzazione e ripressurizzazione senza comportare pericoli. A seconda del modulo di lancio utilizzato e della collocazione della struttura sono considerabili diverse variazioni di pressione indotte alla struttura; in questo caso la massima differenza di pressione considerabile all'interno del modulo cargo ATV per l'EEB è di 13.33 hPa/s. Tale variazione di pressione non deve indurre deformazioni strutturali permanenti, degradare le funzionalità o causare pericolo. La variazione di pressione massima di progetto dev'essere definita tramite un'analisi del *venting* dell'EEB e appropriati fori di sfiato devono limitare il più possibile il MDP. La caduta o l'aumento di pressione devono rispettare le linee guida *Interface Requirements Documents for EC* [1].

5) Frequenza modale minima: L'EEB considerato come *housing+hardware* interno deve avere una frequenza di risonanza minima maggiore di 60 Hz. Tale frequenza deve essere considerata assumendo il cargo rigidamente montato sull'interfaccia dell'ATV *Secondary Structure* (si veda paragrafo 3.7 per le condizioni di lancio) e quindi stivato nel *foam*.

6) Integrità strutturale: L'EEB dev'essere progettato in accordo coi requisiti riportati nei seguenti documenti applicabili:

- *Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures* [6]
- *Fracture Control* - ECSS [7].

ISPRs integrati, strutture di supporto al payload ed attrezzature in generale devono possedere un'adeguata resistenza al fine di sostenere deformazioni fino al carico limite, senza incorrere nello snervamento in corrispondenza dei carichi di snervamento, senza collassare in corrispondenza dei carichi ultimi. Questo deve valere per tutte le possibili combinazioni di carichi e condizioni ambientali, inclusi l'assemblaggio, il trasporto, le operazioni in orbita e le condizioni d'atterraggio.

7) Random vibration environment and test level : I carichi indotti dalle condizioni vibrazionali sono regolate dal documento [1] par. 3.1.2.1.1-3.1.2.1.2-3.1.2.1.3 e sono riportate nel seguito:

Frequency [Hz]	PSD [g^2/Hz]	Slope [dB/Oct]
20	0.01	
20-50		+ 3.0
50	0.25	
50-70		+10.4
70-100	0.08	
100-220		-2.7
220-350	0.04	
350-2000		-3.0
2000	0.007	
Composite	6.33 g RMS	
Duration	70 seconds in each axis	

Tabella 13 - Spettro per i test sulle vibrazioni random per il Columbus e l'MPLM

Random vibration enviroment for launch and landing:

Il cargo installato nell'ICC dell'ATV deve essere compatibile con le vibrazioni *random* indotte riportate in tabella sotto:

Random Vibration Enviroment				
	Frequency Range [Hz]	Overall Level [g·rms]	Power spectral density (*) [g ² /Hz]	Application Time per Axis
Qualification	20-355	6	0.0727	2'
	355-2000		0.0727	
	2000		0.001	
Acceptance	20-355	6	0.0727	1'
	355-2000		0.0727	
	2000		0.001	

(*) riferito alla figura sotto

Tabella 14 - Condizioni indotte dalle vibrazioni random per i test

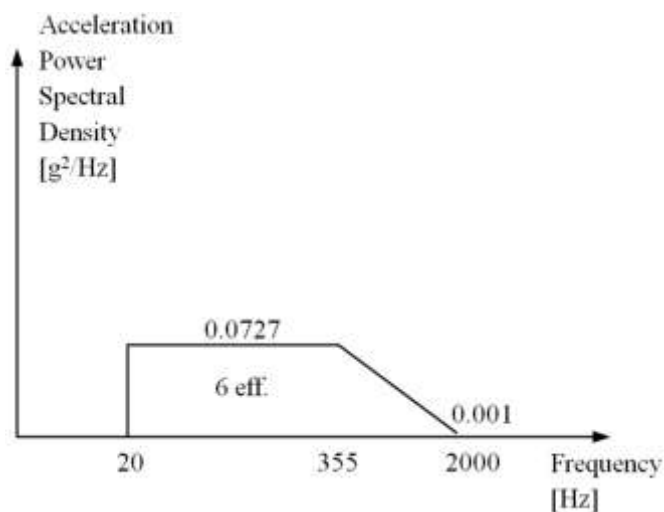


Figura 67 - Power Spectral Density vs. Frequency

Lo spettro di potenza dell'ATV è uno spettro teorico molto approssimato che per il momento, sarà trascurato (in accordo con ESA). L'analisi può risultare necessaria quando l'integrazione dell'H/W all'interno del *foam* è definita in modo più accurato, di conseguenza questi dati servono come *input* per l'analisi a fatica e a propagazione della cricca.

Random vibration on orbit:

Le condizioni di *shock* causate dalle operazioni all'interno del Columbus (*Intra Vehicular Activity* - IVA) indotte dall'equipaggio sono definite nella tabella seguente:

Crew System or Structure	Load Type	Load	Load Direction
Handholds, Handrails	Concentrated	556 N limit 1112 N ultimate	Any Direction
Levers, Handles, Operating Wheels, Controls	Push or Pull concentrated on most extreme tip or edge	222 N limit 334 N ultimate	Any Direction
Small Knobs	Twist (Torsion)	15 N·m limit 23 N·m ultimate	Any Direction
Cabinet and any normally exposed equipment	Concentrated, applied by flat round surface with an area of 1 sqft [0.1 m ²]	556 N limit 778 N ultimate	Any Direction

Tabella 15 - Crew induced loads

Questa tabella fornisce i carichi indotti (staticamente) ma che in questo contesto di carichi vibrazionali sono trascurabili.

Random vibration test level: Per l'ATV e altri veicoli spaziali è stato definito uno spettro combinato di carichi *random* il quale è riportato di seguito insieme agli spettri di carico singoli dei vari veicoli spaziali, per dati più approfonditi occorre fare riferimento al documento sui requisiti per l'FSL [1].

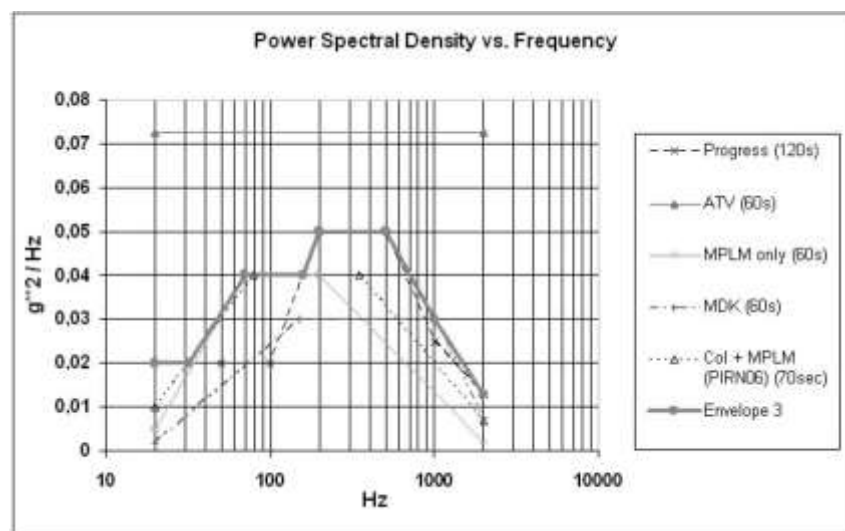


Figura 68 - Spettri di carico per i veicoli spaziali

8) Shocks (in orbita e trasporto): l'EEB stivato nella CTB in caso di lancio col modulo ATV deve rispettare le condizioni vibrazionali sinusoidali e di *shock* da

pre-lancio riportate nel documento [1] par. 3.1.2.1.5. Nella Tabella 16 è riportato il test sinusoidale.

Frequency Range	Displacement or Acceleration	Sweep Rate
0.5 ÷ 5 Hz	10 mm	1 octave/minute, i.e. T = 9'
5 ÷ 300 Hz	1 g	

Tabella 16 - Condizioni di shock/sinusoidali di pre-lancio

Il test sinusoidale dev'essere effettuato come prescritto nel par. 3.1.2.1.4 del documento [1]. Durante il trasporto indipendente di *hardware* e componenti di qualsiasi tipo mediante qualsiasi mezzo di trasporto, i *tests* raccomandati sulle accelerazioni e gli *shock* sono forniti dalla Tabella 12. In conclusione, come imposto dalla normativa, gli *shock tests* saranno effettuati solo nel caso di lancio col veicolo spaziale Progress come definito nella Tab.1 par.3.1.2.1.5 del documento [1].

3.6.1 Fattori di sicurezza per i componenti dell'FSL

Tutte le strutture di supporto al *payload*, gli impianti, le apparecchiature e gli apparati devono mantenere margini di sicurezza positivi per tutte le condizioni operative adottando i SF opportuni come definito nella tabella 3.1.1.5.3-1 del documento sui requisiti [1]. Nei casi dove sono necessari fattori di sicurezza più alti si fa riferimento ai documenti [9] e [10], in particolare per:

- tubazioni e raccordi basati su dati del fornitore (applicabile al QD):
scoppio $SF > 4$, snervamento $SF > 1.5$; *proof test* a $1.5 \cdot MDP$ per tubazioni e raccordi al di sotto di 1" di diametro (a livello di assieme), fattore di prova speciale per tubazioni flessibili e soffietti $2 \cdot MDP$ (a livello di componente);
- vetri: il SF deve valere $5 \cdot ultimate\ pressure$ e $2 \cdot proof\ pressure$, come richiesto dai requisiti sulla sicurezza NASA [10].

Nelle verifiche a resistenza viene introdotto un multiplo del fattore di sicurezza, ovvero un fattore di sicurezza supplementare K:

- per i collegamenti filettati (bulloni e viti), $K=1.25$;
- per gli elementi di collegamento filettati critici aventi forme geometriche complicate (bretelle o flange), $K=1.25$;

- per materiali con elevata varietà delle caratteristiche di resistenza o una forte anisotropia (strutture plastiche), $K=1.2$.

In Tabella 17 sono riportati i SF da adottare per le verifiche:

Structure/Load Type	Verification	Load Type		Yield	Ultimate	Proof
		On orbit	Shuttle			
Metallic structure (unpressurized)	Analysis + Static Test	X		1.1	1.5	N/A
Metallic structure (unpressurized)	Analysis + Static Test		X	1.0	1.4	N/A
Metallic structure (unpressurized)	Analysis	X	X	1.25	2.0	N/A
Non Metallic structure (unpressurized) Non discontinuity areas	Analysis + Static Test	X	X	N/A	1.5	1.2
Non Metallic structure (unpressurized) No discontinuity areas	Analysis	X	X	N/A	2.0	1.2
Non Metallic structure (unpressurized) Discontinuity areas and joints	Safety critical composites shall be proof tested	X	X	N/A	2.0	1.2
Pressure vessel metallic	Analysis + Proof Test	X	X	1.1	2.0	1.5
Pressure vessel non metallic (overwrap)	Analysis + Proof Test	X	X	1.5	2.0	1.5
Lines and fitting < 38[mm] Outer diameter	Analysis + Test	X	X	1.1	4.0	2.0
Lines and fitting > 38[mm] Outer diameter	Analysis + Test	X	X	1.1	2.0	1.5
Valves, regulators, other pressurized components incl. Sealed containers, heat pipes and bellows	Analysis + Test	X	X	1.1	2.5	1.5
Windows/viewport panes/viewport dark cover	Analysis + Test	X	X	N/A	3.0	2.0
Mechanism and mechanism components	Analysis + Test	X	X	1.4	2.0	N/A

Tabella 17 - Fattori di sicurezza minimi

I valori utilizzati dei fattori di sicurezza per le verifiche strutturali sono in accordo con la Tabella 17 e quelli adottati per il carico ultimo e di snervamento sono specificati nel seguito:

- Pareti dell'EEB:

ultimo $SF \geq 2$, snervamento $SF \geq 1.25$ (configurazione normale, in caso di carichi non di pressione o combinazione di carichi di pressione + carichi non di pressione)

ultimo $SF \geq 2$, snervamento $SF \geq 1.1$ (configurazione normale, in caso di soli carichi di pressione)

ultimo $SF \geq 1$, snervamento $SF \geq 1$ (configurazione *fail safe*, qualsiasi tipo di carico)

- Viti delle pareti dell'EEB:

ultimo $SF \geq 2$, snervamento $SF \geq 1.25$ (configurazione normale, in caso di carichi non di pressione o combinazione di carichi di pressione + carichi non di pressione);

ultimo $SF \geq 2$, snervamento $SF \geq 1.1$ (configurazione normale, in caso di soli carichi di pressione);

ultimo $SF \geq 1$, snervamento $SF \geq 1$ (configurazione *fail safe*, qualsiasi tipo di carico).

In aggiunta un fattore supplementare $K=1.25$ verrà applicato al carico esterno agente sulle viti.

3.6.2 Carichi considerati nelle analisi strutturali

In base ai carichi applicabili alla struttura esposti nelle linee guida nel paragrafo 3.6, quelli effettivamente applicati al modello FEM in Patran per le verifiche strutturali sono i seguenti:

- carico inerziale di 20 g applicato al centro di massa del modello e nelle peggiori direzioni spaziali (LC1:LC8);
- carico indotto dalla precompressione del *foam* e dal precarico delle cinghie (LC1:LC8);
- carico indotto dal *venting* (LC1:LC8);
- carico indotto dall'equipaggio da un urto accidentale lungo le peggiori direzioni spaziali (LC9:LC13);

- carico indotto dal tiro accidentale dei cavi elettrici ed idraulici (LC14:LC44).

I carichi che non sono stati applicati alla struttura e non sono stati considerati sul modello FEM sono i seguenti:

- carichi dovuti all'impatto accidentale di uno strumento sulla struttura dell'EEB o la spinta e il tiro della maniglia, poichè coperti dal carico causato da un urto accidentale da parte dell'equipaggio;
- carichi e sollecitazioni dovute al trasporto al suolo o alle manovre a terra risultano coperti da quelli più gravosi di accelerazione e decollo esposti al punto 1 del paragrafo 3.6;
- carichi indotti dalle accelerazioni random sono coperti da quelli più gravosi di accelerazione e decollo esposti al punto 1 del paragrafo 3.6;
- i carichi causati da possibili urti in orbita risultano anch'essi coperti da quello causato da un urto accidentale da parte dell'equipaggio.

Dalle considerazioni esposte sui carichi applicati al modello sono state analizzate 44 diverse condizioni di carico (LC) le quali sono analizzate nel seguito in base alle forze e ai vincoli imposti:

LC1:LC8

Dalla prima all'ottava condizione di carico l'EEB è stato considerato stivato nel *foam* della CTB di lancio e i carichi applicati al modello sono quelli inerziali, quelli dovuti al *venting*, alla compressione del *foam* e al tiro delle cinghie come viene imposto dalle linee guida [11], che impongono la combinazione di tutti i carichi menzionati. A causa della complessità strutturale dell'EEB (soprattutto a causa dei componenti interni e della parete posteriore) e poichè non si conosce la peggior direzione spaziale, l'accelerazione inerziale di 20 g è imposta nel centro di massa del componente e secondo otto possibili direzioni di orientamento del vettore accelerazione risultante come impongono i requisiti [11]. Oltre all'accelerazione inerziale è stata applicata una pressione agente dall'interno verso l'esterno delle pareti rappresentante il carico indotto dal *venting*, tale carico è descritto nello specifico nel paragrafo 3.7.2. Come già esposto sono state applicate anche le forze di reazione indotte dal tiro delle cinghie le quali sono illustrate nel dettaglio nel paragrafo 3.7.1. Le condizioni di vincolo sono fornite dal *foam*, disposto in base alla direzione dell'accelerazione inerziale imposta e al

posizionamento dell'EEB all'interno del *rack* dell'ICC dell'ATV. Nella Figura 69 è illustrato il modello FEM relativo al primo LC con le condizioni di vincolo e tutti i carichi applicati al modello.

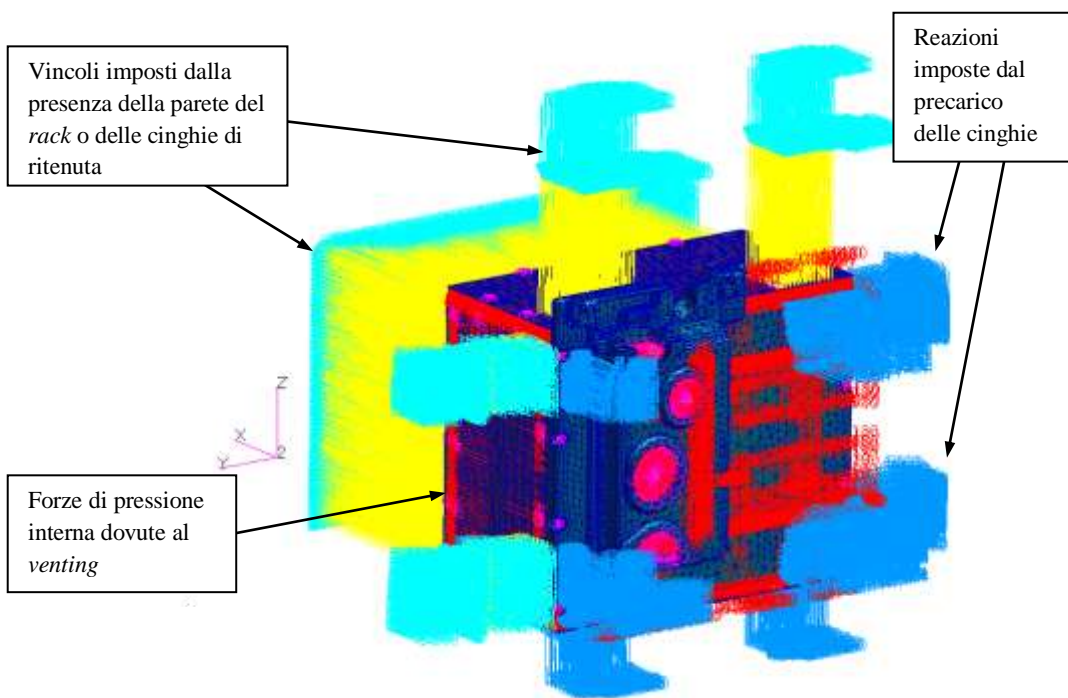


Figura 69 - Load case 1 con tutte le forze e i vincoli applicati

Nella Tabella 18 sono illustrate le prime otto condizioni di carico in base ai diversi orientamenti scelti del vettore accelerazione. Questa differenziazione delle possibili diverse combinazioni di carico è stata fatta poichè la peggior direzione del carico inerziale non è nota, quindi occorre verificare almeno otto diverse combinazioni del vettore accelerazione risultante.

LOAD CASES	Inertial load 20 g						Depressurization (venting)	Foam compression	Belt load
	x+	x-	y+	y-	z+	z-			
LC1	A	-	A	-	A	-	A	A	A
LC2	A	-	A	-	-	A	A	A	A
LC3	A	-	-	A	A	-	A	A	A
LC4	A	-	-	A	-	A	A	A	A
LC5	-	A	A	-	A	-	A	A	A
LC6	-	A	A	-	-	A	A	A	A
LC7	-	A	-	A	A	-	A	A	A
LC8	-	A	-	A	-	A	A	A	A

A = applicabile
- = non applicabile

Tabella 18 - Combinazioni dei carichi inerziali e di lancio

LC9:LC13

Come già espresso in precedenza l'EEB verrà collocato sul pannello del CEML dell'FSL e sarà pertanto un componente esposto nel corridoio centrale del modulo Columbus a bordo dell'ISS. Occorre pertanto considerare l'urto accidentale di 556 N esposto in Tabella 11 dovuto all'interazione con l'equipaggio. Per ciascuno dei LC in esame la forza di 556 N è stata applicata a un nodo della struttura del modello FEM e disposta secondo le peggiori direzioni spaziali, ovvero quelle che inducono le maggiori sollecitazioni a livello di tensioni per la struttura delle pareti. Le direzioni di applicazione della forza scelta sono quelle che in base ai vincoli forniti dalla parete del CEML forniscono i momenti maggiori rispetto alla struttura, pertanto il contributo totale delle sollecitazioni sarà dato dalla forza stessa e da un momento rispetto i vincoli imposti. Sono state analizzate cinque possibili condizioni di carico in base alla direzione dell'urto e al posizionamento dell'EEB sul pannello frontale del CEML. Le condizioni di vincolo, indotte dalle due viti di bloccaggio al pannello centrale del CEML, sono presenti in tutti e cinque i *load cases*, mentre i vincoli forniti dalla guida di scorrimento variano a seconda della direzione della forza applicata. Nella Figura 70 è illustrato il modello FEM relativo al LC 12, per gli altri LCs sono state fatte le stesse considerazioni.

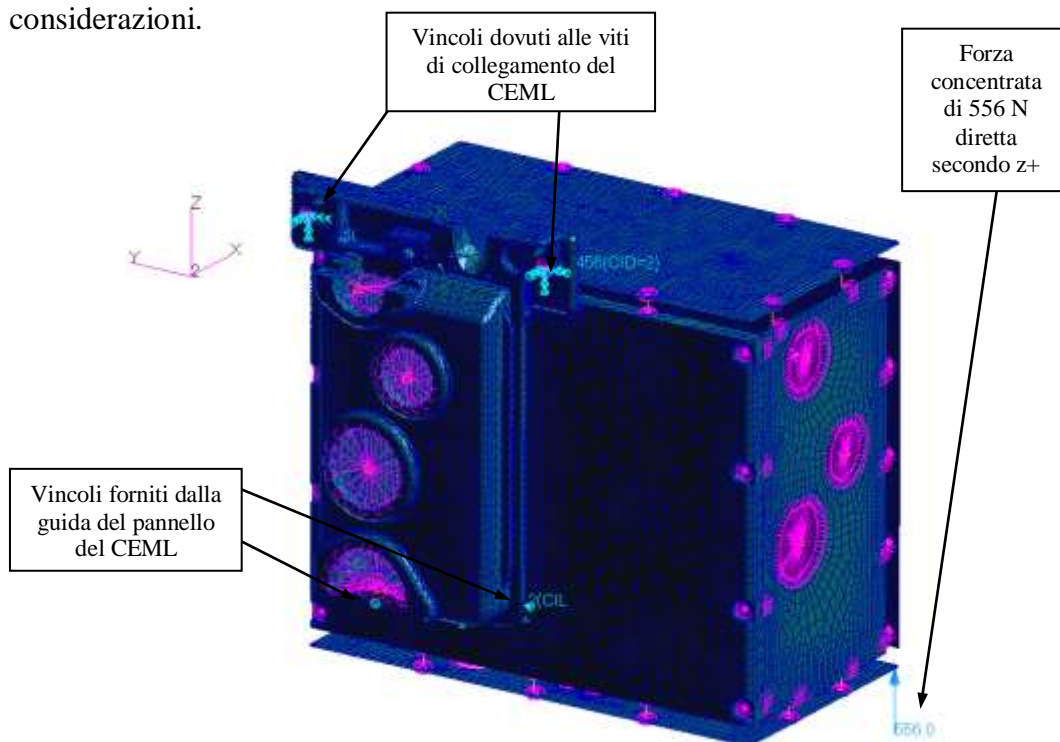


Figura 70 - Disposizione dei vincoli e delle forze nel LC12 relativo a un urto accidentale lungo z+

Dalla Tabella 19 è possibile vedere la direzione della forza applicata per ciascun LC e il set di vincoli imposti. Il caso relativo alla forza diretta secondo x+ non è stato considerato poichè la parete posteriore dell'EEB risulta praticamente attaccata al CEML, i casi con forze dirette secondo la direzione delle x positive sono stati considerati nelle condizioni di carico successive relative al tiro accidentale dei cavi elettrici o idraulici.

LOAD CASES	Inadverted kick or bump 556 N					CEML panel screws' constraints	EEB groove's constraints
	x-	y+	y-	z+	z-		
LC9	A	-	-	-	-	A	A
LC10	-	A	-	-	-	A	A
LC11	-	-	A	-	-	A	A
LC12	-	-	-	A	-	A	A
LC13	-	-	-	-	A	A	A

A = applicabile
 - = non applicabile

Tabella 19 - Combinazioni dei carichi dovuti a un urto accidentale da parte dell'equipaggio

LC14:LC44

Per le condizioni di carico relative al tiro accidentale dei cavi è stato considerato lo strappo del cavo elettrico connesso al connettore 19, lo strappo del cavo idraulico collegato al QD e il tiro del cavo idraulico in uscita dall'EC passante attraverso la boccia di fissaggio posizionata sulla parete posteriore dell'EEB.

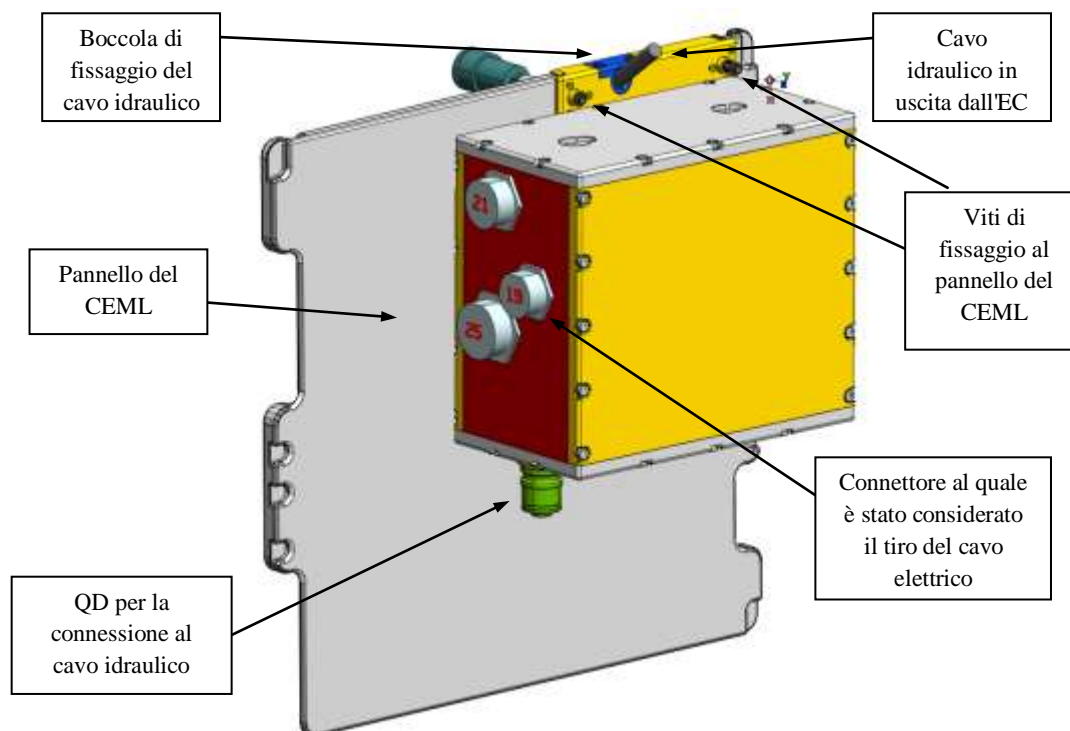


Figura 71 - Posizioni dei cavi considerati per il tiro accidentale

Per quanto riguarda lo strappo accidentale dei cavi elettrici sono state valutate diverse condizioni di carico, ma in questo caso si è cercato di ridurre il problema considerando il tiro o la spinta di un cavo solo, quello che induce le sollecitazioni maggiori alla struttura. Sulla base di considerazioni riguardo la posizione dei connettori elettrici ai quali saranno connessi i cavi e alla direzione del tiro della forza applicata, è stato dedotto che l'eventuale tiro del cavo collegato al connettore 19 è quello che sollecita maggiormente la struttura delle pareti dell'EEB. Questa valutazione è stata fatta in base ai vincoli imposti dalla guida a scorrimento del pannello del CEML e al vincolamento fornito dalle viti di bloccaggio dell'*housing*. Lo strappo accidentale del cavo connesso al connettore 19 induce pertanto le forze e i momenti flettenti maggiori alle pareti dell'EEB, poichè i requisiti impongono di considerare il tiro o la spinta del cavo in qualsiasi direzione (si veda Tabella 11) sono state considerate sedici condizioni di carico (LC14:LC29). Nella Figura 72 è illustrato il posizionamento dei vincoli e delle forze nel modello FEM per lo strappo del cavo elettrico in direzione $x+$.

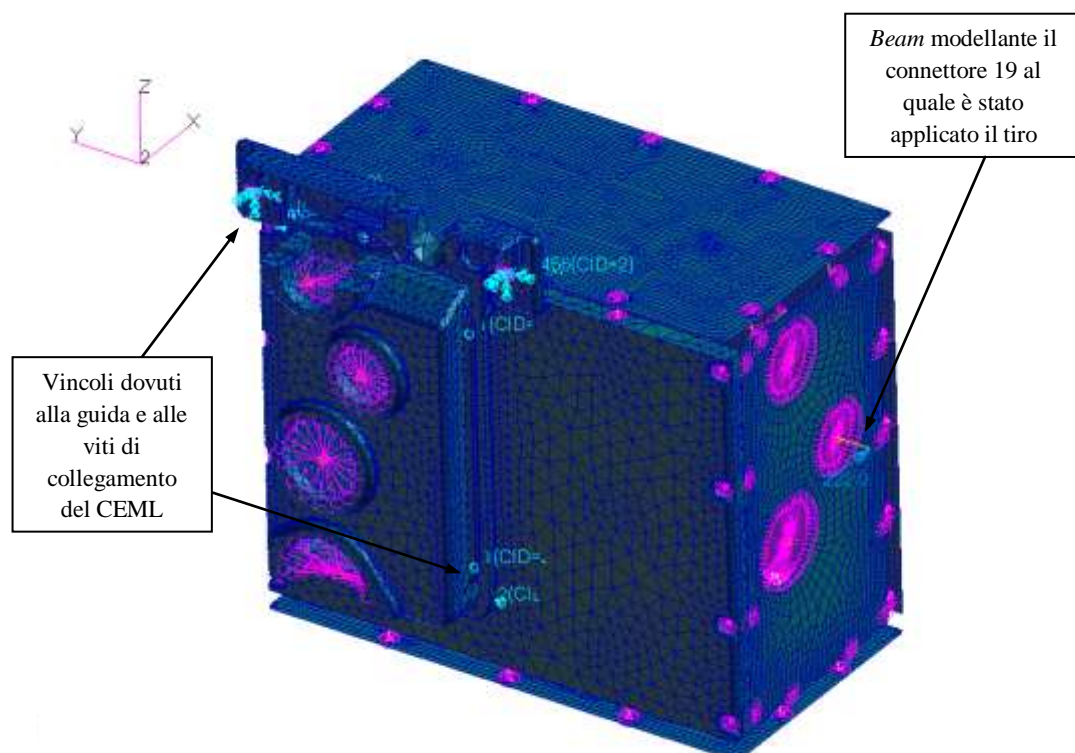


Figura 72 - Disposizione dei vincoli e delle forze nel LC14

La forza applicata di 222 N è stata applicata all'estremità di un elemento *beam* modellante il connettore MIL-C-38999 SER III-19. I vincoli forniti dalle viti di bloccaggio sono gli stessi adottati per i LCs dal 9° al 13°, mentre i vincoli dati dalla presenza della guida variano a seconda della direzione della forza applicata alla *beam* del connettore elettrico. In Tabella 20 sono raccolte le condizioni di carico analizzate tramite Patran.

LOAD CASES	Push or pull of exposed utility lines (hydraulic, electrical, gas) 222 N														CEML panel screws' constraints	EEB groove's constraints		
	x	x	y	y	z	z	+	+	+	+	-	-	-	-			45°	45°
	+	-	+	-	+	-	+	+	-	-	+	+	-	-			x+z+	x+z-
LC14*	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC15*	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC16*	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC17*	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC18*	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC19*	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC20*	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC21*	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC22*	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC23*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	A	A
LC24*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	A	A
LC25*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	A	A
LC26*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	A	A
LC27*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	A	A
LC28*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	A	A
LC29*	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A	A

A = applicabile
 - = non applicabile
 * = LC relativi al tiro del cavo elettrico connesso al connettore MIL-C-38999 SER III-19

Tabella 20 - Combinazioni di carico relative al tiro accidentale del cavo elettrico

Riguardo al tiro del cavo idraulico connesso al QD sono state fatte le stesse valutazioni per quello elettrico e perciò sono state realizzate quattordici condizioni di carico (LC30:LC43) relative alle possibili direzioni dello strappo. Anche per questi casi la forza concentrata è stata applicata all'estremità di una *beam* modellante la parte sporgente del QD. I vincoli imposti dalla guida a scorrimento variano a seconda della direzione del tiro, nel seguito è riportato come esempio il modello FEM del LC 38 e la tabella di tutte le condizioni di carico analizzate.

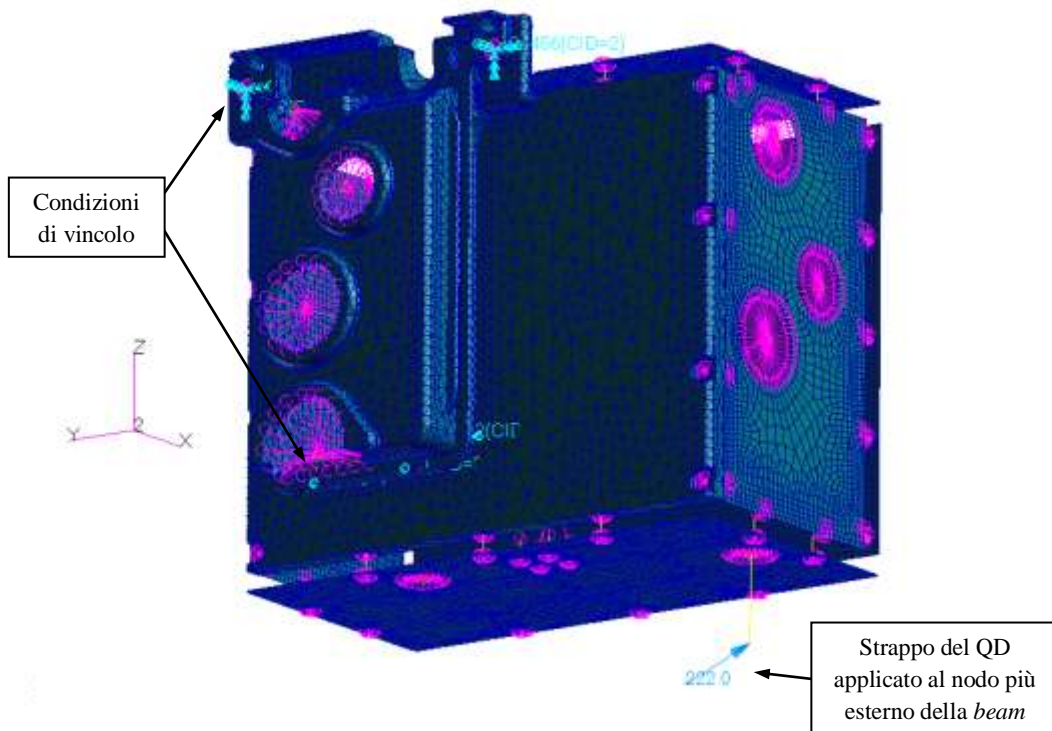


Figura 73 - Disposizione dei vincoli e delle forze nel LC38

LOAD CASES	Push or pull of exposed utility lines (hydraulic, electrical, gas) 222 N														CEML panel screws' constraints	EEB groove's constraints
	x +	x -	y +	y -	z +	z -	+	+	+	+	-	-	-	-		
LC30 ^{QD}	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC31 ^{QD}	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC32 ^{QD}	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC33 ^{QD}	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC34 ^{QD}	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC35 ^{QD}	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC36 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	A	A
LC37 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	A	A
LC38 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	A	A
LC39 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	-	A	A
LC40 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	-	A	A
LC41 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	-	A	A
LC42 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	-	A	A
LC43 ^{QD}	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A	A
LC44 ^{HYD}	-	-	-	-	A	-	-	-	-	-	-	-	-	-	A	A

A = applicabile
 - = non applicabile
^{QD} = LC relativi al tiro del cavo idraulico connesso al QD
^{HYD} = LC relativo allo strappo del cavo idraulico in uscita dall'EC

Tabella 21 - Combinazioni di carico relative al tiro accidentale dei cavi idraulici

L'ultima condizione di carico è relativa allo strappo del cavo idraulico passante sotto la boccola di fissaggio fissata sulla parte superiore della parete posteriore dell'EEB. Per questo LC è stato valutato solo il caso considerato più critico per le due viti di fissaggio della boccola, ovvero quello relativo al tiro di 222 N in direzione $z+$. La forza è stata applicata al nodo relativo alla massa concentrata del cavo idraulico passante per il foro e i vincoli presenti nel modello sono soltanto quelli imposti dalle due viti di bloccaggio al CEML. In Figura 74 è illustrato un particolare del LC 44.

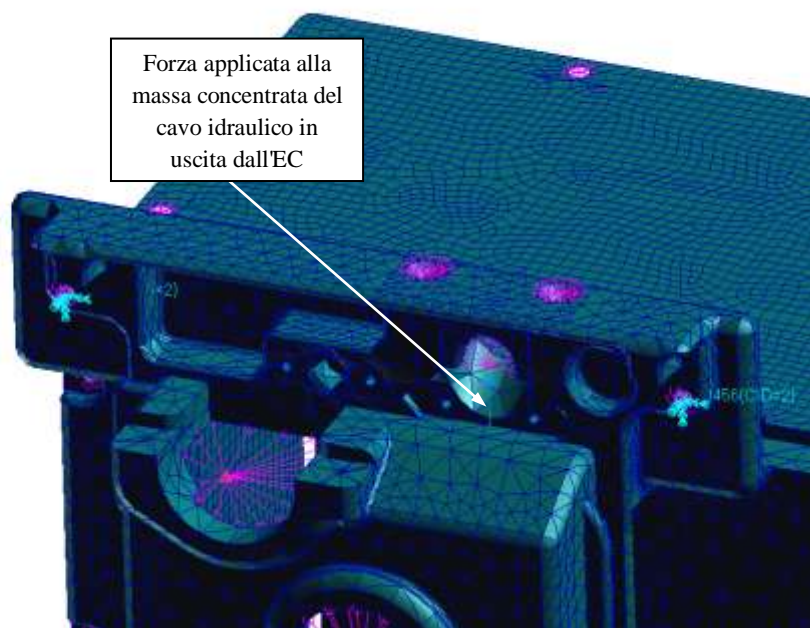


Figura 74 - Disposizione vincoli e forze del LC44

3.7 Condizioni di stivaggio per il lancio

Le condizioni di stivaggio fornite dal lanciatore indotte all'EEB vanno valutate per poter analizzare le prime otto condizioni di carico inerziali (LC1:LC8) esposte nel precedente paragrafo. I veicoli spaziali utilizzati per i rifornimenti di materiali per la Stazione Spaziale sono dotati di strutture secondarie all'interno delle quali vengono alloggiati i componenti da lanciare in orbita. Come anticipato precedentemente il veicolo spaziale al quale si fa riferimento per le condizioni di lancio dell'EEB è il modulo pressurizzato ATV (*Automated Transfer Vehicle*). L'ATV è caratterizzato essenzialmente da due parti fondamentali: l'ICC (*Integrated Cargo Carrier*), nel quale sono stivati i materiali destinati all'ISS e l'S/C (*Spacecraft*), che fornisce l'interfaccia meccanica all'Ariane5. L'ICC è costituito da una parte esterna e una interna, la parte esterna è caratterizzata fondamentalmente dalla struttura primaria, dai sistemi di aggancio all'ISS, dal sistema di protezione dai detriti spaziali, dal sistema propulsivo e da altri impianti necessari al funzionamento dell'ATV.

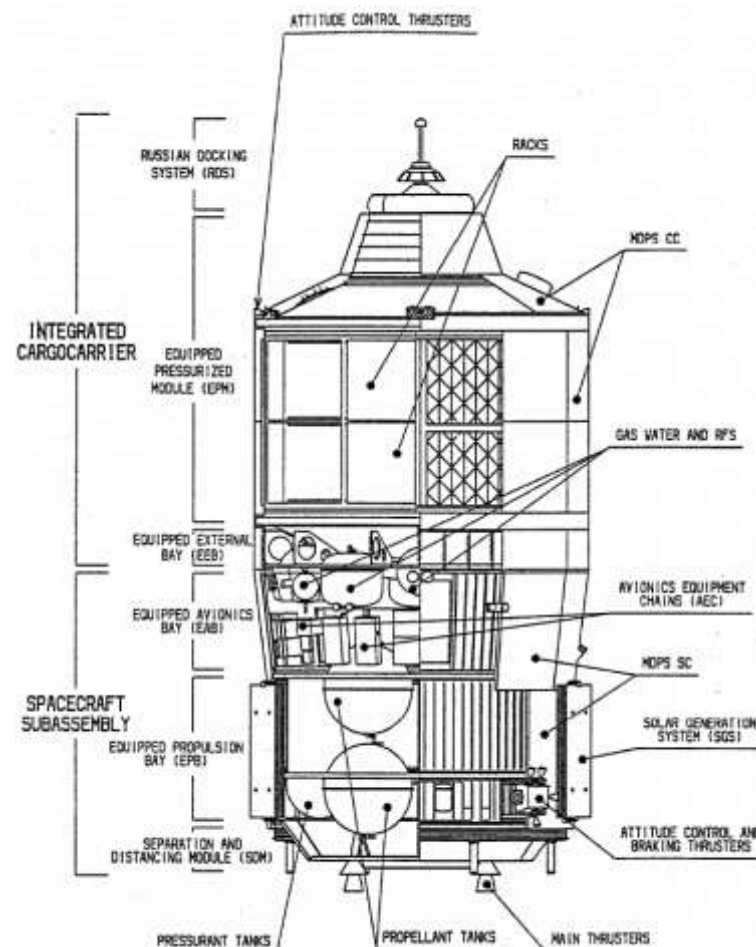


Figura 75 - Layout generale dell'ATV

La parte interna dell'ICC è composta dalla struttura secondaria, dai supporti e fissaggi per l'alloggiamento di attrezzature e componenti, dai sistemi per il controllo delle condizioni ambientali all'interno del modulo, dai sistemi avionici e dagli impianti di rifornimento di gas e acqua. La struttura secondaria interna all'ICC rappresentata in Figura 76 accoglie otto *racks*, i quali forniscono lo spazio necessario all'alloggiamento delle CTB contenenti i materiali destinati alla Stazione Spaziale. La configurazione di ciascun ILR (*Integrated Light Rack*) fissato alla struttura interna cilindrica dell'ICC è rappresentato in Figura 77.

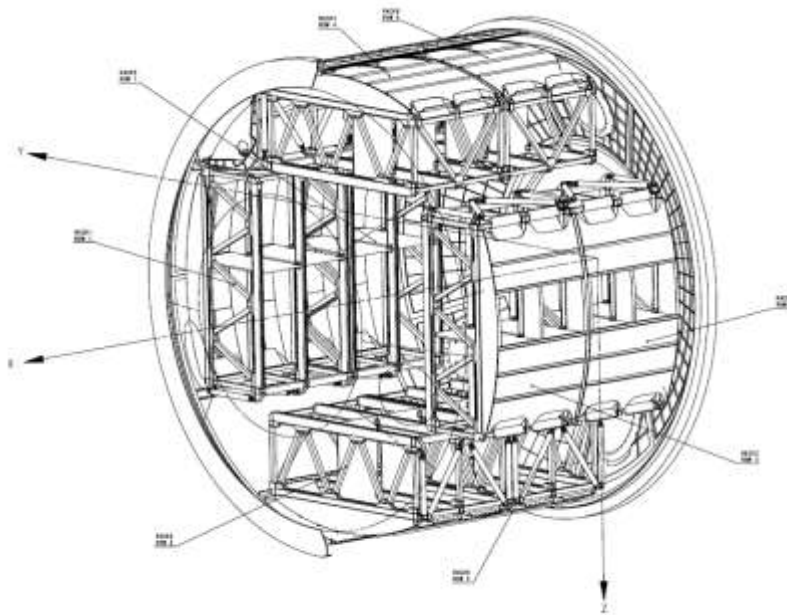


Figura 76 - Struttura secondaria interna dell'ICC destinata allo stivaggio di materiali

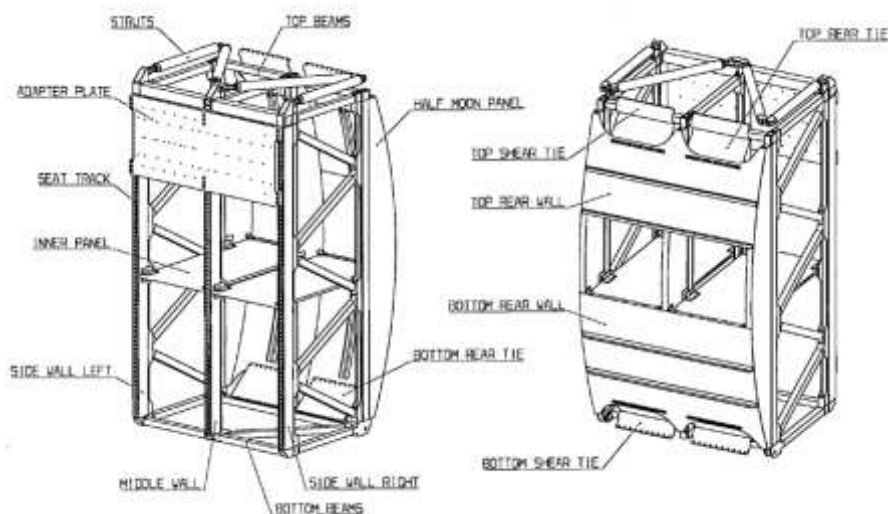


Figura 77 - Struttura dell'ILR

In base al tipo e alle dimensioni dei materiali da inviare in orbita sono possibili diverse soluzioni di stivaggio. Poichè l'EEB è considerabile come uno *Small Cargo Item* è possibile sia la sistemazione all'interno di una *Cargo Transfer Bag* (*Soft Bag*) da inserire all'interno del *rack*, sia in un contenitore rigido (*Hard Case*) da fissare su una piastra adattatrice collegata alla parte frontale del *rack* visibile in Figura 77. I contenitori rigidi sono utilizzati per lo stivaggio di componenti di dimensioni maggiori mentre le CTB sono impiegate per quelli di dimensioni inferiori. Le CTB sono borse in Nomex di diverse dimensioni che permettono un'ottimizzazione dello stivaggio dei componenti e una riduzione della massa strutturale. All'interno di ciascuna borsa il carico è avvolto da pannelli di materiale polimerico capace di attutire gli urti e assorbire le vibrazioni indotte dal sistema propulsivo del lanciatore.

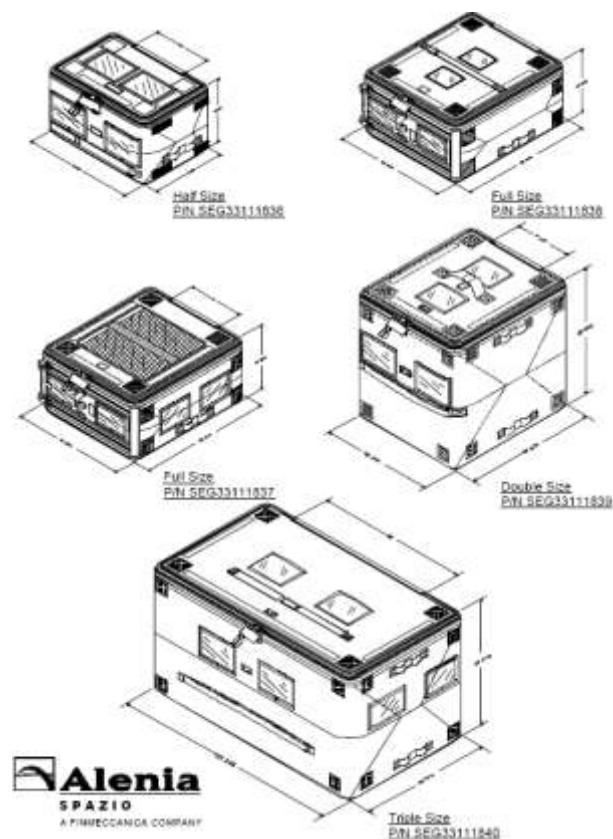


Figura 78 - Tipologie di Cargo Transfer Bag stivabili nel ILR dell'ICC

Le CTB stivate nell'ILR devono essere disposte all'interno degli scomparti secondo i posizionamenti delle linee guida ESA [3] illustrati in Figura 79. Se sono necessarie sistemazioni differenti è possibile sistemare le CTB nelle seguenti configurazioni alternative:

- 2 *Half-size CTBs* al posto di una *Single CTB* e viceversa;

- 3 *Single CTBs* al posto di una *Triple CTB*;
- 1 *Double CTB* + 1 *Single CTB* al posto di una *Triple CTB*;

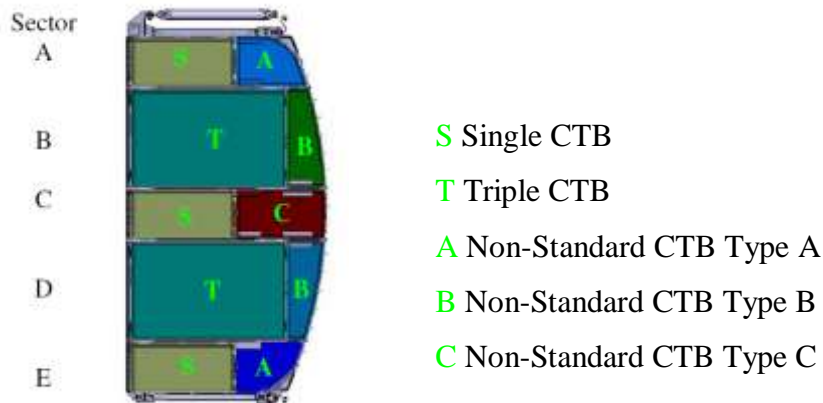


Figura 79 - Configurazione ottimale dello stivaggio delle CTB

In base alle dimensioni esterne dell'EEB la *Cargo Transfer Bag* più adatta tra quelle disponibili è la *Double CTB* rappresentata in Figura 80 e nella tabella seguente sono illustrate le dimensioni e le masse caratteristiche.

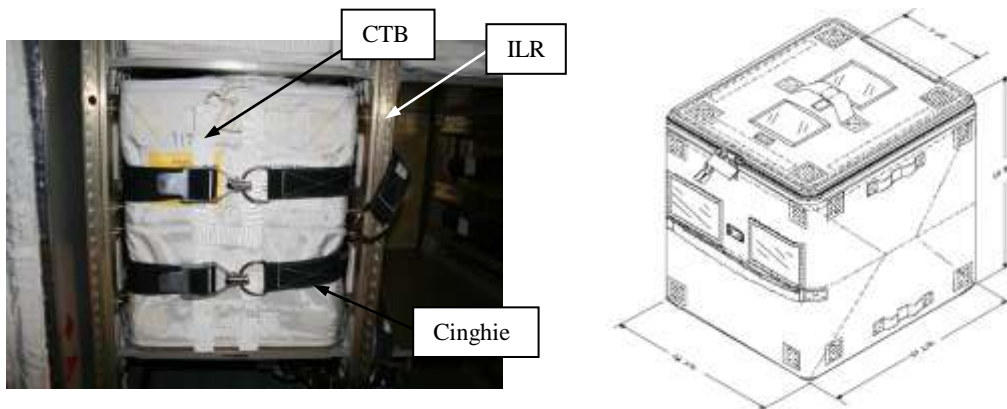


Figura 80 - CTB inserita nell'ILR e layout della CTB

CTB size	External Envelope Dimensions			Internal Envelope Dimensions			Mass [kg]	Cargo Carrying Capability [kg]
	W [mm]	D [mm]	H [mm]	W [mm]	D [mm]	H [mm]		
Double CTB	425	502	502	410	486	460	1.97	54.48

Tabella 22 - Dimensioni caratteristiche della double CTB

Per le analisi FEM delle condizioni di carico inerziali, il modello dell'EEB è stato considerato posizionato all'interno della CTB e avvolto da blocchi di materiale polimerico, il quale sarà modellato tramite degli elementi monodimensionali elastici di tipo *gap* con l'opportuno coefficiente di rigidità. Non essendo noto il reale orientamento dell'EEB all'interno della CTB e nemmeno l'azione precisa

delle cinghie sulle pareti, per le analisi FEM si considera il caso peggiore, dato dall'azione contemporanea di quattro cinghie sulla struttura dell'EEB.

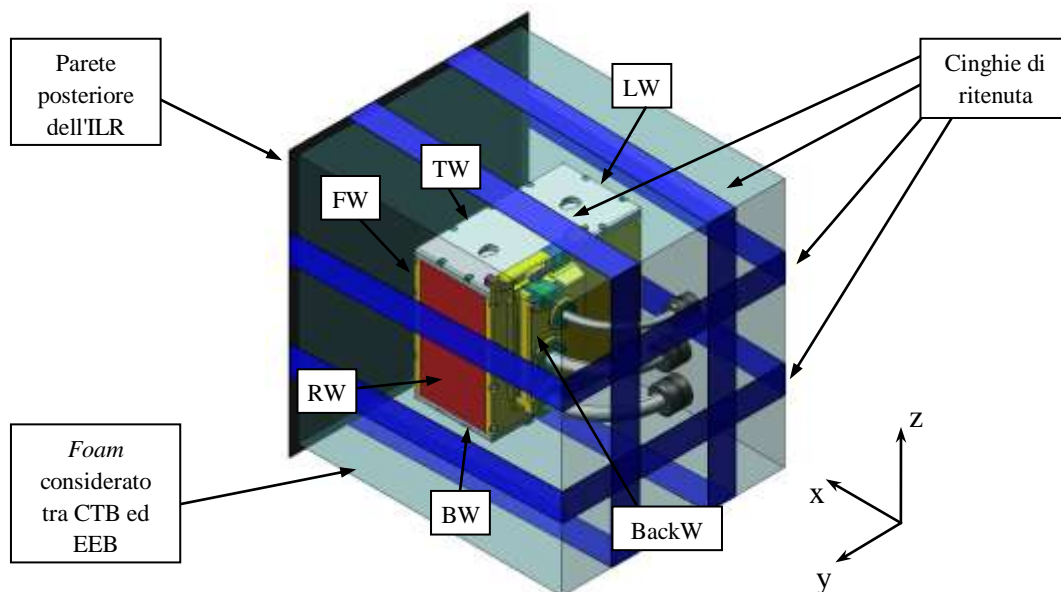


Figura 81 - Posizionamento dell'EEB all'interno della CTB e disposizione delle cinghie di ritenuta

In base al posizionamento scelto dell'EEB all'interno della CTB e alle distanze rispettive tra le pareti dell'*housing* e la parte interna della sacca, sono stati calcolati gli spessori di *foam* interposto e le superfici di contatto sulle quali agisce. Nella Tabella 23 sono raccolti i valori calcolati, i quali sono utilizzati nel paragrafo successivo per i calcoli sulle rigidezze.

Parete	Spessore foam [mm]	Superficie di contatto tra foam e pareti [mm ²]	Numero di elementi GAP	Numero di nodi ai quali è applicato il carico delle cinghie
Left wall	67	31183	604 (LC3,4,7,8)	604
Bottom wall	110	38571	403 (LC2,4,6,8)	403
Right wall	67	34800	435 (LC1,2,5,6)	435
Top wall	110	38100	600 (LC1,3,5,7)	600
Back wall	170.5	36140	2611 (LC5,6,7,8)	929
Front wall	170.5	66240	5908 (LC1,2,3,4)	5908

Tabella 23 - Caratteristiche del foam modellato nelle analisi FEM

3.7.1 Scelta del *foam* e creazione dei modelli FEM per le condizioni di carico inerziali

Per lo stivaggio di componenti da lanciare in orbita tramite il modulo spaziale ATV si è fatto riferimento alle linee guida *Mechanical Environment Verification Guideline for soft stowed equipment* ASTRIUM - ThalesAlenia Space [11]. In particolare si è cercato di rispettare i seguenti aspetti:

1. il *foam* dev'essere relativamente soffice, consentire un elevato smorzamento delle vibrazioni e limitare gli *shock* indotti dal moto.
2. è opportuno evitare il contatto diretto col *foam* per certe zone del cargo (connettori, QD, tubazioni) o parti sporgenti delle superfici, durante le operazioni di trasporto o di lancio.
3. limitare la deformazione del *foam* a un 25% del suo spessore per far sì di mantenere il suo comportamento in una zona caratterizzata da un modulo di Young pressoché costante.
4. per i materiali polimerici infiammabili come il *Pyrell* e il *Minicell* è importante avvolgere i blocchi di *foam* per lo stivaggio con fogli di Nomex per evitare questo problema.

La deflessione statica del *foam* che avvolge l'EEB è quindi valutata prendendo in considerazione le accelerazioni del veicolo, l'azione delle cinghie, le proprietà del *foam* scelto e l'area di contatto tra il *foam* e le superfici esterne dell'EEB. Il vincolamento dei modelli FEM delle pareti dell'EEB delle prime otto condizioni di carico dovute alle accelerazioni inerziali è rappresentato dalla disposizione del *foam* e delle cinghie di ritenuta della CTB. La modalità di applicazione del carico delle cinghie è regolata dalle linee guida ASTRIUM [11]. Le condizioni di vincolo, le forze e la posizione del *foam* variano a seconda della direzione dell'accelerazione inerziale applicata alla struttura poichè il *foam* si trova compresso in modo differente. Considerando il carico indotto dalla massa dell'EEB a causa dell'accelerazione inerziale di 20g, la forza di schiacciamento indotta sul *foam* in qualsiasi direzione risulta:

$$F_{20g} = 20ma = 2354.4 N \quad (18)$$

considerando $m = 12$ [kg] e $a = 9.81$ [m/s²].

Riguardo al carico di compressione indotto dalle cinghie di ritenuta da applicare al modello FEM, il documento ESA sulle condizioni di stivaggio [3] impone un tiro massimo delle cinghie pari a 340 N diffuso al di sotto di un'area di 2" a 45°. È stato valutato che se il carico delle cinghie venisse diffuso a 45° sulle pareti dell'EEB verrebbe distribuito quasi interamente su tutte le superfici, questo a causa delle dimensioni ridotte della struttura dell'EEB. Quindi, per rimanere conservativi, la pressione indotta dalle cinghie viene considerata solo su alcune parti delle superfici proiettate ortogonalmente tra cinghie e pareti dell'EEB. Poiché non è noto l'orientamento col quale l'EEB sarà inserito all'interno della CTB e quindi il lato d'azione delle cinghie, nelle analisi FEM sono state considerate due cinghie agenti per ogni lato distanziate opportunamente come impongono le linee guida.

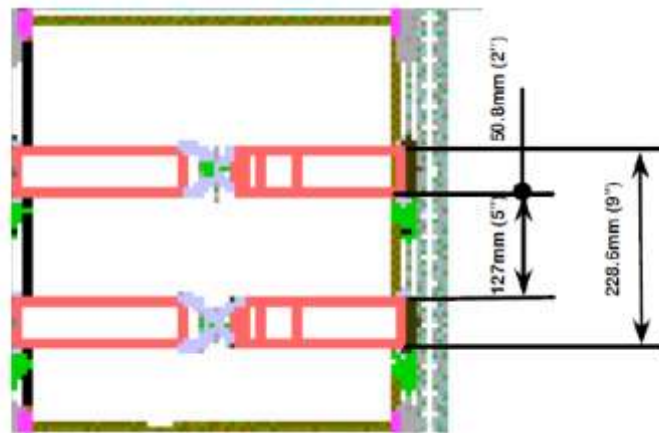


Figura 82 - Schema della distanza tra le cinghie di ritenuta della CTB imposta dalle linee guida ESA

Il carico concentrato indotto dal tiro delle cinghie sulle pareti TW, RW, LW e BW è stato considerato solo sugli spigoli della struttura dell'EEB, in particolare su superfici di dimensioni $A_{\text{belt}}=50.8 \times 50.8 \text{ mm}^2$ proiettate ortogonalmente sotto la cinghia. Questa scelta è basata sul fatto che in base a test effettuati da parte di Highftech Engineering su tavola vibrante per CTB analoghe si è visto che è in prossimità degli spigoli che si generano le sollecitazioni maggiori. Il materiale polimerico è stato modellato per ogni LC solo su tre pareti della struttura dell'EEB, questo perché sulle pareti della struttura opposte al verso dell'accelerazione inerziale il *foam* risulta compresso soltanto dall'azione delle cinghie. Sulle superfici dove non è stato modellato il *foam*, il precarico delle cinghie è stato applicato direttamente alle pareti della struttura. L'azione delle

cinghie sulla CTB è stata considerata come illustrato nella Figura 83, ovvero considerando la sacca schiacciata sulla parete posteriore dell'ILR.

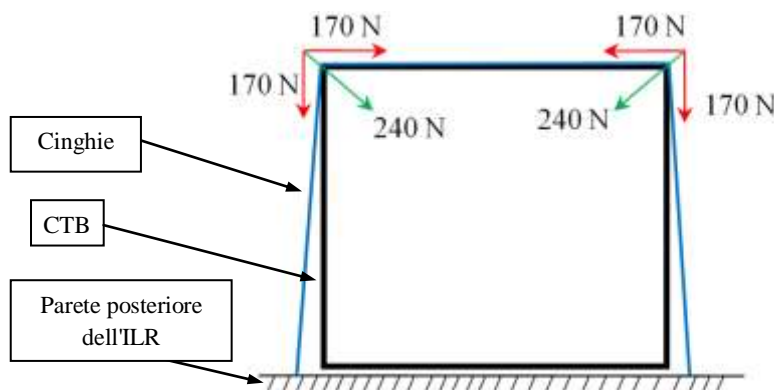


Figura 83 - Schema dell'azione delle cinghie sulla CTB

Per valutare il tipo di *foam* necessario per smorzare gli urti e per determinare gli schiacciamenti indotti dalle forze in gioco, è stata valutata ciascuna condizione di carico inerziale. I calcoli per la valutazione della deformazione sono stati effettuati per determinare la rigidità da assegnare al *foam* per la modellazione FEM in Patran. E' stato considerato inizialmente il LC1, relativo a un'accelerazione inerziale risultante da tre accelerazioni lungo le direzioni positive dei tre assi. In riferimento alla disposizione dell'EEB illustrata in Figura 81 le pareti che si trovano a compressione da parte dell'accelerazione inerziale e del carico delle cinghie sono la FW, la TW e la RW, mentre sulle altre tre pareti agisce solo il carico delle cinghie. Dal lato della parete frontale il carico inerziale induce una pressione sul *foam* pari a:

$$p_{FW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{FW}} = 35543 \text{ [N/m}^2\text{]} = 5.15 \text{ [psi]} \quad (19)$$

oltre a questa pressione sulla parete FW sono state considerate quattro cinghie agenti contemporaneamente. Il carico considerato è il seguente:

$$F_{belts} = 4F_{belt} = 1360 \text{ N} \quad (20)$$

con $F_{belt} = 340 \text{ N}$, e avendo ipotizzato che tutta la superficie FW reagisca alla pressione delle cinghie, è stata considerata l'area totale della parete sulla quale si scarica il precarico delle cinghie:

$$p_{FWbelt} = \frac{F_{belts}}{A_{FW}} = 20531.4 \text{ [N/m}^2\text{]} = 2.98 \text{ [psi]} \quad (21)$$

Il *foam* all'interno della CTB posto tra la parete FW e la parete posteriore dell'ILR risulta compresso sotto l'azione di una pressione totale pari a:

$$p_{FW} = p_{FWbelt} + p_{FW20g} = 8.12 \text{ [psi]} \quad (22)$$

In base alla pressione complessiva calcolata agente sulla FW e sulle pareti dell'EEB, tenendo presente che il *foam* dovrebbe preferibilmente rimanere entro un 25% di deformazione massima del suo spessore e rispettare i vincoli imposti dalle linee guida esposte precedentemente, la scelta tra i materiali polimerici presenti nelle linee guida ASTRIUM [11] per rivestire l'EEB all'interno della CTB è ricaduta sul Plastazote LD 45 FR. Il grafico relativo al comportamento del polimero scelto è rappresentato in Figura 84 e i valori del modulo di Young sono stati calcolati graficamente.

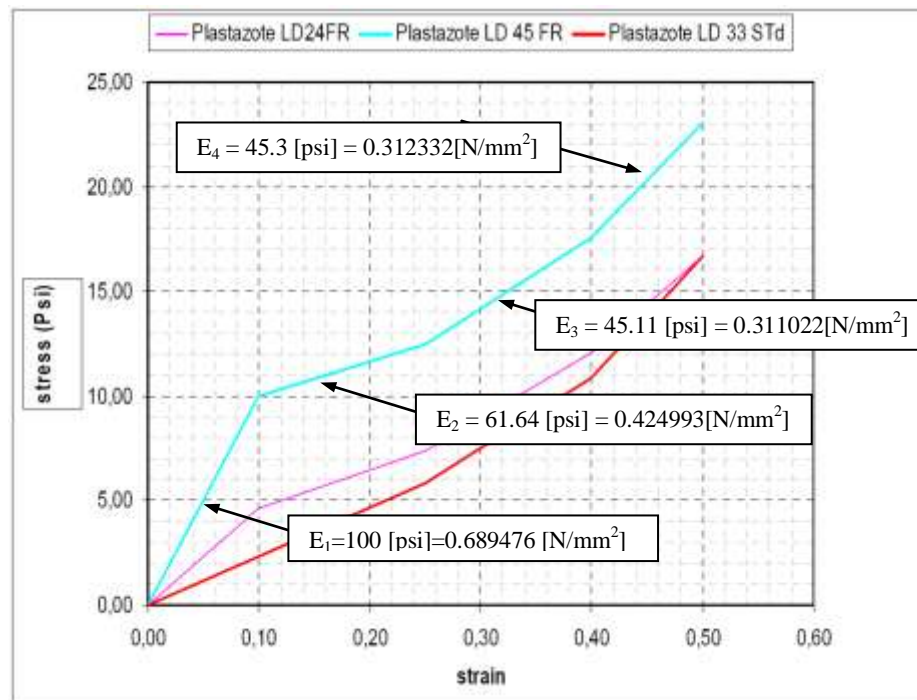


Figura 84 - Diagramma σ - ϵ relativo al Plastazote LD 45 FR scelto

Per il calcolo della rigidezza del *foam* a contatto con le pareti dell'EEB si è fatto riferimento al grafico sforzo deformazione illustrato sopra, in particolare per ogni LC sono state calcolate le rigidzze e i valori da assegnare agli elementi *gap* modellanti il materiale polimerico. Riguardo al LC1, alla pressione totale agente sulla FW di 8.12 psi corrisponde una ϵ di 0.08, lo spessore del *foam* da Tabella 23 è pari a 170.5 mm e il Δx_{foamFW} (differenza di spessore tra il *foam* a riposo e il *foam* precompresso) risulta pari a 13.64 mm. Risulta possibile calcolare il K_{vFW} [N/mm^3] e il K_{nFW} [N/mm^2], che rappresentano rispettivamente una rigidzza globale e la rigidzza da applicare a ciascun elemento *gap* del modello in Patran.

$$K_{vFW} = E_1 / \Delta x_{foamFW} = 0.050548093 \text{ [N/mm}^3\text{]} \quad (23)$$

$$K_{nFW} = \frac{K_{vFW}A_{FW}}{n_{gapFW}} = 0.57 [N/mm] \quad (24)$$

n_{gapFW} è il numero di elementi *gap* (riportato in Tabella 23) presenti sulla parete FW ai quali assegnare il valore di rigidità trovato.

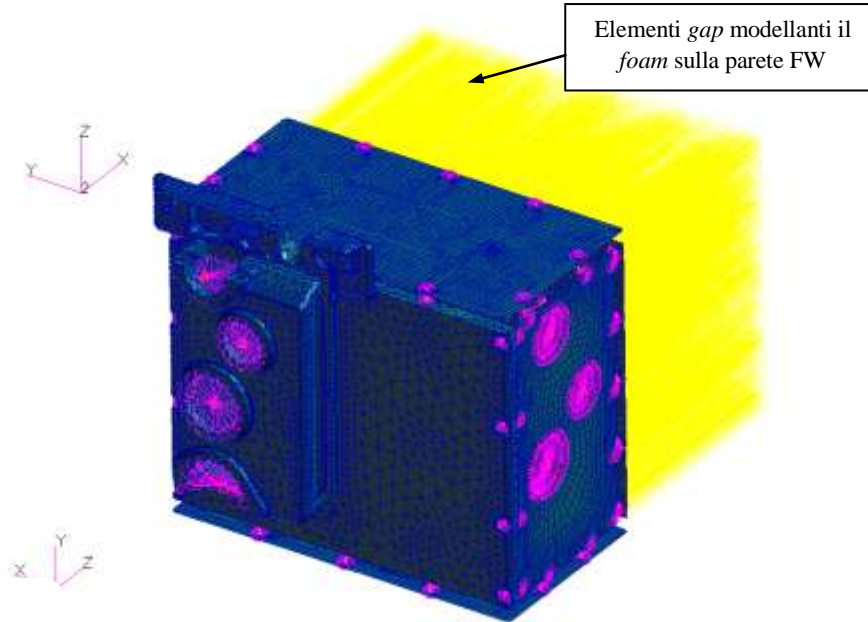


Figura 85 - Disposizione del foam sulla parete posteriore dell'EEB

Poichè il primo *load case* è relativo a un accelerazione inerziale lungo le direzioni positive degli assi x, y e z, anche il *foam* presente sulla parete RW si trova compresso sia a causa dell'accelerazione inerziale sia del precarico delle cinghie. Il *foam* sulla parete RW è stato considerato su superfici prossime agli spigoli, quindi l'area considerata A_{RW} sulla quale si scarica la forza inerziale sarà minore della A_{FW} . La pressione sul *foam* causata dal carico inerziale è data da:

$$p_{RW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{RW}} = 67655 [N/m^2] = 9.68 [psi] \quad (25)$$

considerando l'azione delle cinghie

$$p_{RWbelt} = \frac{F_{belt}/2}{A_{belt}} = 65875 [N/m^2] = 9.55 [psi] \quad (26)$$

$$p_{RW} = p_{RWbelt} + p_{RW20g} = 19.23 [psi] \quad (27)$$

Al valore di pressione calcolato per la parete RW corrisponde una deformazione del *foam* pari a $\varepsilon = 0.44$ e un valore di $E_4 = 45.3 [psi] = 0.312332 [N/mm^2]$; poichè si hanno 67 mm di spessore di *foam* il Δx_{foamRW} risulta pari a 29.48 mm. Si calcolano ora K_{vRW} e il K_{nRW} che risultano:

$$K_{vRW} = E_4 / \Delta x_{foamRW} = 0.010594708 \text{ [N/mm}^3\text{]} \quad (28)$$

$$K_{nRW} = \frac{K_{vRW} A_{foamRW}}{n_{gapRW}} = 0.126 \text{ [N/mm]} \quad (29)$$

In questo caso per il calcolo di K_{nRW} si è considerata la superficie di azione delle due cinghie negli spigoli che è pari a $A_{foamRW} = A_{foamTW} = 2 \times (50.8 \times 50.8)$.

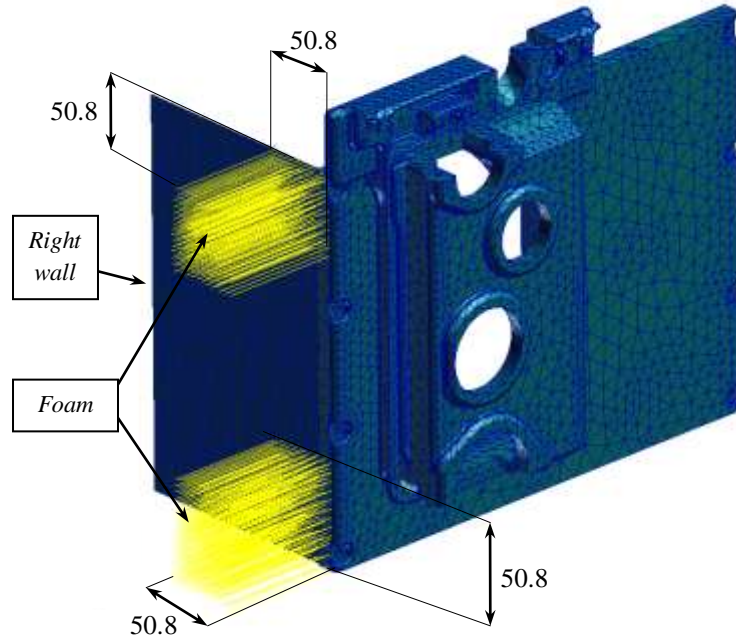


Figura 86 - Disposizione del foam sulla parete RW

Per il LC1 occorre infine considerare la rigidità degli elementi *gap* posti sulla parete TW, quindi anche in questo caso si considera l'azione contemporanea dell'accelerazione inerziale e del tiro delle cinghie.

$$p_{TW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{TW}} = 61794 \text{ [N/m}^2\text{]} = 8.96 \text{ [psi]} \quad (30)$$

$$p_{TWbelt} = \frac{F_{belt}/2}{A_{foamTW}} = 65875 \text{ [N/m}^2\text{]} = 9.55 \text{ [psi]} \quad (31)$$

$$p_{TW} = p_{TWbelt} + p_{TW20g} = 18.51 \text{ [psi]} \quad (32)$$

Al valore di pressione totale p_{TW} corrisponde una deformazione del *foam* pari a $\varepsilon = 0.43$ e un valore di $E_4 = 45.3 \text{ [psi]} = 0.312332 \text{ [N/mm}^2\text{]}$; poichè tra la parete TW e la CTB sono presenti 110 mm di spessore di *foam*, il Δx_{foamTW} risulta pari a 47.3 mm. Calcolando K_{vTW} e il K_{nTW} si ottengono:

$$K_{vTW} = E_4 / \Delta x_{foamTW} = 0.006624355 \text{ N/mm}^3 \quad (33)$$

$$K_{nTW} = \frac{K_{vTW} A_{foamTW}}{n_{gapTW}} = 0.056 \text{ N/mm} \quad (34)$$

Nella Figura 87 è illustrata la disposizione del *foam* per la parete superiore del modello FEM.

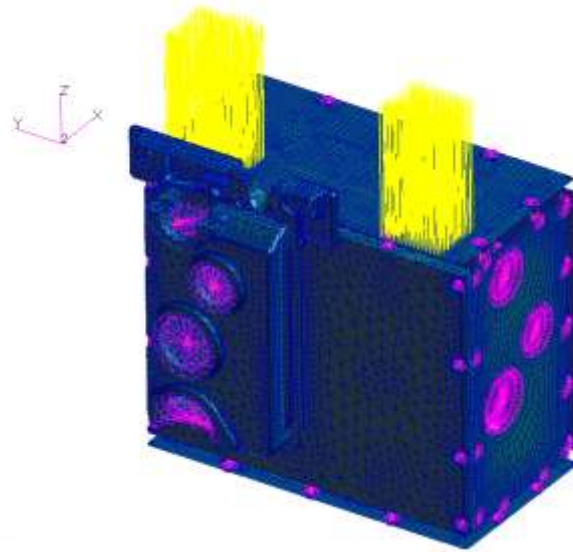


Figura 87 - Disposizione del foam per la parete TW

Per quanto riguarda l'applicazione delle forze di compressione indotte dal tiro delle cinghie, è stata considerata la forza totale delle quattro cinghie ma distribuita sul numero di nodi considerati. Per la parete posteriore l'azione complessiva del tiro delle cinghie è data da:

$$F_{belts} = 4F_{belt} = 1360 \text{ N} \quad (35)$$

e la forza agente su ogni nodo è:

$$F_{nodalBackW} = F_{belts}/n_{nodesBackW} = 1.464 \text{ N} \quad (36)$$

con $n_{nodesBackW} = 929$ che rappresenta il numero di nodi considerati sulla superficie della parete BackW sui quali è applicata la forza nodale.

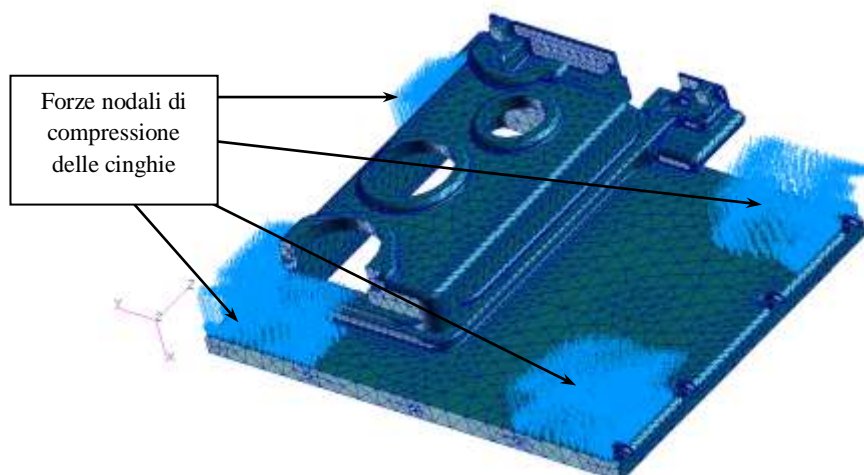


Figura 88 - Carico di compressione delle cinghie agente sulla parete posteriore del modello FEM

La scelta dei nodi considerati per l'applicazione delle forze non è casuale ma è in funzione della disposizione delle cinghie e quindi delle superfici considerate sulle quali agisce il precarico. Allo stesso modo sono stati calcolati i valori delle forze nodali da applicare ai nodi opportuni per le pareti BW e LW.

$$F_{nodalBW} = F_{belt}/n_{nodesBW} = 0.844 \text{ N} \quad (37)$$

$$F_{nodalLW} = F_{belt}/n_{nodesLW} = 0.563 \text{ N} \quad (38)$$

Per le pareti BW e LW è stata considerata l'azione di due cinghie, in particolare le due componenti normali alla parete della forza di precarico. Il numero di nodi sui quali è stata applicata la forza è rispettivamente $n_{nodesBW} = 403$ ed $n_{nodesLW} = 604$. In Figura 89 sono rappresentate le forze nodali applicate alle pareti BW e LW del modello FEM per il LC1.

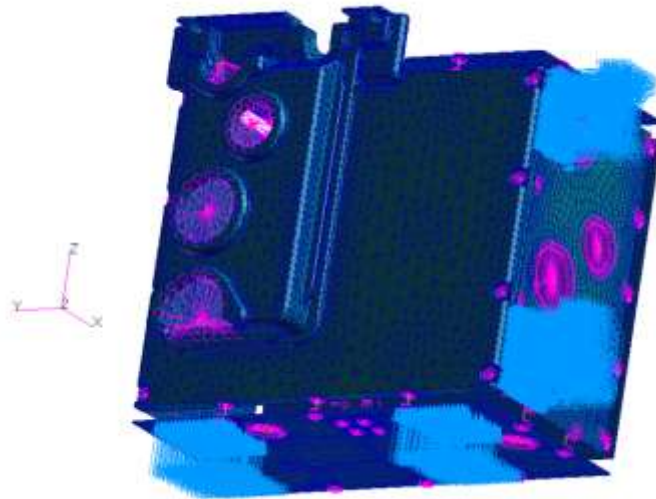


Figura 89 - Disposizione delle forze nodali di compressione delle cinghie sulle pareti BW e LW

Le condizioni di vincolo imposte al modello del LC1 sono state definite in base ai carichi applicati, quindi come già esposto variano a seconda delle condizioni di carico analizzate. Per far sì che sul modello agiscano le forze indotte dalle cinghie è stato opportuno definire dei vincoli dal lato opposto rispetto al quale è applicata la forza. Questi vincoli sono stati fissati sul nodo più esterno degli elementi *gap* che modellizzano il *foam* e sono stati assegnati in funzione del valore dello schiacciamento del *foam* causato dall'azione della cinghia e dalla rigidità assegnata. Come reazione vincolare alla forza applicata alla parete LW è stato calcolato il valore di spostamento lungo *y* del *foam* presente sulla parete RW.

$$\Delta_{s,y} = F_{belt}/K_{foamRW} = F_{belt}/(K_{nRW}n_{gapRW}) = 6.20 \text{ mm} \quad (39)$$

Allo stesso modo per la parete TW il valore di spostamento lungo *z* risulta:

$$\Delta_{s_z} = F_{belt} / K_{foamTW} = F_{belt} / (K_{nTW} n_{gapTW}) = 10.12 \text{ mm} \quad (40)$$

Lungo le altre direzioni gli spostamenti ai nodi degli elementi *gap* per le pareti TW e RW sono stati imposti nulli. Per quanto riguarda i nodi degli elementi *gap* sulla parete FW, sono state vincolate le tre traslazioni lungo i tre assi poichè tali elementi sono a contatto con la parete dell'ILR sulla quale è stivata la CTB contenente l'EEB.

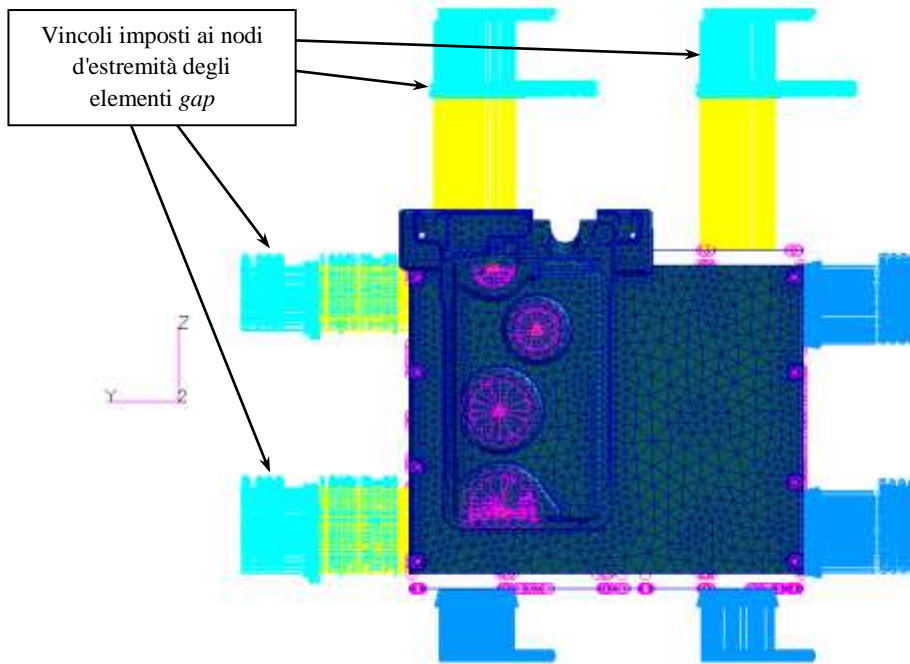


Figura 90 - Disposizione dei vincoli lungo y e z e delle forze delle cinghie per il LC1

Lo stesso modo di procedere è stato adottato per l'esecuzione del LC2 cambiando opportunamente posizione al *foam*, infatti poichè è presente una componente dell'accelerazione lungo la direzione negativa dell'asse z il *foam* è stato posto sulla parete di base dell'EEB. Lungo x e y sono state mantenute le stesse caratteristiche del LC1 per quanto riguarda il posizionamento del *foam*, le condizioni di vincolo, le forze e le rigidezze degli elementi *gap*. Nel seguito sono rappresentati i calcoli relativi alla rigidezza del *foam* posto sulla parete di base dell'EEB:

$$p_{BW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{BW}} = 61030 \text{ [N/m}^2\text{]} = 8.85 \text{ [psi]} \quad (41)$$

$$p_{BWbelt} = \frac{F_{belt}/2}{A_{foamBW}} = 65875 \text{ [N/m}^2\text{]} = 9.55 \text{ [psi]} \quad (42)$$

$$p_{BW} = p_{BWbelt} + p_{BW20g} = 18.40 \text{ [psi]} \quad (43)$$

In corrispondenza del valore di pressione totale calcolato si ricava dal grafico σ - ε del *Plastazote* un valore di deformazione del *foam* pari a $\varepsilon = 0.42$ e un valore di $E_4 = 45.3$ [psi] = 0.312332 [N/mm²]; poichè lo spessore di *foam* è pari a 110 mm, il Δx_{foamBW} risulta pari a 46.2 mm. Si calcolano ora K_{vBW} e il K_{nBW} che risultano:

$$K_{vBW} = E_4 / \Delta x_{foamBW} = 0.006782077 \text{ N/mm}^3 \quad (44)$$

$$K_{nBW} = \frac{K_{vBW} A_{foamBW}}{n_{gapBW}} = 0.087 \text{ N/mm} \quad (45)$$

Assegnata la rigidezza trovata agli elementi *gap* del *foam* presente sulla parete BW è stata poi calcolata la forza da applicare a ciascun nodo della parete TW dove è stata considerata l'azione delle due cinghie:

$$F_{nodalBW} = F_{belt} / n_{nodesBW} = 0.566 \text{ N} \quad (46)$$

Sono state poi fornite le condizioni di vincolo ai nodi più esterni degli elementi *gap* posti sulla BW, in base alla reazione vincolare che deve contrastare il precarico delle cinghie.

$$\Delta_{s_z} = F_{belt} / K_{foamBW} = F_{belt} / (K_{nBW} n_{gapBW}) = 9.70 \text{ mm} \quad (47)$$

Lo spostamento calcolato è stato assegnato in direzione z, oltre ai vincoli di spostamento nullo imposti lungo le direzioni x e y. Nella Figura 91 è riportato il modello FEM del LC2 coi vincoli del *foam* e le forze imposte dal tiro delle cinghie.

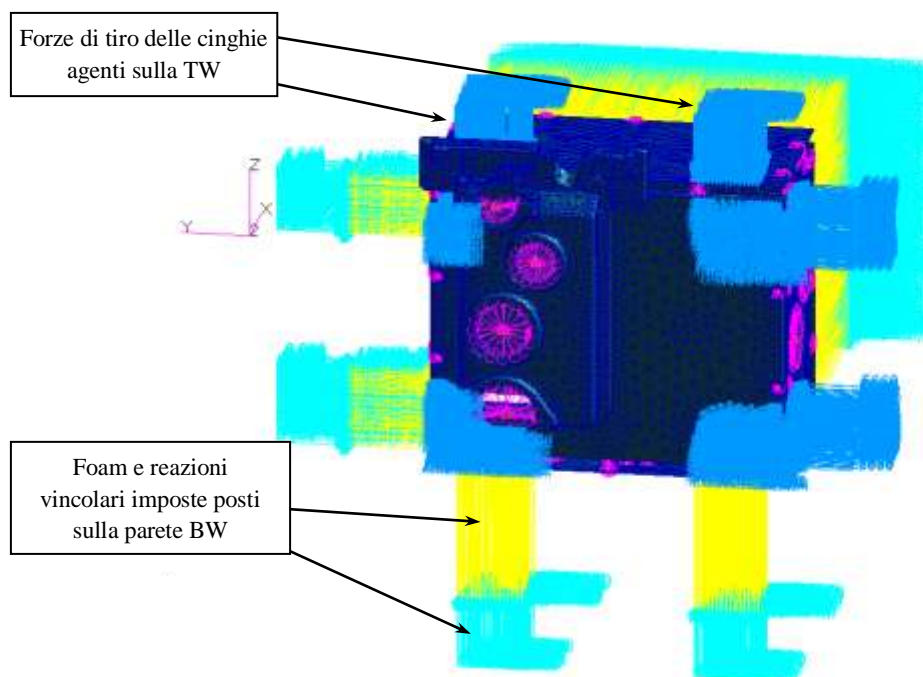


Figura 91 - Foam, reazioni vincolari e forze dovute al precarico delle cinghie per il LC2

Per quanto riguarda il LC3, il *foam* è stato considerato sulla parete LW poichè il carico inerziale è diretto secondo la risultante delle accelerazioni lungo il verso positivo degli assi x e z e verso la direzione negativa dell'asse y. Lungo x e z le rigidzze del *foam*, i vincoli e le forze sono le stesse del LC1. Come visto in precedenza è calcolabile la pressione totale agente sul *foam* a contatto con la parete LW.

$$p_{LW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{LW}} = 75504 [N/m^2] = 10.95 [psi] \quad (48)$$

$$p_{LWbelt} = \frac{F_{belt}/2}{A_{foamLW}} = 65875 [N/m^2] = 9.55 [psi] \quad (49)$$

$$p_{LW} = p_{LWbelt} + p_{LW20g} = 20.5 [psi] \quad (50)$$

In corrispondenza del valore di pressione totale calcolato dal grafico σ - ε del *Plastazote* LD 45 FR si ricava un valore di deformazione del *foam* pari a $\varepsilon = 0.44$, e un valore di $E_4 = 45.3 [psi] = 0.312332 [N/mm^2]$; poichè si hanno 67 mm di spessore di *foam*, il Δx_{foamLW} risulta pari a 29.48 mm. Si calcolano ora K_{vLW} e il K_{nLW} che risultano:

$$K_{vLW} = E_4 / \Delta x_{foamLW} = 0.010594708 N/mm^3 \quad (51)$$

$$K_{nLW} = \frac{K_{vLW} A_{foamLW}}{n_{gapLW}} = 0.091 N/mm \quad (52)$$

Assegnata la rigidzza trovata agli elementi *gap* del *foam* presente sulla parete LW è stata poi calcolata la forza da applicare a ciascun nodo della parete RW dove è considerata l'azione delle due cinghie:

$$F_{nodalRW} = F_{belt} / n_{nodesRW} = 0.782 N \quad (53)$$

In seguito, ai nodi più esterni degli elementi *gap* posti sulla BW sono state fornite le condizioni di vincolo in base alla reazione vincolare che deve contrastare il precarico della cinghia:

$$\Delta_{s,y} = F_{belt} / K_{foamLW} = F_{belt} / (K_{nLW} n_{gapLW}) = 9.70 mm \quad (54)$$

Lo spostamento calcolato è stato assegnato lungo l'asse y ai nodi esterni degli elementi *gap* oltre ai vincoli di spostamento nullo imposti lungo x e z. Riguardo al LC4 il *foam* è stato considerato sulle pareti FW, BW e LW. Sulle pareti BackW, TW e RW sono state applicate le forze nodali indotte dalle cinghie. I vincoli imposti e le rigidzze del *foam* sono quelli del LC1 per la parete FW e quelli del LC2 e LC3 rispettivamente per le pareti BW e LW. Le immagini dei modelli FEM dei LC 3 e 4 non vengono illustrate perché corrispondono a quelle dei LC 1 e 2 a meno della posizione del *foam* e delle forze su una parete.

Per le condizioni di carico e vincolo dal LC5 al LC8 è sempre presente una componente dell'accelerazione inerziale diretta verso la direzione negativa dell'asse x (fare riferimento alla Tabella 18), questo comporta che il *foam* lo si considera sulla parete posteriore dell'EEB e non più su quella frontale. Il *foam* presente sulla parete posteriore sarà precompresso sia a causa dell'accelerazione inerziale che dal precarico delle quattro cinghie agenti. L'azione del *foam* a contatto con la parete posteriore è considerata su quasi tutta la superficie, tranne nella parte protrusa come impongono le linee guida ASTRIUM sullo stivaggio [11]. Per fornire alla struttura il carico risultante dall'azione delle cinghie e dall'accelerazione inerziale, le forze sono state applicate sulla parete frontale e i vincoli sui nodi più esterni degli elementi gap sulla parete posteriore.

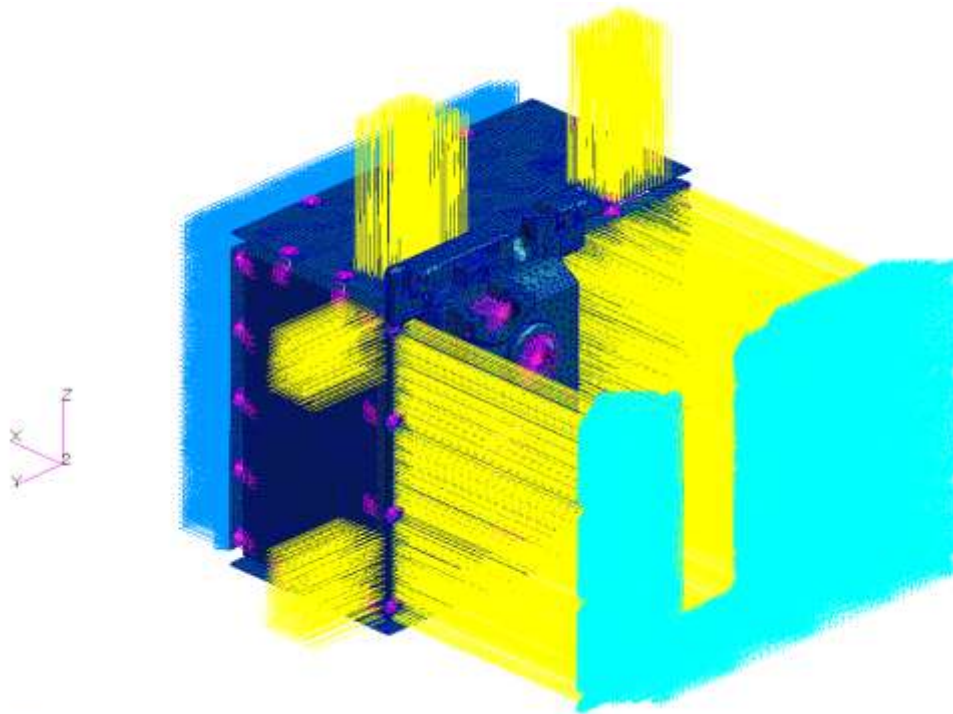


Figura 92 - Disposizione del foam e della reazione vincolare lungo x per il LC5

Per il calcolo della rigidità del *foam* posto sulla parete posteriore è stata calcolata la pressione seguente:

$$p_{BackW20g} = \frac{F_{20g}}{A_{BackW}} = 65135.58 [N/m^2] = 9.45 [psi] \quad (55)$$

oltre a questa, è stata considerata anche la pressione indotta dal carico delle cinghie già calcolata sulla parete FW, essendo uguale e opposta a quella che agisce sulla parete posteriore, quindi il *foam* si troverà compresso dalla seguente pressione totale:

$$p_{BackW} = p_{FWbelt} + p_{BackW20g} = 12.43 \text{ [psi]} \quad (56)$$

In corrispondenza del valore di pressione massimo calcolato dal grafico σ - ε del *Plastazote* si ricava un valore di deformazione del *foam* pari a $\varepsilon = 0.24$ e un valore di $E_2 = 61.6 \text{ [psi]} = 0.424993 \text{ [N/mm}^2\text{]}$; poichè lo spessore di *foam* è 170.5 mm il $\Delta x_{foamBackW}$ risulta pari a 40.92 mm. Calcolando K_{vBackW} e il K_{nBackW} si ottiene:

$$K_{vBackW} = E_2 / \Delta x_{foamBackW} = 0.010385948 \text{ N/mm}^3 \quad (57)$$

$$K_{nBackW} = \frac{K_{vBackW} A_{foamBackW}}{n_{gapBackW}} = 0.144 \text{ N/mm} \quad (58)$$

Il carico delle quattro cinghie agenti sulla parete posteriore dell'EEB è stato introdotto distribuendo la forza complessiva su tutti i nodi della parete frontale.

$$F_{nodalFW} = \frac{F_{belts}}{n_{nodesFW}} = 0.23 \text{ N} \quad (59)$$

Le caratteristiche fin qui descritte del *foam* modellato sulla parete posteriore per il LC5 sono le stesse applicate ai LC6, 7, e 8 poichè per tutti è presente una componente dell'accelerazione inerziale lungo la direzione negativa delle x. Per quanto riguarda il LC5 le caratteristiche del *foam* modellato sulle pareti TW e RW sono uguali a quelle del LC1 perché le componenti dell'accelerazione lungo y e z, l'azione del *foam* e delle cinghie sono le stesse. Per il LC6 le caratteristiche del *foam* presente sulle pareti BW e RW sono rispettivamente le stesse del LC2 e del LC1, e così anche le condizioni di vincolo e le forze applicate. Le caratteristiche del *foam* modellato nel LC7 sulla parete TW e LW sono identiche a quelle nel LC1 e nel LC3, e così anche le condizioni di vincolo e le forze applicate. In merito all'ultimo LC inerziale (LC8) il *foam* presente sulle pareti BW e LW ha le stesse rigidezze di quello creato nei LC2 e del LC3, e con esso anche le condizioni di vincolo e le forze applicate.

3.7.2 Venting

Per i componenti non pressurizzati da lanciare in orbita come l'EEB occorre tener presente che durante il decollo o in caso di incendio a bordo del modulo Columbus, la pressione interna del componente deve venire compensata dalle variazioni di quella esterna attraverso degli appositi fori di sfiato. Il fenomeno del *venting* va tenuto in considerazione sia per evitare danni alla struttura dell'EEB sia per assicurare l'incolumità degli astronauti che operano nel corridoio centrale del modulo Columbus. L'EEB al lancio si trova alla pressione ambiente di riferimento, ovvero a 100000 Pa, durante il lancio la struttura viene sottoposta a un Δp che secondo il caso più critico imposto dai requisiti per i componenti dell'FSL [1] viene fissato a 13.33 hPa/s. Il volume della struttura considerato per il *venting* è $186 \times 276 \times 265 \text{ mm}^3$ come imposto nelle specifiche dei componenti del CIMEX [16]. Il volume citato non tiene conto dei volumi occupati dai componenti interni all'EEB come l'ECCU o il compensatore di volume, questo al fine di rimanere conservativi sulla stima della differenza di pressione che causa lo stato tensionale alle pareti dell'EEB. Nel caso di depressurizzazione esterna all'EEB sono stati quindi previsti fori per lo sfiato dell'aria interna, questi orifizi devono consentire un rapido calo della differenza di pressione tra l'interno e l'esterno della struttura senza compromettere l'integrità strutturale o causare deformazioni alle pareti. I fori per il *venting* sono stati posizionati sulla parte sporgente della parete posteriore della struttura, questa scelta è motivata dal fatto che sulla parte protrusa il *foam* non agisce e i fori sono pertanto tutti liberi e non risultano ostruiti dalla presenza del *foam*.

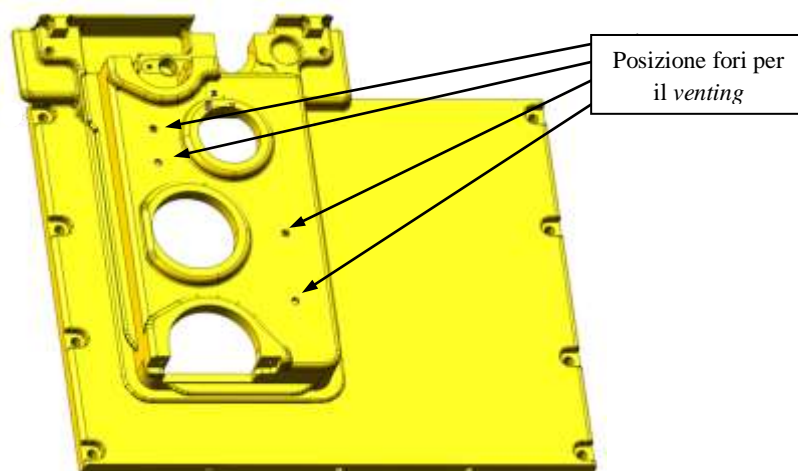


Figura 93 - Posizionamento dei fori per il venting sulla parete posteriore dell'EEB

Per la valutazione del *venting* occorrerebbe tener conto della presenza di fessure tra le boccole di ritenuta dei cavi e i cavi elettrici stessi. Queste fessure consentono già uno sfiato della struttura, ma poichè risulta difficile stimarne le dimensioni, i fori eseguiti sulla parte protrusa della parete posteriore sono considerati come le uniche aperture disponibili per lo sfiato.

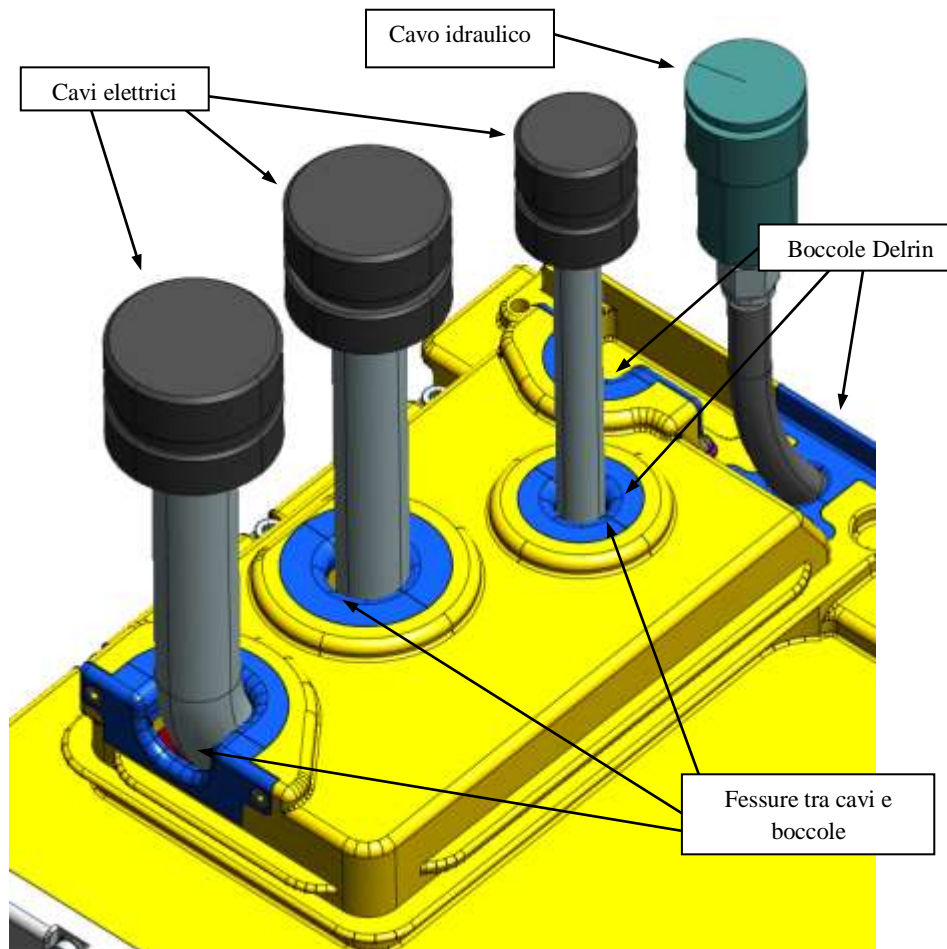


Figura 94 - Posizione delle fessure tra Delrin e cavi elettrici

Questa valutazione consente di essere maggiormente conservativi riguardo il *venting* dell'EEB. Per stimare la variazione di pressione massima causata dal *venting* sono stati previsti 4 fori da 4 mm di diametro ciascuno, posti sulla parete posteriore dell'EEB. Il volume considerato oggetto dello sfiato è stato considerato pieno d'aria. In base alle scelte sul numero di fori, sulle loro dimensioni e compilando opportunamente il foglio di calcolo ESA sul *venting* è stata valutata la massima variazione di pressione Δp . Nelle tabelle e figure seguenti sono illustrati i risultati dei calcoli effettuati per la stima della pressione da applicare ai nodi interni delle pareti del modello FEM.

Coefficien of drag	Cd	0,6	
Specific heat ratio	K	1,4	
Reference pressure	P_o	100000	Pa
Density	R_o	1,225	Kg/m ³
Volume of the box	V	0,01360404	m ³
External pressure	Pe	100000	Pa
Internal pressure	Pi	100000	Pa
Equivalent Radius	Req	4,00	mm
Equivalent Area	A	5,03E-05	m ²
Diameter of the single hole	d	4,00E-03	m
Area of a single hole	A	1,26E-05	m ²
Number of the holes	N	4	
Area of the equivalente hole	$Atot$	5,03E-05	m ²
Radius of the equivalent hole	Req	4,00E-03	m
Time step for the integration	dt	0,010	s
Depressurization rate	dP/dt (0-10)	13330	Pa/s
	dP/dt (10-20)	13330	
	dP/dt (20-30)	13330	
	dP/dt (30-40)	13330	
	dP/dt (40-50)	13330	
	dP/dt (50-60)	13330	
	dP/dt (60-70)	13330	
	dP/dt (70-80)	13330	
	dP/dt (80-90)	13330	
	dP/dt (90-100)	13330	
NOTA: Nelle celle con sfondo bianco sono presenti valori di default o calcolati in seguito ai valori imposti nelle celle con sfondo verde.			

Tabella 24 - Dati utilizzati per il calcolo

Pressure during depressurization

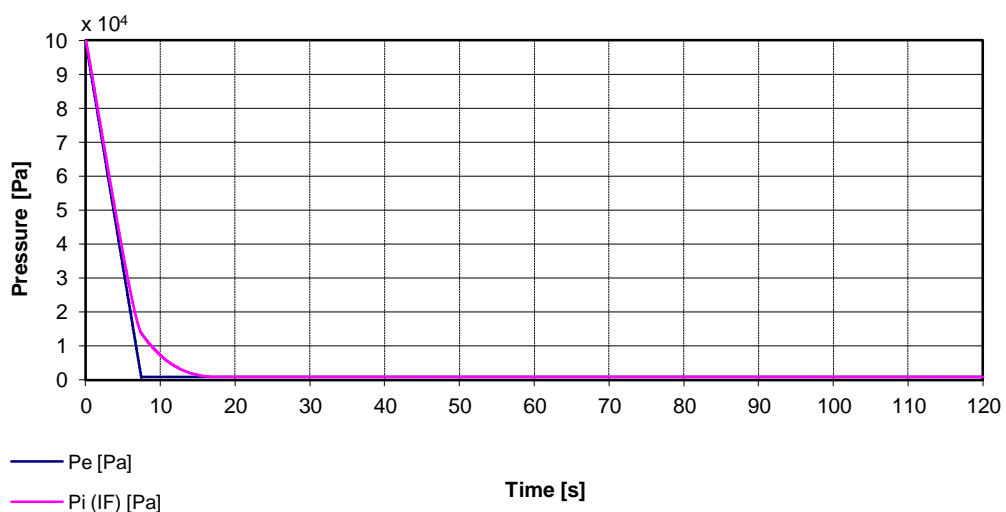
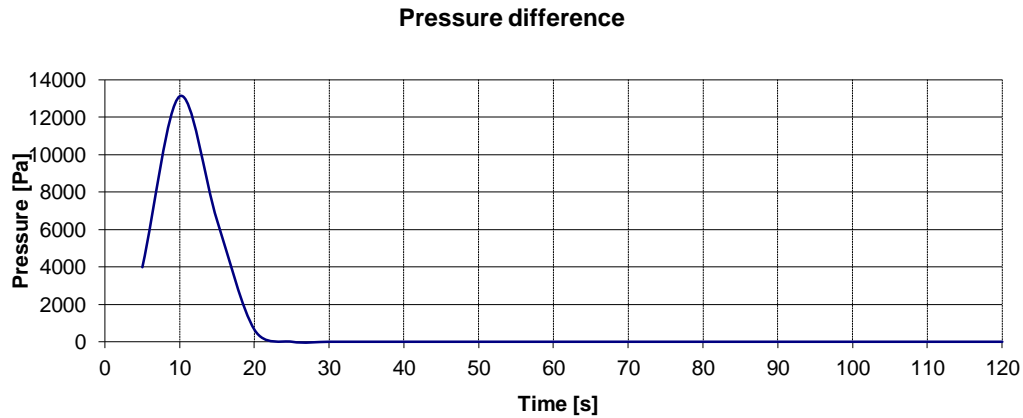


Figura 95 - Variazioni di pressione interna ed esterna all'EEB

**Figura 96 - Differenza di pressione**

Time	Max ΔP [Pa]
5	3978
10	13102
15	6465
20	637
25	0
30	0

Tabella 25 - Pressioni differenziali massime negli intervalli temporali indicati

Nel modello FEM il *venting* è stato considerato per le prime otto condizioni di carico inerziali, imponendo la pressione differenziale massima risultante dalla stima precedente applicata ai nodi interni delle pareti del modello. Tale pressione risultante è stata applicata allo stesso modo per tutti e otto i LCs. Nelle figure seguenti è mostrata la pressione agente sulla parete destra dell'EEB e la pressione totale agente su tutte le pareti.

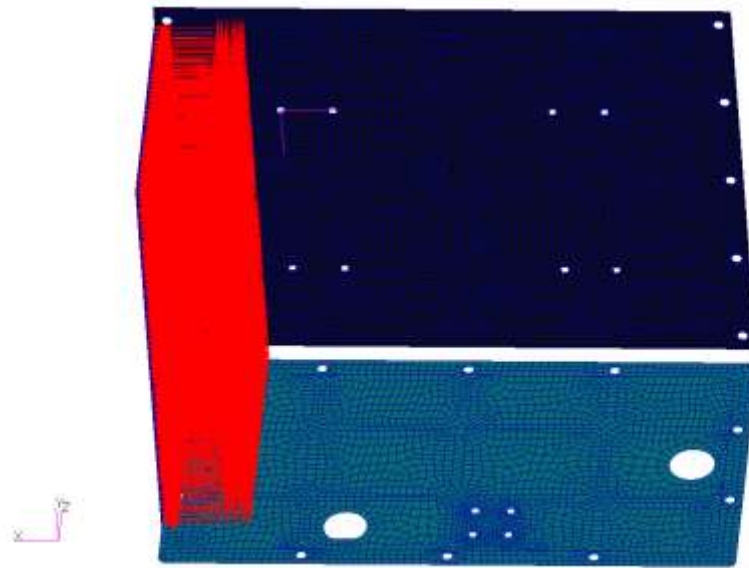


Figura 97 - Pressione di venting applicata alla RW



Figura 98 - Pressione di venting applicata ai nodi interni delle pareti del modello dell'EEB

Per verificare che la pressione imposta all'interno delle pareti sia coerente con la realtà fisica che si vuole simulare occorre eseguire un'analisi statica applicando il solo carico di *venting* alle pareti. Per verificare la correttezza del modello e delle pressioni imposte è stato necessario verificare nel *file* d'uscita .f06 di Nastran che le risultanti delle forze lungo le tre direzioni principali siano prossime con quelle stimate analiticamente. Un'ulteriore *check* da effettuare è relativo alla visualizzazione delle deformazioni delle pareti che deve essere coerente con le

pressioni interne applicate. Tramite l'analisi statica è stato quindi verificato che la scatola si gonfi in modo opportuno, il risultato è visualizzato nella Figura 99.

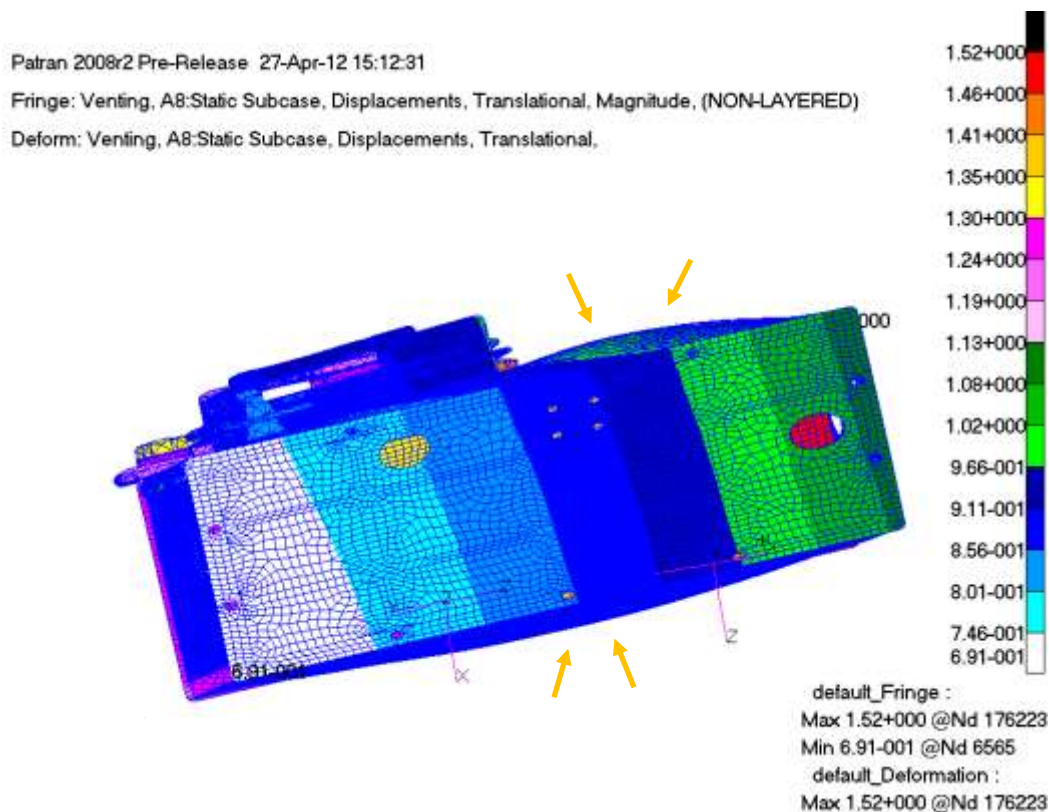


Figura 99 - Visualizzazione amplificata delle deformazioni causate dal venting

Nel seguito sono riportati i valori delle risultanti delle forze agenti sul modello causate dal solo carico di *venting* applicato. I valori illustrati sono stati estratti dal *file* dei risultati ottenuto dall'analisi statica effettuata in Patran. Per brevità non sono state riportate le rotazioni.

OLOAD		RESULTANT			
SUBCASE/		LOAD			
DAREA	ID	TYPE	T1	T2	T3
0	1	FX	5.152365E+01	---	---
		FY	---	1.792882E+01	---
		FZ	---	---	7.631637E+01
		TOTALS	5.152365E+01	1.792882E+01	7.631637E+01

I valori ottenuti sono stati confrontati con quelli calcolati analiticamente esposti nella pagina seguente. Considerando le pressioni agenti sulle superfici interne delle pareti si ottengono i seguenti risultati.

Superfici interne valutate delle pareti	Superfici [m ²]
A_{LW}	0.031183
A_{RW}	0.034800
A_{TW}	0.040020
A_{BW}	0.038908
A_{FW}	0.059616
A_{BackW}	0.055713

Tabella 26 - Valori delle superfici interne delle pareti dell'EEB

Risultanti delle forze applicate (sdr Coord 0)	Valore ottenuto con Patran [N]	Valore calcolato analiticamente [N]	Differenza [N]
F_X	51.52	47.03	4.49
F_Y	17.92	14.44	3.48
F_Z	76.31	50.72	25.59

Tabella 27 - Confronti tra valori numerici e valori analitici

Le risultanti delle forze applicate nelle tre direzioni dovrebbero risultare nulle o comunque molto piccole poichè la pressione dovrebbe essere uniformemente distribuita su tutte le pareti. Dai risultati ottenuti invece appaiono valori non nulli, ciò è dovuto al fatto che le superfici sulle quali la pressione agisce non sono le stesse, inoltre le superfici utilizzate per la stima analitica sono diverse da quelle sulle quali è applicata la pressione in Patran. La differenza maggiore tra le forze applicate si riscontra lungo z, ovvero tra la parete frontale e quella posteriore dell'EEB. Questo è dovuto al fatto che nella parete posteriore modellata a tetraedri, la pressione è stata applicata anche ai lati delle nervature della struttura, mentre sulla parete frontale a *shell* la pressione è stata applicata solo ortogonalmente alla superficie, ciò comporta inevitabilmente una differenza tra le pressioni applicate non trascurabile.

4) Verifiche strutturali e risultati

Nel seguito sono descritti e visualizzati i risultati ottenuti dalle verifiche strutturali effettuate sulle pareti, sulle viti e le flange dell'EEB in base alle 44 condizioni di carico analizzate. Sono inoltre illustrati i requisiti strutturali e i criteri coi quali sono stati verificati i margini di sicurezza a snervamento e rottura dei componenti.

4.1 Verifica strutturale delle pareti

I componenti strutturali del case dell'EEB sono stati analizzati tramite FEA (*Finite Element Analysis*) al fine di verificare le performance strutturali. Per la verifica strutturale i fattori di sicurezza (SF) adottati sono quelli esposti dai requisiti ASTRIUM per i componenti dell'FSL [1] mentre i margini di sicurezza (MS) sono stati calcolati come segue:

$$MS_u = \frac{\sigma_{ultimate}}{\sigma_{V.M.calculated} \cdot SF_u} - 1 \quad (60)$$

$$MS_y = \frac{\sigma_{yield}}{\sigma_{V.M.calculated} \cdot SF_y} - 1 \quad (61)$$

dove:

$\sigma_{ultimate}$ = tensione di rottura del materiale;

σ_{yield} = tensione di snervamento del materiale;

$\sigma_{V.M.calculated}$ = tensione calcolata mediante FEA tramite il criterio di Von Mises;

SF_u = fattore di sicurezza a rottura (2.0 per le strutture metalliche);

SF_y = fattore di sicurezza a snervamento (1.25 per le strutture metalliche);

MS_u = margine di sicurezza a rottura;

MS_y = margine di sicurezza a snervamento;

Le condizioni che devono essere verificate per ciascuna parete dell'EEB e per qualsiasi condizione di carico sono le seguenti: $MS_u > 0$ e $MS_y > 0$.

Le tensioni sui nodi delle pareti dell'EEB sono state ricavate attraverso analisi statiche (SOL:101 Patran) per tutte le condizioni di carico esposte nel paragrafo 3.6.2. Le analisi statiche sono state eseguite con le condizioni di vincolo e carico opportune e i risultati tensionali delle analisi sono stati ricavati attraverso la visualizzazione dei *Results* in Patran, come mostrato nella finestra grafica rappresentata in Figura 100.

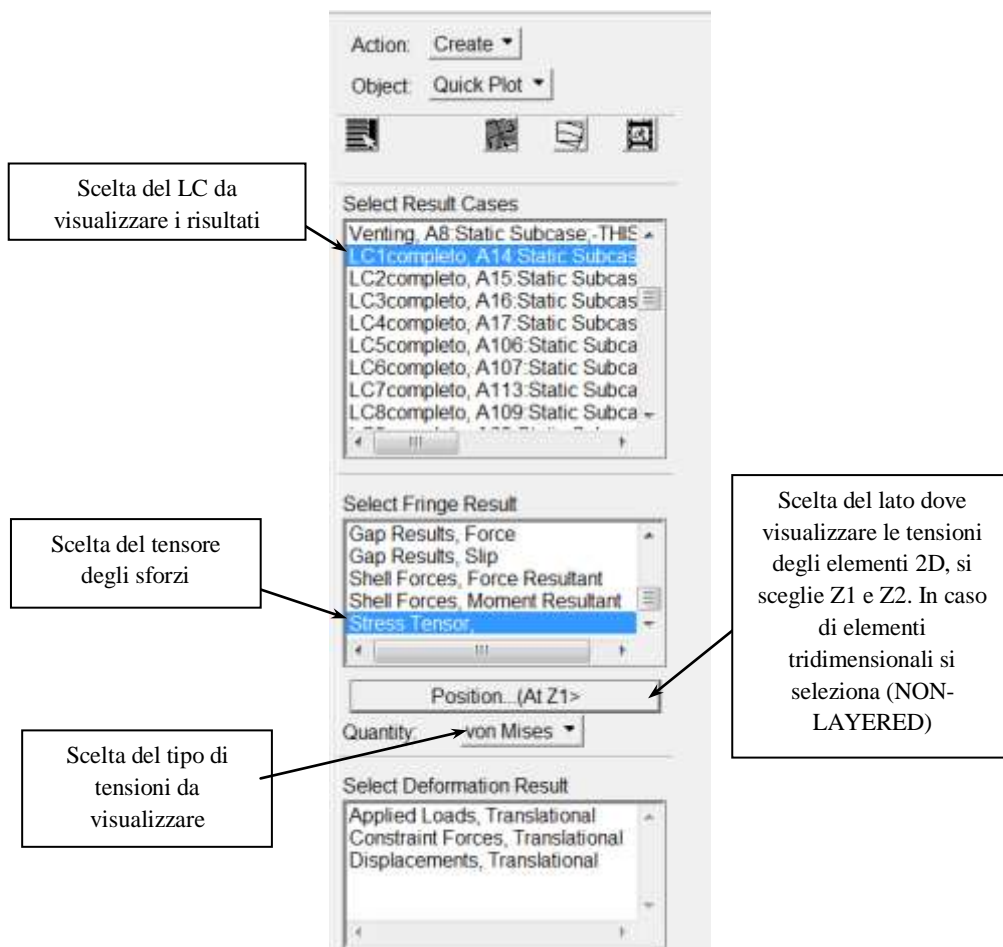


Figura 100 - Finestra grafica di Patran per la scelta dei risultati

La procedura di visualizzazione delle tensioni principali è stata eseguita per ogni LC e per ogni parete dell'EEB. La verifica strutturale delle pareti dell'EEB è stata effettuata inserendo i valori delle tensioni massime ottenute dal FEM in un foglio di calcolo Excel nel quale sono raccolti tutti i dati dei 44 LCs analizzati, in base al materiale delle pareti sono stati calcolati i margini di sicurezza a rottura e snervamento. Nel seguito sono riportati solo i risultati dei casi più critici per ogni parete dell'EEB, i dati completi delle verifiche strutturali sono riportati in Appendice 7.1.

Part	Material	Load condition	<u>Stress</u> [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Left wall	AA 7075 T7351	Launch	3,55E+01	1,25	7,86	2,00	5,61	7	--+

Tabella 28 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete LW

Patran 2008r2 Pre-Release 18-Jun-12 15:39:16

Fringe: LC7completo, A113:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, 2 of 3 layers (Maximum)

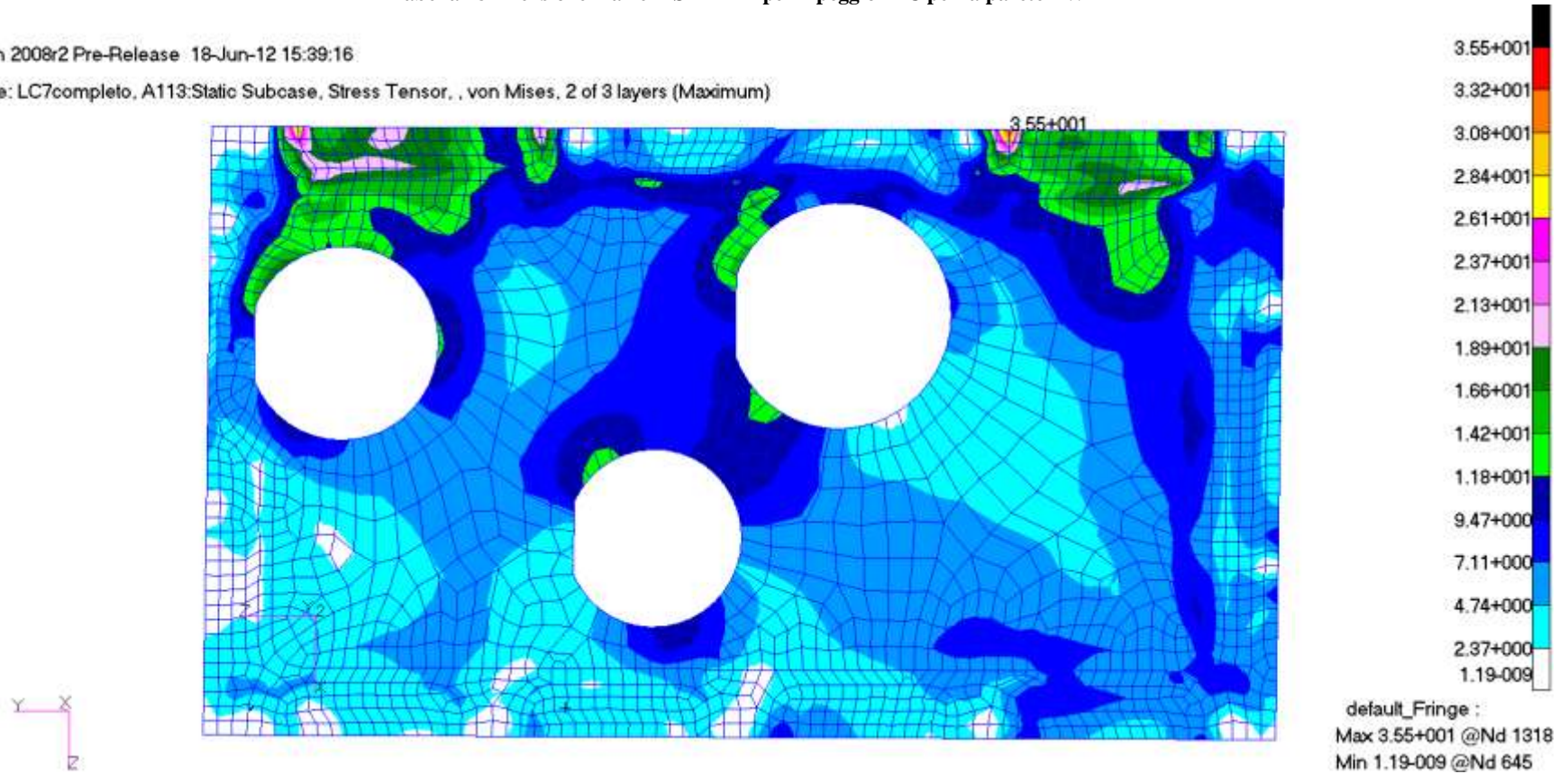


Figura 101 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete LW nel LC7

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Right wall	AA 7075 T7351	Launch	2,88E+01	1,25	9,92	2,00	7,14	6	- + -

Tabella 29 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete RW

Patran 2008r2 Pre-Release 18-Jun-12 16:05:53

Fringe: LC6completo, A107:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, 2 of 3 layers (Maximum)

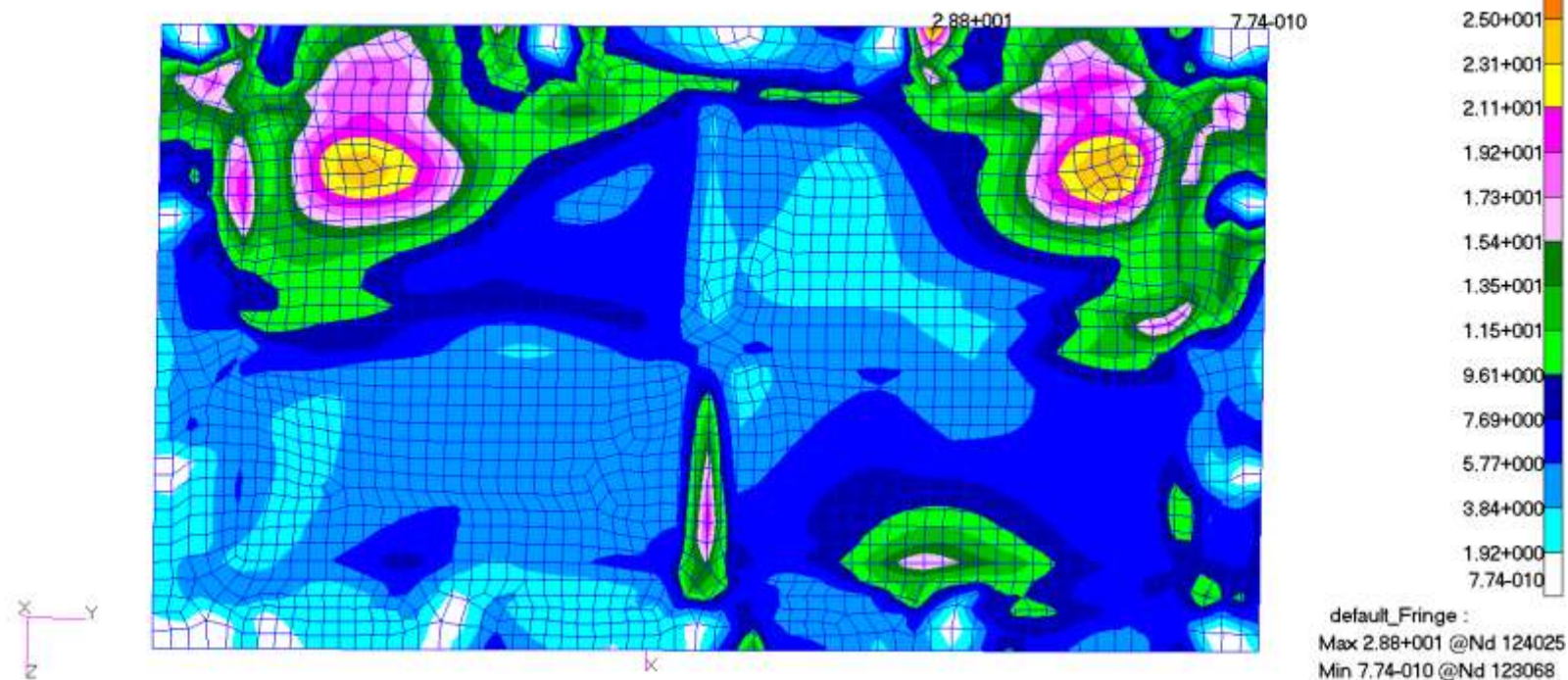


Figura 102 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete RW nel LC6

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Front wall	AA 7075 T7351	Launch	5,34E+01	1,25	4,89	2,00	3,39	8	---

Tabella 30 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete FW

Patran 2008r2 Pre-Release 18-Jun-12 16:14:21

Fringe: LC8completo, A109:Static Subcase, Stress Tensor, , von Mises, 2 of 3 layers (Maximum)

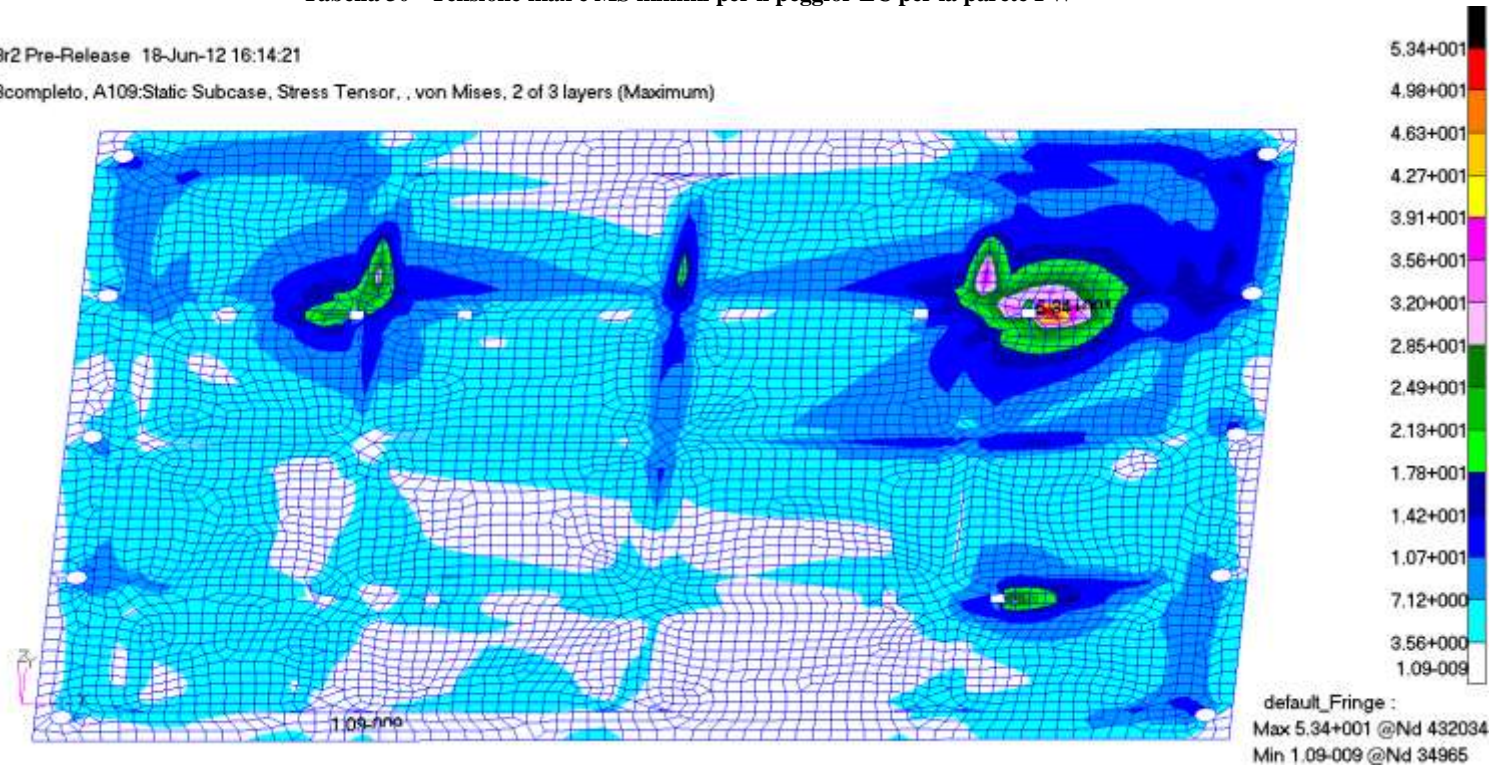


Figura 103 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete FW nel LC8

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Back wall	AA 7075 T7351	On orbit	1,56E+02	1,25	1,02	2,00	0,50	12	kick_z+

Tabella 31 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete BackW

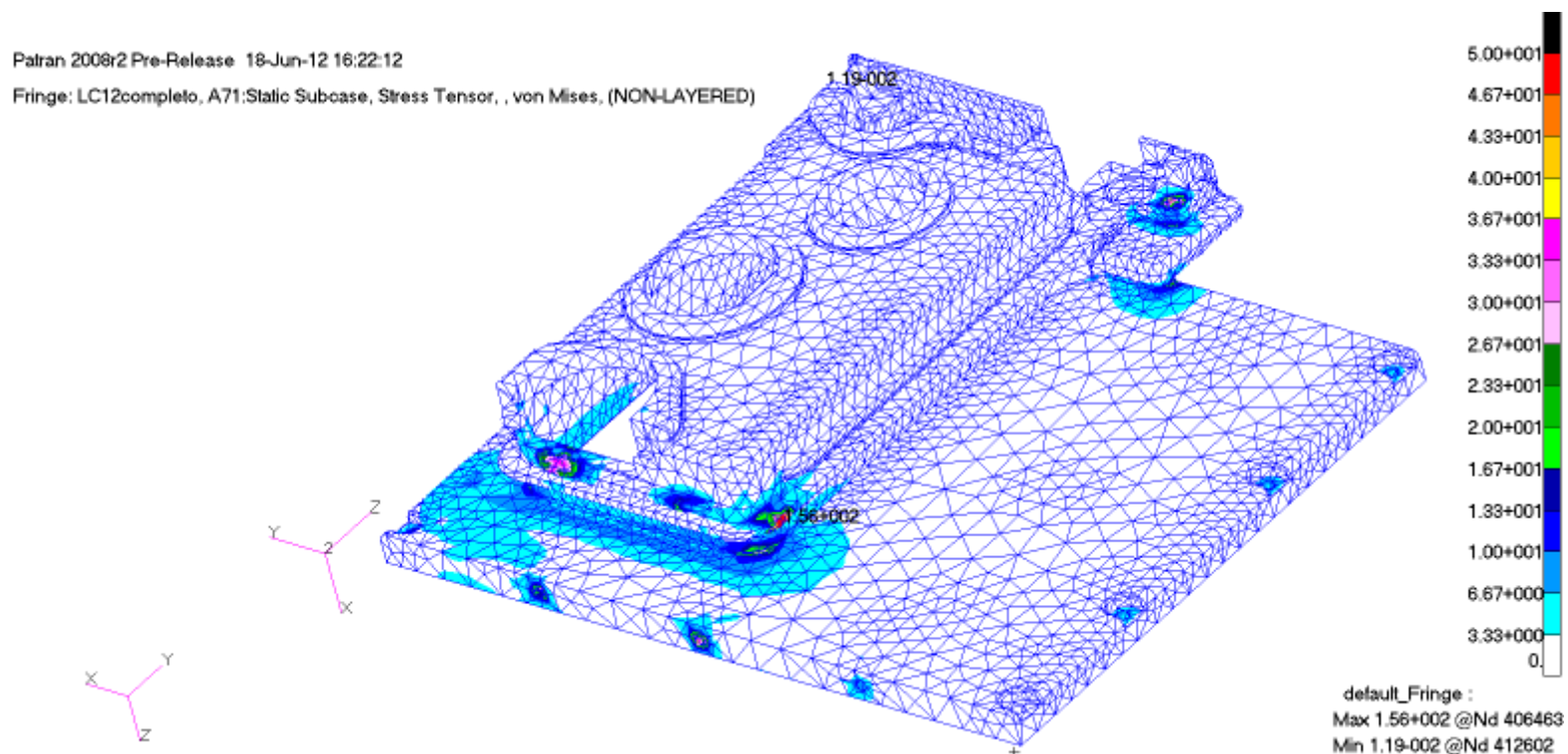


Figura 104 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete BackW nel LC12

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Top wall	AA 7075 T7351	On orbit	5,45E+01	1,25	4,77	2,00	3,30	13	kick_z-

Tabella 32 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete TW

Patran 2008r2 Pre-Release 18-Jun-12 16:31:55

Fringe: LC13completo, A72:Static Subcase, Stress Tensor, von Mises, 2 of 4 layers (Maximum)

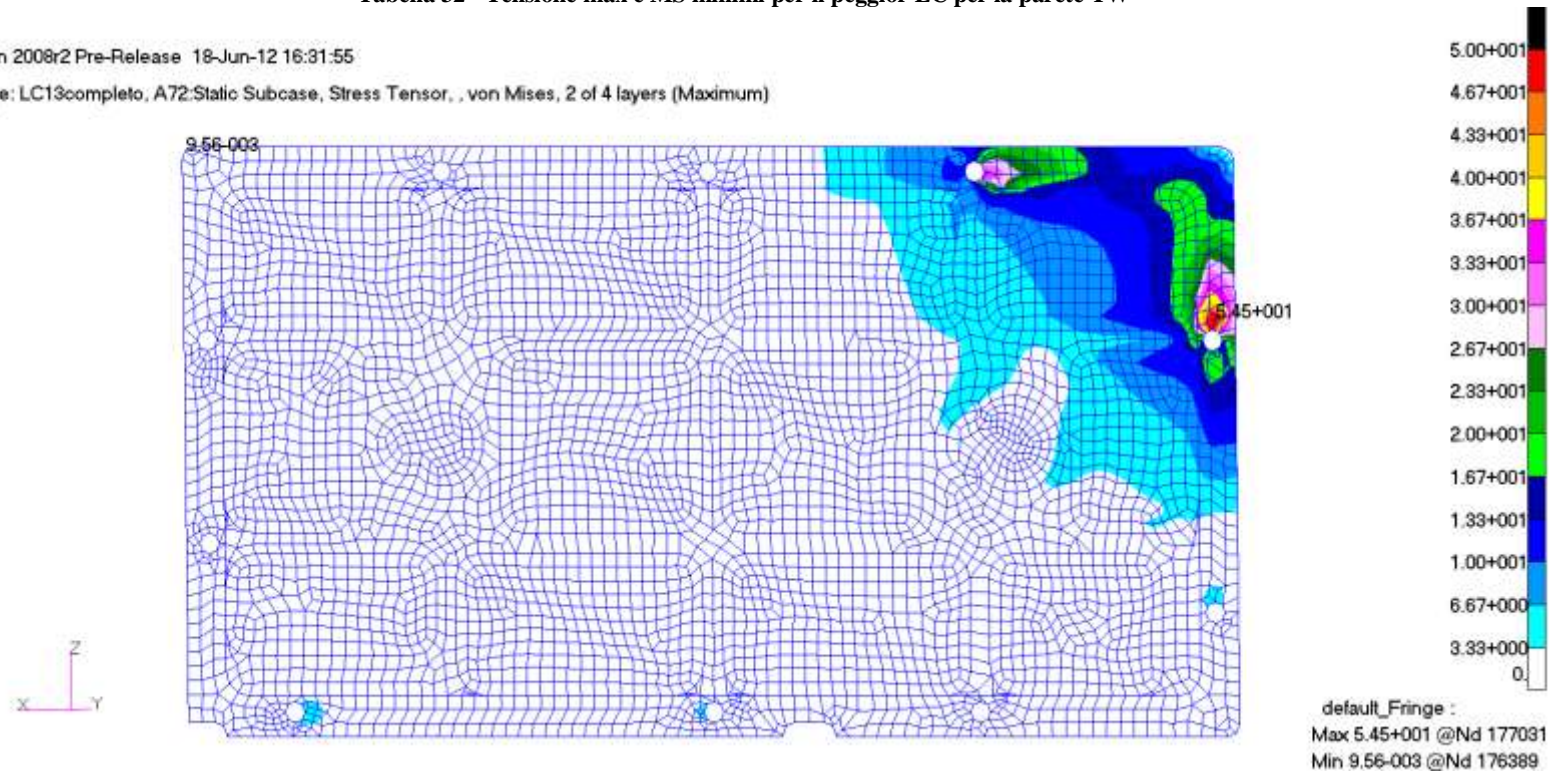


Figura 105 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete TW nel LC13

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC composition
Bottom wall	AA 7075 T7351	On orbit	6,08E+01	1,25	4,17	2,00	2,86	12	kick_z+

Tabella 33 - Tensione max e MS minimi per il peggior LC per la parete BW

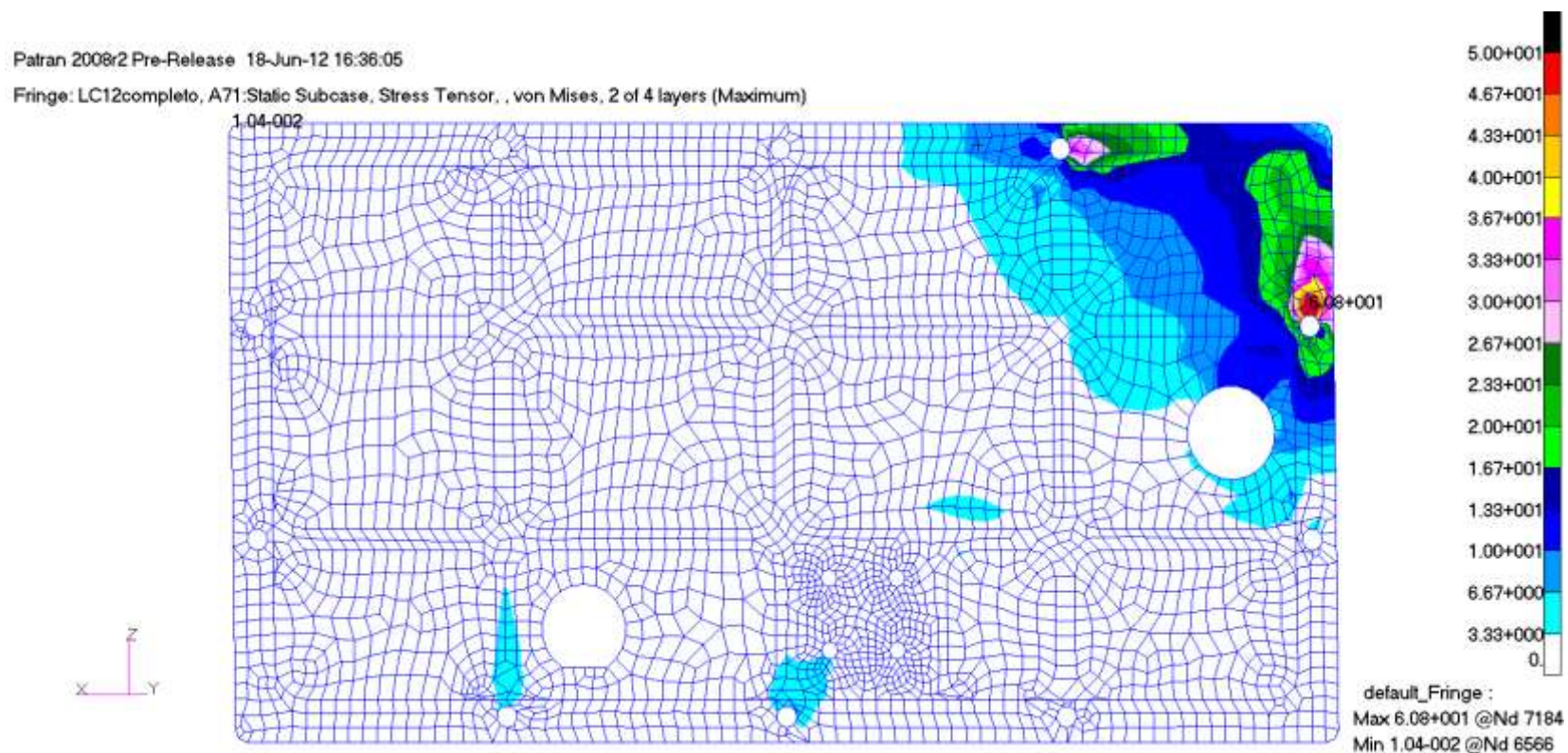


Figura 106 - Tensioni equivalenti di Von Mises per la parete BW nel LC12

I valori critici di snervamento e rottura per la lega d'alluminio delle pareti dell'EEB sono rappresentati nella tabella sotto e sono stati ricavati dalla normativa MIL-HDBK-5J [13] la quale standardizza le caratteristiche dei materiali e degli elementi metallici per le strutture aerospaziali.

Material	σ_{yield} [MPa]	$\sigma_{ultimate}$ [MPa]
AA 7075 T7351	3,93E+02	4,69E+02

* valori validi nel range di temperatura da 0-100 °C

Figura 107 - Tensioni di snervamento e rottura per le pareti dell'EEB

Dai risultati ottenuti dalle analisi con Patran è evidente che per qualsiasi condizione di carico analizzata tutti i margini di sicurezza risultano maggiori di zero pertanto le pareti dell'EEB soddisfano i requisiti imposti dalla normativa ASTRIUM per i componenti destinati all'FSL.

4.2 Verifica strutturale delle viti

Le viti strutturali modellate come *beam* nel modello FEM devono essere verificate secondo i criteri esposti nei requisiti per i componenti di ECs dell'FSL [2]. Tali criteri impongono di utilizzare la metodologia esposta nel documento *Criteria for Preloaded bolts* [17], il quale contiene una serie di requisiti che in fase di progetto e analisi di collegamenti filettati devono essere soddisfatti. Le viti devono essere verificate a snervamento, rottura, a separazione della giunzione, a strappo e a scorrimento. Le azioni del taglio esterno e dei carichi assiali agenti su ciascuna vite sono state ottenute dai risultati delle analisi FE come reazione ai vincoli presenti nella posizione della vite nel modello FE. Il precarico della vite e il dimensionamento della flangia sono stati definiti al fine di consentire la trasmissione dei carichi di taglio attraverso l'attrito; ciò è dimostrato attraverso il calcolo del margine di sicurezza a *sliding* che deve essere maggiore di zero. Per applicare i criteri esposti nel documento [17], che non tengono conto dell'attrito per sostenere il carico di taglio, la verifica strutturale delle viti (calcolo dei margini di sicurezza (MS) a rottura e snervamento) deve essere effettuata prendendo in considerazione il carico di taglio esterno combinato con quello assiale agente su ciascuna vite. In particolare si è assunto che il carico di taglio sia sostenuto interamente dalla vite trascurando l'effetto dell'attrito. I MS da soddisfare sono stati calcolati secondo il paragrafo 3.7 del documento [17], per

effettuare tali calcoli è necessario introdurre diversi parametri generali che sono riportati nel seguito.

P = carico esterno assiale;

V = carico esterno di taglio;

PA_t = carico assiale ammissibile della vite causato dalla trazione;

VA = carico di taglio ammissibile per la vite;

PLD_{max} = precarico massimo (rappresenta una stima ragionevole del precarico massimo atteso in un collegamento filettato in condizioni normali, è calcolabile utilizzando una delle procedure esposte nel paragrafo 3.3 del documento [17]);

PLD_{min} = precarico minimo (rappresenta una stima ragionevole del precarico minimo atteso in un collegamento filettato in condizioni normali, è calcolabile utilizzando una delle procedure esposte nel paragrafo 3.3 del documento [17]);

Il precarico massimo e minimo sono stati calcolati nel modo seguente:

$$PLD_{max} = (1 + \Gamma) \cdot PLD + P_{tpos} \quad (62)$$

$$PLD_{min} = (1 - \Gamma) \cdot PLD - P_{tneg} - P_{loss} \quad (63)$$

dove:

PLD = precarico nominale;

Γ = fattore d'incertezza (pari al 35 %);

P_{tpos} = carico termico positivo (non considerato nella presente analisi);

P_{tneg} = carico termico negativo (non considerato nella presente analisi);

P_{loss} = perdita di precarico aspettata (pari al 5% del PLD_{max});

Il precarico nominale dev'essere calcolato nel modo seguente:

$$PLD = T_{eff} / (r_{pitch} \cdot tg(\alpha + \phi) + \mu_1 \cdot r_w) \quad (64)$$

dove:

T_{eff} = coppia effettiva = coppia applicata - coppia assorbita dall'*helicoil*;

r_{pitch} = raggio medio della filettatura;

$$\alpha = arctg(p/d_{pitch} \cdot \pi) \quad (65)$$

$$\phi = arctg(\mu_2 / \cos(30^\circ)) \quad (66)$$

r_w = raggio medio della rosetta;

p = passo della filettatura;

d_{pitch} = diametro medio della filettatura;

μ_1 = coefficiente d'attrito tra bullone e piastra ;

μ_2 = coefficiente d'attrito sulla filettatura della vite;

Il carico agente sulla vite dev'essere calcolato nel modo seguente:

$$Pbt = PLD_{max} + n \cdot \phi \cdot FF \cdot P \quad (67)$$

$$Pb_{(i)} = PLD_{max} + n \cdot \phi \cdot (FF \cdot SF_{(i)} \cdot P) \quad (68)$$

dove:

Pbt = carico assiale della vite che include il precarico massimo e una porzione del carico esterno tenendo in considerazione il fattore di carico planare e il parametro di rigidezza;

$Pb_{(i)}$ = carico assiale della vite che include il precarico massimo e una porzione del carico esterno tenendo in considerazione il fattore di carico planare, il parametro di rigidezza, il *fitting factor* e $SF_{(i)}$;

FF = *fitting factor* (pari a 1.25) da applicare ai carichi assiali e di taglio;

n = fattore di carico planare (*loading plane factor*);

ϕ = fattore di rigidezza (*stiffness parameter*);

$SF_{(i)}$ = fattore di sicurezza (a rottura, snervamento o strappo della vite);

(i) = può essere "u" o "y" o "po" a seconda della verifica (*ultimate, yield o thread pull-out*).

4.2.1 Verifica dell'integrità delle viti

I margini di sicurezza sull'integrità della vite devono essere calcolati come segue:

$$MS(i) = 1 - (Ra(i)^2 + Rs(i)^3) \quad (69)$$

dove:

$Ra_{(i)}$ = massimo di: $Pb_{(i)}/PA_t$; $(SF_{(i)} \cdot P)/PA_t$; PLD_{max}/PA_t ;

$Rs_{(i)} = (V \cdot SF_{(i)})/VA$;

(i) = può essere "u" o "y" a seconda della verifica a rottura o snervamento.

Per la verifica strutturale dell'integrità delle viti sono stati applicati i seguenti fattori di sicurezza:

$SF_u = 2.0$ fattore di sicurezza a rottura;

$SF_y = 1.25$ fattore di sicurezza a snervamento;

Notare che la verifica delle viti deve essere effettuata prendendo in considerazione anche i carichi di taglio, anche in caso di taglio esterno e di non scorrimento a causa dell'attrito. Questa assunzione permette di rimanere conservativi sulla stima dei margini di sicurezza. Le condizioni da verificare sono: $MS_u > 0$ e $MS_y > 0$

4.2.2 Verifica a strappo della vite

I margini di sicurezza sullo strappo della vite (*Thread pull-out*) devono essere calcolati come segue:

$$MS_{po} = PA_{po-(i)} / Pb_{po} - 1 \quad (70)$$

dove:

$PA_{po-(i)}$ = carico ammissibile del filetto della vite, del filetto dell'*helicoil* o della filettatura della madrevite;

(i) = può essere "s" o "h" o "f" (vite o *helicoil* o madrevite);

per la verifica a strappo della vite deve essere applicato il seguente fattore di sicurezza:

$SF_{po} = 2.0$ fattore di sicurezza a *pull-out*;

La condizione da verificare è: $MS_{po} > 0$

4.2.3 Verifica a separazione della flangia e allo scorrimento

I margini di sicurezza relativi al distacco della flangia (*Joint Separation*) e a *sliding* devono essere calcolati come segue:

$$MS_{js} = PLD_{min} / [(1 - n \cdot \varphi) \cdot P_{js}] - 1 \quad (71)$$

$$MS_{sl} = \{ [PLD_{min} - (1 - n \cdot \varphi) \cdot P_{sl}] \cdot \mu_{sl} \} / (V \cdot FF) - 1 \quad (72)$$

dove:

SF_{js} = fattore di sicurezza della vite a separazione della flangia;

SF_{sl} = fattore di sicurezza a *sliding*;

$$P_{js} = P \cdot FF \cdot SF_{js} \quad (73)$$

$$P_{sl} = P \cdot FF \cdot SF_{sl} \quad (74)$$

μ_{sl} = coefficiente d'attrito allo *sliding*.

Per le verifiche a separazione della flangia e a *sliding* devono essere applicati i seguenti fattori di sicurezza:

$SF_{js} = 1.2$ fattore di sicurezza della vite a separazione della flangia;

$SF_{sl} = 2.0$ fattore di sicurezza della vite a *sliding* (utilizzando il minimo valore di precarico e coefficiente d'attrito).

Riguardo alle verifiche a separazione della flangia e a scorrimento, nel caso di margini di sicurezza negativi occorre verificare che non si abbia nessun pericolo o danno operativo. In particolare:

- la vite deve sostenere il carico totale di taglio

- non devono verificarsi perdite o cali di tenuta stagna.

Le condizioni che devono essere verificate sono: $MS_{js} > 0$ e $MS_{st} > 0$.

Le specifiche ASTRUM per la verifica e l'analisi di componenti per l'FSL[2] impongono che oltre alla verifica delle viti vengano verificate anche le flange collegate dalle viti. Le flange devono essere verificate secondo i criteri esposti nel E.F. Bruhn [18], in particolare tali verifiche riguardano la trazione della piastra, il tranciamento della piastra (*shear tear out*) e l'ovalizzazione del foro (*bearing*). Le verifiche devono essere effettuate assumendo che il carico di taglio sia interamente sostenuto dalla vite e non dall'attrito della flangia.

4.2.4 Verifica a strappo della piastra

Il margine di sicurezza a strappo della piastra dev'essere calcolato come segue:

$$MS_{(i)pt} = PA_{(i)pt} / (V \cdot FF \cdot SF_{(i)p}) - 1 - 0.25 \quad (75)$$

dove,

$PA_{(i)pt} = \sigma_{(i)p} \cdot A_{pt}$ = carico assiale ammissibile del materiale della piastra;

$\sigma_{(i)p}$ = tensione di rottura o snervamento del materiale della piastra;

(i) = può essere "u" o "y" (rottura o snervamento);

$A_{pt} = (L_{pt} - D) \cdot t$ = area della sezione trasversale (si veda Figura 108);

0.25 = coefficiente da considerare se il carico di trazione sulla sezione trasversale non è uniforme come previsto dal documento [18];

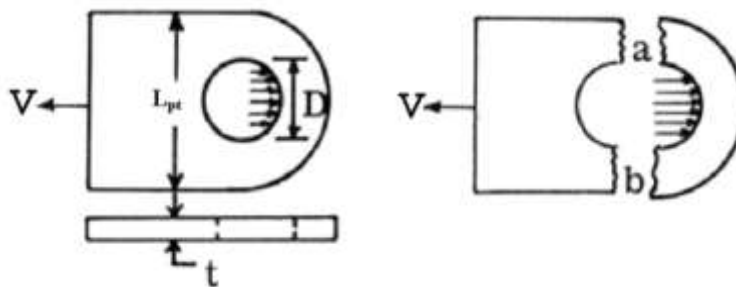


Figura 108 - Flange failure by tension

Per la rottura o snervamento della piastra a trazione devono essere applicati i seguenti fattori di sicurezza:

$SF_{up} = 2.0$ = fattore di sicurezza a rottura della piastra;

$SF_{yp} = 1.25$ = fattore di sicurezza a snervamento della piastra;

La condizione che deve essere verificata è: $MS_{(i)pt} > 0$

La rottura a strappo della piastra è stata considerata solo per le piastre nelle quali si hanno tensioni critiche nel giunto, questo significa che nei casi dove $R > 5D$ la verifica a strappo non è considerata.

4.2.5 Verifica a tranciamento della piastra

Per la verifica a tranciamento della piastra il margine di sicurezza dev'essere calcolato come segue:

$$MS_{(i)sto} = VA_{(i)p} / (V \cdot FF \cdot SF_{(i)p}) - 1 \quad (76)$$

dove:

$VA_{(i)p} = \sigma_{v(i)p} \cdot A_{sto}$ = taglio ammissibile del materiale della piastra;

$\sigma_{v(i)p} = \sigma_{(i)p} / \sqrt{3}$ = resistenza al taglio (a rottura o snervamento) del materiale della piastra;

(i) = può essere "u" o "y" (rottura o snervamento);

$A_{sto} = 2 \cdot e \cdot t$ = area della zona di strappo (si veda Figura 109);

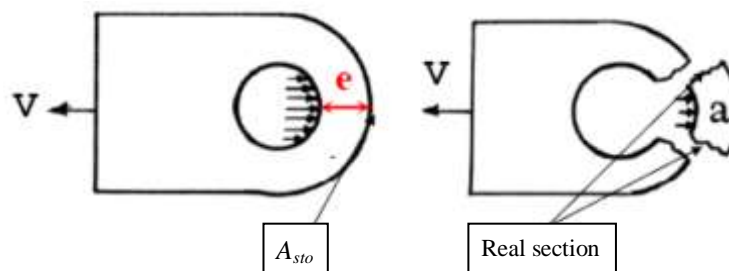


Figura 109 - Flange failure by Shear Tear Out

Per rimanere conservativi e come mostrato nella figura sopra la sezione reale di tranciamento è leggermente più grande di quella effettivamente considerata nei calcoli. I fattori di sicurezza da adottare nei calcoli sono i seguenti:

$SF_{up} = 2.0$ = fattore di sicurezza a rottura della piastra;

$SF_{yp} = 1.25$ = fattore di sicurezza a snervamento della piastra;

La condizione che dev'essere verificata è: $MS_{(i)sto} > 0$

4.2.6 Verifica dell'ovalizzazione del foro della piastra

Il margine di sicurezza per la rottura a causa dell'ovalizzazione (*bearing*) del foro della piastra deve essere calcolato come segue:

$$MS_b = PA_{bup} / (V \cdot FF \cdot SF_{up} \cdot SF_b) - 1 \quad (77)$$

dove,

$PA_{bup} = \sigma_{cup} \cdot A_b$ = carico di ovalizzazione ammesso per il materiale della piastra;

$\sigma_{cup} = \sigma_{up} \cdot 1.55 =$ tensione a rottura di compressione del materiale della piastra;

$A_b = D_b \cdot t =$ area di ovalizzazione;

$D_b =$ diametro del bullone;

$t =$ spessore della piastra;

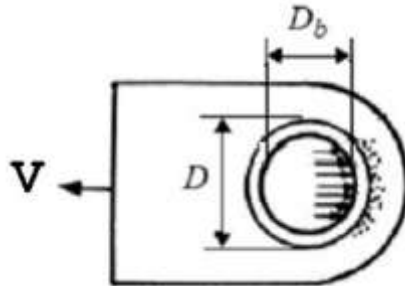


Figura 110 - Flange failure by bearing

I fattori di sicurezza adottati sono i seguenti:

$SF_{up} = 2.0 =$ fattore di sicurezza a rottura della piastra;

$SF_b = 1.5 =$ fattore di sicurezza a ovalizzazione.

La condizione che deve essere verificata è: $MS_b > 0$

4.2.7 Calcoli per la verifica strutturale delle viti e delle flange

In base ai criteri di calcolo esposti nei paragrafi precedenti è stato compilato un foglio di calcolo Excel nel quale sono state inserite tutte le grandezze e i calcoli necessari per determinare i MS. Le grandezze utilizzate nel foglio Excel per la determinazione dei MS sono riportate nelle tabelle seguenti.

Modulo elastico longitudinale	E	[N/mm ²]	
Coefficiente di dilatazione lineare	α_l	[K ⁻¹]	
Limite di snervamento	σ_y	[N/mm ²]	
Limite di snervamento a taglio	σ_{vy}	[N/mm ²]	Vite: $\sigma_{vys} = 0.62 \cdot \sigma_{ys}$ Piastra: $\sigma_{vyp} = \frac{\sigma_{yp}}{\sqrt{3}}$
Limite di rottura	σ_u	[N/mm ²]	
Limite di rottura a taglio	σ_{vu}	[N/mm ²]	Vite: $\sigma_{vus} = 0.62 \cdot \sigma_{us}$ Piastra: $\sigma_{vup} = \frac{\sigma_{up}}{\sqrt{3}}$
Limite di rottura a compressione	σ_{cu}	[N/mm ²]	$\sigma_{cu} = 1.55 \cdot \sigma_u$

Tabella 34 - Caratteristiche dei materiali d'accoppiamento

Coefficiente d'attrito tra testa del bullone e piastra	μ_1		
Coefficiente d'attrito tra i filetti	μ_2		
Diametro nominale vite	d_n	[mm]	
Diametro minimo gambo	d_{Cyl}	[mm]	
Passo vite	p	[mm]	
Lunghezza flessibile vite e guarnizione	L_{free}	[mm]	
Semiangolo cresta filetti	θ	[° , rad]	
Lunghezza filetti impegnati	L_{ST}	[mm]	
Coppia Helicoil	T_h	[Nmm]	
Coefficiente rosetta ondulata	U_{wf}		
Diametro sezione resistente filetto	d_{core}	[mm]	$d_{core} = d_n - 1.2269 \cdot p$
Diametro medio filetto	d_{pitch}	[mm]	$d_{pitch} = d_n - 0.64952 \cdot p$
Area sezione resistente gambo	A_{Cyl}	[mm ²]	$A_{Cyl} = \pi \frac{d_{Cyl}^2}{4}$
Area sezione resistente filetto	A_{core}	[mm ²]	$A_{core} = \pi \frac{d_{core}^2}{4}$
Area sezione resistente vite	A_{min}	[mm ²]	$A_{min} = \min(A_{core}; A_{Cyl})$
Diametro del foro sulla piastra	d_p	[mm]	
Distanza dell'asse foro piastra dal bordo piastra	i	[mm]	
Larghezza dell'aletta (bretella) (Lug failure by tension)	L_{pt}	[mm]	
Spessore della piastra	t_p	[mm]	
Area sezione resistente tensile rottura aletta (bretella)	A_{pt}	[mm ²]	$A_{pt} = (L_{pt} - d_p) \cdot t_p$
Area sezione resistente a taglio (strappo) della piastra	A_{sto}	[mm ²]	$A_{sto} = 2 \cdot (i - \frac{d_p}{2}) \cdot t_p$
Area sezione resistente a bering	A_b	[mm ²]	$A_b = d_n \cdot t_p$

Tabella 35 - Caratteristiche geometriche d'accoppiamento

Rapporto momento serraggio /momento snervamento vite	F_{TT}		
Delta termico vite	ΔT_s	[K]	
Delta termico guarnizione	ΔT_g	[K]	
Coefficiente di precarico perso	F_{Pl}		Valore utilizzato di solito: 5%
Coefficiente d'incertezza sul valore momento di serraggio	Γ		Valore utilizzato di solito: 20%
Coefficiente di sicurezza sullo snervamento	SF_y		
Coefficiente di sicurezza sulla rottura	SF_u		
Coefficiente di sicurezza sulla tenuta	SF_{js}		
Coefficiente di sicurezza sullo sliding	SF_{sl}		
Coefficiente di sicurezza a bering	SF_b		
Coefficiente d'attrito allo sliding	μ_{sl}		

Diametro medio testa bullone	d_w	[mm]	$d_w = D - (D - d_p) / 2$ (D: impostato sul foglio di calcolo per ogni vite riportata)
Area media vite	A_{pitch}	[mm ²]	$A_{pitch} = \pi \frac{d_{pitch}^2}{4}$
Area equivalente vite	A_g	[mm ²]	$A_g = 3 \cdot \pi \frac{d_n^2}{4}$
Momento serraggio applicato	T_{app}	[Nmm]	$T_{app} = \left\{ v \cdot U_{wf} \cdot \left[\frac{\mu_1 \cdot d_w}{2} + \frac{d_{pitch}}{2} \cdot \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) \right] + T_h \right\} \cdot F_{TT}$
Momento serraggio effettivo	T_{eff}	[Nmm]	$T_{eff} = \frac{T_{app}}{U_{wf}} - T_h$
Carico termico	P_t	[N]	$P_t = \frac{(\alpha_{lg} \cdot \Delta_{Tg} - \alpha_{ls} \cdot \Delta_{Ts}) \cdot E_s \cdot A_{pitch} \cdot E_g \cdot A_g}{E_s \cdot A_{pitch} + E_g \cdot A_g}$
Pre carico massimo	PLD_{max}	[N]	$PLD_{max} = (1 + \Gamma) \cdot \frac{T_{eff}}{\frac{d_{pitch}}{2} \cdot \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) + \mu_1 \cdot \frac{d_w}{2}} + P_t$
Pre carico minimo	PLD_{min}	[N]	$PLD_{min} = (1 - \Gamma) \cdot \frac{T_{eff}}{\frac{d_{pitch}}{2} \cdot \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) + \mu_1 \cdot \frac{d_w}{2}} + (-P_t) - PLD_{max} \cdot F_{pl}$

Tabella 36 - Caratteristiche della condizione di carico

Phi	φ	[rad]	$\varphi = \operatorname{arctg} \left[\frac{\mu_2}{\cos \theta} \right]$
Alfa	α	[rad]	$\alpha = \operatorname{arctg} \left[\frac{p}{\pi \cdot d_{pitch}} \right]$
Rigidezza vite	k_s	[N/mm]	$k_s = \frac{E_s \cdot A_{pitch}}{L_{free}}$
Rigidezza guarnizione	k_g	[N/mm]	$k_g = \frac{E_g \cdot A_g}{L_{free}}$
Rapporto $k_s/(k_g+k_s)$	Φ		$\Phi = \frac{k_s}{k_g + k_s}$
aa	aa	[mm ⁴]	$aa = \frac{16}{\pi^2 \cdot d_{core}^4} + \frac{192 \cdot d_{pitch}^2 \cdot \operatorname{tg}^2(\alpha + \varphi)}{\pi^2 \cdot d_{core}^6}$
bb	bb	[N/mm ⁴]	$bb = \frac{6.4 \cdot d_{pitch} \cdot \operatorname{tg}(\alpha + \varphi) \cdot \sigma_{ys}}{\sqrt{3} \cdot \pi \cdot d_{core}^3}$
cc	cc	[N ² /mm ⁴]	$cc = 0.84 \cdot \sigma_{ys}^2$
v	v	[N]	$v = -\frac{bb}{2 \cdot aa} + \sqrt{\frac{bb^2}{4 \cdot aa^2} + \frac{cc}{aa}}$
Carico ammissibile filetti madrevite	PA_{pouf}	[N]	$PA_{pouf} = \frac{7}{8} \cdot \frac{\pi \cdot L_{st} \cdot d_n \cdot \sigma_{uf}}{\sqrt{3}}$
Carico ammissibile filetti vite	PA_{pous}	[N]	$PA_{pous} = \frac{3}{4} \cdot \frac{\pi \cdot L_{st} \cdot d_{core} \cdot \sigma_{us}}{\sqrt{3}}$

Carico ammissibile trazione vite (yield)	PA_{tys}	[N]	$PA_{tys} = A_{\min} \cdot \sigma_{ys}$
Carico ammissibile trazione vite (ultimate)	PA_{tus}	[N]	$PA_{tus} = A_{\min} \cdot \sigma_{us}$
Carico ammissibile taglio vite (yield)	VA_{ys}	[N]	$VA_{ys} = A_{\min} \cdot \sigma_{vys}$
Carico ammissibile trazione vite (ultimate)	VA_{us}	[N]	$VA_{us} = A_{\min} \cdot \sigma_{vus}$
Carico ammissibile trazione bretelle piastra (ultimate)	PA_{upt}	[N]	$PA_{upt} = A_{pt} \cdot \sigma_{up}$
Carico ammissibile trazione bretelle piastra (yield)	PA_{ypt}	[N]	$PA_{ypt} = A_{pt} \cdot \sigma_{yp}$
Carico ammissibile taglio (S.T.O.) piastra (ultimate)	VA_{up}	[N]	$VA_{up} = A_{sto} \cdot \sigma_{vup}$
Carico ammissibile taglio (S.T.O.) piastra (yield)	VA_{yp}	[N]	$VA_{yp} = A_{sto} \cdot \sigma_{vyp}$
Carico ammissibile a compressione sulla piastra (ultimate)	PA_{bup}	[N]	$PA_{bup} = A_b \cdot \sigma_{cup}$

Tabella 37 - Calcoli accessori

Fitting factor	FF		
Loading plane factor	n		per il calcolo si veda: Figura 112 -
Taglio agente sul collegamento filettato dovuto al carico massimo	V	[N]	
Carico assiale agente sul collegamento filettato dovuto al carico massimo	P	[N]	
Incremento del taglio agente sul collegamento filettato dovuto a FF	V'	[N]	$V' = FF \cdot V$
Incremento del carico assiale agente sul collegamento filettato dovuto a FF	P'	[N]	$P' = FF \cdot P $
Carico assiale totale agente sulla vite (precarico+aliquota $P_{esterno}$ +altri fattori)	Pbt	[N]	$Pbt = PLD_{\max} + n \cdot \phi \cdot P'$
Carico assiale totale con SF_u agente sulla vite (precarico+aliquota $P_{esterno}$ +altri fattori)	Pb_u	[N]	$Pb_u = PLD_{\max} + n \cdot \phi \cdot P' \cdot SF_u$
Carico assiale totale con SF_y agente sulla vite (precarico+aliquota $P_{esterno}$ +altri fattori)	Pb_y	[N]	$Pb_y = PLD_{\max} + n \cdot \phi \cdot P' \cdot SF_y$
Carico tangenziale totale con SF_u agente sulla vite (incluso (in V') fitting factor)	Vb_u	[N]	$Vb_u = V' \cdot SF_u$
Carico tangenziale totale con SF_y agente sulla vite (incluso (in V') fitting factor)	Vb_y	[N]	$Vb_y = V' \cdot SF_y$
Tensione nominale sulle vite causata solo dallo sforzo normale	σ_{Pnom}	[N/mm ²]	$\sigma_{Pnom} = \frac{Pbt}{A_{\min}}$
Tensione tangenziale sulla vite causata solo dallo sforzo di taglio	τ_{Vnom}	[N/mm ²]	$\tau_{Vnom} = \frac{4}{3} \cdot \frac{V'}{A_{\min}}$
Tensione ideale sulla vite (calcolata secondo Von Mises)	σ_{id}	[N/mm ²]	$\sigma_{id} = \sqrt{\sigma_{Pnom}^2 + 3 \cdot \tau_{Vnom}^2}$

Verifica di sicurezza a rottura sulla vite	SV_u	$SV_u = 1 - \left[\left(\frac{Pb_u}{PA_{tus}} \right)^2 + \left(\frac{Vb_u}{VA_{us}} \right)^3 \right]$
Margine di sicurezza solo tensile a rottura sulla vite (senza la tensione tangenziale)	MS_{otu}	$MS_{otu} = 1 - \left(\frac{Pb_u}{PA_{tus}} \right)^2$
Verifica di sicurezza a snervamento sulla vite	SV_y	$SV_y = 1 - \left[\left(\frac{Pb_y}{PA_{tys}} \right)^2 + \left(\frac{Vb_y}{VA_{ys}} \right)^3 \right]$
Margine di sicurezza sul pull-out della vite	MS_{po-s}	$MS_{po-s} = \frac{PA_{pous}}{Pb_u} - 1$
Margine di sicurezza sul pull-out della madrevite	MS_{po-f}	$MS_{po-f} = \frac{PA_{pouf}}{Pb_u} - 1$
Margine di sicurezza sul distacco della flangia (joint separation)	MS_{js}	$MS_{js} = \frac{PLD_{min}}{(1 - n \cdot \phi) \cdot (SF_{js} \cdot P')} - 1$
Margine di sicurezza sullo sliding	MS_{sl}	$MS_{sl} = \frac{(PLD_{min} - (1 - n \cdot \phi) \cdot P' \cdot SF_{sl}) \cdot \mu_{sl}}{V'} - 1$
Margine di sicurezza a rottura per rottura tensile della piastra (della aletta o bretella) (lug failure by tension)	MS_{upt}	$MS_{upt} = \frac{PA_{upt}}{V' \cdot SF_u} - 1 - 0.25$
Margine di sicurezza a snervamento per rottura tensile della piastra (lug failure by tension)	MS_{ypt}	$MS_{ypt} = \frac{PA_{ypt}}{V' \cdot SF_y} - 1 - 0.25$
Margine di sicurezza a rottura per strappo della piastra per taglio (lug failure by shear tear out)	MS_{usto}	$MS_{usto} = \frac{VA_{up}}{V' \cdot SF_u} - 1$
Margine di sicurezza a snervamento per strappo della piastra per taglio (lug failure by shear tear out)	MS_{ysto}	$MS_{ysto} = \frac{VA_{yp}}{V' \cdot SF_y} - 1$
Margine di sicurezza a rottura per bering della "piastra" (o strato di supporto)	MS_b	$MS_b = \frac{PA_{bup}}{V' \cdot SF_u \cdot SF_b} - 1$

Figura 111 - Fattori di sicurezza, carichi e margini di sicurezza calcolati

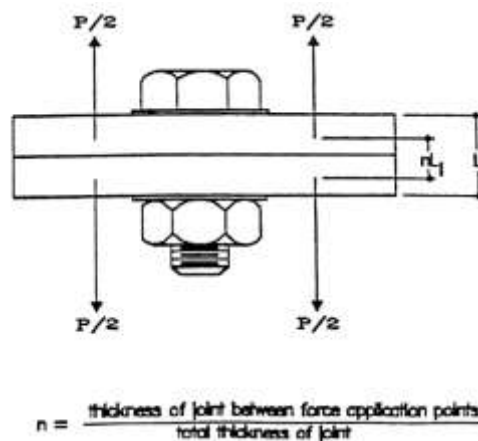


Figura 112 - Calcolo del loading plane factor

I dati geometrici degli accoppiamenti inseriti nel foglio di calcolo sono stati ricavati dal modello CAD dell'EEB. Le proprietà dei materiali delle viti, delle flange e della guarnizione sono state ricavate dalle schede caratteristiche dei materiali presenti in appendice o dalla normativa sui materiali [13]. La Figura 53 chiarisce cosa si è inteso per guarnizione nel foglio di calcolo.

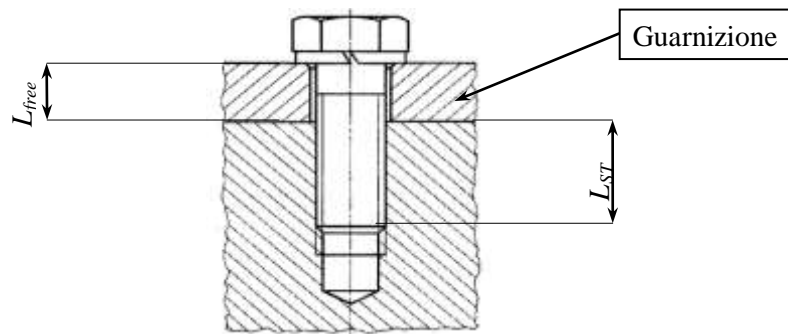


Figura 113 - Guarnizione e lunghezze caratteristiche da inserire

Per ricavare i valori degli forze di taglio e delle forze assiali agenti sulle *beam* del modello FEM è stato creato tramite Patran un *file* di *report* di tipo *.rpt* preliminare. La creazione del report preliminare che raccoglie i valori delle forze agenti sulle *beam* modellanti le viti è stato eseguito come descritto nelle figure seguenti.

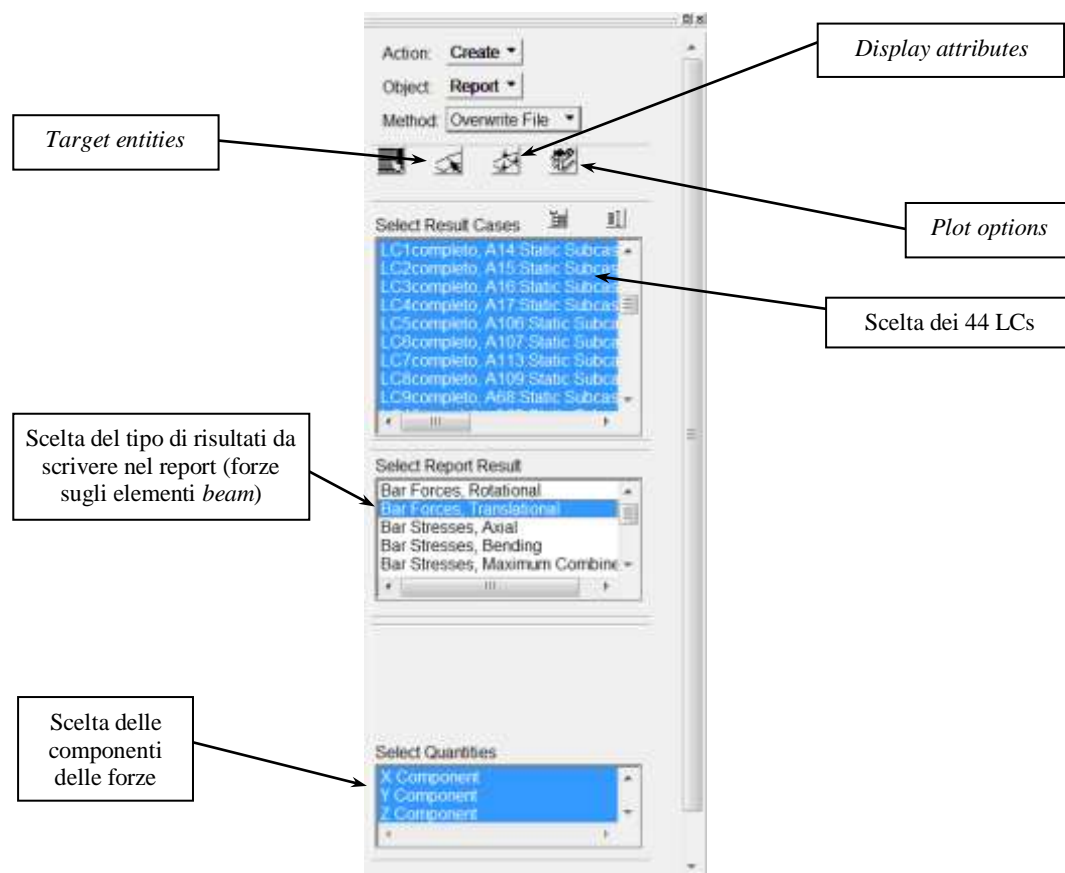


Figura 114 - Creazione del file *.txt* delle forze agenti sulle *beam* del modello FEM

Selezionando l'icona *Target Entities* occorre scegliere su quali entità si vogliono conoscere le forze agenti, visualizzando il gruppo opportuno contenente gli elementi *beam* si selezionano quelli per i quali si desidera ricavare le forze.

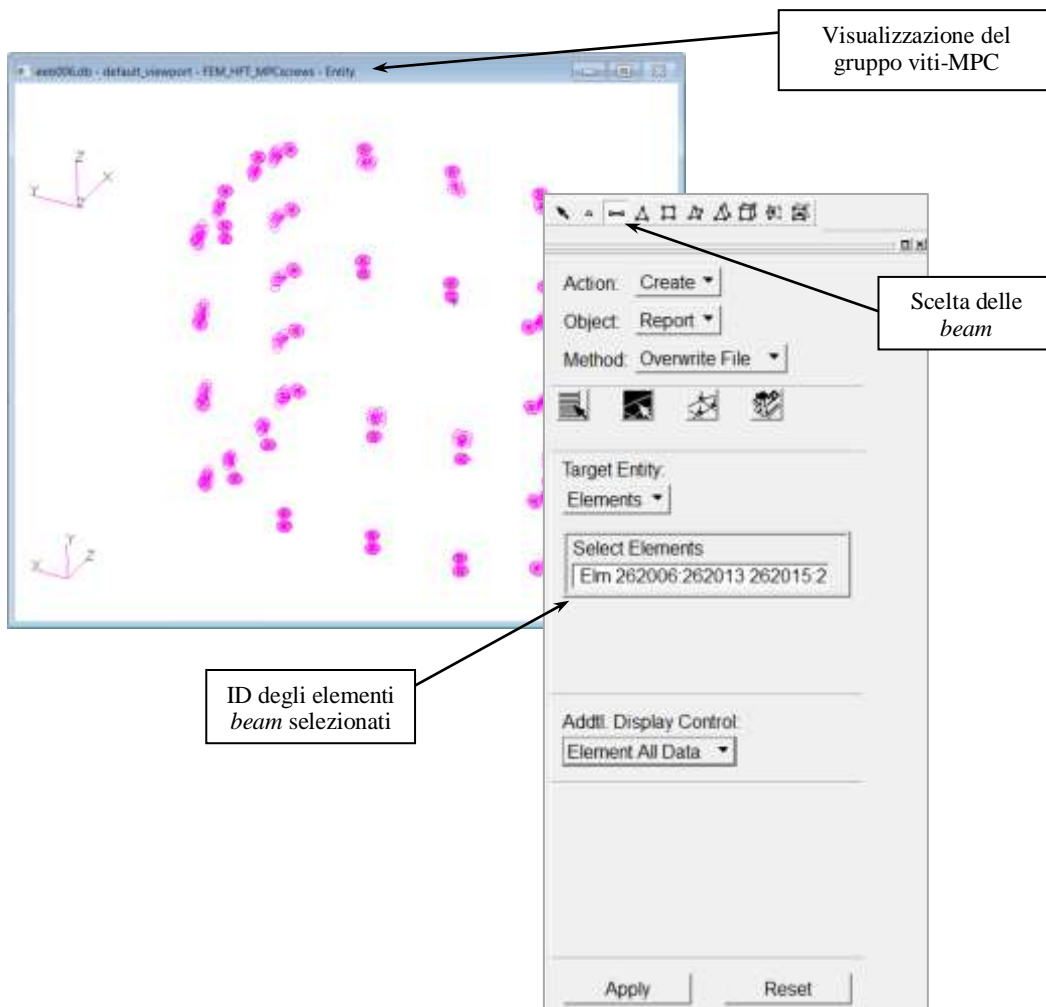


Figura 115 - Selezione degli elementi beam (viti)

Successivamente selezionando l'icona *Display attributes* si sceglie il nome col quale salvare il *file* di report e la cartella di destinazione. Sotto la voce *Plot options* occorre lasciare selezionato il sistema di riferimento *As Is*, in tal modo le forze verranno calcolate secondo il sistema di riferimento interno della *beam*. Selezionando *Apply* viene salvato un *file* .rpt contenente tutti i dati sulle forze di taglio e assiali da inserire nel foglio di calcolo in Excel. E' necessario osservare che nei dati in uscita da Patran sono presenti anche valori negativi delle forze assiali, questo indica che le *beam* risultano sollecitate a compressione anziché a trazione. La vite caricata a compressione non può snervarsi e cedere perché nel modello le viti sono caricate soltanto a sforzo assiale di trazione e a sforzi di taglio. Considerando quindi il valore assoluto di tali carichi negativi, si rimane

conservativi nella stima delle sollecitazioni. Nel seguito sono illustrati i risultati più significativi delle verifiche dei MS delle viti strutturali del modello dell'EEB.

4.2.8 Risultati della verifica delle viti

Le viti per le quali sono state effettuate le verifiche sono le seguenti:




Vite	Quantità	Materiale	Funzione
M5 LN 29949 	38	A 286	Collegamento pareti dell'EEB
M4 LN 29949 	2	A 286	Collegamento al pannello frontale del CEML
M3 DIN 912 	2	A 304	Fissaggio boccola Delrin

Tabella 38 - Viti verificate

In tutti i calcoli dei MS delle viti e delle flange si è tenuto conto di un $FF = 1.15$ e un $n = 1.00$. Per ciascuna condizione di carico si è cercato di ridurre il calcolo dei MS a una sola vite considerando il massimo valore di taglio e di carico assiale tra tutte le viti per il LC in questione. I carichi massimi sono stati imposti a una vite con le stesse caratteristiche di quelle presenti nel modello FEM, ma che nella realtà non esiste, quindi se per tale vite tutti i MS risultano positivi allora anche tutte le altre soddisfano i MS risultando meno sollecitate. Nei casi in cui, a causa di MS negativi, non è stato possibile ridurre i calcoli a un caso solo utilizzando le tensioni massime combinate, sono state considerate tutte le viti e calcolati i singoli MS per ciascuna. Nel seguito sono riportati i risultati delle verifiche dei margini di sicurezza calcolati per ogni famiglia di viti con uguali caratteristiche piastraguarnizione. I margini di sicurezza visibili dai dati illustrati sotto risultano tutti positivi e quindi tutte le viti soddisfano i requisiti imposti dalla normativa ASTRIUM [2].

4.2.8.1 Viti strutturali delle pareti dell'EEB


M5 LN 29949			
			
Dati di accoppiamento	Simbolo	Unità di misura	Valore assegnato
Coefficiente di attrito tra testa bullone e piastra	μ_1		0,15
Coefficiente di attrito tra filetti	μ_2		0,10
Coefficiente d'attrito allo sliding	μ_{sl}		0,20
Diametro nominale della vite	d_n	[mm]	5,00
Passo vite	p	[mm]	0,80
Lunghezza flessibile vite guarnizione	L_{free}	[mm]	8,00
Lunghezza filetti impegnati	L_{ST}	[mm]	7,30
Coefficiente d'incertezza sul valore momento di serraggio	Γ		0,35
Coefficiente di precarico perso	F_{PI}		0,05
Coppia Helicoil	T_h	[Nmm]	1600,00
Rapporto momento serraggio/momento snervamento vite	F_{TT}		0,85
Momento serraggio applicato	T_{app}	[Nmm]	7849,69
Momento serraggio effettivo	T_{eff}	[Nmm]	6249,69
Precarico massimo	PLD_{max}	[N]	9350,64
Precarico minimo	PLD_{min}	[N]	4034,63
Diametro del foro sulla piastra	dp	[mm]	5,20
Distanza dell'asse del foro piastra dal bordo piastra	i	[mm]	6,00
Spessore della piastra	tp	[mm]	7,20

Tabella 39 - Dati di accoppiamento per le viti M5 LN 29949

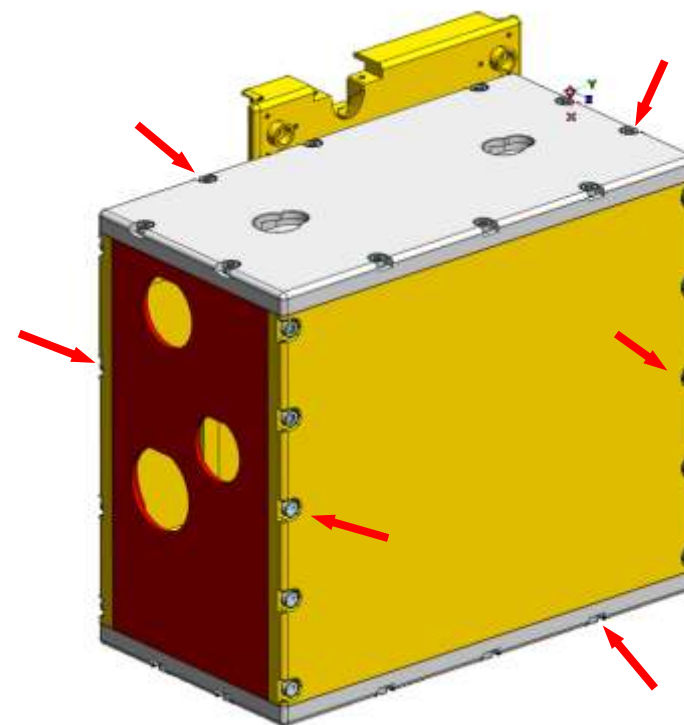


Figura 116 - Viti di fissaggio delle pareti

ID Vite	LC	$V [N]$	$P [N]$	σ_{id}	SV_u	SV_y	MS_{po-s}	MS_{po-f}	MS_{js}	MS_{sl}	MS_{usto}	MS_{ysto}	MS_b
Composto	1	468,8527	630,5606	768,417	0,49	0,35	3,40	1,624241	7,20	0,31	10,848	16,154	14,593
Composto	2	497,5182	799,3414	775,796	0,47	0,33	3,32	1,580624	5,47	0,19	10,166	15,165	13,694
Composto	3	475,8373	679,5153	770,518	0,48	0,34	3,38	1,611439	6,61	0,28	10,674	15,902	14,364
Composto	4	410,3601	756,8299	771,892	0,47	0,33	3,34	1,591473	5,83	0,46	12,537	18,599	16,815
Composto	5	472,6231	701,2451	771,28	0,48	0,34	3,37	1,605796	6,37	0,28	10,754	16,017	14,468
Composto	6	472,398	855,5386	777,304	0,46	0,33	3,30	1,566421	5,04	0,24	10,759	16,025	14,476
262006	7	179,6078	-239,312	747,649	0,53	0,38	3,58	1,731251	20,61	2,73	29,929	43,779	39,703
262007	7	167,3485	-485,6267	757,219	0,5	0,36	3,46	1,66289	9,65	2,80	32,195	47,059	42,685
262008	7	420,3022	-306,1107	754,485	0,52	0,37	3,55	1,712368	15,89	0,57	12,217	18,135	16,394
262009	7	253,0966	-23,66858	740,105	0,55	0,4	3,68	1,794048	217,46	1,76	20,949	30,777	27,885
262010	7	96,82658	21,08136	738,381	0,55	0,4	3,68	1,794819	244,27	6,22	56,372	82,062	74,502
262011	7	134,5524	-189,5459	745,274	0,53	0,38	3,60	1,745492	26,28	4,02	40,286	58,773	53,333
262012	7	155,5513	-92,86451	741,647	0,54	0,39	3,65	1,773586	54,68	3,43	34,712	50,704	45,998
262013	7	63,68612	-0,444912	737,41	0,55	0,4	3,69	1,800984	11620,59	10,02	86,226	125,285	113,791
262015	7	518,0178	-638,3533	770,104	0,48	0,34	3,39	1,622195	7,10	0,19	9,724	14,526	13,113
262016	7	681,0945	-122,1762	755,668	0,53	0,39	3,63	1,765008	41,32	0,01	7,156	10,808	9,734
262017	7	209,7418	-636,3178	763,61	0,49	0,35	3,40	1,622729	7,13	1,93	25,485	37,345	33,855
262018	7	173,3384	-82,85407	741,426	0,54	0,39	3,65	1,776527	61,41	2,98	31,048	45,398	41,175
262019	7	224,0547	48,01513	740,652	0,55	0,39	3,67	1,786814	106,69	2,10	23,793	34,896	31,629
262020	7	192,0833	-86,05377	741,754	0,54	0,39	3,65	1,775587	59,09	2,59	27,920	40,870	37,060
262021	7	393,5902	-472,6269	760,376	0,5	0,36	3,47	1,666412	9,94	0,62	13,114	19,434	17,574
262022	7	111,261	104,3429	741,75	0,54	0,39	3,64	1,77022	48,55	5,18	48,928	71,286	64,707
262023	7	310,6724	48,87236	742,055	0,55	0,39	3,67	1,78656	104,80	1,24	16,881	24,888	22,532
262024	7	267,4146	42,99186	741,085	0,55	0,39	3,67	1,788304	119,27	1,60	19,773	29,075	26,338
262025	7	246,2092	-60,22311	741,44	0,54	0,39	3,66	1,783201	84,86	1,82	21,562	31,666	28,693
262026	7	361,0225	10,05029	741,532	0,55	0,4	3,69	1,798111	513,47	0,94	14,387	21,277	19,250

262027	7	203,9529	-202,0005	746,455	0,53	0,38	3,60	1,741914	24,60	2,31	26,237	38,434	34,845
262028	7	24,83869	10,47815	737,703	0,55	0,4	3,69	1,797983	492,46	27,19	222,647	322,793	293,323
262029	7	144,9836	92,8906	741,554	0,54	0,39	3,65	1,773578	54,66	3,75	37,315	54,472	49,424
262030	7	313,3815	-78,29349	743,26	0,54	0,39	3,66	1,77787	65,04	1,21	16,726	24,664	22,328
262031	7	263,0843	28,13763	740,433	0,55	0,4	3,68	1,792718	182,76	1,65	20,115	29,570	26,788
262032	7	239,0135	16,12414	739,603	0,55	0,4	3,69	1,796298	319,67	1,93	22,242	32,649	29,587
262033	7	362,3932	115,1789	745,682	0,54	0,39	3,64	1,767051	43,89	0,89	14,329	21,193	19,173
262034	7	346,1112	-152,6178	746,811	0,54	0,39	3,62	1,756155	32,88	0,97	15,050	22,237	20,122
262035	7	85,76652	-56,04333	739,699	0,55	0,39	3,67	1,784437	91,26	7,09	63,770	92,773	84,238
262036	7	153,584	-263,2508	748,337	0,53	0,38	3,57	1,724454	18,64	3,34	35,170	51,366	46,600
262037	7	190,93	-204,4155	746,399	0,53	0,38	3,59	1,741221	24,29	2,53	28,095	41,123	37,289
262038	7	213,7651	-159,4031	744,9	0,54	0,38	3,62	1,75419	31,44	2,18	24,987	36,624	33,199
262039	7	213,0858	-4,461452	738,797	0,55	0,4	3,69	1,799782	1157,95	2,29	25,070	36,743	33,308
262040	7	91,29793	-31,01485	738,742	0,55	0,4	3,68	1,791862	165,71	6,64	59,846	87,092	79,074
262041	7	167,0718	-130,1349	743,224	0,54	0,39	3,63	1,762688	38,73	3,09	32,250	47,139	42,757
262042	7	186,7517	-51,59755	740,339	0,55	0,39	3,67	1,785753	99,21	2,72	28,746	42,066	38,146
262043	7	152,3081	-58,37148	740,26	0,55	0,39	3,67	1,783748	87,58	3,55	35,473	51,805	46,999
262044	7	99,13053	-36,9888	739,021	0,55	0,39	3,68	1,790086	138,79	6,03	55,038	80,131	72,747
Composto	8	440,7604	791,0677	773,966	0,47	0,33	3,33	1,582728	5,54	0,35	11,603	17,247	15,586
262006	9	76,8275	31,75723	738,699	0,55	0,55	0,4	0,3951	3,68	1,791641	161,82	8,08	71,306
262007	9	76,66249	-17,59113	738,14	0,55	0,55	0,4	0,3963	3,69	1,79586	292,93	8,12	71,462
262008	9	84,12864	-30,97719	738,703	0,55	0,55	0,4	0,3952	3,68	1,791873	165,92	7,29	65,031
262009	9	35,63394	13,03841	737,824	0,55	0,55	0,4	0,3967	3,69	1,797219	395,57	18,64	154,893
262010	9	127,8027	443,632	755,227	0,51	0,51	0,36	0,3615	3,48	1,674302	10,66	4,02	42,466
262011	9	134,3184	-28,7341	738,94	0,55	0,55	0,4	0,3954	3,68	1,79254	178,95	4,19	40,358
262012	9	85,44431	-139,8435	742,998	0,54	0,54	0,39	0,3864	3,63	1,759863	35,97	6,99	64,014
262013	9	16,74466	-48,72301	739,2	0,55	0,55	0,39	0,3938	3,67	1,786605	105,12	40,51	330,753

262015	9	124,6139	-7,327348	738,022	0,55	0,55	0,4	0,3971	3,69	1,798925	704,66	4,62	43,578
262016	9	650,1109	-83,09242	752,955	0,54	0,54	0,39	0,391	3,65	1,776457	61,23	0,06	7,545
262017	9	433,2399	75,28806	745,778	0,54	0,54	0,39	0,3916	3,66	1,778755	67,68	0,60	11,822
262018	9	145,8186	8,076216	738,222	0,55	0,55	0,4	0,3971	3,69	1,798701	639,22	3,80	37,096
262019	9	310,6359	-45,82526	741,935	0,55	0,55	0,39	0,394	3,67	1,787463	111,83	1,24	16,883
262020	9	129,0104	-50,53589	739,757	0,55	0,55	0,39	0,3936	3,67	1,786067	101,32	4,39	42,059
262021	9	123,7173	20,97905	738,553	0,55	0,55	0,4	0,396	3,68	1,79485	245,46	4,65	43,902
262022	9	86,29668	-5,936983	737,728	0,55	0,55	0,4	0,3972	3,69	1,799341	869,91	7,12	63,372
262023	9	39,28885	8,652731	737,659	0,55	0,55	0,4	0,397	3,69	1,798529	596,57	16,83	140,391
262024	9	96,10478	37,16449	739,011	0,55	0,55	0,39	0,3947	3,68	1,790034	138,13	6,25	56,802
262025	9	174,9704	-9,918612	738,572	0,55	0,55	0,4	0,3969	3,69	1,798151	520,30	3,00	30,749
262026	9	55,18702	-29,43096	738,522	0,55	0,55	0,4	0,3953	3,68	1,792333	174,69	11,64	99,659
262027	9	98,3647	-6,37801	737,811	0,55	0,55	0,4	0,3972	3,69	1,799209	809,69	6,12	55,474
262028	9	41,64137	33,45869	738,642	0,55	0,55	0,4	0,395	3,68	1,791135	153,54	15,74	132,403
262029	9	43,87697	2,868165	737,443	0,55	0,55	0,4	0,3975	3,69	1,800259	1801,75	14,98	125,606
262030	9	64,26412	5,53971	737,613	0,55	0,55	0,4	0,3973	3,69	1,79946	932,37	9,91	85,442
262031	9	93,46592	33,98084	738,871	0,55	0,55	0,39	0,395	3,68	1,79098	151,16	6,46	58,434
262032	9	144,745	-3,877383	738,048	0,55	0,55	0,4	0,3974	3,69	1,799957	1332,52	3,84	37,378
262033	9	215,5633	-43,32159	740,357	0,55	0,55	0,39	0,3942	3,67	1,788206	118,35	2,23	24,770
262034	9	134,3522	59,63652	740,157	0,54	0,55	0,39	0,3929	3,66	1,783374	85,70	4,16	40,347
262035	9	40,39064	-14,0519	737,874	0,55	0,55	0,4	0,3966	3,69	1,796916	366,96	16,32	136,534
262036	9	63,42514	-9,669045	737,773	0,55	0,55	0,4	0,3969	3,69	1,798225	533,76	10,04	86,585
262037	9	70,21836	3,172366	737,544	0,55	0,55	0,4	0,3975	3,69	1,800168	1628,88	8,99	78,112
262038	9	67,2412	0,077219	737,41	0,55	0,55	0,4	0,3977	3,69	1,801094	66959,01	9,44	81,614
262039	9	31,05138	22,35631	738,182	0,55	0,55	0,4	0,3959	3,68	1,794439	230,28	21,50	177,900
262040	9	90,57121	-553,7894	759,33	0,5	0,5	0,35	0,3523	3,43	1,644572	8,34	5,92	60,334
262041	9	39,75694	6,78013	737,586	0,55	0,55	0,4	0,3972	3,69	1,799089	761,61	16,63	138,726

262042	9	40,19128	3,137235	737,444	0,55	0,55	0,4	0,3975	3,69	1,800178	1647,13	16,45	137,216
262043	9	59,90818	-6,142333	737,621	0,55	0,55	0,4	0,3972	3,69	1,799279	840,80	10,70	91,727
262044	9	42,56501	-9,280309	737,692	0,55	0,55	0,4	0,397	3,69	1,798341	556,16	15,46	129,508
Composto	10	434,9968	288,9574	754,179	0,52	0,37	3,55	1,717192	16,89	0,52	11,770	17,489	15,806
Composto	11	426,4873	292,5657	754,107	0,52	0,37	3,55	1,716176	16,67	0,55	12,025	17,858	16,141
Composto	12	361,9816	572,8771	763,617	0,49	0,35	3,42	1,639488	8,03	0,72	14,346	21,218	19,196
Composto	13	332,9367	515,7521	760,796	0,5	0,36	3,45	1,654763	9,03	0,90	15,685	23,157	20,958
Composto	14	332,1229	155,5013	746,646	0,54	0,38	3,62	1,755319	32,25	1,05	15,726	23,216	21,012
Composto	15	334,6912	158,9942	746,833	0,53	0,38	3,62	1,754308	31,52	1,03	15,598	23,030	20,843
Composto	16	134,2646	87,97403	741,272	0,54	0,39	3,65	1,775022	57,77	4,14	40,374	58,901	53,449
Composto	17	137,4054	77,75098	740,895	0,54	0,39	3,66	1,77803	65,50	4,03	39,428	57,532	52,205
Composto	18	70,13042	39,01326	738,955	0,55	0,39	3,67	1,789485	131,53	8,93	78,211	113,681	103,243
Composto	19	67,14874	39,01632	738,943	0,55	0,39	3,67	1,789484	131,52	9,37	81,728	118,773	107,872
Composto	20	259,0837	148,7487	745,111	0,54	0,39	3,62	1,757277	33,76	1,63	20,441	30,042	27,217
Composto	21	276,7389	117,0462	744,144	0,54	0,39	3,64	1,766505	43,18	1,48	19,073	28,062	25,417
Composto	22	105,4851	60,97762	740,005	0,54	0,39	3,66	1,782978	83,79	5,57	51,662	75,244	68,305
Composto	23	134,4385	31,17088	739,037	0,55	0,40	3,68	1,791815	164,88	4,19	40,321	58,824	53,379
Composto	24	137,8189	31,1346	739,063	0,55	0,40	3,68	1,791826	165,07	4,06	39,307	57,356	52,045
Composto	25	103,5523	62,56487	740,0553	0,54	0,39	3,66	1,782509	81,64	5,69	52,645	76,667	69,598
Composto	26	282,3931	119,8172	744,3462	0,53	0,38	3,64	1,765696	42,15	1,43	18,671	27,480	24,888
Composto	27	258,8103	152,7581	745,2647	0,53	0,38	3,62	1,756114	32,85	1,63	20,464	30,075	27,247
Composto	28	219,0399	124,9109	743,6102	0,53	0,38	3,63	1,76421	40,39	2,13	24,361	35,717	32,376
Composto	29	247,7397	89,25658	742,6036	0,54	0,39	3,65	1,774645	56,93	1,78	21,423	31,464	28,509
Composto	30	185,9717	169,0742	744,953	0,53	0,38	3,61	1,751393	29,58	2,65	28,871	42,246	38,310
Composto	31	191,3175	177,5085	745,3442	0,53	0,38	3,61	1,748959	28,13	2,54	28,036	41,038	37,212
Composto	32	104,2138	93,69501	741,2855	0,54	0,39	3,65	1,773342	54,19	5,61	52,305	76,174	69,150
Composto	33	105,834	95,54115	741,3683	0,54	0,38	3,65	1,7728	53,12	5,51	51,489	74,993	68,076

Composto	34	92,89941	86,45417	740,9343	0,54	0,39	3,65	1,775469	58,81	6,43	58,797	85,573	77,694
Composto	35	93,12724	85,73499	740,9072	0,54	0,39	3,65	1,77568	59,31	6,41	58,651	85,361	77,501
Composto	36	164,6582	171,4256	744,8256	0,53	0,38	3,61	1,750714	29,16	3,12	32,737	47,844	43,399
Composto	37	158,5727	176,2238	744,9566	0,53	0,38	3,61	1,749329	28,34	3,27	34,032	49,719	45,103
Composto	38	123,511	174,1707	744,5846	0,53	0,38	3,61	1,749921	28,69	4,49	43,977	64,116	58,190
Composto	39	97,51883	100,4776	741,5127	0,54	0,38	3,64	1,771353	50,46	6,06	55,964	81,472	73,966
Composto	40	105,3384	101,1312	741,5854	0,54	0,38	3,64	1,771161	50,13	5,53	51,736	75,350	68,401
Composto	41	138,4269	174,3432	744,7064	0,53	0,38	3,61	1,749872	28,66	3,90	39,130	57,100	51,812
Composto	42	177,8516	175,5075	745,1192	0,53	0,38	3,61	1,749536	28,46	2,81	30,234	44,221	40,105
Composto	43	163,3011	169,8659	744,7511	0,53	0,38	3,61	1,751164	29,44	3,16	33,017	48,250	43,768
Composto	44	17,38439	5,180674	737,485	0,55	0,40	3,69	1,799567	997,05	39,32	318,545	461,633	419,527

Tabella 40 - Margini di sicurezza delle viti M5 LN 29949

4.2.8.2 Viti di fissaggio al pannello frontale del CEML


M4 LN 29949			
			
Dati di accoppiamento	Simbolo	Unità di misura	Valore assegnato
Coefficiente di attrito tra testa bullone e piastra	μ_1		0,15
Coefficiente di attrito tra filetti	μ_2		0,10
Coefficiente d'attrito allo sliding	μ_{sl}		0,20
Diametro nominale della vite	d_n	[mm]	4,00
Passo vite	p	[mm]	0,70
Lunghezza flessibile vite guarnizione	L_{free}	[mm]	20,00
Lunghezza filetti impegnati	L_{ST}	[mm]	5,50
Coefficiente d'incertezza sul valore momento di serraggio	Γ		0,35
Coefficiente di precarico perso	F_{PI}		0,05
Coppia Helicoil	T_h	[Nmm]	900,00
Rapporto momento serraggio/momento snervamento vite	F_{TT}		0,80
Momento serraggio applicato	T_{app}	[Nmm]	3842,41
Momento serraggio effettivo	T_{eff}	[Nmm]	2942,41
Precarico massimo	PLD_{max}	[N]	5169,45
Precarico minimo	PLD_{min}	[N]	2230,52
Diametro del foro sulla piastra	dp	[mm]	5,00
Distanza dell'asse del foro piastra dal bordo piastra	i	[mm]	13,00
Spessore della piastra	tp	[mm]	8,00

Tabella 41 - Dati di accoppiamento per le viti di fissaggio M4 LN 29949

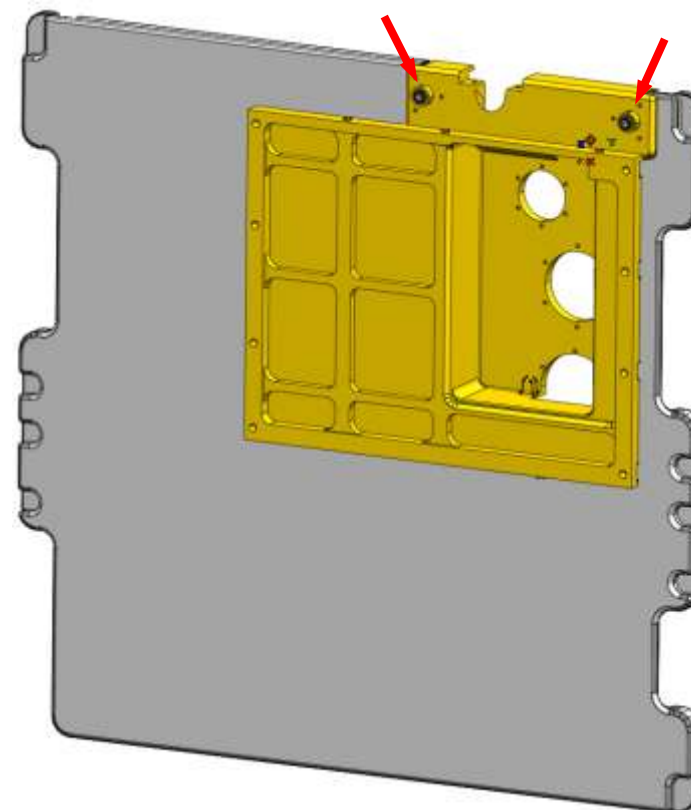


Figura 117 - Posizione delle viti di fissaggio dell'EEB al pannello del CEML

ID Vite	LC	$V [N]$	$P [N]$	σ_{id}	SV_u	SV_v	MS_{po-s}	MS_{po-f}	MS_{js}	MS_{sl}	MS_{usto}	MS_{ysto}	MS_b
Composto	9	152,1807	147,4901	678,4713	0,610949	0,489324	3,86	1,970269	18,20	1,42	124,256	180,345	41,701
Composto	10	25,89501	84,97656	672,5407	0,620213	0,496893	3,92	2,00516	32,32	13,53	735,111	1064,732	249,949
Composto	11	30,30276	83,26247	672,4532	0,620456	0,497096	3,92	2,006129	33,01	11,42	628,038	909,714	213,446
Composto	12	91,10226	48,71646	670,8996	0,62531	0,501171	3,95	2,025777	57,13	3,18	208,233	301,925	70,330
Composto	13	99,83568	51,38468	671,2153	0,624912	0,500848	3,95	2,02425	54,11	2,82	189,930	275,426	64,090
Composto	14	34,99902	57,7878	670,8577	0,624081	0,500119	3,95	2,020593	48,00	9,86	543,632	787,512	184,671
Composto	15	31,2368	46,72994	670,1317	0,625651	0,501429	3,96	2,026915	59,60	11,21	609,229	882,482	207,034
Composto	16	19,59409	34,02917	669,271	0,62745	0,502932	3,97	2,034208	82,21	18,56	971,824	1407,442	330,647
Composto	17	13,6027	24,12634	668,6228	0,628849	0,504101	3,98	2,03992	116,37	27,27	1400,310	2027,799	476,723
Composto	18	44,20226	12,65444	668,0476	0,630459	0,505452	3,99	2,046563	222,77	7,74	430,236	623,338	146,013
Composto	19	47,53867	13,21031	668,1099	0,630379	0,505386	3,99	2,046241	213,35	7,12	399,970	579,520	135,695
Composto	20	51,33144	41,33576	669,9336	0,626406	0,502064	3,96	2,030008	67,50	6,45	370,343	536,626	125,595
Composto	21	12,67502	54,10704	670,5301	0,624607	0,500556	3,95	2,022694	51,33	29,02	1502,871	2176,286	511,687
Composto	22	44,02967	12,45173	668,0334	0,630488	0,505476	3,99	2,046681	226,41	7,77	431,926	625,785	146,590
Composto	23	18,66789	25,0898	668,6985	0,628713	0,503987	3,98	2,039363	111,86	19,60	1020,090	1477,321	347,101
Composto	24	18,14306	13,35941	667,9497	0,630367	0,505371	3,99	2,046154	210,96	20,28	1049,627	1520,085	357,171
Composto	25	38,35401	21,27156	668,5539	0,629248	0,504436	3,98	2,04157	132,12	9,04	495,991	718,537	168,430
Composto	26	21,79556	32,69229	669,1938	0,627639	0,503089	3,97	2,034978	85,62	16,59	873,563	1265,182	297,149
Composto	27	42,66628	49,30018	670,3694	0,625283	0,501123	3,95	2,025443	56,44	7,93	445,760	645,814	151,306
Composto	28	56,45163	33,88351	669,5076	0,627457	0,502943	3,97	2,034292	82,57	5,79	336,662	487,864	114,113
Composto	29	16,34763	48,92146	670,2092	0,625343	0,50117	3,95	2,02566	56,88	22,32	1165,016	1687,143	396,508
Composto	30	78,57817	70,15569	672,078	0,622287	0,498638	3,93	2,013553	39,36	3,81	241,581	350,206	81,699
Composto	31	77,88857	72,66618	672,2283	0,62193	0,498341	3,93	2,012128	37,97	3,85	243,729	353,316	82,431
Composto	32	9,753971	31,90169	669,1101	0,627752	0,503183	3,97	2,035434	87,76	38,32	1953,240	2828,324	665,223
Composto	33	8,588774	32,77964	669,1642	0,627628	0,503079	3,97	2,034928	85,38	43,64	2218,362	3212,164	755,606
Composto	34	40,68426	10,17786	667,8637	0,63081	0,505744	3,99	2,048001	277,22	8,50	467,525	677,325	158,726

Composto	35	43,65452	10,65869	667,9163	0,630741	0,505687	3,99	2,047722	264,67	7,85	435,647	631,171	147,858
Composto	36	14,89309	61,71985	671,0203	0,623526	0,499654	3,94	2,018351	44,88	24,48	1278,895	1852,017	435,331
Composto	37	11,59237	29,31272	668,9487	0,628117	0,503489	3,97	2,036926	95,60	32,12	1643,323	2379,630	559,569
Composto	38	41,48486	29,5811	669,105	0,628074	0,503455	3,97	2,036771	94,73	8,25	458,483	664,234	155,643
Composto	39	27,11688	17,80658	668,2686	0,629739	0,504846	3,98	2,043576	158,02	13,22	701,942	1016,711	238,641
Composto	40	27,84984	18,19207	668,2967	0,629685	0,504801	3,98	2,043353	154,65	12,84	683,442	989,926	232,334
Composto	41	45,39481	30,49388	669,193	0,627943	0,503347	3,97	2,036245	91,86	7,45	418,907	606,936	142,151
Composto	42	22,30546	47,76695	670,1558	0,625506	0,501307	3,96	2,026321	58,28	16,10	853,571	1236,237	290,333
Composto	43	25,80218	60,56135	670,9854	0,62369	0,499791	3,94	2,019011	45,76	13,71	737,759	1068,566	250,852
Composto	44	23,4448	1,452644	667,2108	0,632041	0,506774	4,00	2,053078	1948,32	15,54	812,042	1176,111	276,175

Tabella 42 - Margini di sicurezza delle viti di fissaggio M4 LN 29949

4.2.8.3 Viti di fissaggio della boccola Delrin


M3 DIN 912			
			
Dati di accoppiamento	Simbolo	Unità di misura	Valore assegnato
Coefficiente di attrito tra testa bullone e piastra	μ_1		0,30
Coefficiente di attrito tra filetti	μ_2		0,10
Coefficiente d'attrito allo sliding	μ_{sl}		0,20
Diametro nominale della vite	d_n	[mm]	3,00
Passo vite	p	[mm]	0,50
Lunghezza flessibile vite guarnizione	L_{free}	[mm]	6,80
Lunghezza filetti impegnati	L_{ST}	[mm]	6,00
Coefficiente d'incertezza sul valore momento di serraggio	Γ		0,35
Coefficiente di precarico perso	F_{PI}		0,05
Coppia Helicoil	T_h	[Nmm]	500,00
Rapporto momento serraggio/momento snervamento vite	F_{TR}		0,80
Momento serraggio applicato	T_{app}	[Nmm]	1480,87
Momento serraggio effettivo	T_{eff}	[Nmm]	980,87
Precarico massimo	PLD_{max}	[N]	1374,83
Precarico minimo	PLD_{min}	[N]	593,21
Diametro del foro sulla piastra	dp	[mm]	4,20
Distanza dell'asse del foro piastra dal bordo piastra	i	[mm]	6,65
Spessore della piastra	tp	[mm]	7,50

Tabella 43 - Dati di accoppiamento per le viti captive M3 DIN 912

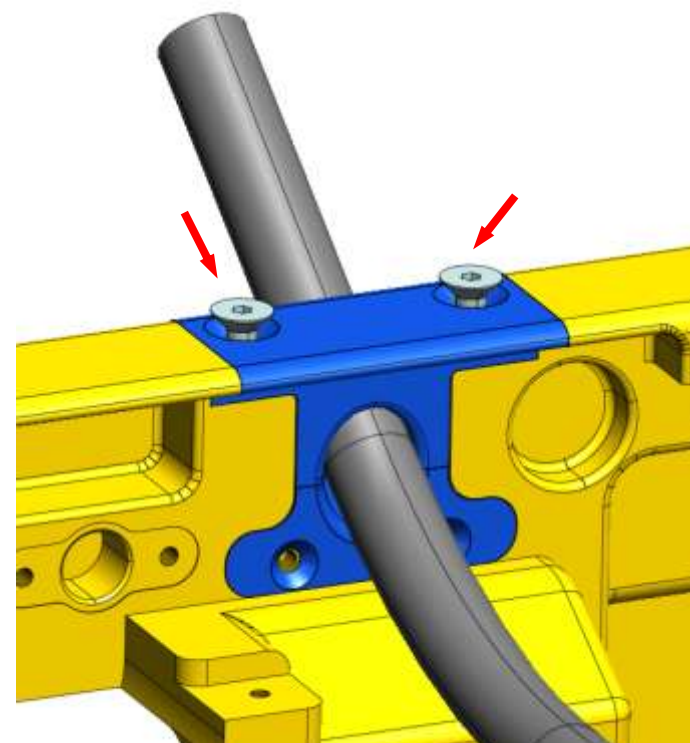


Figura 118 - Posizioni delle viti di ritenuta della boccola Delrin

ID Vite	LC	$V [N]$	$P [N]$	σ_{id}	SV_u	SV_y	MS_{po-s}	MS_{po-f}	MS_{js}	MS_{sl}	MS_{usto}	MS_{ysto}	MS_b
Composto	44	51,01168	111,0666	335,692	0,73	0,43	7,44	6,99	69,39	0,99	21,835	35,537	12,474

Tabella 44 - Margini di sicurezza delle viti M3 DIN 912 di fissaggio della boccola

5) Verifica a frattura dell'EEB

Per completare le analisi strutturali dell'EEB, il documento sui requisiti per gli ECs destinati all'FSL [1] impone di effettuare anche il programma di verifica a frattura. Il piano di verifica a propagazione della cricca è stato effettuato secondo le linee guida dell'applicabile ESA ECSS-E-ST-32-01C *fracture control* Rev.1 [7] e tramite il software NASGRO 6.21 di ESACRACK.

5.1 Generalità sull'analisi a frattura

I principi esposti nella normativa ESA [7] sui quali si basa lo studio dell'analisi a frattura e adottati per lo studio dell'EEB sono fondamentalmente i seguenti:

- si presuppone che gli elementi strutturali contengano già dei difetti localizzati nelle zone più critiche del componente. Se apparentemente nell'elemento non compaiono difetti, la risoluzione minima della tecnica d'ispezione non distruttiva (NDI) rappresenta un limite superiore delle dimensioni del difetto. Per rimanere conservativi la dimensione del difetto stimata diventa quella più piccola ammissibile da utilizzare per le valutazioni e le analisi a propagazione della cricca;
- dopo aver sostenuto un sufficiente numero di cicli sotto carichi sufficientemente elevati e anche in condizioni ambientali non aggressive il materiale manifesta la tendenza a propagare le cricche;
- la propagazione o meno del difetto (indotto dal carico o preesistente) presente su un componente sottoposto a carichi ciclici o a trazione dipende da:
 - il comportamento del materiale col difetto;
 - la dimensione e la geometria iniziale del difetto;
 - la presenza di condizioni ambientali sfavorevoli;
 - la forma del componente;
 - il numero e l'ampiezza dei cicli di carico;
 - la durata dei carichi sostenuti;
 - la temperatura del materiale;
- per i materiali metallici gli strumenti analitici forniti per la predizione della propagazione della cricca e della dimensione critica di cricca sono

forniti dalla teoria della meccanica della frattura lineare elastica (LEFM); la validità della LEFM dipende dal livello di *stress*, dal tipo di difetto e dalla geometria strutturale. La teoria della meccanica della frattura elasto-plastica (EPFM) fornisce invece gli strumenti per la predizione della nascita del difetto, della propagazione stabile e duttile della cricca e della dimensione critica di cricca.

5.2 Programma della verifica a frattura

I requisiti sulla verifica a frattura dei componenti definiti negli standard ECSS [7] devono essere applicati agli elementi la cui rottura può comportare un evento catastrofico, in base a tali considerazioni poichè l'EEB si troverà a stretto contatto con la presenza umana è stato necessario effettuare il controllo a frattura.

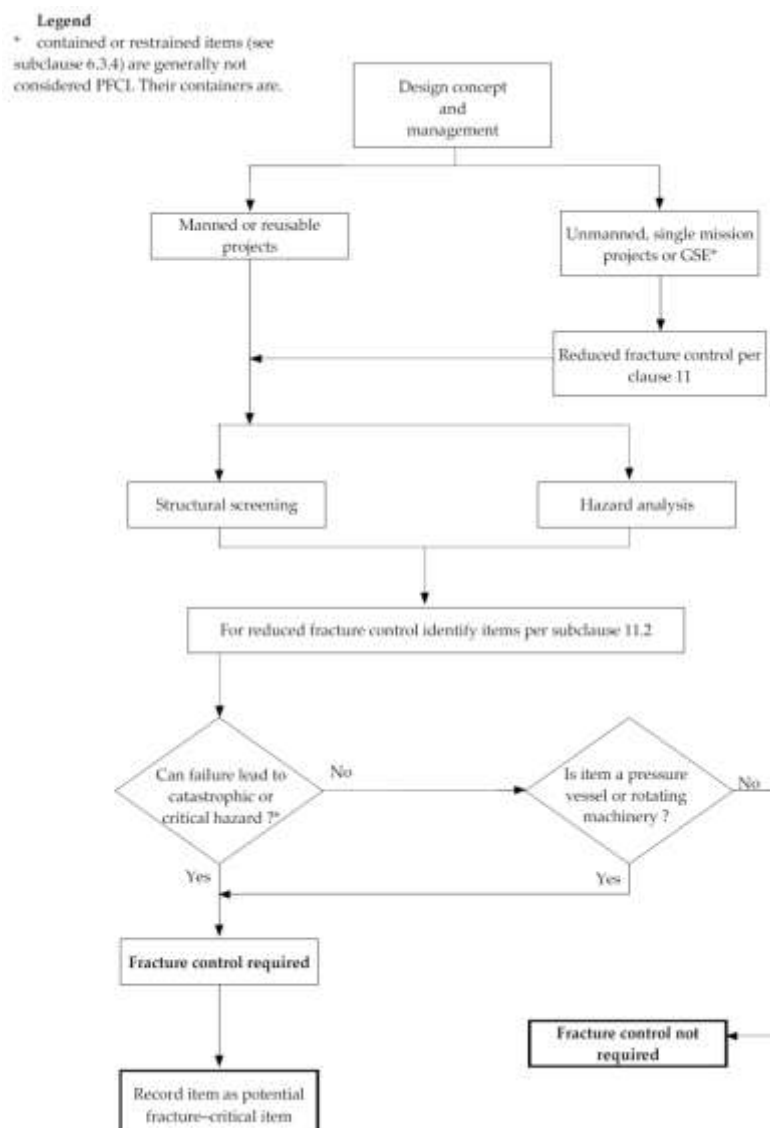


Figura 119 - Identificazione di PFCI

Occorre perciò effettuare uno screening degli elementi strutturali per determinare quali possano essere i PFCI (*Potential Fracture Critical Item*). Per PFCI si intende un tipo di componente per il quale durante la vita operativa la nascita o la propagazione di cricche nei componenti strutturali può comportare un evento catastrofico (perdita di vite umane, perdita del veicolo ATV, pericoli critici per l'ISS o l'STS). I serbatoi in pressione o le macchine rotative sono sempre considerati come PFCI. Tutti i PFCI devono essere verificati a *damage tolerance* ma esistono diversi approcci imposti sempre dalle linee guida [7]:

- 1) *Safe life* (solo in questo caso sono previsti gli NDI);
- 2) *Fail safe*;
- 3) *Low risk*;
- 4) *Containment items* (attività di controllo a frattura atta a dimostrare che solo il contenitore esterno è un PFCI e non gli elementi contenuti).

Tra tutti i PFCI sono da considerare i FCI (*Fracture Critical Item*) ovvero quei componenti che sono stati verificati con degli NDI speciali e che richiedono ispezioni periodiche o la sostituzione al fine di soddisfare la vita utile richiesta. Certi componenti sono sempre FCI come i serbatoi in pressione, le macchine rotative, componenti pressurizzati o a contatto con la presenza umana. Nel seguito sono descritti gli approcci ESA utilizzati per valutare la conformità degli elementi:

1) *Safe life*: occorre seguire la procedura di valutazione presente nella normativa ECSS [7], in particolare si ipotizza che la cricca visibile (a seconda del metodo NDI usato) di dimensioni maggiori presente sul componente non cresca fino a rompere il pezzo o a comprometterne le sue funzionalità minime quando è soggetto a tutti i carichi previsti durante la sua vita operativa. Si ipotizza la presenza della cricca nel punto più sfavorevole del componente, ovvero dove tramite FEM si è riscontrata la tensione massima principale maggiore. La procedura tiene conto della geometria del pezzo e del materiale, e verifica che il massimo fattore di concentrazione degli sforzi sostenuto K_{max} non superi il fattore di concentrazione degli sforzi di soglia per la frattura a *stress-corrosion* K_{ISCC} . Per i materiali metallici la normativa impone di effettuare il programma di analisi *safe-life* tramite l'ultima versione del software ESACRACK. Per stabilire la

crescita della cricca e calcolare la dimensione critica di cricca occorre far riferimento ai seguenti dati:

- distribuzione degli stress;
- spettro di carico;
- proprietà del materiale;
- dimensioni iniziali del difetto;
- soluzioni del fattore d'intensificazione degli sforzi;

Dopo aver inserito i valori menzionati nel software ESACRACK ed eseguita l'analisi a frattura, se il componente con la cricca posta nel punto più sollecitato verifica quattro volte la vita utile, allora tale componente è verificato a *safe life*. Soddisfare il requisito di superare quattro volte la vita utile del componente comporta che la propagazione della cricca non possa diventare instabile e le dimensioni della cricca non possano raggiungere la soglia critica. Se il componente non verifica il requisito, occorre ricorrere a metodi NDI speciali per imporre una cricca iniziale di dimensioni inferiori, oppure è possibile certificare il componente ad esempio per due cicli di vita utile e poi lo si sostituisce indipendentemente da tutto. Nell'ultimo caso il componente è detto FLLI (*Fracture Limited Life Item*).

2) *Fail safe*: è un metodo di valutazione per gli elementi ridondanti (ad esempio: le viti) ed è esposto sempre nella normativa sul controllo della frattura ECSS [7]. Questo criterio ipotizza che la perdita di un elemento strutturale di un componente PFCI non comporti una *failure* generale dell'intera struttura durante la vita utile rimanente. La struttura del componente classificato come PFCI dopo la perdita di un elemento ridondante deve riuscire a sostenere il carico limite con un fattore di sicurezza pari a 1. Le viti di diametro nominale inferiore a M6 sono sempre classificate come *fail safe*, mentre quelle con diametro superiore a M6 devono essere considerate *safe life*. La verifica a *fail safe* viene eseguita tramite FEM (occorre togliere la vite più sollecitata e si verifica la redistribuzione del carico verificando che la struttura regga).

3) *Low risk*: è possibile classificare i componenti a basso rischio di frattura, ma per farli rientrare in questa categoria sono presenti vincoli molto restrittivi. Le limitazioni più importanti espresse dalla normativa ECSS [7] sono riportate nel seguito:

- la tensione massima (σ_{MAX}) riscontrata da FEM per il carico limite non deve superare il 30% della tensione di rottura del materiale ($\sigma_{ULTIMATE}$);
- la classificazione di un componente come *low risk* deve essere accordata specificatamente col cliente;
- il materiale metallico per il componente deve essere prodotto sotto determinati standard di qualità, in conformità con gli standard aerospaziali o equivalenti approvati dal cliente (leghe ad elevata resistenza a *stress-corrosion*);
- la fabbricazione di un componente *low risk* non deve avvenire tramite lavorazioni meccaniche che inducano la presenza di difetti come la saldatura, la forgiatura, la fusione o trattamenti termici come la tempra.
- i componenti classificati come *low risk* devono essere sottoposti a un'ispezione visiva sul 100% della loro superficie finita;
- i componenti classificati come *low risk* non devono essere caricati a fatica tranne che per il *protoflight test*, l'*acceptance test*, il trasporto o una missione;
- i componenti classificati come *low risk* devono possedere una resistenza accettabile contro la propagazione della frattura da difetti iniziali causati dalle lavorazioni, il trasporto e l'*handling*. Occorre dimostrare che una cricca iniziale profonda 3 mm, lunga 6 mm e con angoli di 3 mm di raggio non cresca fino a condurre alla rottura del componente in meno di quattro cicli di vita completi.

I seguenti componenti PFCI non possono mai essere classificati come *low risk*:

- strutture in pressione, moduli o compartimenti adibiti alla presenza umana;
- serbatoi pressurizzati;
- componenti in pressione all'interno di un impianto pressurizzato contenente fluidi pericolosi;
- macchine rotative ad elevata potenza o a elevata quantità di moto;
- bulloneria;

4) *Containment items*: procedura attraverso la quale si verifica con analisi o test che il rilascio di qualsiasi elemento che possa causare un pericolo catastrofico sia effettivamente impedito dall'inclusione all'interno di un altro elemento di contenimento. Quindi gli elementi contenuti all'interno del componente esterno non devono essere classificati come PFCI ma è l'elemento di contenimento che va classificato come PFCI. Per dettagli maggiori riguardo la classificazione di questo tipo di componenti si rimanda alla normativa ECSS [7].

Le tecniche d'ispezione non distruttive (NDI) utilizzate per definire la dimensione iniziale della cricca per i componenti classificati *Safe life* sono classificabili secondo gli *standard* ECSS [7] e si suddividono in:

- *standard NDI*;
- *special NDI*;
- *proof testing NDI*;

Per i materiali metallici le dimensioni e le geometrie delle cricche definite dagli *standard NDI* sono definite nella tabella e nella figura seguente estratte entrambe dalla normativa sulla verifica a frattura [7].

NDI method	Crack location	Part thickness t [mm]	Crack configuration number (see NOTE 1)	Crack type	Crack depth a [mm]	Crack length c [mm]
Eddy current NDI	Open surface	$t \leq 1,27$ $t > 1,27$	4 1, 3, 8	through surface	t 0,51 1,27	1,27 2,54 1,27
	Edge or hole	$t \leq 1,91$ $t > 1,91$	5, 9 2, 7	through corner	t 1,91	2,54 1,91
	Cylinder	N/A	10	surface	see NOTE 2	1,27
Penetrant NDI Sensitivity Level ≥ 3	Open surface	$t \leq 1,27$ $1,27 \leq t \leq 1,91$ $t > 1,91$	4 4 1, 3, 8	through through surface	t t 0,81 1,91	2,54 3,82 - t 4,05 1,91
	Edge or hole	$t \leq 2,50$ $t > 2,50$	5, 9 2, 7	through corner	t 2,54	2,54 2,54
	Cylinder	N/A	10	surface	see NOTE 2	1,91
Penetrant NDI of titanium alloys, welds and Sensitivity Level < 3 for all other materials	Open surface	$t \leq 3,0$ $t > 3,0$	4 1, 3, 8	through surface	t 3,00 1,50	3,00 3,00 7,50
	Edge or hole	$t \leq 3,0$ $t > 3,0$	5, 9 2, 7	through surface	t 3,00	3,00 3,00
	Cylinder	N/A	10	surface	see NOTE 2	3,00
Magnetic Particle NDI	Open surface	$t \leq 1,91$ $t > 1,91$	4 1, 3, 8	through surface	t 0,97 1,91	3,18 4,78 3,18
	Edge or hole	$t \leq 1,91$ $t > 1,91$	5, 9 2, 7	through corner	t 1,91	6,35 6,35
	Cylinder	N/A	10	surface	see NOTE 2	3,18
Radiographic NDI	Open surface	$0,63 \leq t \leq 2,72$ $t > 2,72$	1, 2, 3, 7, 8	surface	$0,7 \times t$ $0,7 \times t$	1,91 $0,7 \times t$
Ultrasonic NDI	Open surface	$t \geq 2,54$	1, 2, 3, 7, 8	surface	0,76 1,65	3,81 1,65
NOTE 1 The crack configuration numbers refer to the crack configurations shown in Figure 10-1, Figure 10-2 and Figure 10-3.						
NOTE 2 For cylindrically shaped items (see Figure 10-3) the crack depth a can be derived from the crack length c of this table for $a/c = 1,0$ with the following formula: $a = r(1 + \tan \frac{c}{r} - \sec \frac{c}{r})$ Exception: fastener thread and fillets, see clause 8.8.						

Tabella 45 - Dimensioni iniziali della cricca identificate tramite Standard NDI

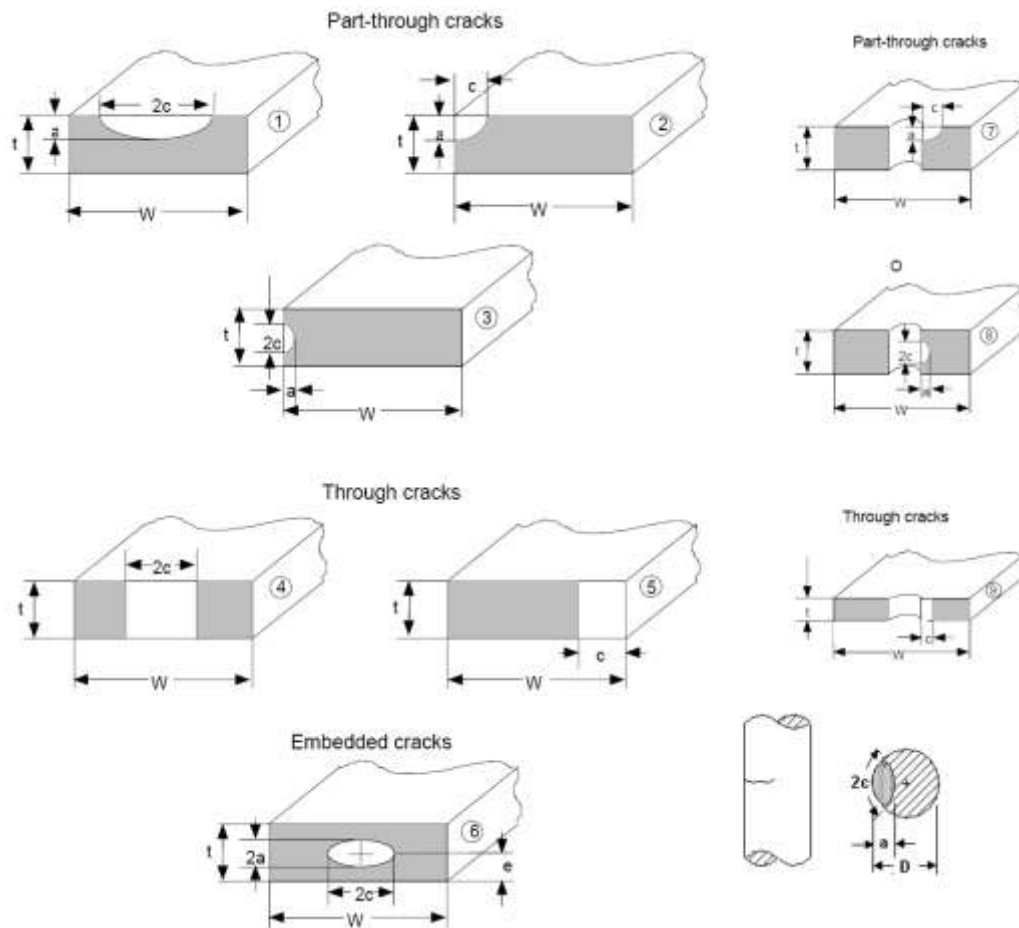


Figura 120 - Geometrie iniziali delle cricche per parti senza fori, con fori e per componenti cilindrici

Gli *standard NDI* più utilizzati in ambito industriale sui componenti in materiale metallico sono i seguenti:

- tecniche con liquidi penetranti;
- radiografie tramite raggi X;
- tecniche a ultrasuoni;
- metodi basati su correnti indotte (*eddy current*);
- controllo tramite particelle magnetiche;

Questi metodi sono caratterizzati da diverse risoluzioni per l'identificazione dei difetti sui componenti e nel caso l'analisi a frattura, effettuata partendo da dimensioni iniziali di cricche identificate tramite *standard NDI*, non soddisfatti i requisiti minimi imposti dalla normativa ECSS [7] occorre ricorrere a tecniche NDI speciali.

Le tecniche NDI speciali sono utilizzate solo in casi particolari, quando è dimostrata la limitatezza della vita utile del componente per dimensioni iniziali di cricche *standard*. Di conseguenza se non vengono utilizzate le tecniche NDI

speciali occorrerebbe riprogettare il componente o accettare la durata limitata della vita utile e prevedere la sostituzione del componente.

Un'altra tecnica NDI è tramite *proof testing*, questa metodologia consiste nell'esecuzione di *tests* su componenti di volo per determinare possibili cricche, le quali sono di dimensioni maggiori rispetto quelle delle cricche iniziali adottate per la predizione della vita analitica. Le caratteristiche di questa tecnica non sono approfondite in questa sede, maggiori dettagli sono presenti sulla normativa ECSS [7].

5.3 Principi di base di NASGRO/ESACRACK sull'analisi a frattura

I principi di fondo sui quali si basano le analisi a frattura eseguite con NASGRO 6.21 fanno riferimento alla teoria della meccanica della frattura lineare elastica LEFM. Con questi concetti è possibile determinare i grafici della *residual strength* e la dimensione massima di cricca ammissibile per il componente in esame. I materiali con bassa resistenza alla frattura si rompono al di sotto della tensione di collasso e possono essere analizzati sulle basi delle teorie elastiche tramite l'uso della LEFM. La teoria LEFM si basa sul principio di conservazione dell'energia il quale afferma che la differenza di energia tra le forze esterne applicate al corpo e quella che il corpo assorbe è pari all'energia necessaria per la propagazione della cricca. Se non si ha propagazione della cricca il bilancio energetico risulta nullo, pertanto solo se il bilancio energetico è favorevole la cricca può propagare. Esistono tre modi differenti di propagazione della cricca, ma solo il I viene considerato per le analisi a frattura. Il primo modo risulta quello più critico poiché richiede la minima quantità d'energia d'attivazione ed è quello più frequente.

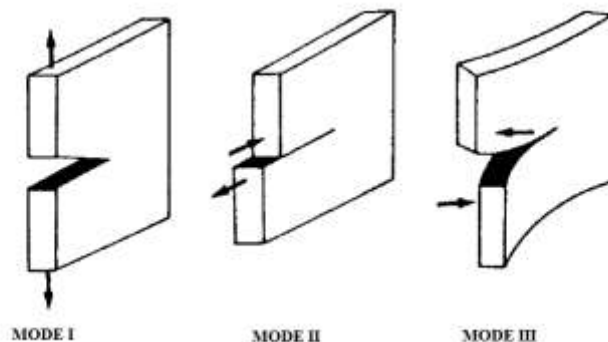


Figura 121 - Modi di propagazione della cricca

A scopo conservativo il *software* per l'analisi a frattura utilizzato per le analisi considera sempre solo il I modo di propagazione. Per risalire alle dimensioni critiche della cricca e alle curve di resistenza residua è definito un parametro K , chiamato *stress intensity factor (SIF)*. Lo SIF descrive lo stato tensionale all'apice della cricca sottoposta alla σ che determina lo stato di sollecitazione di modo I. Per un corpo generico 2D caricato nel modo illustrato in figura e con una cricca generica, valgono le seguenti relazioni (Westergaard, 1939):

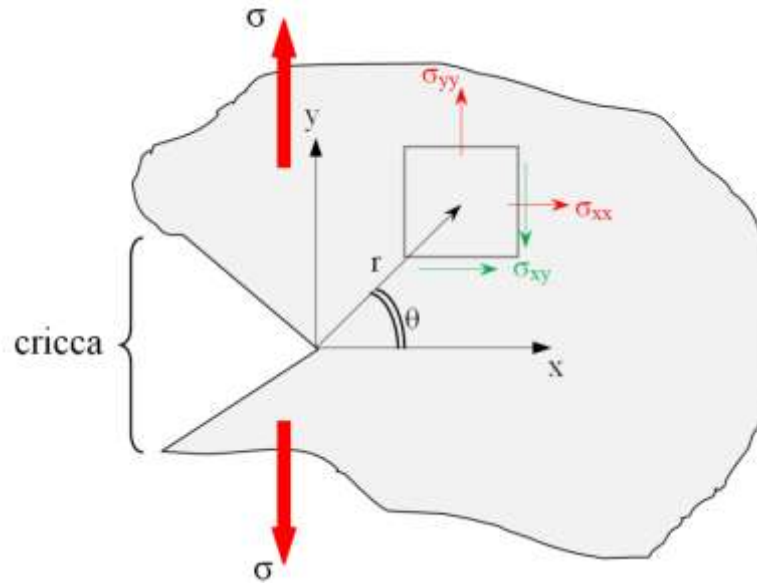


Figura 122 - Corpo arbitrario con una cricca arbitraria carico secondo il modo I

$$\sigma_{xx} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{xx}(\theta) + \text{other terms} \quad (78)$$

$$\sigma_{yy} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{yy}(\theta) + \text{other terms} \quad (79)$$

$$\sigma_{yx} = \frac{K}{\sqrt{2\pi r}} f_{xy}(\theta) + \text{other terms} \quad (80)$$

$$\sigma_{zz} = 0 \text{ (plane stress); } \sigma_{zz} = \nu(\sigma_{xx} + \sigma_{yy}) \text{ (plane strain)} \quad (81)$$

Le relazioni mostrate sono valide soltanto all'apice della cricca e occorre notare che se $r^{-1/2}$ tende a zero, σ tende a infinito; questo vale solo in linea di principio poichè in realtà per $r^{-1/2}$ molto bassi le tensioni assumono valori molto elevati ma non infinito.

Il parametro K è relativo alle condizioni di sforzo biassiali nel piano di propagazione della cricca ed è funzione delle dimensioni e della forma del pezzo, del carico esterno applicato e della forma e dimensione della cricca. Lo SIF assume pertanto formulazioni leggermente diverse a seconda del caso in questione. Nella figura successiva sono illustrati tre casi di riferimento, il primo è

relativo al caso di pannello infinito (o meglio con lato di lunghezza molto maggiore rispetto la lunghezza della cricca), il secondo è relativo a un pannello con dimensione finita e il terzo a un pannello con una dimensione infinita e la cricca posta su un bordo.

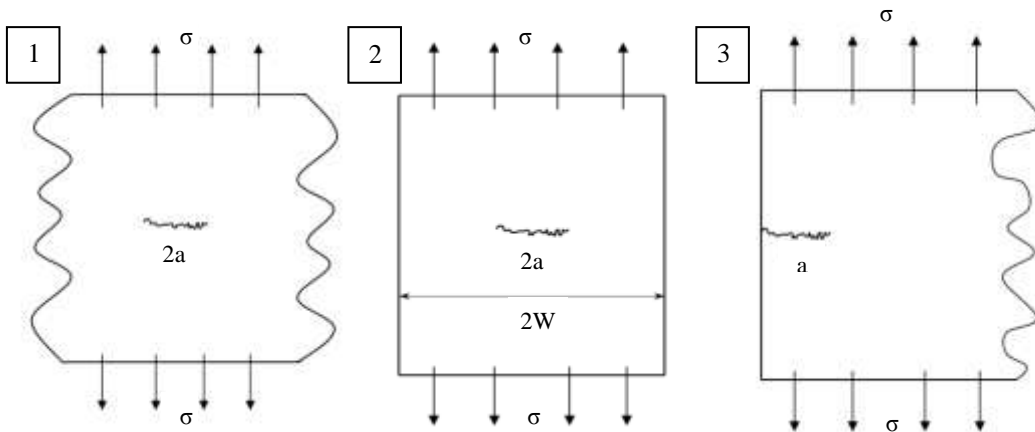


Figura 123 - Casi di riferimento per il valore di K

K per i tre casi assume le seguenti forme:

$$1. \quad K = \sigma\sqrt{\pi a} \quad (\text{Center crack - infinite plate}) \quad (82)$$

$$2. \quad K = \sigma\sqrt{\pi a} \left(\sec \frac{\pi a}{2W} \right)^{1/2} \quad (\text{Center crack - finite plate}) \quad (83)$$

$$3. \quad K = 1.12 \sigma\sqrt{\pi a} \quad (\text{Edge crack - semi-infinite plate}) \quad (84)$$

L'unità di misura di K sono $[ksi\sqrt{in}]$ oppure $[MPa\sqrt{mm}]$, per i casi semplici K è derivabile analiticamente altrimenti occorre utilizzare metodi numerici o l'insieme di coefficienti correttivi. Formulazioni di K precalcolati per le geometrie più comuni sono presenti nei manuali (*Rooke and Cartwright; Tada, Paris, and Irwin; Murakami*) o in apposite librerie contenute nei *software* per l'analisi a frattura come NASGRO 6.21. Il comportamento della frattura all'apice della cricca è influenzato dalle condizioni di vincolo presenti, ovvero dalla quantità di materiale che si oppone alla crescita del difetto. Sono identificabili due casi estremi:

- *plane stress* (la regione plasticizzata all'apice della cricca ha dimensioni maggiori se comparata con lo spessore della zona, corpi sottili);
- *plane strain* (la regione plasticizzata all'apice del difetto ha dimensioni minori se comparata con lo spessore della zona, corpi spessi);

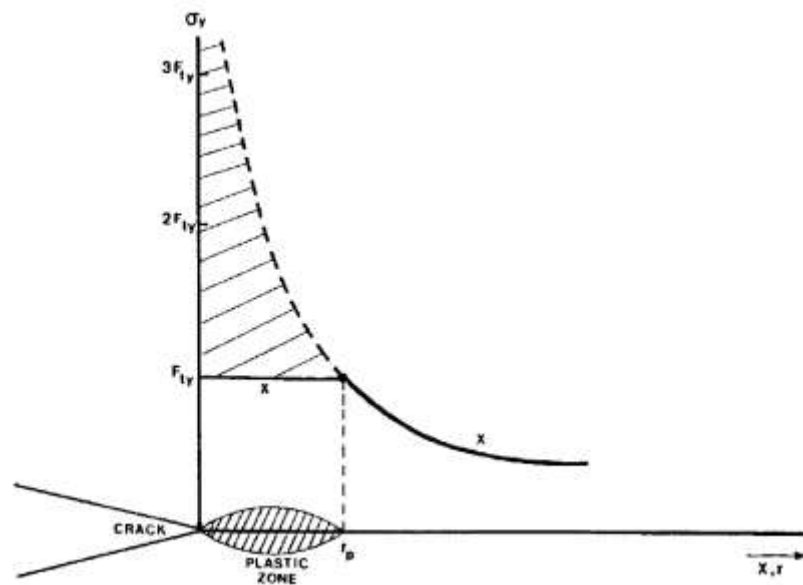


Figura 124 - Distribuzione degli sforzi σ_{yy} all'apice del difetto e zona plasticizzata in condizioni di plane stress

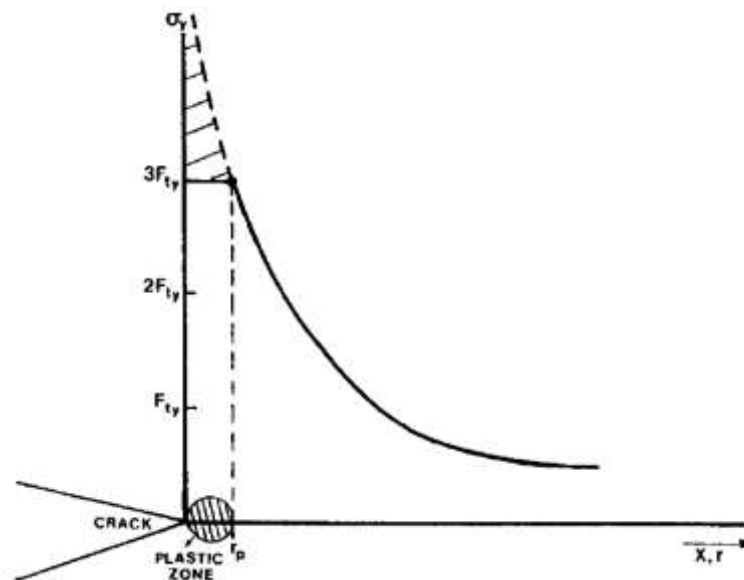


Figura 125 - Distribuzione degli sforzi σ_{yy} all'apice del difetto e zona plasticizzata in condizioni di plane strain

In realtà il comportamento del materiale non è mai completamente identificato in uno dei due casi, poichè il fenomeno all'apice del difetto è complesso essendo tridimensionale.

La propagazione della cricca e di conseguenza la frattura avvengono quando K supera un valore critico definito *toughness* (K_C). La *toughness* è una proprietà del materiale e si valuta sperimentalmente. In condizioni di *plane strain* la frattura avviene per $K=K_{IC}$, in condizioni di *plane stress* per $K=K_C$. Il valore della *toughness* è più alto in condizioni di *plane stress* e può essere influenzato dalla geometria.

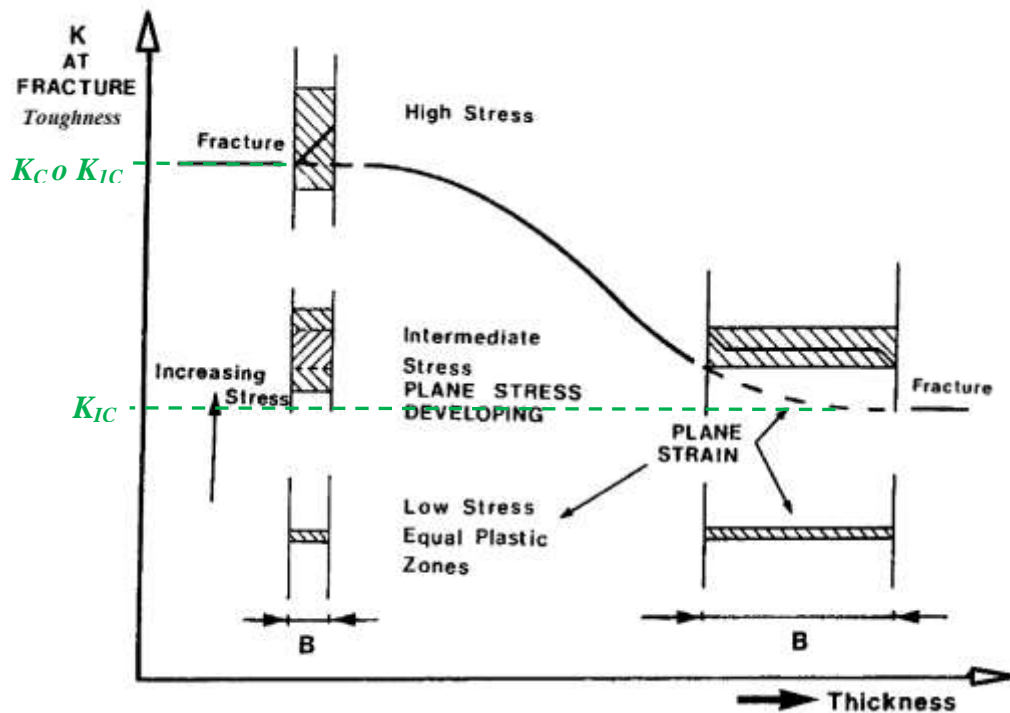


Figura 126 - Dipendenza della toughness dallo spessore del corpo

Il superamento del valore della *toughness* non è l'unico fenomeno che comporta la frattura, il cedimento può infatti avvenire anche a causa dello snervamento della zona rimanente non affetta dalla cricca. Il cedimento per snervamento può avvenire per corpi con cricche molto estese o caratterizzati da materiali con durezza elevata. I *check* per verificare la frattura del componente devono perciò essere effettuati sia sulla *K* che sullo snervamento NSY (*Net Section Yielding*).

Il valore della *K* critica (*toughness*) è pari a:

$$K_C = F \sigma_C \sqrt{\pi a} \quad (85)$$

con:

K_C = valore critico di *K*, *toughness*;

F = fattore di forma, funzione dipendente dalla geometria nota spesso da manuali;

σ_C = carico critico applicato;

a = larghezza critica della cricca;

Dalla relazione precedente noto il carico critico σ_C è possibile determinare la dimensione critica (massima ammissibile) della cricca, e viceversa, nota la

larghezza massima ammissibile della cricca è determinabile lo sforzo applicato. Durante i cicli di carico della vita utile dei componenti le cricche si sviluppano da una dimensione iniziale a una finale alla quale corrisponde la frattura.

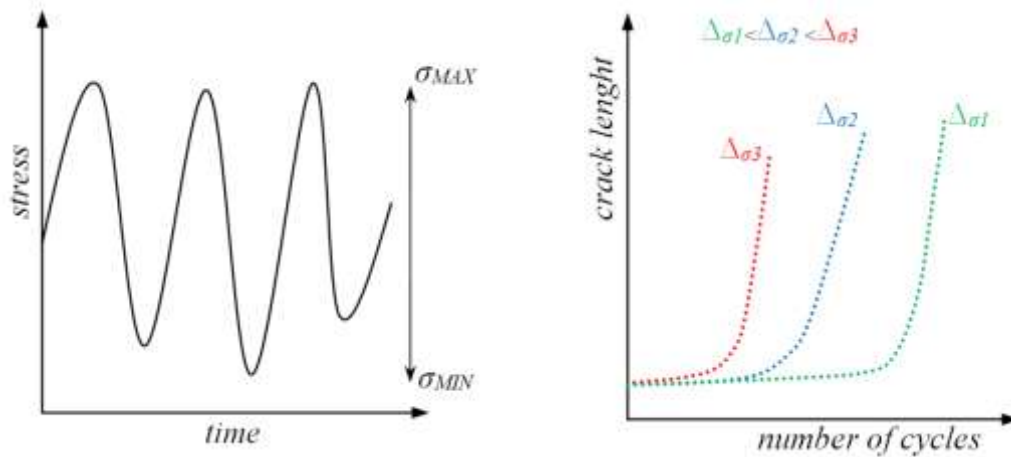


Figura 127 - Esempio di ciclo di carico e dipendenza della lunghezza della cricca dal numero di cicli

La forza che determina la crescita del difetto a causa della fatica è descritta dalla variazione del fattore d'intensificazione degli sforzi, ovvero dalla relazione:

$$\Delta K = F \Delta\sigma \sqrt{\pi a} \quad (86)$$

La crescita delle dimensioni della cricca è descritta dall'avanzamento medio del difetto per un singolo ciclo di carico, da/dN . Tale rapporto dipende da ΔK e da R , dove R è il rapporto tra σ_{MIN} e σ_{MAX} o K_{MIN} e K_{MAX} .

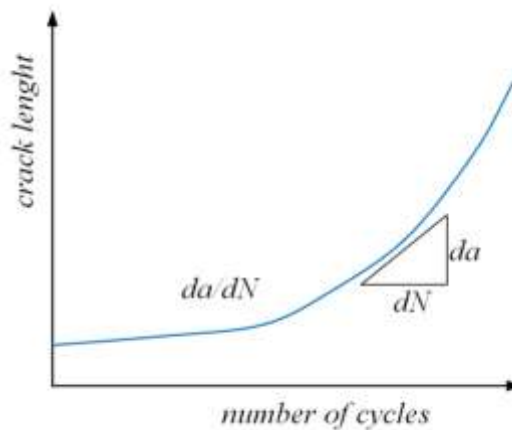


Figura 128 - Avanzamento medio della cricca in funzione del numero di cicli

I dati relativi alla crescita della cricca a causa dei cicli di carico solitamente sono rappresentati tramite diagrammi logaritmici che relazionano da/dN e ΔK . In questi grafici relativi al comportamento di materiali metallici sono distinguibili tre regioni tipiche:

- Regione I (near threshold): in questa zona del grafico la crescita del difetto è molto lenta e non vi è crescita al di sotto del valore di soglia di ΔK_{th} .
- Regione II (steady-state): in questo tratto il legame tra da/dN e ΔK è lineare.
- Regione III (near instability): nell'ultimo tratto della caratteristica la cricca cresce in modo instabile fino a raggiungere la frattura quando $K_{MAX} = K_C$.

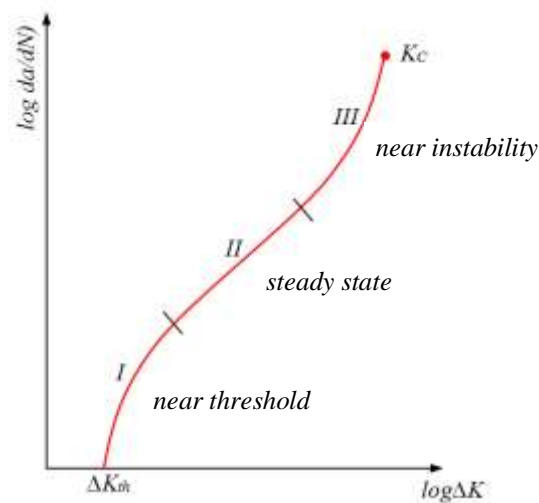


Figura 129 - Grafico logaritmico della crescita del difetto

La relazione più semplice che modella la regione II e che descrive la propagazione è la legge di Paris (1963):

$$da/dN = C (\Delta K)^n \quad (87)$$

dove C ed n sono due coefficienti empirici dipendenti dal materiale determinabili sperimentalmente. Valori tipici di n variano tra 2 e 4. Tramite l'equazione di Paris non è possibile determinare quando avviene la rottura del corpo, perciò esistono formulazioni più complesse grazie le quali è possibile stimare la frattura. L'equazione utilizzata dal software NASGRO 6.21 per determinare la crescita della cricca e la rottura del componente è la seguente:

$$da/dN = C \left[\left(\frac{1-f}{1-R} \right) \Delta K \right]^n \frac{\left(1 - \frac{\Delta K_{th}}{\Delta K} \right)^p}{\left(1 - \frac{K_{MAX}}{K_C} \right)^q} \quad (88)$$

dove:

f = rapporto di correzione delle tensioni (basato sulle teorie di chiusura del difetto);

N = numero di cicli a fatica applicati;

a = lunghezza della cricca;

R = rapporto tra tensione minima e massima;

ΔK = variazione di *stress intensity factor*;

p e q = costanti derivabili empiricamente che descrivono la curvatura del grafico nella regione I e III.

5.4 Analisi a frattura delle pareti dell'EEB

In base alle verifiche strutturali effettuate tramite Patran sono stati evidenziati i punti più critici per ciascuna parete dell'EEB, nei quali, secondo le linee guida per il programma di controllo della frattura [7] verrà ipotizzata la presenza della cricca ed eseguito il controllo a frattura. Dopo aver determinato le zone più critiche per ciascuna parete dell'EEB è stato compilato un foglio di calcolo Excel per la generazione del *file* di spettro di carico. Lo spettro di carico serve come *input* al *software* NASGRO per effettuare l'analisi a frattura. Lo spettro di carico tiene conto di tutti gli *stress* indotti al componente durante tutta la sua vita operativa. Nel foglio di calcolo Excel sono stati inseriti i dati relativi alla frequenza propria del componente, alle tensioni massime principali ottenute da FEM nel nodo più sollecitato del modello, alle pressioni agenti e ai carichi dovuti al lancio, al trasporto e all'*handling*. Il *file* dello spettro di carico è stato generato per ogni parete dell'EEB poiché le tensioni localizzate nei nodi più sollecitati di ciascuna parete variano da caso a caso. Una parte del *file* di spettro ricavato per la parete LW è rappresentato in Appendice 7.6. Nel seguito è illustrata la procedura d'inserimento dei dati necessari per effettuare l'analisi a frattura della parete LW dell'EEB, per le altre cinque pareti il procedimento adottato è lo stesso.

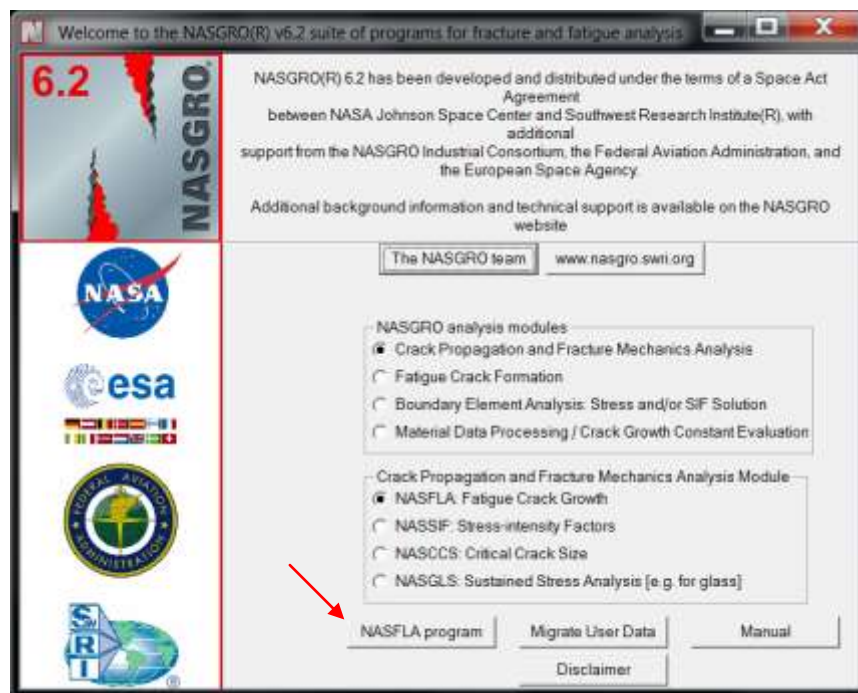


Figura 130 - Impostazioni per la scelta del tipo di verifica da effettuare

Dopo aver scelto il tipo di analisi da effettuare tramite la prima finestra grafica illustrata sopra, occorre selezionare *NASFLA program* per iniziare a inserire i dati necessari per la verifica a frattura. Il primo passo consiste nella scelta della geometria di cricca da imporre nel punto più sollecitato in questione. Riguardo alla parete LW il nodo più sollecitato risultante dalle analisi FEM secondo le tensioni massime principali è quello illustrato in Figura 131.

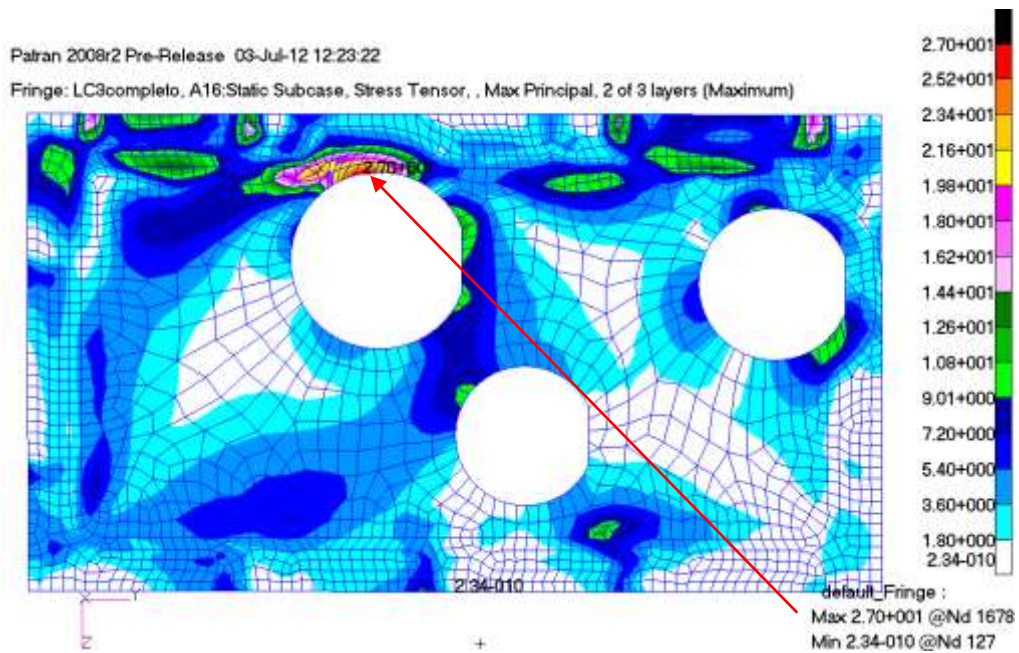


Figura 131 - Posizione nella quale effettuare il controllo a frattura

In base alle caratteristiche geometriche della zona evidenziata è stata compilata la finestra grafica successiva come segue:

Scelta della geometria della cricca

Impostazione dei parametri geometrici

Scelta del metodo NDI

Parametri geometrici iniziali della cricca imposti da normativa

Thickness, t	3
Width, W	121
Hole diameter, D	44.93
Hole ctr offset, B	37.1
Poisson ratio, nu	0.3
Initial flow size, a	1.905000
Initial a/c	1.000000

Initial flow option:
 User entry
 NASA std NDE
 NDE type: Eddy current

Set crack size limit(s):
 SIF Compounding

Negative pin load (bearing stress) assumption:
 Compression clipping (if Kmin<0, set Kmin=0)
 Full range (use actual values of Kmin and Kmax)
 Two sign independent cycles (0 to Kmin and 0 to Kmax)

Figura 132 - Scelta della geometria della cricca

Dopo la scelta della geometria iniziale della cricca è stato scelto il materiale della piastra AA 7075 T7351.

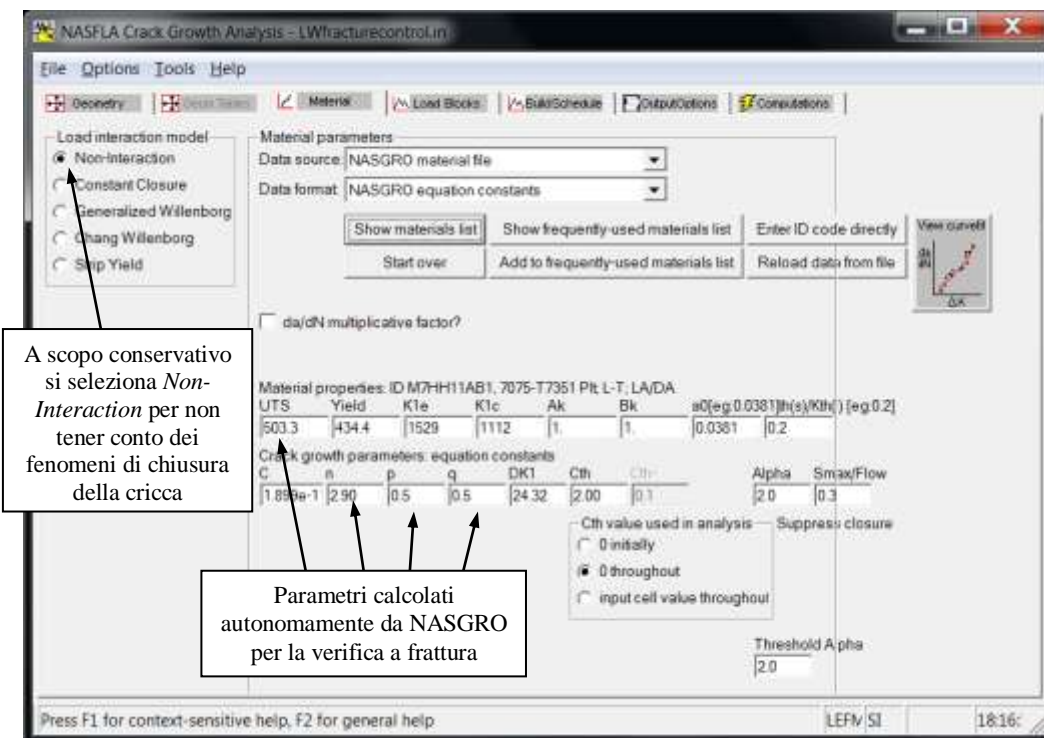
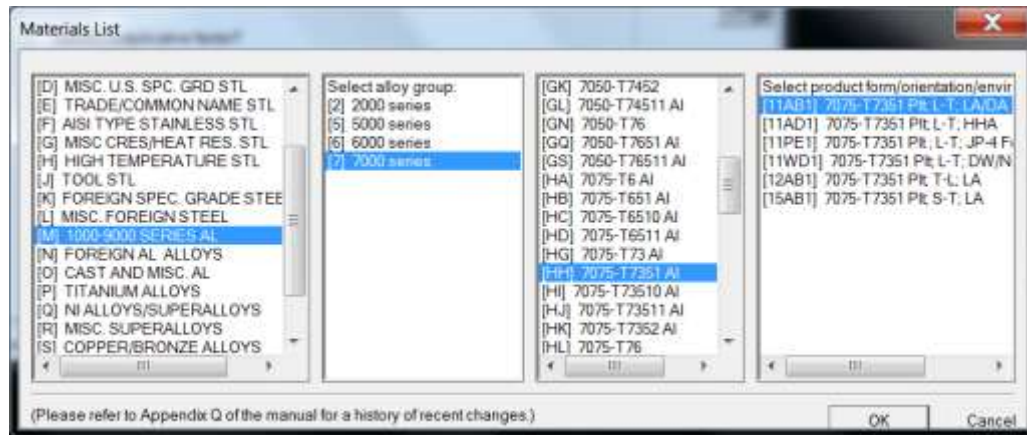


Figura 133 - Scelta del materiale del componente da verificare a frattura

Dopo la scelta del materiale, occorre caricare il *file* di spettro creato mediante il foglio di calcolo Excel per la parete LW e impostare il numero di ripetizioni che la vita utile del componente deve verificare.

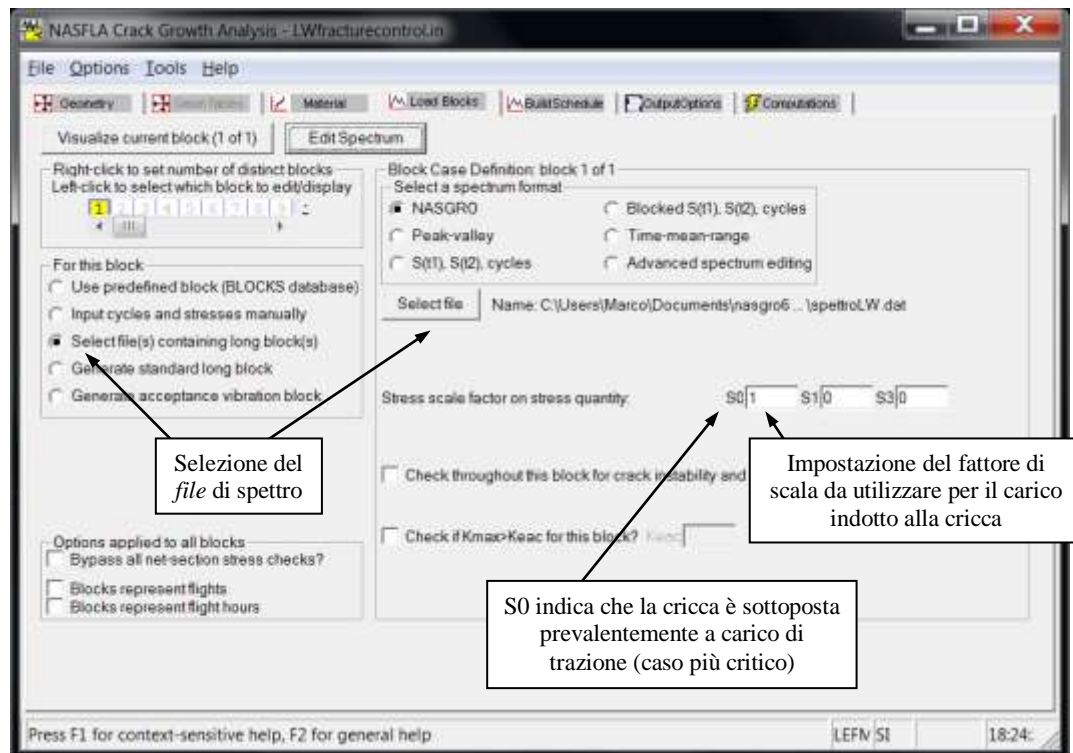


Figura 134 - Caricamento del file di spettro e impostazione del tipo di sollecitazione per la cricca

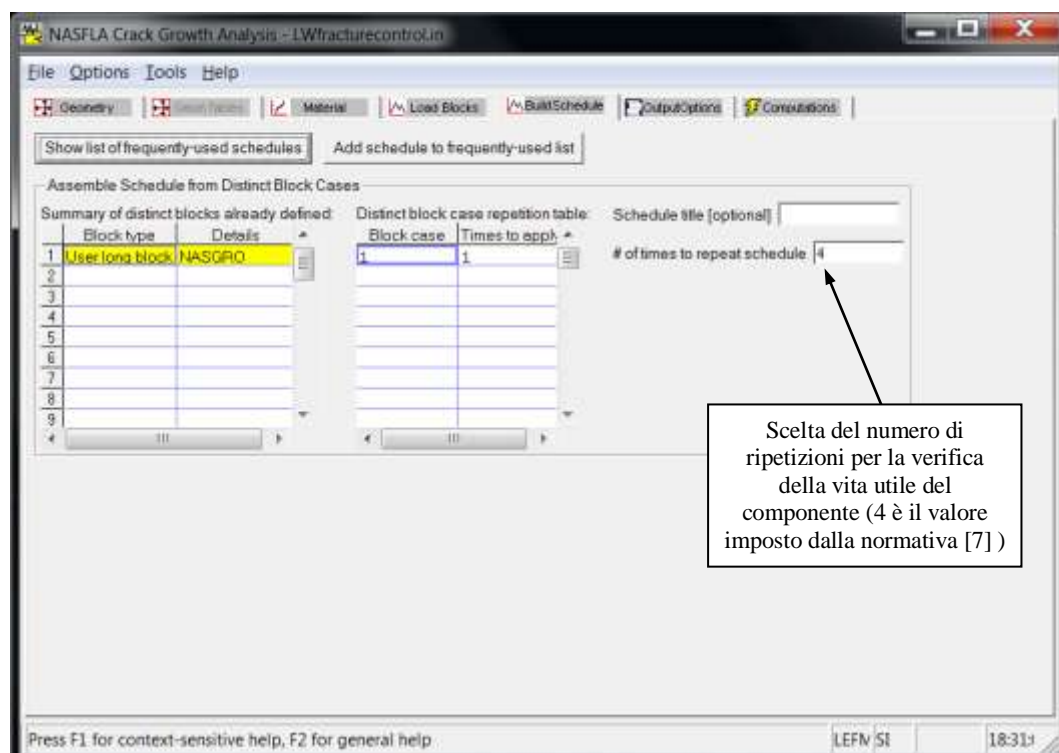


Figura 135 - Scelta della vita utile da verificare

Dopo aver scelto il nome per il *file* di *output* è possibile eseguire il calcolo con tutte le caratteristiche assegnate. NASGRO genera un *file* dei risultati di tipo *.dat* nel quale sono riportati tutti i parametri dei dati di *input* e quelli d'uscita.

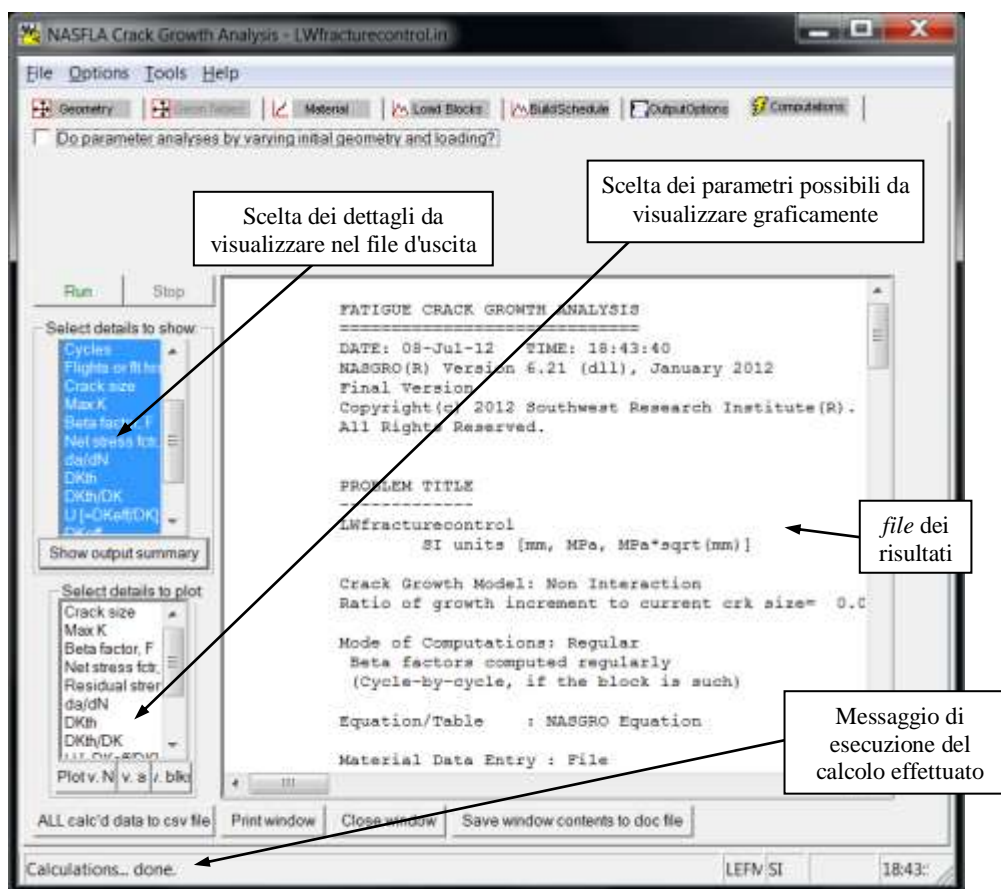


Figura 136 - Scelta dei risultati da visualizzare nel file di output

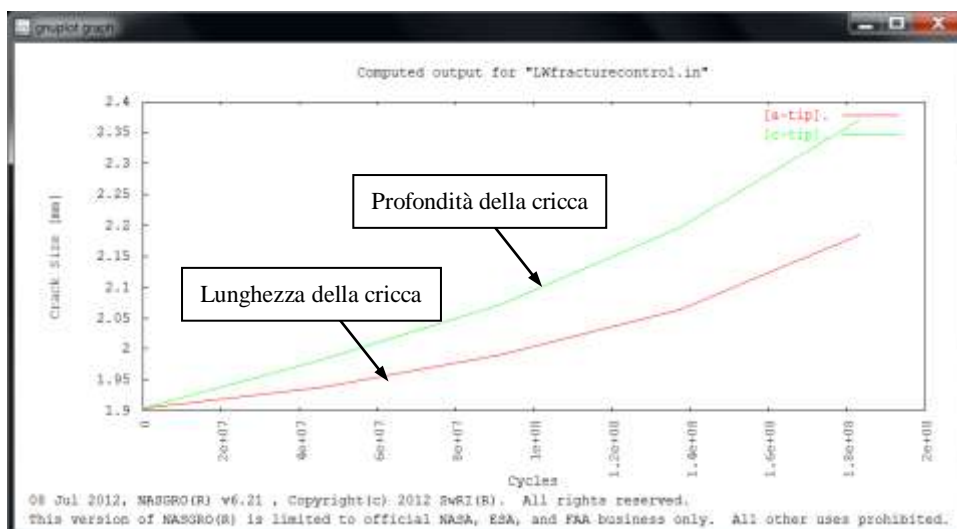


Figura 137 - Crescita delle dimensioni caratteristiche della cricca in funzione dei cicli assegnati

Come esposto in precedenza questi passi sono stati effettuati per tutte le pareti dell'EEB e nel seguito sono riassunti i risultati delle analisi a frattura effettuate.

5.5 Risultati delle analisi a frattura

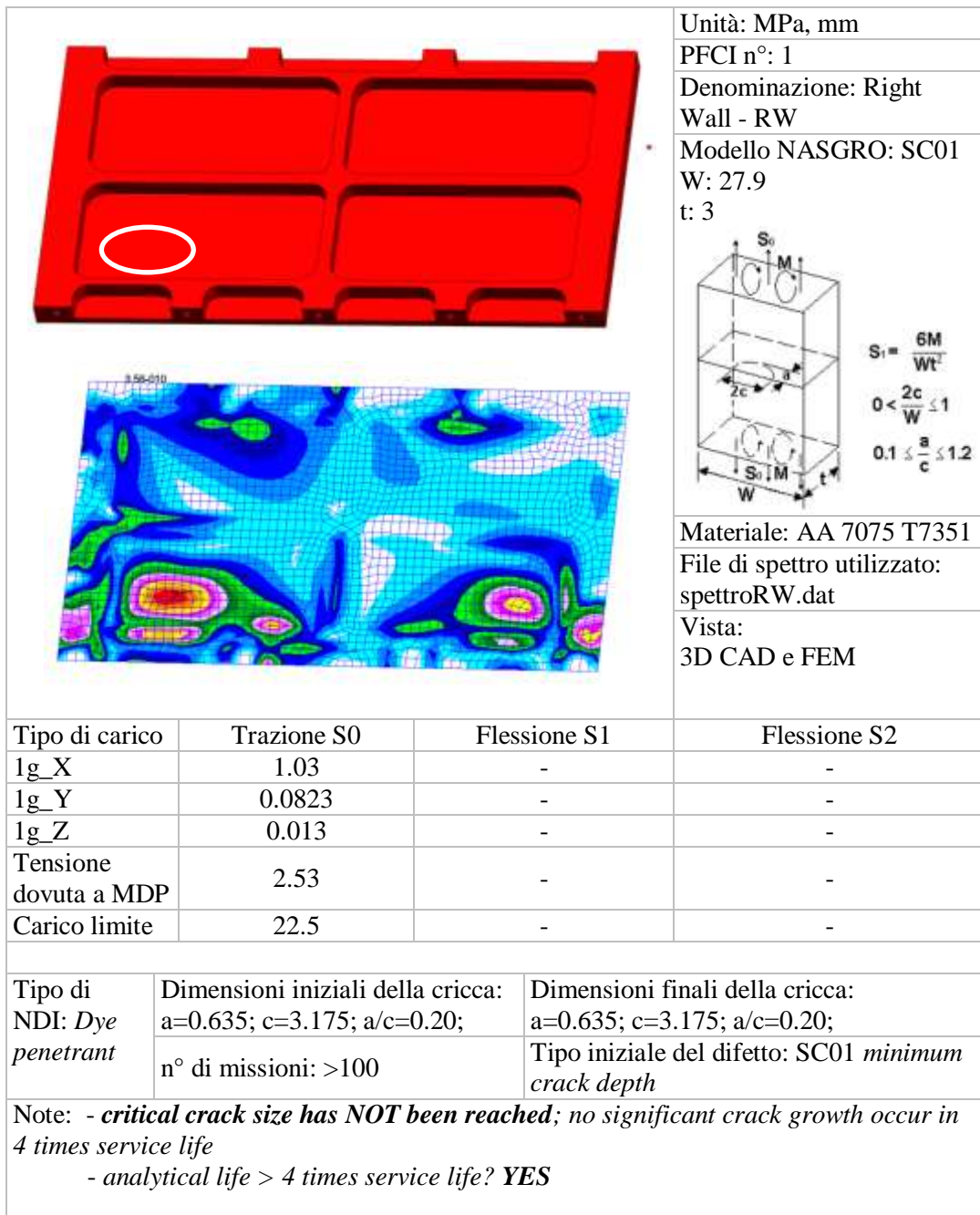


Tabella 46 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete RW

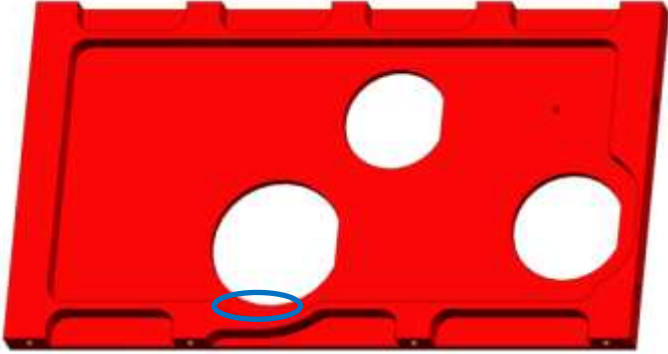
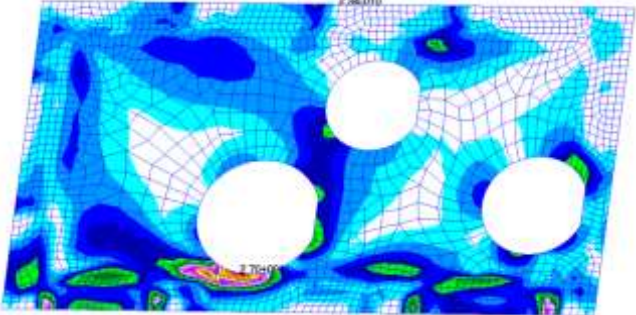
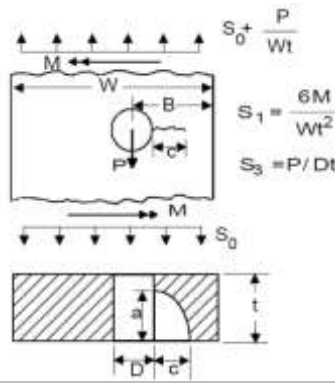
		Unità: MPa, mm	
		PFCI n°: 2	
		Denominazione: Left Wall - LW	
		Modello NASGRO: CC02	
		W: 121	
		t: 3	
		D:44.93	
		B:37.1	
		v:0.3	
			
		Materiale: AA 7075 T7351	
		File di spettro utilizzato: spettroLW.dat	
		Vista: 3D CAD e FEM	
Tipo di carico	Trazione S0	Flessione S1	Flessione S2
1g_X	0.194	-	-
1g_Y	0.137	-	-
1g_Z	0.015	-	-
Tensione dovuta a MDP	3.17	-	-
Carico limite	27	-	-
Tipo di NDI: <i>Eddy current</i>	Dimensioni iniziali della cricca: a=1.905; c=1.905; a/c=1;	Dimensioni finali della cricca: a=2.186; c=2.371; a/c=0.92;	
	n° di missioni: 7	Tipo iniziale del difetto: CC02 <i>minimum crack depth</i>	
Note: - critical crack size has NOT been reached ; no significant crack growth occur in 4 times service life - analytical life > 4 times service life? YES			

Tabella 47 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete LW

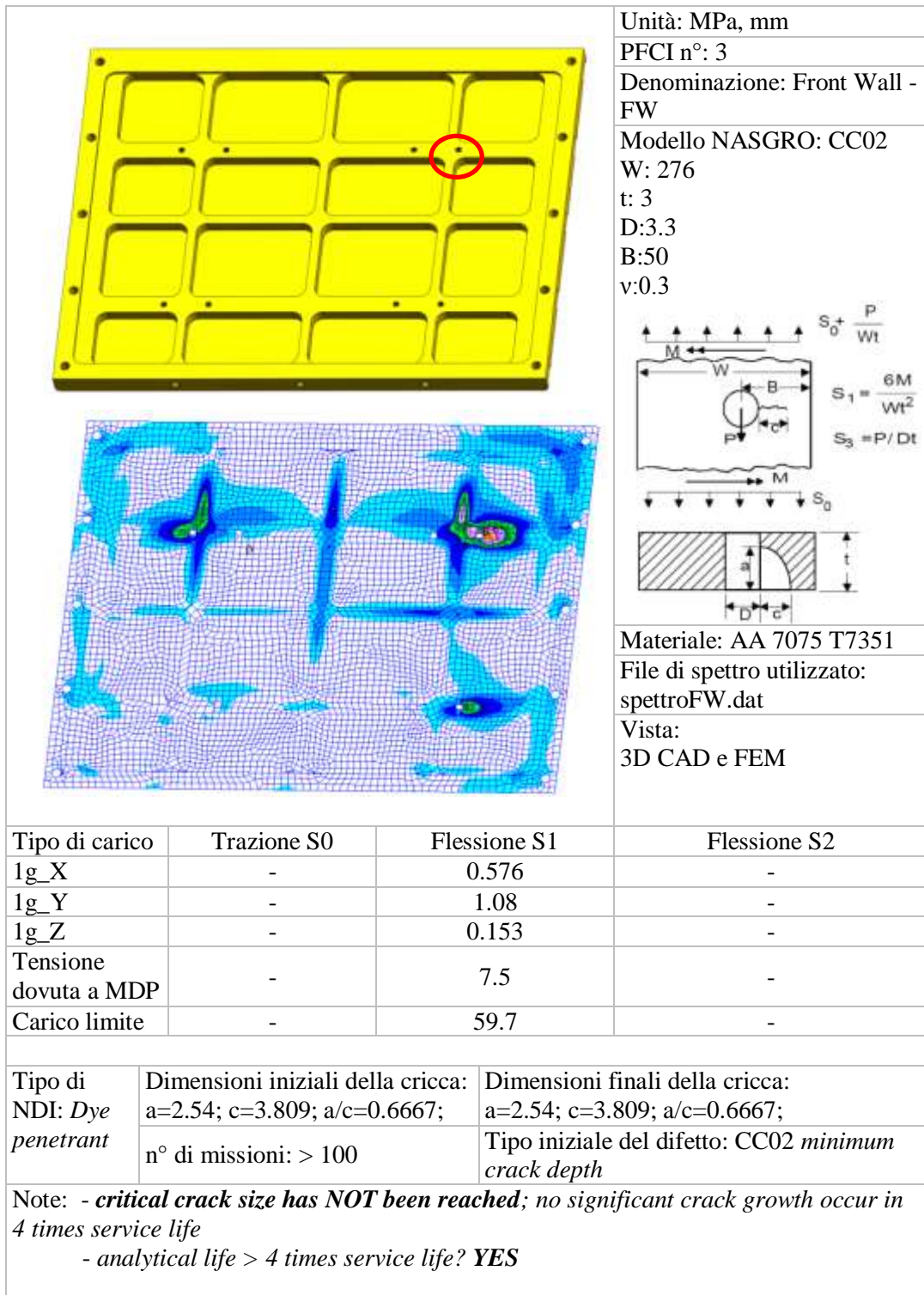


Tabella 48 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete FW

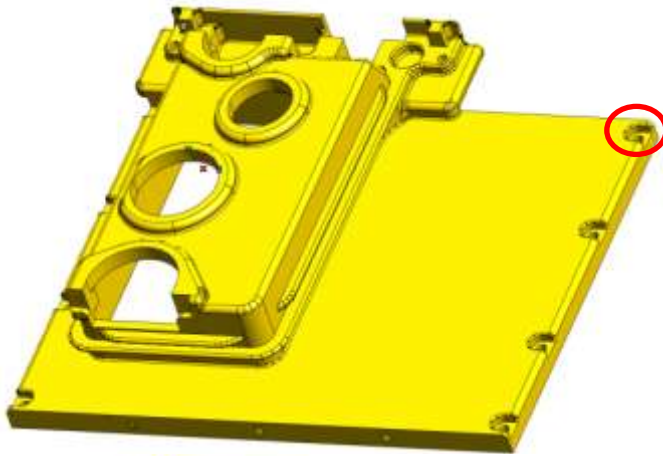
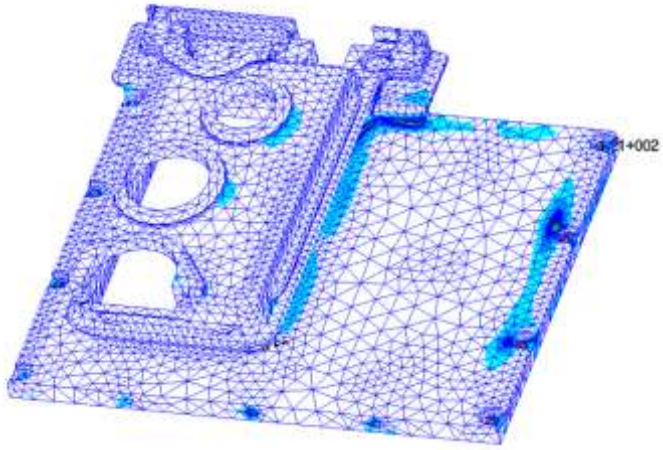
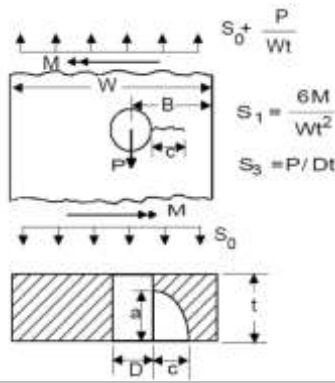
		Unità: MPa, mm	
		PFCI n°: 4	
		Denominazione: Back Wall - FW	
		Modello NASGRO: CC02	
		W: 276	
		t: 7.2	
		D:5.2	
		B:6	
		v:0.3	
			
		Materiale: AA 7075 T7351	
		File di spettro utilizzato: spettroBackW.dat	
		Vista: 3D CAD e FEM	
Tipo di carico	Trazione S0	Flessione S1	Flessione S2
1g_X	-	0.532	-
1g_Y	-	0.341	-
1g_Z	-	317	-
Tensione dovuta a MDP	-	27.6	-
Carico limite	-	121	-
Tipo di NDI: <i>Eddy current</i>	Dimensioni iniziali della cricca: a=1.905; c=1.905; a/c=1;	Dimensioni finali della cricca: a=1.915; c=2.197; a/c=0.872;	
	n° di missioni: 42	Tipo iniziale del difetto: CC02 <i>minimum crack depth</i>	
Note: - critical crack size has NOT been reached ; no significant crack growth occur in 4 times service life - analytical life > 4 times service life? YES			

Tabella 49 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete BackW

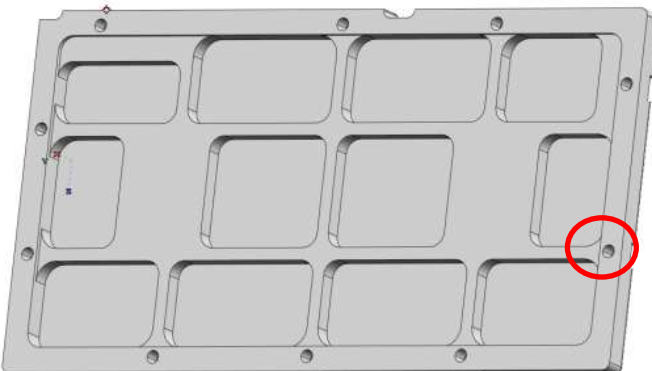
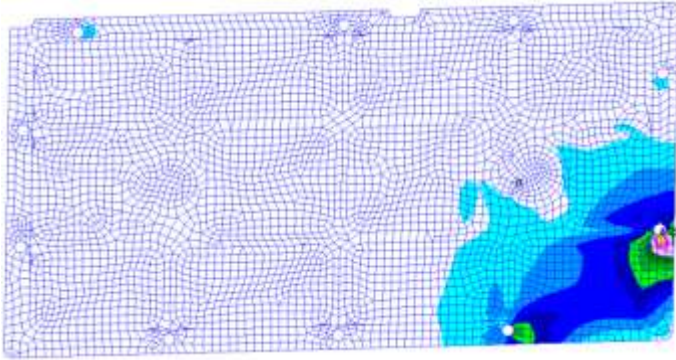
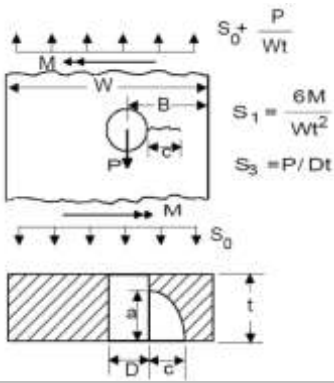
		Unità: MPa, mm	
		PFCI n°: 5	
		Denominazione: Top Wall - FW	
		Modello NASGRO: CC02	
		W: 145	
		t: 7.2	
		D:5.2	
		B:6	
		v:0.3	
			
		Materiale: AA 7075 T7351	
		File di spettro utilizzato: spettroTW.dat	
		Vista: 3D CAD e FEM	
Tipo di carico	Trazione S0	Flessione S1	Flessione S2
1g_X	0.102	-	-
1g_Y	0.267	-	-
1g_Z	0.103	-	-
Tensione dovuta a MDP	5.17	-	-
Carico limite	43.3	-	-
Tipo di NDI: <i>Eddy current</i>	Dimensioni iniziali della cricca: a=1.905; c=1.905; a/c=1;	Dimensioni finali della cricca: a=1.905; c=1.905; a/c=1;	
	n° di missioni: > 100	Tipo iniziale del difetto: CC02 <i>minimum crack depth</i>	
Note: - critical crack size has NOT been reached ; no significant crack growth occur in 4 times service life - analytical life > 4 times service life? YES			

Tabella 50 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete TW

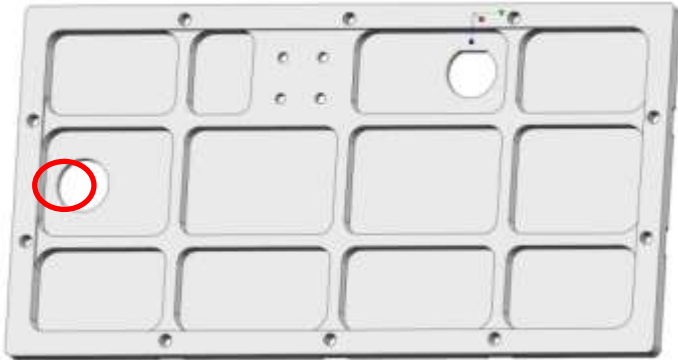
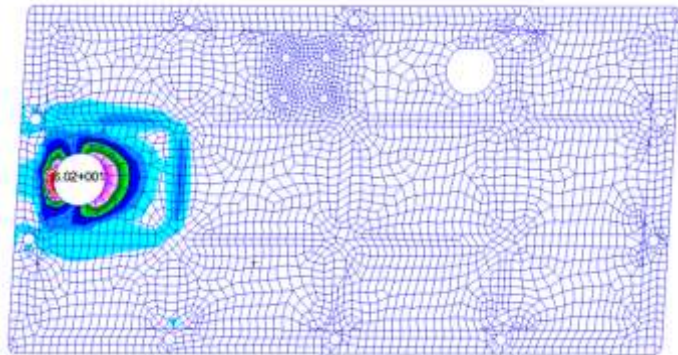
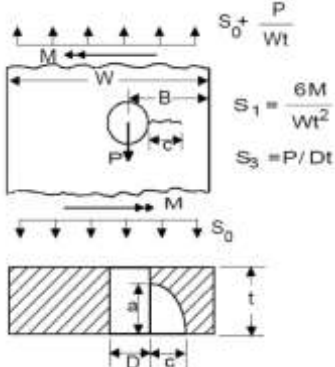
		Unità: MPa, mm PFCI n°: 6 Denominazione: Bottom Wall - BW Modello NASGRO: CC02 W: 145 t: 3 D:22 B:26 v:0.3	
			
			
		Materiale: AA 7075 T7351 File di spettro utilizzato: spettroBW.dat Vista: 3D CAD e FEM	
Tipo di carico	Trazione S0	Flessione S1	Flessione S2
1g_X	0.111	-	-
1g_Y	0.178	-	-
1g_Z	0.129	-	-
Tensione dovuta a MDP	4.76	-	-
Carico limite	60.2	-	-
Tipo di NDI: Dye penetrant	Dimensioni iniziali della cricca: a=2.54; c=3.809; a/c=0.6667;	Dimensioni finali della cricca: a=2.86; c=5.348 a/c=0.535;	
	n° di missioni: 10	Tipo iniziale del difetto: CC02 <i>minimum crack depth</i>	
Note: - critical crack size has NOT been reached ; no significant crack growth occur in 4 times service life - analytical life > 4 times service life? YES			

Tabella 51 - Risultati dell'analisi a frattura per la parete BW

6) Conclusioni

Nel corso di questo studio si è visto come partendo dal modello CAD di un componente aerospaziale è stato possibile realizzare le verifiche strutturali grazie alla realizzazione del modello FEM rispettando i requisiti imposti dalle normative specifiche. E' stato dimostrato che tutti i componenti strutturali del modello soddisfano i requisiti sui margini di sicurezza imposti dalla normativa, sia a livello delle analisi strutturali dei vari *load cases* che per quanto riguarda le verifiche a frattura. In base ai risultati ottenuti dalle verifiche strutturali e nonostante l'EEB rispetti già i margini imposti relativi al peso, può risultare utile effettuare un'ottimizzazione della geometria al fine di ridurlo ulteriormente. Nel caso si decidesse di variare la geometria delle pareti del modello CAD occorrerebbe rivedere il modello FEM, rifare tutti i *checks* necessari e le analisi di tutte le condizioni di carico viste.

Relativamente all'accuratezza del modello FEM rispetto la reale fisica del problema, può risultare necessario effettuare uno studio più accurato sulla modellazione del *foam* che avvolge il componente all'interno della CTB di lancio. Il comportamento del *foam* è infatti di tipo non lineare, ma nelle analisi, in base ai dati sperimentali ricavati dalla normativa ASTRIUM, è stato assunto in prima approssimazione lineare a tratti. Si è quindi appreso che in base alle esigenze delle verifiche strutturali da effettuare occorre un compromesso tra la precisione di realizzazione del modello, i tempi, i costi di esecuzione del modello e la qualità dei risultati che si desidera ricavare.

La metodologia di impostazione ed esecuzione delle verifiche strutturali appresa per l'EEB può essere applicata a qualsiasi altro componente meccanico che debba essere verificato a livello strutturale. L'attività di questa tesi è stata resa possibile anche grazie ai consigli tecnici e al supporto ricevuto dai colleghi presenti in Highftech Engineering che da sempre hanno fornito gli strumenti necessari per la realizzazione del lavoro effettuato.

7) Appendice

7.1 Risultati delle verifiche strutturali sulle pareti dell'EEB

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Left wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	1,98E+01	1,25	14,88	2,00	10,84	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	2,20E+01	1,25	13,28	2,00	9,65	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	3,48E+01	1,25	8,03	2,00	5,74	3	++
	AA 7075 T7351	launch	3,52E+01	1,25	7,93	2,00	5,66	4	+-
	AA 7075 T7351	launch	1,69E+01	1,25	17,60	2,00	12,88	5	-++
	AA 7075 T7351	launch	2,09E+01	1,25	14,04	2,00	10,22	6	-+-
	* AA 7075 T7351	launch	3,55E+01	1,25	7,86	2,00	5,61	7	--+
	AA 7075 T7351	launch	3,54E+01	1,25	7,88	2,00	5,62	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	8,77E+00	1,25	34,85	2,00	25,74	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,45E+01	1,25	20,68	2,00	15,17	10	kick_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	2,53E+00	1,25	123,27	2,00	91,69	11	kick_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,21E+01	1,25	24,98	2,00	18,38	12	kick_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,21E+01	1,25	24,98	2,00	18,38	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,66E+01	1,25	17,94	2,00	13,13	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,66E+01	1,25	17,94	2,00	13,13	15	loadcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,69E+01	1,25	17,60	2,00	12,88	16	loadcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,69E+01	1,25	17,60	2,00	12,88	17	loadcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,51E+01	1,25	19,82	2,00	14,53	18	loadcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,51E+01	1,25	19,82	2,00	14,53	19	loadcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,60E+01	1,25	18,65	2,00	13,66	20	loadcable+++

AA 7075 T7351	on orbit	1,88E+01	1,25	15,72	2,00	11,47	21	loadcable++-
AA 7075 T7351	on orbit	2,06E+01	1,25	14,26	2,00	10,38	22	loadcable+++
AA 7075 T7351	on orbit	1,82E+01	1,25	16,27	2,00	11,88	23	loadcable+--
AA 7075 T7351	on orbit	1,82E+01	1,25	16,27	2,00	11,88	24	loadcable-++
AA 7075 T7351	on orbit	2,06E+01	1,25	14,26	2,00	10,38	25	loadcable-+-
AA 7075 T7351	on orbit	1,88E+01	1,25	15,72	2,00	11,47	26	loadcable--+
AA 7075 T7351	on orbit	1,60E+01	1,25	18,65	2,00	13,66	27	loadcable---
AA 7075 T7351	on orbit	1,64E+01	1,25	18,17	2,00	13,30	28	loadcable45°(x+z+)
AA 7075 T7351	on orbit	1,63E+01	1,25	18,29	2,00	13,39	29	loadcable45°(x+z-)
AA 7075 T7351	on orbit	5,06E+00	1,25	61,13	2,00	45,34	30	loadQDcable_x+
AA 7075 T7351	on orbit	5,03E+00	1,25	61,50	2,00	45,62	31	loadQDcable_x-
AA 7075 T7351	on orbit	3,26E+00	1,25	95,44	2,00	70,93	32	loadQDcable_y+
AA 7075 T7351	on orbit	3,26E+00	1,25	95,44	2,00	70,93	33	loadQDcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	3,93E+00	1,25	79,00	2,00	58,67	34	loadQDcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	3,89E+00	1,25	79,82	2,00	59,28	35	loadQDcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	5,06E+00	1,25	61,13	2,00	45,34	36	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	3,62E+00	1,25	85,85	2,00	63,78	37	loadQDcable_++-
AA 7075 T7351	on orbit	3,88E+00	1,25	80,03	2,00	59,44	38	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	5,03E+00	1,25	61,50	2,00	45,62	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	5,06E+00	1,25	61,13	2,00	45,34	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	3,87E+00	1,25	80,24	2,00	59,59	41	loadQDcable_-+-
AA 7075 T7351	on orbit	3,37E+00	1,25	92,29	2,00	68,58	42	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	5,07E+00	1,25	61,01	2,00	45,25	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	9,94E-02	1,25	3161,98	2,00	2358,15	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Right wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	2,87E+01	1,25	9,95	2,00	7,17	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	2,51E+01	1,25	11,53	2,00	8,34	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	1,71E+01	1,25	17,39	2,00	12,71	3	++
	AA 7075 T7351	launch	2,04E+01	1,25	14,41	2,00	10,50	4	+-
	AA 7075 T7351	launch	2,85E+01	1,25	10,03	2,00	7,23	5	-++
	* AA 7075 T7351	launch	2,88E+01	1,25	9,92	2,00	7,14	6	--
	AA 7075 T7351	launch	2,13E+01	1,25	13,76	2,00	10,01	7	---
	AA 7075 T7351	launch	2,40E+01	1,25	12,10	2,00	8,77	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	7,26E+00	1,25	42,31	2,00	31,30	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,54E+00	1,25	68,25	2,00	50,65	10	kick_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,25E+01	1,25	24,15	2,00	17,76	11	kick_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	5,41E+00	1,25	57,11	2,00	42,35	12	kick_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	5,64E+00	1,25	54,74	2,00	40,58	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	2,01E+00	1,25	155,42	2,00	115,67	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	2,12E+00	1,25	147,30	2,00	109,61	15	loadcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,32E+00	1,25	237,18	2,00	176,65	16	loadcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,21E+00	1,25	258,83	2,00	192,80	17	loadcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,40E+00	1,25	223,57	2,00	166,50	18	loadcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,48E+00	1,25	211,43	2,00	157,45	19	loadcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,78E+00	1,25	175,63	2,00	130,74	20	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	1,86E+00	1,25	168,03	2,00	125,08	21	loadcable++-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,51E+00	1,25	207,21	2,00	154,30	22	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	5,69E-01	1,25	551,55	2,00	411,13	23	loadcable+--
	AA 7075 T7351	on orbit	6,02E-01	1,25	521,26	2,00	388,53	24	loadcable-++
	AA 7075 T7351	on orbit	1,45E+00	1,25	215,83	2,00	160,72	25	loadcable-+-

AA 7075 T7351	on orbit	1,94E+00	1,25	161,06	2,00	119,88	26	loadcable--+
AA 7075 T7351	on orbit	1,89E+00	1,25	165,35	2,00	123,07	27	loadcable---
AA 7075 T7351	on orbit	1,70E+00	1,25	183,94	2,00	136,94	28	loadcable45°(x+z+)
AA 7075 T7351	on orbit	1,47E+00	1,25	212,88	2,00	158,52	29	loadcable45°(x+z-)
AA 7075 T7351	on orbit	3,42E+00	1,25	90,93	2,00	67,57	30	loadQDcable_x+
AA 7075 T7351	on orbit	3,58E+00	1,25	86,82	2,00	64,50	31	loadQDcable_x-
AA 7075 T7351	on orbit	1,89E+00	1,25	165,35	2,00	123,07	32	loadQDcable_y+
AA 7075 T7351	on orbit	1,84E+00	1,25	169,87	2,00	126,45	33	loadQDcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	1,19E+00	1,25	263,20	2,00	196,06	34	loadQDcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	1,26E+00	1,25	248,52	2,00	185,11	35	loadQDcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	3,56E+00	1,25	87,31	2,00	64,87	36	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	2,12E+00	1,25	147,30	2,00	109,61	37	loadQDcable_++-
AA 7075 T7351	on orbit	2,63E+00	1,25	118,54	2,00	88,16	38	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	1,25E+00	1,25	250,52	2,00	186,60	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	1,30E+00	1,25	240,85	2,00	179,38	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	2,75E+00	1,25	113,33	2,00	84,27	41	loadQDcable_-+-
AA 7075 T7351	on orbit	2,49E+00	1,25	125,27	2,00	93,18	42	loadQDcable_---+
AA 7075 T7351	on orbit	3,51E+00	1,25	88,57	2,00	65,81	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	1,98E-01	1,25	1586,88	2,00	1183,34	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Front wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	3,98E+01	1,25	6,90	2,00	4,89	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	3,69E+01	1,25	7,52	2,00	5,36	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	4,61E+01	1,25	5,82	2,00	4,09	3	++
	AA 7075 T7351	launch	3,77E+01	1,25	7,34	2,00	5,22	4	+--
	AA 7075 T7351	launch	3,48E+01	1,25	8,03	2,00	5,74	5	-++

	AA 7075 T7351	launch	4,44E+01	1,25	6,08	2,00	4,28	6	--+
	AA 7075 T7351	launch	4,72E+01	1,25	5,66	2,00	3,97	7	---
*	AA 7075 T7351	launch	5,34E+01	1,25	4,89	2,00	3,39	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	5,06E+00	1,25	61,13	2,00	45,34	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	8,25E+00	1,25	37,11	2,00	27,42	10	kick_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	6,88E+00	1,25	44,70	2,00	33,08	11	kick_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,62E+00	1,25	67,05	2,00	49,76	12	kick_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	5,26E+00	1,25	58,77	2,00	43,58	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,22E+00	1,25	256,70	2,00	191,21	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,21E+00	1,25	258,83	2,00	192,80	15	loadcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	5,51E+00	1,25	56,06	2,00	41,56	16	loadcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	5,51E+00	1,25	56,06	2,00	41,56	17	loadcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	2,48E+00	1,25	125,77	2,00	93,56	18	loadcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	2,47E+00	1,25	126,29	2,00	93,94	19	loadcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,49E+00	1,25	69,02	2,00	51,23	20	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	4,48E+00	1,25	69,18	2,00	51,34	21	loadcable++-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,85E+00	1,25	80,66	2,00	59,91	22	loadcable+-+
	AA 7075 T7351	on orbit	3,76E+00	1,25	82,62	2,00	61,37	23	loadcable+--
	AA 7075 T7351	on orbit	3,76E+00	1,25	82,62	2,00	61,37	24	loadcable-++
	AA 7075 T7351	on orbit	3,85E+00	1,25	80,66	2,00	59,91	25	loadcable-+-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,48E+00	1,25	69,18	2,00	51,34	26	loadcable--+
	AA 7075 T7351	on orbit	4,49E+00	1,25	69,02	2,00	51,23	27	loadcable---
	AA 7075 T7351	on orbit	2,07E+00	1,25	150,88	2,00	112,29	28	loadcable45°(x+z+)
	AA 7075 T7351	on orbit	1,99E+00	1,25	156,99	2,00	116,84	29	loadcable45°(x+z-)
	AA 7075 T7351	on orbit	1,52E+00	1,25	205,84	2,00	153,28	30	loadQDcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,53E+00	1,25	204,49	2,00	152,27	31	loadQDcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,00E+00	1,25	103,80	2,00	77,17	32	loadQDcable_y+

AA 7075 T7351	on orbit	3,01E+00	1,25	103,45	2,00	76,91	33	loadQDcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	1,44E+00	1,25	217,33	2,00	161,85	34	loadQDcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	1,45E+00	1,25	215,83	2,00	160,72	35	loadQDcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	3,37E+00	1,25	92,29	2,00	68,58	36	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	1,66E+00	1,25	188,40	2,00	140,27	37	loadQDcable_++-
AA 7075 T7351	on orbit	8,50E-01	1,25	368,88	2,00	274,88	38	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	1,79E+00	1,25	174,64	2,00	130,01	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	1,78E+00	1,25	175,63	2,00	130,74	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	8,59E-01	1,25	365,01	2,00	271,99	41	loadQDcable_-+-
AA 7075 T7351	on orbit	1,72E+00	1,25	181,79	2,00	135,34	42	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	3,38E+00	1,25	92,02	2,00	68,38	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	1,86E-02	1,25	16902,23	2,00	12606,53	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Back wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	1,27E+02	1,25	1,48	2,00	0,85	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	9,52E+01	1,25	2,30	2,00	1,46	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	7,09E+01	1,25	3,43	2,00	2,31	3	+--
	AA 7075 T7351	launch	9,68E+01	1,25	2,25	2,00	1,42	4	+--
	AA 7075 T7351	launch	1,39E+02	1,25	1,26	2,00	0,69	5	-++
	AA 7075 T7351	launch	1,19E+02	1,25	1,64	2,00	0,97	6	-+-
	AA 7075 T7351	launch	1,13E+02	1,25	1,78	2,00	1,08	7	--+
	AA 7075 T7351	launch	1,05E+02	1,25	1,99	2,00	1,23	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	1,02E+02	1,25	2,08	2,00	1,30	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,21E+02	1,25	1,60	2,00	0,94	10	kick_y+

	AA 7075 T7351	on orbit	1,41E+02	1,25	1,23	2,00	0,66	11	kick_y-
*	AA 7075 T7351	on orbit	1,56E+02	1,25	1,02	2,00	0,50	12	kick_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,33E+02	1,25	1,36	2,00	0,76	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,07E+01	1,25	6,72	2,00	4,76	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	4,16E+01	1,25	6,56	2,00	4,64	15	loadcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	2,89E+01	1,25	9,88	2,00	7,11	16	loadcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	2,89E+01	1,25	9,88	2,00	7,11	17	loadcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	6,49E+01	1,25	3,84	2,00	2,61	18	loadcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	5,57E+01	1,25	4,64	2,00	3,21	19	loadcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,41E+01	1,25	8,22	2,00	5,88	20	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	3,59E+01	1,25	7,76	2,00	5,53	21	loadcable++-
	AA 7075 T7351	on orbit	6,05E+01	1,25	4,20	2,00	2,88	22	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	3,27E+01	1,25	8,61	2,00	6,17	23	loadcable+--
	AA 7075 T7351	on orbit	3,26E+01	1,25	8,64	2,00	6,19	24	loadcable-++
	AA 7075 T7351	on orbit	5,29E+01	1,25	4,94	2,00	3,43	25	loadcable-+-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,72E+01	1,25	7,45	2,00	5,30	26	loadcable--+
	AA 7075 T7351	on orbit	3,12E+01	1,25	9,08	2,00	6,52	27	loadcable---
	AA 7075 T7351	on orbit	5,83E+01	1,25	4,39	2,00	3,02	28	loadcable45°(x+z+)
	AA 7075 T7351	on orbit	3,37E+01	1,25	8,33	2,00	5,96	29	loadcable45°(x+z-)
	AA 7075 T7351	on orbit	4,76E+01	1,25	5,61	2,00	3,93	30	loadQDcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	4,84E+01	1,25	5,50	2,00	3,85	31	loadQDcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	7,04E+01	1,25	3,47	2,00	2,33	32	loadQDcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	8,03E+01	1,25	2,92	2,00	1,92	33	loadQDcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	5,06E+01	1,25	5,21	2,00	3,63	34	loadQDcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	4,33E+01	1,25	6,26	2,00	4,42	35	loadQDcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,11E+01	1,25	6,65	2,00	4,71	36	loadQDcable_+++
	AA 7075 T7351	on orbit	4,37E+01	1,25	6,19	2,00	4,37	37	loadQDcable_++-
	AA 7075 T7351	on orbit	9,42E+01	1,25	2,34	2,00	1,49	38	loadQDcable_+--

AA 7075 T7351	on orbit	3,58E+01	1,25	7,78	2,00	5,55	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	3,15E+01	1,25	8,98	2,00	6,44	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	8,14E+01	1,25	2,86	2,00	1,88	41	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	5,15E+01	1,25	5,10	2,00	3,55	42	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	3,44E+01	1,25	8,14	2,00	5,82	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	8,39E+01	1,25	2,75	2,00	1,79	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Top wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	2,95E+01	1,25	9,66	2,00	6,95	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	2,54E+01	1,25	11,38	2,00	8,23	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	2,83E+01	1,25	10,11	2,00	7,29	3	++-
	AA 7075 T7351	launch	2,41E+01	1,25	12,05	2,00	8,73	4	+--
	AA 7075 T7351	launch	2,54E+01	1,25	11,38	2,00	8,23	5	-++
	AA 7075 T7351	launch	2,42E+01	1,25	11,99	2,00	8,69	6	--+
	AA 7075 T7351	launch	2,63E+01	1,25	10,95	2,00	7,92	7	---
	AA 7075 T7351	launch	2,44E+01	1,25	11,89	2,00	8,61	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	2,23E+01	1,25	13,10	2,00	9,52	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,36E+01	1,25	22,12	2,00	16,24	10	kick_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,36E+01	1,25	22,12	2,00	16,24	11	kick_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	4,56E+00	1,25	67,95	2,00	50,43	12	kick_z+
	* AA 7075 T7351	on orbit	5,45E+01	1,25	4,77	2,00	3,30	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,12E+01	1,25	27,07	2,00	19,94	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,12E+01	1,25	27,07	2,00	19,94	15	loadcable_x-

AA 7075 T7351	on orbit	3,89E+00	1,25	79,82	2,00	59,28	16	loadcable_y+
AA 7075 T7351	on orbit	4,06E+00	1,25	76,44	2,00	56,76	17	loadcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	1,68E+00	1,25	186,14	2,00	138,58	18	loadcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	1,55E+00	1,25	201,84	2,00	150,29	19	loadcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	8,41E+00	1,25	36,38	2,00	26,88	20	loadcable+++
AA 7075 T7351	on orbit	9,09E+00	1,25	33,59	2,00	24,80	21	loadcable++-
AA 7075 T7351	on orbit	3,74E+00	1,25	83,06	2,00	61,70	22	loadcable+++
AA 7075 T7351	on orbit	4,44E+00	1,25	69,81	2,00	51,82	23	loadcable+--
AA 7075 T7351	on orbit	4,53E+00	1,25	68,40	2,00	50,77	24	loadcable-++
AA 7075 T7351	on orbit	3,67E+00	1,25	84,67	2,00	62,90	25	loadcable-+-
AA 7075 T7351	on orbit	9,20E+00	1,25	33,17	2,00	24,49	26	loadcable--+
AA 7075 T7351	on orbit	8,35E+00	1,25	36,65	2,00	27,08	27	loadcable---
AA 7075 T7351	on orbit	7,31E+00	1,25	42,01	2,00	31,08	28	loadcable45°(x+z+)
AA 7075 T7351	on orbit	8,27E+00	1,25	37,02	2,00	27,36	29	loadcable45°(x+z-)
AA 7075 T7351	on orbit	6,52E+00	1,25	47,22	2,00	34,97	30	loadQDcable_x+
AA 7075 T7351	on orbit	6,57E+00	1,25	46,85	2,00	34,69	31	loadQDcable_x-
AA 7075 T7351	on orbit	3,25E+00	1,25	95,74	2,00	71,15	32	loadQDcable_y+
AA 7075 T7351	on orbit	3,30E+00	1,25	94,27	2,00	70,06	33	loadQDcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	1,27E+00	1,25	246,56	2,00	183,65	34	loadQDcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	1,17E+00	1,25	267,72	2,00	199,43	35	loadQDcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	5,45E+00	1,25	56,69	2,00	42,03	36	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	5,25E+00	1,25	58,89	2,00	43,67	37	loadQDcable_++-
AA 7075 T7351	on orbit	2,20E+00	1,25	141,91	2,00	105,59	38	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	2,38E+00	1,25	131,10	2,00	97,53	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	2,40E+00	1,25	130,00	2,00	96,71	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	2,09E+00	1,25	149,43	2,00	111,20	41	loadQDcable_-+-
AA 7075 T7351	on orbit	5,98E+00	1,25	51,58	2,00	38,21	42	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	5,44E+00	1,25	56,79	2,00	42,11	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	4,13E-01	1,25	760,26	2,00	566,80	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

Part	Material	Load condition	Stress [N/mm ²]	Safety Factor for YIELD	Margin of Safety MoS YIELD	Safety Factor for ULTIMATE	Margin of Safety MoS ULTIMATE	LOAD CASES	LC cmp
Bottom wall Von Mises	AA 7075 T7351	launch	2,67E+01	1,25	10,78	2,00	7,78	1	+++
	AA 7075 T7351	launch	2,82E+01	1,25	10,15	2,00	7,32	2	++-
	AA 7075 T7351	launch	2,95E+01	1,25	9,66	2,00	6,95	3	++-
	AA 7075 T7351	launch	2,50E+01	1,25	11,58	2,00	8,38	4	++-
	AA 7075 T7351	launch	2,10E+01	1,25	13,97	2,00	10,17	5	-++
	AA 7075 T7351	launch	2,21E+01	1,25	13,23	2,00	9,61	6	-+-
	AA 7075 T7351	launch	2,45E+01	1,25	11,83	2,00	8,57	7	---+
	AA 7075 T7351	launch	2,42E+01	1,25	11,99	2,00	8,69	8	---
	AA 7075 T7351	on orbit	1,51E+01	1,25	19,82	2,00	14,53	9	kick_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,29E+00	1,25	94,56	2,00	70,28	10	kick_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	3,47E+00	1,25	89,61	2,00	66,58	11	kick_y-
	* AA 7075 T7351	on orbit	6,08E+01	1,25	4,17	2,00	2,86	12	kick_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	7,94E+00	1,25	38,60	2,00	28,53	13	kick_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,38E+00	1,25	92,02	2,00	68,38	14	loadcable_x+
	AA 7075 T7351	on orbit	3,34E+00	1,25	93,13	2,00	69,21	15	loadcable_x-
	AA 7075 T7351	on orbit	1,27E+00	1,25	246,56	2,00	183,65	16	loadcable_y+
	AA 7075 T7351	on orbit	1,26E+00	1,25	248,52	2,00	185,11	17	loadcable_y-
	AA 7075 T7351	on orbit	2,17E+00	1,25	143,88	2,00	107,06	18	loadcable_z+
	AA 7075 T7351	on orbit	2,13E+00	1,25	146,61	2,00	109,09	19	loadcable_z-
	AA 7075 T7351	on orbit	3,34E+00	1,25	93,13	2,00	69,21	20	loadcable+++
	AA 7075 T7351	on orbit	1,22E+00	1,25	256,70	2,00	191,21	21	loadcable++-
	AA 7075 T7351	on orbit	2,79E+00	1,25	111,69	2,00	83,05	22	loadcable++-
	AA 7075 T7351	on orbit	6,50E-01	1,25	482,69	2,00	359,77	23	loadcable+--
	AA 7075 T7351	on orbit	6,47E-01	1,25	484,94	2,00	361,44	24	loadcable-++
	AA 7075 T7351	on orbit	2,93E+00	1,25	106,30	2,00	79,03	25	loadcable-+-

AA 7075 T7351	on orbit	1,10E+00	1,25	284,82	2,00	212,18	26	loadcable--+
AA 7075 T7351	on orbit	3,41E+00	1,25	91,20	2,00	67,77	27	loadcable---
AA 7075 T7351	on orbit	3,85E+00	1,25	80,66	2,00	59,91	28	loadcable45°(x+z+)
AA 7075 T7351	on orbit	1,16E+00	1,25	270,03	2,00	201,16	29	loadcable45°(x+z-)
AA 7075 T7351	on orbit	4,55E+01	1,25	5,91	2,00	4,15	30	loadQDcable_x+
AA 7075 T7351	on orbit	4,55E+01	1,25	5,91	2,00	4,15	31	loadQDcable_x-
AA 7075 T7351	on orbit	5,31E+01	1,25	4,92	2,00	3,42	32	loadQDcable_y+
AA 7075 T7351	on orbit	5,31E+01	1,25	4,92	2,00	3,42	33	loadQDcable_y-
AA 7075 T7351	on orbit	1,05E+01	1,25	28,94	2,00	21,33	34	loadQDcable_z+
AA 7075 T7351	on orbit	1,05E+01	1,25	28,94	2,00	21,33	35	loadQDcable_z-
AA 7075 T7351	on orbit	3,69E+01	1,25	7,52	2,00	5,36	36	loadQDcable_+++
AA 7075 T7351	on orbit	3,96E+01	1,25	6,94	2,00	4,92	37	loadQDcable_++-
AA 7075 T7351	on orbit	4,70E+01	1,25	5,69	2,00	3,99	38	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	4,26E+01	1,25	6,38	2,00	4,50	39	loadQDcable_+--
AA 7075 T7351	on orbit	4,26E+01	1,25	6,38	2,00	4,50	40	loadQDcable_-++
AA 7075 T7351	on orbit	4,70E+01	1,25	5,69	2,00	3,99	41	loadQDcable_-+-
AA 7075 T7351	on orbit	3,96E+01	1,25	6,94	2,00	4,92	42	loadQDcable_--+
AA 7075 T7351	on orbit	3,69E+01	1,25	7,52	2,00	5,36	43	loadQDcable_---
AA 7075 T7351	on orbit	8,80E-02	1,25	3571,73	2,00	2663,77	44	pull_HydraulicCableUP_z+

* in giallo è evidenziato il caso più critico

7.2 Gore Space Cables for LEO Applications - Data Sheet



Property	Value
Operating temperature range	-200°C to +200°C
Maximum temperature for short periods	260°C
Dielectric material	Expanded PTFE
Outer jacket	PFA
Conductor construction	Concentric silver-plated copper
Maximum operating voltage	600 V RMS
Bending radius	10 x outer diameter (repeated) or 6 x outer diameter (once)

ORDERING INFORMATION (CONTINUED)

Variant Number	Construction	Number of Cores	Shield	Maximum Conductor Resistance (ohm/km)	Gauge Size (AWG)	Maximum Cable Diameter (mm)	Maximum Weight (kg/km)
39	Jacketed pair	1	Yes	636.0	32	1.37	4.40
40	Jacketed pair	1	Yes	375.0	30	1.44	5.33
41	Jacketed pair	1	Yes	239.0	28	1.60	6.52
42	Jacketed pair	1	Yes	150.0	26	1.71	8.25
43	Jacketed pair	1	Yes	88.9	24	1.86	9.62
44	Jacketed pair	1	Yes	50.0	22	2.04	12.30
45	Jacketed pair	1	Yes	30.8	20	2.27	15.30
46	Jacketed pair	1	Yes	15.3	16	2.83	25.80
47	Jacketed pair	1	Yes	6.5	12	3.69	48.50
48	Jacketed pair	2	Yes	649.0	32	2.20	9.31
49	Jacketed pair	2	Yes	383.0	30	2.35	11.00
50	Jacketed pair	2	Yes	244.0	28	2.51	12.20
51	Jacketed pair	2	Yes	152.0	26	2.74	15.40
52	Jacketed pair	2	Yes	90.7	24	3.06	18.40
53	Jacketed pair	2	Yes	51.0	22	3.41	24.20
54	Jacketed pair	2	Yes	31.4	20	3.87	30.50
55	Jacketed pair	2	Yes	15.6	16	5.21	55.40
56	Jacketed pair	2	Yes	6.6	12	7.03	111.00
57	Jacketed pair	3	Yes	652.0	32	2.32	10.60
58	Jacketed pair	3	Yes	385.0	30	2.48	12.70
59	Jacketed pair	3	Yes	245.0	28	2.66	14.30
60	Jacketed pair	3	Yes	152.0	26	2.90	18.50
61	Jacketed pair	3	Yes	90.7	24	3.23	24.50
62	Jacketed pair	3	Yes	51.0	22	3.62	30.30
63	Jacketed pair	3	Yes	31.4	20	4.11	41.40
64	Jacketed pair	3	Yes	15.6	16	5.53	73.00
65	Jacketed pair	3	Yes	6.6	12	7.49	151.00
66	Jacketed pair	4	Yes	655.0	32	2.59	12.90
67	Jacketed pair	4	Yes	386.0	30	2.77	15.90
68	Jacketed pair	4	Yes	246.0	28	2.98	18.00
69	Jacketed pair	4	Yes	154.0	26	3.27	23.50
70	Jacketed pair	4	Yes	91.6	24	3.66	29.00
71	Jacketed pair	4	Yes	51.5	22	4.10	38.60
72	Jacketed pair	4	Yes	31.7	20	4.68	52.70
73	Jacketed pair	4	Yes	15.8	16	6.39	101.00
74	Jacketed pair	4	Yes	6.7	12	8.65	191.00
75	Jacketed pair	5	Yes	661.0	32	2.74	15.60
76	Jacketed pair	5	Yes	390.0	30	2.95	17.80
77	Jacketed pair	5	Yes	249.0	28	3.16	20.40
78	Jacketed pair	5	Yes	156.0	26	3.47	26.90
79	Jacketed pair	5	Yes	92.5	24	3.89	33.80
80	Jacketed pair	5	Yes	52.0	22	4.38	45.40
81	Jacketed pair	5	Yes	32.0	20	5.00	62.70
82	Jacketed pair	7	Yes	661.0	32	2.98	18.10
83	Jacketed pair	7	Yes	390.0	30	3.19	20.80
84	Jacketed pair	7	Yes	249.0	28	3.44	26.10
85	Jacketed pair	7	Yes	156.0	26	3.78	32.40
86	Jacketed pair	7	Yes	92.5	24	4.25	43.70
87	Jacketed pair	7	Yes	52.0	22	4.79	58.90
88	Jacketed pair	7	Yes	32.0	20	5.79	89.70

7.3 Molle a compressione - Data Sheet



MOLLE A COMPRESIONE A

Diametro filo mm	Nr totale particolari	Nr totale molle	Nr. particolari	Cod. prezzo acciaio	Cod. prezzo inox
0.40 to 1	30	300	A53000	DD	DE
0.63 to 1.6	12	120	A53020	DA	DB
0.50 to 2	21	200	A53040	DD	DF

FILO ARMONICO DIN 17223										ACCIAIO INOX DIN 17224					
Ds	#	Lo	Li	A	B	Pa	Pt	Sh	Nr. Part.	Cod. Prezzo	Ph	Pt	Nr. Part.	Cod. Prezzo	
Diam est mm	Diam filo mm	Lunghezza mm	Lunghezza libera mm	Diam interno mm	Spesse molle mm	Carico a L1 N	Carico Res. N	Altezza a Basso mm			Carico a L1 N	Carico Res. N			
4.40	0.40	25.5	10.5				0.45	8.5	019006	A		0.36	019006	0	
		7.5	3.0				1.17	2.8	019008	A		0.87	019008	0	
		11.0	4.1				0.74	3.4	019010	A		0.62	019010	0	
		16.5	5.8	3.2	5.0	0.25	0.48	4.6	019020	A	4.37	0.40	019020	0	
		24.0	8.0				0.32	6.2	019030	A		0.27	019030	0	
		35.5	11.4				0.22	8.8	019040	A		0.18	019040	0	
	5.40		10.5	3.2				0.60	2.6	019060	A		0.50	019060	0
			16.0	4.3				0.38	3.4	019060	A		0.32	019060	0
			24.0	6.4	4.1	6.0	4.26	0.25	4.5	019070	A	3.63	0.21	019070	0
			35.0	9.0				0.17	6.2	019080	A		0.14	019080	0
			53.0	12.8				0.11	8.6	019090	A		0.09	019090	0
		3.00		4.4	3.5				11.58	3.3	011100	A		9.55	011100
	6.1		4.7				7.42	4.3	011110	A		6.18	011110	0	
	8.7		6.5	1.7	3.4	10.40	4.80	5.5	011120	A	8.66	4.00	011120	0	
	12.0		9.0				3.27	7.3	011130	A		2.72	011130	0	
	17.5		12.8				2.21	10.8	011140	A		1.64	011140	0	
	5.5		3.7				5.57	3.3	011150	A		4.64	011150	0	
3.70		7.9	5.1				3.55	4.3	011160	A		3.94	011160	0	
		11.5	7.1	2.4	4.1	10.00	2.28	5.8	011170	A	8.33	1.60	011170	0	
		16.0	9.8				1.58	7.8	011180	A		1.30	011180	0	
		23.5	14.0				1.05	10.8	011190	A		0.87	011190	0	
		7.0	3.7				2.83	3.3	011200	A		2.36	011200	0	
		10.0	5.1				1.81	4.3	011210	A		1.51	011210	0	
4.50	0.50	15.0	7.1	3.2	5.0	0.32	1.17	5.8	011220	A	7.76	0.97	011220	0	
		21.5	9.8				0.79	7.8	011230	A		0.66	011230	0	
		31.0	14.0				0.54	10.8	011240	A		0.45	011240	0	
		14.0	5.4				1.46	3.3	011250	A		1.22	011250	0	
		20.5	7.6	4.0	6.2	8.04	0.61	5.8	011270	A	6.70	0.51	011270	0	
		30.0	10.5				0.41	7.8	011280	A		0.34	011280	0	
6.00		44.5	15.1				0.27	10.8	011290	A		0.22	011290	0	
		13.5	4.3				0.73	3.3	011300	A		0.61	011300	0	
		20.0	6.0				0.46	4.3	011310	A		0.38	011310	0	
		30.0	8.7	5.3	7.3	6.37	0.30	5.8	011320	A	5.47	0.25	011320	0	
		44.0	12.2				0.21	7.8	011330	A		0.17	011330	0	
		65.0	17.4				0.14	10.8	011340	A		0.12	011340	0	
3.85		5.5	4.0				14.02	4.1	011350	A		11.88	011350	0	
		7.8	5.4				9.90	5.4	011360	A		7.41	011360	0	
		11.0	7.3	2.3	4.2	20.96	5.77	7.3	011370	A	17.48	4.81	011370	0	
		15.5	10.3				3.90	9.8	011380	A		3.27	011380	0	
		22.5	14.7				2.65	13.5	011390	A		2.21	011390	0	
		6.7	4.3				7.16	4.1	011400	A		5.96	011400	0	
4.80		9.8	5.8				4.95	5.4	011410	A		3.79	011410	0	
		14.0	8.2	3.0	5.0	17.18	2.94	7.3	011420	A	14.28	2.45	011420	0	
		20.0	11.3				2.06	9.8	011430	A		1.67	011430	0	
		28.0	16.2				1.35	13.5	011440	A		1.12	011440	0	
		8.5	4.3				3.69	4.1	011450	A		3.07	011450	0	
		12.0	5.8				2.35	5.4	011460	A		1.86	011460	0	
5.80	0.63	18.5	8.2	3.9	6.1	15.48	1.85	7.3	011470	A	12.90	1.29	011470	0	
		26.0	11.3				1.03	9.8	011480	A		0.86	011480	0	
		35.5	16.2				0.70	13.5	011490	A		0.58	011490	0	
		11.5	4.6				1.83	4.1	011500	A		1.52	011500	0	
		17.0	6.2				1.17	5.4	011510	A		0.97	011510	0	
		25.5	8.9				0.76	7.3	011520	A	10.37	0.59	011520	0	
6.00		35.5	12.3				0.51	9.8	011530	A		0.43	011530	0	
		54.0	17.7				0.34	13.5	011540	A		0.28	011540	0	
		16.0	5.1				0.89	4.1	011550	A		0.74	011550	0	
		24.0	7.1				0.57	5.4	011560	A		0.47	011560	0	
		37.0	10.2	6.8	9.4	10.00	0.37	7.3	011570	A	6.33	0.31	011570	0	
		55.0	14.3				0.25	9.8	011580	A		0.21	011580	0	
8.00		80.5	20.6				0.17	13.5	011590	A		0.14	011590	0	
		6.9	5.2				18.33	5.2	011600	A		15.44	011600	0	
		9.7	7.0				11.87	6.8	011610	A		9.80	011610	0	
		14.0	9.8	2.8	5.3	31.87	7.67	9.2	011620	A	26.35	6.38	011620	0	
		19.5	13.5				5.22	12.4	011630	A		4.35	011630	0	
		28.0	19.1				3.52	17.2	011640	A		2.65	011640	0	
5.00		8.3	5.6				9.33	5.2	011650	A		7.94	011650	0	
		12.0	7.7				6.07	6.8	011660	A		5.05	011660	0	
		17.5	10.9	3.8	6.3	25.96	3.82	9.2	011670	A	21.45	3.27	011670	0	
		24.5	15.1				2.67	12.4	011680	A		2.22	011680	0	
		36.0	21.3				1.80	17.2	011690	A		1.50	011690	0	
		10.5	5.8				4.77	5.2	011700	A		3.87	011700	0	
7.10	0.80	15.5	7.7				3.03	6.8	011710	A		2.52	011710	0	
		23.0	10.9	5.0	7.7	24.00	1.86	9.2	011720	A	20.02	1.63	011720	0	
		33.0	15.1				1.33	12.4	011730	A		1.11	011730	0	
		46.0	21.5				0.80	17.2	011740	A		0.75	011740	0	
		14.5	6.1				2.32	5.2	011750	A		1.83	011750	0	
		21.5	8.4				1.48	6.8	011760	A		1.23	011760	0	
8.80		32.0	12.0	6.6	9.6	19.92	0.86	9.2	011770	A	16.26	0.80	011770	0	
		47.0	16.7				0.65	12.4	011780	A		0.54	011780	0	
		66.0	23.3				0.44	17.2	011790	A		0.37	011790	0	
		20.0	8.9				1.33	6.8	011800	A		1.07	011800	0	
		30.0	12.8				0.76	9.2	011810	A		0.63	011810	0	
		45.5	18.3	8.6	11.6	15.40	0.49	12.4	011820	A	12.83	0.41	011820	0	
10.80		66.0	19.9				0.33	17.2	011830	A		0.27	011830	0	
		96.5	28.5				0.23	23.2	011840	A		0.19	011840	0	
		8.5	6.6				25.24	5.5	011850	B		19.26	011850	0	
		12.0	9.0				14.81	7.3	011860	B		12.34	011860	0	
		17.0	12.8	3.6	6.5	43.74	0.57	10.5	011870	B	38.44	7.87	011870	0	



8

ORDINATE AL TEL NR (39) 0 15 23681 O AL FAX NR (39) 0 15 23646

7.4 Scheda tecnica del Delrin POM-C Poliacetalica

AL-15-314

COMMERCIALE FOND s.p.a.
 ALLUMINIO - GHISA - BRONZO - RAME - OTTONE
 IN BARRE, LASTRE E FUSIONI A MODELLO

Sede: Via Baccelliera, 6 - 41100 MODENA
 Codice Fiscale/Partita IVA 00349860361
 Filiale di MILANO:
 Via Cavalcanti, 4 - 20063 CERNUSCO S/N (MI)
 Filiale di TORINO:
 Via Liguria, 24 - Z.I. AUTOPORTO PESCARITO
 10099 SAN MAURO (TO)

CERTIFICATO
ISO 9001 : 2000
N. 819/97/SEnte R/NA
 Rilasciato per la sede

cod. COM Rev. 2 23/04/03
 Data: 12/06/09 ore:11.46

Pagina 1 di 1 totali

028 2489

CARATTERISTICHE TECNICHE TECHNICAL PROPERTIES

Proprietà	Properties	Norma Test method DIN	U.M. Unit	POM-C
Colore	Colour	-	-	Naturale/nero
Densità	Specific gravity	1163	g/cm ³	1,41
Assorbimento d'acqua	Water absorption	-	-	-
- dopo 24/96 h di immersione in acqua a 23°C	after 24/96 hs in immersion in water at 23°C	03	mg	20/37
- a saturazione in aria a 23°C/50 UR	to glut in air to 23 C/50 URs	-	%	0,2
- a saturazione in acqua a 23°C	to glut water to 23°C	-	%	0,05
Proprietà termiche	Thermal Properties	-	-	-
Temperatura di fusione	Temperature of fusion	-	°C	165
Temperatura di transizione vetrosa	Temperature of glassy transition	-	°C	-
Conduttività termica 23°C	Thermal conductivity at 23°C	-	W/(m.K)	0,31
Coefficiente di dilatazione termica lineare	Coef. of linear therm. Expansion	-	-	-
- valore medio tra 25°C e 60°C	middle value among 25 C and 60 C	-	m/(m.K)	111x10 ⁻⁶
- valore medio tra 25°C e 100°C	middle value among 25 C and 100 C	-	m/(m.K)	125x10 ⁻⁶
Temperatura di flessione sotto carico	Heat deflection temperature	-	-	-
-metodo A: 1,8 Mpa	method for 1,8 MPa	75	°C	105
Temperatura massima di utilizzo ammessa in aria	Max permissible service temperature	-	-	-
- per brevi periodi	for brief periods	-	°C	140
- in continuo: per 5000/20000 h	in continuo: for 5000/20000 hs	-	°C	115/100
Temperatura minima di utilizzo	Lower temperature limit	-	°C	-50
Infiammabilità	Flammability	-	-	-
- "Indice di ossigeno"	Coefficient OI	4589	%	15
- secondo metodo (UL 94)	According to UL 94	-	-	HB/HB
Proprietà meccaniche a 23°C	Mechanical Properties at 23°C	-	-	-
Test di trazione	Test of traction	-	-	-
carico di snervamento/carico di rottura	Tensile strength at yield/at break	527	MPa	55/
allungamento a rottura	Elongation at break	527	%	35
modulo elastico a trazione	Modulus of elasticity	527	MPa	3100
Test di compressione	Test of compression	-	-	-
-carico a 1/2/5% di deformazione permanente	1 load to 1/2/5% of nominal deformation	804	MPa	19/35/67
Creep test a trazione	Creep test at tensile strength	-	-	-
-carico per ottenere 1% di allungamento in 1000 h	Load to get 1% of extension in 1000 hs	899	MPa	33
Resistenza all'urto Charpy - senza intaglio	Resistance to the bump Charpy - without carving	179	kJ/m ²	>150
Resistenza all'urto Charpy - con intaglio	Resistance to the bump Charpy - with carving	179	kJ/m ²	7
Resistenza all'urto Izod - con intaglio	Resistance to the uto Izod - with carving	180	kJ/m ²	7
Durezza di penetrazione della sfera	Hardness of penetration of the sphere	2039	N/mm ²	140
Durezza Rockwell	Hardness Rockwell	2039	-	M 64
Proprietà elettriche a 23°C	Electrical Properties at 23°C	-	-	-
Rigidità dielettrica	Dielectric strength	60743	kV/mm	20
Resistività di volume	Volume resistivity	60090	Ω/cm	>10 ¹¹
Resistività di superficie	Surface resistivity	60090	Ω	>10 ¹¹
Costante dielettrica ε'	Dielectric constant	60250	-	3,6
Fattore di dissipazione tan δ	Dist. Loss factor	60250	-	0,003
Indice comparativo delle correnti striscianti (CTI)	Tracking resistance	50112	-	600

I valori indicati in questa tabella sono stati determinati nei nostri laboratori e possono essere considerati un utile riferimento. Per maggiori informazioni sui nostri prodotti, si prega di contattare la Commerciale Fond s.p.a.

Qualora una trasmissione non risultasse corretta / completa, si prega di contattare la Commerciale Fond s.p.a.

Sede: Tel. +39 / 059 / 46 88 08 - Fax. +39 / 059 / 46 88 05
 Filiale: Tel. +39 / 02 / 92 30 930 - Fax. +39 / 02 / 92 33 12 66
 Filiale: Tel. +39 / 011 / 274 13 82 - Fax. +39 / 011 / 274 20 41

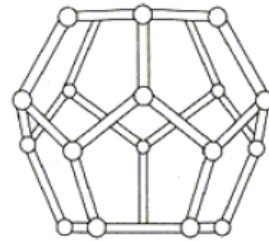
e-mail: info@commercialefond.it - Web: www.commercialefond.it

7.5 Scheda tecnica del Plastazote LD 45 FR



Plastazote®

Low density polyethylene flame retardant
foam 45 kg/m³



LD 45 FR

ZOTEGRAM

Plastazote foam is a closed cell cross-linked polyethylene foam containing flame retardant additives. This data characterises LDPE foam grades LD45FR (45kg/m³). The material will thermoform into simple and complex shapes.

Property	Test Method	Units	Typical Value
Density Skin/Skin (s/s)	EN ISO 845 1995 BS 4443 Pt1 : 2 1988 DIN 53420 1978	kg/m ³	45
Recommended operating temperature range	Internal	Max °C	+110
		Min °C	-70
Compression stress - strain characteristics	EN ISO 3386/1 1997 BS 443 Pt1 : 5a 1988		
25% Compression	DIN 53572 1986	kPA	50
40% Compression		kPA	95
50% Compression		kPA	140
60% Compression		kPA	215
Compression set s/s thickness 72 hrs 50% compression 23°C, ½ hr recovery	EN ISO 1856 1996 BS 4443 Pt1 : 6b 1988 DIN 53572 1986	% set	21
48 hrs 20% compression 23°C, ½ hr recovery			5

Tear strength	EN ISO 1856 1996 BS 4443 Pt6 : 15 1991	N/m	930
Tensile strength	ISO 1798 1983 BS 4443 Pt1 : 3a 1988 DIN 53571 1986	kPA	440
Elongation at break		%	155
Water vapour transmission Temperature = 38°C Relative humidity gradient"	ISO 1663 1981 BS 4370 Pt2 : 8 1993 DIN 53429 1971	µg/m ² /sec	22
Permeability Sample = 25mm thick		ng/Pa/s/m	0.09
Water absorption	DIN 53428 1986		
1 Day		% vol	<0.1
7 Days		% vol	<0.3
14 Days		% vol	<0.4
28 Days		% vol	<0.5
Thermal conductivity Tested at mean temp of 10°C	ISO 8302 1991 BS 874 Pt2 : 2.1 1986	W/m.K	0.043
Horizontal burning characteristics	ISO 3582 1978 BS 4735 1974		Melts back from flame and extinguishes
Thickness 5mm		mm/sec	
Thickness 13mm		mm/sec	
	FMVSS.302		Pass at 2mm thickness and above
Flammability Specifications	Civil Aviation Authority	CAA 8 Issue 2 Para 2.2 (b)	Complies
	Federal Aviation Authority	FAR part 25.853 (b) (1991)	Complies
	Airbus Industrie Specification	ATS 1000.001 Issue 5	Complies
	The Furniture and Furnishings (Fire) (Safety) Regulations 1988		Complies
	DIN 4102: B1		Pass at 6mm thickness and below
	UL94 HF-1		Pass at 6mm thickness and below
	UL94 HF-2		Pass
Shore hardness 00 scale (min 10mm c/c thickness)	ISO 868 1985 BS 2782: Pt3 Method 365B : 1992		57

7.6 Parte dello spettro di carico utilizzato per l'analisi a frattura della parete LW

			TRAZIONE		
			Nb Cycles	So [Mpa] min	So [Mpa] max
1	Road transport Europe	ROAD TRANSPORT . x-direction	2,02000000E+00	3,15180000E+00	3,46220000E+00
			1,99590000E+02	3,17605000E+00	3,43795000E+00
			3,09160000E+02	3,20224000E+00	3,41176000E+00
			3,02390000E+03	3,23328000E+00	3,38072000E+00
			3,35999700E+04	3,26626000E+00	3,34774000E+00
		ROAD TRANSPORT . y-direction	4,33439900E+05	3,30700000E+00	3,30700000E+00
			1,00000000E-01	3,12890000E+00	3,48510000E+00
			2,52000000E+00	3,16315000E+00	3,45085000E+00
			5,11100000E+01	3,19740000E+00	3,41660000E+00
			1,02141000E+03	3,23439000E+00	3,37961000E+00
		ROAD TRANSPORT . z-direction	1,23648300E+04	3,27275000E+00	3,34125000E+00
			4,56959990E+06	3,30700000E+00	3,30700000E+00
			2,95640000E+02	3,17300000E+00	3,19700000E+00
			9,81080000E+02	3,17487500E+00	3,19512500E+00
			4,23345000E+03	3,17690000E+00	3,19310000E+00
			1,80095300E+04	3,17930000E+00	3,19070000E+00
			8,39999700E+04	3,18185000E+00	3,18815000E+00
3,62879900E+05	3,18500000E+00	3,18500000E+00			
2	TEST spectrum to be added if applicable	he leak test	0,00000000E+00	0,00000000E+00	3,17000000E+00
		ppt	0,00000000E+00	0,00000000E+00	0,00000000E+00
2b	Carichi ciclici di esercizio		0,00000000E+00	0,00000000E+00	0,00000000E+00
3	Air transport Europe	AIR TRANSPORT/Vert.Man -ESA	1,00000000E-02	3,16250000E+00	3,20750000E+00
			3,00000000E-02	3,16787000E+00	3,20213000E+00
			1,20000000E-01	3,17171000E+00	3,19829000E+00
			5,00000000E-01	3,17436500E+00	3,19563500E+00
			2,06000000E+00	3,17627000E+00	3,19373000E+00
			8,54000000E+00	3,17802500E+00	3,19197500E+00
			3,51800000E+01	3,17961500E+00	3,19038500E+00
			1,46720000E+02	3,18122000E+00	3,18878000E+00
			6,08290000E+02	3,18243500E+00	3,18756500E+00
			2,52184000E+03	3,18363500E+00	3,18636500E+00
		AIR TRANSPORT/Lat.Gu.	3,00000000E-02	2,97950000E+00	3,39050000E+00
			1,20000000E-01	2,99922800E+00	3,37077200E+00
			4,80000000E-01	3,01977800E+00	3,35022200E+00
			1,89000000E+00	3,03950600E+00	3,33049400E+00
			7,54000000E+00	3,06005600E+00	3,30994400E+00
			3,00200000E+01	3,07978400E+00	3,29021600E+00
			1,19520000E+02	3,09869000E+00	3,27131000E+00
			4,75830000E+02	3,11841800E+00	3,25158200E+00
			1,89433000E+03	3,13814600E+00	3,23185400E+00
			7,54144000E+03	3,15787400E+00	3,21212600E+00
		AIR TRANSPORT/Vert.Gu.	0,00000000E+00	3,14000000E+00	3,23000000E+00
			2,00000000E-02	3,14843000E+00	3,22157000E+00
			5,00000000E-02	3,15524000E+00	3,21476000E+00
			2,00000000E-01	3,16143500E+00	3,20856500E+00
			7,00000000E-01	3,16626500E+00	3,20373500E+00
			2,47000000E+00	3,17088500E+00	3,19911500E+00
			8,80000000E+00	3,17459000E+00	3,19541000E+00
			3,12800000E+01	3,17712500E+00	3,19287500E+00
			1,11240000E+02	3,17966000E+00	3,19034000E+00
			3,95610000E+02	3,18213500E+00	3,18786500E+00
		AIR TRANSPORT/Cont.Vib	1,00000000E-02	2,84560700E+00	3,52439300E+00
			7,00000000E-02	2,86635400E+00	3,50364600E+00
			4,50000000E-01	2,88941600E+00	3,48058400E+00
			2,78000000E+00	2,92004500E+00	3,44995500E+00
			1,72800000E+01	2,94872700E+00	3,42127300E+00
			1,07440000E+02	2,97653500E+00	3,39346500E+00
			6,68010000E+02	3,00520200E+00	3,36479800E+00
			4,15355000E+03	3,03981500E+00	3,33018500E+00
			2,58257100E+04	3,08494600E+00	3,28505400E+00
			1,60577660E+05	3,11472600E+00	3,25527400E+00
AIR TRANSPORT/Landing	0,00000000E+00	2,76110000E+00	3,81440000E+00		
	0,00000000E+00	2,79088900E+00	3,77036300E+00		
	0,00000000E+00	2,81932900E+00	3,72822300E+00		
	0,00000000E+00	2,84789100E+00	3,68568700E+00		
	0,00000000E+00	2,87652500E+00	3,64335300E+00		
	0,00000000E+00	2,90496500E+00	3,60121300E+00		

			0,00000000E+00	2,93358400E+00	3,55889400E+00
			1,00000000E-02	2,96216100E+00	3,51634300E+00
			2,00000000E-02	2,99058600E+00	3,47421800E+00
			6,00000000E-02	3,01922000E+00	3,43188400E+00
4	Air transport from Europe to USA	AIR TRANSPORT/Vert.Man	4,00000000E-02	3,16250000E+00	3,20750000E+00
			1,60000000E-01	3,16787000E+00	3,20213000E+00
			6,30000000E-01	3,17171000E+00	3,19829000E+00
			2,62000000E+00	3,17436500E+00	3,19563500E+00
			1,08800000E+01	3,17627000E+00	3,19373000E+00
			4,51200000E+01	3,17802500E+00	3,19197500E+00
			1,85950000E+02	3,17961500E+00	3,19038500E+00
			7,75540000E+02	3,18122000E+00	3,18878000E+00
			3,21523000E+03	3,18243500E+00	3,18756500E+00
			1,33297400E+04	3,18363500E+00	3,18636500E+00
		AIR TRANSPORT/Lat.Gu.	1,60000000E-01	2,97950000E+00	3,39050000E+00
			6,30000000E-01	2,99922800E+00	3,37077200E+00
			2,52000000E+00	3,01977800E+00	3,35022200E+00
			1,00100000E+01	3,03950600E+00	3,33049400E+00
			3,98600000E+01	3,06005600E+00	3,30994400E+00
			1,58690000E+02	3,07978400E+00	3,29021600E+00
			6,31770000E+02	3,09869000E+00	3,27131000E+00
			2,51512000E+03	3,11841800E+00	3,25158200E+00
			1,00128600E+04	3,13814600E+00	3,23185400E+00
			3,98619000E+04	3,15787400E+00	3,21212600E+00
		AIR TRANSPORT/Vert.Gu.	2,00000000E-02	3,14000000E+00	3,23000000E+00
			8,00000000E-02	3,14843000E+00	3,22157000E+00
			2,80000000E-01	3,15524000E+00	3,21476000E+00
			1,03000000E+00	3,16143500E+00	3,20856500E+00
			3,68000000E+00	3,16626500E+00	3,20373500E+00
			1,30700000E+01	3,17088500E+00	3,19911500E+00
			4,64900000E+01	3,17459000E+00	3,19541000E+00
			1,65340000E+02	3,17712500E+00	3,19287500E+00
			5,88000000E+02	3,17966000E+00	3,19034000E+00
			2,09108000E+03	3,18213500E+00	3,18786500E+00
		AIR TRANSPORT/Cont.Vib	6,00000000E-02	2,84560700E+00	3,52439300E+00
			3,80000000E-01	2,86635400E+00	3,50364600E+00
			2,36000000E+00	2,88941600E+00	3,48058400E+00
			1,46900000E+01	2,92004500E+00	3,44995500E+00
			9,13300000E+01	2,94872700E+00	3,42127300E+00
			5,67880000E+02	2,97653500E+00	3,39346500E+00
			3,53094000E+03	3,00520200E+00	3,36479800E+00
			2,19544600E+04	3,03981500E+00	3,33018500E+00
			1,36507340E+05	3,08494600E+00	3,28505400E+00
			8,48767630E+05	3,11472600E+00	3,25527400E+00
		AIR TRANSPORT/Landing	0,00000000E+00	2,76110000E+00	3,81440000E+00
			0,00000000E+00	2,79088900E+00	3,77036300E+00
			0,00000000E+00	2,81932900E+00	3,72822300E+00
			0,00000000E+00	2,84789100E+00	3,68568700E+00
			0,00000000E+00	2,87652500E+00	3,64335300E+00
			1,00000000E-02	2,90496500E+00	3,60121300E+00
			2,00000000E-02	2,93358400E+00	3,55889400E+00
			5,00000000E-02	2,96216100E+00	3,51634300E+00
			1,20000000E-01	2,99058600E+00	3,47421800E+00
			3,10000000E-01	3,01922000E+00	3,43188400E+00
5	Road transport in USA	ROAD TRANSPORT. x-direction	3,00000000E-02	3,15180000E+00	3,46220000E+00
			3,37000000E+00	3,17605000E+00	3,43795000E+00
			5,21000000E+00	3,20224000E+00	3,41176000E+00
			5,10000000E+01	3,23328000E+00	3,38072000E+00
			5,66670000E+02	3,26626000E+00	3,34774000E+00
			7,31000000E+03	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. y-direction	0,00000000E+00	3,12890000E+00	3,48510000E+00
			4,00000000E-02	3,16315000E+00	3,45085000E+00
			8,60000000E-01	3,19740000E+00	3,41660000E+00
			1,72300000E+01	3,23439000E+00	3,37961000E+00
			2,08530000E+02	3,27275000E+00	3,34125000E+00
			7,70667000E+03	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. z-direction	4,99000000E+00	3,17300000E+00	3,19700000E+00
			1,65500000E+01	3,17487500E+00	3,19512500E+00
			7,14000000E+01	3,17690000E+00	3,19310000E+00
			3,03730000E+02	3,17930000E+00	3,19070000E+00
			1,41667000E+03	3,18185000E+00	3,18815000E+00
			6,12000000E+03	3,18500000E+00	3,18500000E+00
6	Air transport from USA to Russian	AIR TRANSPORT/Vert.Man	5,60000000E-01	3,45350000E+00	3,49850000E+00
			2,36000000E+00	3,45887000E+00	3,49313000E+00
			9,58000000E+00	3,46271000E+00	3,48929000E+00
			3,97000000E+01	3,46536500E+00	3,48663500E+00
			1,64700000E+02	3,46727000E+00	3,48473000E+00
			6,82860000E+02	3,46902500E+00	3,48297500E+00
			2,81444000E+03	3,47061500E+00	3,48138500E+00

			1,17378800E+04	3,47222000E+00	3,47978000E+00
			4,86630000E+04	3,47343500E+00	3,47856500E+00
			2,01747440E+05	3,47463500E+00	3,47736500E+00
		AIR TRANSPORT/Lat.Gu.	2,40000000E+00	2,97950000E+00	3,39050000E+00
			9,58000000E+00	2,99922800E+00	3,37077200E+00
			3,80800000E+01	3,01977800E+00	3,35022200E+00
			1,51540000E+02	3,03950600E+00	3,33049400E+00
			6,03340000E+02	3,06005600E+00	3,30994400E+00
			2,40184000E+03	3,07978400E+00	3,29021600E+00
			9,56188000E+03	3,09869000E+00	3,27131000E+00
			3,80666200E+04	3,11841800E+00	3,25158200E+00
			1,51546020E+05	3,13814600E+00	3,23185400E+00
			6,03315180E+05	3,15787400E+00	3,21212600E+00
		AIR TRANSPORT/Vert.Gu.	3,40000000E-01	3,14000000E+00	3,23000000E+00
			1,24000000E+00	3,14843000E+00	3,22157000E+00
			4,32000000E+00	3,15524000E+00	3,21476000E+00
			1,56200000E+01	3,16143500E+00	3,20856500E+00
			5,56600000E+01	3,16626500E+00	3,20373500E+00
			1,97840000E+02	3,17088500E+00	3,19911500E+00
			7,03700000E+02	3,17459000E+00	3,19541000E+00
			2,50248000E+03	3,17712500E+00	3,19287500E+00
			8,89940000E+03	3,17966000E+00	3,19034000E+00
			3,16488000E+04	3,18213500E+00	3,18786500E+00
		AIR TRANSPORT/Cont.Vib	0,00000000E+00	2,84560700E+00	3,52439300E+00
			5,76000000E+00	2,86635400E+00	3,50364600E+00
			3,57200000E+01	2,88941600E+00	3,48058400E+00
			2,22320000E+02	2,92004500E+00	3,44995500E+00
			1,38236000E+03	2,94872700E+00	3,42127300E+00
			8,59494000E+03	2,97653500E+00	3,39346500E+00
			5,34412000E+04	3,00520200E+00	3,36479800E+00
			3,32283720E+05	3,03981500E+00	3,33018500E+00
			2,06605712E+06	3,08494600E+00	3,28505400E+00
			1,28462120E+07	3,11472600E+00	3,25527400E+00
		AIR TRANSPORT/Landing	6,00000000E-02	3,34310000E+00	3,81440000E+00
			6,00000000E-02	3,35251900E+00	3,79073300E+00
			6,00000000E-02	3,36155900E+00	3,76799300E+00
			6,00000000E-02	3,37072100E+00	3,74485700E+00
			6,00000000E-02	3,37976100E+00	3,72211700E+00
			1,60000000E-01	3,38880100E+00	3,69937700E+00
			3,40000000E-01	3,39782600E+00	3,67665200E+00
			7,80000000E-01	3,40700300E+00	3,65350100E+00
			1,84000000E+00	3,41602800E+00	3,63077600E+00
			4,64000000E+00	3,42506800E+00	3,60803600E+00
7	Road transport in Russian	ROAD TRANSPORT. x-direction	8,82352941E-02	3,15180000E+00	3,46220000E+00
			9,91176471E+00	3,17605000E+00	3,43795000E+00
			1,53235294E+01	3,20224000E+00	3,41176000E+00
			1,50000000E+02	3,23328000E+00	3,38072000E+00
			1,66667647E+03	3,26626000E+00	3,34774000E+00
			2,15000000E+04	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. y-direction	0,00000000E+00	3,12890000E+00	3,48510000E+00
			1,17647059E-01	3,16315000E+00	3,45085000E+00
			2,52941176E+00	3,19740000E+00	3,41660000E+00
			5,06764706E+01	3,23439000E+00	3,37961000E+00
			6,13323529E+02	3,27275000E+00	3,34125000E+00
			2,26666765E+04	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. z-direction	1,46764706E+01	3,17300000E+00	3,19700000E+00
			4,86764706E+01	3,17487500E+00	3,19512500E+00
			2,10000000E+02	3,17690000E+00	3,19310000E+00
			8,93323529E+02	3,17930000E+00	3,19070000E+00
			4,16667647E+03	3,18185000E+00	3,18815000E+00
			1,80000000E+04	3,18500000E+00	3,18500000E+00
8	Handling	Handling: HOISTING x-direction	3,00000000E-02	3,28581800E+00	3,44218200E+00
			1,10000000E-01	3,29687600E+00	3,43112400E+00
			4,10000000E-01	3,30405400E+00	3,42394600E+00
			1,56000000E+00	3,31162000E+00	3,41638000E+00
			6,02000000E+00	3,31860400E+00	3,40939600E+00
			2,31700000E+01	3,32539400E+00	3,40260600E+00
			8,92100000E+01	3,33199000E+00	3,39601000E+00
			3,43510000E+02	3,33897400E+00	3,38902600E+00
			1,32272000E+03	3,34557000E+00	3,38243000E+00
			5,09330000E+03	3,35236000E+00	3,37564000E+00
		Handling: HOISTING y-direction	1,00000000E-02	3,25178900E+00	3,36221100E+00
			3,00000000E-02	3,25959800E+00	3,35440200E+00
			1,00000000E-01	3,26466700E+00	3,34933300E+00
			3,90000000E-01	3,27001000E+00	3,34399000E+00
			1,50000000E+00	3,27494200E+00	3,33905800E+00
			5,79000000E+00	3,27973700E+00	3,33426300E+00
			2,23000000E+01	3,28439500E+00	3,32960500E+00
			8,58800000E+01	3,28932700E+00	3,32467300E+00
			3,30680000E+02	3,29398500E+00	3,32001500E+00

			1,27332000E+03	3,29878000E+00	3,31522000E+00
		Handling: HOISTING z-direction	7,00000000E-02	3,17898500E+00	3,19101500E+00
			2,60000000E-01	3,17972000E+00	3,19028000E+00
			1,01000000E+00	3,18029000E+00	3,18971000E+00
			3,91000000E+00	3,18089000E+00	3,18911000E+00
			1,50400000E+01	3,18143000E+00	3,18857000E+00
			5,79200000E+01	3,18197000E+00	3,18803000E+00
			2,23020000E+02	3,18249500E+00	3,18750500E+00
			8,58770000E+02	3,18303500E+00	3,18696500E+00
			3,30679000E+03	3,18354500E+00	3,18645500E+00
			1,27332100E+04	3,18408500E+00	3,18591500E+00
		Handling: DOLLY	7,00000000E-02	2,88075000E+00	3,48925000E+00
			2,60000000E-01	2,91712300E+00	3,45287700E+00
			0,00000000E+00	3,17000000E+00	3,17000000E+00
10	Shuttle Launch (or ATV)	ASCENT: (A01) PRE-FLIGHT	5,01818182E-01	2,66880100E+00	4,05919900E+00
			9,65454545E-01	2,75557900E+00	3,97242100E+00
			1,84909091E+00	2,84232700E+00	3,88567300E+00
			3,55636364E+00	2,92943600E+00	3,79856400E+00
			6,82909091E+00	3,01640800E+00	3,71159200E+00
			1,31127273E+01	3,10317100E+00	3,62482900E+00
			2,51836364E+01	3,18993400E+00	3,53806600E+00
			4,83654545E+01	3,27722200E+00	3,45077800E+00
		ASCENT: (A02) SSME-IGNITION	6,81818182E-01	1,54842000E+00	5,12138000E+00
			1,52727273E+00	7,42300000E-02	6,59557000E+00
			3,42545455E+00	5,40040000E-01	6,12976000E+00
			7,69090909E+00	1,00565600E+00	5,66414400E+00
			1,72636364E+01	1,47166000E+00	5,19814000E+00
			3,87654545E+01	1,93727600E+00	4,73252400E+00
			8,70381818E+01	2,40328000E+00	4,26652000E+00
			1,95430909E+02	2,86889600E+00	3,80090400E+00
		ASCENT: (A02-2) SSME-IGNITION Random Vibrations	5,62484848E+00	1,58058827E+00	7,92941173E+00
			1,27351515E+01	1,97561945E+00	7,53438055E+00
			1,61103030E+01	2,37541003E+00	7,13458997E+00
			2,46600000E+01	2,77044120E+00	6,73955880E+00
			3,59103030E+01	3,16547238E+00	6,34452762E+00
			4,85103030E+01	3,56526296E+00	5,94473704E+00
			5,97600000E+01	3,96029414E+00	5,54970586E+00
			6,68248485E+01	4,35532531E+00	5,15467469E+00
			6,68248485E+01	4,75511589E+00	4,75488411E+00
			5,69248485E+01	5,15014707E+00	4,35985293E+00
			3,87000000E+01	5,54517824E+00	3,96482176E+00
			1,40848485E+01	5,94496883E+00	3,56503117E+00
		ASCENT: (A03) SRB-IGNITION	7,90909091E-01	1,54290700E+00	5,32089300E+00
			1,94727273E+00	2,02142800E+00	4,84237200E+00
			4,77818182E+00	5,60200000E-01	6,30360000E+00
			1,17272727E+01	1,03858400E+00	5,82521600E+00
			2,87727273E+01	1,51749300E+00	5,34630700E+00
			7,06200000E+01	1,99602900E+00	4,86777100E+00
			1,73307273E+02	2,47459200E+00	4,38920800E+00
			4,25329091E+02	2,95332200E+00	3,91047800E+00
		ASCENT: (A04) ACCELERATION BUILD UP	8,94545455E-01	2,24689000E+00	4,73331000E+00
			2,36181818E+00	2,40232600E+00	4,57787400E+00
			6,24545455E+00	2,55756800E+00	4,42263200E+00
			1,64945455E+01	2,71315600E+00	4,26704400E+00
			4,35600000E+01	2,86839800E+00	4,11180200E+00
			1,15052727E+02	3,02398600E+00	3,95621400E+00
			3,03878182E+02	3,17927000E+00	3,80093000E+00
			8,02598182E+02	3,33485800E+00	3,64534200E+00
		ASCENT: (A05) THROTTLE DOWN SSME	9,54545455E-01	1,40388600E+00	5,47931400E+00
			2,61818182E+00	1,65871800E+00	5,22448200E+00
			7,19454545E+00	1,91338300E+00	4,96981700E+00
			1,97672727E+01	2,16806300E+00	4,71513700E+00
			5,43000000E+01	2,42274300E+00	4,46045700E+00
			1,49187273E+02	2,67742300E+00	4,20577700E+00
			4,09881818E+02	2,93224000E+00	3,95096000E+00
			1,12609636E+03	3,18692000E+00	3,69628000E+00
		ASCENT: (A06) THROTTLE UP SSME	8,83636364E-01	1,12430800E+00	5,87379200E+00
			2,30727273E+00	1,42135300E+00	5,57674700E+00
			6,03818182E+00	1,71794500E+00	5,28015500E+00
			1,57963636E+01	2,01485300E+00	4,98324700E+00
			4,13290909E+01	2,31158200E+00	4,68651800E+00
			1,08141818E+02	2,60850500E+00	4,38959500E+00
			2,82954545E+02	2,90555000E+00	4,09255000E+00
			7,40367273E+02	3,20212700E+00	3,79597300E+00
		ASCENT: (A07) MAXIMUM BOOST	9,10909091E-01	2,28420400E+00	4,88999600E+00
			2,42727273E+00	2,44715300E+00	4,72704700E+00
			6,48000000E+00	2,60971400E+00	4,56448600E+00

			1,72854545E+01	2,77280000E+00	4,40140000E+00
			4,61181818E+01	2,93555500E+00	4,23864500E+00
			1,23060000E+02	3,09864100E+00	4,07555900E+00
			3,28347273E+02	3,26125900E+00	3,91294100E+00
		ASCENT: (A08) SRB-DECAY	8,76098182E+02	3,42415100E+00	3,75004900E+00
			7,47272727E-01	1,27466000E+00	5,54884000E+00
			1,77818182E+00	1,54196400E+00	5,28153600E+00
			4,21636364E+00	1,80877000E+00	5,01473000E+00
			9,99818182E+00	2,07588000E+00	4,74762000E+00
			2,37218182E+01	2,34337800E+00	4,48012200E+00
			5,62800000E+01	2,61053000E+00	4,21297000E+00
			1,33532727E+02	2,87748800E+00	3,94601200E+00
			3,16816364E+02	3,14464000E+00	3,67886000E+00
		ASCENT: (A09) SRB-SEPARATION	6,92727273E-01	2,34938900E+00	4,29801100E+00
			1,57636364E+00	2,47112000E+00	4,17628000E+00
			3,58363636E+00	2,59288100E+00	4,05451900E+00
			8,14363636E+00	2,71480600E+00	3,93259400E+00
			1,85072727E+01	2,83653700E+00	3,81086300E+00
			4,20545455E+01	2,95828300E+00	3,68911700E+00
			9,55636364E+01	3,08020800E+00	3,56719200E+00
			2,17150909E+02	3,20196900E+00	3,44543100E+00
		ASCENT: (A10) THROTTLE UP FOR 3g	1,29818182E+00	2,20779800E+00	4,53510200E+00
			4,38000000E+00	2,35335800E+00	4,38954200E+00
			1,47927273E+01	2,49861400E+00	4,24428600E+00
			4,99636364E+01	2,64421600E+00	4,09868400E+00
			1,68747273E+02	2,78962400E+00	3,95327600E+00
			5,69945455E+02	2,93503200E+00	3,80786800E+00
			1,92496909E+03	3,08063400E+00	3,66226600E+00
			6,50154000E+03	3,22604200E+00	3,51685800E+00
		ASCENT: (A11) THROTTLE UP FOR 3g	1,16181818E+00	2,39190400E+00	4,73899600E+00
			3,64909091E+00	2,53882200E+00	4,59207800E+00
			1,14381818E+01	2,68524200E+00	4,44565800E+00
			3,58472727E+01	2,83200800E+00	4,29889200E+00
			1,12352727E+02	2,97877400E+00	4,15212600E+00
			3,52150909E+02	3,12534600E+00	4,00555400E+00
			1,10374364E+03	3,27191800E+00	3,85898200E+00
			3,45947455E+03	3,41887800E+00	3,71202200E+00
		ASCENT: (A12) THROTTLE FOR 3g	1,06363636E+00	2,96373600E+00	4,39396400E+00
			3,14727273E+00	3,05335000E+00	4,30435000E+00
			9,30545455E+00	3,14261800E+00	4,21508200E+00
			2,74854545E+01	3,23192800E+00	4,12577200E+00
			8,12018182E+01	3,32139000E+00	4,03631000E+00
			2,39901818E+02	3,41065800E+00	3,94704200E+00
			7,08747273E+02	3,49992600E+00	3,85777400E+00
			2,09386364E+03	3,58958200E+00	3,76811800E+00
		ASCENT: (A13) SSME SHUT/DECAY	7,41818182E-01	2,16302000E+00	4,73358000E+00
			1,74545455E+00	2,32383200E+00	4,57276800E+00
			4,10727273E+00	2,48449200E+00	4,41210800E+00
			9,68181818E+00	2,64500000E+00	4,25160000E+00
			2,28163636E+01	2,80566000E+00	4,09094000E+00
			5,37709091E+01	2,96632000E+00	3,93028000E+00
			1,26714545E+02	3,12698000E+00	3,76962000E+00
			2,98603636E+02	3,28764000E+00	3,60896000E+00
		ASCENT: (A14) ET-SEPARATION	7,96363636E-01	2,40435900E+00	3,93414100E+00
			1,95818182E+00	2,50009800E+00	3,83840200E+00
			4,81636364E+00	2,59590900E+00	3,74259100E+00
			1,18472727E+01	2,69119500E+00	3,64730500E+00
			2,91490909E+01	2,78679700E+00	3,55170300E+00
			7,16945455E+01	2,88241400E+00	3,45608600E+00
			1,76345455E+02	2,97801600E+00	3,36048400E+00
			4,33761818E+02	3,07364800E+00	3,26485200E+00
12	Descent and Landing:	DESCENT: (D01) RE-ENTRY	1,00909091E+00	2,55475200E+00	3,86384800E+00
			2,88000000E+00	2,63687400E+00	3,78172600E+00
			8,21454545E+00	2,71834900E+00	3,70025100E+00
			2,34272727E+01	2,80047100E+00	3,61812900E+00
			6,68127273E+01	2,88202600E+00	3,53657400E+00
			1,90532727E+02	2,96414800E+00	3,45445200E+00
			5,43365455E+02	3,04562300E+00	3,37297700E+00
			1,54957636E+03	3,12774500E+00	3,29085500E+00
		DESCENT: (D02) FLIGHT	8,12727273E-01	2,59946600E+00	3,84303400E+00
			2,03454545E+00	2,67678200E+00	3,76571800E+00
			5,07272727E+00	2,75491200E+00	3,68758800E+00
			1,26545455E+01	2,83261600E+00	3,60988400E+00
			3,15600000E+01	2,91035800E+00	3,53214200E+00
			7,87254545E+01	2,98767400E+00	3,45482600E+00
			1,96380000E+02	3,06580400E+00	3,37669600E+00
			4,89856364E+02	3,14312000E+00	3,29938000E+00
		DESCENT: (D03) FLIGHT, TEAM	9,76363636E-01	2,14223600E+00	4,26356400E+00
			2,72181818E+00	2,27491600E+00	4,13088400E+00

			7,58181818E+00	2,40741700E+00	3,99838300E+00
			2,11363636E+01	2,54009700E+00	3,86570300E+00
			5,89309091E+01	2,67256800E+00	3,73323200E+00
			1,64301818E+02	2,80524800E+00	3,60055200E+00
			4,58089091E+02	2,93774900E+00	3,46805100E+00
			1,27717091E+03	3,07042900E+00	3,33537100E+00
		DESCENT: (D04) MAIN LANDING GEAR IMPACT	5,94545455E-01	9,72663000E-01	5,39673700E+00
			1,23818182E+00	1,49162100E+00	4,87777900E+00
			2,58545455E+00	7,08720000E-02	6,29852800E+00
			5,38909091E+00	5,89830000E-01	5,77957000E+00
			1,12527273E+01	1,10875000E+00	5,26065000E+00
			2,34818182E+01	1,62770800E+00	4,74169200E+00
			4,90036364E+01	2,14682200E+00	4,22257800E+00
			1,02278182E+02	2,66578000E+00	3,70362000E+00
		DESCENT: (D05) NOSE LANDING GEAR IMPACT	5,94545455E-01	-6,22050000E-02	6,44650500E+00
			1,23818182E+00	5,87416000E-01	5,79688400E+00
			2,58545455E+00	1,23602900E+00	5,14827100E+00
			5,38909091E+00	-5,45440000E-02	6,43884400E+00
			1,12527273E+01	5,95077000E-01	5,78922300E+00
			2,34818182E+01	1,24448900E+00	5,13981100E+00
			4,90036364E+01	1,89311700E+00	4,49118300E+00
			1,02278182E+02	2,54272300E+00	3,84157700E+00
		DESCENT: (D06) ROLL OUT	5,56363636E-01	2,49518500E+00	3,92791500E+00
			1,11818182E+00	2,58456400E+00	3,83853600E+00
			2,24727273E+00	2,67398800E+00	3,74911200E+00
			4,53272727E+00	2,76397200E+00	3,65912800E+00
			9,13090909E+00	2,85339600E+00	3,56970400E+00
			1,84036364E+01	2,94277500E+00	3,48032500E+00
			3,70909091E+01	3,03233600E+00	3,39076400E+00
			7,47436364E+01	3,12212600E+00	3,30097400E+00
13		Orbiter Mating	3,00000000E-02	3,09400000E+00	3,63400000E+00
			1,20000000E-01	3,12342200E+00	3,60457800E+00
			4,70000000E-01	3,15014400E+00	3,57785600E+00
			1,88000000E+00	3,17721200E+00	3,55078800E+00
			7,49000000E+00	3,20367200E+00	3,52432800E+00
			2,98100000E+01	3,23017400E+00	3,49782600E+00
			1,18680000E+02	3,25667600E+00	3,47132400E+00
			4,72470000E+02	3,28352400E+00	3,44447600E+00
			1,88093000E+03	3,31002600E+00	3,41797400E+00
			7,48812000E+03	3,33652800E+00	3,39147200E+00
		Orbiter Demating	3,00000000E-02	3,00450000E+00	3,36550000E+00
			1,20000000E-01	3,02497200E+00	3,34502800E+00
			4,70000000E-01	3,04363900E+00	3,32636100E+00
			1,88000000E+00	3,06265200E+00	3,30734800E+00
			7,49000000E+00	3,08034100E+00	3,28965900E+00
			2,98100000E+01	3,09771400E+00	3,27228600E+00
			1,18680000E+02	3,11508700E+00	3,25491300E+00
			4,72470000E+02	3,13280600E+00	3,23719400E+00
			1,88093000E+03	3,15017900E+00	3,21982100E+00
			7,48812000E+03	3,16755200E+00	3,20244800E+00
14	Road transport in USA	ROAD TRANSPORT. x-direction	1,02000000E-02	3,15180000E+00	3,46220000E+00
			1,14580000E+00	3,17605000E+00	3,43795000E+00
			1,77140000E+00	3,20224000E+00	3,41176000E+00
			1,73400000E+01	3,23328000E+00	3,38072000E+00
			1,92667800E+02	3,26626000E+00	3,34774000E+00
			2,48540000E+03	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. y-direction	0,00000000E+00	3,12890000E+00	3,48510000E+00
			1,36000000E-02	3,16315000E+00	3,45085000E+00
			2,92400000E-01	3,19740000E+00	3,41660000E+00
			5,85820000E+00	3,23439000E+00	3,37961000E+00
			7,09002000E+01	3,27275000E+00	3,34125000E+00
			2,62026780E+03	3,30700000E+00	3,30700000E+00
		ROAD TRANSPORT. z-direction	1,69660000E+00	3,17300000E+00	3,19700000E+00
			5,62700000E+00	3,17487500E+00	3,19512500E+00
			2,42760000E+01	3,17690000E+00	3,19310000E+00
			1,03268200E+02	3,17930000E+00	3,19070000E+00
			4,81667800E+02	3,18185000E+00	3,18815000E+00
			2,08080000E+03	3,18500000E+00	3,18500000E+00
15	Handling	Handling: HOISTING x-direction	3,00000000E-02	3,28581800E+00	3,44218200E+00
			1,10000000E-01	3,29687600E+00	3,43112400E+00
			4,10000000E-01	3,30405400E+00	3,42394600E+00
			1,56000000E+00	3,31162000E+00	3,41638000E+00
			6,02000000E+00	3,31860400E+00	3,40939600E+00
			2,31700000E+01	3,32539400E+00	3,40260600E+00
			8,92100000E+01	3,33199000E+00	3,39601000E+00
			3,43510000E+02	3,33897400E+00	3,38902600E+00
			1,32272000E+03	3,34557000E+00	3,38243000E+00
			5,09330000E+03	3,35236000E+00	3,37564000E+00
		Handling: HOISTING y-direction	1,00000000E-02	3,25178900E+00	3,36221100E+00

			3,00000000E-02	3,25959800E+00	3,35440200E+00
			1,00000000E-01	3,26466700E+00	3,34933300E+00
			3,90000000E-01	3,27001000E+00	3,34399000E+00
			1,50000000E+00	3,27494200E+00	3,33905800E+00
			5,79000000E+00	3,27973700E+00	3,33426300E+00
			2,23000000E+01	3,28439500E+00	3,32960500E+00
			8,58800000E+01	3,28932700E+00	3,32467300E+00
			3,30680000E+02	3,29398500E+00	3,32001500E+00
			1,27332000E+03	3,29878000E+00	3,31522000E+00
		Handling: HOISTING z-direction	7,00000000E-02	3,17898500E+00	3,19101500E+00
			2,60000000E-01	3,17972000E+00	3,19028000E+00
			1,01000000E+00	3,18029000E+00	3,18971000E+00
			3,91000000E+00	3,18089000E+00	3,18911000E+00
			1,50400000E+01	3,18143000E+00	3,18857000E+00
			5,79200000E+01	3,18197000E+00	3,18803000E+00
			2,23020000E+02	3,18249500E+00	3,18750500E+00
			8,58770000E+02	3,18303500E+00	3,18696500E+00
			3,30679000E+03	3,18354500E+00	3,18645500E+00
			1,27332100E+04	3,18408500E+00	3,18591500E+00
		Handling: DOLLY	7,00000000E-02	2,88075000E+00	3,48925000E+00
			2,60000000E-01	2,91712300E+00	3,45287700E+00
			1,01000000E+00	2,94790900E+00	3,42209100E+00
			3,91000000E+00	2,97837900E+00	3,39162100E+00
			1,50400000E+01	3,00780800E+00	3,36219200E+00
			5,79200000E+01	3,03673900E+00	3,33326100E+00
			2,23020000E+02	3,06565500E+00	3,30434500E+00
			8,58770000E+02	3,09458600E+00	3,27541400E+00
			3,30678000E+03	3,12336500E+00	3,24663500E+00
			1,27332100E+04	3,15229600E+00	3,21770400E+00
16	Air transport from USA to Europe		2,80000000E-01	3,45350000E+00	3,49850000E+00
			1,18000000E+00	3,45887000E+00	3,49313000E+00
			4,79000000E+00	3,46271000E+00	3,48929000E+00
			1,98500000E+01	3,46536500E+00	3,48663500E+00
			8,23500000E+01	3,46727000E+00	3,48473000E+00
			3,41430000E+02	3,46902500E+00	3,48297500E+00
			1,40722000E+03	3,47061500E+00	3,48138500E+00
			5,86894000E+03	3,47222000E+00	3,47978000E+00
			2,43315000E+04	3,47343500E+00	3,47856500E+00
			1,00873720E+05	3,47463500E+00	3,47736500E+00
		AIR TRANSPORT/Lat.Gu.	1,20000000E+00	2,97950000E+00	3,39050000E+00
			4,79000000E+00	2,99922800E+00	3,37077200E+00
			1,90400000E+01	3,01977800E+00	3,35022200E+00
			7,57700000E+01	3,03950600E+00	3,33049400E+00
			3,01670000E+02	3,06005600E+00	3,30994400E+00
			1,20092000E+03	3,07978400E+00	3,29021600E+00
			4,78094000E+03	3,09869000E+00	3,27131000E+00
			1,90333100E+04	3,11841800E+00	3,25158200E+00
			7,57730100E+04	3,13814600E+00	3,23185400E+00
			3,01657590E+05	3,15787400E+00	3,21212600E+00
		AIR TRANSPORT/Vert.Gu.	1,70000000E-01	3,14000000E+00	3,23000000E+00
			6,20000000E-01	3,14843000E+00	3,22157000E+00
			2,16000000E+00	3,15524000E+00	3,21476000E+00
			7,81000000E+00	3,16143500E+00	3,20856500E+00
			2,78300000E+01	3,16626500E+00	3,20373500E+00
			9,89200000E+01	3,17088500E+00	3,19911500E+00
			3,51850000E+02	3,17459000E+00	3,19541000E+00
			1,25124000E+03	3,17712500E+00	3,19287500E+00
			4,44970000E+03	3,17966000E+00	3,19034000E+00
			1,58244000E+04	3,18213500E+00	3,18786500E+00
		AIR TRANSPORT/Cont.Vib	4,80000000E-01	2,84560700E+00	3,52439300E+00
			2,88000000E+00	2,86635400E+00	3,50364600E+00
			1,78600000E+01	2,88941600E+00	3,48058400E+00
			1,11160000E+02	2,92004500E+00	3,44995500E+00
			6,91180000E+02	2,94872700E+00	3,42127300E+00
			4,29747000E+03	2,97653500E+00	3,39346500E+00
			2,67206000E+04	3,00520200E+00	3,36479800E+00
			1,66141860E+05	3,03981500E+00	3,33018500E+00
			1,03302856E+06	3,08494600E+00	3,28505400E+00
			6,42310600E+06	3,11472600E+00	3,25527400E+00
		AIR TRANSPORT/Landing	3,00000000E-02	3,34310000E+00	3,81440000E+00
			3,00000000E-02	3,35251900E+00	3,79073300E+00
			3,00000000E-02	3,36155900E+00	3,76799300E+00
			3,00000000E-02	3,37072100E+00	3,74485700E+00
			3,00000000E-02	3,37976100E+00	3,72211700E+00
			8,00000000E-02	3,38880100E+00	3,69937700E+00
			1,70000000E-01	3,39782600E+00	3,67665200E+00
			3,90000000E-01	3,40700300E+00	3,65350100E+00
			9,20000000E-01	3,41602800E+00	3,63077600E+00
			2,32000000E+00	3,42506800E+00	3,60803600E+00
17	Ferry Flight	Ferry Flight Quasi Static Low Frequency	1,30000000E+01	3,18500000E+00	3,18500000E+00

		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,2626000E+00
		1,3000000E+01	3,1462000E+00	3,1850000E+00
		6,5000000E+01	3,1812500E+00	3,1887500E+00
		1,3000000E+01	3,1268000E+00	3,1865000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1850000E+00
		2,6000000E+01	3,1805000E+00	3,1895000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1850000E+00
		2,6000000E+01	3,1827500E+00	3,1875500E+00
		2,6000000E+01	3,1740400E+00	3,1959600E+00
		2,6000000E+01	3,1833500E+00	3,1869500E+00
		2,6000000E+01	3,1767800E+00	3,1932200E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1850000E+00
		2,6000000E+01	3,1805000E+00	3,1895000E+00
		5,2000000E+01	3,1808000E+00	3,1892000E+00
		5,2000000E+01	3,1685600E+00	3,2014400E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1850000E+00
		2,6000000E+01	3,1829000E+00	3,1871000E+00
		2,6000000E+01	3,1767800E+00	3,1932200E+00
		2,6000000E+01	3,1821500E+00	3,1878500E+00
		2,6000000E+01	3,1740400E+00	3,1959600E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1850000E+00
		2,6000000E+01	3,1805000E+00	3,1895000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1865000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,2548400E+00
		5,2000000E+01	3,1802000E+00	3,1898000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,2261000E+00
		1,3000000E+01	3,1439000E+00	3,1850000E+00
		1,3000000E+01	3,1850000E+00	3,1892000E+00
	Ferry Flight Acoustic Random	1,7875700E+05	1,0455600E+00	5,2944400E+00
		4,0470575E+05	1,2220200E+00	5,1179800E+00
		5,1195975E+05	1,4019400E+00	4,9380600E+00
		7,8367025E+05	1,5749400E+00	4,7650600E+00
		1,1411840E+06	1,7514000E+00	4,5886000E+00
		1,54159925E+06	1,9313200E+00	4,4086800E+00
		1,89911300E+06	2,1077800E+00	4,2322200E+00
		2,12363175E+06	2,2842400E+00	4,0557600E+00
		2,12363175E+06	2,4641600E+00	3,8758400E+00
		1,80901950E+06	2,6371600E+00	3,7028400E+00
		1,22984725E+06	2,8136200E+00	3,5263800E+00
		4,47607250E+05	2,9935400E+00	3,3464600E+00

8) Riferimenti

- [1] F6-IR-AST-0001 *Interface requirements documents for F6 ECs*
- [2] F6-PL-AST-0071 01 *FSL EC Analytical structure verification plan and fem model specification*
- [3] OPS-IDD-0-200 *ATV Dry Cargo Integration Interface Definition Document*
- [4] ESA - febbraio 2008 - *Columbus Mission Info kit*
- [5] Gore - *Space Cables and Assemblies LEO applications*
- [6] SSP 52005B *Payload Flight Equipment Requirements and Guidelines for Safety-Critical Structures - International Space Station Program*
- [7] ECSS-E-ST-32-01C Rev.1 *Fracture Control*
- [8] ATV-HB-AI-001 *ATV Cargo Accomodation Handbook*
- [9] NSTS 1700.7B - 22.05.1996 *Safety Policy and Requirements for Payloads Using the STS*
- [10] NSTS 1700.7B ISS *Addendum - Safety Policy Requirements for Payloads Using the International Space Station (Iss Addendum)*, 12.08.1995
- [11] ESO-IT-PR-0092-2 *Mechanical Enviroment Verification Guideline for Soft Stowed Equipment* 15.03.2011
- [12] *Relazione di preparazione alla tesi - Marco Bulgarelli*
- [13] MIL-HDBK-5J - *Metallic Materials and Elements For Aerospace Vehicle Structures* [US DOD]
- [14] *Catalogo SPEC-Meter S.p.a- Molle, graffe, fermagli e rondelle*
- [15] F6-TN-HFT-0019 *Cimex1 housing + EEB description*
- [16] F6-SP-AST-0002 *FSL EC B1 CIMEX-1 System Requirements Specification*
- [17] *Criteria for pre-loaded bolts - Space Shuttle* NSTS 08307
- [18] *Analysis and design of flight vehicles structures - E.F. Bruhn*
- [19] SSP 50005 *International Space Station Flight Crew Integration Standard*

- [20] *The Practical Use of Fracture Mechanics - David Broek*
- [21] *NASGRO Reference Manual version 6.21 - January 2012*