
Facoltà di Ingegneria
Dipartimento di Ingegneria Industriale

**Progetto e sviluppo delle parti di supporto
in fibra di carbonio di ISL**

Tesi di Dottorato
presentata dal
dott. Francesco Palmonari

Relatori:

L.Carrino (Università di Cassino)

G.M.Piacentino (Università di Cassino)

Correlatori:

G. Chiarelli (I.N.F.N. Pisa)

F. Raffaelli (I.N.F.N. Pisa)

Anno Accademico 1998-1999

Indice

Premessa e motivazioni	9
1 Strutture con grande stabilità dimensionale	11
1.1 Introduzione	11
1.2 Tolleranze geometriche	14
1.3 Stabilità meccanica	17
1.4 Materiali candidati	19
1.5 Qualifica dei materiali impiegati	20
2 Il rivelatore ISL	27
2.1 L'esperimento CDF	28
2.2 Specifiche di progetto di ISL	30
3 Il progetto dello Space Frame	33
3.1 Descrizione generale	33
3.2 Filosofia di progetto	36
3.3 FEA della stabilità	40
3.4 FEA dei carichi termici	42
3.5 Scelta dei materiali	45

4 Qualifiche	49
4.1 Impiego delle dime	49
4.2 Procedura di allineamento	52
4.3 Incollaggio dei tubi di connessione	54
4.4 Sistema di raffreddamento	54
4.5 Supporti delle ladders	55
5 Costruzione dello Space Frame	67
5.1 Le dime di produzione	67
5.2 Le flange	70
5.3 Costruzione dei due semi-Space Frame	74
5.4 Allineamento ideale e reale	75
5.5 Qualità dello Space Frame	78
Conclusioni	83
A Scattering multiplo	85
B Impiego di CMM	89
C Grafici	95
Bibliografia	105

Elenco delle figure

1.1	Generici prodotti in fibre di carbonio realizzati per esperimenti di fisica delle alte energie.	14
1.2	Geometria nominale del rivelatore ISL	15
1.3	Modulo di Young in funzione della lunghezza di radiazione (X_0) per vari materiali. Notare i valori confrontabili dei materiali compositi di medio-alto modulo e del berillio.	22
1.4	Curve di delaminazione in seguito a micro-fratture per campioni in tessuto (orientazione $\pm 45^\circ$) CFRP.	24
1.5	Dosi di radiazioni assorbite in (Gy) che causano moderati o severi deterioramenti delle caratteristiche meccaniche della resina	25
2.1	Foto dei laboratori del Fermilab, dell'esperimento CDF e del prototipo della struttura di sostegno del rivelatore ISL.	29
2.2	Spaccato dell'esperimento CDF con i suoi vari sottomoduli.	30
2.3	Stima del guadagno di risoluzione σ_p/p_t^2 delle tracce dovuta alla presenza o meno di ISL.	31
3.1	Disegno di progetto delle varie parti dello <i>Space Frame</i>	36
3.2	Foto delle varie parti in fibra di carbonio impiegate per la costruzione dello <i>Space Frame</i> . Le foto non sono in scala. I diametri delle flange sono rispettivamente ~ 64 cm la F7, ~ 53 cm la doppia flangia e ~ 49 cm la F6. Il CFS di una <i>ladder</i> è lungo ~ 24 cm, i tubi hanno lunghezze variabili da ~ 10 cm a ~ 26 cm ed infine le due sezioni di <i>ribbon</i> mostrate hanno una lunghezza di ~ 10 cm.	37
3.3	Modello FEM di una sezione longitudinale dello <i>Space Frame</i>	40
3.4	Unione di due modelli FEM che simula una sezione longitudinale dello <i>Space Frame</i> unito alle <i>extension</i> e all' <i>outer screen</i>	41
3.5	Risultati dell'analisi FEA dei carichi applicati in condizioni operative alla struttura composta da <i>Space Frame</i> , <i>extension</i> e <i>outer screen</i>	42
3.6	Risultati dell'analisi FEA dei carichi termici della zona d'incollaggio dei <i>ledges</i>	44
4.1	Disegno di progetto della doppia flangia.	50
4.2	Misure dei residui dai raggi nominali dei centri dei <i>ledges</i> del prototipo della doppia flangia. Le funzioni che si adattano ai residui tengono in conto la presenza di eccentricità.	51
4.3	Determinazione del sistema di riferimento locale di una flangia e allineamento delle flange sul piano di granito della CMM.	53
4.4	Il prototipo della doppia flangia in fibre di carbonio prima delle prove del sistema di raffreddamento. Dettagli della sistemazione e della regione di incollaggio di un tubo ai <i>ledges</i>	55
4.5	Disegno di progetto dei CFS dei <i>layers</i> 7F/B.	57

ELENCO DELLE FIGURE

5

4.6	Istogramma del parametro scelto ΔZ_{centro} per il controllo di qualità dei CFS.	59
4.7	Deflessioni sotto un carico progressivo sia dei laminati di partenza che dei CFS scassati. A destra il grafico dei residui da un andamento lineare.	61
4.8	Analisi agli elementi finiti (FEA) del supporto in fibra di carbonio (CFS) delle <i>ladder</i> dei <i>layers</i> 7F/B.	62
4.9	Deflessioni in funzione di carichi crescenti posti al centro di 5 moduli di prova. Questa misura ha permesso di individuare la maniera migliore per unire due <i>ladders</i>	64
4.10	Deflessioni del modulo M5 senza carichi concentrati, con 31.2 gr e 55 gr al centro.	65
5.1	La dima delle flange 6 durante il suo impiego e la dima delle flange 7 (la più grande di quelle impiegate).	68
5.2	Residui dai valori nominali delle posizioni radiali dei centri delle <i>slot</i> dei pianetti e dei <i>ledges</i> di una flangia 7.	69
5.3	Disegno di progetto della doppia flangia.	70
5.4	I due semi- <i>Space Frame</i> in fibra di carbonio sul piano di granito della CMM.	74
5.5	Lo <i>Space-Frame</i> completo in camera pulita al Fermilab.	80
5.6	Schema di impiego di un sistema di allineamento di tipo CCD-RASNIK.	81
5.7	Una parte del gruppo ISL Pisa.	84
A.1	Effetto dello scattering multiplo sulla traiettoria della particella nell'attraversamento di un generico strato di materiale.	87

6

ELENCO DELLE FIGURE

B.1	Ottimizzazione dei programmi di misura della CMM. Vengono campionati gli stessi punti di misura sia per la dima che per la flangia.	90
B.2	La testa motorizzata PH10M e la <i>probe</i> TP2 della ditta Renishaw [41] di cui è dotata la CMM impiegata per l'allineamento dello <i>Space Frame</i>	91
B.3	Studio dell'effetto delle regolazioni delle velocità di movimentazione, approccio e misura sulla riproducibilità di misure effettuate con il tastatore PS48R.	92
B.4	Simulazione al calcolatore del percorso del tastatore della CMM.	94
C.1	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 7B di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.	96
C.2	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 7B di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.	97
C.3	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 7F di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.	98
C.4	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 7F di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.	99
C.5	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 6B di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.	100
C.6	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 6B di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.	101
C.7	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 6F di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.	102
C.8	Studio delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> che definiscono il <i>layer</i> 6F di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.	103

Elenco delle tabelle

1.1	Tabella riassuntiva della rigidità specifica (in compressione) di una selezione di materiali strutturali candidati per la realizzazione di strutture di sostegno per tracciatori.	21
3.1	Valori nominali delle distanze radiali (R) dall'asse dei fasci del centro dei <i>ledges</i> delle varie flange.	38
4.1	Riassunto del controllo di qualità effettuato per i tre <i>batches</i> . Tutte le quantità in tabella sono valori medi.	58
4.2	Risultati dello studio di linearità della deflessione dei CFS prima e dopo essere stati scassati. Il coefficiente angolare B delle rette $y=A+Bx$ quantifica le deflessioni in [$\mu\text{m gr}^{-1}$].	60
4.3	Sommario delle misure di deflessione dei moduli di prova ($M1, M2, \dots, M5$) in funzione di carichi crescenti posti al centro. La pendenza B quantifica in [$\mu\text{m gr}^{-1}$] la deflessione di un modulo.	63
4.4	Descrizione dettagliata dei contributi al peso finale di tutte le parti del modulo per prove meccaniche $M5$. * Nei moduli reali i silici sono spessi $300 \mu\text{m}$ ed il loro contributo in peso è di $\approx 3 \text{ gr}$ ognuno.	64

5.1	Inventario delle masse delle flange e delle varie parti dello <i>Space Frame</i> . Da questa tabella si può dedurre che la struttura dovrà sostenere ≈ 6.4 il proprio peso.	71
5.2	Precisioni ottenute per il posizionamento dei centri delle <i>slot</i> dopo la costruzione delle flange. In questa tabella le flange chiamate 6B2, 6C1 e 6F2, 6C2 non sono fisicamente separate ma fanno parte delle doppie flange.	72
5.3	<i>Offsets</i> di allineamento dopo la costruzione dei due semi- <i>Space Frame</i> . Tutte le quantità in tabella sono riferite ai sistemi di riferimento locali delle flange.	76
5.4	Stima della qualità dei <i>layers</i> teorici e di quelli reali basata sull'analisi delle coordinate (R, φ) dei <i>ledges</i> . Le quantità relative al <i>layer</i> 6C sono basate su di una stima degli <i>offsets</i> introdotti nella costruzione dello <i>spool piece</i>	79
5.5	Stima dei tempi di acquisizione dati necessari per allineare un modulo con la ricostruzione di tracce cariche.	79
A.1	Valori della lunghezza di radiazione per elettroni incidenti in materiali diversi.	86

Premessa e motivazioni

Il lavoro presentato in questa tesi segue la costruzione di una particolare struttura in fibre di carbonio dalla sua fase di ideazione e progetto a quella di realizzazione. L'originalità e l'interesse degli argomenti trattati sono legati al carattere innovativo del progetto in questione e al particolare campo di applicazione dei materiali compositi alla fisica delle alte energie. Vengono illustrate delle strategie, sia di progetto che di controllo, appositamente concepite e sviluppate per l'ottimizzazione delle prestazioni del prodotto finale.

Dal punto di vista ingegneristico, questo lavoro vorrebbe essere sia una ulteriore ¹ "testimonianza di collaborazione" dell'Università di Cassino nell'ambito di uno dei più importanti esperimenti di fisica attualmente operativi (il Collider Detector at Fermilab, CDF) che un apporto alla diffusione dello studio dei materiali compositi presso la nostra facoltà.

Gran parte delle attività del candidato si sono svolte presso l'Istituto Nazionale di Fisica Nucleare (INFN) di San Piero a Grado (Pisa) e presso il Fermilab.

¹L'Università di Cassino ha avviato dal 1994 un proficuo programma di "studenti estivi" a cui viene data l'opportunità di collaborare al fianco di ingegneri e ricercatori del *Fermi National Laboratory*, Fermilab, di Chicago (IL; USA) per un periodo di tre mesi.

Capitolo 1

Strutture con grande stabilità dimensionale

1.1 Introduzione

Il campo della fisica delle particelle elementari richiede l'impiego di tecnologie d'avanguardia. La costruzione di nuovi acceleratori di particelle e quella degli apparati che ne sfruttano le zone sperimentali può essere confrontata, come contenuto tecnologico, a settori quali l'aeronautica o quello delle imprese spaziali. Come ordine di grandezza, un odierno apparato per lo studio di collisioni di particelle di alta energia che opera presso un acceleratore come il Tevatron del Fermilab, può essere assimilato ad una struttura cilindrica con altezza e diametro di ~ 20 m e con un peso che può superare le ~ 10000 tonnellate. Questi apparati sono organizzati in diverse unità funzionali (rivelatori) contenute una nell'altra. Ogni rivelatore è progettato per uno scopo preciso e per non inficiare le prestazioni di quelli che lo circondano. In generale tutti i rivelatori sfruttano, in diverse maniere, l'interazione di particelle

12CAPITOLO 1. STRUTTURE CON GRANDE STABILITÀ DIMENSIONALE

(cariche e neutre) con la materia. Procedendo dall'interno verso l'esterno dell'intero apparato, possiamo individuare tre principali categorie di rivelatori di particelle: tracciatori, calorimetri e sistemi di rivelazione dei muoni (particelle che non vengono contenute e che sfuggono all'esterno dell'apparato). In particolare i tracciatori sono rivelatori impiegati per la ricostruzione delle traiettorie delle particelle cariche e per la misura del loro impulso. Le parti elettricamente sensibili dei tracciatori più interni sono di solito realizzate con rivelatori al silicio nei quali sono ricavate migliaia di piste sensibili (*strip*) della larghezza $\leq 10 \mu\text{m}$ distanziate di $\sim 100 \mu\text{m}$ (*pitch* del rivelatore). I valori di larghezza e di *pitch* sono variabili e vengono ottimizzati a seconda della distanza del tracciatore dall'asse dei fasci e in base alla presenza di un campo magnetico che costringe le particelle cariche a traiettorie elicoidali. Generalmente, più ci si allontana da questo asse più la larghezza del *pitch* e delle singole *strip* aumenta poiché a causa del materiale interposto aumenta la dispersione delle traiettorie delle particelle e non è più necessaria un'alta risoluzione nella ricostruzione delle traiettorie.

L'ingegnerizzazione di questo tipo di rivelatori è complicata principalmente dalla richiesta di una elevata stabilità dimensionale in condizioni operative. Tale richiesta è essenziale per lo sfruttamento stesso del rivelatore poiché un buon tracciatore fornirà informazioni geometriche tanto più affidabili ed accurate quanto più accurata è la conoscenza della sua stessa geometria interna. Questo aspetto verrà approfondito in seguito, ma vogliamo evidenziare che la variazione nel tempo della geometria interna, e quindi la variazione della precisione di posizionamento relativo delle parti sensibili di un tracciatore, dovrà essere confrontabile o minore della precisione richiesta nella ricostruzione delle traiettorie.

In questo contesto sta crescendo l'impiego di materiali compositi grazie

alle proprietà meccaniche che i laminati esibiscono e alla possibilità di dimensionare queste proprietà in funzione dei carichi o delle specifiche condizioni di lavoro. Nonostante ci siano relativamente pochi esempi di progetti che abbiano superato con successo la fase prototipica o di realizzazione di strutture in materiali compositi per questo particolare settore, esistono già alcuni casi che ci permettono di introdurre un lessico che utilizzeremo in seguito. Attualmente i materiali compositi sono impiegati principalmente nella realizzazione di strutture di sostegno per tracciatori, nei sistemi di rivelazione di muoni e per le sezioni di tubo a vuoto dove circolano i fasci (*beam pipe* [1]) in corrispondenza di un apparato (*intersection region*). Nel caso dei tracciatori, le strutture di supporto si specializzano a secondo che siano impiegate per l'intero rivelatore (*flange* [3], *space frame* [2] e *barrel* [3]) o per le parti elettricamente attive del rivelatore (*ladder* [4]). A titolo di esempio alcune di queste strutture sono mostrate in figura 1.1 dove: (A) *beam pipe* dell'esperimento Aleph; (B) *barrel* dell'esperimento Delphi; (C) *ladder* dell'esperimento ALICE; (D) *barrel* dell'esperimento CMS; (E) *space frame* dell'esperimento BaBar; (F) *flange* di ISL. Altri esempi non riportati in figura, ma che vogliamo ricordare, sono l'*end plate* della camera centrale dell'esperimento Kloe e le terminazioni di tubi a vuoto dell'esperimento NA48.

Questa tesi tratta il progetto e la realizzazione dello *Space Frame* e delle relative *ladder* dell' "Intermediate Silicon Layers" (ISL), che costituisce una parte integrante del sistema di tracciatura dell'esperimento *Collider Detector at Fermilab* (CDF). Il cuore del sistema di tracciatura di CDF è costituito da tre rivelatori a stato solido L00, SVXII e ISL separati meccanicamente (ma non elettricamente). Lo *Space Frame* di ISL si è evoluto in fase di progettazione fino a diventare anche la struttura di supporto di SVXII ed L00. È conveniente delineare in generale il tipo di tolleranze che questo

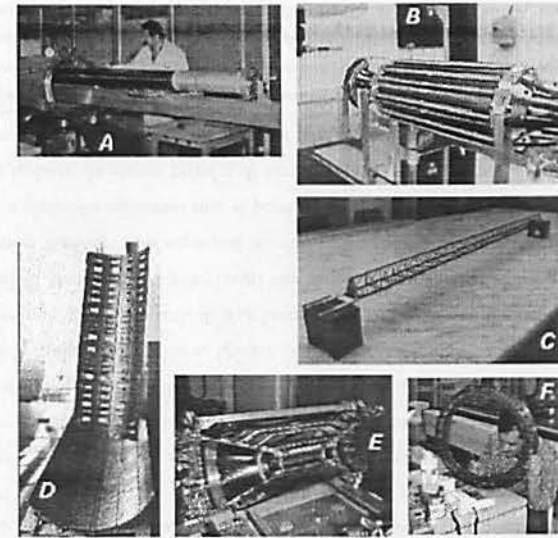


Figura 1.1: Generici prodotti in fibre di carbonio realizzati per esperimenti di fisica delle alte energie.

genere di apparati devono soddisfare, prima di addentrarci nella discussione che riguarda il progetto di ISL.

1.2 Tolleranze geometriche

Le tolleranze geometriche determinano il dimensionamento strutturale, le tolleranze di lavorazione meccanica e le massime deformazioni ammissibili

anche a lungo termine dell'intera struttura.

Nella progettazione di un tracciatore a stato solido realizzato con silici, viene fornita la *geometria fiduciale* che i silici devono rispettare. Data la presenza di un campo magnetico solenoidale, la naturale disposizione dei silici è su strutture cilindriche. Di conseguenza la geometria fiduciale si esprime in coordinate cilindriche (R , φ , Z) in cui Z rappresenta la coordinata lungo la direzione dei fasci, con origine nel presunto punto di intersezione dei fasci, mentre (R , φ) sono le coordinate polari dei silici in un piano proiettivo trasverso alla direzione dei fasci. A titolo di esempio, riportiamo in figura 1.2 la descrizione della geometria dei piani di tracciatura per ISL.

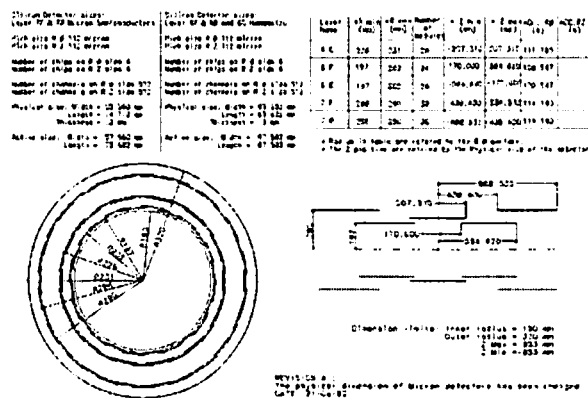


Figura 1.2: Geometria nominale del rivelatore ISL

In generale, l'accuratezza nel posizionamento delle parti sensibili, richiesta nei tracciatori a stato solido, varia dai $\pm 15 \mu\text{m}$ di un tracciatore di vertice (il rivelatore più vicino alla zona d'interazione) ai $\pm 150 \mu\text{m}$ di un tracciatore

posto a grandi raggi (rispetto all'asse dei fasci)¹. Per esempio, confrontiamo queste tolleranze con i valori di R e φ della geometria nominale di ISL possiamo ricavare un ordine di grandezza delle precisioni di lavorazione e delle massime deformazioni ammissibili in una struttura di sostegno di un tracciatore. Assumiamo una precisione longitudinale $\Delta Z/Z \sim 10^{-2}$ poiché l'indeterminazione sulla posizione dell'*interaction point* in CDF è centimetrica. La precisione radiale richiesta è invece dell'ordine di $\Delta R/R \sim 10^{-4}$. Per ricavare l'ordine di grandezza della precisione azimutale $\Delta\varphi/\varphi$ facciamo delle realistiche ipotesi sulla lunghezza delle parti sensibili del tracciatore (*ladders*) che supponiamo di $\sim 0.5\text{m}$ e sulla loro distanza angolare che assumiamo essere $\leq 30^\circ$. Otteniamo una precisione azimutale dell'ordine di $\Delta\varphi/\varphi \sim 10^{-3}$. Anche se siamo partiti dalla geometria nominale di ISL, questi valori di $\Delta R/R$ e $\Delta\varphi/\varphi$ hanno una validità generale per questo tipo di progetti. Si intuiscono, quindi, le difficoltà di ingegnerizzazione di strutture in cui gli effetti di dilatazione termica dei materiali metallici comunemente impiegati si possono collocare a frazioni percentuali rilevanti e non trascurabili delle tolleranze richieste. Queste considerazioni hanno come conseguenza l'esclusione, quasi a priori, di una lavorazione di pezzo con tecniche convenzionali di strutture per tracciatori che non siano di micro-vertice (cioè con ingombri massimi non superiori ai $\sim 50\text{ cm}$). Infatti anche con una buona fresa a controllo numerico non si possono facilmente evitare autotensioni interne indotte da stress termici di lavorazione o imprecisioni di lavorazione legate all'usura degli utensili. Questi effetti, che sono generalmente trascu-

¹Queste tolleranze sono necessarie per rendere compatibile la precisione con la quale si conosce la geometria del rivelatore reale con la precisione intrinseca di progetto. Solo in questo modo il calcolo di accurate costanti di allineamento, effettuato utilizzando le informazioni delle tracce di particelle cariche, risulta un processo convergente. Questi aspetti sono discussi in maggiore dettaglio nel capitolo 5.

rabili nelle comuni lavorazioni, implicano un deterioramento della precisione a livelli non più accettabili su pezzi con ingombri massimi di ~ 2.5 m progettati per questo tipo di applicazioni. Infine, la rigidità richiesta al pezzo da lavorare con precisione implicherebbe la scelta di materiali che non soddisfano le specifiche di "trasparenza alle radiazioni"² richieste. Quest'ultimo aspetto è illustrato nei paragrafi seguenti.

In fase di progetto, per fare fronte a queste difficoltà, si devono sviluppare delle opportune strategie per rendere il più possibile indipendenti la costruzione di semplici parti di sostegno (bassa precisione) da quella delle parti che definiscono la posizione dei sensori del rivelatore (alta precisione).

1.3 Stabilità meccanica

Per massimizzare la stabilità è fondamentale una opportuna scelta dei materiali. Per i tracciatori, questa scelta è complicata dalla richiesta di materiali a basso Z per minimizzare lo *scattering* multiplo³ delle particelle che attraversano il rivelatore e può essere ulteriormente complicata dalla forma stessa del supporto. La realizzazione di una struttura di questo tipo deve quindi conciliare due esigenze che sono in qualche modo opposte: alta rigidità specifica e bassa densità del materiale. Vedremo in seguito che i materiali compositi sono ottimi candidati per soddisfare queste esigenze.

Dai valori indicativi delle precisioni di lavorazione richieste dedotte nel paragrafo precedente, notiamo che si possono tollerare variazioni massime della geometria interna che vanno dai $\sim \pm 1 \mu\text{m}$ ai $\sim \pm 15 \mu\text{m}$ in condizioni

²vedi appendice A

³Si veda l'appendice A per una breve descrizione del comportamento delle particelle nell'attraversamento di strati di materia (*scattering*)

di lavoro, cioè di presa dati del rivelatore. Se si possono garantire questi livelli di stabilità, la risoluzione di rivelazione sarà limitata solo dal livello di conoscenza o ricostruzione della geometria del rivelatore. Questa, di solito, è ottima grazie soprattutto ad opportune correzioni che si possono inserire nei codici di ricostruzione delle tracce. Questi limiti sono stringenti, poiché in condizioni operative possono essere presenti vibrazioni meccaniche o dilatazioni termiche. Inoltre un tracciatore opera di solito in regioni nelle quali sono presenti intensi campi magnetici (≥ 1 Tesla) e in ambienti radioattivi che potrebbero, nel tempo, degradare le caratteristiche meccaniche dei materiali di cui è costituito. Vanno quindi stabiliti degli intervalli e dei limiti di rilassamento dei materiali impiegati.

Questi limiti sono già stati raggiunti su volumi di circa un decimo di metro cubo, ma la sfida odierna è quella di raggiungere questi limiti su volumi che potranno occupare un metro cubo (come nel caso di ISL) ed oltre. Si sta tentando di mantenere la stessa risoluzione di rivelazione su volumi che sono un ordine di grandezza maggiori, o più. Naturalmente, questo passo corrisponde ad una sfida tecnologica notevole che vede coinvolti sia la ricerca nello sviluppo di nuovi materiali, sia lo sviluppo di nuove tecnologie di produzione di materiali avanzati già esistenti. Infine (anche di questo si deve tenere conto in fase progettuale) un tracciatore a stato solido non viene assemblato direttamente nell'area sperimentale ma in apposite camere pulite attrezzate per non deteriorare le caratteristiche delle parti elettriche a semiconduttore non passivate, presenti sui silici e nell'elettronica di acquisizione. Bisogna quindi progettare una struttura di sostegno che sia in grado di sopportare non solo le sollecitazioni statiche delle condizioni operative ma anche quelle (contenute) condizioni dinamiche alle quali sarà sottoposto durante il trasporto verso l'area sperimentale.

1.4 Materiali candidati

Le tolleranze geometriche e la stabilità meccanica richiesta limitano la scelta dei materiali da impiegare nelle strutture di supporto dei tracciatori. Il fattore più limitante rimane sicuramente la richiesta di materiali leggeri e rigidi allo stesso tempo. Da un punto di vista operativo vanno poi aggiunte le difficoltà legate alla forma del supporto che si progetta (che deve garantire l'accesso ai sensori e la loro manutenzione), alla reperibilità del materiale scelto, al tipo di processo al quale lo si sottopone, alla sicurezza delle persone che lo devono maneggiare ed infine al costo complessivo che queste operazioni comportano.

Possiamo riassumere le proprietà che un materiale deve avere per essere un candidato a realizzare la struttura di supporto di un tracciatore. Ricordiamo anche che tutto il materiale che circonda i sensori di silicio del tracciatore costituisce una fonte potenziale di errori nella ricostruzione delle tracce [5].

Un buon materiale sarà quindi quello che realizza il miglior compromesso tra i seguenti fattori:

- bassa densità ovvero grande trasparenza alle radiazioni ⁴ (X_0).
- grande rigidità cioè grande modulo di Young (E).
- stabilità meccanica e chimica nel tempo.
- piccolo coefficiente di dilatazione termica.
- bassa idroscopicità.

⁴cfr. appendice A

Se il materiale che si sta considerando verrà impiegato per realizzare parti del sistema di raffreddamento, a queste caratteristiche di base dovremo aggiungere la richiesta di una ottima conducibilità termica.

1.5 Qualifica dei materiali impiegati

Le considerazioni fatte sulla scelta dei materiali sono stringenti così come lo sono quelle sulle tolleranze geometrico-dimensionali che si vogliono raggiungere nella costruzione di tracciatori a stato solido. Ne consegue che molti materiali convenzionali vengono esclusi a priori, dall'essere impiegati, da queste tolleranze. Soltanto una ristretta selezione di materiali risulta potenzialmente idonea ai nostri scopi. In questo paragrafo tuttavia limitiamo la nostra discussione alle fibre di carbonio e al berillio poiché un'analisi esaustiva delle caratteristiche di tutti i materiali candidati a questo genere di applicazioni richiederebbe lei sola una specifica trattazione.

I parametri di classificazione utili da considerare sono principalmente la rigidità specifica (E/ρ , dove ρ è la densità del materiale), per valutare la stabilità meccanica del materiale, ed il prodotto del modulo di Young per la lunghezza di radiazione ($E \cdot X_0$, dove X_0 è la lunghezza di radiazione⁵), per valutarne la rigidità e la trasparenza alle radiazioni.

Dai valori di rigidità specifica di vari materiali⁶ riportati nella tabella 1.1 [6] si nota che i materiali compositi come le fibre di carbonio (*Carbon*

⁵cfr. appendice A

⁶In tabella 1.1 la lega alluminio-berillio è al 62% di berillio e al 38% di alluminio mentre il valore di rigidità specifica riportato per l'M60J va riferito a campioni monolitici di 2 mm di spessore di CFRP *fabric* al 60% di contenuto volumetrico di fibre. Infine, il dato relativo all'M55J si riferisce a fogli unidirezionali di 2 mm di spessore con il 60% di contenuto volumetrico di fibre

Materiale	Rigidezza Specifica (GPa/Kg)
Alluminio	25
Alluminio Berillio	91
Berillio	164
Fibre di Carbonio / Epoxy - M60J/934	87
Fibre di Carbonio / Epoxy - M55J/934	188

Tabella 1.1: Tabella riassuntiva della rigidezza specifica (in compressione) di una selezione di materiali strutturali candidati per la realizzazione di strutture di sostegno per tracciatori.

Fiber Reinforced Plastics CFRP si possono collocare a valori di rigidezza specifica confrontabili o addirittura superiori a quelli di alcuni metalli di bassa densità come l'alluminio o il berillio. Il grafico [7] di figura 1.3 mette invece in evidenza il fatto che materiali compositi a medio-alto modulo (come l'M55J) si collocano a buoni livelli di trasparenza alle radiazioni con una lunghezza di radiazione $X_0 \approx 25$ cm.

Questi dati giustificano il successo che stanno riscuotendo i materiali compositi nel campo della fisica delle alte energie. Infatti, il berillio, che sarebbe un metallo qualificato rispetto ai valori di rigidezza specifica (E/ρ) e di trasparenza alle radiazioni ($E \cdot X_0$), ha dei costi di produzione e lavorazione più elevati (~ 6700 dollari/m²) e comporta dei problemi di sicurezza maggiori poiché va considerato come materiale tossico per concentrazioni superiori ai 30 mg/m³ e potenzialmente cancerogeno. Le fibre di carbonio, nonostante il processo di laminazione richieda lo sviluppo di particolari stampi, rimangono competitive dal punto di vista dei costi di produzione (≤ 500 dollari/m² per fibre di carbonio pre-impregnate con resine epossidiche) e comportano

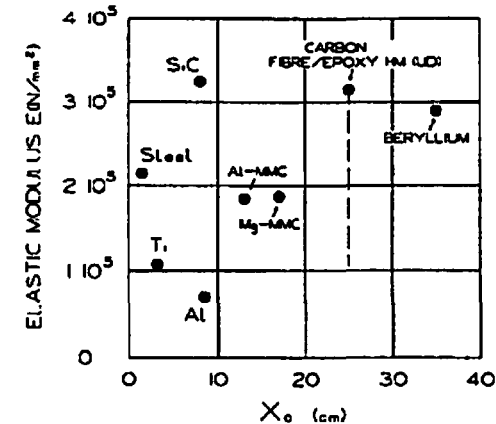


Figura 1.3: Modulo di Young in funzione della lunghezza di radiazione (X_0) per vari materiali. Notare i valori confrontabili dei materiali compositi di medio-alto modulo e del berillio.

problemi di sicurezza minori. Il divario, in termini di costi ed in termini di fattibilità delle lavorazioni, cresce ulteriormente se si considera l'impiego del berillio per la realizzazione di strutture di sostegno per tracciatori di grandi dimensioni come quelle di cui stiamo discutendo. Piuttosto, si possono trarre vantaggi da un impiego del berillio nella realizzazione di (relativamente) piccole parti per usi specifici che richiedono bassi valori di rugosità ed alti valori di conducibilità termica. Da questo punto di vista il berillio offre dei vantaggi in termini di precisione di lavorazione meccanica rispetto ai compositi. Come vedremo, una soluzione che prevede l'impiego limitato del berillio è stata adottata nel progetto di ISL.

Un'ulteriore caratteristica a favore dell'impiego dei CFRP è la possibilità di ottenere bassissimi (in alcuni casi anche negativi⁷) coefficienti di espansione termica (CTE). Questo costituisce un chiaro vantaggio per la realizzazione di strutture dotate di alta stabilità meccanica. Praticamente, si è osservato che CFRP con un contenuto volumetrico in fibre tra il 55% ed il 65% hanno $CTE < 2.8 \cdot 10^{-6} \text{ 1/K}$ [16]. La possibilità di variare la densità di fibre non solo permette di controllare il CTE ma anche di ridurre l'eventuale delaminazione provocata dall'assorbimento di umidità poichè ad una diminuzione del CTE corrisponde una diminuzione del coefficiente di assorbimento di umidità (CME). Come vedremo in seguito, queste considerazioni non sono sufficienti a garantire l'assenza di variazioni dimensionali legate alle variazioni di umidità. Di solito vengono applicati rivestimenti superficiali ai laminati, in modo da isolare l'interfaccia fibra-matrice dagli agenti esterni, ed è buona norma "distendere" un laminato mantenendolo 24 ore ad una temperatura di $\sim 40^\circ\text{C}$ per facilitare l'evaporazione dell'umidità residua prima di utilizzarlo in un ambiente controllato.

Un'indicazione della tenacità di strutture in materiale composito può essere ricavata dai risultati di prove di qualifica spazio effettuate [8] su campioni in tessuto (orientazione $\pm 45^\circ$) CFRP sottoposti a carichi statici mentre venivano effettuati 1500 cicli in temperatura tra -160°C e $+100^\circ\text{C}$. Queste prove sono state effettuate sotto vuoto. In queste condizioni si verificano microfratture delle singole fibre che finiscono per degradare macroscopicamente il modulo di Young e le altre grandezze fisiche che caratterizzano il campione stesso. Conoscendo il modulo di Young di partenza dei campioni, si possono interpretare i dati sulla base di analisi CLT (*Classical Lamination Theory*) o analisi viscoelastiche e successivamente fare ipotesi predittive per campioni

⁷si pensi allo sviluppo dei *metal matrix composites*

differenti. I risultati di queste prove indicano un degrado del 25% del modulo di Young dopo ~ 2 settimane di prove di questo tipo. Questo risultato è mostrato in figura 1.4.

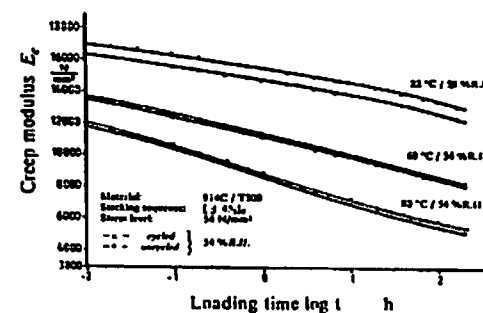


Figura 1.4: Curve di delaminazione in seguito a micro-fratture per campioni in tessuto (orientazione $\pm 45^\circ$) CFRP.

Per i nostri scopi, queste prove indicano che non dobbiamo aspettarci un degrado per fatica delle caratteristiche meccaniche di una struttura di supporto di un tracciatore realizzata in fibre di carbonio, poichè in queste applicazioni il rivelatore opera in condizioni controllate con gradienti massimi di temperatura di $\sim 30^\circ\text{C}$ in condizioni di presa dati. Piuttosto, il degrado delle caratteristiche meccaniche può avvenire con un meccanismo analogo (cioè l'insorgere di micro-fratture) a causa dell'ambiente radioattivo nel quale il rivelatore si trova ad operare. In questo caso è stato dimostrato [7][9] che è la parte di resina epossidica ad essere la sede dell'insorgere di questi cedimenti; in figura 1.5 sono riportate le dosi di radiazioni assorbite⁸ in (Gy)

⁸1 Gy = 1 gray = 1 J/Kg = 100 rad

che causano moderati o severi deterioramenti delle caratteristiche meccaniche della resina.

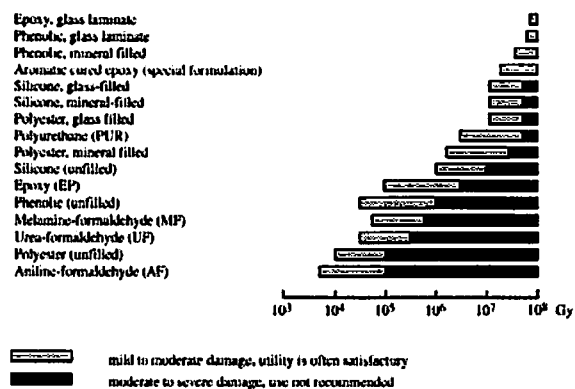


Figura 1.5: Dosi di radiazioni assorbite in (Gy) che causano moderati o severi deterioramenti delle caratteristiche meccaniche della resina

Capitolo 2

Il rivelatore ISL

La costruzione del rivelatore *Intermediate Silicon Layers* (ISL) è stata proposta nell'ottobre del 1996 [10] nell'ambito del programma di adeguamento dell'esperimento *Collider Detector at Fermilab* (CDF) all'aumento di luminosità istantanea¹ del collisionatore Tevatron. In seguito ci riferiremo genericamente alla nuova configurazione dell'esperimento CDF con il nome di RUNII per distinguerla dalla precedente (RUNI). La realizzazione della struttura di supporto in fibre di carbonio di ISL è stata completata nell'agosto 1999. Al momento in cui scriviamo, questa struttura è la più grande esistente nel suo genere e va sottolineato il relativamente breve periodo di sviluppo che è stato necessario per concepirla e per realizzarla.

In questo capitolo descriviamo alcune caratteristiche dell'esperimento CDF che sono utili per meglio inquadrare le motivazioni che hanno reso necessaria la realizzazione di un rivelatore come ISL. In seguito riassumiamo le specifiche principali di progetto di ISL.

¹La luminosità istantanea raggiungerà $1.2 \times 10^{32} \text{ cm}^{-2}$ in due fasi successive nelle quali verrà ridotto da $3.7 \mu\text{s}$ a 396 ns l'intervallo temporale tra i pacchetti di protoni ed antiprotoni.

2.1 L'esperimento CDF

Nella configurazione di RUNI l'esperimento CDF ha collezionato dati fino al 1996. L'analisi di questi dati ha dato alla comunità scientifica l'evidenza sperimentale dell'esistenza del quark t , una delle poche particelle elementari ipotizzate dall'attuale *Modello Standard* delle particelle e delle interazioni e non ancora osservate in precedenza.

In figura 2.1 indichiamo l'ubicazione dell'esperimento CDF all'interno dei laboratori del Fermilab e mostriamo una panoramica di CDF in fase di ri-assemblaggio dopo un periodo di manutenzione. Nella stessa figura è mostrata una foto del prototipo della struttura di sostegno di ISL. In figura 2.2 invece riportiamo uno spaccato di CDF nel quale possiamo notare l'organizzazione concentrica dei vari sottorivelatori dell'esperimento che si contengono l'un l'altro (dal centro di interazione verso l'esterno) per coprire ermeticamente quasi tutto l'angolo solido.

Mentre la parte calorimetrica (calorimetro elettromagnetico e adronico) di CDF non ha subito sostanziali cambiamenti rispetto alla configurazione del RUNI, la parte di tracciatura è stata interamente ricostruita. Per questo motivo i due rivelatori SVXI e CTC del RUNI (di micro-vertice e *jet-chamber* rispettivamente) verranno sostituiti da quattro rivelatori L00, SVXII, ISL e COT nel RUNII. Concettualmente lo schema rimane quello di un micro-vertice ed una *jet-chamber* ma si sono aggiunti ai punti tri-dimensionali forniti dal nuovo micro-vertice SVXII, 2 punti nella zona centrale² $|\eta| \leq 1$ e 3 in quella in avanti $1 < |\eta| \leq 1.8$ per la ricostruzione delle traiettorie delle particelle cariche. Questo aspetto è messo in evidenza nel grafico a fianco dello

²La quantità η rappresenta la pseudo-rapidità ed è definita, per una particella con angolo θ di incidenza: $\eta = -\ln\left\{\tan\left(\frac{\theta}{2}\right)\right\}$.

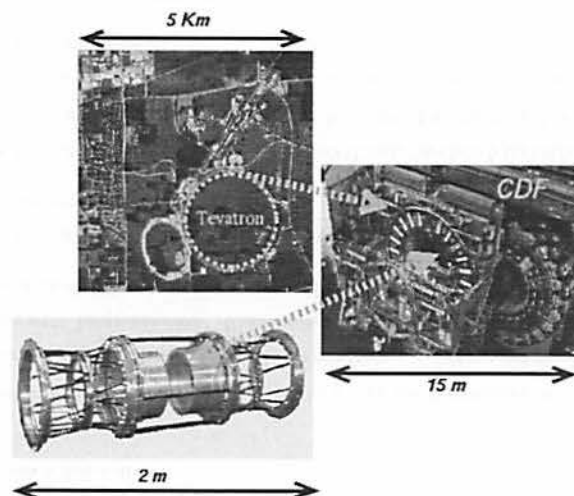


Figura 2.1: Foto dei laboratori del Fermilab, dell'esperimento CDF e del prototipo della struttura di sostegno del rivelatore ISL.

spaccato di CDF in figura 2.2 che chiarisce anche quanto siano importanti i punti di tracciatura forniti da ISL nella regione in avanti che non corrisponde ad una zona di pieno contenimento per la COT. In questo modo, in maniera relativamente semplice, si potrà aumentare l'accettanza e la purezza dei campioni di dati utili per la fisica del quark b e migliorare la risoluzione in impulso nella regione centrale ($\sigma_{p_t}/p_t^2 = 9 \cdot 10^{-4} \text{ (GeV/c)}^{-1}$). Una stima dei miglioramenti ottenibili grazie ad ISL è riportata nel grafico di figura 2.3. Il rivelatore ISL è dunque soltanto meccanicamente separato da SVXII

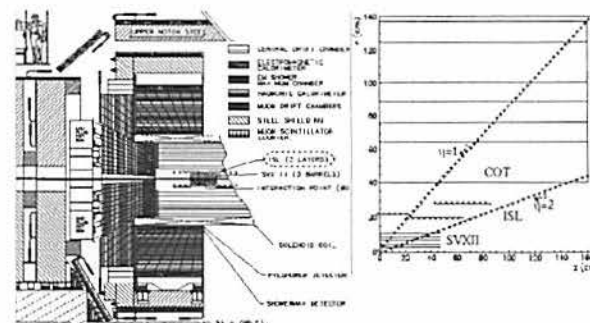


Figura 2.2: Spaccato dell'esperimento CDF con i suoi vari sottorivelatori.

e potrebbe essere inserito nel sistema di *trigger*³ di CDF.

2.2 Specifiche di progetto di ISL

In figura 1.2 abbiamo riportato la geometria nominale che i sensori di silicio di ISL devono rispettare. Come vedremo quando discuteremo le precisioni raggiunte nella realizzazione della struttura di supporto di ISL, la geometria nominale si deduce dalla precisione intrinseca di un esperimento, che è una caratteristica del progetto stesso. Si è visto che dalla geometria nominale si possono ricavare le precisioni di lavorazione della struttura di supporto. In condizioni operative ci sono altre tolleranze da rispettare che si aggiungono

³Si intendono genericamente sotto il nome di *trigger* tutti quei rivelatori e quelle logiche cablate di un esperimento di fisica delle alte energie che provvedono a fornire in tempi brevissimi ($\sim \mu s$) un'informazione di veto per l'acquisizione o meno di un particolare evento.

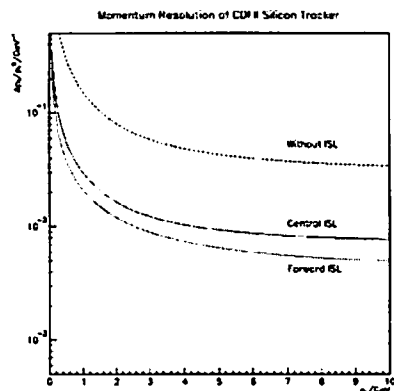


Figura 2.3: Stima del guadagno di risoluzione σ_{p_T}/p_T^2 delle tracce dovuta alla presenza o meno di ISL.

a questa dovute principalmente all'ambiente in cui il rivelatore si trova ad operare ed alla necessità di raffreddare l'elettronica di lettura dei silici per un suo corretto funzionamento. Riassumiamo nel seguente elenco le specifiche di progetto di ISL.

- Il progetto deve garantire una vita operativa del rivelatore ISL di almeno 3 anni.
- Il posizionamento radiale dei fiduciali di ogni modulo (con i silici) deve avere una precisione $\Delta R/R \leq 2.5 \cdot 10^{-4}$ [10]. La struttura di supporto di ISL deve quindi essere dotata di parti precise (*ledges*) alle quali ancorare i moduli.
- Stabilità meccanica: si possono tollerare variazioni del posizionamento

relativo dei sensori $\leq 10 \mu\text{m}$ in un periodo di ~ 6 mesi in condizioni operative.

- La massa totale della struttura di supporto di ISL deve essere la minima possibile compatibilmente con i requisiti imposti..
- Il peso complessivo da supportare è di ≈ 460 N. Il peso totale è la somma di quattro contributi: i moduli di ISL (≈ 157 N), il peso dell'SVXII (≈ 245 N) e del L00 (≈ 10 N) e infine quello della *beam pipe* (≈ 49 N).
- Gradienti termici di 25°C o 30°C tra i *ledges* e la struttura di supporto non devono influenzare la geometria dei rivelatori di silicio.
- La struttura di supporto non deve essere influenzata dal campo magnetico ($B=1.4$ Tesla) di CDF e dal livello (relativamente basso ~ 0.05 Gy in 3 anni di presa dati) di radiazioni.
- L'alloggio per il sistema di raffreddamento, l'elettronica, i cavi e i dispositivi di allineamento del rivelatore ISL devono essere previsti nel disegno della struttura di supporto senza compromettere l'accesso per la manutenzione.

Capitolo 3

Il progetto dello *Space Frame*

Dopo una descrizione introduttiva delle varie parti dello *Space Frame* (la particolare struttura progettata per supportare il rivelatore ISL) entriamo nel dettaglio delle principali e più importanti scelte progettuali adottate per la sua costruzione. Riportiamo alla fine del capitolo i risultati dell'analisi agli elementi finiti (FEA) eseguita per valutare le prestazioni dello *Space Frame* in condizioni operative e la conseguente scelta dei materiali effettuata per la sua costruzione.

3.1 Descrizione generale

Partendo dalla geometria nominale di ISL (figura 1.2) difficilmente si sarebbe potuto realizzare, date le dimensioni, una struttura di supporto monolitica o un insieme di cilindri concentrici con appoggi isostatici¹. Queste strutture non avrebbero consentito un semplice montaggio dei moduli con i sensori di

¹Si è invece dimostrata praticabile questa soluzione per la struttura di supporto dell'SVXII che ha ingombri minori. Lo *Space Frame* quindi prevede tre sedi per il supporto isostatico di questo rivelatore.

silicio e avrebbero complicato l'accesso per la loro manutenzione. Il progetto finale dello *Space Frame*, mostrato in figura 3.1, è un buon compromesso tra queste due soluzioni e definisce le tre superfici concentriche dei piani sensibili di ISL sfruttando l'allineamento preciso di otto strutture ad anello in fibra di carbonio indipendenti (le flange). Nel disegno di progetto di figura 3.1 sono anche mostrati metà dei moduli sensibili recanti i silici di ISL. Di seguito chiameremo modulo l'unione testa a testa di due *ladders*. Ogni *ladder* è un'unità funzionale indipendente dal punto di vista elettrico formata da 3 silici ed una schedina (l'ibrido) con l'elettronica di acquisizione (elettronica di *front-end*). Tutte queste parti della *ladder* sono incollate su di una struttura di supporto in fibra di carbonio (*carbon fiber support* o CFS, vedi figura 3.2). Su ogni *ladder* troviamo un fiduciale utile per studiarne la posizione nello spazio. Il fiduciale consiste in speciali *spine cave* (*pin*) di precisione di 2 mm di diametro, dotate di una speciale vite passante da 1 mm utile per ancorare la *ladder* allo *Space Frame*.

L'organizzazione dei piani sensibili prevede una superficie cilindrica (*layer*) di silicio centrata rispetto all'*interaction point*, a cui ci riferiremo come *layer* 6C e due coppie di *layers* simmetrici nelle regioni in avanti ed indietro denominati rispettivamente (6F, 7F) e (6B, 7B). I numeri 6 e 7 di questa nomenclatura sono giustificati dal fatto che SVXII fornisce i primi cinque punti di tracciatura e che SVXII ed ISL non sono separati da un punto di vista elettrico². In figura 3.1, possiamo notare, dalla disposizione delle flange, che si possono distinguere due *semi-Space Frame* (costituiti ciascuno da quattro flange). I due *semi-Space Frame* sono connessi da una struttura ad anello chiamata *spool piece*. Le due flange centrali prendono il nome di *doppie flange* perché vi si ancorano due differenti strati sensibili 6C e 6F/B. Esclu-

²cfr. capitolo 2

se le doppie flange, le altre prendono il loro nome dallo strato sensibile che supportano (es. flangia 7F → una flangia a cui si ancora un'estremità in avanti dello strato sensibile più esterno, il 7). L'intero *Space Frame* è dunque costituito da quattro flange di tipo 7, due di tipo 6 e due doppie flange. In figura 3.2 tra le foto delle varie parti in fibra di carbonio dello *Space Frame* possiamo notare i tre tipi di flange impiegate.

Tutte le flange sono connesse tra di loro da dei tubi (vedi figura 3.2) in fibra di carbonio. Il disegno del giunto che connette i tubi alle flange è stato appositamente studiato e contribuisce in maniera minima al peso complessivo della struttura finale. Questo giunto consiste in speciali boccole e contro-boccole in fibra di carbonio. Per irrigidire l'intera struttura e per proteggere i moduli, l'intero *Space Frame* è completato esternamente da un foglio cilindrico in fibra di carbonio dello spessore di 1 mm avvitato sull'anello esterno delle quattro flange 7. Questo foglio, chiamato *outer-screen*, è solo parzialmente mostrato in figura 3.1. Per essere alloggiato all'interno di CDF, lo *Space Frame* è connesso al rivelatore COT a mezzo di due speciali flange chiamate *extension*. Le *extension* sono anche la sede di una parte dell'elettronica di ISL e vengono agganciate alle estremità esterne dello *Space Frame*.

Ogni flangia è dotata di parti precise (i *ledges*) alle quali si possono ancorare i *pin* delle *ladders*. I *ledges* sono lastrine di berillio (14.5 mm × 50 mm × 1 mm; l×h×s) nelle quali è praticata, con un taglio eseguito da uno speciale laser ad elettroni (EDM), una gola larga 2 mm e profonda 7.5 mm. Per la sicurezza del personale che li deve maneggiare, i *ledges* sono passivati con un *primer* (Bericoat B) che ne migliora la superficie per l'incollaggio. La tolleranza di planarità dei *ledges* è di 10 μm. I *ledges* non sono incollati direttamente alle flange ma ad un nastro in fibra di carbonio (il *ribbon*)

specialmente sagomato. In tabella 3.1 riportiamo i valori dei raggi radiali nominali del centro dei *ledges* ed il numero di moduli supportati dalle varie flange (cfr. anche figura 1.2). Notiamo che la geometria dei singoli piani sensibili alterna moduli posti a raggi più esterni con moduli posti a raggi più interni. Questo implica, ad esempio, che su una flangia tipo 7F/B troveremo 36 *ledges* di berillio, 18 esterni e 18 interni.

I *ledges* non solo definiscono precisamente il posizionamento dei moduli di ISL ma costituiscono il bacino di raffreddamento dell'ibrido di una *ladder*. Per questo motivo sotto ogni *ledge* troviamo incollata una sezione di uno dei tubi del sistema di raffreddamento.

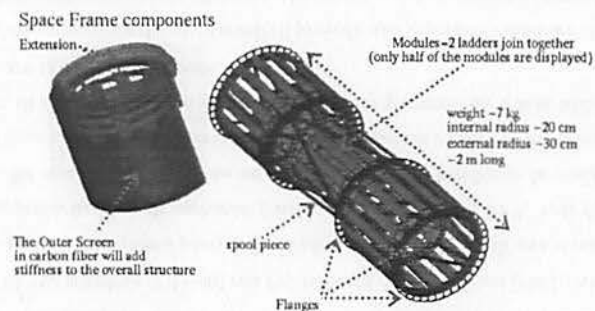


Figura 3.1: Disegno di progetto delle varie parti dello *Space Frame*.

3.2 Filosofia di progetto

La filosofia di progetto dello *Space Frame* è stata largamente influenzata dai risultati delle prove di qualifica delle sue varie parti e dal periodo di ricerca e

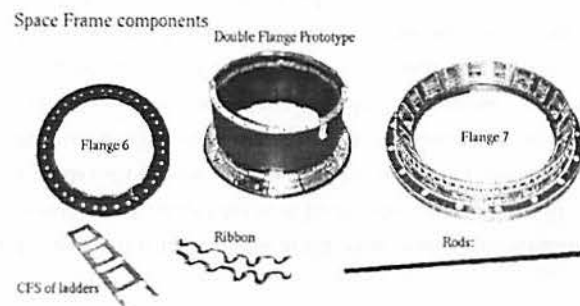


Figura 3.2: Foto delle varie parti in fibra di carbonio impiegate per la costruzione dello *Space Frame*. Le foto non sono in scala. I diametri delle flange sono rispettivamente ~ 64 cm la F7, ~ 53 cm la doppia flangia e ~ 49 cm la F6. Il CFS di una *ladder* è lungo ~ 24 cm, i tubi hanno lunghezze variabili da ~ 10 cm a ~ 26 cm ed infine le due sezioni di *ribbon* mostrate hanno una lunghezza di ~ 10 cm.

sviluppo (R&D) a cui sono andate soggette le varie soluzioni adottate (vedi capitolo successivo). Questo è talmente vero, che il progetto stesso si è più volte evoluto, passando, come è stato riferito, da quello della struttura di supporto del solo ISL a quello della struttura di supporto dell'intero sistema di *tracking* di CDF (L00, SVXII, ISL). Tuttavia, per una maggiore chiarezza, riassumiamo qui le soluzioni adottate che ci sembrano le più importanti, utili e, in alcuni casi, di validità generale per la realizzazione di strutture simili.

1. La richiesta di grande stabilità meccanica è affrontata prevedendo un largo impiego dei CFRP. Come chiarito nel capitolo 1 questi materiali sono buoni candidati per questo genere di applicazioni. Per dimensio-

Tipo di flangia	R nominale (mm)	numero di <i>ledges</i>
7F/B ext	289.3	18
7F/B int	285.7	18
6C ext	230.3	14
6C int	225.7	14
6F/B ext	202.3	12
6F/B int	197.7	12

Tabella 3.1: Valori nominali delle distanze radiali (R) dall'asse dei fasci del centro dei *ledges* delle varie flange.

nare le caratteristiche meccaniche (principalmente il modulo) dei laminati che si intendono impiegare, si devono sviluppare in alcuni casi dei modelli agli elementi finiti (FEM) e studiare tramite una analisi FEA il comportamento statico in condizioni operative delle parti strutturali da realizzare in CFRP³.

2. La richiesta di parti di grande precisione per definire e supportare i tre strati sensibili di ISL è affrontata prima con la costruzione di parti precise indipendenti (i *ledges* delle flange) e poi con un loro allineamento effettuato con l'aiuto ed il controllo di una *Coordinates Measuring Machine* (CMM).
3. Per il posizionamento preciso dei *ledges* sulle flange viene previsto l'impiego di opportune maschere di incollaggio (dime). È la prima volta che questa tecnica viene impiegata su dimensioni così grandi (il dia-

³Questa analisi è riportata nel paragrafo successivo per lo *Space Frame* e nel capitolo successivo per i CFS delle *ladders*.

metro della dima impiegata più grande è di ~ 90 cm. Una soluzione sviluppata nel progetto prevede la laminazione di uno speciale nastro (*ribbon*) dotato di un profilo ad S. Il ruolo del *ribbon* è quello di compensare la rugosità media di $\sim 300 \mu\text{m}$ delle flange e assicurare una tolleranza di progetto di $200 \mu\text{m}$ per l'incollaggio dei *ledges*. In una prima fase il *ribbon* è incollato alla flangia con la stessa procedura seguita nell'incollaggio dei *ledges* ma con spessori da 1.2 mm al posto dei *ledges*. In questa fase il *ribbon* si comporta come una molla di piccola costante elastica e si conforma alle asperità della flangia lasciando la distanza di $200 \mu\text{m}$ prevista per il successivo incollaggio. L'incollaggio dei *ledges* avviene solo dopo l'essiccazione completa della colla (*post-curing*) eseguita mantenendo l'intera flangia per 24 ore a 40°C . Dopo questo incollaggio il *ribbon* è parte di uno scatolato chiuso e realizza il supporto rigido dei *ledges*.

4. Dopo l'allineamento delle flange è necessario incollare i tubi di connessione con una procedura che eviti di introdurre deformazioni.
5. Il sistema di raffreddamento di ISL viene realizzato sfruttando come scambiatori di calore i *ledges* di berillio che vengono incollati con una speciale colla termica a delle sezioni del circuito di raffreddamento realizzato con tubi di alluminio. Si prevede il sezionamento del circuito di raffreddamento per minimizzare le cadute di pressione e temperatura. Per questo motivo i 36 *ledges* delle F7 sono raggruppati in 4 sezioni da 9 *ledges* ciascuna. In tutte le altre flange i *ledges* sono invece raggruppati in sole 3 sezioni del circuito di raffreddamento.

3.3 FEA della stabilità

Per stimare le prestazioni di uno *Space Frame* realizzato in fibre di carbonio e per valutare il modulo medio della fibra da impiegare nelle laminazioni, è stato sviluppato un modello FEM ed è stata eseguita un'analisi FEA applicando i carichi⁴ da sostenere in condizioni operative. In figura 3.3 abbiamo

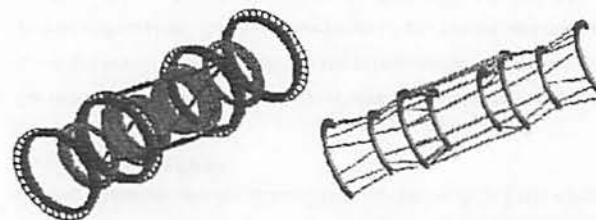


Figura 3.3: Modello FEM di una sezione longitudinale dello *Space Frame*.

riportato a sinistra la struttura di partenza e a destra il modello FEM sviluppato per simulare lo *Space Frame*. Applicando delle condizioni di simmetria, è stato necessario sviluppare solo una sezione longitudinale della struttura. A questo livello il carico dei moduli di ISL e delle schede di elettronica fissate alle flange (*gang-cards*) è simulato per variazione di densità delle flange stesse. L'aggancio isostatico di SVXII è invece simulato applicando il relativo carico in tre punti. Due di questi sono ottenuti per simmetria mentre il terzo è ad una estremità centrale in basso della struttura (l'estremità a sinistra in basso in figura 3.3). Per simulare tutti i contributi di carico, anche il L00 e la *beam-pipe* sono stati inclusi nella simulazione. I pesi di

⁴I carichi sono specificati nel paragrafo 2.2 sulle specifiche di progetto di ISL.

questi due rivelatori si scaricano attraverso gli appoggi isostatici dell'SVXII. Successivamente questo modello è stato collegato al modello delle *extension* e

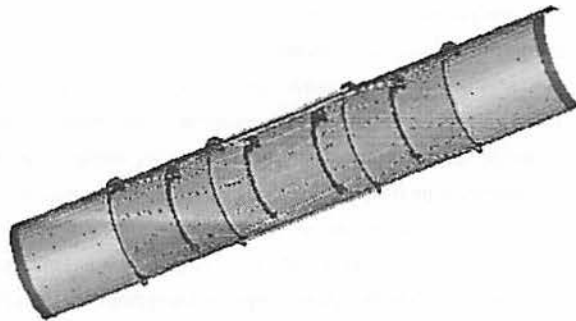


Figura 3.4: Unione di due modelli FEM che simula una sezione longitudinale dello *Space Frame* unito alle *extension* e all'*outer screen*.

dell'*outer-screen*. Questo passaggio è illustrato in figura 3.4. Anche in questo caso è stato possibile applicare condizioni di simmetria. I risultati di questa simulazione sono riportati in figura 3.5. Una deflessione massima di $30 \mu\text{m}$ è prevista nella regione centrale della struttura. I livelli di tensione dei tubi di congiunzione delle flange non superano i 60 MPa. Quest'ultima indicazione è risultata utile per dimensionare le caratteristiche meccaniche dei laminati in fibra di carbonio da impiegare per la costruzione dello *Space Frame*.

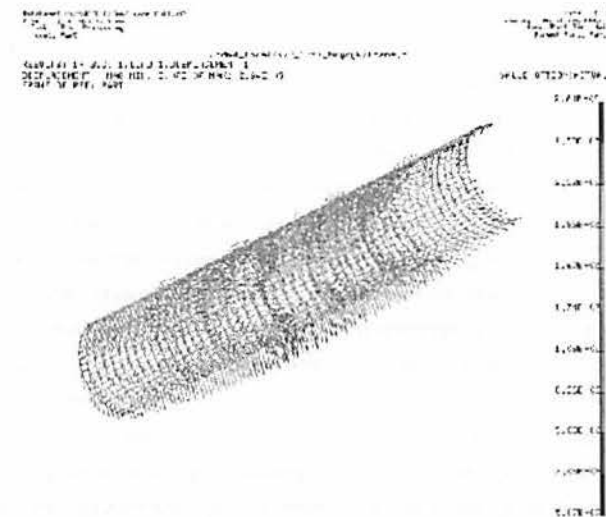


Figura 3.5: Risultati dell'analisi FEA dei carichi applicati in condizioni operative alla struttura composta da *Space Frame*, *extension* e *outer screen*.

3.4 FEA dei carichi termici

Una delle parti più critiche del progetto dello *Space Frame* dal punto di vista della stabilità, è la regione di incollaggio dei *ledges* ai *ribbon* e di questi alle flange. La stabilità meccanica di questa regione potrebbe essere compromessa non tanto da carichi meccanici (i moduli di ISL pesano $\sim 64 \text{ gr}$) quanto dai carichi termici. Infatti l'ibrido di una *ladder* è la parte che si scalda di più in condizioni di lavoro ed è a contatto diretto con il *ledge*. Come

abbiamo chiarito, un *ledge* non solo posiziona i moduli di ISL ma fa anche parte del sistema di raffreddamento. In questa regione sono quindi presenti gradienti termici che potrebbero indurre dilatazioni in grado di influenzare la geometria e di conseguenza compromettere la stabilità di posizionamento dei moduli. Si è resa necessaria una simulazione FEA di questa regione per stimare la presenza di un effetto bimetallico causato dall'incollaggio del tubo di raffreddamento (alluminio) al *ledge* (berillio) e per controllare la presenza o meno di altre distorsioni. È stata simulata questa complessa zona di incollaggi strutturali⁵ creando delle opportune *shell* con lo spessore medio degli incollaggi e con il relativo modulo E (da 20 MPa a 70 MPa). Il tipo di vincoli da imporre al *ribbon* ha reso necessaria la simulazione del *naso* e del guscio di una flangia. È stata ottimizzata la densità delle *mesh* infittendole nelle zone di piccolo raggio di curvatura (nel *ribbon*). Infine la scelta delle *mesh* per il tubo di raffreddamento è stata complicata dalla presenza della zona di incollaggio con il *ledge*. Si è risolto questo problema dividendo longitudinalmente il tubo e vincolando le due sezioni così ottenute tra di loro. Il risultato di questo studio per carichi termici corrispondenti ad un gradiente di 50°C è riportato in figura 3.6. La scala delle deformazioni va da 50 μm a 180 μm . In questa simulazione, il gradiente termico è stato sovra-stimato per dedurre parametri di sicurezza. Nella realtà questo gradiente non supera i 35°C. Le parti che subiscono maggiori deformazioni sono il tubo di raffreddamento, laddove esegue la curva passando da un *ledge* interno ad uno esterno ed il *ledge* con l'incollaggio termico più corto⁶. La prima considerazione da fare è che i *ledges* hanno un comportamento bimetallico ma, effetto non previ-

⁵si veda il paragrafo successivo per una descrizione dei tre tipi diversi di colle impiegate per collegare il *ribbon* alla flangia e al *ledge* e un *ledge* al tubo di raffreddamento

⁶cfr. capitolo 4

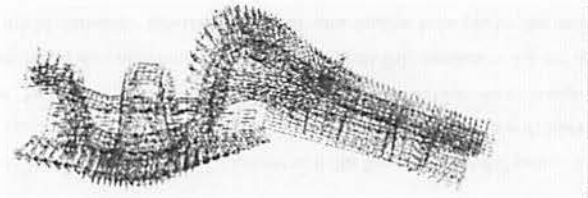


Figura 3.6: Risultati dell'analisi FEA dei carichi termici della zona d'incollaggio dei *ledges*.

sto, i *ledges* fanno perno sul *ribbon* e ruotano sensibilmente attorno ad un asse che è parallelo al tubo e passante per un'estremità del *ribbon* (quella superiore più vicina al tubo). Abbiamo verificato questi effetti sperimentalmente durante un test del sistema di raffreddamento nel quale si simulava la dissipazione nominale dei circuiti dell'ibrido. Utilizzando una CMM abbiamo studiato la planarità e l'orientazione dei piani definiti dai *ledges* prima e durante le operazioni di raffreddamento. L'effetto bi-metallico è risultato non osservabile (o contenuto nei 10 μm di planarità dei *ledges*). L'effetto di rotazione invece è stato caratterizzato e risulta maggiore, con discrepanze < 50 μm per i *ledges* che hanno un contatto termico⁷ più corto e minore, con discrepanze < 30 μm per gli altri. Queste si traducono per entrambi i *ledges* in una rotazione che varia l'orientazione polare del versore normale al piano di un angolo < 4 mrad. Questo valore risulta ancora accettabile, considerando che il sistema di ancoraggio dei moduli⁸ e il grasso applicato ai *ledges* per uniformare il contatto termico sono in grado di assorbire tali variazioni.

⁷cfr. capitolo 4

⁸cfr. capitolo 4

3.5 Scelta dei materiali

I risultati della FEA della stabilità dello *Space Frame* hanno chiarito che, visti i livelli medi di tensione previsti, non è necessario l'impiego di CFRP di alto o altissimo modulo. Queste fibre avrebbero incontrato anche delle difficoltà a conformarsi in zone di laminazione che presentano piccoli raggi di curvatura. Ci si è quindi orientati verso una fibra di medio-alto modulo come la M40J ($300 \text{ GPa} < E_{M40J} < 500 \text{ GPa}$, valori a secco) per le laminazioni delle varie parti delle flange. Con questa fibra si sono previsti tre tipi di laminazioni con il 60% di contenuto in fibra ed uno spessore medio di $\sim 475 \mu\text{m}$. Le riportiamo di seguito.

- i cilindri delle doppie flange sono stati realizzati impiegando 4 strati, *lay-up cross ply* $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$, di unidirezionale
- per i corrugati (i *ribbon*) si sono impiegati 4 strati, con *lay-up cross ply* $0^\circ/90^\circ/90^\circ/0^\circ$, di unidirezionale
- le varie parti delle flange (gusci, anelli etc.) sono invece realizzate con 2 strati di tessuto e *lay-up cross ply* $(+45^\circ, -45^\circ)$

Tutte queste laminazioni sono state eseguite dalla Plyform S.r.L. di Milano. Il ciclo di cura di queste laminazioni prevedeva: (a) applicare un vuoto di 560 mm Hg (b) riscaldare fino a 178°C con un gradiente di $5^\circ\text{C}/\text{min}$ (c) aspettare 1 ora (d) raffreddare fino a 60°C con un gradiente di $3^\circ\text{C}/\text{min}$.

I tubi di connessione e le barre in fibra di carbonio dalle quali ricavare le boccole di giunzione dei tubi alle flange sono state realizzate dalla ditta Reglass S.p.A. di Bologna. Per i tubi è stato impiegato un laminato CFRP di tipo prevalentemente unidirezionale con rigidità massima lungo l'asse del tubo e *lay-up cross ply* simmetrico $0^\circ/90^\circ/0^\circ$. In questi tubi le lamine a

0° hanno uno spessore nominale di 0.140 mm e 0.046 mm quelle a 90° . Le barre in fibra di carbonio per le boccole sono anch'esse a tre strati con strati esterni sottili 0.320 mm a 90° ed una sovrapposizione di strati a 0° al centro per ottenere uno spessore di 32.0 mm.

Per i CFS delle *ladders* si è invece preferita fibra di alto modulo M55J ($E_{M55J} \sim 540 \text{ GPa}$). Si sono impiegati laminati con *lay-up cross ply* simmetrico $0^\circ/90^\circ/0^\circ$ con il 60% di contenuto in fibra ed uno spessore medio di $375 \mu\text{m}$. Le laminazioni sono state eseguite dalla Salver S.r.L di Brindisi, mentre le successive lavorazioni di scasso sono state eseguite dalla Tecnowepla di Cascina (Pisa).

Gli stampi di laminazione dei *ribbon* sono stati realizzati presso l'I.N.F.N. di Bologna su progetto dell'I.N.F.N. di Pisa. Tutti gli altri stampi per le laminazioni sono stati progettati e realizzati dall'I.N.F.N. di Pisa. Per gli stampi del prototipo della doppia flangia è stato impiegato alluminio ALPLAN, mentre per gli stampi di produzione si è utilizzato acciaio FE530. Dove necessario, tutte le quote nominali (per esempio dei diametri degli stampi delle flange) sono state compensate per le dilatazioni termiche controllando le correzioni con un modello termico lineare in modo da tenere in conto un $\Delta T \sim 120^\circ\text{C}$ corrispondente a quello del processo di laminazione.

Per gli incollaggi strutturali si sono scelte due tipi di colle epossidiche ad alto modulo ed alta stabilità. La prima è la bi-componente AW106/HV935 (in kit 2011) prodotta da Ciba Geigy ed è stata impiegata per l'assemblaggio delle varie parti delle flange e per l'incollaggio dei tubi. Questa stessa colla viene anche impiegata per l'assemblaggio delle *ladders*. La seconda EP30R, è un'epossidica rinforzata con fibre di vetro prodotta dalla Master Bond. Grazie ad una delle sue componenti solide, questa colla non è soggetta a variazioni dimensionali apprezzabili dopo essiccazione e per questo è stata

impiegata per l'incollaggio dei *ledges* con i *ribbon*. Per gli incollaggi dei tubi di raffreddamento ai *ledges* si è invece impiegata la EP21TDCANHT, una colla conduttrice caricata con nitrato di alluminio prodotta sempre da Master Bond. Questa colla ha un CTE di $k = 3.6 \text{ W/mK}$.

Capitolo 4

Qualifiche

In questo capitolo riassumiamo i risultati delle prove di qualifica effettuate durante il periodo di sviluppo del progetto per ottimizzare i disegni delle varie parti e mettere a punto le procedure da seguire durante la costruzione dello *Space Frame*. Per questi studi si è resa necessaria anche la realizzazione di un prototipo dell'intera struttura, realizzato in alluminio e fibre di carbonio, e la costruzione di una doppia flangia interamente in fibre di carbonio.

4.1 Impiego delle dime

Questa qualifica doveva dimostrare che la soluzione di impiego di precise maschere di incollaggio per i *ledges* era praticabile per raggiungere le precisioni $\Delta R/R$ e $\Delta \varphi/\varphi$ richieste. Si è deciso di costruire un prototipo della doppia flangia in fibra di carbonio con *ledges* in alluminio. La doppia flangia comporta anche la complicazione pratica di dovere allineare contemporaneamente due strati di *ledges*. Il disegno di progetto della dima della doppia flangia è mostrato in figura 4.1. Tutte le dime hanno la stessa filosofia di progetto.

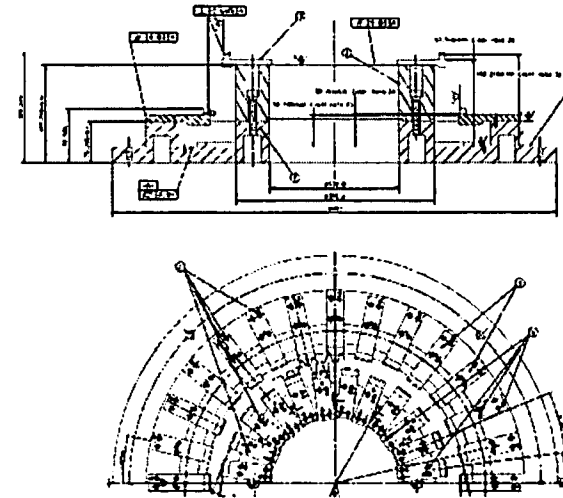


Figura 4.1: Disegno di progetto della doppia flangia.

Aleune parti della dima, i pianetti, sono lavorate con grande precisione e hanno il compito di posizionare i *ledges* di berillio. Tranne che per la dima della flangia 6, i pianetti vengono tolti e successivamente rimessi in posizione ogni volta che si vuole fare l'incollaggio dei *ledges* su di una flangia. Una volta incollati i *ledges*, i pianetti vanno di nuovo tolti per liberare la flangia. Il posizionamento in R ed in φ deve essere quindi preciso e riproducibile poiché ogni dima serve alla costruzione di più flange. Per garantire una buona riproducibilità, ogni pianetto è stato spinato alla dima e successivamente lavorato montato in posizione. Per il posizionamento in φ , in ogni pianetto è praticata una gola di 2 mm di larghezza che è la sede per una spina di

precisione passante che mantiene centrato un *ledge* durante l'incollaggio.

La costruzione del prototipo della doppia flangia ha messo in luce diversi problemi del progetto originale. La precisione raggiunta non è stata soddisfacente ($\Delta R/R \sim 30.0 \cdot 10^{-4}$). La causa, in realtà, non è stata tanto dell'attrezzatura quanto dei laminati. Il cilindro della doppia flangia ovalizzato ($\sim 200 \mu\text{m}$ di eccentricità, vedi figura 4.2) ha compromesso la qualità degli incollaggi. Correggendo per tale eccentricità si è visto che la qualità dell'incollaggio era buona e aveva introdotto discrepanze $\leq 100 \mu\text{m}$. Questa ultima osservazione è a favore dell'impiego delle dime. Tuttavia con le dime

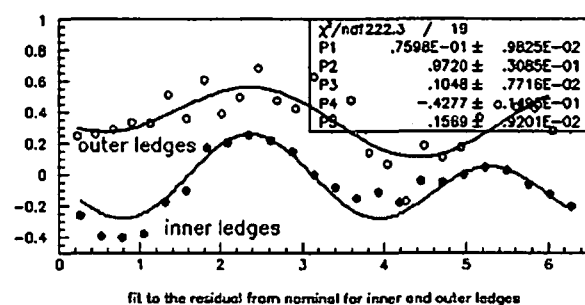


Figura 4.2: Misure dei residui dai raggi nominali dei centri dei *ledges* del prototipo della doppia flangia. Le funzioni che si adattano ai residui tengono in conto la presenza di eccentricità.

progettate non vi era un modo ripetibile di controllare la qualità degli incollaggi dei *ledges*. Questo perché non era stato previsto un modo univoco e riproducibile di riferire le misure della dima stessa. Questa osservazione ha cambiato la procedura di costruzione delle dime di produzione. Si è indi-

viduato un metodo semplice di determinazione di un sistema di riferimento riproducibile sia sulla dima che sulla flangia ¹.

Questo prototipo è stato successivamente impiegato nelle qualifiche del sistema di raffreddamento e vi sono stati incollati tubi di raffreddamento di diverso diametro e spessore in modo da potere collaudare diverse soluzioni.

4.2 Procedura di allineamento

Mentre in un primo tempo si era pensato di basare la procedura di allineamento e centraggio delle flange direttamente sui *ledges*, dopo la costruzione del prototipo dello *Space Frame* (vedi figura 2.1) si è cambiato tipo di approccio. La procedura adottata si basa sulla caratterizzazione delle flange e su di un semplice e riproducibile metodo di riferimento locale di queste ultime. Il riferimento locale è ottenuto misurando un piano basato su degli inserti di precisione posizionati dalle dime di incollaggio delle flange. Questa misura orienta l'asse primario (*master plane*). Successivamente si misurano due di questi inserti (che sono le sedi di spine di precisione della dima). I due centri degli inserti determinano l'asse secondario e fissano l'origine del sistema di riferimento locale di una flangia nel loro punto medio. La determinazione di questo sistema di riferimento è illustrata in figura 4.3 La caratterizzazione delle flange è ottenuta tramite delle misure eseguite con l'impiego di una CMM in modo automatico ed ottimizzato². I risultati di queste misure forniscono degli *offsets* di centraggio della flangia e delle direzioni di orientazione del suo piano primario. Poiché si è deciso di costruire un semi-*Space Frame* alla volta, l'allineamento di ogni metà è realizzato utilizzando il sistema di

¹vedi il paragrafo successivo

²cfr. appendice B

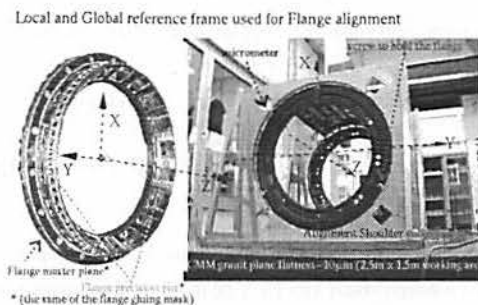


Figura 4.3: Determinazione del sistema di riferimento locale di una flangia e allineamento delle flange sul piano di granito della CMM.

riferimento locale della flangia 7 più esterna come riferimento globale. Durante l'allineamento, le flange sono mantenute da quattro "spalle" realizzate dall'I.N.F.N. di Bologna alle quali una flangia è agganciata in tre punti a 120° (vedi figura 4.3). Le spalle sono progettate per essere utilizzate sia per la costruzione di un semi-Space Frame che per la costruzione dello *spool piece*. Sono costituite da una base in acciaio rettificato e un montante in alluminio. Ogni spalla deve garantire un'ottima perpendicolarità con il piano di granito della CMM (la cui planarità media è di $19 \mu\text{m}$ su un'area di 4.5 m^2). In questo modo si semplifica l'allineamento e con piccole correzioni si ottiene il parallelismo e la concentricità delle flange. I piani definiti dagli appoggi delle flange hanno una planarità $\leq 20 \mu\text{m}$ ed un'ottima perpendicolarità (la massima deviazione da 90° misurata è stata di 0.05 mrad).

4.3 Incollaggio dei tubi di connessione

Le speciali boccole e le contro-rondelle in fibra di carbonio disegnate per la connessione dei tubi alle flange prevedono che gli incollaggi lavorino comunque a taglio sia in compressione che in torsione. Questa è una ottimizzazione di impiego della colla (2011 Ciba-Geigy) che non presenta una rigidità massima a trazione. Inoltre questo metodo di aggancio (boccola e contro-rondella) dei tubi ai gusci a doppia T delle flange assicura un incollaggio del tubo senza forzature indotte, infatti il tubo è libero di scorrere lungo le boccole durante l'incollaggio.

4.4 Sistema di raffreddamento

Il sistema di raffreddamento deve rimuovere una potenza totale di $\sim 1.5 \text{ KW}$ generata dall'elettronica di *front-end* e mantenere la temperatura dei silici al di sotto dei 20°C . L'elettronica invece non deve superare i 30°C . Il liquido scelto è una miscela di acqua ed un 30% di glycol-ethylene. I tubi del sistema di raffreddamento dello *Space Frame* hanno un diametro esterno di 4.5 mm ed uno spessore di 0.3 mm . Il liquido di raffreddamento è flussato a 0.6 l/min ad una temperatura di -5°C . Tutto il sistema è previsto operare al di sotto della pressione atmosferica [11]. Per ogni sezione del sistema di raffreddamento la differenza di temperatura ingresso-uscita è $\sim 1^\circ\text{C}$ anche nel caso del massimo numero di ibridi (nove) raffreddati da un singolo tubo. I *ledges* interni ed esterni hanno temperature di equilibrio leggermente diverse a causa della diversa lunghezza dell'incollaggio termico rispettivamente di 35 mm e di 50 mm [12]. Tutte le prove necessarie per scegliere il tipo di fluido, il diametro dei tubi e il flusso del liquido refrigerante sono state eseguite in

parte all'I.N.F.N. di Pisa ed in parte al Fermilab. In figura 4.4 riportiamo una foto del prototipo della doppia flangia "armata" da finti ibridi con sensori

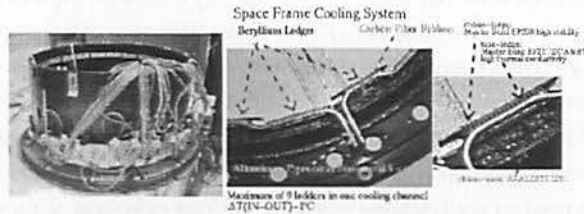


Figura 4.4: Il prototipo della doppia flangia in fibre di carbonio prima delle prove del sistema di raffreddamento. Dettagli della sistemazione e della regione di incollaggio di un tubo ai *ledges*.

di temperatura LM35DZ per le prove di test, e i dettagli del percorso seguito da un tubo di raffreddamento nonché della regione di incollaggio del tubo al *ledge*. Durante le prove di raffreddamento di 9 ibridi raffreddati dal medesimo tubo, si è misurato un gradiente massimo di temperatura di 33°C con una temperatura media degli ibridi di 28°C ed una temperatura sul tubo di 4°C. Questo ha confermato l'efficienza del sistema previsto.

4.5 Supporti delle ladders

La costruzione di ISL prevede 296 *ladders*; 144 di queste sono necessarie per costruire i 72 moduli che costituiscono i *layers* 7F/B sono sviluppate sulla base di un progetto dell'I.N.F.N. di Pisa. Le rimanenti sono costruite direttamente al Fermilab. I due progetti sono diversi perché diverse sono le

dimensioni fisiche dei silici da supportare. Di seguito ci occupiamo di quelle progettate a Pisa che montano silici prodotti dalla Micron Semiconductor, U.K.³. Come già chiarito, la precisione finale di posizionamento dei moduli non dipende solo da quella dei punti di ancoraggio (le *slot* di un *ledge*) ma anche dalla rigidità dei CFS delle *ladders* e, di conseguenza, di un modulo. Queste prove di qualifica hanno segnalato la necessità di effettuare un controllo di qualità sulla produzione della ditta Salver e hanno determinato il metodo per realizzare la giunzione di due *ladder*. Riassumiamo di seguito i risultati di tutti questi studi.

I requisiti meccanici di una *ladder* sono:

1. l'allineamento relativo dei silici deve essere mantenuto entro 5 μm
2. deve essere presente un fiduciale per riferire la posizione dei silici (il *pin*)
3. deve essere garantita la possibilità di effettuare i *micro-bondings* tra i circuiti integrati dell'ibrido (*μchip SVX3D*), il *pitch-adapter*⁴ e i silici dopo la costruzione della *ladder* stessa.
4. la quantità di materiale impiegato per realizzare il supporto dei silici deve essere minimizzata. La struttura finale deve avere un'elevata stabilità nelle previste condizioni operative.

Per un modulo si aggiungono requisiti aggiuntivi:

- la planarità di un modulo deve essere mantenuta quando questo è vincolato allo *Space Frame* e sotto l'azione della forza peso $\leq 115 \mu\text{m}$.

³Le *ladders* prodotte al Fermilab montano silici prodotti dalla Hamamatsu.

⁴si tratta di un componente passivo che consente di impiegare gli stessi circuiti integrati dell'SVXII. I silici di ISL hanno un *pitch* più largo.

Questa tolleranza è legata ai 0.4 mrad di disallineamento tollerabili con l'SVXII [10] e alle tolleranze di posizionamento radiale $\leq 50 \mu\text{m}$.

- Deve avere una rigidità a flessione e a torsione sufficienti da consentire di poterlo maneggiare in sicurezza.

Tutti questi requisiti sono ottenuti costruendo le *ladders* grazie all'impiego di CMM e di particolari dime di incollaggio dotate di manipolatori micrometrici (*jig*). Questa attrezzatura è stata realizzata dall'università di Karlsruhe.

In figura 4.5 riportiamo il progetto finale dei CFS dei layers 7F/B. Lo

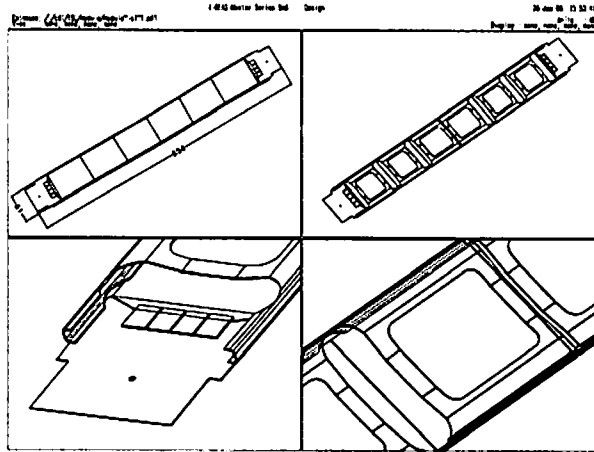


Figura 4.5: Disegno di progetto dei CFS dei layers 7F/B.

studio delle caratteristiche meccaniche medie dei moduli è stato affrontato per gradi.

	$\Delta Z_{centro} (\mu\text{m})$	$peso (gr)$	$EJ (\text{Nm}^2)$	$n \geq 180\mu\text{m}$	$n \geq 200\mu\text{m}$
Batch 1	118 ± 26	11.1 ± 0.1	6.4 ± 1.7	1	0
Batch 2	154 ± 28	11.8 ± 0.1	5.6 ± 1.0	5	2
Batch 3	186 ± 52	12.0 ± 0.1	4.1 ± 1.0	15	12

Tabella 4.1: Riassunto del controllo di qualità effettuato per i tre batches. Tutte le quantità in tabella sono valori medi.

- Si sono studiati i laminati di partenza prima dello scasso effettuando un controllo di qualità. Il parametro di controllo scelto è la differenza tra la deflessione sotto peso proprio e quella dovuta ad un peso di 221.4 gr (~ 17 volte il peso da supportare in condizioni di lavoro). La misura di queste deflessioni (*sagitta* o *sag*) è sempre stata eseguita sospendendo il CFS nello stesso modo. Ne abbiamo ricavato una valutazione dell' EJ di un CFS utilizzando la relazione 4.1 che viene dalla teoria delle travi

$$\Delta Z_{centro} = -(\Delta Z_{centro}^{con\ carico} - \Delta Z_{centro}^{peso\ proprio}) = -\left(\frac{Wl^3}{48EJ} - \frac{5Wl^3}{384EJ}\right) \quad (4.1)$$

I risultati di questi controlli, riportati in tabella 4.1, hanno suggerito di scartare i CFS con $\Delta Z_{centro} \geq 180 \mu\text{m}$. L'intera produzione è stata raggruppata in tre batches. Un effetto interessante si può intuire dall'aumento del numero di supporti scartati con il passare del tempo. Questa potrebbe essere un'indicazione dell'invecchiamento del materiale di partenza. In figura 4.6 riportiamo un grafico delle ΔZ_{centro} misurate per il primo di questi batch.

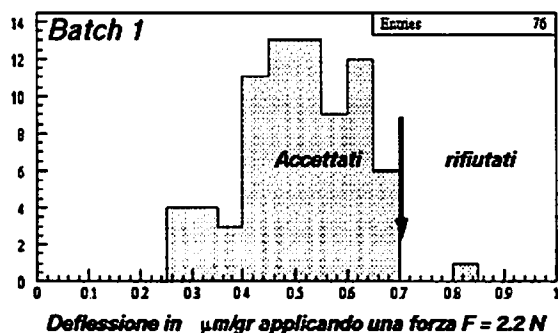


Figura 4.6: Istogramma del parametro scelto ΔZ^{centro} per il controllo di qualità dei CFS.

- Dopo il controllo di qualità si è valutata la regione di linearità delle deformazioni ΔZ^{centro} . Si sono misurate le deflessioni sotto un carico progressivo sia dei laminati di partenza che dei CFS scassati. Per eseguire questo studio si è costruita una serie di 10 pesi uguali da 17.85 gr l'uno. I risultati di questa prova sono riportati in tabella 4.2, mentre i grafici relativi a queste misure sono in figura 4.7
- Si sono confrontati questi risultati sperimentali con quelli ottenuti da una FEA del CFS, e questo sia per il supporto scassato che per quello di partenza. Nella simulazione si sono applicate le stesse condizioni al contorno di quelle sperimentali e si sono scelti elementi finiti *linear thin mesh* in modo da riprodurre lo spessore medio di 375 μm dei supporti reali. Le proprietà del materiale sono state definite utilizzando il Simu-

	A (μm)	B ($\mu\text{m gr}^{-1}$)	\overline{EJ} (Nm^2)	J_x (m^4)
CFS scassati	-6.8 ± 1.7	2.15 ± 0.15	1.3 ± 0.2	0.005
CFS non scassati	11.4 ± 3.4	0.63 ± 0.03	5.6 ± 0.3	0.022

Tabella 4.2: Risultati dello studio di linearità della deflessione dei CFS prima e dopo essere stati scassati. Il coefficiente angolare B delle rette $y=A+Bx$ quantifica le deflessioni in [$\mu\text{m gr}^{-1}$].

lation Laminat Task del pacchetto software di simulazione I-DEAS. I risultati della simulazione, mostrati in figura 4.8 sono in accordo con le misure sperimentali (CFS non scassati: la deflessione misurata è di $\sim 18 \mu\text{m}$ e di $\sim 27 \mu\text{m}$ quella simulata; CFS scassati: misurata $\sim 118 \mu\text{m}$ e $\sim 110 \mu\text{m}$ simulata). Dalla simulazione abbiamo dedotto rispettivamente $(E_x, E_y, E_z) = (258, 182, 106)$ GPa. Questo ci ha permesso di stimare il modulo di Young effettivo (E_x) del CFS scassato e di utilizzare questo valore per valutare la J_x riportata nell'ultima colonna in tabella 4.2.

- Siamo passati allo studio della deflessione dei moduli. Abbiamo ottimizzato l'unione di due *ladders* in modo da minimizzare l'effetto del punto di labilità della giunzione e garantire al modulo sotto gravità una planarità $\leq 115 \mu\text{m}$. Si sono caratterizzati 5 moduli di prova ($M1, M2, \dots, M5$) uniti con tre metodi diversi:

1. **metodo 1** striscia lunga 12 cm 3 strati di CFRP unidirezionale incollata di lato e striscia corta di 4 cm incollata sotto nella zona di giunzione.

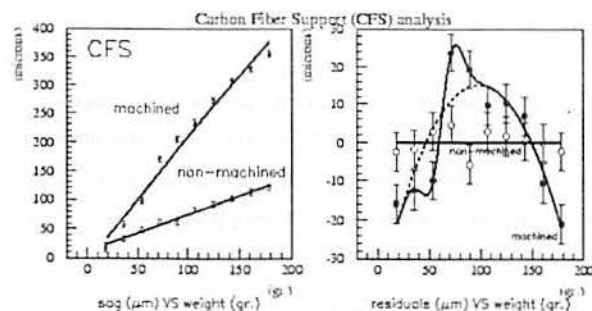


Figura 4.7: Deflessioni sotto un carico progressivo sia dei laminati di partenza che dei CFS scassati. A destra il grafico dei residui da un andamento lineare.

2. **metodo 2** striscia lunga 10 cm 3 strati di CFRP unidirezionale con sezione ad L incollata di lato nella zona di giunzione.
3. **metodo 3** striscia lunga ~ 50 cm o ~ 10 cm 3 strati di CFRP unidirezionale incollata di lato.

Le caratteristiche misurate di questi moduli sono riportate in tabella 4.3, mentre il grafico delle deflessioni in funzione del carico applicato al centro del modulo è in figura 4.9. In seguito a queste prove è stato adottato il **metodo 3** di giunzione delle *ladders* con striscia lunga ~ 50 cm. Il modulo giuntato nella maniera scelta è l'M5 e la cosa più interessante di questo studio è stato osservare che i residui da un comportamento lineare della deflessione sono al livello del 10% (corrispondente a ~ 20 μm) della deflessione totale. Questo risultato è compatibile con il 9% di elongazione della colla epossidica (2011 Ciba-Geigy) impiegata

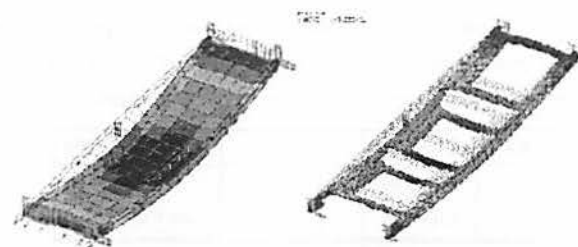


Figura 4.8: Analisi agli elementi finiti (FEA) del supporto in fibra di carbonio (CFS) delle *ladder* dei *layers* 7F/B.

per l'incollaggio della striscia.

- L'ultimo aspetto studiato in dettaglio è stata la deflessione del modulo di prova M5. Questo studio si è reso necessario per trovare un'equazione che rendesse conto della deflessione dei moduli. Questa equazione potrebbe servire per i codici di ricostruzione delle tracce delle particelle nel caso in cui la deflessione di un modulo eccedesse la dispersione delle traiettorie dovuta allo *scattering multiplo*. In questo caso si potrebbe ancora risalire ad una stima accurata della posizione di passaggio della particella correggendo la deflessione dei moduli. Nel caso di semplice sospensione del modulo si è applicata la teoria delle travi e distinguendo tra carico concentrato (W_C) e carico uniforme (W_U) della trave. Inoltre, si è attribuita grande cura nell'individuazione dell'asse neutro di un modulo. Questo è situato ~ 100 μm al di sotto del lato *stereo* dei silici. Detta $l = 519.730$ mm (distanza *pin to pin*) la lunghezza di un modulo ed x la coordinata longitudinale lungo il modulo, si è trovata un'equazione 4.3 simmetrizzata rispetto ad $x_0 = l/2$ che rende conto

Modulo	metodo	peso (gr)	A (μm)	B ($\mu\text{m gr}^{-1}$)	$\langle EJ \rangle (\text{Nm}^2)$
M1	1	53.6 ± 0.1	28 ± 3	6.25 ± 0.03	3.5 ± 0.4
M2	2	55.7 ± 0.1	97 ± 3	12.77 ± 0.03	1.8 ± 0.2
M3	1	48.7 ± 0.1	84 ± 3	10.48 ± 0.03	1.9 ± 0.2
M4	3 (short)	51.1 ± 0.1	29 ± 3	13.15 ± 0.03	1.7 ± 0.2
M5	3 (long)	56.2 ± 0.1	33 ± 3	3.90 ± 0.03	5.3 ± 0.2

Tabella 4.3: Sommario delle misure di deflessione dei moduli di prova (M1,M2,...,M5) in funzione di carichi crescenti posti al centro. La pendenza B quantifica in [$\mu\text{m gr}^{-1}$] la deflessione di un modulo.

della deflessione ΔZ del modulo:

$$x < x_0 \quad \Delta Z = -\frac{W_C x}{48EJ}(4x^2 - 3l^2) - \frac{W_U x}{24EJl}(l^3 - 2lx^2 + x^3) \quad (4.2)$$

$$x > x_0 \quad x_s = (2x_0 - x) \quad \Delta Z = -\frac{W_C x_s}{48EJ}(4x_s^2 - 3l^2) - \frac{W_U x_s}{24EJl}(l^3 - 2lx_s^2 + x_s^3) \quad (4.3)$$

Si è trovato un valore medio $EJ = (5.19 \pm 0.14) \text{ Nm}^2$ nel caso della semplice sospensione del modulo senza carichi concentrati. L'accordo di questa funzione con i dati sperimentali è mostrato in figura 4.10.

Per completezza, riportiamo in tabella 4.4 una descrizione dettagliata dei contributi al peso finale di tutte le parti del modulo M5.

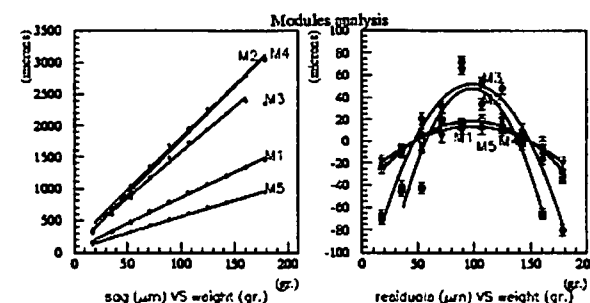


Figura 4.9: Deflessioni in funzione di carichi crescenti posti al centro di 5 moduli di prova. Questa misura ha permesso di individuare la maniera migliore per unire due *ladders*.

parte	peso (gr)	N.	contributo in (gr)	% del finale
ibrido	6.0 ± 0.1	2	12.0 ± 0.1	21.4
silici*	5.0 ± 0.1	6	30.0 ± 0.1	53.4
CFS	5.3 ± 0.1	2	10.6 ± 0.1	18.9
striscia	1.0 ± 0.1	2	2.0 ± 0.1	3.6
peso teorico			54.6 ± 0.1	
peso finale			56.2 ± 0.1	
quantità di colla			1.6 ± 0.1	2.8

Tabella 4.4: Descrizione dettagliata dei contributi al peso finale di tutte le parti del modulo per prove meccaniche M5. * Nei moduli reali i silici sono spessi $300 \mu\text{m}$ ed il loro contributo in peso è di $\approx 3 \text{ gr}$ ognuno.

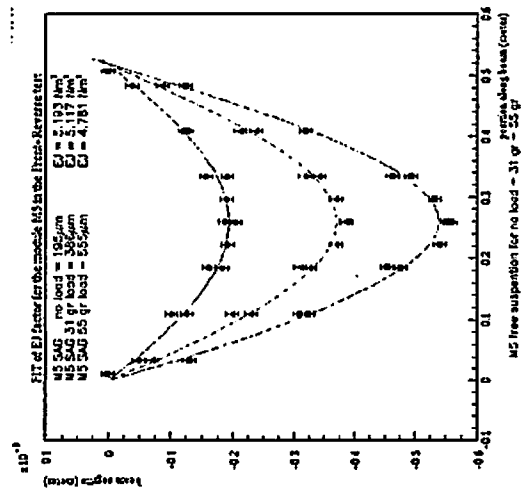


Figura 4.10: Deflessioni del modulo M5 senza carichi concentrati, con 31.2 gr e 55 gr al centro.

Capitolo 5

Costruzione dello *Space Frame*

La costruzione delle flange, l'allineamento e l'incollaggio dei tubi di connessione dello *Space Frame* è stata completata nel luglio 1999 presso l'I.N.F.N. di Pisa. Subito dopo, la struttura è stata trasportata al Fermilab, dove è stata accuratamente rimisurata e controllata. In questo capitolo discutiamo in dettaglio alcuni aspetti relativi al controllo di qualità delle flange durante la loro costruzione e alle precisioni raggiunte nella costruzione della struttura finale. Discutiamo anche criticamente l'impatto di questi risultati sulle prestazioni del rivelatore ISL.

5.1 Le dime di produzione

Le tre dime impiegate sono state costruite in acciaio dalla ditta Vega 2000 (La Spezia). Il materiale è stato disteso prima di venire lavorato. In figura 5.1 mostriamo la dima delle flange 7 (la più grande come dimensioni) ed un particolare di quella delle flange 6 (si distinguono i *pin* di centraggio dei *ledges*, le speciali molle appositamente costruite per mantenere i *ledges*

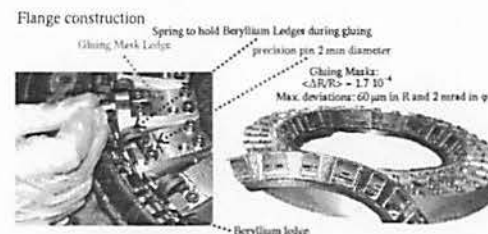


Figura 5.1: La dima delle flange 6 durante il suo impiego e la dima delle flange 7 (la più grande di quelle impiegate).

durante il loro incollaggio e le spine che posizionano ogni pianetto). Le planarità misurate dei *master plane* delle dime sono $< 20 \mu\text{m}$. Per limitare i costi di produzione, la dima delle flange 6 e delle doppie flange sono state dotate di particolari accorgimenti. Infatti, la flangia 6 e la corrispondente serie di *ledges* nella doppia flangia che definiscono i *layers* 6F/B hanno una simmetria speculare (*mirror*). Questo implica che, una volta affacciate, costruendo queste due serie di *ledges* con la stessa dima si perde la corrispondenza tra *ledges* interni ed esterni. Per ovviare a questo inconveniente in queste due dime troviamo un'ulteriore coppia di spine di riferimento¹ per effettuare l'opportuna rotazione che consente di recuperare la corrispondenza interni-esterni. Vedremo nel paragrafo successivo che questa scelta influenza le precisioni raggiungibili nell'allineamento dei *ledges* del *layer* 6 a causa del doppio vincolo di allineamento relativo presente nella doppia flangia.

Per quantificare la qualità degli incollaggi ottenuti con l'impiego di queste dime, mostriamo in figura 5.2 un confronto, dopo le correzioni per gli *offsets*

¹cfr. capitolo 4

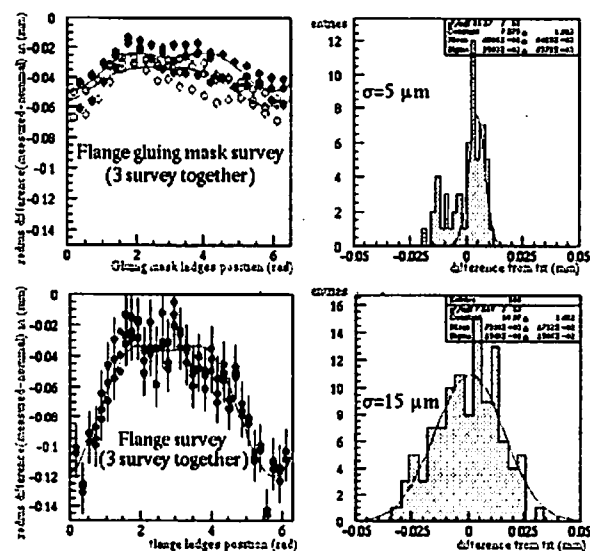


Figura 5.2: Residui dai valori nominali delle posizioni radiali dei centri delle slot dei pianetti e dei ledges di una flangia 7.

noti, tra le deviazioni radiali dai valori nominali dei centri delle slot dei pianetti della dima e dei ledges di una flangia 7. Come si vede, l'effetto dell'incollaggio sulla σ della distribuzione gaussiana dei residui è di $10 \mu\text{m}$, un valore compatibile con la planarità dei ledges stessi.

5.2 Le flange

In figura 5.3 riportiamo come esempio, il disegno di progetto della doppia flangia. In questo, come nei progetti delle altre flange, la maggiore attenzione è stata rivolta alla stabilità della struttura che mantiene i *ledges*. La stabilità assiale è garantita dalla struttura ad anello delle flange mentre per assicurare una maggiore stabilità di fuori piano tutti i gusci delle flange hanno una sezione di tipo scatolato a doppia T. Inoltre, i *ribbon* che mantengono i *ledges* delle flange 6 e 7 sono a loro volta incollati ad una struttura a mensola (i *nasì*) per maggiore stabilità. Tutte le flange di produzione sono state sottoposte ad un *post-curing* prima dell'incollaggio dei *ledges* di berillio mantenendole a 40°C per 24 ore. Non sono stati osservati effetti di variazione dimensionale legati all'assorbimento di umidità dopo la costruzione delle flange. Il monitoraggio delle variazioni di peso ha misurato effetti trascurabili $\Delta m_i/m_i \approx 10^{-3}$ dovuti probabilmente all'essiccazione della colla. Riportiamo l'inventario dei pesi delle flange insieme a quello dello *Space Frame* in tabella 5.1. Tutte

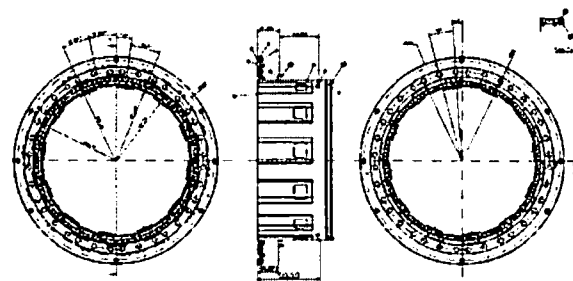


Figura 5.3: Disegno di progetto della doppia flangia.

parti dello S.F.	quantità	CFRP %	Al %	Be %	colla %	massa (Kg)
Flange 7	4	82.2	9.7	6.8	0.3	3.120
Flange 6	2	83.2	6.8	8.4	0.6	0.858
Doppia Flangia	2	84.4	3.4	9.9	0.3	1.576
Spool Piece	1	92.5	7.3	-	0.2	0.752
Tubi	-	100.	-	-	-	1.010
totale SF	-	-	-	-	-	7.316

Tabella 5.1: Inventario delle masse delle flange e delle varie parti dello *Space Frame*. Da questa tabella si può dedurre che la struttura dovrà sostenere $\simeq 6.4$ il proprio peso.

le flange, una volta costruite, sono state misurate con una CMM a mezzo di programmi appositamente sviluppati². Nella tabella 5.2 riportiamo le precisioni ottenute per il posizionamento dei *ledges*. Le precisioni riportate nella tabella sono riferite alle coordinate (R, φ) del centro della *slot* proiettata sul piano del *ledge*. Queste coordinate sono state preventivamente corrette per le eccentricità del centro del cerchio (proiettato sul *master plane*) definito dai centri dei *ledges* rispetto all'origine del sistema locale di riferimento di una flangia basata sulla misura del punto medio delle sue boccole di riferimento. Le correzioni si sono dedotte come parametri di un fit. Detto ρ_0 il modulo dell'eccentricità, α la sua fase ed (R_i^*, φ_i^*) le coordinate polari misurate del centro del i -esimo *ledge*, di coordinate nominali (R_i, φ_i) , si è adattata alla distribuzione dei residui dai valori nominali la funzione ΔR dell'equazione

²vedi appendice B

	$(\Delta R/R) \cdot 10^{-4}$	$\sigma^R \cdot 10^{-4}$	$(\Delta \varphi/\varphi) \cdot 10^{-3}$	$\sigma^\varphi \cdot 10^{-3}$	$(\theta - \frac{\pi}{2})$ (mrad)
7B1	-1.5 ± 0.3	1.7	0.5 ± 2.5	2.3	1.7 ± 0.7
7B2	-0.9 ± 0.5	1.7	-1.5 ± 2.5	2.3	2.4 ± 0.6
6B1	2.7 ± 0.4	2.5	-0.3 ± 3.0	1.5	1.3 ± 0.3
6B2	3.3 ± 0.4	2.5	0.3 ± 2.7	1.5	0.5 ± 3.3
6C1	-3.4 ± 0.5	2.2	-2.0 ± 3.7	1.8	3.2 ± 1.6
6C2	-2.4 ± 0.6	2.2	2.1 ± 3.3	1.8	3.6 ± 1.3
6F2	1.8 ± 0.2	2.5	1.1 ± 1.3	1.5	4.6 ± 4.3
6F1	2.5 ± 0.3	2.5	0.0 ± 1.2	1.5	2.1 ± 2.0
7F2	-2.3 ± 0.2	1.7	0.0 ± 2.0	2.3	2.0 ± 0.9
7F1	-2.3 ± 0.4	1.7	0.0 ± 2.0	2.3	2.7 ± 1.7

Tabella 5.2: Precisioni ottenute per il posizionamento dei centri delle *slot* dopo la costruzione delle flange. In questa tabella le flange chiamate 6B2, 6C1 e 6F2, 6C2 non sono fisicamente separate ma fanno parte delle doppie flange.

5.1.

$$\Delta R = R_i^* - \sqrt{\rho_0^2 + 2\rho_0 R_i \cos(\varphi_i^* - \alpha) + R_i^2} \quad (5.1)$$

Nella tabella 5.2 trattiamo ogni doppia flangia come due flange separate. La coordinata radiale R nominale del centro di una *slot* proiettato sul piano del *ledge* è quella della tabella 3.1. L'errore di posizionamento radiale ammesso per un modulo è di $\Delta R = 45 \mu\text{m}$. Questa è la media delle tolleranze necessarie e raggiungibili che si trovano in [10], ne segue che le precisioni richieste sono (utilizzando il raggio medio dei *ledges* interni e esterni) $\sigma_{6F/B}^R \sim 2.5 \cdot 10^{-4}$, $\sigma_{6C}^R \sim 2.2 \cdot 10^{-4}$ e $\sigma_{7F/B}^R \sim 1.7 \cdot 10^{-4}$. La precisione $\Delta\varphi/\varphi$ è calcolata utilizzando l'angolo φ tra due *ledges* interni (esterni) successivi. Abbiamo confrontato con la tolleranza di parallelismo $\Delta\varphi = 0.4 \text{ mrad}$ [10] delle *strip* di ISL con quelle di SVXII con gli *step* angolari rispettivamente di 30° delle flange 6F/B, di 25.714° delle flange 6C e di 20° delle 7F/B. Le precisioni sulla coordinata radiale sono rispettivamente $\sigma_{6F/B}^R = 1.5 \cdot 10^{-3}$, $\sigma_{6C}^R = 1.8 \cdot 10^{-3}$ e $\sigma_{7F/B}^R = 2.3 \cdot 10^{-3}$.

La quantità $(\theta - \frac{\pi}{2})$ nell'ultima colonna di tabella 5.2 fornisce un'indicazione del parallelismo dei *ledges* all'asse del cilindro che si può definire a mezzo dell'involuppo dei piani di tutti i *ledges* di una flangia. Questa informazione è stata messa tra le precisioni di costruzione raggiunte perché costituisce un'importante indicazione per l'ancoraggio dei moduli. Idealmente questa quantità dovrebbe essere nulla. Questa è l'unica colonna di tabella 5.2 che non presenta una certa correlazione tra i suoi valori. Nelle colonne di $(\Delta R/R)$ e $(\Delta\varphi/\varphi)$ possiamo invece notare una correlazione di valori legata al fatto che le flange dello stesso tipo sono costruite con la stessa dima. Questa non correlazione è da attribuire al fatto che, con l'uso, si è degradata la precisione di posizionamento dei pianetti di incollaggio dei *ledges* delle dime. L'aumento delle tolleranze sulle spine di posizionamento ha avuto conseguenze non

tanto in (R, φ) quanto in $(\theta - \frac{\pi}{2})$, cioè nel parallelismo dei pianetti della dima al suo *master plane*.

5.3 Costruzione dei due semi-Space Frame

Come accennato, le spalle di allineamento consentono la costruzione di un semi-Space Frame alla volta. In figura 5.4 mostriamo una foto dei due semi-Space Frame. Per il disegno stesso della *slot* di un *ledge* si pone il problema

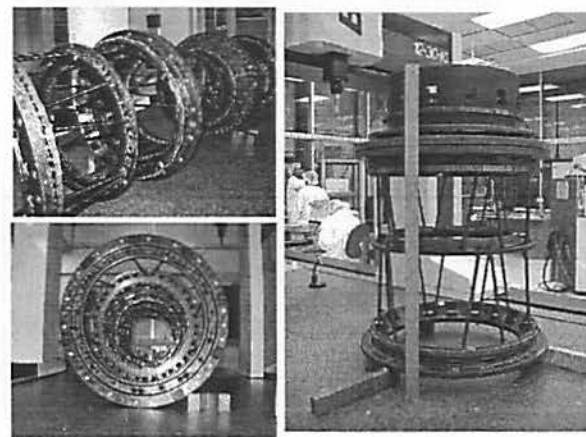


Figura 5.4: I due semi-Space Frame in fibra di carbonio sul piano di granito della CMM.

di tenere conto dell'inserzione dei moduli nel posizionamento dei *ledges* delle flange. Infatti, in posizione finale solo un *pin* di un modulo va a battuta a

fine corsa della *slot* e bisogna rispettare dei confini fisici oltre i quali sono presenti componenti elettronici sull'ibrido che non possono toccare il *ledge*. Questo aspetto influenza l'allineamento lungo *Z* di di ogni *semi-Space Frame* in maniera diversa a causa della presenza del *layer 6C*. Quindi, i due *semi-Space Frame* non sono del tutto identici come geometria.

L'allineamento delle flange di ogni *semi-Space Frame* è stato gestito in due tempi.

- Ricerca del miglior parallelismo con la flangia 7 più esterna di riferimento.
- Ricerca della concentricità del centro proiettato sul *master plane* della circonferenza definita dai centri dei *ledges* di ogni flangia con quella di riferimento. In questa fase si è tenuto conto dell'analisi descritta nel precedente paragrafo.

I risultati dell'allineamento dei due *semi-Space Frame* sono riportati in tabella 5.3 e si riferiscono alle coordinate delle boccole di riferimento delle singole flange. Nella tabella indichiamo per le flange, il cui sistema di riferimento locale è stato impiegato come sistema di riferimento globale, i coseni direttori rispetto agli assi macchina (CX,CY,CZ) ³.

5.4 Allineamento ideale e reale

Con le strategie di costruzione adottate abbiamo dovuto tenere conto di quattro fattori limitanti le precisioni raggiungibili nella qualità dei *layers* di ISL.

³In accordo con la convenzione del sistema di riferimento di CDF, la coordinata *Z* rappresenta l'asse longitudinale dello *Space Frame*.

	X (μm)	Y (μm)	Z (mm)
<i>backward</i>			
7B1 (<i>master plane</i>)	$CX = 2.38 \cdot 10^{-4}$	$CY = 3.64 \cdot 10^{-4}$	$CZ = 1.$
6B	22	-23	-334.723
7B2	53	22	-637.526
DBLB	90	-82	-682.462
<i>forward</i>			
7F1 (<i>master plane</i>)	$CX = 0.6 \cdot 10^{-4}$	$CY = 0.98 \cdot 10^{-4}$	$CZ = 1.$
6F	-41	16	334.778
7F2	22	43	637.549
DBLF	-5	46	682.843

Tabella 5.3: *Offsets* di allineamento dopo la costruzione dei due *semi-Space Frame*. Tutte le quantità in tabella sono riferite ai sistemi di riferimento locali delle flange.

- Il fatto che i due *semi-Space Frame* siano speculari ma che siano costruiti con le stesse dime implica una trasformazione $(R, \varphi) \rightarrow (R, \pi - \varphi)$ anche degli errori $(\epsilon_i^R, \epsilon_i^V)$ di posizionamento di un *ledge* i -esimo. Questa considerazione riguarda tutte le coppie di flange simili.
- L'impiego della stessa dima per effettuare il *mirroring* del *layer* 6 implica che alla rotazione del sistema di riferimento (basato su una coppia di spine ruotate) non corrisponde una rotazione degli errori perché i pianetti della dima sono fissi. Questa considerazione riguarda solo i *layers* 6F/B
- Bisogna fare un compromesso all'atto della costruzione dello *spool piece* per allineare le direzioni degli assi longitudinali dei due *semi-Space Frame*⁴. Infatti, come si vede in tabella 5.3, le orientazioni dell'asse longitudinale di ogni *semi-Space Frame* sono, seppure di poco, diverse.
- Infine anche l'allineamento reale comporta i suoi errori perché non è detto che si riesca a posizionare le flange esattamente dove voluto.

Per ottenere una indicazione della qualità dell'allineamento reale abbiamo prima valutato la qualità dei *layers* ideali che avremmo potuto ottenere con un perfetto allineamento. Per fare questo abbiamo studiato il baricentro della distribuzione dei residui dai valori nominali e quella dei residui dal valore medio delle coordinate (R, φ) dei *ledges* delle singole flange. In questo modo si sono corretti idealmente gli *offsets* di allineamento ottenendo la qualità dei *layers* ideali. Successivamente si sono studiate le misure effettuate dopo la costruzione dell'intero *Space Frame* e si è ripetuta questa analisi sulle misure

⁴Durante la costruzione dello *spool piece* è stato privilegiato l'allineamento dei *layers* 7F/B e 6F/B.

reali. In questo modo, le discrepanze residue sono da attribuire ad un non perfetto allineamento. Questi risultati sono sintetizzati in tabella 5.4 mentre nelle figure C.1 e C.2 dell'appendice A.3 sono riportati i grafici relativi alle misure studiate per il *layer* 7B definito dalle flange 7b1 e 7b2 di tabella 5.2. Nella rappresentazione in coordinate polari dei residui si nota bene l'effetto della trasformazione $(R, \varphi) \rightarrow (R, \pi - \varphi)$. Mentre in un allineamento ideale si possono fare corrispondere gli errori $(\epsilon_i^R, \epsilon_i^V)$ in modo da minimizzare la loro somma, in quello reale notiamo come la deviazione dal valore nominale dei *ledges* delle due flange passi da una completa opposizione di fase (errore massimo) fino ad una completa fase (errore minimo). Inoltre, i punti di fase e di opposizione di fase sono opposti. Il raggio del disco in questa rappresentazione è di 800 μm .

5.5 Qualità dello Space Frame

In figura 5.5 riportiamo una foto dello *Space-Frame* completo e assemblato nella camera pulita del Fermilab dopo il trasporto da Pisa. Alcuni moduli meccanici sono montati nella regione centrale ed una prova di cablaggio è stata effettuata nella regione *backward*.

Vogliamo ora brevemente discutere i risultati dell'allineamento reale e teorico riportati in tabella 5.4. Come già detto, si utilizzeranno anche degli algoritmi di ricostruzione delle tracce per controllare la stabilità dell'allineamento dei *layers* di ISL. In tabella 5.5 riportiamo delle stime di tempi di acquisizione dati necessari [13] per allineare un modulo lungo 24 cm e largo 6 cm posto a ~ 30 cm dall'asse dei fasci ($\Delta\eta = 0.67$, $\Delta\varphi = 0.01$). Poiché il flusso di particelle cariche aspettato è ~ 6 tracce per unità di rapidità (alla luminosità del Tevatron) su $\Delta\varphi = 2\pi$, possiamo ricavare il numero di tracce

	$(\Delta R/R) \cdot 10^{-4}$	$(\Delta \varphi/\varphi) \cdot 10^{-3}$	$(\theta - \frac{\pi}{2})$ (mrad)
Allineamento teorico			
Layer 7F	-2.3 ± 0.3	0.0 ± 1.7	2.3 ± 1.1
Layer 6F	2.1 ± 0.4	0.0 ± 1.5	4.0 ± 3.4
Layer 6C	-3.4 ± 0.5	-5.3 ± 2.6	3.6 ± 1.6
Layer 6B	3.3 ± 0.5	-0.3 ± 1.6	2.0 ± 2.8
Layer 7B	-2.3 ± 0.4	0.5 ± 2.5	2.2 ± 0.9
Allineamento reale			
Layer 7F	-2.4 ± 0.6	-0.5 ± 2.5	2.1 ± 0.9
Layer 6F	1.6 ± 0.8	0.3 ± 2.3	0.9 ± 3.3
Layer 6C	-2.7 ± 1.2	-3.1 ± 3.6	3.4 ± 2.6
Layer 6B	2.8 ± 0.9	0.0 ± 1.6	3.4 ± 3.3
Layer 7B	-2.9 ± 0.7	-1.0 ± 2.5	2.1 ± 0.9

Tabella 5.4: Stima della qualità dei layers teorici e di quelli reali basata sull'analisi delle coordinate (R, φ) dei ledges. Le quantità relative al layer 6C sono basate su di una stima degli offsets introdotti nella costruzione dello *spool piece*.

soglia in p_t (GeV/c)	% di tracce $\geq p_t$	tempo $\times 100$ tracce (min)
0.5	44	2.7
1.0	14	8.5
2.0	2.9	41

Tabella 5.5: Stima dei tempi di acquisizione dati necessari per allineare un modulo con la ricostruzione di tracce cariche.

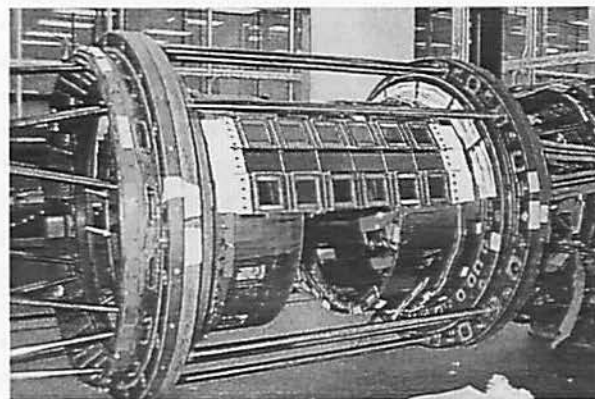


Figura 5.5: Lo Space-Frame completo in camera pulita al Fermilab.

utili per l'allineamento per unità di eventi. Nel nostro caso avremo ~ 0.007 tracce utili per l'allineamento per evento. Supponendo, ragionevolmente, che si richiedano 100 tracce per l'allineamento di un modulo e considerando che la frequenza del livello 3 di *trigger* (corrispondente all'accettazione dell'evento) è di ~ 50 Hz, vediamo che anche richiedendo tracce con p_t relativamente basso (per esempio $p_t = 2$ GeV/c) i tempi di acquisizione dati richiesti sono piuttosto elevati. Se poi si considera il fatto che, a causa del materiale interposto, un allineamento preciso è praticabile solo analizzando la ricostruzione di tracce con $p_t \geq 20$ GeV/c, si capisce che un allineamento basato esclusivamente sulla ricostruzione delle tracce cariche richiede tempi divergenti. Per questo motivo SVXII, ISL e COT sono stati inseriti anche in una rete geodetica basata su di un sistema di allineamento ottico di tipo RASNIK.

Uno schema di impiego di un sistema CCD-RASNIK è mostrato in figura 5.6. Questi dispositivi hanno risoluzioni per spostamenti perpendicolari all'asse CCD-RASNIK $\leq 1 \mu\text{m}$ e in direzione longitudinale $\leq 30 \mu\text{m}$ ma purtroppo sono limitati nel loro impiego dalle dimensioni fisiche della CCD e dalla sua sensibilità alle radiazioni. Quindi, in CDF, il RASNIK verrà impiegato più

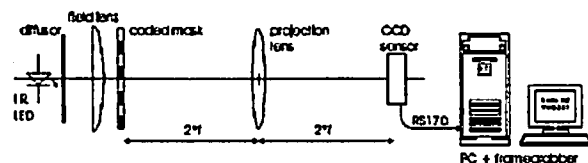


Figura 5.6: Schema di impiego di un sistema di allineamento di tipo CCD-RASNIK.

come sistema di monitoraggio generale e sarà comunque necessario un allineamento basato sulla ricostruzione delle traiettorie di tracce di particelle cariche.

Una valutazione della qualità finale dello *Space Frame* è dunque legata all'influenza, o meno, della geometria reale sull'efficienza degli algoritmi di ricostruzione. Considerando la struttura generale degli algoritmi di ricostruzione, dobbiamo aspettarci una dipendenza dell'efficienza di ricostruzione delle tracce dalla precisione dell'allineamento ⁵ (σ_{survey}). Ciò è giustificato dal fatto che la precisione finale (σ_{totale}) di ricostruzione dei parametri delle tracce prima dell'allineamento è la convoluzione di σ_{survey} con la precisione intrinseca di CDF ($\sigma_{intrinseca}$) che è una proprietà del progetto stesso del-

⁵Per allineamento intendiamo il risultato di tutte quelle misure che hanno determinato l'accuratezza con la quale si conoscono le posizioni dei rivelatori.

l'apparato ($\sigma_{totale} = \sigma_{intrinseca} \oplus \sigma_{survey}$). Quindi per stimare la qualità dei *layers* di ISL basandoci sulle misure dei *ledges* che li definiscono ed assumendo che i moduli siano perfettamente allineati ai centri delle *slot* alle quali sono ancorati, possiamo dedurre che le σ_{survey} da impiegare in tale convoluzione tenderanno ad una via di mezzo tra quelle di un allineamento ideale di tabella 5.2 e quelle dell'allineamento reale di tabella 5.4, e questo miglioramento è da attribuire all'efficienza dell'algoritmo. Applicando queste considerazioni alle sopracitate tabelle vediamo che tutti i valori trovati sono contenuti in $0.6 \cdot \sigma_{nominale} < \sigma_{survey} < 1.7 \cdot \sigma_{nominale}$. Con questo valore di σ_{survey} basandoci sul lavoro contenuto in [14] possiamo stimare che l'efficienza relativa $\Sigma_{track fit}$ degli algoritmi di ricostruzione sarebbe compresa tra $0.9 < \Sigma_{track fit} < 1.15$ per i soli 2 punti forniti da ISL nelle regioni *forward* o *backward*, con una probabilità $p \leq 30\%$ di scartare un punto. Tuttavia ISL da solo non può essere considerato un tracciatore e ripetendo questa stima per i 7 punti del tracciatore SVXII+ISL otteniamo efficienze $1.35 < \Sigma_{track fit} < 1.55$ per la stessa probabilità di rigetto di un punto. Questa stima della qualità σ_{survey} dello *Space Frame* confermerebbe un miglioramento dell'efficienza degli algoritmi di ricostruzione delle tracce compreso tra il 5% ed il 10%. Questo è un ottimo risultato che conferma che l'allineamento non ha significativamente degradato la qualità ideale dei *layers* di ISL.

Conclusioni

Abbiamo illustrato nei dettagli il progetto delle parti strutturali di ISL dalla loro fase di sviluppo a quella della loro realizzazione. Si è cercato di dare un'idea dei problemi che si incontrano in applicazioni legate alla ricerca nel campo della fisica delle alte energie e di quelli che si incontrano nell'impiego esteso di materiali CFRP. Si è visto come in questo campo la progettazione e la ricerca sono a stretto contatto e come questa continua collaborazione sia necessaria per ottenere i risultati desiderati. Abbiamo seguito in dettaglio tutte le fasi della costruzione della struttura finale in CFRP ponendo l'accento sui necessari controlli di qualità che questi materiali richiedono se impiegati in applicazioni particolari. Infine è stata discussa la qualità dello *Space Frame* individuando positive indicazioni di successo per il progetto ISL.

ISL verrà installato in CDF e si preparerà ad una prima prova di presa dati prevista per l'estate 2000.

Tutto questo lavoro è stato reso possibile grazie alla disponibilità e l'accoglienza della sede e del personale dell'I.N.F.N. di S.Piero a Grado (Pisa), che ringrazio.

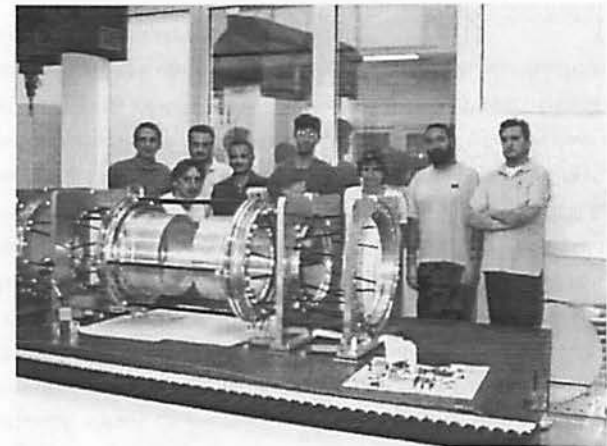


Figura 5.7: Una parte del gruppo ISL Pisa.

Appendice A

Scattering multiplo

Nell'attraversare un mezzo, una particella carica subisce l'interazione elettromagnetica sia con gli elettroni che con i nuclei del materiale. Mentre l'interazione con gli elettroni causa la perdita di energia della particella, l'interazione con i nuclei è responsabile della diffusione trasversa (deviazione dalla traiettoria originale).

La sezione d'urto per questo processo di diffusione secondo un angolo θ , è descritta dalla formula di Rutherford:

$$d\sigma = \frac{1}{4} \left(\frac{Zze^2}{pv} \right)^2 \frac{1}{\sin^4(\theta/2)} d\Omega \quad (\text{A.1})$$

dove p, v, z sono l'impulso la velocità e la carica della particella incidente, e Z è la carica del nucleo. La sezione d'urto è grande per piccoli angoli di diffusione perciò in uno strato di materiale la diffusione totale è il risultato di un gran numero di piccole deviazioni che sono indipendenti l'una dall'altra. Si capisce come la distribuzione risultante (*scattering multiplo*) dell'angolo totale di diffusione θ segua una distribuzione gaussiana:

$$P(\theta) \sim \exp \left(-\frac{\theta^2}{2\theta_{rms}^2} \right) \quad (\text{A.2})$$

Elemento	Z	X_0 (m)
Idrogeno	1	8.65
Elio	2	7.55
Carbonio	6	0.188
Alluminio	11	0.089
Silicio	14	0.093
Ferro	26	0.017
Piombo	82	0.005

Tabella A.1: Valori della lunghezza di radiazione per elettroni incidenti in materiali diversi.

dove la deflessione quadratica media in uno strato di spessore t è data da:

$$\theta_{rms} = \frac{21(MeV)z}{pv} \sqrt{\frac{t}{X_0}} \quad (\text{A.3})$$

La quantità X_0 è chiamata *lunghezza di radiazione* del mezzo e corrisponde a quella distanza nel mezzo dopo la quale la particella incidente perde un fattore $(1/e)$ della sua energia. Per elettroni incidenti questa quantità è legata al numero atomico Z ed alla massa atomica A dalla relazione:

$$\frac{1}{X_0} = \frac{4Z(Z+1)N_0}{137A} \left(\frac{e^2}{mc^2} \right)^2 \ln \left(\frac{183}{Z^{1/3}} \right) \quad (\text{A.4})$$

Lo *scattering multiplo* è di fondamentale importanza nella pratica perché limita la precisione con cui può essere determinata la direzione di una particella. Nella Tabella A.1 sono riportati i valori della lunghezza di radiazione per alcuni materiali.

Calcoliamo anche la deviazione dalla traiettoria originale di un elettrone con energia uguale a 0.5 GeV che attraversa uno strato di silicio con uno

spessore pari a $300 \mu\text{m}$ ¹:

$$\theta_{rms} = \frac{21(\text{MeV})}{500(\text{MeV})} \sqrt{\frac{300 \cdot 10^{-6}(\text{m})}{0.093(\text{m})}} \quad (\text{A.5})$$

$$= 2.4 \cdot 10^{-3} \text{rad} \quad (\text{A.6})$$

Nella Figura A.1 si riporta una schematizzazione dell'effetto dello scattering multiplo sulla traiettoria di una particella carica che attraversa uno strato (*layer*) del sistema di tracciatura.

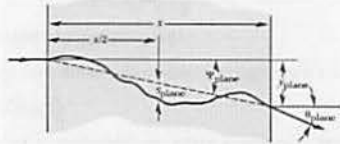


Figura A.1: Effetto dello scattering multiplo sulla traiettoria della particella nell'attraversamento di un generico strato di materiale.

¹Questo spessore è uguale a quello con cui sono costruiti gli strati di ISL.

Appendice B

Impiego di CMM

Tutti gli allineamenti e le misure descritte sono state effettuate presso l'I.N.F.N. di Pisa. Le uniche escluse sono quelle di controllo dopo il trasporto al Fermilab dello *Space Frame*. La CMM impiegata è una Ghibli della DEA (gruppo Braun & Sharpe). Il modello in questione ha una precisione di misura e di posizionamento lungo qualsiasi direzione nello spazio stimata in $\pm(4.5 + 5 L/1000) \mu\text{m}$ (dove L è il massimo ingombro in (mm) dell'oggetto che si misura. Come testa di aggancio della *probe* abbiamo utilizzato una PH10M della Renishaw [41]. Si tratta di una testa motorizzata che abilita fino a 720 posizioni per la *probe* con intervalli angolari sia azimutali che polari di 7.5° e una ripetibilità di posizionamento di $0.5 \mu\text{m}$. Come *probe* si è adottata la TP2 sempre della Renishaw [41] che abbinata al PH10M consente l'impiego di prolunghie fino ad una lunghezza massima di 30 cm. Questa possibilità è stata sfruttata per assicurare l'accesso a tutte le parti da misurare dello *Space Frame*. Per l'allineamento della struttura finale abbiamo utilizzato una prolunga da 5 cm. Il TP2 è una *probe* a 5 assi ($\pm X, \pm Y, Z$) che applica una forza media di 103 N nei punti di misura che si campionano sulla su-

How to ensure reliability with CMM programming

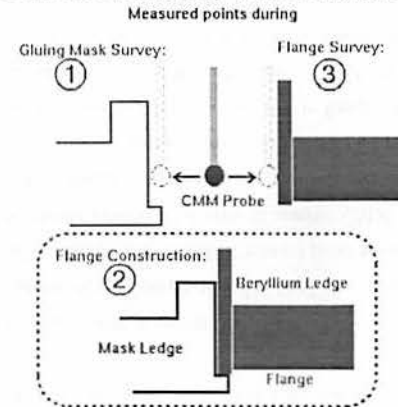


Figura B.1: Ottimizzazione dei programmi di misura della CMM. Vengono campionati gli stessi punti di misura sia per la dima che per la flangia.

perficie di un oggetto sottoposto ad una analisi dimensionale. Questa *probe* ha un fine corsa corrispondente ad una apertura polare di $\pm 14^\circ$ nel piano XY e a 3.5 mm lungo +Z. Questi componenti sono riportati in figura B.2 I tastatori impiegati sono stati di varie dimensioni. Questo è dovuto al fatto che durante i controlli finali dell'allineamento dello *Space Frame* si è reso necessario l'accesso alle *slots* dei *ledges* che come si è detto sono larghe solo 2 mm. In questo caso si è utilizzato un tastatore PS48R della Renishaw [41] con diametro di 1 mm, stelo in acciaio e parametro di profondità EWL= 15 mm. In tutti gli altri casi abbiamo impiegato un PS16R con diametro da 3 mm, stelo in acciaio e EWL= 17.5 mm. Date le dimensioni relativamente

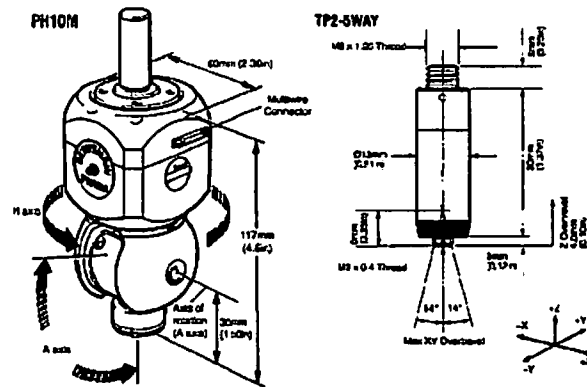


Figura B.2: La testa motorizzata PH10M e la probe TP2 della ditta Renishaw [41] di cui è dotata la CMM impiegata per l'allineamento dello *Space Frame*.

piccole di questi tastatori, grande cura è stata dedicata al controllo di eventuali deflessioni elastiche degli steli durante le misure. Questo effetto è stato osservato soprattutto impiegando il tastatore PS48R. Riportiamo in figura B.3 il risultato di 3 misure delle coordinate radiali del centro dei *ledges* della flangia 7F1 in cui si è variata la velocità di misura portandola dal 30% di quella di approccio al 90%. Come si vede la deflessione di uno stelo sottile può comportare effetti di $\pm 40 \mu\text{m}$. Si è quindi reso necessario individuare quale fosse la velocità massima di esecuzione dei programmi di misura (vedi oltre) sviluppati per il controllo dimensionale delle flange, in modo da non inficiare la riproducibilità delle misure. Si è trovato che lavorando con una velocità di misura pari al 30% di quella di approccio ed regolando quest'ultima al 70% della velocità di movimentazione, si recuperava una riproducibilità

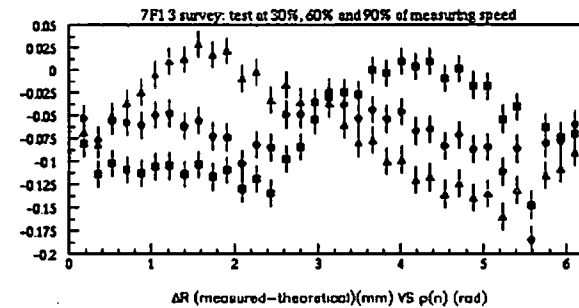


Figura B.3: Studio dell'effetto delle regolazioni delle velocità di movimentazione, approccio e misura sulla riproducibilità di misure effettuate con il tastatore PS48R.

delle misure di $\pm 16 \mu\text{m}$ confrontabile con l'accuratezza della macchina sulle distanze in questione.

Il software di gestione a nostra disposizione è il "Tutor for Windows" che è dotato anche di un compilatore DEAApl che consente di preparare e fare eseguire alla macchina percorsi di misura programmati. Durante la costruzione dello *Space Frame*, l'impiego di questa CMM è stato ottimizzato per lo studio delle flange a mezzo di programmi appositamente sviluppati. L'aspetto più importante è stato quello di potere campionare con la CMM punti corrispondenti sia per le dime che per le flange. Questo è stato possibile grazie al metodo stesso di costruzione delle flange e alla possibilità di potere replicare il sistema di riferimento delle flange sulle dime impiegate per costruirle ¹. Un'illustrazione di questa possibilità è riportata in figura

¹vedi capitolo 5

B.1. Gli altri accorgimenti sono stati applicati in fase di programmazione assicurando l'approccio del tastatore della CMM in direzione ortogonale alle superfici da misurare ed attivando l'opzione SELPL di Wtutor. Questa opzione effettua la compensazione automatica del raggio dinamico del tastatore. Anche i percorsi del tastatore sono stati ottimizzati in modo da minimizzare i tempi di esecuzione dei programmi. Tutti i programmi sono stati simulati al computer prima dell'esecuzione per evitare collisioni alla CMM. In figura B.4 riportiamo la simulazione del percorso di *survey* della doppia flangia (si vedono chiaramente i punti di ingresso e di uscita del tastatore e le strutture dei pianetti della dima).

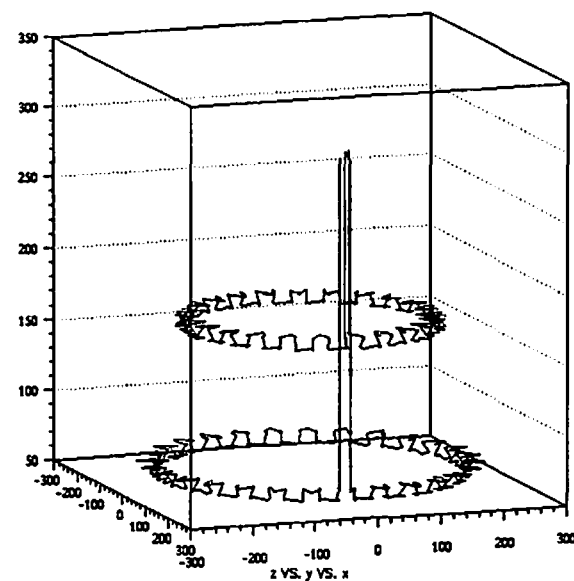


Figura B.4: Simulazione al computer del percorso del tastatore della CMM.

Appendice C

Grafici

In questa appendice riportiamo i grafici relativi al confronto tra allineamento ideale e reale (vedi capitolo 5). In tutte le rappresentazioni in coordinate polari, il raggio del disco è di 800 μm .

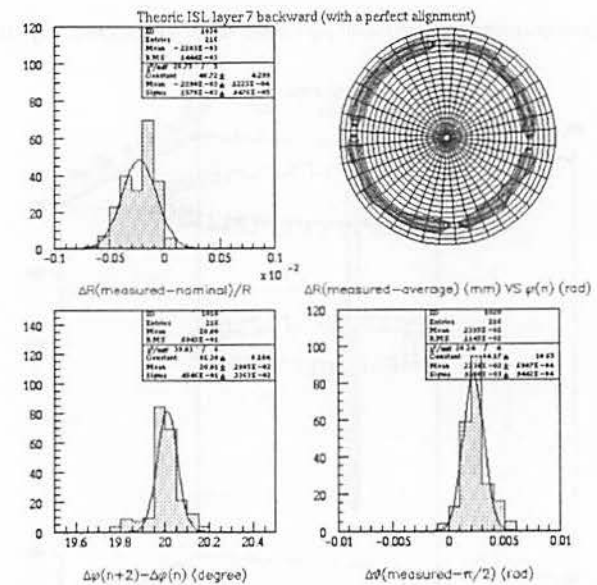


Figura C.1: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 7B di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.

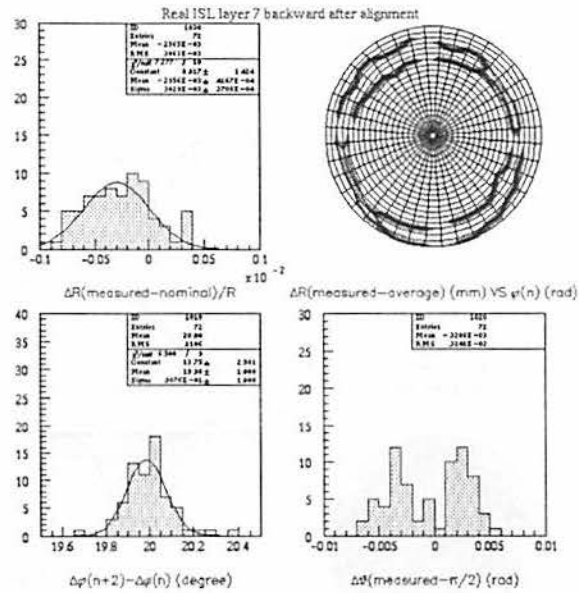


Figura C.2: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 7B di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.

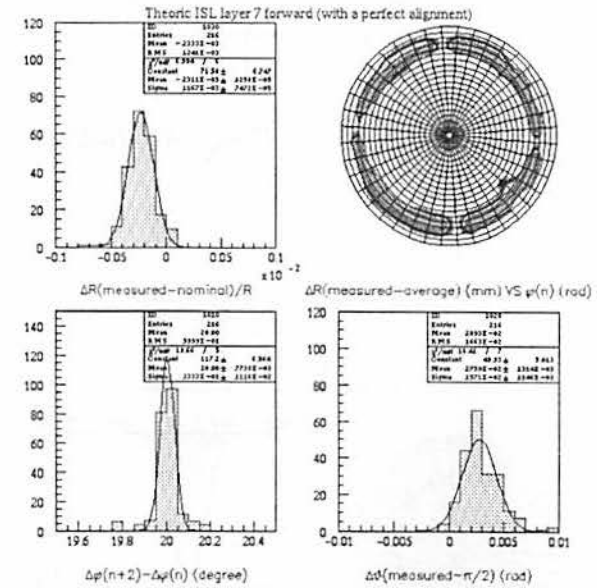


Figura C.3: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 7F di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.

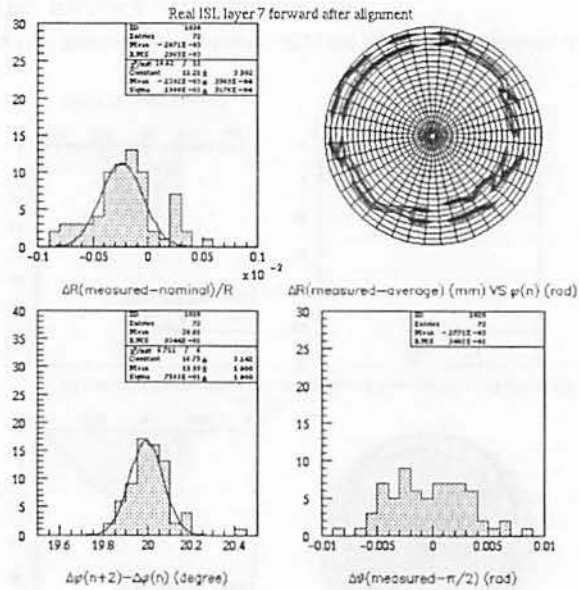


Figura C.4: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 7F di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.

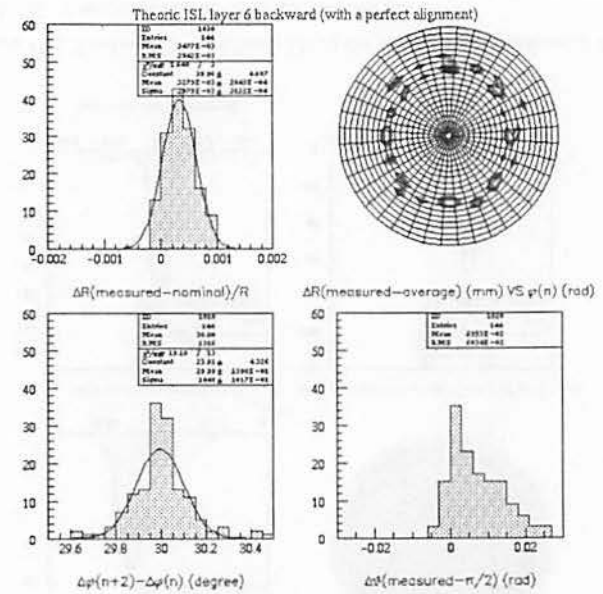


Figura C.5: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 6B di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.

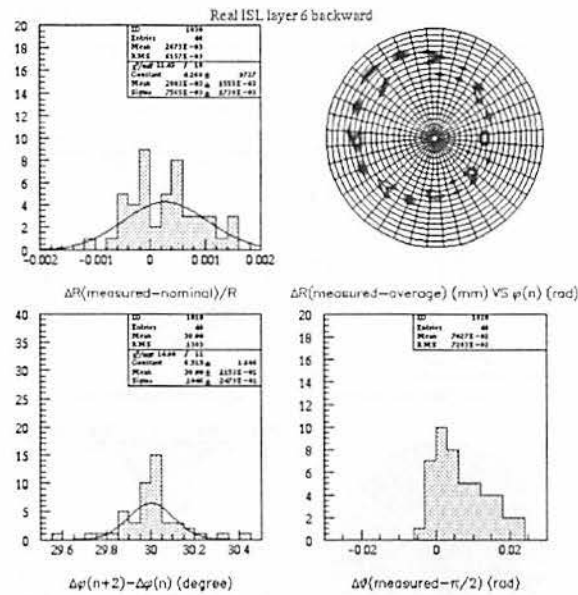


Figura C.6: Studio delle coordinate (R, φ) dei *ledges* che definiscono il layer 6B di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.

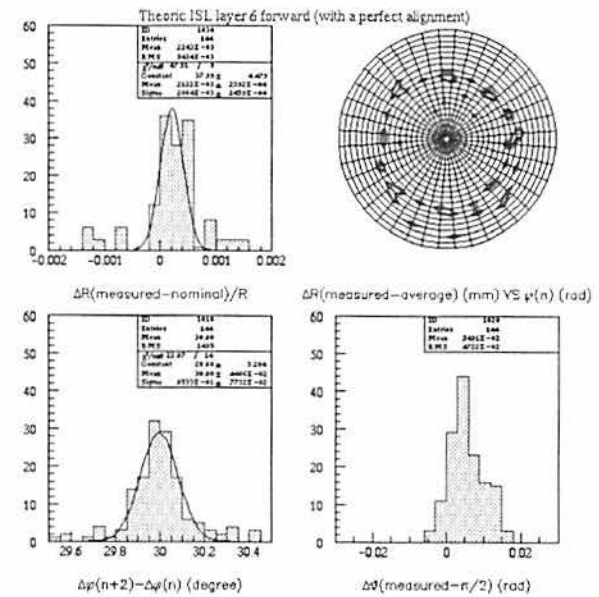


Figura C.7: Studio delle coordinate (R, φ) dei *ledges* che definiscono il layer 6F di ISL. Simulazione di un allineamento teorico.

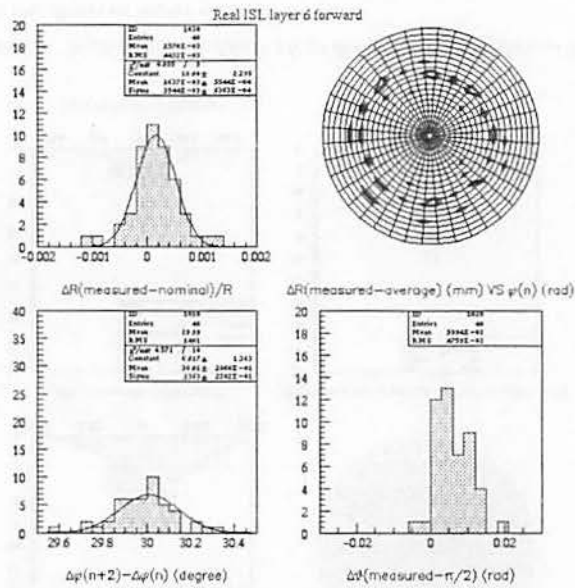


Figura C.8: Studio delle coordinate (R, φ) dei ledges che definiscono il layer 6F di ISL. Risultati dopo l'allineamento reale.

Bibliografia

- [1] URL: http://sunlib.cern.ch/PressOffice/Pages/07_0310_060.html
- [2] URL: <http://sgicud0.mi.infn.it/babar/>
- [3] URL: <http://www.pi.infn.it/cms/mecc/meccanica.html>
- [4] URL: <http://www.cern.ch/ALICE/pictures/detectors/96-ITS-C-fiber-ladder-1m.gif>
- [5] Gaggelli A., Tesi di Laurea "Progettazione e studio di fabbricazione di strutture in fibre di carbonio per esperimenti di fisica delle alte energie" - Università degli Studi di Pisa A.A. 1998
- [6] Scott F.N. (Matra Marconi Space UK Limited) - "Future Trends in Satellite Systems and Their Impact on Material Choice" - Materials Today (rivista) - Agosto 1999
- [7] Robitaille S. Patz G. Johnson S., *Advanced Composite Stable Structures, Appropriate Materials for High Precision Detectors*, in *Proceedings of International Workshop on Advanced Materials for High Precision Detectors*, pp. 64, 1994
- [8] prove effettuate da DLR-Braunschweig

- [9] Tavlet M., Fontaine A., Schonbacher H. *Compilation of Radiation Damage Test*, Part II 2nd edition Thermoset and thermoplastic resins, composite materials. - CERN 98-01 May 1998 , pg.14
- [10] CDF collab. - CDF Upgrade Technical Design Report - chapter 6
- [11] Demina R. Kendziora C. Herren M., in *ISL Cooling System Test*, CDF internal note 4650, 1990
- [12] Basti A., Mancini C., Gaggelli A., Moggi A., Palmonari F., Raffaelli F. in *The Intermediate Silicon Layers Cooling System*, CDF internal note 5034, 1999
- [13] Fox Murphy A.F., in *Development of a novel alignment system for the ATLAS inner detector*, tesi di dottorato, Università di Oxford 1996
- [14] Fruhwirth r., in *Track fitting with non-Gaussian noise*, HEPHY-PUB 658-96
- [15] F.Palmonari for the ISL group, in *The Intermediate Silicon Layers Space Frame*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/5126 Pub. Info: Pub. Proceedings 4th International Conference on Large Scale Applications and Radiation Hardness of Semiconductor Detectors,
- [16] Kuno K.U. Stellbrink, in *Micromechanics of Composites - Composites Properties of Fiber and Matrix Constituents*, edited by Carl Hanser Verlag, 1996, pp. 79
- [17] R.M.Christensen, in *Mechanics of Composites Materials*, edited by John Wiley & Sons, ISBN 0-471-05167-5

- [18] A.Basti, G.Chiarelli, S.Leone, A.Munar, F. Palmonari, G. Petragnani, F. Raffaelli, N. Turini, in *Construction and test of the first ISL prototype ladder*, CDF/DOC/TRACKING/GROUP/5046
- [19] Mark Kruse, David Westbrook, in *Control and monitoring of power to the SVXII and ISL detectors through a java based GUI*, CDF/DOC/SECVTX/GROUP/5101
- [20] S. Leone, The CDF ISL Group, The CDF Collaboraton, in *The Intermediate silicon Layers (ISL) Detector for the Collider Detector at Fermilab*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/5129 Pub. Info: Pub. Proc. International Europhysics Conference on High-Energy Physics (EPS-HEP 99), Tampere, Finland, July 15-21, 1999.
- [21] Antoni Munar for the ISL group, in *The CDF Intermediate Silicon Layers Detector*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/5130, Proceedings of the 4th International Conference on Large Scale Applications and Radiation Hardness of Semiconductor Detectors, Firenze, Italy, June 23-25, 1999.
- [22] J.Valls, J.Conway, A.Lath, M.Zgagac, J.Mammoser, S.Blusk, M.Kruse, D. Westbrook, T.Munar, R.Cropp, in *Design and Operation of the SVX-II/ISL Burn-in Sytem*, CDF/DOC/CDF/PUBLIC/5164
- [23] A.Basti, F.Palmonari, F.Raffaelli, in *Mechanical Design and Measurements of the ISL Ladder/Layer 7*, CDF/DOC/TRACKING/CDFR/5035
- [24] F.M.Palmonari, A.Basti, C.Gingu, G.Chiarelli, T.Munar, S.Leone, F.Raffaelli, G.M.Piacentino, N.Turrini, in *Deformation under own weight of ISL modules Layer 7*, CDF/DOC/TRACKING/CDFR/5032

- [25] K.Hara, M.Shimajima, K.Takikawa, J.Incandela, in *First batches of ISL Hamamatsu Si sensors*, CDF/DOC/TRACKING/PUBLIC/4893
- [26] Michael Feindt, Kurt Rinnert, Patrick Schemitz, in *A ROOT-based Event Display for the CDF SVX/ISL Silicon Vertex Detector*, CDF/DOC/COMPUPG/PUBLIC/4837
- [27] G.Chiarelli, A.Basti, A.Moggi, F.Raffaelli, in *The Geometry of the ISL Space Frame*, CDF/DOC/TRACKING/PUBLIC/4832
- [28] Frank Hartmann for the ISL group, in *The CDF Intermediate Silicon Layers Detector at VERTEX98*, CDF/PUB/SECVTX/PUBLIC/4796
- [29] S.Donati, The ISL Group, in *The CDF Intermediate Silicon Layers detector*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/4790, Published Proceedings of the VI International Conference on Advanced Technology and Particle Physics, Villa Olmo, Como (Italy)
- [30] Rick Field and David Stuart, in *Occupancy and Readout Time Study of the ISL*, CDF/ANAL/CDF/CDFR/4784
- [31] Mark Kruse, H.Ayub, S.Blusk, J.Cassada, M.Carew, M.Ernst, B.Kilminster, S.Rosenberg, R.Rudin, P.Tipton, D.Westbrook, in *The Interlock, Control and Monitoring System for SVXII and ISL*, CDF/DOC/SECVTX/CDFR/4737
- [32] F.Hartmann, Th.Muller, M.Schilling, A.Heiss, D.Knoblauch, H.Wenzel, in *Evaluation of the ISL prototype detectors*, CDF/DOC/SECVTX/CDFR/4627
- [33] D.J.Ritchie, in *SVXII and Matriz*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/4593

- [34] Eddie Sanders David Saltzberg, in *Proposal for a Rusnik Relative Alignment Monitor for the CDF-II SVX-ISL-COT*, CDF/MEMO/TRACKING/CDFR/4510
- [35] K.Hara, K.Hata, K.Kanao, S.Kim, M.Ogasawara T.Ohsugi, R.Oishi, M.Shimozima, K.Takaikawa, in *4" prototype Si microstrip sensors for the CDF ISL*, CDF/DOC/TRACKING/CDFR/4506
- [36] F.Bedeschi, A.Camposco, S.Donati, B.J.Kim, G. Martignon, N.B. Wallace, in *Detector prototype tests for ISL*, CDF/PUB/TRACKING/PUBLIC/4450
- [37] Regina Demina, Gary Teafoe, in *Mechanical Properties of the ISL Ladder*, CDF/DOC/TRACKING/CDFR/4347
- [38] B.J.Kim, F.Bedeschi, in *Acceptance Study for the Intermediate Silicon Layers*, CDF/MEMO/TRACKING/CDFR/4200
- [39] John Conway, David Stuart, Joseph Boudreau, Todd Huffman, in *Numbering and Naming Convention for SVX-II and ISL*, CDF/DOC/TRACKING/PUBLIC/410
- [40] G.Bolla, *Silicon microstrip detectors on 6" technology*, Proceedings of the Conference "Vertex 98", Santorini (Greece), September 1998, to be published on NIM A.
- [41] Renishaw plc, Registered number: 1106260, England Registered Office: New Mills, Wotton-under-Edge, Gloucestershire, GL12 8JR, United Kingdom, [http : //www.renishaw.com/index.html](http://www.renishaw.com/index.html)