

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PISA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA CIVILE E INDUSTRIALE

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

**SVILUPPO DI UNA FUSOLIERA IN MATERIALE
COMPOSITO AD ALTE PRESTAZIONI
PER IMPIEGO AERONAUTICO**

Candidato:

Giulio Proface

Relatore:

Prof. Agostino Lanciotti

Dipartimento di Ing. Civile e Industriale

Tutor:

Ing. Luca Bancallari

Future Sytems, MBDA

Anno Accademico 2013-2014

Indice

| | | |
|----------|--|-----------|
| 1 | Specifica | 1 |
| 1.1 | Scenario operativo | 1 |
| 1.2 | Requisiti di specifica | 2 |
| 2 | Scelta della configurazione | 5 |
| 2.1 | Massa ed ingombro | 5 |
| 2.2 | Materiali ed assemblaggio | 5 |
| 2.3 | Motore | 6 |
| 2.3.1 | Massa propellenti | 7 |
| 2.4 | Tipo di controllo | 8 |
| 2.5 | Confronto con sistemi in uso | 12 |
| 3 | Studio di fattibilità | 13 |
| 3.1 | Modello 1-D | 13 |
| 3.1.1 | Ipotesi ed equazioni | 13 |
| 3.1.2 | Risultati | 15 |
| 3.2 | Modello 2-D | 16 |
| 3.2.1 | Ipotesi ed equazioni | 16 |
| 3.2.2 | Risultati | 18 |
| 3.3 | Osservazioni conclusive | 28 |
| 4 | Disegno della fusoliera | 30 |
| 4.1 | Disegno motore | 30 |
| 4.2 | Disegno fusoliera | 31 |
| 5 | Scelta dei componenti | 39 |
| 5.1 | Componenti richiesti | 39 |

| | | |
|-----------|---|------------|
| 5.1.1 | Seeker | 39 |
| 5.1.2 | Calcolatore | 39 |
| 5.1.3 | Testa in guerra | 41 |
| 5.1.4 | Unità inerziale e GPS | 42 |
| 5.1.5 | Attuatori | 42 |
| 5.1.6 | Batteria | 43 |
| 5.2 | Interfacce e alloggiabilità | 44 |
| 6 | Analisi termica | 47 |
| 6.1 | Modello di scambio termico | 47 |
| 6.2 | Profili di temperatura | 52 |
| 6.2.1 | Nota riguardo la presa d'aria | 61 |
| 6.3 | Materiali | 63 |
| 7 | Carichi | 67 |
| 7.1 | Carichi | 67 |
| 7.1.1 | Fase <i>booster</i> | 70 |
| 7.1.2 | Cabrata | 72 |
| 7.1.3 | Virata | 76 |
| 8 | Dimensionamento giunzioni | 77 |
| 8.1 | Giunzione ali anteriori | 77 |
| 8.1.1 | Simulazione numerica | 80 |
| 8.2 | Giunzione ogiva-fusoliera | 87 |
| 8.2.1 | Simulazione numerica | 87 |
| 9 | Analisi statica fusoliera | 93 |
| 9.1 | Cilindro | 93 |
| 9.1.1 | Modello | 93 |
| 9.1.2 | Fase <i>booster</i> | 94 |
| 9.1.3 | Cabrata | 101 |
| 9.1.4 | Virata | 108 |
| 9.2 | Ogiva | 112 |
| 10 | Instabilità fusoliera | 118 |
| 10.1 | Fase di <i>booster</i> | 118 |

| | |
|---|------------|
| 10.2 Manovre | 120 |
| 10.3 Ogiva | 121 |
| 11 Conclusioni | 123 |
| 11.1 Flessibilità delle prestazioni | 124 |
| A Protezione termica | 130 |
| B Resina | 144 |
| C Codice prestazioni | 151 |
| D Codice analisi termica | 158 |

Elenco delle figure

| | | |
|------|--|----|
| 3.1 | $M(t)$ raggiunto dal <i>booster</i> per due valori del tempo di combustione. . . | 15 |
| 3.2 | Gittata in funzione del tempo di combustione del <i>sustainer</i> | 16 |
| 3.3 | Energia cinetica in funzione del tempo di combustione del <i>sustainer</i> . . . | 17 |
| 3.4 | Numero di Mach in funzione del tempo di combustione del <i>sustainer</i> | 17 |
| 3.5 | Distanza(t) 2-D | 19 |
| 3.6 | Mach(t) 2-D | 20 |
| 3.7 | Quota(x) 2-D | 20 |
| 3.8 | Quota(t) 2-D | 21 |
| 3.9 | Energia(x) 2-D | 21 |
| 3.10 | Energia(t) 2-D | 22 |
| 3.11 | Velocità(x) 2-D | 22 |
| 3.12 | Velocità(t) 2-D | 23 |
| 3.13 | Accelerazione(t) 2-D | 23 |
| 3.14 | Drag(t) 2-D | 24 |
| 3.15 | Massa(t) 2-D | 24 |
| 3.16 | Aumento di energia di impatto contro un bersaglio vicino | 26 |
| 3.17 | Aumento di gittata per un bersaglio lontano | 27 |
| 3.18 | Diminuzione di energia di impatto per un bersaglio lontano | 27 |
| 4.1 | Ingombro motore. | 30 |
| 4.2 | Prima configurazione della presa d'aria. | 32 |
| 4.3 | Seconda configurazione della presa d'aria. | 32 |
| 4.4 | Ogiva frontale e giunzione con la struttura, soluzione adottata. | 35 |
| 4.5 | Ogiva frontale e giunzione con la struttura, soluzione alternativa. | 36 |
| 5.1 | Ingombro dei componenti interni alla fusoliera. | 46 |

| | | |
|------|--|----|
| 6.1 | Variazione della distribuzione di temperatura nei singoli strati, senza protezione termica. | 53 |
| 6.2 | Variazione della distribuzione di temperatura nei singoli strati, senza protezione termica; superficie termicamente sottile. | 53 |
| 6.3 | Effetto di una protezione termica. Profilo di missione “standard”. . . | 55 |
| 6.4 | Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 0,2 W/(mK)$ | 56 |
| 6.5 | Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 0,35 W/(mK)$ | 56 |
| 6.6 | Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 1 W/(mK)$ | 57 |
| 6.7 | Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “standard”. | 57 |
| 6.8 | Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “short range”. | 58 |
| 6.9 | Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “long range”. | 58 |
| 6.10 | Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “standard”. | 59 |
| 6.11 | Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “short range”. | 60 |
| 6.12 | Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “long range”. | 60 |
| 6.13 | Effetto di un aumento di spessore della protezione termica ($1500 \mu m$). Fusoliera, profilo di missione “long range”. | 62 |
| 8.1 | Esempio di discontinuità. | 78 |
| 8.2 | Confronto della deformazione trasversale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a sinistra $[0_8]_s$; in alto a destra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a sinistra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ con ali in configurazione “+”. | 82 |
| 8.3 | Confronto per deformazione (a sinistra) e sollecitazione (a destra) trasversali fra gli strati longitudinali della fusoliera, fattore di scala: 0. In alto strati integri; in basso strati oltre la temperatura di transizione vetrosa. | 84 |

| | | |
|-----|--|-----|
| 8.4 | Boccola: tensione equivalente di <i>Von Mises</i> . Fattore di scala: 0. | 85 |
| 8.5 | Perno: tensione equivalente di <i>Von Mises</i> . Fattore di scala: 5. | 85 |
| 8.6 | Confronto della deformazione longitudinale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a destra $[0_8]_s$; in basso a sinistra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$. Fattore di scala: 0. | 89 |
| 8.7 | Confronto della deformazione trasversale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a destra $[0_8]_s$; in basso a sinistra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$. Fattore di scala: 0. | 91 |
| 8.8 | Boccola: tensione equivalente di <i>Von Mises</i> . In alto a sinistra vista dall'esterno della struttura, in alto a destra dall'interno. In basso viste trasversali, faccia superiore coincidente con la corrispondente in alto. Fattore di scala: 0. | 92 |
| 9.1 | Fase <i>booster</i> , spostamento longitudinale. Da sinistra: $[0_8]_s$, una guida; $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide. | 96 |
| 9.2 | Fase <i>booster</i> , spostamento radiale. Da sinistra: $[0_8]_s$, una guida; $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide. | 97 |
| 9.3 | Fase <i>booster</i> , una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 100. | 99 |
| 9.4 | Fase <i>booster</i> , una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 100. | 99 |
| 9.5 | Fase <i>booster</i> , una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 100. | 100 |
| 9.6 | Fase <i>booster</i> , una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 100. | 100 |
| 9.7 | Cabrata, spostamento radiale: sezione di estremità . Confronto per: $[0_8]_s$, una guida (in alto a sinistra); $[0_6, 90_2]_s$, una guida (in alto a destra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida (in basso a sinistra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide (in basso a destra). Fattore di scala: 100. | 102 |
| 9.8 | Cabrata, deformazione trasversale. $[0_8]_s$, una guida. Fattore di scala: 150. | 104 |
| 9.9 | Cabrata, deformazione trasversale. Confronto per (in ordine dall'alto): $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide. Fattore di scala: 150. | 104 |

| | | |
|------|--|-----|
| 9.10 | Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 200. | 106 |
| 9.11 | Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 200. | 106 |
| 9.12 | Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 200. | 107 |
| 9.13 | Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 200. | 107 |
| 9.14 | Virata, spostamento radiale: sezione di estremità . Confronto per: $[0_8]_s$, una guida (in alto a sinistra); $[0_6, 90_2]_s$, una guida (in alto a destra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida (in basso a sinistra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide (in basso a destra). Fattore di scala: 10. | 109 |
| 9.15 | Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 200. | 110 |
| 9.16 | Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 200. | 110 |
| 9.17 | Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 200. | 111 |
| 9.18 | Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 200. | 111 |
| 9.19 | Confronto della deformazione longitudinale, geometria "A". Fattore di scala: 0. Da sinistra: $[0_8]_s$; $[90_2, 0_6]_s$; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | 114 |
| 9.20 | Confronto della deformazione trasversale, geometria "A". Fattore di scala: 0. Da sinistra: $[0_8]_s$; $[90_2, 0_6]_s$; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | 115 |
| 9.21 | Dettaglio della deformazione trasversale, geometria "A", $[0_8]_s$ | 116 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|------|--|-----|
| 1.1 | Principali <i>desiderata</i> di specifica | 4 |
| 2.1 | Confronto con sistemi in uso | 12 |
| 5.1 | Caratteristiche <i>seeker</i> | 40 |
| 5.2 | Caratteristiche calcolatore | 40 |
| 5.3 | Caratteristiche unità inerziale | 42 |
| 5.4 | Caratteristiche attuatori | 43 |
| 5.5 | Caratteristiche batteria | 44 |
| 7.1 | Distribuzione di massa | 69 |
| 7.2 | Baricentro e momenti di inerzia | 69 |
| 8.1 | Deformazione a snervamento, materiali metallici. | 78 |
| 8.2 | Risultati per $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$; boccola in 7075-O e Ti-6Al-4V. | 86 |
| 9.1 | Spostamenti fase <i>booster</i> | 95 |
| 9.2 | Spostamenti in cabrata | 101 |
| 9.3 | Spostamenti in virata | 108 |
| 9.4 | Risultati ogiva | 117 |
| 10.1 | Primo autovalore, fase <i>booster</i> | 118 |
| 10.2 | Primo autovalore, manovre | 120 |
| 10.3 | Primo autovalore, ogiva | 122 |

Abstract

Lo scopo del presente lavoro è lo sviluppo di un nuovo tipo di missile per il futuro scenario di impiego navale. In previsione dell'utilizzo di imbarcazioni *unmanned* per servizi di pattugliamento e intervento tempestivo in aree di crisi, si è reso necessario lo sviluppo di sistemi d'arma appositi. Le caratteristiche richieste infatti non corrispondono infatti né a quelle degli attuali sistemi missilistici né a quelle dei cannoni navali, ma sono piuttosto un compromesso fra le due.

The aim of this work is the development of a new concept missile for the future naval scenario. In anticipation of the utilisation of unmanned boats for patrolling and prompt operations, it is necessary to develop dedicated weapon systems. In fact neither missile systems nor naval cannons currently match the requested characteristics, which actually are those of a compromise between them.

Capitolo 1

Specifica

1.1 Scenario operativo

Si prevede che nel prossimo futuro si verificherà un significativo cambio di scenario operativo per quanto riguarda le operazioni navali grazie alla creazione di imbarcazioni *unmanned*. Queste consentirebbero una significativa riduzione del numero di militari dispiegati in aree ad alto rischio, con conseguente diminuzione di costi operativi e rischi per il personale. Un sistema efficiente di pattugliamento e di pronto intervento in zone di crisi richiederebbe infatti la presenza di numerose imbarcazioni di dimensioni contenute e mobilità elevata; questo tuttavia al momento non è possibile per motivi logistici e di sicurezza per gli equipaggi, ma è proprio lo scenario che ci si aspetta per il futuro.

Tali imbarcazioni dovranno necessariamente disporre di sistemi d'arma consistenti con il loro impiego atteso, ma i sistemi attuali sono inadatti. I cannoni navali di potenza adeguata sono infatti estremamente pesanti ed ingombranti, pertanto non è pensabile utilizzarli per operazioni di pattugliamento ed intervento rapido; il loro costo inoltre è giustificato dal fatto che essi sono pensati per un utilizzo intensivo in poche unità, cosa che verrebbe a mancare nello scenario in questione. I sistemi missilistici d'altro canto offrono prestazioni superiori, ma il loro costo è maggiore; sarebbe proibitivo dotare un largo numero di imbarcazioni di munizioni così costose.

Si evidenzia dunque la necessità di sviluppare un nuovo tipo di munizione dalle caratteristiche intermedie; queste verranno ora discusse più in dettaglio.

1.2 Requisiti di specifica

Il sistema che si intende sviluppare, come detto, deve essere *competitor* degli attuali cannoni navali. Si richiede dunque una gittata minima di 40 km , che è comparabile con quelle tipiche di tali sistemi. Deve inoltre essere trasportabile da due persone, quindi non eccessivamente pesante ed ingombrante: si stabilisce un limite di massa di 70 kg e si richiede che possa essere alloggiato in un *canister* di dimensioni massime $0,40 \times 0,40 \times 2,60\text{ m}$, la cui massa è da considerarsi nella limitazione precedente. Data la versatilità richiesta la munizione deve poter essere lanciata dall'imbarcazione senza bisogno di supporto esterno: le limitazioni di massa ed ingombro finora imposte devono cioè essere comprensive di tutto ciò che è necessario al lancio.

Il contenimento dei costi è il requisito *fondamentale* dell'oggetto in questione. Il costo di missili comparabili è dell'ordine di alcune centinaia di migliaia di euro; il costo di un colpo di artiglieria navale è notevolmente inferiore, ma non si sta tenendo conto del costo del sistema di lancio, estremamente elevato e dunque ammortizzabile solamente da un utilizzo limitato a poche unità. Lo scopo è la realizzazione di un sistema di costo particolarmente basso ed adatto a rendere la munizione effettivamente competitiva con gli altri sistemi; questo imporrà ovviamente dei limiti alle prestazioni ottenibili. È stato richiesto di non pubblicare il costo preventivato.

La velocità deve essere tale da consentire di colpire una minaccia alla distanza di 40 km in un tempo inferiore ai due minuti; questo implica un valore medio della componente orizzontale della velocità di minimo 335 m/s . È dunque necessario sviluppare una munizione supersonica, come del resto sono i colpi di artiglieria; questi sfruttano una elevata velocità iniziale per effettuare un lungo tratto balistico: è consentito utilizzare un sistema analogo se ritenuto conveniente.

Per quanto riguarda la manovrabilità, è richiesta la capacità di inseguimento di obiettivi aventi accelerazioni fino a 10 m/s^2 ¹, approssimativamente equivalentemente a 1 g .

Si possono implementare diversi algoritmi di inseguimento, dal più semplice che mantiene ingaggiata la posizione istantanea dell'obiettivo, ad altri che prevedono la posizione in base alla velocità istantanea o all'accelerazione; in generale comunque, considerando anche i tempi di risposta del missile, un inseguimento perfetto del

¹Tale valore corrisponde ad un'accelerazione da fermo alla velocità di 100 km/h in $2,78\text{ s}$; tale valore è sicuramente accettabile per imbarcazioni anche *unmanned*, ed è tale da consentire l'inseguimento dei tipici mezzi terrestri, militari e civili.

punto materiale è impossibile: tipicamente si fissa una distanza, dipendente dalla dimensione dell'obiettivo, considerata accettabile. Nel caso presente si richiede che l'accelerazione angolare sia sufficiente, nell'ultimo secondo di volo prima dell'impatto, a compensare un'accelerazione (o frenata) improvvisa del bersaglio, dunque uno spostamento² di 5 m. Ponendo fissa l'accelerazione angolare $\ddot{\theta}$ si ha $\theta(t) = \frac{1}{2}\ddot{\theta}t^2$; si approssima $v_x(t) = v\theta(t)$, dove con x si è indicata la coordinata lungo la traiettoria del bersaglio, assumendo che questa sia ortogonale alla linea congiungente munizione e bersaglio all'inizio della manovra³. Essa integrata fornisce:

$$x(t) = \frac{v\ddot{\theta}t^3}{6} \quad (1.1)$$

Come si vedrà in seguito, la velocità è variabile a seconda del tipo di missione che viene effettuata. Si considera il caso peggiore, che controintuitivamente⁴ è quello di fase terminale balistica in cui la velocità è bassa, all'incirca 120 m/s. Con questi valori, l'Eq. 1.1 fornisce un valore richiesto di $\ddot{\theta} = 0,25/s^2$ o, in gradi, $\ddot{\theta} = 14,3^\circ/s^2$.

La velocità angolare raggiungibile risulterà limitata da considerazioni di tipo aerodinamico, infatti al suo aumentare le superfici perdono efficacia; inoltre aumentano le sollecitazioni inerziali sulla struttura. In ogni caso valori eccessivamente elevati non sono necessari; si pone il limite superiore pari alla velocità angolare raggiunta nella manovra di inseguimento utilizzata per determinare l'accelerazione angolare, e cioè 0,25/s o 14,3°/s. Si ribadisce tuttavia come tale valore sia richiesto per questo tipo specifico di manovra, cioè con una velocità di 120 m/s; se la velocità aumenta diminuisce l'accelerazione angolare. Si vedrà in seguito, quando si determineranno i carichi, che ciò che rimane costante è il prodotto fra velocità e velocità angolare nella manovra, che è il termine determinante per i carichi. Si tratta in pratica dell'accelerazione centripeta a cui deve poter essere sottoposto il missile per poter compiere una manovra adeguata all'inseguimento, ed è all'incirca pari a 3 g.

Si richiede la capacità di imbarcare una testa in guerra di massa minima di 2 kg. Come si può notare si tratta di un valore molto contenuto, specialmente se confrontato

²Si intende uno spostamento aggiuntivo dovuto all'accelerazione, a cui può sovrapporsi anche molto più elevato dovuto alla velocità; tale componente dello spostamento tuttavia deve essere già prevista ed anticipata dal sistema di controllo.

³Questa scelta è quella che massimizza l'accelerazione angolare richiesta: se la direzione di diversione del bersaglio fosse differente, si potrebbe scomporre la sua velocità in una componente lungo l'asse x ed una ortogonale, parallela cioè alla velocità del missile e dunque ininfluenza.

⁴Si noti che si è imposto un tempo dall'impatto, non una distanza: più si è vicini, maggiore è l'angolo di cui bisogna ruotare, rimanendo lo spostamento del bersaglio fisso.

Tabella 1.1: Principali *desiderata* di specifica

| | |
|--------------------------------|---------------|
| Gittata min. | 40 <i>km</i> |
| Massa complessiva max. | 70 <i>kg</i> |
| Lunghezza <i>canister</i> max. | 2,60 <i>m</i> |
| Larghezza <i>canister</i> max. | 0,40 <i>m</i> |
| Tempo di impatto max. | 120 <i>s</i> |
| Accelerazione angolare max. | 0,25 s^{-2} |
| Velocità angolare max. | 0,25 s^{-1} |
| TIG min. | 2 <i>kg</i> |

con tipiche munizioni a medio raggio. Il genere di bersaglio a cui è destinata rende non necessari valori eccessivi per la massa della *TIG*, tuttavia un valore maggiore sarebbe senza dubbio desiderabile. Questo è valido ancor più se si intende sviluppare una munizione *multipurpose*, in grado di essere efficace anche contro bersagli mediamente corazzati.

Questa munizione viene infatti progettata esplicitamente per un tipo specifico di utilizzo, per il quale deve essere ottimizzata; tuttavia si può notare come le prestazioni richieste la rendano molto versatile ed attraente per impieghi differenti: la letalità è contenuta, ma con un aumento modesto comunque comparabile con quella di missili anticarro e potrebbe essere dunque montata su elicotteri per supporto aereo; inoltre il fatto che peso ed ingombro debbano essere ridotti la potrebbe rendere utilizzabile con tale scopo anche dalla fanteria. Sebbene non sia strettamente richiesto è evidente come questo potrebbe rendere ancora più interessante il progetto; sarà dunque utile valutare il *tradeoff* fra le (eventuali) modifiche necessarie ed i benefici ottenibili dall'avere una munizione *multipurpose*.

In Tab. 1.1 si riportano sinteticamente i principali limiti posti dalla specifica.

Capitolo 2

Scelta della configurazione

Si riportano di seguito le principali scelte preliminari sulla configurazione da prendere in considerazione per lo sviluppo successivo. L'ordine in cui sono riportate vuole ripercorrere il processo logico attraverso il quale sono state effettuate; tuttavia questo non è rigoroso in quanto esse non sono indipendenti le une dalle altre, e sono dunque il frutto di alcune iterazioni necessarie a rendere compatibili fra loro le varie decisioni.

2.1 Massa ed ingombro

Si stima innanzitutto che la massa della munizione sia all'incirca $50kg$, considerando la parte restante per il *canister*. Per gli ingombri si ipotizza inizialmente la possibilità di dimensioni al limite di accettabilità, con l'intenzione di valutare in seguito se e quanto essi possano essere ridotti. Si assume quindi una lunghezza di $2,50 m$ ed un diametro nominale di $0,20 m$, in modo da avere spazio sufficiente per le ali.

La possibilità di utilizzare un sistema a scomparsa per le ali verrà valutata in seguito; pur consentendo di ridurre notevolmente l'ingombro trasversale, rappresenta infatti una complicazione che si traduce in costi maggiori.

2.2 Materiali ed assemblaggio

Al fine di ridurre il peso si opta per una soluzione in materiale composito. Si presume l'utilizzo di fibra di carbonio in resina ad alte prestazioni, in modo da essere utilizzabile alle temperature elevate che si raggiungono per attrito; si è stimato (data anche la

brevità del volo) che queste siano tollerabili con questa soluzione, ma sarà certamente necessaria una verifica della temperatura raggiunta.

Un altro notevole vantaggio del composito è che esso consente una struttura maggiormente integrata, anziché la tipica fusoliera in tronconi per impiego missilistico, riducendo le parti da produrre e da assemblare, il che risulterebbe in una produzione più rapida ed economica. Si vuole sfruttare tale possibilità studiando per la fusoliera una struttura tubolare unica il più semplice possibile.

2.3 Motore

Per quanto riguarda il motore, si escludono a priori i *turbojet* per motivi di costo, peso ed ingombro legati alla presenza di parti rotanti; la scelta dunque è da effettuarsi fra motori *ramjet* e *rocket*. Sarebbe desiderabile inoltre sfruttare l'energia cinetica del missile per aumentarne l'efficacia, in quanto essa potrebbe essere comparabile con quella del materiale energetico. Se si stima una massa residua di 25 kg al momento dell'impatto, a quota zero l'energia cinetica è circa $5,7\text{ MJ}$ per $M = 2$ e $23,1\text{ MJ}$ per $M = 4$, equivalente a quella di $1 \div 4\text{ kg}$ di materiale energetico¹. Inoltre tale energia è interamente direzionata contro al bersaglio in caso di impatto, a differenza di quella della testa in guerra (TIG), il che implica una massa equivalente superiore². Tali intervalli di Mach sono tipici di motori *ramjet*. Anche i motori *rocket* operano per tali valori del Mach, ma hanno impulsi specifici molto più bassi, che non consentono di accelerare il missile fino a quelle velocità con la quantità di carburante imbarcabile soddisfacendo anche il requisito sulla gittata. Si sceglie dunque di utilizzare un motore *ramjet*.

Il motore *ramjet* ha tipicamente bisogno di $M \geq 1,5$ all'avviamento, dunque sarà necessario un *booster* per raggiungere tale Mach: a tale scopo verrà utilizzato un *rocket* a stato solido, alloggiato nella camera di combustione del *ramjet* per ridurre l'ingombro, che già si prospetta essere elevato.

Per la presa d'aria viene valutata vincente la soluzione anulare, allo scopo di ridurre ingombro e resistenza aerodinamica; va tuttavia osservato che essa riduce notevolmente anche lo spazio disponibile per i componenti rimanenti. Si è stimato

¹La densità energetica di materiali tipici è dell'ordine di $4 \div 6\text{ MJ/kg}$: per esempio vale $4,18\text{ MJ/kg}$ per il *TNT* e $6,3\text{ MJ/kg}$ per il *C4*.

²Questo nell'ipotesi di impatto diretto sul bersaglio; spesso è infatti accettabile un impatto in prossimità, nel qual caso ovviamente l'energia cinetica non è diretta contro l'obiettivo.

che questo non ne pregiudichi l'alloggiabilità, ma in caso contrario sarà necessario prendere in considerazione soluzioni differenti.

L'utilizzo di un motore *ramjet* implica sicuramente un aumento di costo considerevole, ma è necessario per il raggiungimento delle prestazioni richieste; per limitarlo sarà necessario utilizzare un motore il più semplice possibile. Di conseguenza si rinuncia alla possibilità di avere una spinta regolabile, il che sarebbe economicamente molto oneroso, anche se ciò comporta sicuramente una diminuzione di prestazioni.

2.3.1 Massa propellenti

Un punto fondamentale per il calcolo preliminare delle prestazioni ottenibili è stabilire la quantità di propellente impiegabile e le sue caratteristiche; inoltre sarà necessario stabilire come ripartirlo fra i due stadi utilizzati. Su base statistica si stima di poter dedicare una massa di circa 35 kg all'apparato motore nel suo complesso, di cui 25 kg di propellenti. La grandezza caratterizzante i propellenti è l'impulso specifico, che può essere ipotizzato per gli scopi presenti costante, con valori tipici di circa $I_{sb} = 260\text{ s}$ per il *booster* e $I_{ss} = 1500\text{ s}$ per il *sustainer*. Si utilizzerà per il *booster* solo la massa necessaria per raggiungere il Mach di autosostentamento del *ramjet* (vista l'evidente convenienza di destinare più propellente possibile al secondo). Per stimarla si utilizza la legge di Tsiolkovsky:

$$\Delta v = v_e \ln \frac{m_i}{m_f} \quad (2.1)$$

dove Δv è la variazione di velocità, v_e è la velocità di uscita del getto, m_i e m_f sono rispettivamente la massa iniziale e quella finale dell'oggetto. Per stimare v_e si utilizza l'impulso specifico, che per un razzo può essere espresso nella forma $I_{sb} = v_e/g_0$, dove g_0 è l'accelerazione di gravità a quota zero, ottenendo quindi:

$$\frac{m_i}{m_f} = e^{\left(\frac{\Delta v}{g_0 I_{sb}}\right)} \quad (2.2)$$

Considerando l'oggetto lanciato da fermo a quota zero si ha:

$$\Delta v = v(M = 1,5; h = 0) = 510 \frac{m}{s}$$

Si ha allora dall'equazione (2.2):

$$\frac{m_i}{m_f} = 1,22 \quad (2.3)$$

Con una massa iniziale di 50 kg questo comporta una massa per il *booster* di circa 9 kg . Per avere almeno un piccolo margine sul vincolo di $M \geq 1,5$, tenendo anche

conto dell'errore dovuto all'approssimazione impulsiva con cui è ricavata la (2.1), si stima che essa sia di 10 *kg*. Ne consegue che la massa di propellente del *sustainer* è di 15 *kg*.

2.4 Tipo di controllo

I tipi di sistema di controllo fra cui scegliere possono essere divisi essenzialmente in quattro categorie:

- Controllo in coda
- Controllo in ala
- Controllo *canard*
- Controllo non convenzionale

di cui si esamineranno in breve vantaggi e svantaggi.

Controllo in coda

Il controllo in coda è probabilmente la forma più usata, in particolare per aria-aria a medio-lungo raggio e terra-aria. La ragione principale di questa applicazione è dovuta ad un'eccellente manovrabilità ad angoli di attacco elevati, spesso necessari per intercettare un aereo altamente manovrabile. Missili con controllo della coda sono spesso dotati di un'ala non mobile per fornire portanza supplementare e migliorare la gittata.

Controllo in ala

Il controllo in ala è poco usato in sistemi moderni. Il suo vantaggio principale è la possibilità di rimanere agganciati al bersaglio anche durante ampie manovre. Questo è possibile grazie al fatto che la deflessione delle ali produce una risposta rapida con piccoli movimenti del corpo, riducendo dunque notevolmente l'errore del *seeker*. Lo svantaggio principale è che le ali devono avere una superficie considerevole per rendere efficace il controllo, il che rende di conseguenza ingombrante il missile nel suo complesso: non a caso questo controllo è tipicamente usato in missili a lungo raggio. Inoltre le ali generano vortici che possono causare rollio indotto, tanto più difficile da compensare quanto più grandi sono.

Controllo *canard*

Il controllo *canard* è ampiamente usato, specialmente in aria-aria corto raggio. Il vantaggio principale è una maggiore manovrabilità a piccoli angoli d'attacco, anche se il controllo diventa inefficace ad angoli di attacco elevati perché il distacco del flusso causa lo stallo delle superfici. Poiché le ali si trovano davanti al centro di massa causano un effetto destabilizzante, di conseguenza se si vuole mantenere il missile stabile è necessario utilizzare delle superfici fisse posteriori ampie, in modo da spostare indietro il centro aerodinamico.

Una variante di sviluppo relativamente recente è lo *split canard*, utilizzato negli aria-aria corto raggio di ultima generazione. Il missile ha due set di *canard* molto vicini: il primo, fisso, crea forti vortici che rendono più efficace il secondo, mobile, inoltre si ritarda la separazione dello strato limite consentendo angoli di attacco maggiori prima dello stallo. Questa configurazione consente di aumentare ulteriormente la manovrabilità.

Controllo non convenzionale

Il controllo non convenzionale è una categoria molto generale che include differenti tecnologie avanzate, la maggior parte delle quali è riconducibile al controllo della spinta (*thrust vectoring*). Esso consiste nel deflettere il flusso in uscita in modo da avere una componente di spinta in direzione ortogonale, causando la rotazione del missile. Una tecnica molto simile, chiamata *reaction jets*, consiste nell'utilizzare piccole aperture sulla superficie da cui viene espulso gas in direzione normale.

Queste tecniche sono utilizzate per prestazioni superiori, garantiscono infatti una manovrabilità eccezionale. Hanno l'enorme vantaggio di funzionare anche a velocità o densità bassissime, tuttavia non possono funzionare quando il carburante è esaurito. Tipicamente i missili non si affidano esclusivamente a questo tipo di controllo e utilizzano anche superfici aerodinamiche.

Infine esistono missili, solitamente da crociera, che utilizzano un controllo simile a quello convenzionale degli aerei, cioè la manovra per virare prevede di cambiare l'assetto di rollio (*bank to turn*). Si riduce in questa maniera il numero di ali necessarie.

Scelta del controllo

A fronte delle caratteristiche qualitative riportate precedentemente, si effettua ora una scelta preliminare della configurazione. La decisione di movimentare le superfici posteriori implicherebbe la necessità di alloggiare gli attuatori in una sezione in cui è già presente il motore. Considerando il diametro ridotto del missile, la possibilità di avere lo spazio fisico per questi non è assolutamente scontata; inoltre l'elettronica e la batteria saranno alloggiati necessariamente nella parte anteriore, quindi si complicherebbe anche il collegamento con gli attuatori; si esclude dunque il controllo in coda. Il controllo in ala si esclude per gli ingombri dovuti alle ampie superfici richieste, inoltre il vantaggio di piccolo errore di *tracking* non è necessario. Metodi di controllo della spinta tipicamente implicano di movimentare il *nozzle*, di avere superfici di controllo nel getto in uscita (dunque materiali speciali e costosi) o sistemi più complessi; gli aumenti di complessità e soprattutto di costo, se anche potessero rientrare nei limiti imposti, sarebbero in ogni caso ingiustificabili considerato che servono ad ottenere prestazioni abbondantemente superiori a quelle richieste per l'applicazione di specifica.

Il controllo *canard* risulta essere il più interessante: esso risulta il migliore per l'alloggiabilità degli attuatori e l'ingombro risultante. Non essendo presenti requisiti di manovrabilità significativi non si utilizzerà la configurazione *split canard*, ma quella standard, più che adatta allo scopo. Si assume di utilizzare una configurazione instabile del missile, per non dover utilizzare superfici posteriori troppo estese, ma il dimensionamento verrà svolto successivamente e verranno valutati eventuali vincoli dovuti al controllo.

Il *bank to turn*, sebbene lento, potrebbe essere adatto e consentirebbe di ridurre il numero di superfici; tuttavia la fase critica dal punto di vista del controllo sarà certamente il lancio, in cui si dovrà evitare l'instabilità del missile sottoposto alla spinta del *booster*. In quella fase è probabile che siano necessarie tutte le superfici, pertanto si assume per ora di usare una configurazione *canard* standard; la possibilità o meno di eliminare le superfici aerodinamiche su uno dei due piani verrà valutata in una fase successiva del progetto, quando i requisiti del sistema di controllo saranno stati definiti. Avendo deciso di utilizzare due coppie di superfici, vale la pena di posizionarle a "×" anziché a "+", in quanto in questo modo la portanza, a parità di ingombro, è più alta, anche se ciò comporta qualche complicazione nel sistema di

controllo³.

Tale scelta è legata anche alla decisione, riportata in seguito, di montare i componenti interni su una piastra da fissare a delle guide: volendo posizionare questa piastra in posizione orizzontale in assetto nullo, con una configurazione a croce i fori sarebbero sulle stesse direttrici delle guide, ed essendo proprio fori e guide i luoghi in cui si trasmettono i carichi, questo darebbe luogo a tensioni locali molto più elevate.

³Tale spiegazione è posta in maniera formalmente imprecisa, sottintendendo una spiegazione più esaustiva, qui riportata. Essendo la fusoliera assialsimmetrica, la differenza fra “×” e “+” non è nel posizionamento delle ali rispetto alla parte cilindrica, quanto nell’orientamento di queste rispetto alla strumentazione interna alla fusoliera (che, di fatto, elimina la simmetria dell’oggetto). È preferibile che questa in condizioni di volo livellato sia posta su un piano orizzontale, pertanto in tali condizioni la configurazione “+” presenterà due ali nel piano orizzontale e due nel verticale, mentre la “×” le ha ruotate di 45°. Questo implica che nel primo caso per effettuare una cabrata o una virata (indifferentemente, in quanto non si utilizza il *bank to turn*) due ali sono scariche, mentre ciascuna delle altre due deve fornire il 50% della forza totale richiesta. Per la configurazione “×” invece ogni ala contribuisce alla manovra con un 25% della forza totale, che rappresenta però solo una componente della portanza, essendo ruotata di 45°: pertanto la portanza della singola ala è pari al $25\% / \cos(\pi/4)$, corrispondente al 35,4% del totale. Questo significa, in sintesi, che si riduce la portanza massima che è necessario che ciascuna ala sia in grado di fornire (e di conseguenza è possibile ridurre l’apertura alare, che è ciò a cui si è interessati in questo caso), anche se si introducono nella configurazione complessiva componenti fra di loro opposte delle forze aerodinamiche, che aumentano lo stato di sollecitazione complessivo.

2.5 Confronto con sistemi in uso

Per contestualizzare meglio le condizioni di specifica, ora che si è delineato almeno a grandi linee l'oggetto da sviluppare, si riporta in Tab. 2.1 il confronto con munizioni esistenti. Quella in fase di sviluppo è indicata con *X-HB1*. Si sono omesse per semplicità molte caratteristiche importanti (ingombro dovuto alle superfici, tipo di testa in guerra, peso dell'intero apparato, ruolo, sistema di inseguimento, tipo di controllo...), al fine di evidenziare quelle caratterizzanti⁴.

Nei missili esistenti si possono in sintesi evidenziare due gruppi rispetto alle richieste in esame: quelli con massa e costo accettabili hanno gittate insufficienti (sono infatti tipicamente anticarro), mentre quelli con gittata adeguata sono troppo pesanti e soprattutto troppo costosi. Va tuttavia sottolineato come tutti abbiano una letalità considerevolmente maggiore: sarà opportuno utilizzare, se consentito dal costo, una testa più sofisticata ed aumentare la massa destinata alla TIG, specialmente per applicazioni *multipurpose*.

Tabella 2.1: Confronto con sistemi in uso

| Sistema | Costo € | Range <i>km</i> | L <i>m</i> | D <i>m</i> | TIG <i>kg</i> | Mach – | Massa <i>kg</i> |
|----------|------------|--------------------|---------------|---------------|------------------|-----------|--------------------|
| X-HB1 | - | 40 | 2,50 | 0,20 | 2 | 3 | 50 |
| Hellfire | 50000 | 8 | 1,63 | 0,18 | 8 | 1,3 | 50 |
| Spike-ER | 60000 | 8 | 1,67 | 0,17 | 2,6 | 0,5 | 34 |
| Python-5 | ND | 20 | 3,10 | 0,16 | 11 | 4 | 105 |
| R-73M2 | ND | 40 | 1,93 | 0,17 | 7,4 | 2,5 | 110 |
| AMRAAM | 280000 | 48 | 3,66 | 0,18 | 23 | 4 | 151 |

⁴Alcune sono approssimative e riportate solo per quantificare l'ordine di grandezza; per molti missili infatti esistono più versioni specializzate, dalle caratteristiche differenti. Inoltre come prevedibile non tutti i valori sono disponibili o facilmente reperibili in dettaglio. Per la munizione X-HB1 si preferisce non pubblicare il costo preventivato.

Capitolo 3

Studio di fattibilità

Si vuole ora verificare se sia effettivamente possibile ottenere un oggetto con la gittata richiesta viste le assunzioni fatte riguardo a dimensioni, massa e motore. Per far ciò si sono svolte analisi numeriche implementando i semplici modelli riportati a seguire.

3.1 Modello 1-D

3.1.1 Ipotesi ed equazioni

Il primo modello è estremamente semplificato ed è stato utilizzato per valutare le prestazioni su una traiettoria rettilinea orizzontale. Le ipotesi principali vengono ora messe in evidenza.

- La traiettoria è rettilinea ed orizzontale, le forze coinvolte sono dunque spinta e resistenza; i risultati più significativi sono quelli a quota zero, ma si può variare tramite i valori dell'atmosfera standard.
- La resistenza aerodinamica viene espressa nella forma consueta $D = \frac{1}{2}\rho v^2 S_{ref} C_d$ ma il termine C_d viene assunto costante pari a C_{d0} ; si trascura cioè la resistenza indotta ¹ data dal termine kC_l^2 .

¹Questa approssimazione è senz'altro accettabile per valori elevati di velocità, in quanto il C_l necessario per avere la portanza richiesta sarà molto basso. L'errore sarà maggiore nella fase iniziale del moto, che ha però una durata trascurabile rispetto alla fase successiva, e nella fase finale (in cui non si ha più spinta), di durata non trascurabile, che dunque non è affidabile. Si è ritenuto non valesse la pena di complicare il modello in questa fase, in quanto si è evidenziata quasi subito la necessità di un modello più accurato.

- S_{ref} e C_{d0} vengono ricavati da un modello semiempirico ricavato da [1]. Esso è valido per velocità supersoniche, inoltre $C_{d0} = C_{d0}(M)$; tuttavia la complessità introdotta dall'ultima relazione (soprattutto considerando che il modello utilizza molti parametri empirici ricavati da curve sperimentali) è eccessiva per il progetto preliminare, per cui si ipotizza costante il coefficiente di resistenza C_{d0} , calcolato per un Mach di riferimento caratteristico dell'intero volo.
- La spinta è costante (differente per *booster* e *sustainer*); come detto infatti per motivi di costo si è fatta la scelta di non utilizzare un motore in cui la spinta è regolabile. Essa sarebbe comunque dipendente da alcuni fattori, ad esempio il Mach, ma si tratta di una dipendenza relativamente debole che al momento si può trascurare viste le altre approssimazioni effettuate. Rimane dunque una proporzionalità diretta fra la spinta ed il rateo di combustione, che di conseguenza è anch'esso costante.

Per risolvere l'equazione del moto si utilizza, note le condizioni iniziali, un metodo esplicito riassumibile nelle seguenti equazioni.

$$\begin{aligned}
 T &= I_s g_0 \frac{\Delta m}{\Delta t} \\
 D(t) &= \frac{1}{2} \rho [v(t)]^2 S_{ref} C_{d0} \\
 v(t + \Delta t) &= v(t) + \frac{T - D[v(t)]}{m(t)} \Delta t \\
 x(t + \Delta t) &= x(t) + v(t) \Delta t \\
 m(t + \Delta t) &= m(t) - \frac{\Delta m}{\Delta t} \Delta t
 \end{aligned} \tag{3.1}$$

dove $\frac{\Delta m}{\Delta t}$ è il rateo di combustione del propellente (costante a tratti). I parametri regolabili sono la raffinatezza temporale della simulazione, i valori dell'atmosfera, le masse (totale, *booster*, *sustainer*), superficie di riferimento, resistenza, impulsi specifici, tempi di combustione di *booster* e *sustainer* e durata di un'eventuale tratto balistico².

²I risultati ottenuti in questo tratto non sono quantitativamente significativi, in quanto la velocità cala molto rapidamente al cessare della spinta e sarebbero dunque necessari valori elevati di C_l per mantenere la traiettoria; questi andrebbero ad aumentare notevolmente il termine di resistenza indotta che è stato trascurato, rendendo non più accettabile tale approssimazione. Si è deciso di includerlo comunque perché fornisce un'idea qualitativa molto significativa, nonostante il modello sottostimi notevolmente questo fatto, di come cali enormemente la velocità al cessare del combustibile.

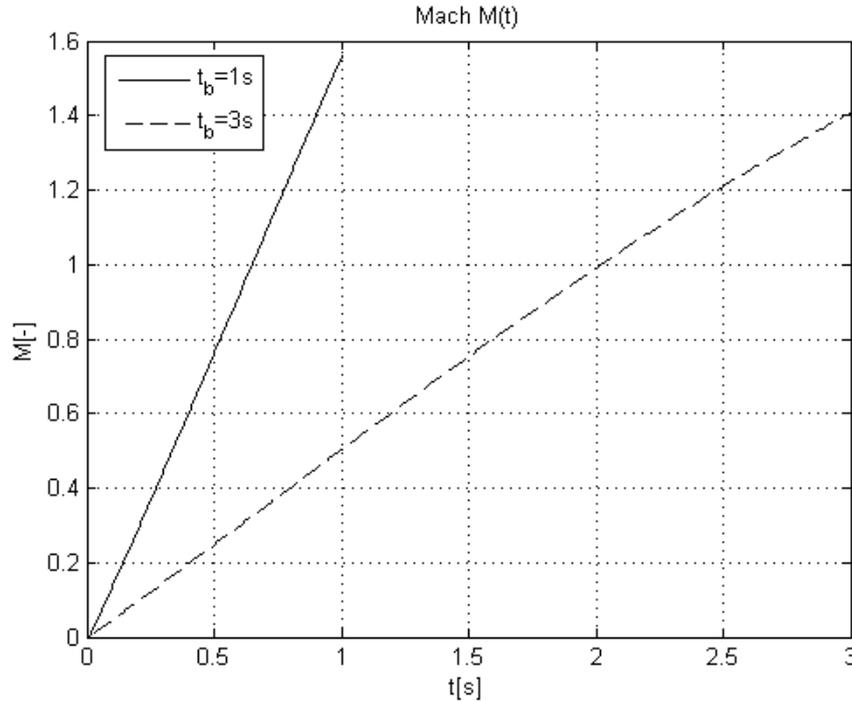


Figura 3.1: $M(t)$ raggiunto dal *booster* per due valori del tempo di combustione.

3.1.2 Risultati

Si nota che la gittata richiesta non è ottenibile, ma questo era prevedibile in quanto non si sfruttano i vantaggi legati ad un aumento di quota. Questo semplice modello è però utile per osservare l'influenza generale di alcuni dei parametri più significativi indipendentemente da quanto sia ottimizzata la traiettoria.

Innanzitutto la previsione della massa di carburante del booster tramite l'equazione (2.2) è sufficientemente accurata, come si può vedere in Fig. 3.1 (con 10 kg di combustibile si ha un valore atteso pari a $M = 1,67$). Questo è tanto più vero quanto minore è il tempo di combustione (cioè avvicinandosi ad un'approssimazione impulsiva, che è quella utilizzata per ricavare l'equazione (2.1)); il tempo di combustione tuttavia è limitato inferiormente non soltanto dalla velocità a cui è possibile far avvenire la reazione, ma soprattutto dal fatto che al suo diminuire aumenta l'accelerazione del missile e, dunque, la sollecitazione inerziale.

Inoltre la gittata aumenta notevolmente con il diminuire del rateo di combustione del *sustainer*, come si può vedere in Fig. 3.2, in quanto si ottimizza il suo utilizzo (questo compatibilmente con il valore minimo di spinta per mantenere $M \geq 1,5$). Questo comporta un abbassamento del picco di energia cinetica, che però si mantiene

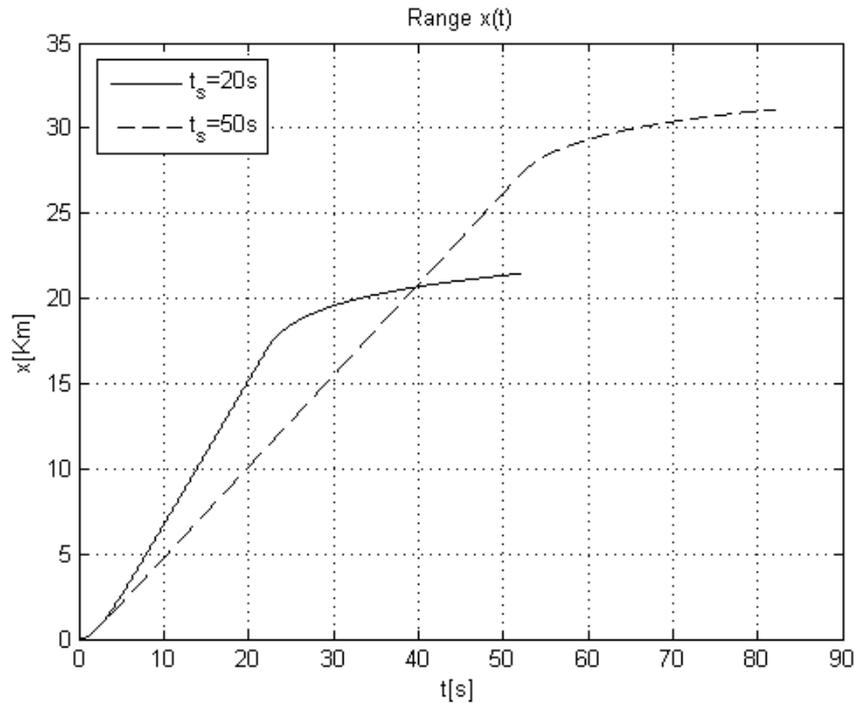


Figura 3.2: Gittata in funzione del tempo di combustione del *sustainer*.

a valori elevati più a lungo (essenzialmente finché il motore è acceso e dunque la velocità si mantiene elevata, vedi Figg. 3.3 e 3.4).

3.2 Modello 2-D

3.2.1 Ipotesi ed equazioni

Come si è visto in 3.1 è necessario prevedere che la quota sia variabile per ottenere risultati accettabili. Si riportano pertanto le modifiche apportate al modello.

- La traiettoria è composta da quattro tratti lineari³ di differente pendenza: uno per il *booster*, due per il *sustainer* (di durata relativa regolabile) ed uno balistico.
- Si scrive il bilancio di forze solo lungo la tangente alla traiettoria, considerando spinta, resistenza e componente della gravità. La componente di forza peso lun-

³Non sono necessariamente presenti tutti, si potrebbero infatti impostare per i vari tratti inclinazioni tali che l'impatto al suolo avvenga prima. Si sarà infatti certamente interessati a valutare la possibilità di un tratto in discesa durante la fase di *sustainer*, per colpire un bersaglio a distanza ridotta con elevata energia cinetica.

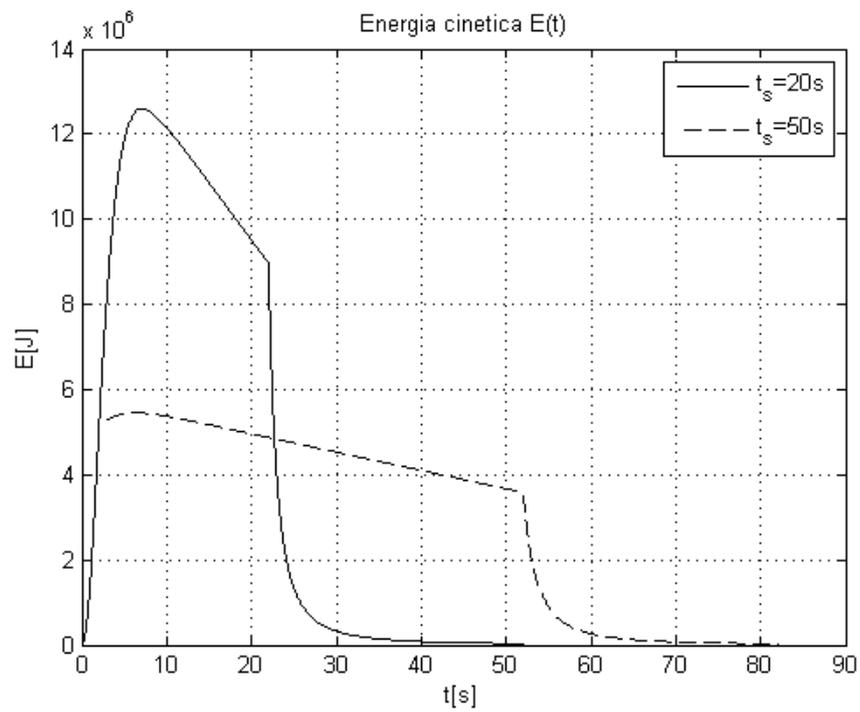


Figura 3.3: Energia cinetica in funzione del tempo di combustione del *sustainer*.

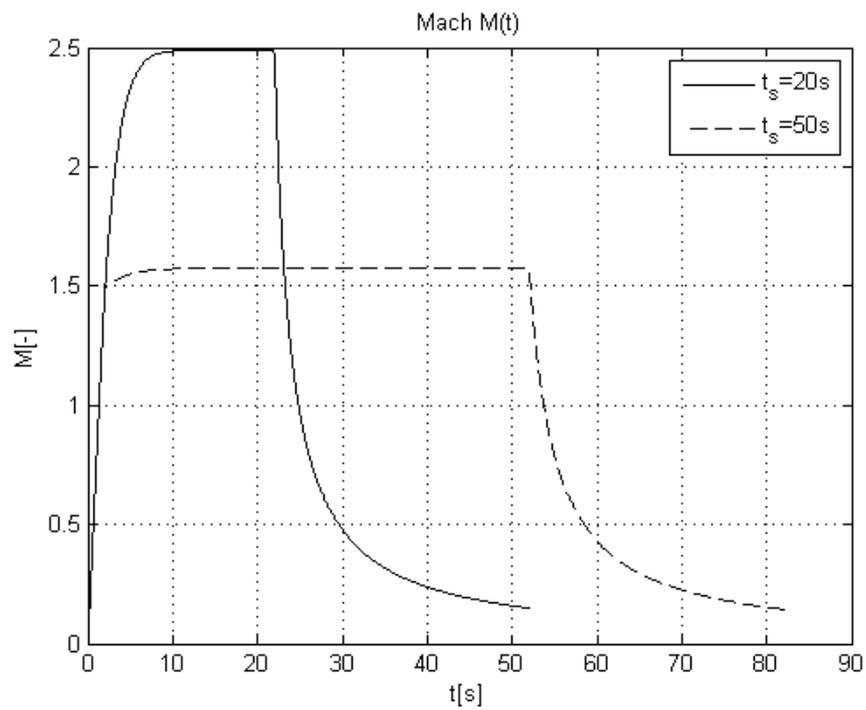


Figura 3.4: Numero di Mach in funzione del tempo di combustione del *sustainer*.

go la normale sarà bilanciata dalla sola portanza⁴, e il C_l necessario è giudicato trascurabile.

- C_{d0} viene considerato variabile in funzione del numero di Mach e la sua variazione viene valutata per interpolazione da dati operativi dell'*AMRAAM*⁵.
- La densità atmosferica ρ e la velocità del suono a sono assunte variabili e vengono ricavate ad ogni passaggio della simulazione dalla quota attraverso le equazioni dell'*ISA* (*International Standard Atmosphere*).

Non si è fatto uso di un modello prestazioni per il *ramjet*, mantenendo l'ipotesi di spinta costante. Questo introduce certamente un errore, ma per contenerlo si è fatto uso di un valore medio dell'impulso specifico. Tale errore in ogni caso non è tale da pregiudicare la significatività dell'analisi che, si ricorda, ha lo scopo esclusivo di mostrare la possibilità di soddisfare i requisiti di specifica e non vuole essere un'analisi delle prestazioni⁶.

La discretizzazione delle equazioni è concettualmente analoga a quella già svolta per le 3.1, salvo l'introduzione della componente della forza di gravità ed alcune piccole modifiche dovute all'accoppiamento fra il numero di Mach ed i coefficienti aerodinamici.

3.2.2 Risultati

Con il modello appena discusso si dimostra come sia possibile soddisfare il requisito sulla gittata; si può inoltre ridurre il *range* di interesse per ottenere una maggiore energia cinetica di impatto. Sembrerebbe possibile ottenere gittate enormemente superiori sfruttando elevati aumenti di quota; a tali altezze tuttavia il numero di Mach

⁴Si sta assumendo che la spinta sia tangente alla traiettoria, considerando angoli di assetto del missile molto piccoli.

⁵Le sue caratteristiche sono sufficientemente simili a quelle dell'oggetto analizzato e l'utilizzo di dati già disponibili risolve i vari problemi connessi all'uso del metodo semiempirico precedentemente utilizzato. I dati sono coerenti con quelli ricavabili con quel metodo, come si è appurato attraverso un confronto per alcuni valori campione. Da notare tuttavia che in entrambi i casi non si tiene conto delle prese d'aria del *ramjet* (l'*AMRAAM* è provvisto di un motore *rocket*).

⁶Una tale analisi a questo stadio non è giustificata: non si sono infatti ancora definiti l'aerodinamica ed il sistema di controllo. Fattore ancora più importante, una vera analisi delle prestazioni richiederebbe un'ottimizzazione della traiettoria basata su metodi variazionali, la cui complessità è sicuramente eccessiva per lo scopo attuale.

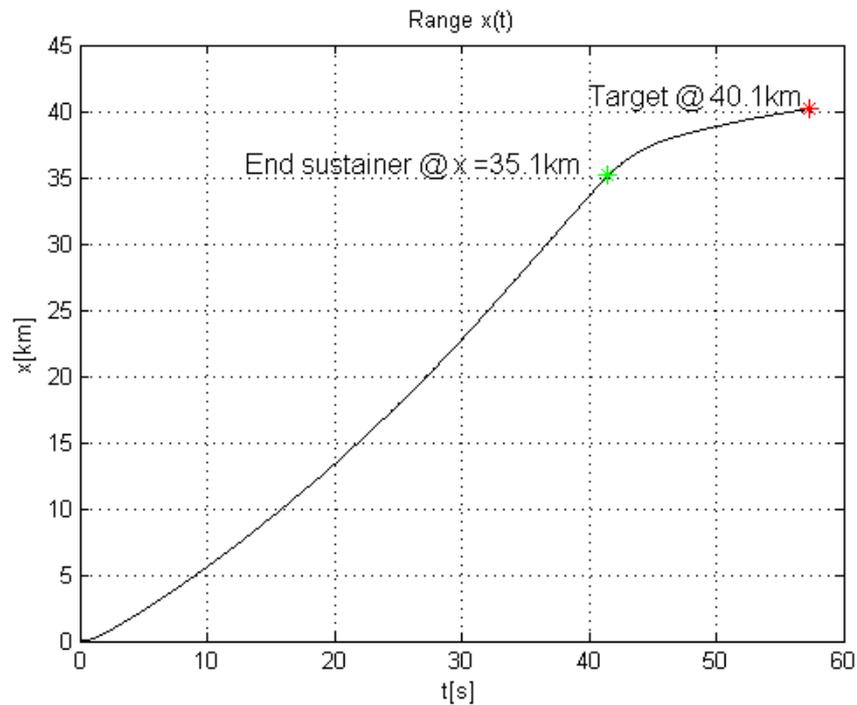


Figura 3.5: Distanza(t) 2-D

è troppo elevato e pregiudica un corretto funzionamento del motore. Nel codice è stato pertanto predisposto un limite superiore di $M \leq 4$, oltre ai limiti inferiori necessari a garantire spinta sufficiente al suo azionamento $M \geq 1,5$ e $\frac{dM}{dt} \geq 0$. Si riportano a titolo di esempio i risultati di una configurazione di riferimento nelle Figg. 3.5÷3.15 ed i suoi parametri di ingresso.

- Massa totale: 50 kg
- Massa *booster*: 10 kg
- Massa *sustainer*: 15 kg
- Impulso specifico *booster*: 260 s
- Impulso specifico *sustainer*: 1500 s
- Durata combustione *booster*: 1,5 s
- Durata combustione *sustainer*: 40 s
- Pendenza primo tratto (*booster*): 20°

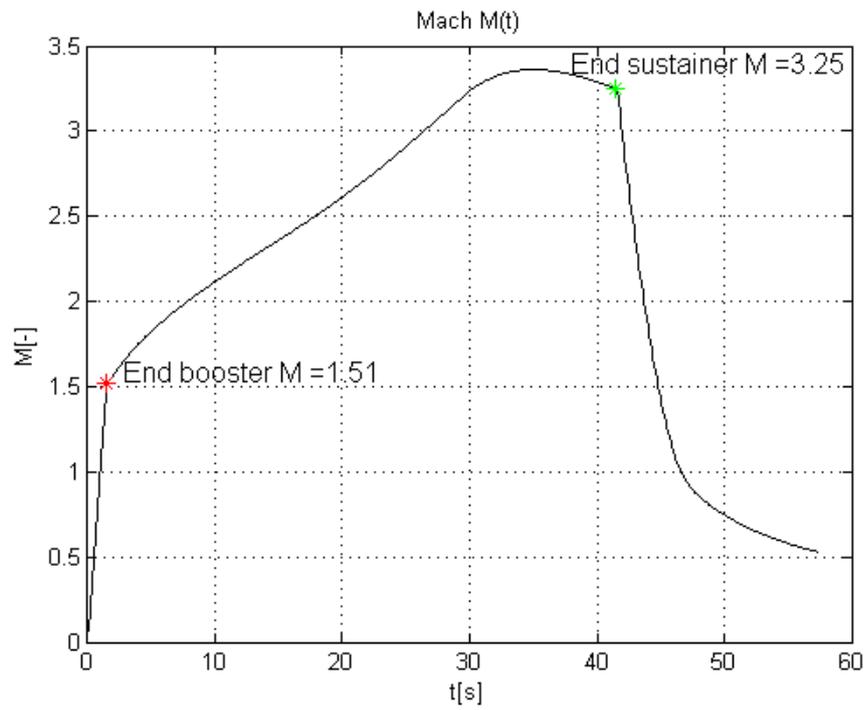


Figura 3.6: Mach(t) 2-D

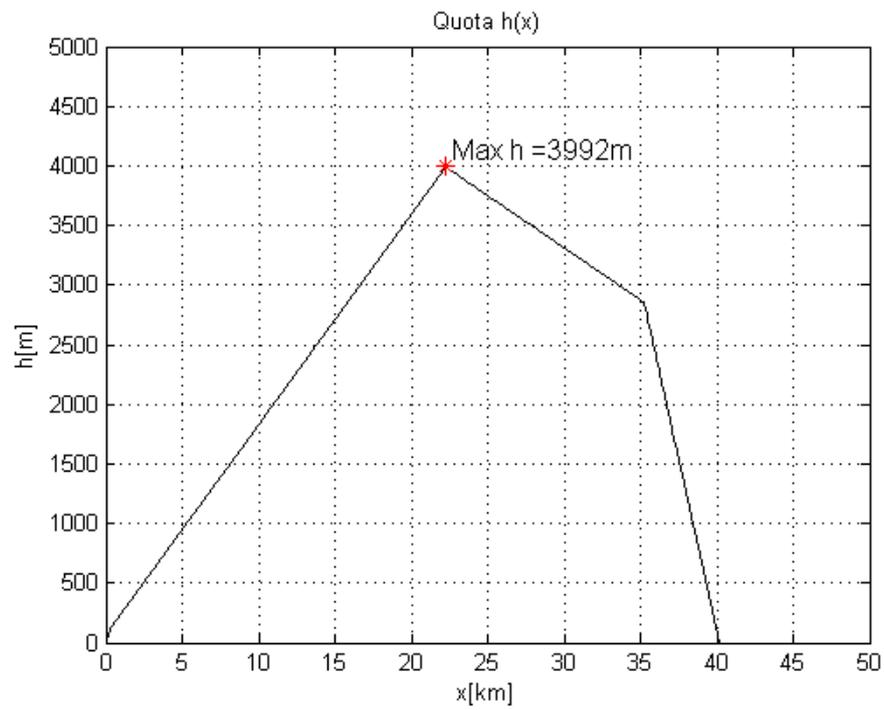


Figura 3.7: Quota(x) 2-D

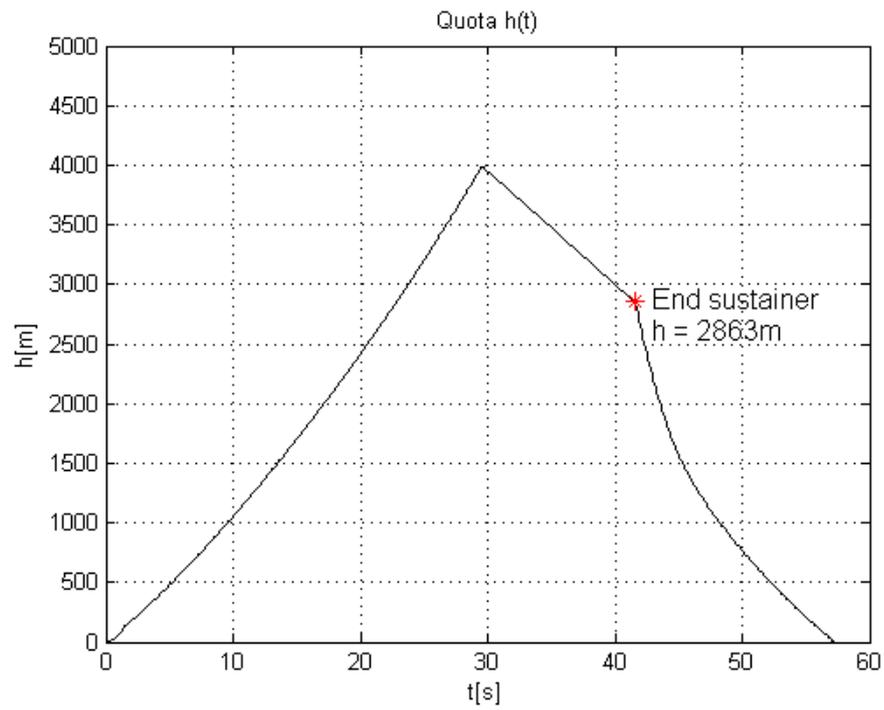


Figura 3.8: Quota(t) 2-D

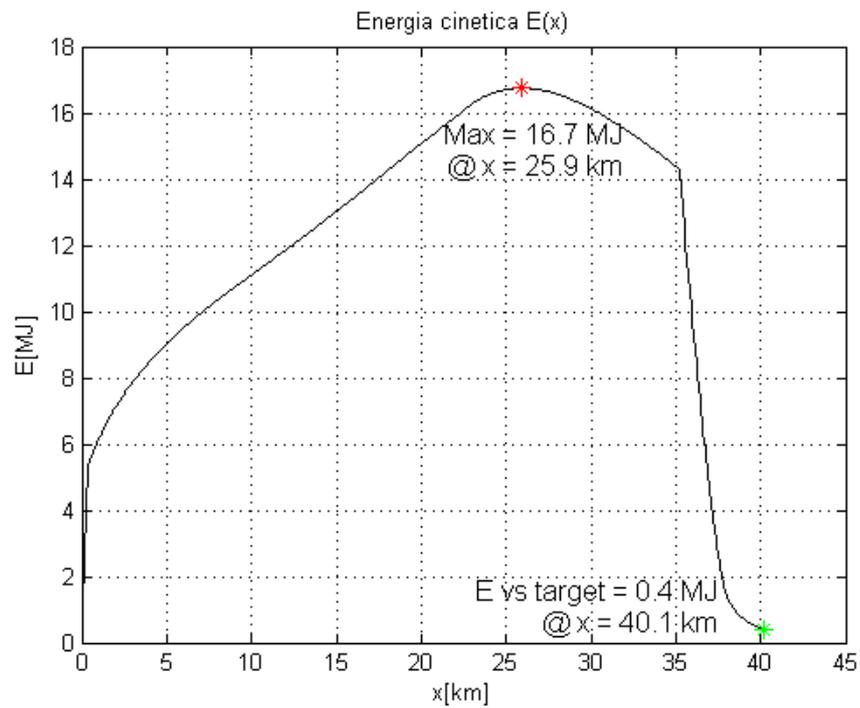


Figura 3.9: Energia(x) 2-D

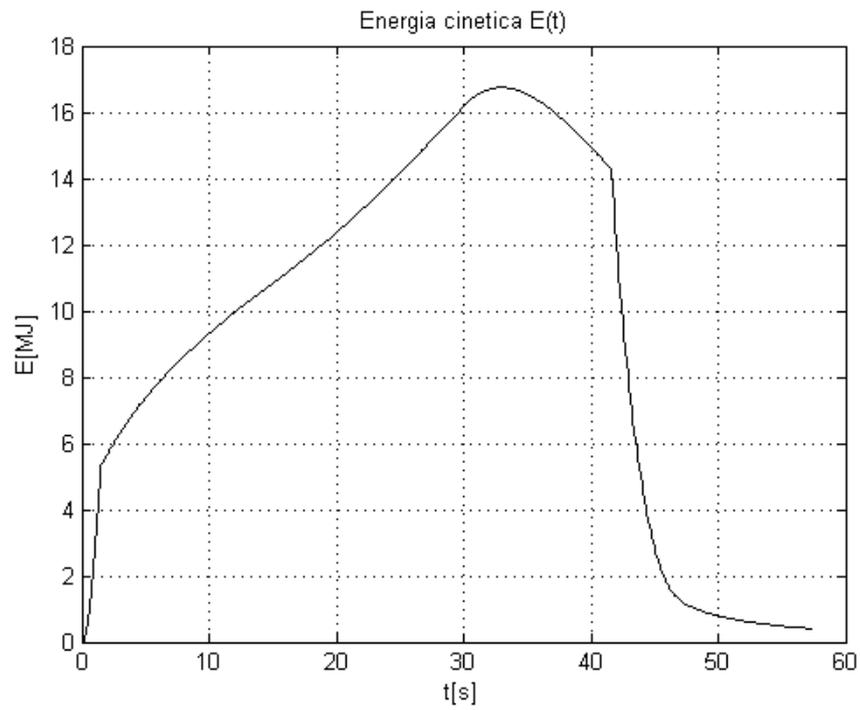


Figura 3.10: Energia(t) 2-D

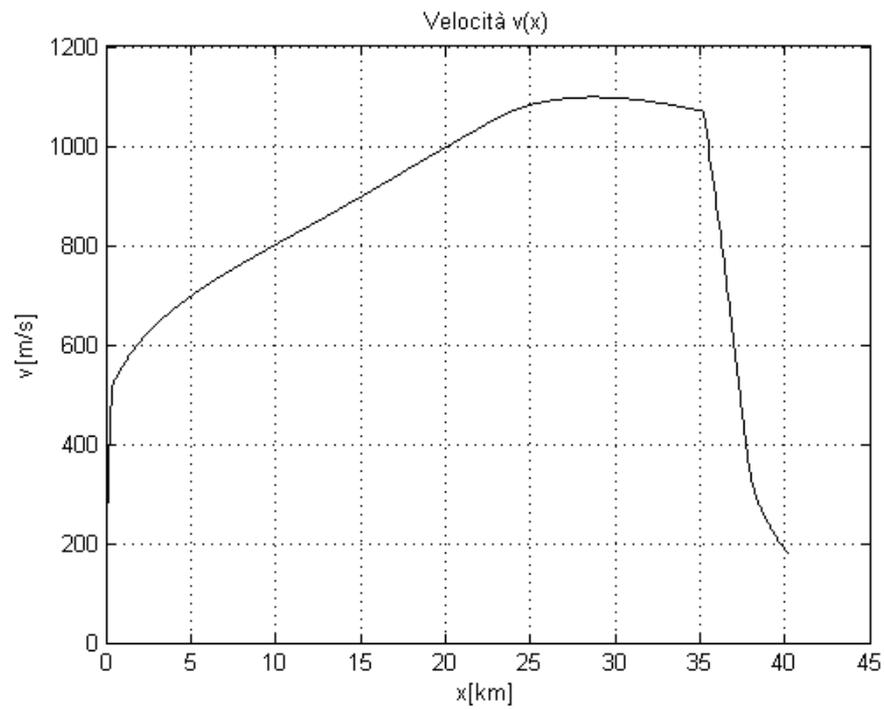


Figura 3.11: Velocità(x) 2-D

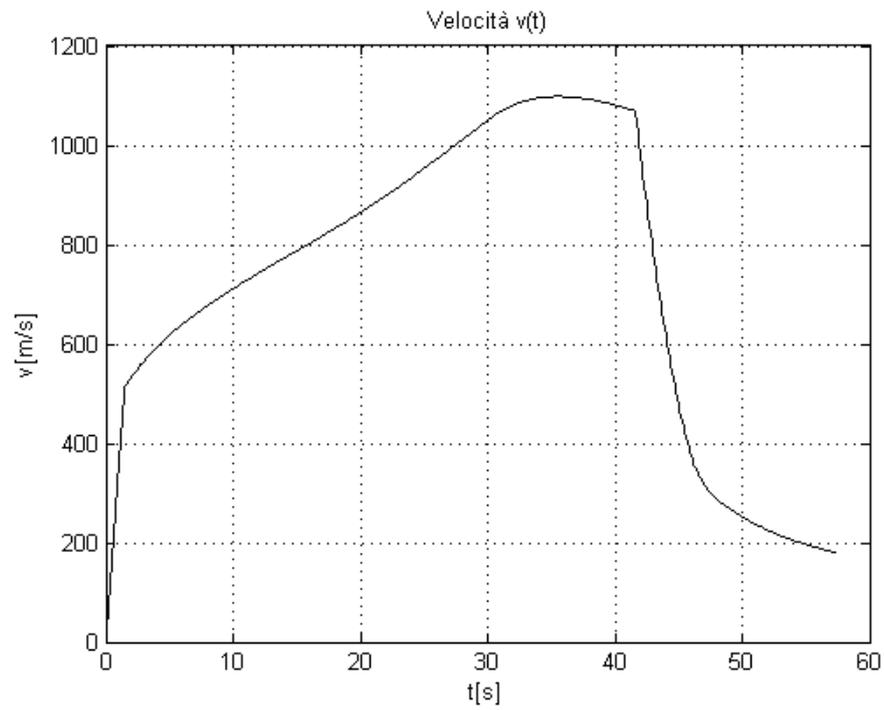


Figura 3.12: Velocità(t) 2-D

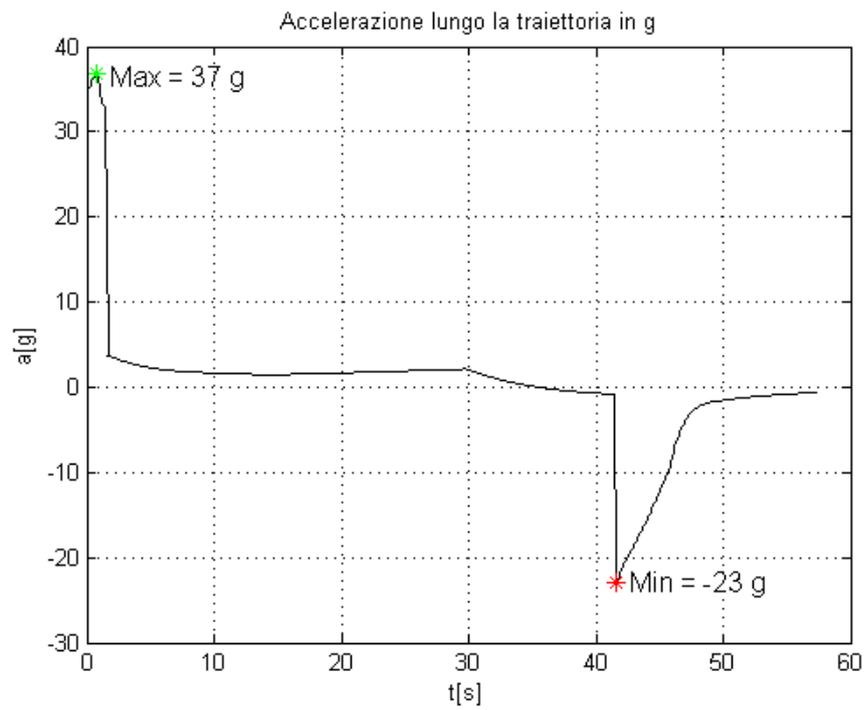


Figura 3.13: Accelerazione(t) 2-D

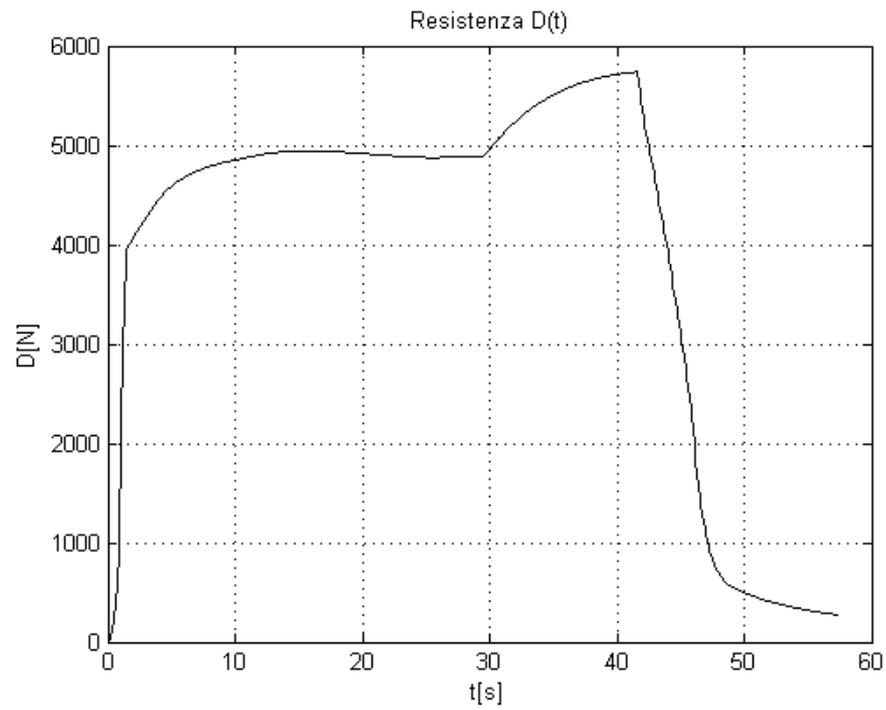


Figura 3.14: Drag(t) 2-D

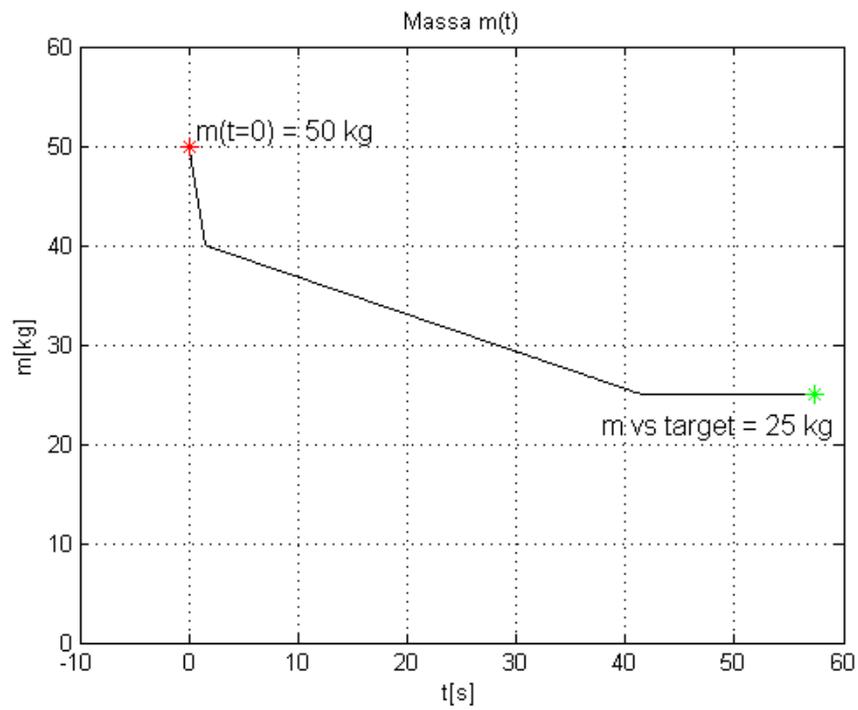


Figura 3.15: Massa(t) 2-D

- Pendenza secondo tratto (*sustainer*): 10°
- Pendenza terzo tratto (*sustainer*): -5°
- Pendenza quarto tratto (balistico): -30°
- Percentuale utilizzo *sustainer* nel secondo tratto: 70%
- Quota di lancio: 0 m
- Velocità di lancio: 0 m/s

A dimostrazione di quanto detto sulla possibilità di adattare le prestazioni alle richieste di missione, si riporta un esempio per i due più probabili tipi di modifica delle prestazioni a cui si potrebbe essere interessati.

Bersaglio vicino

Nel caso il bersaglio sia ad una distanza minore di quella richiesta, si ha la possibilità di aumentare l'energia di impatto. Basta infatti modificare la traiettoria in maniera da compiere la discesa verso l'obiettivo non in moto balistico ma con il motore ancora in funzione: si evita così la rapida diminuzione di velocità, e dunque di energia cinetica, che si può osservare invece nelle Figg. 3.11 e 3.12. Si riporta in Fig. 3.16 il grafico dell'energia cinetica: il miglioramento è evidente al confronto con Fig. 3.9.

Tale risultato è stato ottenuto modificando, rispetto alla configurazione di riferimento analizzata in 3.2.2, i seguenti parametri:

- Durata combustione *sustainer*: 25 s
- Pendenza primo tratto (*booster*): 30°
- Pendenza secondo tratto (*sustainer*): 30°
- Pendenza terzo tratto (*sustainer*): -10°
- Pendenza quarto tratto (balistico): tratto assente
- Percentuale utilizzo *sustainer* nel secondo tratto: 25%

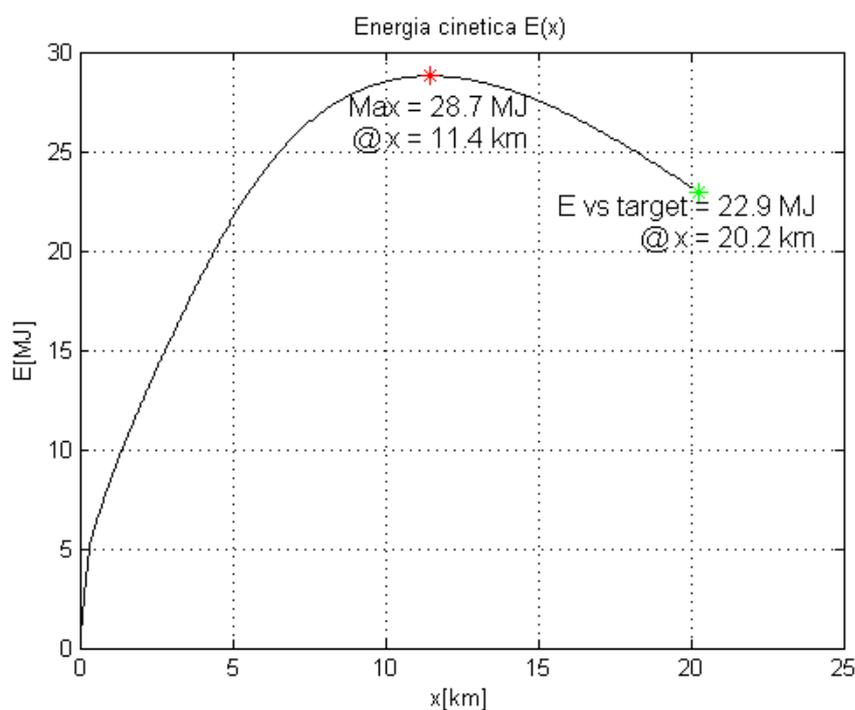


Figura 3.16: Aumento di energia di impatto contro un bersaglio vicino

Bersaglio lontano

Come detto, i vantaggi derivanti dal volare a quota elevata (compatibilmente con il funzionamento del motore) sono molto significativi; si può allora pensare di ampliare il più possibile tale tratto di missione per aumentare la distanza utile. L'aumento di gittata è notevole, come riportato in Fig. 3.17, ma questo si ottiene a discapito dell'energia di impatto, rappresentata in Fig. 3.18 che in questo caso è assolutamente trascurabile.

Tale risultato è stato ottenuto modificando, rispetto alla configurazione di riferimento analizzata in 3.2.2, i seguenti parametri:

- Durata combustione sustainer: 50 s
- Pendenza primo tratto (*booster*): 45°
- Pendenza secondo tratto (*sustainer*): 60°
- Pendenza terzo tratto (*sustainer*): 2°
- Pendenza quarto tratto (balistico): -25°

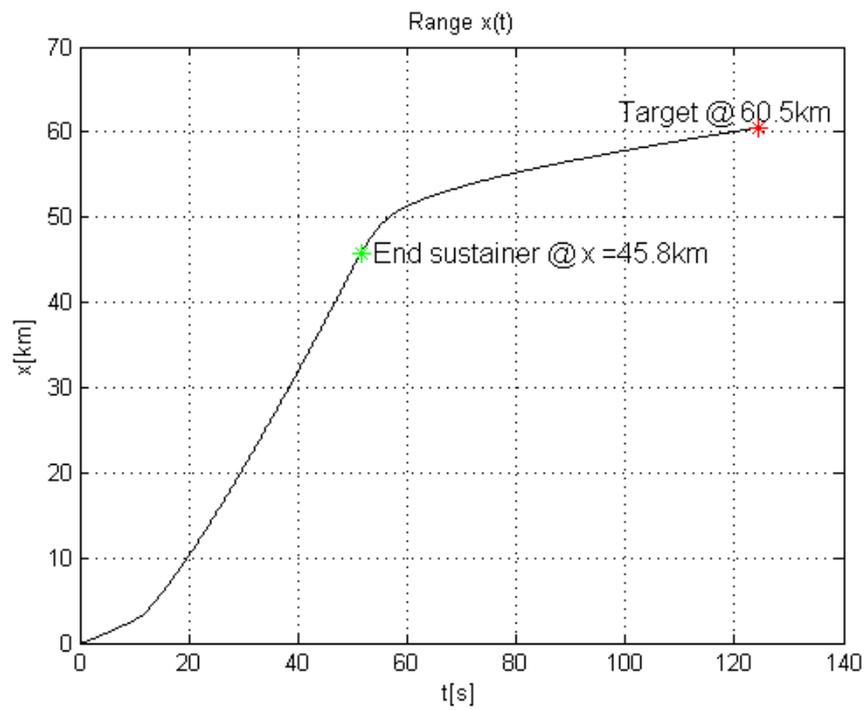


Figura 3.17: Aumento di gittata per un bersaglio lontano

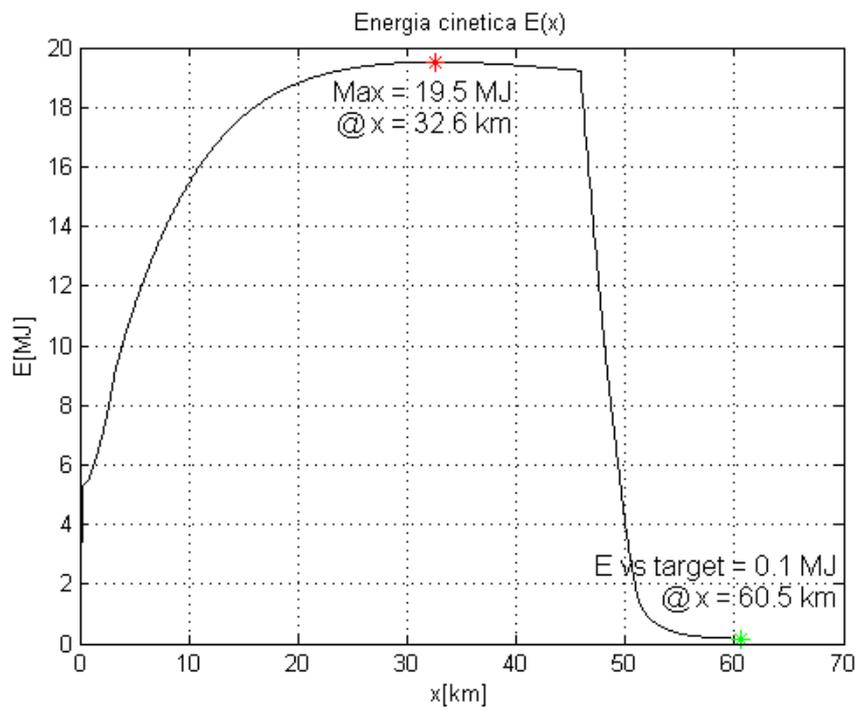


Figura 3.18: Diminuzione di energia di impatto per un bersaglio lontano

- Percentuale utilizzo *sustainer* nel secondo tratto: 20%

3.3 Osservazioni conclusive

I risultati dell'analisi preliminare fanno assumere la fattibilità della munizione richiesta. L'analisi con traiettoria bidimensionale inoltre evidenzia come sia possibile ottenere una buona versatilità dell'oggetto. Si ritiene tuttavia doveroso effettuare alcune precisazioni su cui non ci si è soffermati in precedenza. Tralasciando l'influenza (non trascurabile) degli impulsi specifici, che si assume data in base al tipo di motore, giocano un'importanza fondamentale i tempi di combustione del carburante.

- Il tempo di combustione del *booster* potrebbe essere limitato da considerazioni di tipo strutturale, in quanto al suo diminuire aumenta la sollecitazione inerziale: è stato fissato in modo da mantenerla ad un valore che l'esperienza suggerisce essere accettabile, ma non è ancora stata effettuata nessuna analisi; d'altro canto se esso aumentasse troppo la stima effettuata con la legge di Tsiolkovsky perderebbe accuratezza, come si vede in Fig. 3.1, rendendo necessario un aumento di massa (o di impulso specifico) del *booster*.
- L'influenza del tempo di combustione del *sustainer* è ancora maggiore, ed identifica di fatto il tipo di missione a cui si vuole dedicare la munizione. Tempi ridotti implicano grande energia nell'immediato, il che è ottimo per un bersaglio vicino; tempi lunghi, compatibilmente con il funzionamento del *ramjet*, consentono gittate superiori, ma comportano un'efficacia ridotta. Si ribadisce che la spinta non è modulabile, per motivi di costo del motore, quindi il tempo di combustione andrà fissato in sede di progetto per un profilo di missione preciso, riducendo di fatto notevolmente la versatilità del missile: si osservi infatti che i risultati riportati in 3.2.2 e 3.2.2 sono stati ottenuti variando anche questo valore. Miglioramenti dell'energia di impatto o della gittata rispetto a quelli ottenuti con i valori di riferimento sono comunque ottenibili lasciando fissi i tempi di combustione, ma come prevedibile essi sono ridotti.

A questo punto, se si considerano fissati i tempi di combustione, la missione viene determinata attraverso la traiettoria. È importante ribadire come la possibilità di raggiungere elevata energia cinetica ad elevata distanza in quota non implichi affatto la possibilità di raggiungere valori comparabili a quota zero. Durante la discesa infatti

la resistenza cresce causando una diminuzione di velocità, anche in presenza di spinta da parte del motore. Richiedere energie considerevoli all'impatto a quota zero implica che il tratto di discesa sia a motore ancora in funzione, il che riduce la possibilità di salita, che influisce enormemente sulla gittata ottenibile. Questo tuttavia è regolabile ad ogni lancio tramite il sistema di controllo, che avrà anche il compito di ottimizzare l'energia all'impatto.

Capitolo 4

Disegno della fusoliera

4.1 Disegno motore

Dopo aver verificato la fattibilità della munizione si è richiesto ad un'azienda il disegno di un motore apposito. Con tale azienda si erano tenuti già contatti nella fase precedente per avere dati affidabili sulle prestazioni, che sono quelli utilizzati per lo studio di fattibilità. Tale studio è stato loro inviato insieme alla richiesta di un disegno del motore ed è stata confermata la possibilità di disegnarlo. Si è avuta inoltre conferma della correttezza dei valori medi utilizzati; come è già stato riportato, è stato ribadito che questi sono in realtà dipendenti dal Mach, ma questa dipendenza non è tale da invalidare lo studio effettuato. Non è possibile pubblicare un disegno del motore, il cui ingombro tuttavia è rappresentato in Fig. 4.1.

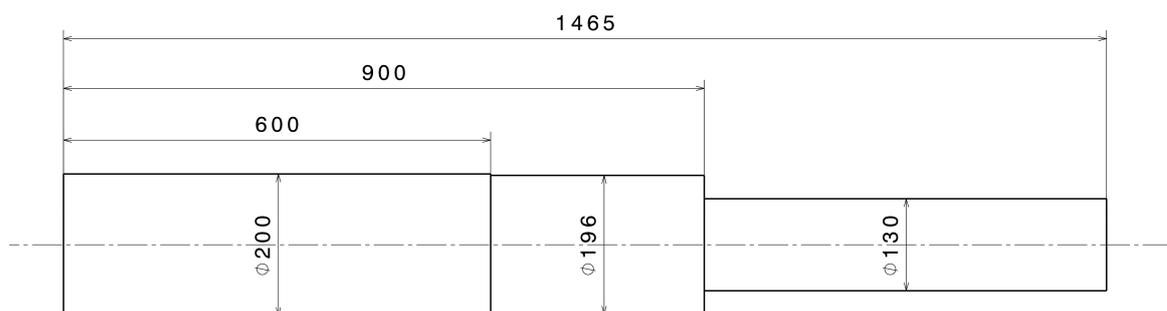


Figura 4.1: Ingombro motore.

4.2 Disegno fusoliera

Configurazione della presa d'aria

La prima configurazione presa in considerazione ha una presa d'aria estesa fino al *nose*. In tale configurazione, rappresentata in Fig. 4.2 la base della struttura è formata da una coppia di gusci cilindrici: quello interno ha lo scopo di alloggiare i componenti, la corona circolare fra i due forma la presa d'aria e le ali sono all'esterno di quello di raggio maggiore. Si è valutata però anche l'opzione, rappresentata in Fig. 4.3 di ridurre la lunghezza della presa d'aria. La prima soluzione ha i seguenti vantaggi:

- è più rigida: è infatti naturale posizionare una giunzione fra i due gusci all'altezza dei perni delle ali, quindi in posizione molto avanzata;
- il flusso aerodinamico intorno alle ali ed in ingresso alla presa d'aria sono separati.

I vantaggi della seconda d'altro canto sono più numerosi:

- il peso è significativamente minore;
- l'ingombro è minore (dato un dimensionamento delle ali infatti queste si troverebbero sul cilindro interno anziché su quello esterno);
- il perno delle ali è più corto e, dunque, più rigido¹;
- il costo è minore
- si hanno meno perdite di carico nel flusso interno alla presa d'aria²

È stato giudicato conveniente adottare la seconda configurazione; per compensare la diminuzione di rigidezza era stato pensato di aggiungere irrigidimenti longitudinali

¹Sia a flessione, con una minore rotazione quando sottoposto a carico aerodinamico, che a torsione: fissata una risposta elastica accettabile delle ali, cioè la rigidezza del collegamento, è possibile ridurre il diametro ed equivalentemente l'ampiezza dei fori.

²Questo se il flusso non è disturbato; tuttavia, come già evidenziato, il flusso in ingresso nella presa d'aria è a valle delle superfici di controllo che, durante le manovre, possono indurre disturbi. Si ritiene tuttavia che tali disturbi non siano significativi, in virtù del fatto che la deflessione delle superfici è ridotta (essendo il controllo *canard*) e che in ogni caso non si ha necessità di manovre né severe né frequenti, essendo la mobilità del bersaglio ridotta. Si noti tuttavia che si hanno in ogni caso perdite dovute alle onde d'urto generate dalle superfici, essendo il flusso supersonico.

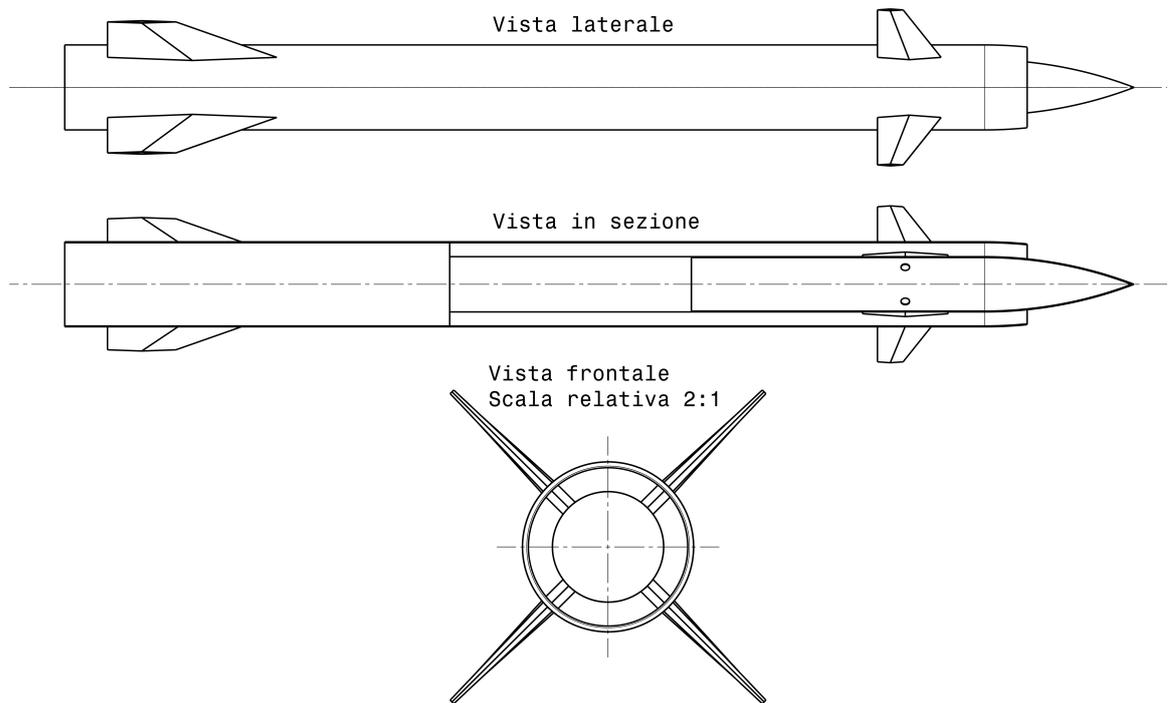


Figura 4.2: Prima configurazione della presa d'aria.

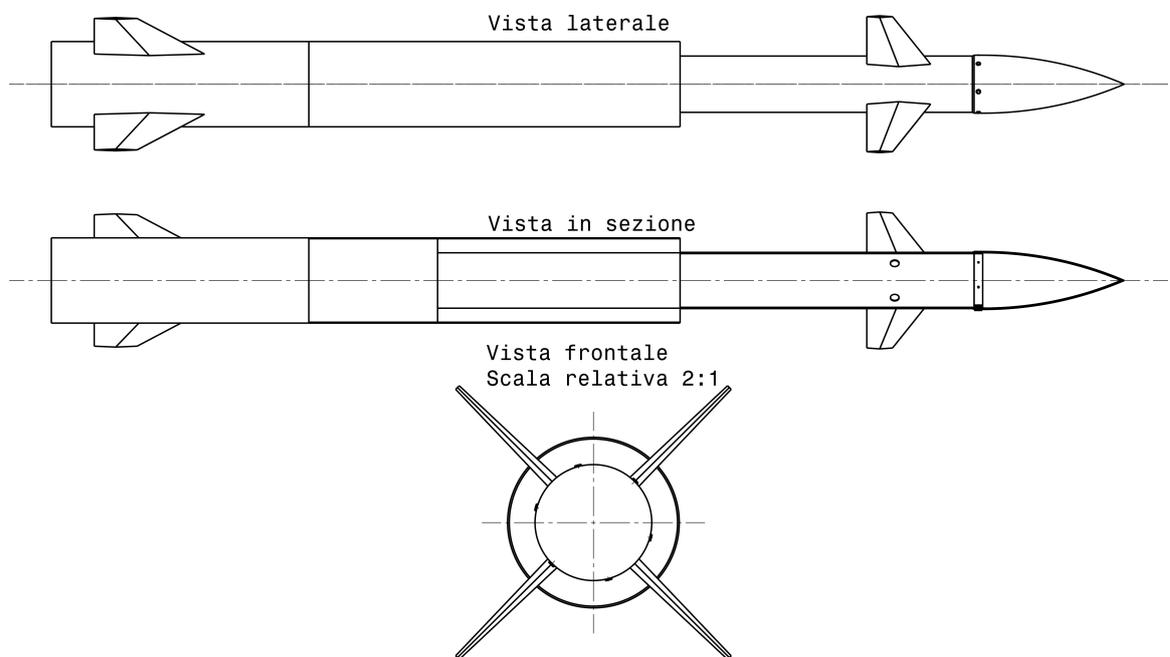


Figura 4.3: Seconda configurazione della presa d'aria.

al guscio interno. Tali irrigidimenti tuttavia non sono risultati necessari, così come la giunzione fra i due gusci. In ogni caso rimane disponibile spazio sufficiente alla loro introduzione all'interno della struttura. In Fig. 4.2 la rappresentazione è più essenziale, essendo stata considerata solo preliminarmente; la Fig. 4.3 invece è più dettagliata, essendo la configurazione finale. Configurazioni intermedie, ad esempio quella con irrigidimenti longitudinali, sono omesse, essendo comunque riconducibili alla seconda.

Cilindro esterno

Il diametro del guscio esterno è 200mm ed è determinato dalla dimensione del motore³. Lo spessore è 2mm e la lunghezza 865mm . Questo elemento, a posteriori, non ha un impatto significativo sul progetto; avendo deciso infatti di non utilizzare alcuna giunzione questo non ha nessuna funzione strutturale. La sua presenza è comunque necessaria per indirizzare correttamente il flusso all'interno della presa d'aria. Assunto che il solo carico aerodinamico non è di entità tale da causare deformazioni tali da pregiudicarne il corretto funzionamento, sarebbe opportuno minimizzarne il peso. Una soluzione in composito è tuttavia al momento esclusa a causa della temperatura raggiunta: sebbene vi siano ragioni per supporre che questa sia comunque fattibile, questo non è stato adeguatamente dimostrato, pertanto si ipotizza conservativamente che questo pezzo sia in lega di alluminio. L'aumento di peso non è comunque eccessivo in quanto per la soluzione in composito sarebbe necessario aggiungere protezioni termiche.

Si rimanda a 6.2.1 per una spiegazione più dettagliata di questo problema.

Cilindro interno

Il diametro del cilindro interno deve essere tale da permettere la presenza della presa d'aria; l'ampiezza della corona circolare di quest'ultima, richiesta dai disegnatori del motore, si evince chiaramente da Fig. 4.1 ed è 32mm . Ne consegue che il diametro esterno del guscio è 132mm ; lo spessore del guscio è 3mm , quindi il diametro interno è 126mm ; la lunghezza è 685mm . Sono presenti quattro fori, distanti 465mm dalla base posteriore del cilindro, per i perni delle ali; il loro diametro è 10mm , in quanto

³È stato richiesto ai disegnatori del motore tale diametro esterno, dunque il motore è stato disegnato avente un diametro di 196mm nella parte predisposta al montaggio di questo pezzo.

devono esservi alloggiare delle boccole in fase di produzione; inoltre è presente una spalla di $1 \times 4 \text{ mm}$ in corrispondenza della giunzione con il *nose*. La sezione di 3 mm è composta da uno spessore di circa $2,24 \text{ mm}$ di materiale strutturale e $0,75 \text{ mm}$ di protezione termica. Il pezzo è realizzato in resina *bismaleimide* e fibra di carbonio. Dati più dettagliati sono riportati in 6.3 o in Appendice B.

È necessario un sistema di collegamento smontabile con il *nose*: esso viene effettuato tramite sei viti $M4 \times 0,5 - 10.9$. Si reputa inopportuno l'uso di svasatura, visto lo spessore ridotto del pezzo⁴: l'altezza della testa, circa $2,8 \text{ mm}$ ⁵ è giudicata sufficientemente ridotta da non comportare disturbi aerodinamici apprezzabili. Esse sono alloggiare in apposite boccole non filettate alloggiare nell'ogiva, mentre la parte filettata è in presa su un apposito anello metallico, di spessore 2 mm , annegato nel composito del guscio cilindrico in fase di produzione. Per la verifica delle viti si veda l'Eq. 8.2. I fori filettati nel guscio cilindrico devono essere effettuati dopo il processo di *curing* per garantire che combacino con le boccole nell'ogiva. È necessario un dispositivo antisvitamento esterno e smontabile: si utilizzano piastrine pieghevoli, che possono ad esempio essere incollate alla superficie. Fissaggio e smontaggio avvengono tramite piegatura del lembo accostato alla vite; ne consegue che il numero di ripetizioni permesso è limitato, ma gli smontaggi devono essere un evento di manutenzione eccezionale.

Era anche stata valutata la possibilità di incollare l'anello metallico all'interno del guscio cilindrico, in modo che i diametri esterni di ogiva e fusoliera coincidessero; questo sarebbe migliore dal punto di vista strutturale perché buona parte del carico aerodinamico dell'ogiva sarebbe trasmesso alla fusoliera per appoggio, e non attraverso la giunzione. Tuttavia la differenza di diametro interno complicherebbe l'inserimento dei componenti all'interno in quanto, come si vedrà in seguito, è stato deciso di montarli su una piastra da inserire in due guide.

L'insieme di ogiva e giunzione adottato è rappresentato in Fig. 4.4, mentre in Fig. 4.5 è riportata la soluzione alternativa⁶. Si noti che anche per la soluzione scelta è

⁴Una piccola imprecisione nella lavorazione delle boccole potrebbe causare svasature troppo profonde, aumentando il rischio di rottura per taglio della vite; inoltre lo spessore è talmente ridotto che parte della testa dovrebbe comunque fuoriuscire: basta vedere per esempio le dimensioni per viti a testa svasata in *UNI 6109-67*.

⁵Questa altezza è ricavata dalla norma *UNI 5737*; la vite tuttavia non è unificata, in quanto le lunghezze necessarie non rientrano nel campo di tale norma.

⁶Tale configurazione è stata valutata prima di effettuare analisi termiche e strutturali. Non è pertanto presente la protezione termica e lo spessore è pari a una prima stima di 2 mm ; inoltre è

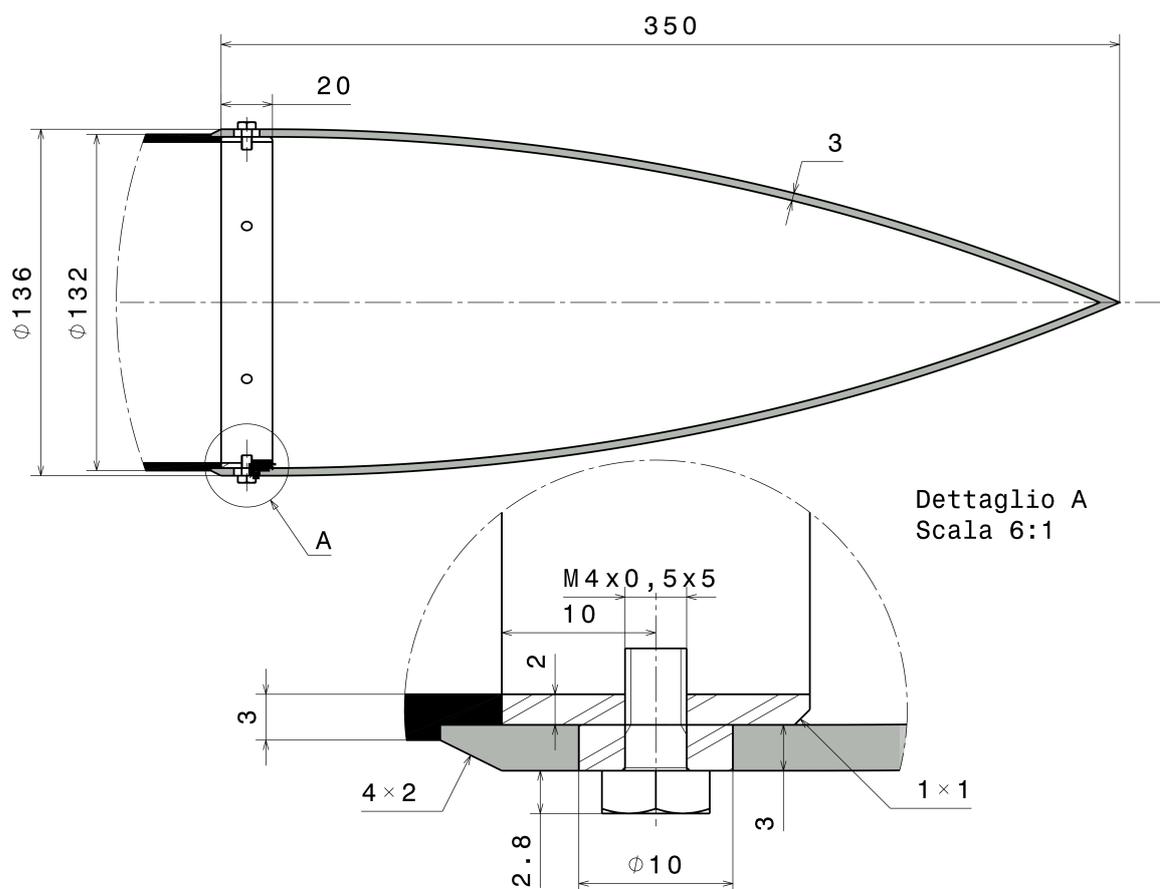


Figura 4.4: Ogiva frontale e giunzione con la struttura, soluzione adottata.

presente un appoggio fra ogiva e tratto cilindrico della fusoliera, ma questo è quasi interamente realizzato sulla protezione termica e pertanto il suo effetto meccanico viene trascurato. I dispositivi antisvitamento non sono rappresentati in figura.

Nose

Per diminuire la resistenza si utilizza un'ogiva, che per semplicità ha profilo ad arco di circonferenza. L'estremità anteriore ha il compito di alloggiare il *seeker*, dunque è opportuno che il raggio di tale arco sia sufficiente a ridurre effettivamente la resistenza, ma non sia talmente elevato da presentare eccessivi spazi inutilizzati al suo interno. L'ogiva è internamente tangente alla superficie esterna del cilindro a cui deve essere inferiore la dimensione delle boccole. Risulta comunque evidente quale sia la differenza sostanziale fra le due configurazioni.

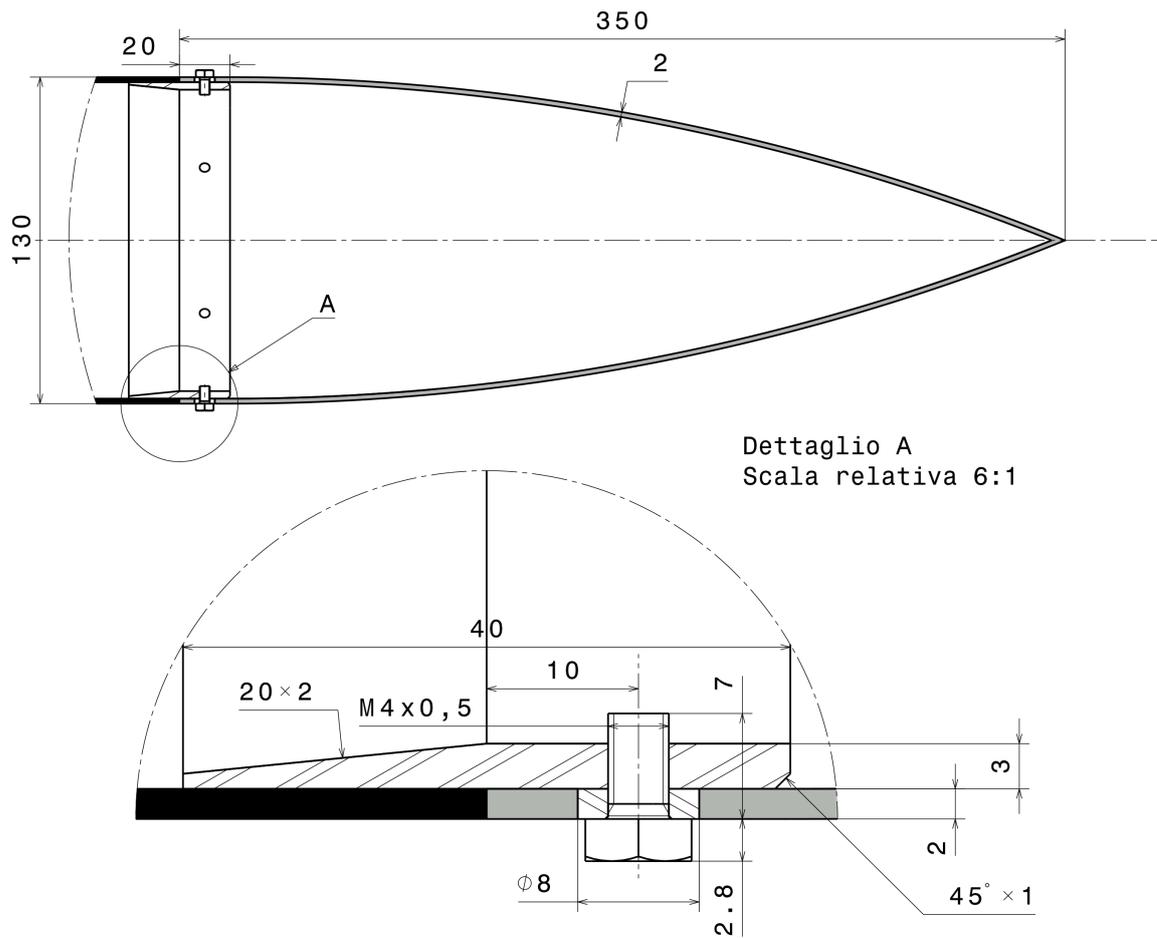


Figura 4.5: Ogiva frontale e giunzione con la struttura, soluzione alternativa.

collegata ed ha dunque un diametro interno di 130 mm ⁷; in relazione alla geometria del *seeker* utilizzato (vedi 5.1.1) viene scelta una lunghezza di 330 mm ⁸. A questa si aggiunge un tratto perfettamente cilindrico, avente stesso spessore e diametro, di lunghezza 20 mm , in modo che il *nose* combaci con il guscio interno; si aggiunge infine uno smusso lungo 4 mm nella parte terminale per raccordare in maniera migliore alla fusoliera. Si utilizza un guscio di spessore 3 mm realizzato in fibra di quarzo in resina *bismaleimide*; in tale spessore è computata anche la protezione termica, di $0,75\text{ mm}$. Per dati più dettagliati riguardo ai materiali si rimanda a 6.3 o all'Appendice B. Come detto precedentemente sono presenti sei fori di diametro 10 mm in cui sono alloggiare altrettante boccole metalliche per realizzare il collegamento smontabile con il guscio cilindrico.

Superfici alari

Le superfici alari vengono realizzate con una schiuma strutturale rivestita da uno strato di composito di spessore 1 mm al fine di minimizzare il peso; a questo è da aggiungersi il rivestimento termico. Sono state dimensionate in primissima approssimazione tramite confronto con missili simili: non è scopo del presente lavoro infatti lo studio dell'aerodinamica della munizione, bensì la scelta della configurazione e l'analisi strutturale. Dal dimensionamento approssimativo è possibile ricavare pesi ed ingombro; i carichi vengono ricavati non come conseguenti alle manovre, date le superfici, ma come necessari per compiere le manovre richieste; superfici e profili dovranno essere dedotti di conseguenza in una fase successiva.

È stata valutata la possibilità di utilizzare sistemi a scomparsa per le ali al fine di ridurre l'ingombro: si noti che il quadrato in cui si può inscrivere la sezione nominale del missile è significativamente più piccolo di quello reale. Per le ali anteriori questo sarebbe realizzabile senza grandi complicazioni⁹ tuttavia nella sezione posteriore non si ha spazio sufficiente. Questo implica che sarebbe necessario utilizzare sistemi meno efficienti (ad esempio ruotare l'ala lungo una cerniera giacente su una direttrice del

⁷Non 132 mm perché lo spessore dell'anello metallico è 2 mm e non 3 mm come la parte restante del tratto cilindrico.

⁸Si sono utilizzati diametro e lunghezza in quanto sono queste le grandezze realmente di interesse per il disegno, e non il raggio di curvatura; quest'ultimo in ogni caso ha un valore di circa 845 mm .

⁹Si potrebbe usare ad esempio un sistema come quello utilizzato nello *Spike*: la retrazione delle superfici è totale, anche se richiede uno spazio longitudinale interno alla fusoliera almeno pari all'apertura di una singola ala.

cilindro di fusoliera); il guadagno dunque sarebbe molto limitato e non più tale da giustificare la maggiore complicazione, l'aumento di costi e soprattutto la riduzione dell'affidabilità del sistema: il malfunzionamento nell'apertura di una qualsiasi delle otto ali sarebbe un evento critico che bloccherebbe il lancio, il cedimento di una qualsiasi delle almeno otto cerniere dopo il lancio un evento catastrofico, comportando la perdita della munizione già attivata. Si è dunque deciso, almeno per il momento, di escludere tale possibilità.

Capitolo 5

Scelta dei componenti

5.1 Componenti richiesti

La scelta dei componenti a questo stadio non è definitiva; tuttavia essi hanno conseguenze sulle fasi successive del progetto: proprio per questo tale scelta indicativa è stata già effettuata. La prima cosa da verificare è che i componenti di cui si ha bisogno siano effettivamente in linea con oggetti esistenti sul mercato; se questo non è certamente un problema per le prestazioni in sé, potrebbero creare alcune difficoltà i limiti imposti di ingombro e peso piccoli. Bisognerà inoltre verificare che tutti questi componenti siano fra loro compatibili. Una volta determinate almeno indicativamente queste caratteristiche si avrà la distribuzione di massa all'interno della fusoliera, che è fondamentale per stabilire le sollecitazioni.

Senza entrare troppo in dettaglio dunque, si riportano sinteticamente i componenti scelti e le caratteristiche di maggiore interesse.

5.1.1 Seeker

Si è scelto il *seeker MISTRAL* prodotto da *Sagem Défense Sécurité*, del gruppo *Safran*. In Tab. 5.1 sono riportati i dati più significativi.

5.1.2 Calcolatore

Si è scelto il calcolatore *NanoPak Small Form Factor Computer* prodotto da *Themis*. In Tab. 5.2 sono riportati i dati più significativi.

Tabella 5.1: Caratteristiche *seeker*

| | | |
|---------------|-----------------------|-----------------------|
| Ingombro | Lunghezza | 350 <i>mm</i> |
| | Diametro | 90 <i>mm</i> |
| | Peso | 2,5 <i>kg</i> |
| Alimentazione | Voltaggio | 22 <i>V</i> |
| | Consumo | 130 <i>W</i> |
| Prestazioni | Temperatura | $-46 \div 71$ °C |
| | Angoli <i>gimbal</i> | > 30 ° |
| | Rateo di inseguimento | 20 °s ⁻¹ |

Tabella 5.2: Caratteristiche calcolatore

| | | |
|---------------|-----------|---------------|
| Ingombro | Lunghezza | 90 <i>mm</i> |
| | Larghezza | 89 <i>mm</i> |
| | Altezza | 21 <i>mm</i> |
| | Peso | 0,2 <i>kg</i> |
| Alimentazione | Consumo | 10,8 <i>W</i> |

5.1.3 Testa in guerra

Il disegno dettagliato del sistema d'arma non è disponibile in quanto *classificato*. Qualitativamente, la densità di materiali energetici tipici è all'incirca 1800 kg/m^3 e $C/M \approx 0,45 \div 0,55$, in cui C è la massa del guscio e M quella del materiale energetico. Da questi valori, a seconda del tipo di *TIG* utilizzato, si possono stimare ingombro e massa; per far ciò, è stata ipotizzata una forma cilindrica. Questa non è rappresentativa della forma reale, ma per la stima di ingombro e determinazione del punto di applicazione dei carichi inerziali è giudicata un'approssimazione sufficiente. Le tre soluzioni più interessanti sono riportate a seguire.

- Singola carica cava: utilizzare una sola carica riduce costo e ingombro, oltre ad essere più semplice; viste le dimensioni ridotte si sceglie una carica cava per aumentare la capacità perforante.
- Carica cava seguita da carica dirompente: questo sistema è più efficace contro corazzature normali, in quanto la seconda carica detona leggermente dopo la prima che consente di oltrepassare la corazzatura.
- Doppia carica cava: la prima ha lo scopo di neutralizzare eventuali contromisure reagenti (come quelle presenti sui più moderni *tank*) e la seconda ha la funzione perforante. Questo sistema è utilizzato per esempio sullo *Spike*.

L'utilizzazione di un sistema con due cariche è più interessante, ma non è fattibile con masse dell'ordine minimo richiesto; si verifica tuttavia che si ha un margine non indifferente sia sul peso che sull'ingombro, è pertanto possibile migliorare il sistema d'arma ed utilizzare una doppia carica. La configurazione più adatta, utilizzata tipicamente su sistemi anti-nave, è quella che prevede una carica cava seguita da una dirompente che detona all'interno del bersaglio, e pertanto è questa quella che verrà utilizzata. Le masse delle due teste in guerra sono rispettivamente $1,8 \text{ kg}$ e $5,2 \text{ kg}$, di cui $1,1 \text{ kg}$ e $3,5 \text{ kg}$ di materiale attivo.

L'adattamento eventuale del missile ad uso anti-carro richiede alcune considerazioni. Come detto infatti i carri pesanti moderni hanno corazze reagenti, in grado di neutralizzare la prima carica; la seconda, dirompente, sarebbe grossomodo inutile se detonasse all'esterno. Tale munizione è di conseguenza adatta solo a corazze leggere, a meno che non si decida lo sviluppo di una seconda variante a doppia carica cava; queste considerazioni in ogni caso sono premature al momento e vengono lasciate ad un'eventuale fase successiva.

Tabella 5.3: Caratteristiche unità inerziale

| | | | |
|---------------|-------------------|---------------|-----------------------|
| Ingombro | Lunghezza | | 27 mm |
| | Larghezza | | 30 mm |
| | Altezza | | 14 mm |
| | Peso | | 10 g |
| Alimentazione | Voltaggio | | 3,3 ÷ 30 V |
| | Consumo (a 5,0 V) | | 800 mW |
| Prestazioni | Temperatura | | -40 ÷ 85 °C |
| | Giroscopi | Misura | 1200 °s ⁻¹ |
| | | Errore | 20 °hr ⁻¹ |
| | Accelerometri | Misura | ±18 g |
| | | Errore | ±0,06 mg |
| | Campionamento | | 10000 Hz |
| Extra | GPS | Sensibilità | -160 dB |
| | | Campionamento | 4 Hz |
| | Pressione | Risoluzione | 2,5 Pa |
| | | Campionamento | 50 Hz |
| Interfaccia | Protocollo | | RS-232/RS-422 |

5.1.4 Unità inerziale e GPS

Si è scelta l'unità inerziale *IG-500N-G6A3P1-O*¹ prodotta da *SBG Systems*. In Tab. 5.3 sono riportati i dati più significativi.

5.1.5 Attuatori

Si sono scelti attuatori *BLS352* prodotti da *Futaba*. In Tab. 5.4 sono riportati i dati più significativi. Come si vede la coppia è troppo bassa per lo scopo richiesto; tuttavia si ha un ampio margine sulla velocità angolare, si aggiungerà dunque un sistema di riduzione per ottenere la coppia richiesta.

¹La sigla *G5A3P1-O* indica i valori di alcune caratteristiche per le quali sono disponibili più opzioni. Esse sono in particolare prestazioni dei giroscopi, degli accelerometri, tipo di protocollo e involucro. Si riportano i dati della configurazione scelta senza soffermarsi a specificare tutte le possibili alternative.

Tabella 5.4: Caratteristiche attuatori

| | | |
|---------------|-----------|------------------------------|
| Ingombro | Lunghezza | 40 <i>mm</i> |
| | Larghezza | 20 <i>mm</i> |
| | Altezza | 37 <i>mm</i> |
| | Peso | 63 <i>g</i> |
| Alimentazione | Voltaggio | 6 <i>V</i> |
| Prestazioni | Velocità | 400 ° <i>s</i> ⁻¹ |
| | Coppia | 1,77 <i>Nm</i> |

5.1.6 Batteria

Dai conti preliminari sulle potenze assorbite da tutti i componenti emerge una potenza massima nominale richiesta di $\sim 280 W$; si fa l'ipotesi, decisamente conservativa, che tale valore sia la potenza continuativa richiesta. Il tempo di volo della missione tipica è all'incirca un minuto, che può aumentare fino a due minuti se si estende la gittata. Considerando tempi di accensione e puntamento (durante i quali però il consumo è ulteriormente ridotto), si stima conservativamente il tempo di accensione necessario in un minimo di 150 *s*. La capacità richiesta è dunque di 42 *kJ*. Tali capacità sono comparabili con quelle di batterie comuni, ma la potenza erogata da queste è inferiore di ordini di grandezza, perché sono pensate per utilizzi prolungati. Sono pertanto possibili due soluzioni: utilizzare un pacco batterie oppure una batteria termica. Se un pacco batterie ha il vantaggio notevole di consentire più cicli di accensione e spegnimento (e, volendo, anche di ricarica), ha lo svantaggio assolutamente non accettabile di avere un peso enormemente maggiore: si utilizzerebbero infatti batterie progettate per una durata dell'ordine delle ore, dunque tipicamente oltre il 95% dell'energia rimarrebbe inutilizzata, ma si trasporterebbe una massa 20 – 50 volte superiore al necessario.

La soluzione adottata pertanto è quella di una batteria termica: tensione e potenza sono adatte alla componentistica scelta e peso e ingombro sono molto contenuti; lo svantaggio significativo è l'impossibilità di interromperne l'utilizzo. Ne consegue che la munizione, una volta accesa l'elettronica per ingaggiare il bersaglio, deve essere utilizzata in questa situazione; se la munizione non viene utilizzata per un qualsiasi motivo, non è immediatamente riutilizzabile, ma è necessario smontarla e cambiare

Tabella 5.5: Caratteristiche batteria

| | | |
|-------------|-------------|------------------|
| | Diametro | 63,5 <i>mm</i> |
| Ingombro | Lunghezza | 106 <i>mm</i> |
| | Peso | 530 <i>g</i> |
| | Voltaggio | 70 <i>V</i> |
| | Corrente | 4,2 <i>A</i> |
| Prestazioni | Potenza | 294 <i>W</i> |
| | Durata | 480 <i>s</i> |
| | Temperatura | $-54 \div 85$ °C |

la batteria. Si noti comunque che per munizioni a medio raggio tipicamente la ricerca dettagliata del bersaglio tramite il *seeker* avviene una volta che il missile ha raggiunto una zona prefissata in cui è stata individuata una minaccia. Non è pertanto generalmente richiesto attivare l'elettronica prima del lancio, se non per un controllo dello stato del sistema.

Si è scelta la batteria *Thermal Batterie 25* prodotta da *Diehl & Eagle Picher*. In Tab. 5.5 sono riportati i dati più significativi. Come si può vedere il requisito sulla potenza è perfettamente soddisfatto; si ha invece un notevole margine di sicurezza sul tempo di accensione. Questo è stato ricercato per ovviare almeno in parte al problema riportato precedentemente circa l'impossibilità di riutilizzare immediatamente la munizione in caso di annullamento del lancio: considerando il tempo di volo massimo di due minuti, ne rimangono almeno² sei per ingaggiare il bersaglio, che è un tempo enormemente superiore a quelli tipici.

5.2 Interfacce e alloggiabilità

Con una verifica preliminare delle interfacce si osserva che i collegamenti necessari non sono tutti già predisposti nei componenti impiegati. Saranno pertanto necessarie alcune schede elettroniche aggiuntive, per avere un numero di porte sufficiente in

²In realtà tale tempo è superiore: anche tralasciando il fatto che il consumo effettivo è minore di quello nominale, la potenza assorbita prima del lancio è anch'essa certamente minore. Una volta quantificata in maniera esatta, sarà possibile estendere il tempo di puntamento in maniera tale da lasciare solo l'energia necessaria al volo.

grado di comunicare con il calcolatore. Tale componentistica non presenta in ogni caso nessuno dei problemi di interesse immediato: è certamente realizzabile, con ingombro e peso trascurabili. Si lascerà comunque dello spazio disponibile per realizzare i collegamenti, e si terrà conto della massa aggiuntiva per realizzarli.

È necessario che il *seeker* sia immediatamente dietro al *nose* e gli attuatori vengano posizionati all'altezza dalle ali (il cui posizionamento dipende dall'aerodinamica); è opportuno che la testa in guerra si trovi nella posizione più avanzata rimanente e l'unità inerziale prossima al baricentro, quindi arretrata. Gli altri componenti possono essere posizionati ovunque in base alle esigenze di spazio. A differenza dei missili tradizionali realizzati a tronconi, questo è un pezzo unico, dunque il fissaggio dei pezzi potrebbe essere estremamente complicato: per semplificarlo e soprattutto rendere possibili agevolmente smontaggi per manutenzione, tutti i componenti vengono fissati ad una piastra, che scorre in due guide apposite a cui viene fissata tramite un sistema di *wedge lock*. Per verificare l'alloggiabilità dei componenti si è utilizzato un software CAD per realizzare una possibile configurazione dell'assemblaggio³; si riporta in Fig.5.1 un disegno degli ingombri.

³Non sono stati rappresentati i collegamenti dell'elettronica, i fissaggi dei vari componenti alla piastra ed il bloccaggio di questa alla fusoliera, in quanto non ne pregiudicano l'alloggiabilità.

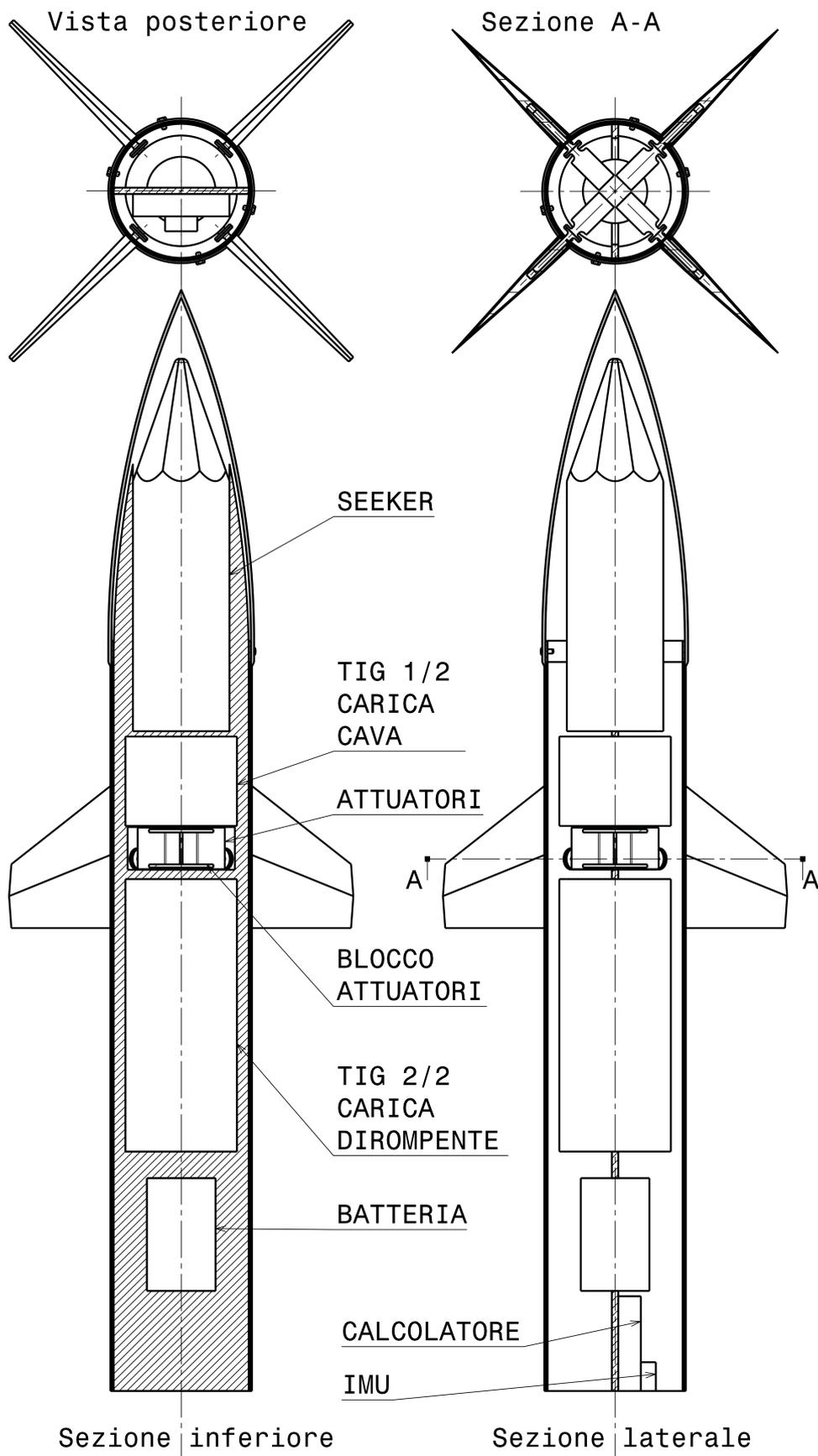


Figura 5.1: Ingombro dei componenti interni alla fusoliera.

Capitolo 6

Analisi termica

Un problema considerevole nell'utilizzo di una struttura in materiale composito è dato dalla minore temperatura operativa che questa può tollerare in confronto a tradizionali soluzioni metalliche. La quantità di calore generato aumenta con la velocità, dunque i requisiti finora stabiliti riguardo alle prestazioni (cioè numero di Mach supersonico per avere un tempo ridotto fra lancio e impatto, ed utilizzo di un *ramjet* senza regolazione della spinta, il che fa aumentare ulteriormente la velocità in alcuni tratti della missione) fanno sì che questo aspetto sia di entità assolutamente non trascurabile. Le cause principali di questo fenomeno sono due, cioè il riscaldamento per compressione diretta del flusso, dominante in prossimità del punto di ristagno, ed il riscaldamento per effetto del rallentamento dovuto alle forze viscosse all'interno dello strato limite, prevalente sulle pareti laterali. Questo aumento di temperatura è deleterio per la struttura; al di là della possibile combustione del materiale a temperatura elevata, le prestazioni diminuiscono molto prima con riduzione di moduli elastici, deformazioni ammissibili e possibile cambio di struttura chimica della resina. È dunque fondamentale per un dimensionamento corretto effettuare una stima del profilo di temperatura durante la missione.

6.1 Modello di scambio termico

Per il calcolo del bilancio termico fra fusoliera e flusso è necessario conoscere la velocità del flusso. In maniera estremamente semplificata lo scambio termico è dominato, in particolare, dalla temperatura che si ha all'interfaccia fra la fusoliera ed il flusso; questa è fortemente dipendente dalla velocità poiché per la condizione di *no slip* alla

parete l'energia cinetica a questa legata è convertita in energia termica. Una stima esatta delle caratteristiche locali del flusso è tuttavia estremamente complessa, in quanto intervengono fenomeni fortemente dissipativi, quali onde d'urto e turbolenza. Si ritiene pertanto che il giusto compromesso fra complessità ed accuratezza delle stime sia dato dall'utilizzo della velocità asintotica per quantificare lo scambio termico. Si noti, in ogni caso, che questa scelta è conservativa.

La prima cosa da determinare dunque è la temperatura all'interfaccia. Nel flusso indisturbato si ha

$$T_0 = T_\infty \left(1 + \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right) \quad (6.1)$$

dipendente dal Mach, noto dal profilo di missione, e dalla temperatura atmosferica, ricavabile dalle tabelle dell'*Atmosfera Standard Internazionale* in base alla quota, nota anch'essa dal profilo di missione. I dati sulle condizioni asintotiche (temperatura, velocità, mach, densità, ecc.) vengono pertanto ricavati dallo stesso codice implementato per calcolare le prestazioni in 3.2.

All'interno dello strato limite tuttavia sono presenti gradienti di temperatura molto elevati a causa dei quali si hanno fenomeni di trasporto; questo fa sì che parte dell'energia termica che si ottiene dal rallentamento del flusso venga trasportata verso la parte più esterna dello strato limite. È dunque possibile definire un fattore di recupero r tale che

$$T_r = T_\infty \left(1 + r \frac{\gamma - 1}{2} M_\infty^2 \right) \quad (6.2)$$

Una stima sufficientemente accurata del fattore di recupero può essere ottenuta semplicemente a partire dal numero di Prandtl e dal tipo di strato limite:

$$\begin{aligned} r &= \sqrt{Pr} && \text{flusso laminare} \\ r &= \sqrt[3]{Pr} && \text{flusso turbolento} \end{aligned} \quad (6.3)$$

La porzione di strato limite laminare si riduce con l'aumentare della velocità, ma anche a velocità basse, relativamente ai valori del profilo di missione, è notevolmente inferiore alla porzione turbolenta. Si assume pertanto che il flusso sia ovunque turbolento.

Determinata la temperatura di parete è necessario quantificare lo scambio termico: esso è senza dubbio dominato dalla convezione, mentre conduzione ed irraggiamento sono trascurabili. L'equazione del bilancio di energia è, con le approssimazioni fatte,

$$m c_p \frac{\delta T_{fus}}{\delta t} = h A (T_r - T_{fus}) \quad (6.4)$$

in cui m è la massa del pezzo, c_p il calore specifico del materiale impiegato, T_{fus} la temperatura del pezzo, A la sua superficie di scambio termico, h il coefficiente di scambio convettivo. Quest'ultimo è determinabile tramite relazioni semiempiriche in base alle caratteristiche del flusso:

$$h = \frac{kNu}{x} \quad (6.5)$$

Il numero di Nusselt viene calcolato attraverso la relazione

$$Nu = 0,0292Re^{0,8}Pr^{\frac{1}{3}} \quad (6.6)$$

in cui

$$Re = \frac{\rho M [1 + 0,5(\gamma - 1)M^2]^{\frac{\gamma+1}{2(\gamma-1)}} \sqrt{\gamma RT_0}}{\mu} x \quad (6.7)$$

$$Pr = \frac{\mu c_p}{k}$$

Conducibilità e viscosità dinamica al variare della temperatura sono caratteristiche fisiche dell'aria e pertanto determinabili da apposite tabelle; conseguentemente anche Pr è tabulato.

Come si può vedere in Eq. 6.5 è presente una dipendenza dalla coordinata x ¹; essa è presente anche in Eq. 6.7. La dipendenza finale per il coefficiente di convezione è dunque $h \propto x^{-0,2}$. Si giudica non necessario un calcolo locale del coefficiente di convezione (coerentemente con l'aver considerato una distribuzione uniforme di velocità), pertanto si calcola un valore di riferimento uniforme

$$x_{ref} = \frac{\int_{x_{in}}^{x_{fin}} x dx}{x_{fin} - x_{in}} = \frac{1}{x_{fin} - x_{in}} \frac{1}{0,8} x^{0,8} \Big|_{x_{in}}^{x_{fin}} \quad (6.8)$$

Si assume conservativamente che il flusso di calore verso parti della struttura diverse dalla fusoliera sia trascurabile; tale stima è evidentemente conservativa, soprattutto a velocità basse, quando questo effetto diventa più significativo². L'approssimazione di conduzione trascurabile fa sì che la caratteristica più desiderabile per il materiale impiegato non sia un'alta conducibilità termica bensì un'elevata capacità termica:

¹Si intende distanza longitudinale dal bordo di attacco; sebbene la notazione non sia coerente con altri capitoli il suo significato è di immediata comprensione; inoltre il suo uso è estremamente limitato, in quanto viene assunto un valore medio.

²Più precisamente diminuisce il calore scambiato per convezione e dunque la conduzione, quantitativamente invariata, assume un peso *relativo* maggiore e non trascurabile.

non avendo cioè la possibilità di smaltire il calore ricevuto, si cerca di ridurre il più possibile l'aumento di temperatura che questo comporta.

A questo punto, dato lo spessore ridotto della fusoliera, potrebbe sembrare legittimo fare l'approssimazione di parete termicamente sottile: questa consiste nell'assumere che il gradiente di temperatura all'interno della sezione sia trascurabile, cioè che ogni quantità di energia termica trasmessa al corpo venga immediatamente redistribuita uniformemente al suo interno. Ovviamente tanto più sottile è la parete, tanto più tale approssimazione è valida, ma bisogna considerare il fatto che la sua validità è determinata non solo dallo spessore ma anche dal rapporto fra la conduzione termica all'interno della sezione ed il rateo di immissione di energia termica (che con le approssimazioni effettuate è dominato dal coefficiente convettivo). Questa caratteristica può essere espressa tramite una grandezza adimensionale, detta *Numero di Biot*: se $Bi \leq 0,1$ l'approssimazione è giustificata. Nel presente caso tuttavia il coefficiente di convezione è per tratti considerevoli della missione estremamente elevato a causa della velocità, pertanto tale condizione risulta quasi sempre insoddisfatta.

Questo da una parte implica che a parità di calore introdotto, essendo questo distribuito disomogeneamente, ci siano picchi di temperatura più elevati negli strati più esterni, che saranno dunque più sollecitati. D'altra parte però questo implica che la differenza di temperatura fra la parete e lo strato adiacente sia minore e di conseguenza si riduce lo scambio termico. Questo effetto fa sì che, per tale modello, sia migliore un materiale con ridotta conducibilità termica, contrariamente a quanto ci si potrebbe aspettare. Si noti infatti che tipicamente le resine per impieghi ad alta temperatura sono create per avere conducibilità termica elevata, questo tuttavia è dovuto al fatto che i ratei di trasmissione del calore, sebbene questo avvenga a temperatura elevata, sono generalmente molto ridotti rispetto a questo particolare caso. Se anche si eliminasse infatti l'approssimazione che si è fatta di conduzione del calore trascurabile da parte della fusoliera ad altre parti, la durata della missione è talmente breve che la quantità ceduta sarebbe secondaria confrontata con quella assorbita. Si ritiene doveroso specificare che la soluzione giudicata più conveniente è quella in cui si minimizza la conduzione termica del composito *solo* per questo modello: questo in quanto ciò è necessario a far sì che almeno gli strati più interni rimangano a temperature accettabili, ma ciò avviene tramite una sorta di "protezione sacrificale" da parte degli strati più esterni. Il danneggiamento degli strati più esterni è di entità inaccettabile: si renderà pertanto necessario l'utilizzo di protezioni termiche, discusso

in 6.2. Resta in ogni caso conveniente un calore specifico elevato. Questa discussione qualitativa verrà evidenziata a seguire sotto forma di profili di temperatura in base ai suddetti parametri.

Rinunciando all'approssimazione di parete termicamente sottile è necessario implementare un modello per il calcolo della temperatura in più punti della sezione. Si assume dunque la sezione come formata da un numero di elementi pari al numero di strati³ impiegati per la realizzazione del pezzo.

Lo scambio fra lo strato più esterno ed il flusso è quantificato dal coefficiente convettivo. Considerando tuttavia un solo strato la sua capacità termica è notevolmente minore rispetto a quella che si avrebbe con l'approssimazione di superficie termicamente sottile. Ne consegue che la sua inerzia termica è molto ridotta, al punto da essere trascurabile: lo strato più esterno segue in maniera quasi istantanea la variazione di temperatura di parete. Si assume conservativamente⁴ che tale uguaglianza sia esatta. Per la conduzione da uno strato all'altro si utilizza un metodo esplicito: ad ogni istante la conduzione fra due strati è data da

$$q_i(t) = q_{i-1 \rightarrow i}(t) = kS \frac{T_{i-1}(t) - T_i(t)}{ds} \quad (6.9)$$

in cui q_i indica dunque il calore che lo strato i -esimo riceve da quello più esterno⁵, k è la conducibilità termica del materiale, S la superficie di contatto e ds lo spessore dello strato (la frazione è dunque la discretizzazione della derivata spaziale della temperatura). La temperatura di uno strato all'istante successivo è calcolata esplicitamente tramite la relazione

$$T_i(t + \Delta t) = T_i(t) + \frac{(q_i(t) - q_{i+1}(t)) \Delta t}{m_i c_p} \quad (6.10)$$

in cui m_i è la massa di uno strato e c_p il calore specifico del materiale in cui è realizzato. Come già detto, tale relazione non è valida per lo strato più esterno, per il quale si è utilizzato il modello di scambio convettivo; non è inoltre considerato un eventuale scambio, conduttivo o convettivo, dallo strato più interno verso altre parti.

³Essendo probabilmente la sezione da realizzarsi tramite *filament winding* è improprio parlare di strati impiegati, è più corretto riferirsi ad essi come strati in cui è stata idealizzata; inoltre si intende la divisione ideale, trattata in 8.1.1, per la quale anche più strati adiacenti con la stessa orientazione vengono considerati separatamente.

⁴Questo è conservativo per l'*immissione* del calore, non lo è se il flusso di calore è dalla fusoliera all'esterno. Si veda anche la nota a fine capitolo riguardo al modello numerico.

⁵L'indice i è assunto crescente verso l'interno.

6.2 Profili di temperatura

Conducibilità termiche tipiche per i materiali impiegati hanno valori nell'intervallo $0,2 \div 4 J/(mK)$ ⁶; si assume come valore di riferimento il minore disponibile fra le soluzioni convenzionali. Per la capacità termica i valori tipici si trovano invece nell'intervallo $1000 \div 2000 J/(kgK)$, di cui si assume il valore massimo. Anche questo intervallo è indicativo, si trovano infatti in commercio materiali con capacità termica significativamente più elevata ($\sim 4200 J/(kgK)$ per fibre di grafite in resina epossidica), ottenuti tramite l'inserimento di *filler* appositi, ma si preferisce considerare, almeno per il momento, soluzioni convenzionali.

Con tali valori il semplice modello precedentemente trattato fornisce⁷ le stime riportate in Fig. 6.1; in Fig. 6.2 è riportato il risultato dell'analisi con l'ipotesi di superficie termicamente sottile. Come si può vedere, con tali valori di conducibilità la discrepanza fra i due modelli è evidente ed inaccettabile. In Fig. 6.1 non si è riportata una legenda a causa dell'elevato numero di strati considerati. In punti neri è rappresentato l'andamento della temperatura totale, le curve colorate invece rappresentano ciascuna uno strato; la disposizione di questi è omessa, ma risulta evidente da semplici considerazioni fisiche: più lo strato è esterno, maggiore è la temperatura che questo raggiunge nella prima⁸ fase del volo.

Come si può vedere la temperatura raggiunta è in ogni caso troppo elevata per i materiali impiegati, è pertanto necessario prevedere l'utilizzo di un rivestimento isolante, come già anticipato. Per effettuare le analisi si utilizzano valori ricavati da *datasheets* di materiali disponibili in commercio; si assume l'utilizzo di *FlamarestTM 1600 BTX*, di *AkzoNobel, Aerospace Coatings*⁹. Le caratteristiche più rilevanti per lo

⁶Sono disponibili anche valori significativamente più elevati, come già detto, ottenuti grazie alle fibre. Tuttavia bisogna considerare il fatto che in direzione normale allo strato l'influenza delle fibre è trascurabile e pertanto non si possono ottenere valori eccessivamente elevati.

⁷Sono stati utilizzati i valori ricavabili dal profilo di missione "standard" fra quelli riportati in 3.2, a titolo di esempio. Una discussione sull'effetto del cambio di tipologia di missione verrà effettuato a seguire.

⁸Gli strati più esterni risentiranno per primi anche di una diminuzione di velocità (dunque di energia cinetica disponibile nel flusso per l'innalzamento termico), dunque si raffredderanno per primi; nell'ultima fase del volo dunque saranno quelli più interni a temperatura maggiore.

⁹Tratto dai *datasheets*: "The basic resin system/intumescent agents were developed for cook-off protection on Navy rocket launchers and the material has undergone extensive environmental testing".

Sempre dai *datasheets* si riporta una brevissima spiegazione qualitativa del funzionamento: "As

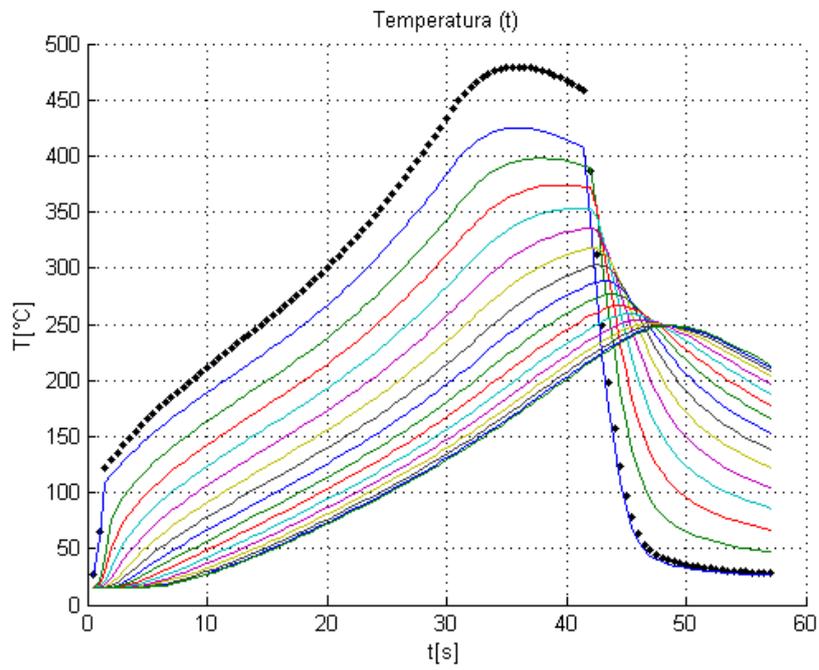


Figura 6.1: Variazione della distribuzione di temperatura nei singoli strati, senza protezione termica.

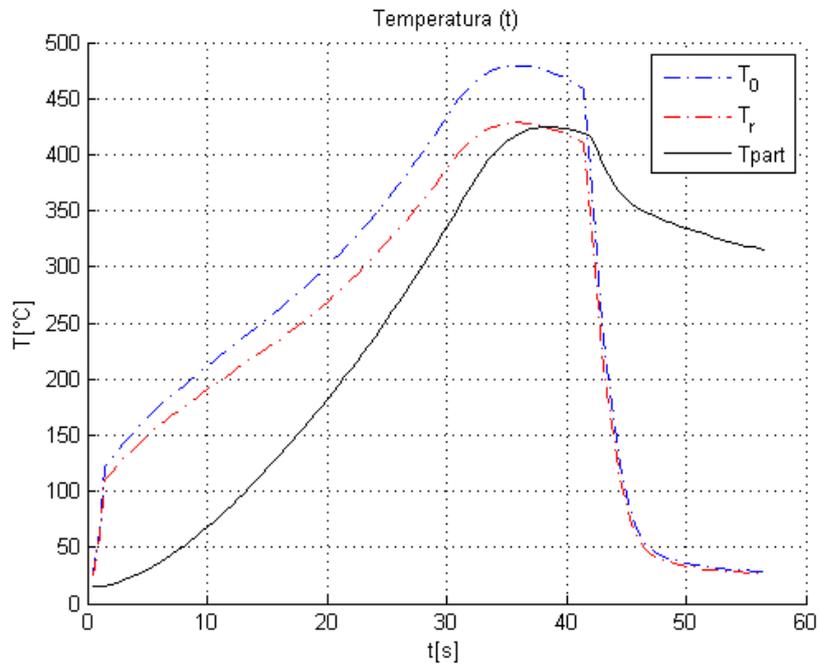


Figura 6.2: Variazione della distribuzione di temperatura nei singoli strati, senza protezione termica; superficie termicamente sottile.

studio in corso sono:

- conducibilità termica $k = 0.20 \frac{BTU/ft^2}{hr(^{\circ}C/ft)} \equiv 0,19 \frac{J}{mK}$
- spessore del film $10 \div 30 \text{ mils} \equiv 254 \div 762 \mu m$
- peso (per un film di spessore $25 \mu m$) 34 g/m^2
- temperatura operativa superiore ai $900^{\circ}C$

Come si può vedere il valore della conducibilità termica non è significativamente minore di quello assunto per il composito nelle analisi senza protezioni termiche. Il suo ruolo principale dunque non è tanto la riduzione del calore trasmesso, quanto quello di “spostare” verso l’interno, dove le temperature raggiunte sono più basse, gli strati di composito strutturale. Il comportamento, con l’impiego di un rivestimento di spessore $750 \mu m$, viene riportato, per i soli strati strutturali, in Fig. 6.3. Il miglioramento come si può vedere immediatamente è notevolmente migliorato.

Si evidenzia come, essendo lo spessore del rivestimento $3/4 \text{ mm}$, questo “sostituisce¹⁰” sei strati strutturali (il cui spessore è $1/8 \text{ mm}$); l’andamento del primo strato di Fig. 6.3 è infatti sufficientemente simile a quello del settimo di Fig. 6.1¹¹.

Il materiale strutturale che verrà utilizzato presenta una conducibilità termica maggiore di quella appena ipotizzata ($0,35 \text{ J/(mK)}$): questo avrà l’effetto di penalizzare gli strati più interni in favore dei più esterni, in pratica avvicinando le curve alla temperatura media (il cui valore aumenta leggermente, coerentemente con il fatto che ridurre la conducibilità equivale a ridurre la resistenza termica e, dunque, consente un maggiore flusso di calore). L’effetto della variazione di conducibilità termica k del

heat or flames contact the Flamarest film, the resin softens when the surface temperature reaches $500^{\circ}F$ ($260^{\circ}C$). As the intumescent char expands toward the heat source, the char structure evolves from a high density film into a low density char. Thousands of air cells in the char act as insulators and keep the substrate cool. As the surface temperature increases to $1650^{\circ}F$ ($899^{\circ}C$), the char absorbs energy from the fire and inhibits its transfer to the substrate. On combustible substrates, surface burning (flame spread) is controlled and retarded by the char and the inert gases released during intumescences. These gases cling to the char surface and reduce the available oxygen supply.”.

¹⁰Come detto, non si tratta realmente di sostituzione, gli strati strutturali sono comunque presenti; semplicemente si trova nella posizione in cui sarebbero altrimenti questi rispetto al profilo di temperatura normale alla superficie.

¹¹In realtà è più simile al nono: questo non deve stupire, in quanto l’utilizzo del rivestimento aumenta la capacità termica dell’oggetto e dunque ne migliora il comportamento.

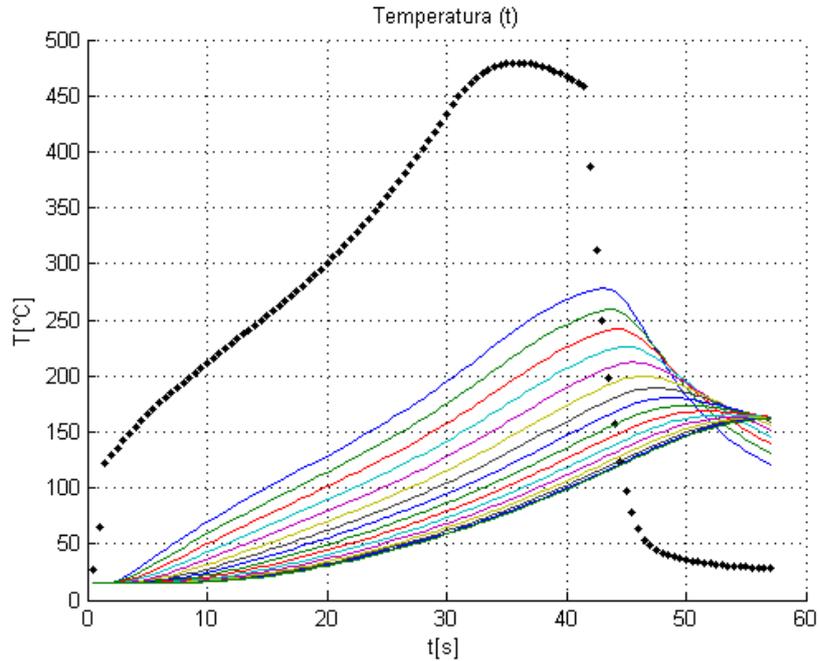


Figura 6.3: Effetto di una protezione termica. Profilo di missione “standard”.

composito viene mostrato nelle Fig. 6.4, 6.5 e 6.6. $T_{g,dry}$ e $T_{g,wet}$ rappresentano la temperatura di transizione vetrosa della resina rispettivamente in stato di conservazione corretto e dopo l’assorbimento di umidità.

Si osserva, come previsto, che la temperatura media aumenta, ma diminuiscono i picchi di temperatura degli strati più esterni (fintanto che la conducibilità non aumenta tanto da causare un aumento eccessivo del flusso termico); quindi in alcuni casi questo può essere addirittura un effetto benefico.

Fissati tali valori si riportano pertanto le distribuzioni per i diversi profili di missione analizzati in 3.2 come riferimenti per le situazioni di impiego possibile, cioè

- Fig. 6.7, gittata pari a quella nominale richiesta in specifica (40 km);
- Fig. 6.8, missione breve (20 km);
- Fig. 6.9, missione lunga (60 km).

L’impiego di protezione termica comporta un aumento di massa (complessivo per i due pezzi)

$$\Delta m = 750 \times 10^{-6} \text{ m} \times \frac{34 \times 10^{-3} \text{ kg/m}^2}{25 \times 10^{-6} \text{ m}} \times S \quad (6.11)$$

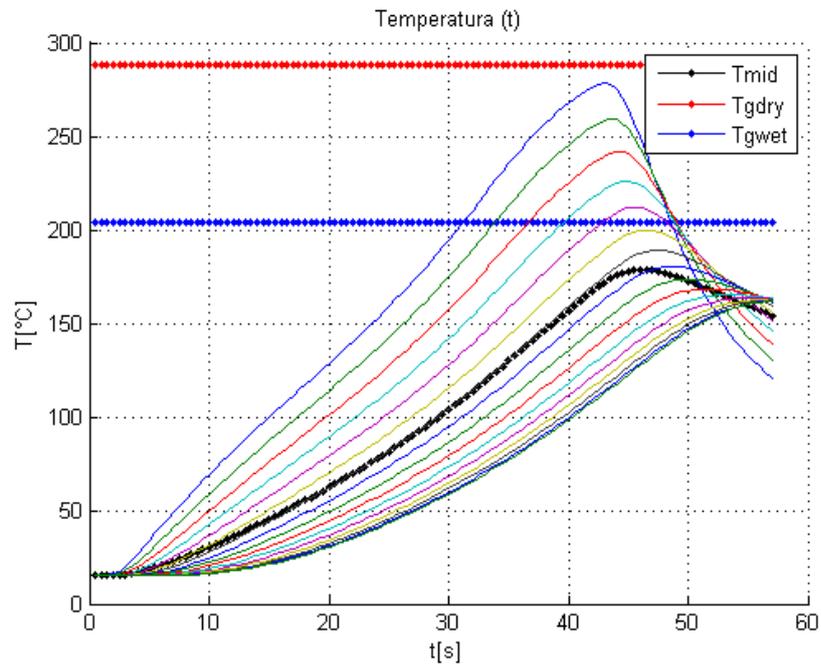


Figura 6.4: Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 0,2 \text{ W}/(\text{mK})$

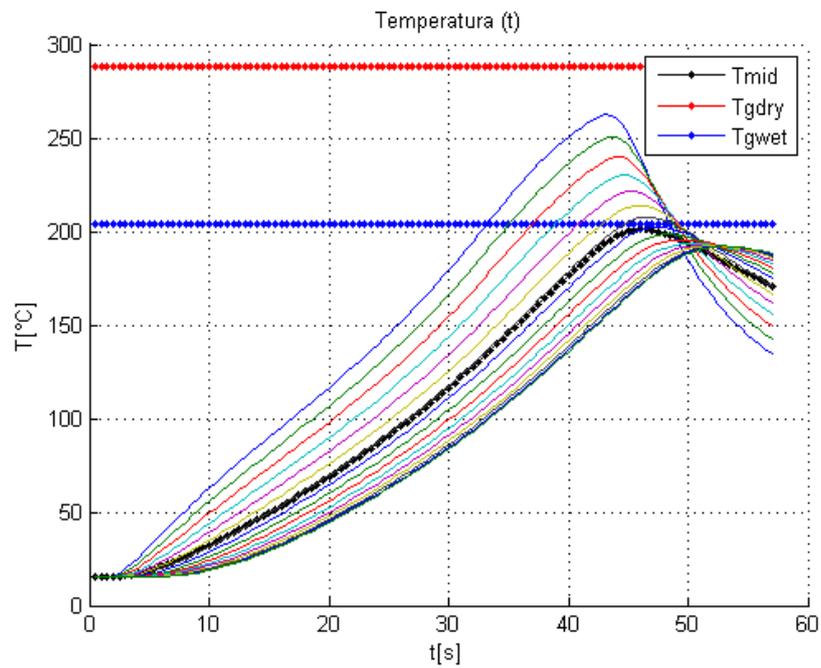


Figura 6.5: Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 0,35 \text{ W}/(\text{mK})$

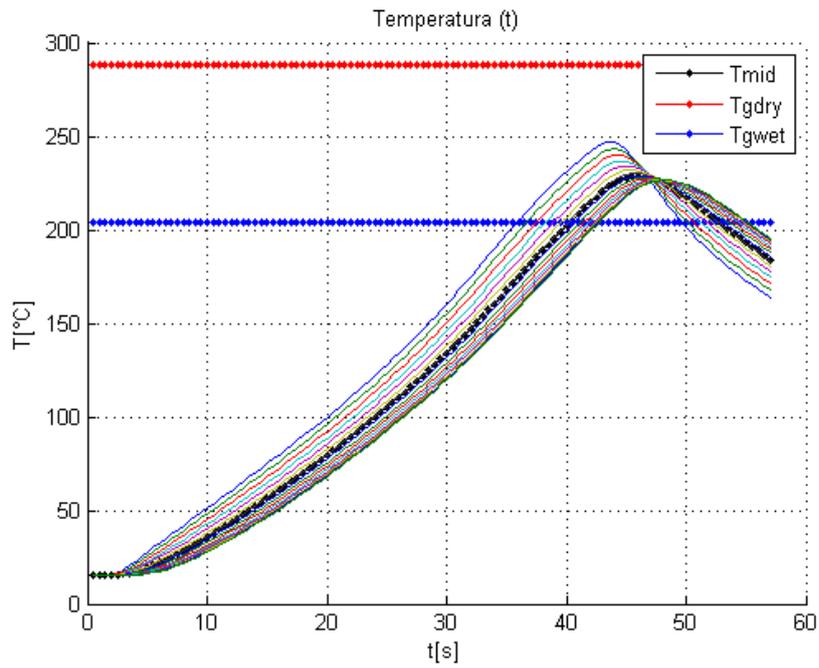


Figura 6.6: Effetto della conducibilità termica, profilo di missione “standard”. $k = 1 \text{ W}/(\text{mK})$

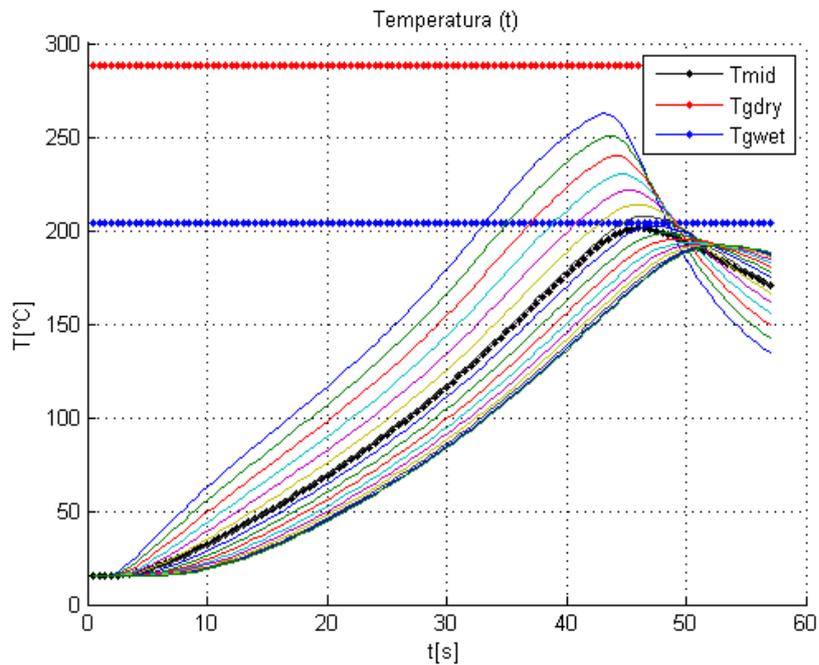


Figura 6.7: Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “standard”.

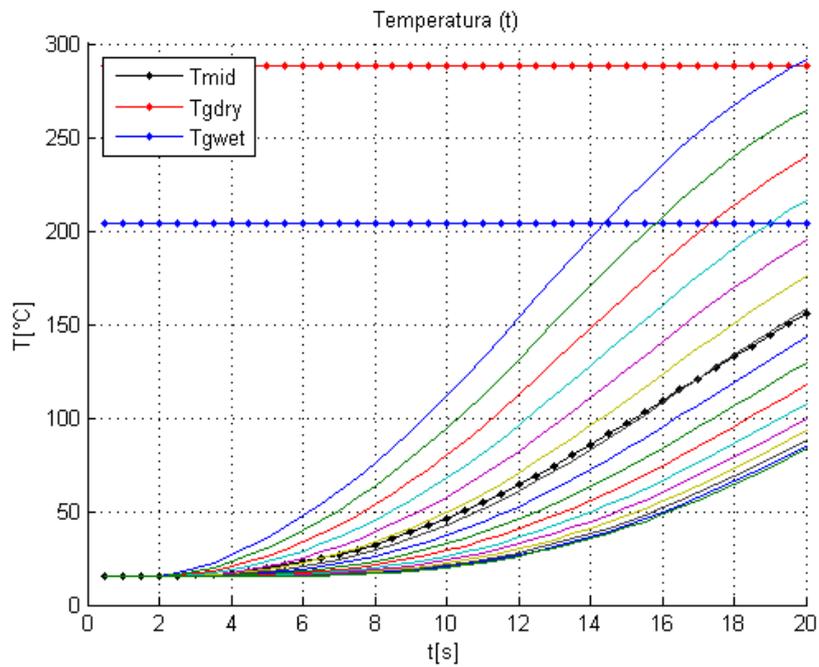


Figura 6.8: Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “short range”.

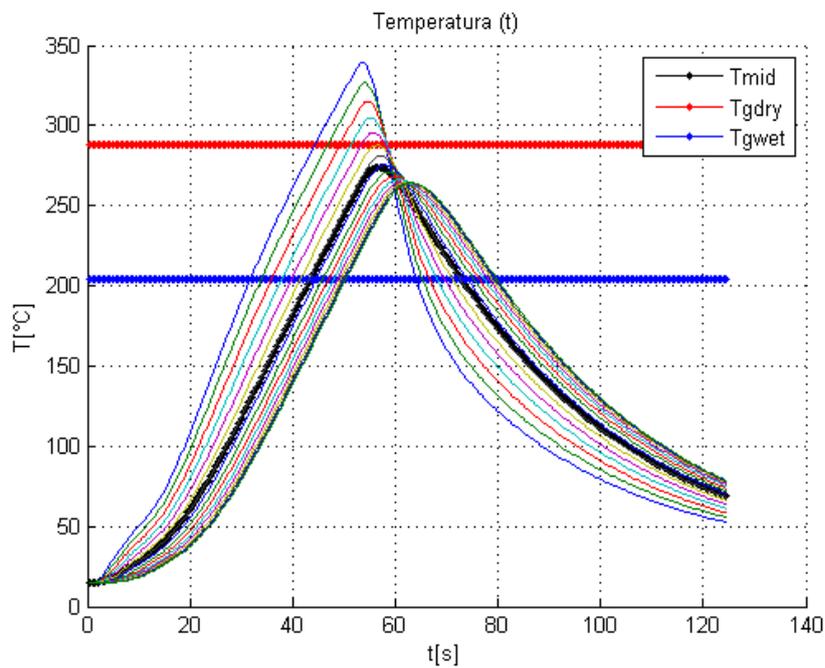


Figura 6.9: Fusoliera: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “long range”.

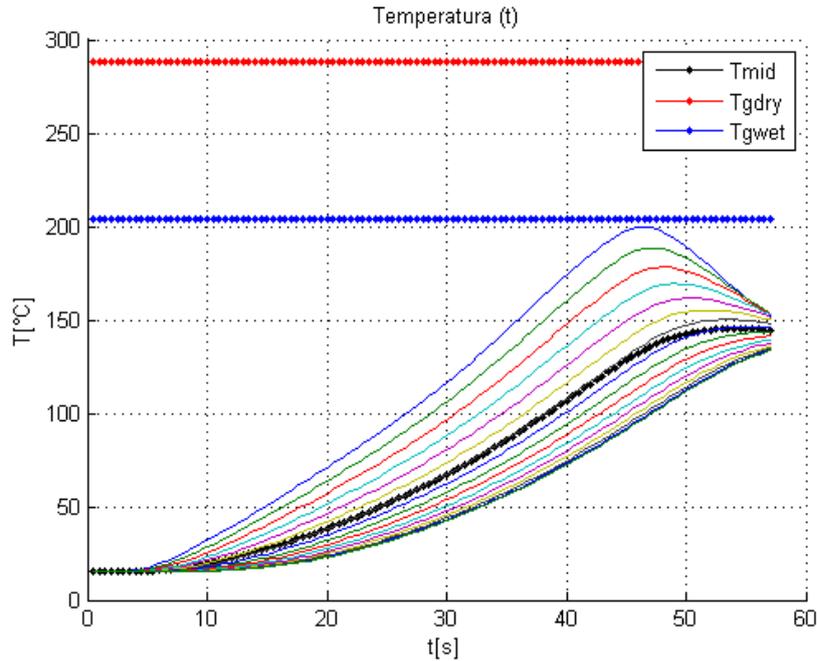


Figura 6.10: Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “standard”.

dove S è la superficie trattata. Essendo $S \simeq 0,271 \text{ m}^2$ per il tratto cilindrico e $S \simeq 0,095 \text{ m}^2$ per l’ogiva si ha

$$\Delta m \simeq 0,375 \text{ kg} \quad (6.12)$$

Le temperature raggiunte dall’ogiva frontale sono più basse: questo sembra in contrasto con la percezione fisica del problema. È naturale pensare che la parte termicamente più sollecitata sia l’ogiva. Anche considerando che lo scambio termico convettivo è leggermente minore, l’energia del flusso è maggiore che nella parte successiva della struttura. L’errore è in parte dovuto proprio al non aver considerato questa riduzione di energia disponibile nella parte successiva (dunque si è conservativamente sovrastimata la temperatura nel tratto cilindrico), ma soprattutto al fatto che la densità del materiale impiegato per l’ogiva è maggiore, mentre il calore specifico è all’incirca uguale. Si riportano gli andamenti nelle Figg. 6.10, 6.11, 6.12.

Osservando il grafico in Fig. 6.9, viene naturale chiedersi se sia il caso di aumentare lo spessore del rivestimento termico: l’effetto di un raddoppio di spessore di quest’ultimo è rappresentato in Fig. 6.13 per la fusoliera con profilo di missione “long range”, in quanto si tratta di quella che presenta le temperature più elevate. Tutta-

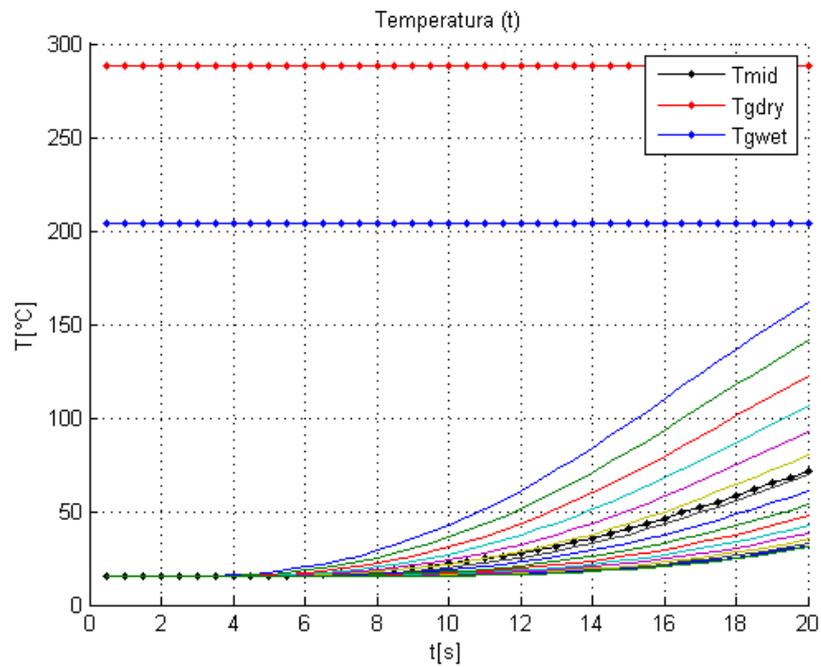


Figura 6.11: Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “short range”.

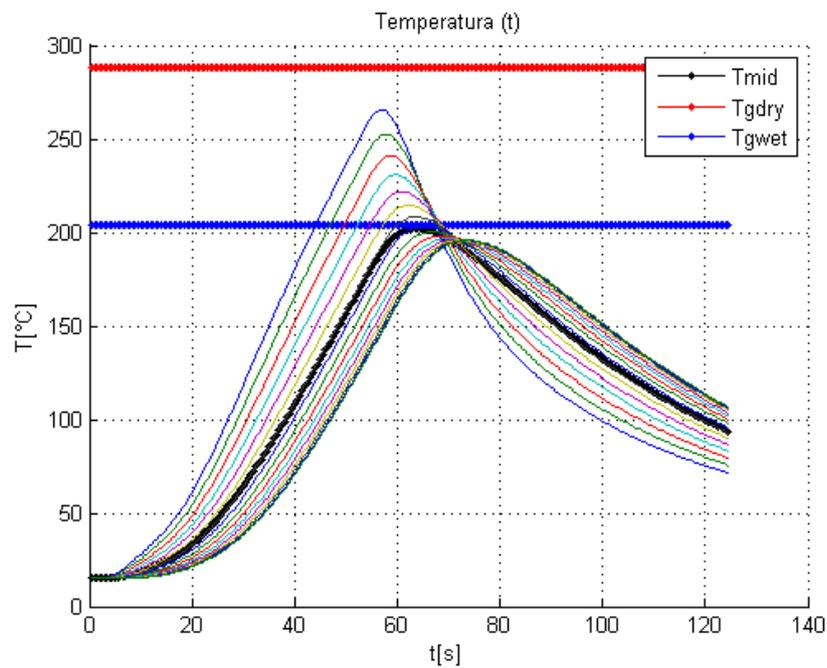


Figura 6.12: Ogiva: distribuzione di temperatura nei singoli strati, con protezione termica. Profilo di missione “long range”.

via si vedrà nel dimensionamento strutturale che è possibile accettare la transizione vetrosa in alcuni strati, e per il profilo nominale, anche nell'ipotesi di assorbimento di umidità, il numero in cui questa avviene è limitato. È giudicato non conveniente l'aumento di peso e costo comportato da un rivestimento più spesso, in virtù dei seguenti fattori:

- esso non è comunque necessario se la munizione è correttamente conservata, protetta dall'assorbimento di umidità e da altri fattori che comportano il degrado delle sue proprietà e la riduzione della sua temperatura di transizione vetrosa;
- la maggiorazione effettuata considerando invariata l'energia del flusso è forte, soprattutto per il tratto cilindrico, anche se è estremamente complesso quantificare l'effetto: onde d'urto, viscosità e altri fenomeni dissipativi comporteranno una riduzione della temperatura di parete e pertanto di quello della struttura;
- si ritiene inaccettabile che l'estensione della gittata operativa *oltre* i limiti richiesti dalla specifica ed in caso di conservazione inadeguata, sebbene sia certamente desiderabile, debba avvenire a discapito delle prestazioni della munizione per il suo scenario operativo previsto.

Si sottolinea inoltre che, in ogni caso, nel *canister* della munizione sarà alloggiato un dispositivo di monitoraggio delle condizioni ambientali: si saprà pertanto, prima del lancio, lo stato del materiale strutturale. Anche in ottica di un utilizzo previsto su tale gittata aumentata, un sistema con più munizioni è pertanto in grado di stabilire se alcune sono state conservate in maniera errata e, conseguentemente, limitarne l'utilizzo a missioni di gittata "standard" o inferiore, per le quali saranno comunque dimensionate, riservando munizioni in corretto stato di conservazione per obiettivi a distanza elevata.

6.2.1 Nota riguardo la presa d'aria

Il cilindro esterno, che ha il compito di indirizzare correttamente il flusso nella presa d'aria, si trova in una situazione differente dai componenti analizzati precedentemente in quanto è bagnato dal flusso sia esternamente sia internamente. Questo implica che il modello in 6.1 non è direttamente applicabile, in quanto si era considerata isolata la parete interna. Sarebbe estremamente banale modificare il codice ed imporre lo

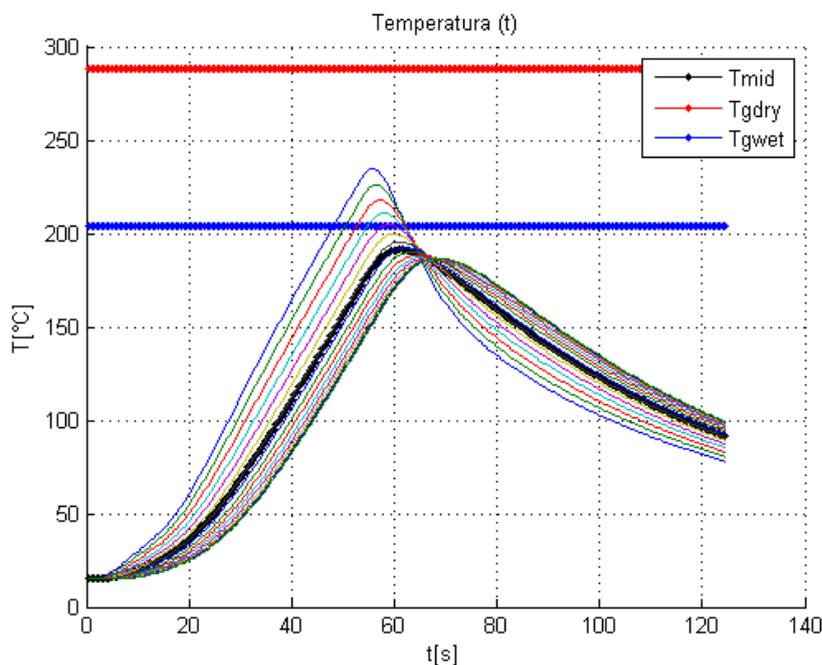


Figura 6.13: Effetto di un aumento di spessore della protezione termica ($1500 \mu m$). Fusoliera, profilo di missione “long range”.

scambio termico su entrambe le facce, ma la sola visione dei risultati ottenuti per ogiva e cilindro interno è sufficiente ad immaginare come la temperatura raggiunta in questo pezzo sarebbe eccessiva. Per evitare che ciò accada, oltre ad essere necessaria la protezione termica sia internamente che esternamente, bisognerebbe anche aumentare lo spessore della sezione resistente, il che comporterebbe maggiore peso e costo, rendendo di fatto vantaggioso considerare una soluzione metallica.

In realtà l'elemento in oggetto non ha funzioni strutturali significative, e pertanto è accettabile una sua riduzione anche forte di proprietà meccaniche (fintanto che le deformazioni conseguenti al carico aerodinamico non pregiudichino la sua funzione). La transizione vetrosa inoltre non è certo un processo istantaneo che avviene appena raggiunta la T_g , ma richiede energia e tempo. Questo finora non è stato considerato, per sicurezza e per complessità, ma lascia supporre che in realtà per un pezzo non strutturale come quello in questione sia possibile accettare temperature anche più elevate di quelle accettate fino ad ora, soprattutto in virtù dei tempi estremamente ridotti della missione. Sebbene esistano modelli teorici per la trattazione della degradazione termica e chimica dei compositi, l'affidabilità di questi è ridotta e la complessità elevata. Non avendo il pezzo funzioni significative, come già detto, e non

portando una significativa riduzione di peso l'adozione della soluzione in composito, si è scelto di lasciare in sospeso la questione, in attesa dei normali test sperimentali da effettuarsi in caso di effettiva realizzazione della munizione.

6.3 Materiali

La temperatura di utilizzo elevata rende necessario l'utilizzo di materiali ad alte prestazioni, in modo da evitare, o quantomeno ridurre, la fortissima diminuzione di proprietà meccaniche tipica delle resine quando oltrepassano la temperatura di transizione vetrosa. Per il tratto cilindrico si utilizzano, come stima delle proprietà meccaniche, i valori tratti dai *datasheets* di *HexPly® F655TM* con fibre di carbonio *IM7(12K)* prodotto da *Hexcel* (con ciclo di *curing* a $450^{\circ}F$ ($232^{\circ}C$)). Per caratteristiche dettagliate si rimanda al *datasheet*; le caratteristiche meccaniche più importanti vengono comunque riportate:

- lunga vita operativa fino a $400^{\circ}F$ ($204^{\circ}C$);
- $T_{g,dry} = 550^{\circ}F$ ($288^{\circ}C$);
- $T_{g,wet} > 400^{\circ}F$ ($204^{\circ}C$);
- $E_{11} = 163,4 \text{ GPa}$;
- $-1181 \text{ MPa} \leq \sigma_{11} \leq 2013 \text{ MPa}$;
- $E_{22} = 7,9 \text{ GPa}$;
- $\varepsilon_{max} = 6215 \mu\varepsilon$;
- $G_{12} = 3,9 \text{ GPa}$;
- frazione volumetrica delle fibre $55 \div 59\%$.

Lo spessore degli strati del laminato riportato nel *datasheet* è variabile fra $0,13 \text{ mm}$ e $0,15 \text{ mm}$; sebbene la tecnologia produttiva sarà *filament winding*, si assume che lo spessore degli strati in cui è stata comunque idealizzata la struttura sia $0,14 \text{ mm}$. Essendo sedici gli strati utilizzati, risulta uno spessore strutturale di $2,24 \text{ mm}$, a cui vanno sommati $0,75 \text{ mm}$ di protezione termica (a cui non viene attribuita alcuna funzione strutturale). Risulta uno spessore totale di 3 mm .

Per il *nose* sono determinanti nella scelta del materiale, più che le proprietà meccaniche, essendo il pezzo poco caricato, le proprietà ottiche, in quanto al suo interno è alloggiato il *seeker*; è comunque necessaria un'elevata resistenza al calore. I *datasheet* della resina selezionata riportano anche la combinazione con fibra di vetro tipo *E* e quarzo; quest'ultimo è quello che presenta le migliori proprietà dielettriche ed è tipicamente utilizzato per i *radomes*. Dunque per l'ogiva si utilizzerà resina *HexPly® F655™* con fibre *Astro Quartz II*, sempre di produzione *Hexcel*.

La densità con fibre di carbonio è all'incirca 1560 kg/m^3 , con fibre di quarzo invece non è direttamente riportata, ma è banalmente ricavabile da quelle di matrice (1250 kg/m^3) e fibre (2170 kg/m^3) (quest'ultima non riportata nel *datasheet* e tratta da [9]) in base alla frazione volumetrica v ($55 \div 59\%$) di queste ultime.

$$\bar{\rho} = \rho_{fiber}v_{fiber} + \rho_{resin}(1 - v_{fiber}) = 1810 \text{ kg/m}^3 \quad (6.13)$$

Come precedentemente evidenziato, questa differenza è la causa della minore temperatura raggiunta nelle simulazioni dall'ogiva. La stessa regola delle frazioni volumetriche viene applicata per determinare il modulo elastico nella direzione delle fibre, ottenendo $E_{11} = 47 \text{ GPa}$; gli altri moduli, dominati dalla matrice, vengono assunti invariati. Il valore del modulo elastico delle fibre di *Astro Quartz II* è stato assunto pari a $72,0 \text{ GPa}$, ricavato da [9]. Capacità termica e conducibilità termica non sono direttamente riportate nel *datasheet* e pertanto sono state stimate sulla base di valori tipici per materiali analoghi.

La diminuzione di proprietà meccaniche della resina fino alla transizione vetrosa è contenuta, dopodiché è molto rapida e crescente, con valori del $70 \div 80\%$, o anche superiori se la temperatura è molto elevata. Le fibre al contrario non presentano variazioni significative di proprietà. Ne consegue che le proprietà dominate dalle fibre (resistenza e modulo elastico in trazione) non varieranno significativamente; quelle dominate dalla matrice (modulo di taglio, resistenza a compressione, modulo elastico trasversale) invece diminuiranno fortemente. Si assumerà durante le analisi strutturali che gli strati i quali hanno sorpassato la $T_{g,wet}$ abbiano proprietà pari al 25% dei valori iniziali, per gli altri si assumerà invece una riduzione cautelativa all'85%.

Gli strati interessati dalla riduzione al 25% sono:

- i sette più esterni per il tratto cilindrico, in base ai risultati in Fig. 6.7;
- nessuno per l'ogiva, in base ai risultati in Fig. 6.10.

Nessuna riduzione viene inoltre considerata per le analisi sulle sollecitazioni al momento del lancio, essendo la munizione ancora a temperatura ambiente. La missione a gittata estesa come detto non viene considerata effettuabile se il missile è stato soggetto ad assorbimento di umidità; nel caso questo non si sia verificato si noti che gli strati che oltrepasseranno la $T_{g,dry}$ sono cinque per il tratto cilindrico e zero per l'ogiva: pertanto se sarà verificato il dimensionamento per la missione "standard" in condizioni di assorbimento di umidità lo sarà anche per la missione estesa in condizioni di conservazione corretta.

NOTA RIGUARDO AL MODELLO NUMERICO

Il modello impiegato è stato utilizzato in virtù della sua semplicità, ma è opportuno prestare attenzione al valore dello step temporale utilizzato. Con valori troppo grossolani di Δt il modello fornisce fluttuazioni anche divergenti della temperatura. Ci si può rendere conto di ciò con un semplice ragionamento meglio che con un'esplicitazione dell'errore (estremamente complessa, in quanto funzione anche della temperatura stessa).

Si prendano in considerazione cinque strati, con $T_{-2} \gtrsim T_{-1} \gtrsim T_0 \gg T_1 \gtrsim T_2$. Il flusso di calore per unità di tempo, precedentemente definito con q , è direttamente dipendente dalla differenza di temperatura, pertanto $q_{-2 \rightarrow -1} \simeq q_{-1 \rightarrow 0} \simeq q_{1 \rightarrow 2} \simeq 0$, ma $q_{0 \rightarrow 1} \gg 0$. Il flusso di calore effettivo nello step temporale, a cui è direttamente proporzionale la variazione di temperatura degli strati, è $Q = q\Delta t$: se Δt è sufficientemente piccolo, anche Q lo sarà, nonostante q possa essere elevato, e le variazioni di temperatura degli strati saranno contenute. Se invece ciò non accade lo strato 0 potrebbe cedere una quantità di calore Q superiore a quella ricevuta, portando alla situazione evidentemente assurda $T_{-1} \gg T_0 \ll T_1$. Allo step successivo vi sarebbe

addirittura un flusso di calore verso lo strato 0 sia dallo strato 1 che dal -1 ; senza dilungarsi a considerare gli step successivi, è evidente come questo porti ad errori inaccettabili (se non addirittura ad una fluttuazione divergente).

Questo avviene perché con tale modello esplicito non si tiene conto delle variazioni di temperatura durante la trasmissione del calore in uno step temporale. Una verifica dell'adeguatezza del valore di Δt può essere effettuata direttamente sui valori di Q o dei ΔT fra uno step e l'altro. Nelle simulazioni oggetto di questo capitolo è stato utilizzato $\Delta t \simeq 0,0023$ s.

Infine si ripete come nel modello di conduzione si sia posta nulla l'inerzia termica dello strato più esterno. Questa scelta è stata effettuata in quanto la capacità termica della protezione termica non è conosciuta con esattezza ma è stata solo stimata in base alle curve circa la backface temperature: un errore anche lieve riguardo a questa cambierebbe l'andamento temporale della temperatura nello strato di protezione e di conseguenza l'energia trasmessa dal flusso alla fusoliera. Porre nulla l'inerzia termica equivale a porre a zero la capacità termica, eliminando il ritardo temporale, quindi è certamente una scelta conservativa quando il calore è trasmesso dal flusso alla struttura, ottenendo una leggera sovrastima del picco di temperatura. Tuttavia questo implica anche uno smaltimento istantaneo del calore dello strato più esterno del rivestimento qualora la temperatura di parete sia inferiore alla sua.

Questo è causa della più rapida diminuzione di temperatura nel modello con parete termicamente spessa rispetto a quello con parete termicamente sottile, insieme al fatto ovviamente che gli strati interni sono più freddi e possono ancora assorbire energia dai più esterni. In ogni caso ciò che è di interesse in questo studio è la temperatura massima raggiunta, e pertanto è stata ritenuta migliore questa scelta di modello che comporta certamente una stima leggermente conservativa.

Capitolo 7

Carichi

Nel presente capitolo si vuole riportare una determinazione dei carichi necessari ad effettuare le simulazioni numeriche sulla struttura, in modo da evitare di calcolarli caso per caso. Tale scelta è dettata dal fatto che alcuni di questi compaiono più volte: sarebbe stato da una parte troppo ripetitivo riportarli ad ogni occorrenza, dall'altra troppo confuso e disordinato inserire rimandi da un capitolo all'altro. Ne consegue però che alcuni di questi siano basati su scelte successive circa il modello (ad esempio simmetrie, condizioni di vincolo, sistema di riferimento, ...).

La divisione è operata in base alle situazioni di carico per il cilindro alloggiante il carico pagante, in quanto questo è certamente il pezzo caricato in maniera più complessa. La condizione di carico dell'ogiva frontale è discussa separatamente durante la trattazione del modello per il nose, essendo indipendente e leggermente più complessa.

7.1 Carichi

Dal software CAD si ricavano i pesi dei componenti strutturali a partire dalla densità dei materiali impiegati. Per i componenti commerciali si ricavano dalle specifiche; per il motore è stata fornita una stima da parte di un possibile produttore. A questo punto si ha la distribuzione di massa complessiva, riportata in Tab. 7.1, e si può stabilire quali siano i carichi inerziali sui componenti strutturali. Si utilizza un sistema di riferimento cartesiano centrato nel centro della sezione terminale della fusoliera,

asse z diretto lungo l'asse del cilindro, asse y normale alla piastra su cui sono fissati i componenti ed opposto alla gravità in assetto orizzontale ed asse x conseguentemente determinato. Sebbene per molti componenti si conosca nel dettaglio la distribuzione di massa, per alcuni di quelli commerciali essa non è nota; pertanto si utilizza un sistema a masse concentrate. I carichi che è necessario che le superfici aerodinamiche forniscano per effettuare le manovre infine dipendono dai momenti di inerzia¹ dell'intera configurazione; le proprietà del missile nel suo complesso sono riportate in Tab. 7.2; il baricentro è quasi esattamente sull'asse (il disallineamento è dell'ordine del decimo di millimetro), pertanto le coordinate x e y vengono omesse. La posizione del baricentro ed i momenti variano durante il volo a causa del consumo di carburante, vengono dunque riportati per alcuni differenti istanti del volo.

Le situazioni che si è ritenuto opportuno analizzare numericamente sono:

- lancio: si ha un'accelerazione considerevole che darà luogo a forti carichi inerziali, infatti tutti i componenti interni al missile devono essere accelerati e la reazione viene trasmessa alla fusoliera;
- manovre² di correzione finale della traiettoria: prendono in considerazione cioè il caso in cui immediatamente prima dell'impatto il bersaglio acceleri improvvisamente. In questa configurazione saranno massimi i carichi inerziali dovuti alla rotazione e quelli aerodinamici dovuti alle superfici³.

Per il cilindro sono state effettuate analisi anche per il caso con due coppie di guide; per esso tuttavia si ometterà l'esplicitazione dei carichi per non creare confusione. Essi rimangono invariati ad eccezione di quelli applicati alle guide, la cui intensità è dimezzata.

I sistemi di riferimento usati per le simulazioni della fusoliera sono cilindrici, data la geometria del pezzo. Le origini coincidono con il centro delle sezioni di incastro

¹I termini incrociati della matrice di inerzia sono assolutamente trascurabili e sono omessi.

²Sebbene i momenti di inerzia rispetto agli assi x e y non siano apprezzabilmente diversi, vi sono alcune differenze fra le manovre di cabrata e virata; oltre all'effetto della gravità, è sostanzialmente diverso il modo in cui il carico viene trasmesso. Vengono dunque considerate entrambe le manovre separatamente.

³Tali carichi sarebbero maggiori qualora di considerasse tale manovra effettuata precedentemente, in quanto sarebbe maggiore la massa del missile; tuttavia non c'è motivo per effettuare una manovra così severa durante il volo, si assume dunque un involuppo di volo limitato a questa situazione.

Tabella 7.1: Distribuzione di massa

| Oggetto | Massa <i>g</i> | x <i>mm</i> | y <i>mm</i> | z <i>mm</i> |
|---------------------|--------------------|----------------|----------------|----------------|
| Motore | $35,4 \times 10^3$ | 0 | 0 | 665 |
| Guscio esterno | 2916 | 0 | 0 | 1033 |
| Guscio interno | 1245 | 0 | 0 | 1771 |
| Ogiva <i>nose</i> | 512 | 0 | 0 | 2277 |
| Anello <i>nose</i> | 43 | 0 | 0 | 2158 |
| Viti <i>nose</i> | 6 | 0 | 0 | 2158 |
| Boccole <i>nose</i> | 3 | 0 | 0 | 2158 |
| Ali posteriori | 501 | 0 | 0 | 202 |
| Ali anteriori | 509 | 0 | 0 | 1963 |
| Perni ali | 36 | 0 | 0 | 1963 |
| Boccole ali | 2 | 0 | 0 | 1963 |
| <i>Seeker</i> | 2500 | 0 | 0 | 2231 |
| Calcolatore | 200 | 0 | 14 | 1514 |
| TIG perforante | 1800 | 0 | 0 | 2043 |
| TIG dirompente | 5200 | 0 | 0 | 1823 |
| Unitè inerziale | 10 | 0 | 31 | 1483 |
| Attuatori | 252 | 0 | 0 | 1979 |
| Batteria | 530 | 0 | 0 | 1617 |
| Piastra e fissaggi | ~ 1000 | ~ 0 | ~ 0 | ~ 1850 |
| Altra elettronica | ~ 500 | ~ 0 | ~ 0 | ~ 1650 |

Tabella 7.2: Baricentro e momenti di inerzia

| Fase | Massa <i>kg</i> | z_g <i>mm</i> | $I_x \simeq I_y$ <i>kg · m²</i> | I_z <i>kg · m²</i> |
|------------------------|--------------------|--------------------|---|------------------------------------|
| Iniziale | ~ 53 | 1001 | 21,99 | 0,23 |
| Avvio <i>sustainer</i> | ~ 43 | 1076 | 19,34 | 0,19 |
| 50% <i>sustainer</i> | $\sim 35,5$ | 1163 | 16,87 | 0,15 |
| Finale | ~ 28 | 1297 | 13,59 | 0,12 |

(per il cilindro si intende con il motore, per l'ogiva con il cilindro) e gli assi z^4 sono diretti lungo l'asse del missile, con il verso positivo rivolto al *nose*. L'origine della coordinata ϑ non è rilevante per l'analisi dei risultati.

Si evidenzia che nella determinazione dei carichi si sono utilizzate le equazioni della statica in forma scalare, in base alla considerazione che direzione e verso di applicazione delle forze sono banalmente intuibili dalla comprensione fisica della condizione di carico. Si è giudicato che una notazione vettoriale formalmente rigorosa avrebbe appesantito eccessivamente la forma di presentazione.

7.1.1 Fase *booster*

Questa configurazione si presenta nei primissimi istanti del volo, durante la quale agiscono:

- Spinta del *booster*
- Resistenza aerodinamica
- Carichi inerziali
- Carichi di manovra

Si fa l'ipotesi che l'effetto della gravità sia trascurabile rispetto all'accelerazione a cui è sottoposto il missile in questa fase. Si trascurano i carichi di manovra, in quanto in questa fase (di durata ridotta a pochi secondi) non vi è necessità di cambiamenti di traiettoria; saranno presenti in ogni caso carichi da manovra perché è necessario mantenere stabile l'oggetto, ma questi sono giudicati trascurabili. Avendo schematizzato il corpo come incastrato, non è necessario inserire l'effetto della spinta. Essa infatti bilancerà l'inerzia del motore e della parte restante: la parte che effettivamente accelera la fusoliera ed i componenti sarà la reazione al vincolo.

Inerzia fusoliera interna

Si è stimato che l'accelerazione del missile sia $37,4 g$ e la densità del materiale strutturale $1560 kg/m^3$. Tuttavia a questa è da aggiungersi la massa della protezione

⁴Con abuso di notazione non si utilizzano indici differenti per gli assi nei diversi sistemi di riferimento giudicandolo comunque non ambiguo (tanto più che gli assi ρ e ϑ coincidono).

termica, pari a $0,277 kg$. Per semplicità si modella il solo materiale strutturale, è pertanto necessario⁵, per tenere conto di questa massa aggiunta, calcolare una densità equivalente. La densità media vale

$$\bar{\rho} = \frac{\rho_{strutt}V_{strutt} + \rho_{term}V_{term}}{V_{strutt} + V_{term}} = 1500 kg/m^3 \quad (7.1)$$

Si sta però considerando uno spessore di $2,24 mm$ anziché $3 mm$, pertanto

$$\rho_{eq} = \bar{\rho} \frac{3}{2,24} = 2000 kg/m^3 \quad (7.2)$$

I carichi che ne derivano sono calcolati automaticamente dal solutore.

Resistenza aerodinamica e inerzia *nose*

La resistenza aerodinamica massima complessiva in questa fase è stata stimata pari a $4000 N$. Si fa l'ipotesi conservativa che essa sia interamente scaricata sul *nose* e da questa al cilindro interno. A questa va ad aggiungersi l'inerzia del *nose* stesso e del sistema di collegamento di questo con il cilindro pari a

$$F_{z,nose}^{booster} = -(0,563 + 0,043 + 0,006 + 0,003) kg \cdot 37,4 \cdot 9,81 m/s^2 = -207 N \quad (7.3)$$

ottenendo

$$F_{z,aero}^{booster} = -4207 N \quad (7.4)$$

Si utilizza una distribuzione lineare: dividendo il carico sulla circonferenza di estremità risulta

$$f_{z,aero}^{booster} = \frac{F_{z,aero}^{booster}}{2\pi r} = \frac{-4207 N}{2\pi \times 0,064 m} = -10467 N/m \quad (7.5)$$

Inerzia componenti interni

È stato stimato che l'insieme di tutta la componentistica alloggiata all'interno del guscio abbia una massa di circa $12 kg$; tale valore viene assunto come valore di lavoro per essere conservativi. Con un'accelerazione di $37,4g$ il carico è approssimativamente

$$F_{z,comp}^{booster} = -12 kg \cdot 37,4 \cdot 9,81 m/s^2 = -4400 N \quad (7.6)$$

⁵Sarebbe possibile considerare effettivamente nella simulazione una massa non strutturale e questo sarebbe il metodo più corretto, ma la differenza fra i due metodi è irrilevante in questo caso.

Questo viene modellato come uniformemente distribuito sulla lunghezza delle due guide, trascurando, conservativamente, che parte di tale carico è trasmessa per appoggio al blocco motore. Inoltre avendo diviso per simmetria⁶ il modello è necessario considerare solo metà di tale valore.

$$f_{z,comp}^{booster} = \frac{F_{z,comp}^{booster}}{2 \times 2l} = \frac{-4400 \text{ N}}{2 \times 2 \times 0,685 \text{ m}} = -1606 \text{ N/m} \quad (7.7)$$

Inerzia ali

Fra i carichi inerziali non è stato considerato quello dovuto alle ali anteriori: questo è dovuto al fatto che il suo effetto è maggiormente concentrato di quello dei componenti vincolati alla piastra, in quanto tramite il perno buona parte di questo verrà trasmesso direttamente alla boccia.

$$F_{z,ala}^{booster} = \frac{-0,505 \text{ kg} \cdot 37,4 \cdot 9,81 \text{ m/s}^2}{4} = \frac{-185 \text{ N}}{4} = -46,3 \text{ N} \quad (7.8)$$

Questo viene dunque modellato come uniformemente distribuito sul bordo del foro, ottenendo

$$f_{z,ali}^{booster} = \frac{-46,3 \text{ N}}{\pi 0,005 \text{ m}} = -2950 \text{ N/m} \quad (7.9)$$

Una discussione più dettagliata di come questo carico venga effettivamente trasmesso alla struttura (effetto leva del perno ed estinzione dell'effetto locale della reazione della piastra) è riportata in 8.1.

7.1.2 Cabrata

Per una rotazione rispetto all'asse x il carico inerziale dei componenti è trasmesso per taglio sulla superficie. L'effetto della gravità viene inserito considerando il carico inerziale come dato dalla somma di accelerazione di gravità e accelerazione massima dovuta alla manovra⁷. Come nel caso della fase di *booster*, la componente di spinta che accelera effettivamente il corpo non deve essere inserita esplicitamente nel modello ma sarà la reazione normale al vincolo.

⁶Si veda il capitolo sulle analisi statiche per la discussione del modello; come già anticipato, si è ritenuto opportuno riportare adesso la determinazione dei carichi per le simulazioni, nonostante alcune scelte di modello siano discusse in seguito.

⁷Questo significa assumere assetto orizzontale al momento della manovra; questo non è garantito, si noti tuttavia che questa è una condizione peggiorativa, in quanto in caso di assetto differente l'effetto della gravità è minore.

Resistenza aerodinamica

Il carico maggiore che si è verificato nello studio di fattibilità è $9500 N$, nel caso per avere energia elevata all'impatto; questa richiesta è sicuramente quella che rende maggiore questo carico (richiedendo alta velocità a bassa quota). È comunque da notarsi il fatto che quel valore è stato ottenuto riducendo il tempo di combustione; non avendo però fissato definitivamente il profilo di missione si ipotizza che il tempo di combustione possa effettivamente assumere valori ridotti, e si considera dunque questo valore. Si ipotizza che il carico sia interamente applicato al *nose* (che dunque scarica sulla fusoliera). Ipotizzando una distribuzione uniforme sulla circonferenza di estremità s ottiene

$$f_{z,aero}^{cabrata} = \frac{F_{z,aero}^{cabrata}}{2\pi r} = \frac{-9500 N}{2\pi \times 0,064 m} = -23640 N/m \quad (7.10)$$

Carichi inerziali dovuti all'accelerazione angolare

L'accelerazione massima a cui può essere sottoposto il missile è stata determinata in 1.2 e vale $0,25/s^2$. Ogni elemento subisce un'accelerazione $a_i = \alpha r_i$, dunque scarica sulla fusoliera una forza $F_{y,\alpha,i} = m_i[\alpha(z_i - z_g) + g]$, dove si è posto $r_i \simeq z_i - z_g$, in quanto il decentramento dei componenti è trascurabile, come si vede da Tab. 7.1. Si ipotizza che la reazione della fusoliera sia uniforme, pertanto

$$f_{y,\alpha,comp}^{cabrata} = \frac{\sum_{comp,i} F_{y,\alpha,i}}{2l} = \frac{\sum_{comp,i} \{m_i [\alpha(z_i - z_g) + g]\}}{2l} = 91,8 N/m \quad (7.11)$$

Bisogna inoltre considerare i componenti che scaricano direttamente all'estremità della fusoliera, cioè il *nose* ed il suo sistema di fissaggio: si fa l'ipotesi che la componente y della reazione all'estremo del cilindro sia uniforme, ottenendo

$$f_{y,\alpha,nose}^{cabrata} = \frac{\sum_{nose,i} F_{y,\alpha,i}}{2\pi r} = 11,4 N/m \quad (7.12)$$

Si lasciano indicate in y in quanto in questa direzione sono concordi: se si utilizzasse ρ sarebbero invece opposte, senza contare che nel caso con due coppie di guide utilizzando y sono tutte concordi, mentre nel sistema cilindrico sarebbero due lungo ρ , discordi, e due lungo ϑ , anch'esse discordi.

Inoltre è presente la componente data dal peso proprio della fusoliera, calcolata direttamente durante la simulazione a partire dalla geometria e dalle caratteristiche del materiale.

Carichi inerziali dovuti alla velocità angolare

Per comodità di modello per la simulazione si calcolano separatamente la componente y e la componente z delle forze inerziali.

La componente trasversale per ciascun elemento vale $F_{y,\omega,i} = m_i(\omega^2 R)$ dove R è il raggio di curvatura della traiettoria, pari a $R = v/\omega$, dunque $F_{y,\omega,i} = m_i\omega v$; si assume che la reazione delle guide sia costante, da cui

$$f_{y,\omega,comp}^{cabrata} = \frac{\sum_{comp,i} F_{y,\omega,i}}{2l} = \frac{\sum_{comp,i} (m_i\omega v)}{2l} \quad (7.13)$$

La velocità angolare massima è stata determinata in 1.2 e vale $0,25/s$, e la velocità massima raggiungibile è all'incirca $1250 m/s$. Si noti tuttavia che tali valori massimi non si verificano mai in concomitanza l'uno con l'altro: come si vede da Eq. 1.1 l'accelerazione angolare richiesta in manovra è inversamente proporzionale alla velocità a cui ci si avvicina al bersaglio. Si ha cioè

$$\ddot{\theta} = \frac{6x}{vt^3} \quad (7.14)$$

in cui $x = 5 m$ e $t = 1 s$ (cfr. 1.2). Essendo banalmente $\omega(t) = \dot{\theta}t$, si ha

$$v\omega = v\dot{\theta}t|_{t=1s} = v\frac{30m}{v s^2} = 30 m/s^2 \quad (7.15)$$

Si ha pertanto un carico trasversale sulle guide

$$f_{y,\omega,comp}^{cabrata} = 262,7 N/m \quad (7.16)$$

La componente longitudinale vale $F_{z,\omega,i} = m_i[\omega^2(z_i - z_g)]$ e si assume nuovamente che sia distribuita costantemente lungo le guide, dunque

$$f_{z,\omega,comp}^{cabrata} = \frac{\sum_{i,comp} F_{z,\omega,i}}{2l} = \frac{\sum_{comp,i} \{m_i [\omega^2(z_i - z_g)]\}}{2l} = 0,5 N/m \quad (7.17)$$

Come per l'accelerazione angolare bisogna considerare i componenti del sistema *nose*; anche per essi si fa l'ipotesi che le componenti y e z della reazione all'estremo del cilindro siano uniformi, ottenendo

$$f_{y,\omega,nose}^{cabrata} = \frac{\sum F_{y,\omega,i}}{2\pi r} = \frac{nose,i}{2\pi r} = 33,9 N/m \quad (7.18)$$

$$f_{z,\omega,nose}^{cabrata} = \frac{\sum_{nose,i} F_{z,\omega,i}}{2\pi r} = 0,1 N/m \quad (7.19)$$

Si è utilizzato y e non ρ per gli stessi motivi riportati in 7.1.2. Allo stesso modo la componente data dal peso proprio della fusoliera è calcolata direttamente durante la simulazione a partire dalla geometria e dalle caratteristiche del materiale.

Carichi dovuti alle superfici aerodinamiche

Per calcolare le forze aerodinamiche necessarie si impone che la risultante uguagli la forza centripeta, pari a $mv\omega$; bisogna osservare che il valore di m non è determinato e dipende dal momento dell'impatto. La condizione di disegno ideale sarebbe esaurimento del combustibile al momento dell'impatto, per tenere conto tuttavia della possibilità di attaccare un bersaglio vicino si considera conservativamente una massa residua di $m = 43 kg$, pari cioè a quella di avvio *sustainer*⁸. La risultante della forza è assunta pari a $1290 N$. Questa è ripartita in maniera tale che il momento risultante rispetto al baricentro dia l'accelerazione angolare richiesta; si ottiene $F_{ali} = 675 N$.

Questo carico è considerevolmente maggiore dei carichi inerziali dovuti agli altri componenti, l'approssimazione di distribuirlo sull'intera lunghezza della guida darebbe pertanto luogo ad errori inaccettabili; si modella dunque come applicato ai fori di interesse. Essendo la configurazione a "×" ogni ala fornisce un quarto della risultante, che però rappresenta solo parte della portanza: questa si ottiene moltiplicando il valore precedente per il coseno dell'angolo, pari a $\sqrt{2}$. Ne consegue una portanza richiesta a ciascuna ala di $F_{ala}^{cabrata} = 239 N$. Questa, per le simulazioni del tratto cilindrico, è distribuita su metà del bordo del foro, ottenendo un carico distribuito

$$|f_{ala}^{cabrata}| = \frac{|F_{ala}^{cabrata}|}{\pi r} = 83079 N/m \quad (7.20)$$

Per la simulazione della giunzione è stato invece modellato come carico di taglio sulla faccia di estremità del perno, ottenendo

$$\tau = \frac{F_{ala}}{S_{perno}} = \frac{239 N}{9\pi 10^{-6} m^2} = 8,46 \cdot 10^6 Pa \quad (7.21)$$

⁸Oltre ad aver assunto, come già detto, una massa all'impatto superiore a quella che si avrebbe alla distanza minima di utilizzo della munizione, in tali condizioni la velocità non potrebbe ancora aver raggiunto il valore massimo; affinché ciò sia possibile, indipendentemente dalla distanza dell'obiettivo, una parte del carburante dovrebbe essere già stata utilizzata.

Si noti che non si è utilizzato un pedice per denotare la direzione di applicazione del carico. Essa infatti dipende dalla condizione di carico (è diversa in cabrata ed in virata); inoltre non è la medesima per tutte le ali. Si è indicato pertanto in maniera generale il modulo. Per la fusoliera esso sarà applicato in direzione ϑ , ma il verso non viene qui specificato per i precedenti motivi, rimandando alla comprensione fisica della situazione di carico.

Si trascura la torsione trasmessa agli attuatori.

Si osservi come tale schematizzazione sia *localmente* inaccurata, in quanto il carico trasmesso al perno viene bilanciato non solo dalla reazione della boccola, bensì anche da una forza ed un momento all'incastro con l'attuatore (scaricati poi sulla piastra). Ne consegue che nelle analisi globali tale approssimazione darà luogo a condizioni locali differenti, anche se l'effetto complessivo sarà lo stesso a distanza sufficiente dal foro. Non si complicherà il modello dell'intero guscio, essendo il suo scopo quello di analizzare il comportamento complessivo, in quanto per motivi che saranno discussi in seguito (cfr. 8) è già necessario effettuare un'analisi locale nell'intorno della boccola. In essa è modellata in maniera più accurata l'interazione fra i vari componenti del sistema di movimentazione della superficie alare.

7.1.3 Virata

Questa configurazione è perfettamente analoga alla 7.1.2, salvo le seguenti considerazioni:

- si trascura l'effetto della gravità, in quanto gli angoli di rollio saranno ridotti;
- avendo cambiato asse di rotazione, momenti di inerzia e distanze sono formalmente differenti; tuttavia le differenze non sono apprezzabili, pertanto i carichi sono i medesimi;
- il carico è trasmesso normalmente alla superficie anziché tangenzialmente: questa è la differenza sostanziale fra i due casi.

Capitolo 8

Dimensionamento giunzioni

Prima di poter effettuare le analisi sulla struttura è necessario effettuare il dimensionamento degli organi di collegamento. Il comportamento di alcuni di questi influenza moltissimo le sollecitazioni a cui è sottoposta la fusoliera, in quanto nel loro intorno sono presenti concentrazioni di tensioni ed inoltre sono le aree in cui sono applicati i carichi maggiori. Tenere conto di questi effetti durante le analisi della struttura comporterebbe costi computazionali eccessivamente elevati, e non cambierebbe significativamente il comportamento globale di questa; d'altro canto non è possibile trascurarli in quanto il materiale composito in cui si ha intenzione di fabbricare la struttura non presenta possibilità di plasticizzazione e dunque tali effetti avrebbero conseguenze catastrofiche se non dimensionati accuratamente.

8.1 Giunzione ali anteriori

La concentrazione di maggiore interesse è l'applicazione del carico aerodinamico dato dalle superfici ai fori in 7.1.2, riportato in Fig. 8.1: esso è stato schematizzato come uniformemente distribuito su metà del foro, ed è prevedibile che nei punti A e B si avranno forti concentrazioni di tensione. Tuttavia questa non è la reale modalità di applicazione del carico, il quale è trasmesso ad una boccia metallica, integrata nella struttura. Tale boccia, sottoposta al carico, nei punti di concentrazione arriverà a snervamento, redistribuendo il carico nella zona circostante.

Un metodo di dimensionamento molto semplice per le bocce prevede di calcolare l'allungamento a snervamento delle bocce ed imporlo per congruenza come valore massimo nei punti di contatto a posteriori; tale valore deve ovviamente essere inferiore

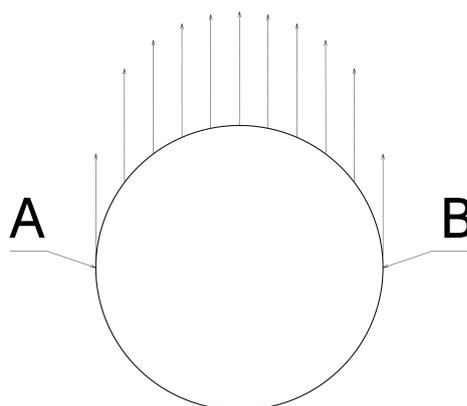


Figura 8.1: Esempio di discontinuità.

Tabella 8.1: Deformazione a snervamento, materiali metallici.

| Lega | σ_y <i>MPa</i> | E <i>GPa</i> | ε_y $\mu\varepsilon$ |
|-----------|--------------------------|-------------------|-------------------------------------|
| 2024-O | 75,8 | 76,1 | 996 |
| 2024-T6 | 345 | 72,4 | 4765 |
| 7075-O | 103 | 71,7 | 1437 |
| 7075-T6 | 503 | 71,7 | 7074 |
| Ti-6Al-4V | 880 | 113,8 | 7732 |

a quello massimo accettabile del composito, altrimenti la sua funzione viene meno. I valori di deformazione a snervamento per alcuni materiali vengono ricavati a partire dalla tensione di snervamento e dal modulo elastico¹ semplicemente come $\varepsilon_y = \sigma_y/E$; si noti che si è considerato uno stato monoassiale, ma tali valori hanno il solo scopo di un confronto qualitativo. Essi sono riportati in Tab. 8.1, dove:

- σ_y è la tensione di snervamento
- E è il modulo elastico
- ε_y è la deformazione a snervamento.

Come riferimento per la fusoliera si utilizza il valore $6215 \mu\varepsilon$ tratto dal *datasheet* del materiale. Si utilizza un margine di sicurezza del 100%, accettando pertanto

¹Valori tratti da *ASM, Aerospace Specification Metals*.

deformazioni fino a $3100 \mu\varepsilon$. Ne consegue che è necessario utilizzare boccole in lega di alluminio allo stato ricotto 7075-O altrimenti la loro deformazione a snervamento sarebbe comunque superiore a quella accettabile dalla fusoliera, che dunque cederebbe.

Per evitare una completa plasticizzazione sarebbe necessaria una sezione A della boccola

$$A \geq \frac{F_{ala}/2}{\sigma_y} = \frac{120 N}{103 N/mm^2} \simeq 1,2 mm^2 \quad (8.1)$$

che con uno spessore di $3 mm$ corrisponde ad una larghezza di appena $0,4 mm$. Si noti però che la plasticizzazione della boccola garantisce che la deformazione *tangenziale* sia inferiore ai limiti richiesti; non pone invece alcun vincolo alla deformazione radiale. È inoltre opportuno verificare che la flessione del perno non sia eccessiva, considerato l'allungamento; inoltre come osservato durante la determinazione dei carichi il sistema di reazioni è più complesso, in particolare il perno si comporta come una leva, causando una forza sulla boccola che è differente da quella aerodinamica. Se si trascurasse il momento flettente agente sulla sezione di incastro, la forza sarebbe banalmente aumentata di un rapporto pari alla lunghezza del perno fratto la distanza fra incastro e boccola, che è all'incirca un ordine di grandezza; se invece il materiale del perno fosse estremamente rigido, si avrebbe un effetto di scarico sulla boccola (si è scelto apposta un materiale più rigido): questo rende un'idea dell'errore a cui si potrebbe andare incontro con un modello così semplificato². Per tutte queste ragioni si è deciso di effettuare un'analisi numerica della giunzione, comprensiva di perno, boccola e parte della struttura, per valutare in maniera più dettagliata il suo comportamento plastico.

²Si ritiene doverosa una precisazione al riguardo: tale errore è un effetto *locale*. Se l'effetto della leva è ad esempio quello di aumentare il carico sulla boccola, questo implica che alla base del perno vi sia una reazione da parte della piastra (a cui è vincolato tramite l'attuatore) di segno opposto, che si scarica a sua volta sulla fusoliera tramite le guide. Per l'equilibrio del perno tali effetti devono ovviamente compensarsi, pertanto l'effetto globale è lo stesso a distanza sufficiente. Questo è il motivo per cui nella determinazione del carico trasmesso dalle ali alla fusoliera per le simulazioni del cilindro non si è considerato tale effetto.

8.1.1 Simulazione numerica

Modello

Essendo interessati ad un'analisi localizzata si trascura la curvatura della fusoliera, rappresentando la boccola come incastrata ad una piastra piana di spessore 3 mm ; tuttavia lo spessore strutturale è pari a $2,24\text{ mm}$; al rivestimento termico non si associa, cautelativamente, nessuna proprietà meccanica. Inoltre, si ricorda, gli strati più esterni hanno proprietà fortemente ridotte a causa della degradazione termica; si è anche applicata una riduzione cautelativa a tutti gli altri strati, come discusso in 6.3. La piastra è quadrata ed incastrata lungo il perimetro; i lati si assumono pari a dieci volte il diametro del foro per ridurre sufficientemente gli effetti dovuti alle tensioni indotte dal vincolo. È però importante sottolineare che comunque ciò non significa che gli stati di tensione e deformazione nella piastra, salvo in immediata prossimità del foro, siano rappresentativi dei corrispettivi reali nella fusoliera. Si ribadisce infatti che si è interessati, per quanto riguarda la piastra, solamente alle deformazioni prossime al perimetro del foro. La sezione della boccola è $2\text{ mm} \times 3\text{ mm}^3$, con diametro interno 6 mm .

Per quanto riguarda il perno, di diametro 6 mm , si effettua l'approssimazione di modellarlo come incastrato alla base; questo è ovviamente non rigoroso, in quanto l'attuatore avrà una certa cedevolezza; tale caratteristica non è però modellabile con i dati di cui si è in possesso ed in ogni caso è giudicata di entità tale da non pregiudicare il dimensionamento effettuato. Il carico trasmesso dalla superficie alare è conservativamente applicato come taglio all'estremità libera del perno. Si trascura infine la torsione, in quanto ha un effetto non significativo sulle grandezze che si ha intenzione di stimare.

Come detto, le boccole saranno in 7075-O; per il perno si utilizza la lega Ti-6Al-4V; per la piastra si utilizzano resina e fibre riportate in 6.3. Per le proprietà e le loro riduzioni dovute all'elevata temperatura, si veda 6.3.

I casi analizzati sono i seguenti⁴:

³Non si è utilizzato il valore stimato necessario di $0,4\text{ mm}$, oltre che per evidenti ragioni costruttive, per i motivi precedentemente esposti; in particolare l'effetto di leva del perno e lo stato di compressione radiale.

⁴Si utilizza per identificare la sequenza di impilamento degli strati la comune convenzione compatta seguente: fra parentesi quadre sono indicati gli angoli in gradi degli strati unidirezionali rispetto alla direzione di riferimento; i pedici indicano il numero di strati con quell'orientamento presenti. Il pedice s a margine della parentesi quadra indica la simmetria del composito rispetto alla linea media,

- $[0_8]_s$
- $[90_2, 0_6]_s$
- $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$

È molto importante sottolineare come la direzione di riferimento adottata per le sequenze di impilamento sia la direzione longitudinale della fusoliera: questa scelta è stata fatta per mantenere la coerenza di notazione con le analisi sulla fusoliera nel suo complesso. Si noti però che questo implica che la direzione di applicazione del carico sia quella delle fibre a 90° . Sebbene questo possa causare minore immediatezza nella lettura dei risultati in questa sezione si è ritenuto che l'utilizzo di una differente notazione per analisi locali e globali avrebbe causato ancora più confusione.

Come era stato discusso durante la scelta della configurazione, la configurazione “×” ha il vantaggio rispetto alla “+” di ridurre la portanza massima che è necessario che ciascuna ala fornisca: questo comporta dunque sollecitazioni minori (per la giunzione; complessivamente è svantaggioso). Se si utilizzasse la seconda soluzione, il carico sarebbe maggiore del 41% (sulle due ali caricate; sarebbe nullo invece sulle altre due); si è ritenuto interessante il confronto anche per tale possibile configurazione.

Risultati in manovra

Lo strato più deformato è in tutti i casi quello più esterno (non considerando la protezione termica); prevedibilmente la deformazione critica è quella nella direzione di applicazione del carico (direzione ϑ nel sistema di riferimento della fusoliera). Si riporta pertanto un confronto fra i risultati per le differenti configurazioni in Fig. 8.2.

La configurazione unidirezionale non è verificata: questo è prevedibile perché la direzione di applicazione del carico è ortogonale alle fibre. Le soluzioni $[90_2, 0_6]_s$ e $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ risultano entrambe verificate, con un comportamento simile. La soluzione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ risulterebbe invece non verificata se si fosse utilizzata una configurazione a croce per le ali, essendo il carico maggiore del 41%. Si avrebbero inoltre una maggiore flessione del perno, con uno spostamento di estremità di

cioè gli strati in parentesi sono ripetuti in ordine inverso. Nel caso siano presenti consecutivamente strati ad angoli opposti si compatta ulteriormente la notazione indicandoli una volta sola preceduti dal simbolo \pm o \mp ; in questo caso il numero di strati indicato dal pedice è riferito singolarmente ai due angoli.

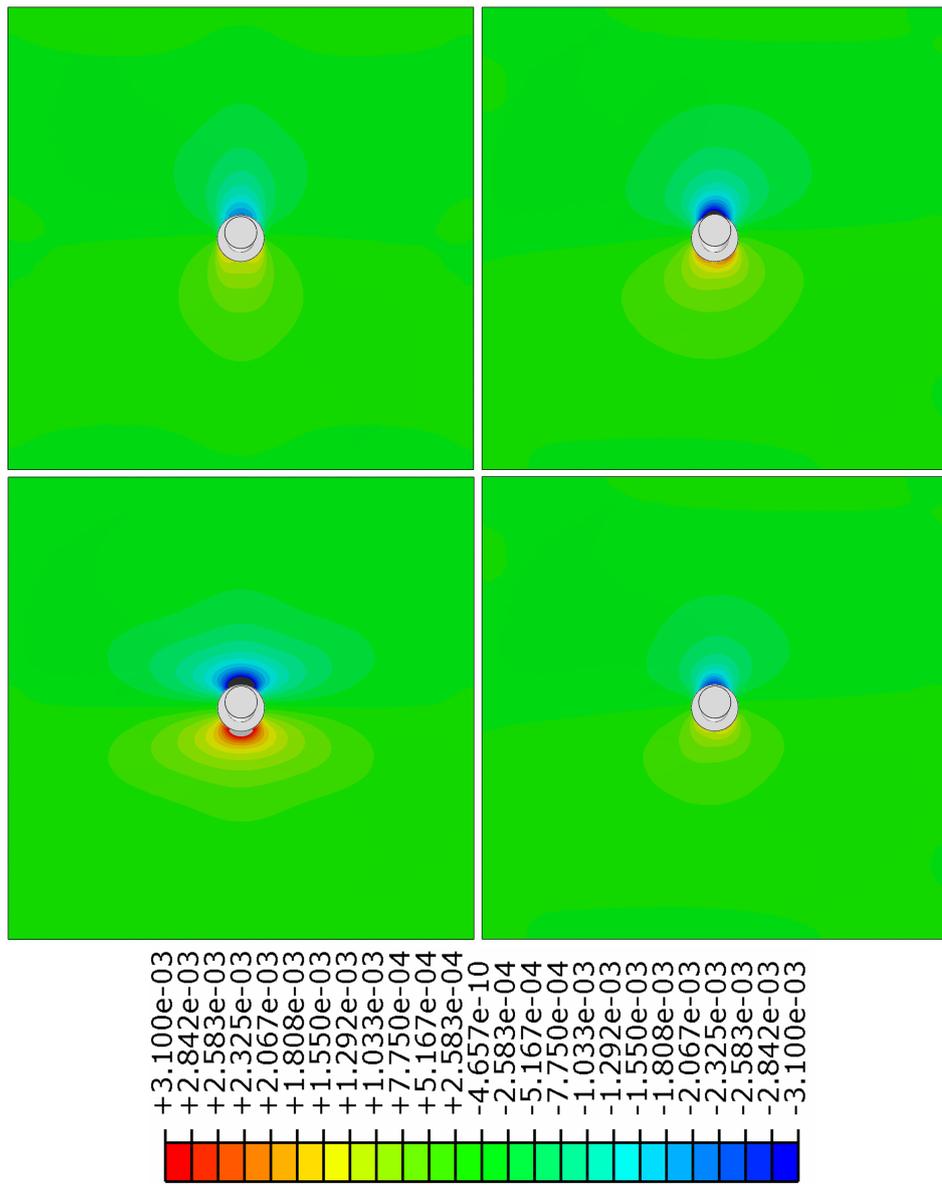


Figura 8.2: Confronto della deformazione trasversale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a sinistra $[0_8]_s$; in alto a destra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a sinistra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ con ali in configurazione “+”.

1,54 mm anziché 1,08 mm, ed una maggiore plasticizzazione della boccola. Si sottolinea comunque come il fattore decisivo nella scelta della configurazione “×” sia stato l’ingombro.

Osservando il comportamento dei singoli strati è inoltre evidente l’effetto della degradazione termica: considerando gli strati longitudinali della fusoliera (cioè quelli ortogonali al carico aerodinamico) questi, per la configurazione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, risultano danneggiati nella metà esterna della sezione; nonostante la loro deformazione sia significativamente maggiore dei loro corrispettivi più interni, il contributo che forniscono al bilanciamento del carico è inferiore. Il confronto è riportato in Fig. 8.3. Non a caso, i due soli strati con fibre allineate al carico aerodinamico sono stati posizionati al centro della sezione, dove non viene raggiunta la temperatura di transizione vetrosa.

La tensione equivalente di *Von Mises* per la boccola è rappresentata in Fig. 8.4; l’area grigia rappresenta il materiale plasticizzato⁵.

Per il perno la tensione di *Von Mises* è rappresentata in Fig. 8.5; l’area più sollecitata è quella in compressione, a causa delle tensioni indotte dallo spigolo della boccola, ma la differenza con la parte in trazione è comunque ridotta, tanto da non emergere chiaramente in figura. Lo spostamento dell’estremità del perno nella direzione di applicazione del carico è di circa 1 mm.

Si ritiene infine opportuno fare una puntualizzazione: l’aumento di spessore della boccola rispetto al valore determinato per evitare la completa plasticizzazione fa sì che la concentrazione si estingua, di fatto, *all’interno* della sezione e non all’interfaccia con la piastra. Questo rende possibile utilizzare un materiale con deformazione a snervamento più elevata, in quanto il valore all’interfaccia sarà comunque minore⁶. È stata effettuata pertanto un’analisi anche per la configurazione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ con boccola in Ti-6Al-4V; il confronto fra i risultati più significativi di questa e gli analoghi con boccola di 7075-O è riportato in Tab. 8.2.

Osservando tali valori emerge la veridicità di quanto appena esposto, e risulta nel complesso leggermente migliore la configurazione con la boccola in lega di titanio; tali miglioramenti sono tuttavia di entità assolutamente trascurabile. Si preferisce pertanto la soluzione in alluminio, considerando la garanzia che questa fornisce circa

⁵La legenda riporta un valore eccessivo per il colore grigio in quanto è in realtà quello riferito al perno.

⁶Questo è valido entro certi limiti, in quanto idealmente se la rigidità della boccola fosse infinita la concentrazione sarebbe comunque presente.

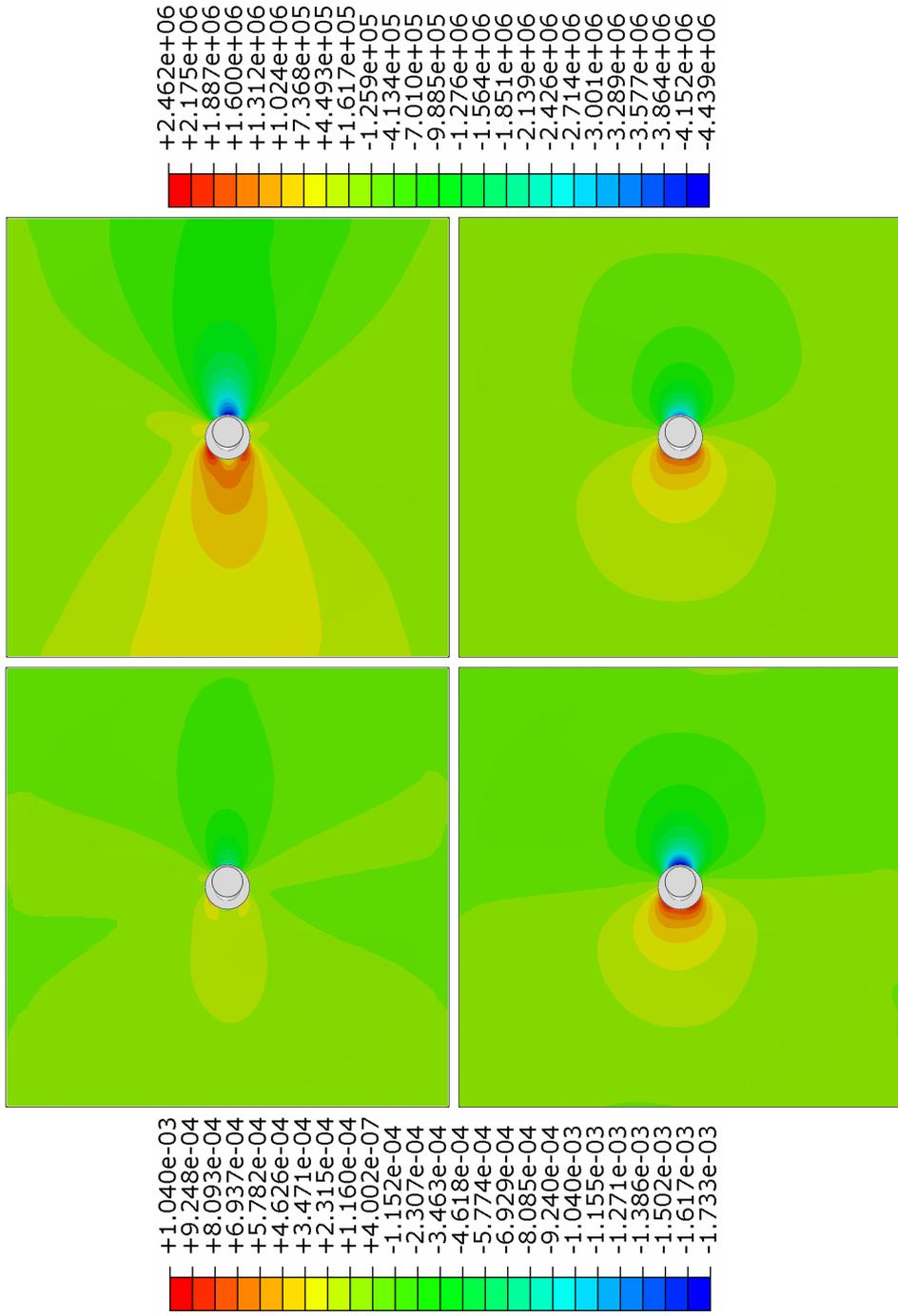


Figura 8.3: Confronto per deformazione (a sinistra) e sollecitazione (a destra) trasversali fra gli strati longitudinali della fusoliera, fattore di scala: 0. In alto strati integri; in basso strati oltre la temperatura di transizione vetrosa.

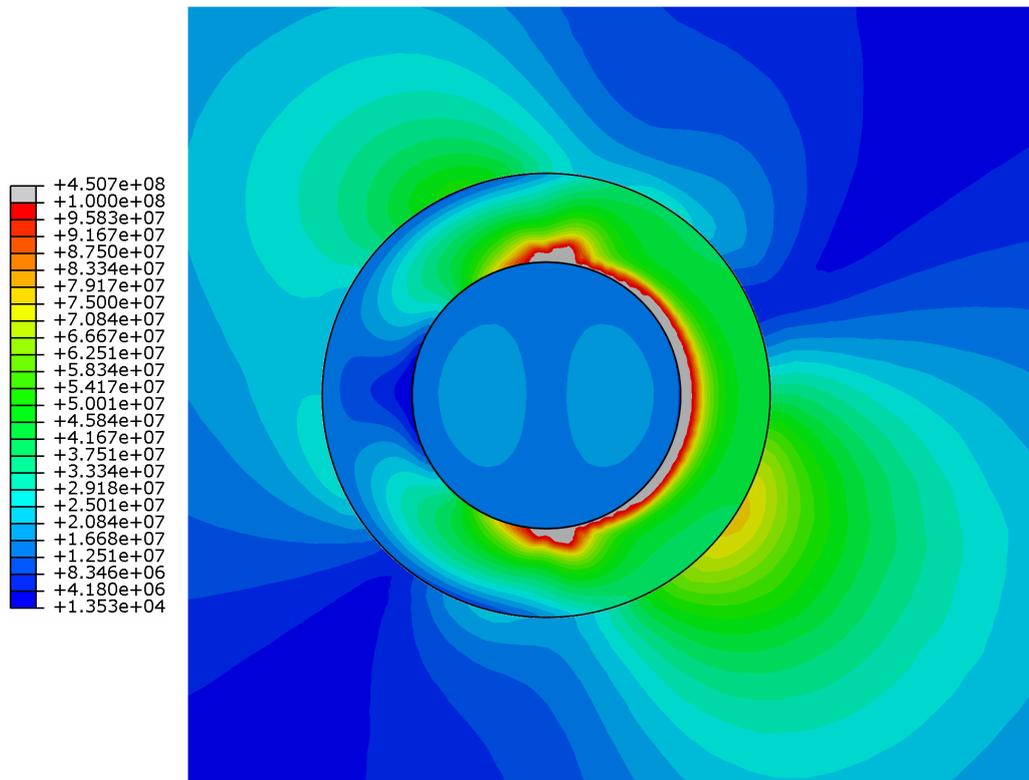


Figura 8.4: Boccola: tensione equivalente di *Von Mises*. Fattore di scala: 0.

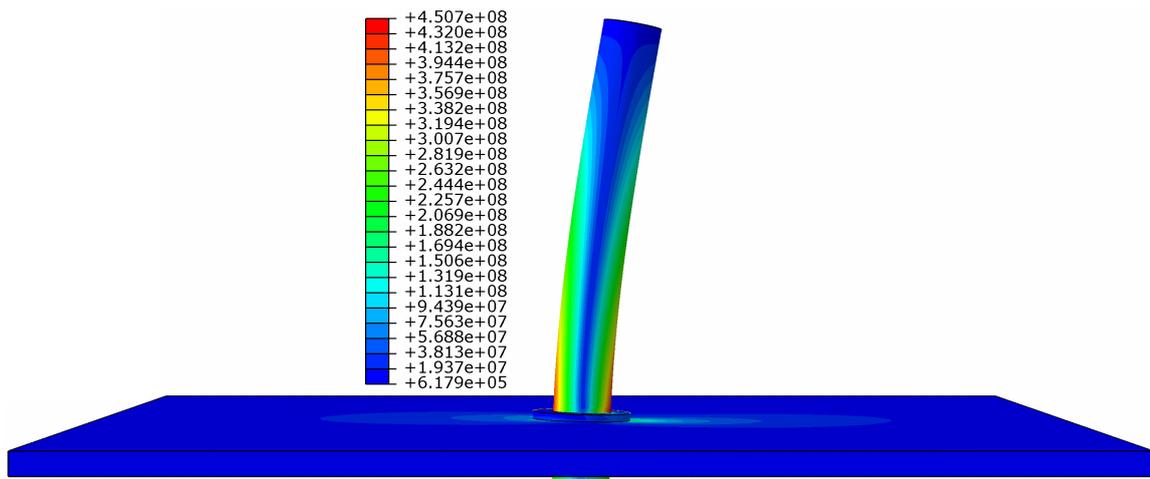


Figura 8.5: Perno: tensione equivalente di *Von Mises*. Fattore di scala: 5.

Tabella 8.2: Risultati per $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$; boccola in 7075-O e Ti-6Al-4V.

| | $\varepsilon_{\vartheta}[\mu\varepsilon]$ | | $\varepsilon_z[\mu\varepsilon]$ | | $\delta_{perno}[mm]$ |
|-----------|---|------|---------------------------------|-----|----------------------|
| | min | max | min | max | max |
| 7075-O | -2594 | 1727 | -375 | 515 | 1,080 |
| Ti-6Al-4V | -2538 | 1812 | -366 | 481 | 1,061 |

la limitatezza della deformazione tangenziale al foro. Si ricorda che non garantisce invece nulla circa la deformazione radiale (che fra le due è quella maggiormente critica, una volta eliminato il problema della concentrazione di tensione), ma certamente una maggiore cedevolezza riduce la porzione di carico bilanciata dalla fusoliera a svantaggio del perno; quest'ultimo presenta ancora un notevole margine ed è possibile aumentare il carico, anche se questo comporterebbe maggiore flessione. In ogni caso tali considerazioni sono di rilevanza marginale, essendo quello considerato il carico ultimo a cui deve poter essere sottoposta la giunzione.

Risultati durante il lancio

Il carico aerodinamico derivante dalle manovre, discusso in 7.1.2, è di entità superiore a quello inerziale a cui sono sottoposte le ali durante il lancio, tuttavia la direzione di applicazione è differente: sarebbe dunque opportuno effettuare una verifica anche per quest'ultimo. Essendo tuttavia il secondo orientato nella direzione dell'asse del missile, nonché direzione prevalente delle fibre, è facile intuire come il suo comportamento sia meno critico; è tuttavia possibile che questo riporti deformazioni ortogonali al carico superiori, essendo il materiale più debole in questa direzione. Si è ritenuto pertanto opportuno effettuare comunque anche questa verifica. Il modello non è stato modificato (ad eccezione ovviamente del carico), facendo l'ipotesi conservativa che la risultante dei carichi inerziali fosse applicata all'estremità del perno.

Come previsto tuttavia, data l'entità significativamente minore del carico, (46,3N rispetto a 239 N per ala, cioè circa il 20%), questo carico non pone alcun vincolo ulteriore alla giunzione. Si è ritenuto dunque inutile riportarne i risultati in forma grafica.

8.2 Giunzione ogiva-fusoliera

Per la giunzione fra l'ogiva e il guscio cilindrico si è scelto di utilizzare sei viti M4×0,5 - 10.9; il diametro di nocciolo è 3,387 mm, da *UNI 4535-64*, e la resistenza a taglio per la classe di resistenza scelta è $\tau = 495 \text{ MPa}$, da *UNI EN ISO 898-1:2001*. Ne consegue che il cedimento della giunzione avverrebbe ad un carico di

$$L = 6 \times \frac{\pi d^2}{4} \times \tau = 6 \times \frac{\pi(3.387 \text{ mm})^2}{4} \times 495 \frac{\text{N}}{\text{mm}^2} = 26760 \text{ N} \quad (8.2)$$

Il carico dimensionante è 9500 N, pertanto la giunzione è verificata con un margine di sicurezza considerevole. Si noti tuttavia che si è ipotizzato un carico assialsimmetrico per l'ogiva frontale, trascurando eventuali asimmetrie, il cui effetto è sicuramente gravoso per la giunzione. Si è preferito pertanto mantenere un coefficiente di sicurezza molto elevato, considerato anche il fatto che non si avrebbero guadagni significativi dall'uso di viti M3 o di classe di resistenza inferiore.

8.2.1 Simulazione numerica

Modello

Per quanto riguarda la verifica delle boccole e del composito in prossimità di queste si effettua una simulazione numerica con un modello opportunamente semplificato. Analogamente a 8.1.1, si considera una piastra piana di dimensione opportuna a cui è vincolata solidalmente una boccola. La vite viene modellata semplicemente come un perno, in quanto la sua verifica è già stata effettuata seguendo le normative *UNI*. Non si modella la parte metallica terminale della fusoliera, a cui è vincolata la vite, in quanto essa non sarà certamente critica; di conseguenza è la vite ad essere vincolata nella simulazione. Il carico è applicato ad una delle estremità della piastra ed è pari ad un sesto della massima resistenza aerodinamica.

In base ai risultati di 6.2 non è necessario considerare la riduzione di proprietà meccaniche dovuta alla transizione vetrosa; si considera comunque cautelativamente la riduzione del 15% dovuta all'elevata temperatura in tutti gli strati. Come già sottolineato durante la presentazione dei risultati dell'analisi termica l'ogiva è a temperatura inferiore rispetto alla parte cilindrica in virtù della sua maggiore capacità termica; se si considerasse accettabile la missione "long range" anche in caso di conservazione scorretta ed assorbimento di umidità, la transizione vetrosa interesserebbe sette strati di materiale. Questa è la stessa porzione considerata per la parte restante

della fusoliera ma tale profilo di missione non viene preso in considerazione in quanto non è stato ritenuto accettabile per il tratto cilindrico: i profili di missione possibili devono, ovviamente, coincidere per tutti i componenti della struttura. L'effetto benefico della minore temperatura è comunque contrastato dal fatto che le proprietà meccaniche sono molto inferiori, al punto che gli strati integri dell'ogiva hanno proprietà comparabili con quelli più esterni del tratto cilindrico, in cui è avvenuta la transizione. Allo strato di protezione termica non viene attribuita alcuna proprietà strutturale. Il limite massimo accettabile della deformazione negli strati strutturali è posto nuovamente a $3100 \mu\epsilon$.

Le sequenze di impilamento analizzate sono le stesse del caso precedente, cioè:

- $[0_8]_s$
- $[90_2, 0_6]_s$
- $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$

Si sottolinea tuttavia che in questo caso, a differenza di 8.1, gli strati identificati dal pedice 0 sono effettivamente orientati nella stessa direzione di applicazione del carico.

Per quanto riguarda le boccole è stata valutata sia la possibilità di realizzarle in 7075-O sia quella di realizzarle in Ti-6Al-4V. Non è stata valutata la possibilità di una soluzione intermedia, ad esempio 7075-T6, in quanto risulterà preferibile massimizzare uno dei due effetti, e non cercare un compromesso fra i due.

Risultati

La giunzione risulta verificata in tutti i casi, sia per quanto riguarda la sequenza degli strati nel composito sia per quanto riguarda il materiale utilizzato per la boccola. Come prevedibile la soluzione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ è quella che presenta il comportamento peggiore, in quanto è quella con la minor percentuale di fibre orientata nella direzione di applicazione del carico. L'effetto sulla deformazione in questa direzione è riportato in figura 8.6, per lo strato più esterno, che risulta essere quello maggiormente deformato.

Per quanto riguarda la deformazione trasversale ci si aspetterebbe che essa fosse minore per la configurazione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, invece ciò non accade: il comportamento migliore è quello della soluzione $[90_2, 0_6]_s$. La configurazione intermedia $[0_8]_s$ tuttavia evidenzia già da questa analisi locale i forti limiti di una soluzione unidirezionale: la

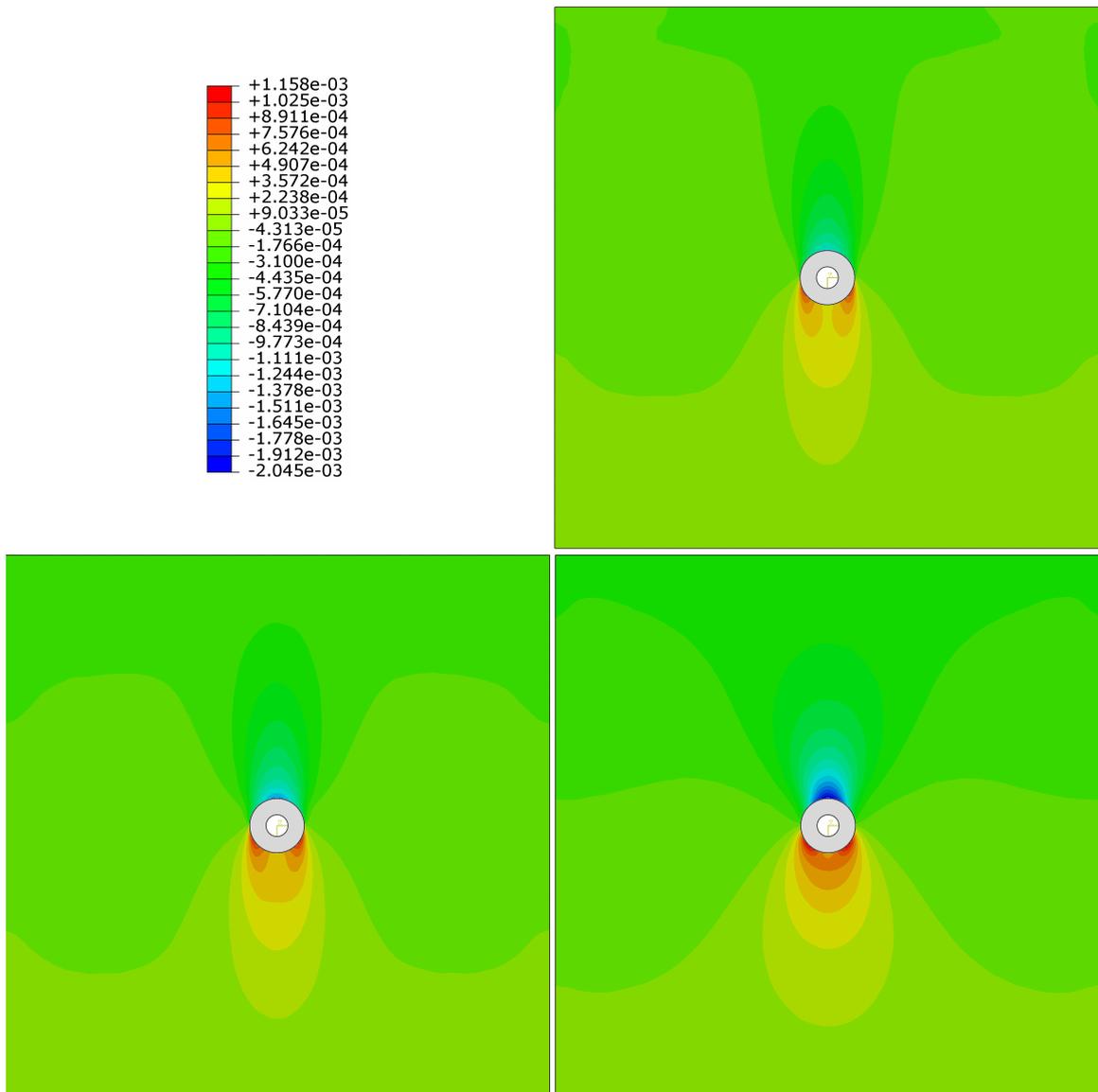


Figura 8.6: Confronto della deformazione longitudinale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a destra $[0_8]_s$; in basso a sinistra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$. Fattore di scala: 0.

deformazione tangenziale aumenta in prossimità dei bordi del modello, e sebbene queste aree, si ribadisce, non siano rappresentative delle reali condizioni della struttura⁷, è un chiaro sintomo dello scarso comportamento trasversale del materiale. La bassa resistenza in tale direzione comporta certamente una scarsa resistenza a flessione e, dunque, facilita l'instabilizzazione. La deformazione trasversale, sempre per lo strato più esterno, è riportata in Fig. 8.7.

Per quanto riguarda la boccola, questa risulta fortemente plasticizzata nel caso in cui sia realizzata in 7075-O, mentre non lo è se si utilizza un materiale quale Ti-6Al-4V. È pertanto probabile che la scelta effettuata, a favore della lega di alluminio, lasci perplessi. Per spiegare questa decisione, si consideri innanzitutto la tipologia del carico a cui è dovuta la sollecitazione: si tratta della massima resistenza aerodinamica a cui può essere soggetta la munizione durante i possibili profili di missione. Premesso che si tratta già di una sovrastima (è la resistenza dell'intera munizione, non solo dell'ogiva, inoltre con un tempo di combustione differente), tale valore non può essere oltrepassato: è dipendente dalla velocità, e questa è limitata dalle caratteristiche del motore; questo garantisce che i valori ottenuti non saranno oltrepassati a causa di eventuali sovraccarichi.

Da una parte questo fa venire meno la funzione di sicurezza della plasticizzazione, che limiterebbe la deformazione anche in presenza di sovraccarichi, facendo sembrare migliore la scelta della lega di titanio. Dall'altra tuttavia non c'è una ragione stringente per contenere le deformazioni della boccola, in quanto queste sono comunque entro valori più che accettabili; anzi, la maggiore cedevolezza fa sì che la sollecitazione trasmessa alla vite sia minore, riducendo l'effetto dannoso di concentrazione dello sforzo di taglio a cui è soggetta. È questa la ragione per cui si è ritenuta migliore la soluzione in 7075-O.

La tensione equivalente di *Von Mises* per la soluzione scelta è rappresentata in Fig. 8.8. Le aree in cui viene raggiunto il valore massimo sono plasticizzate. Si noti nelle viste laterali della boccola come sia netta la transizione fra gli strati strutturali

⁷I risultati in tali aree sono dovuti al fatto che il carico è modellato come applicato al bordo che in figura si trova in alto, senza aver vincolato i bordi laterali: considerando una metà verticale del modello, rispetto all'asse uscente dalla figura si ha un momento che deve essere bilanciato dalle forze interne, a causa dell'assenza di vincolo sulle facce laterali. Nel pezzo reale questo effetto è fortemente ridotto dal fatto che, a causa della simmetria, sei generatrici dell'ogiva devono rimanere sul piano in cui si trovano. In ogni caso è già stato ampiamente sottolineato come tali risultati non siano significativi e si rimanda pertanto all'analisi statica dell'intera ogiva.

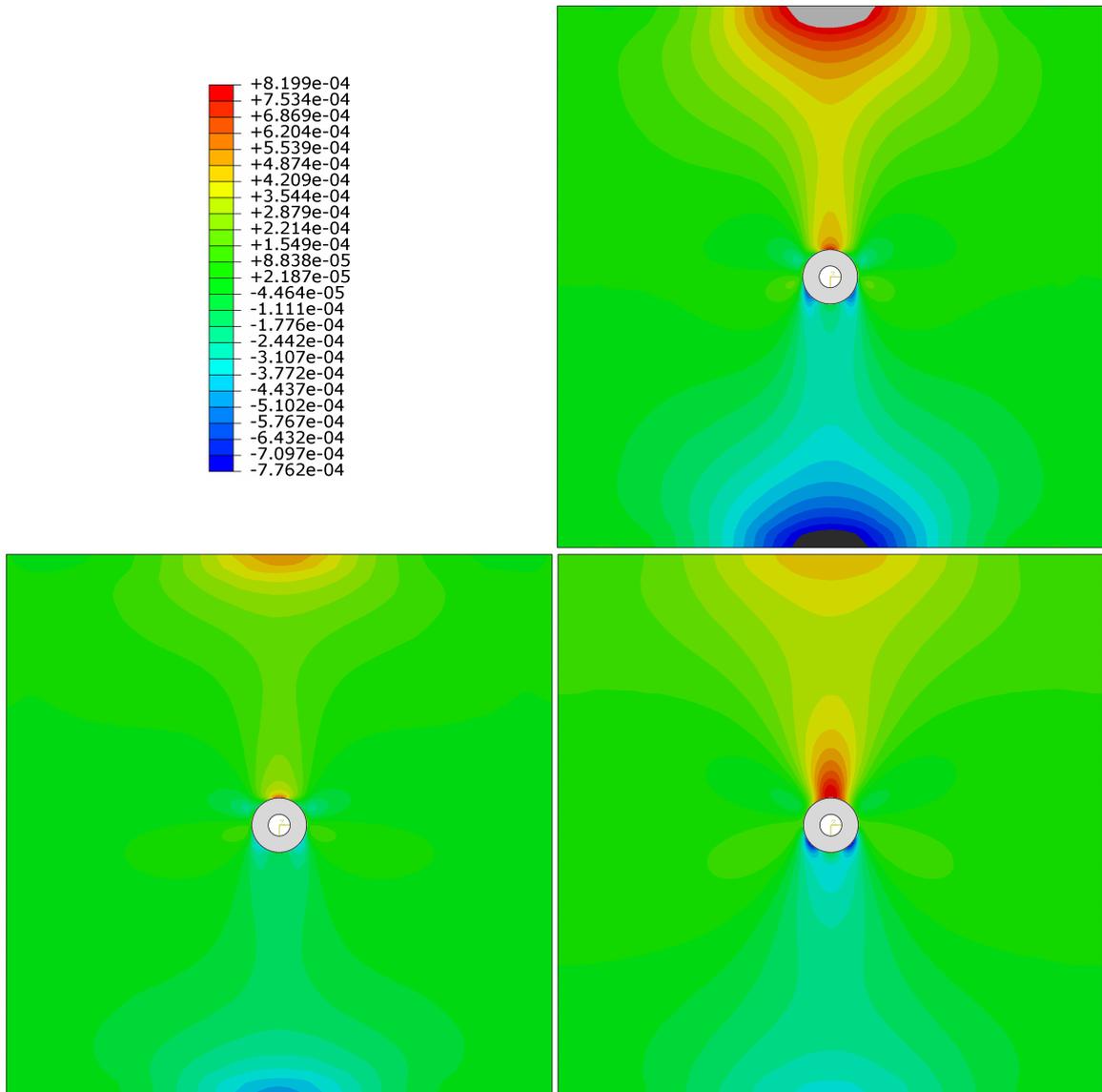


Figura 8.7: Confronto della deformazione trasversale nello strato strutturale più esterno, fattore di scala: 0. In alto a destra $[0_8]_s$; in basso a sinistra $[90_2, 0_6]_s$; in basso a destra $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$. Fattore di scala: 0.

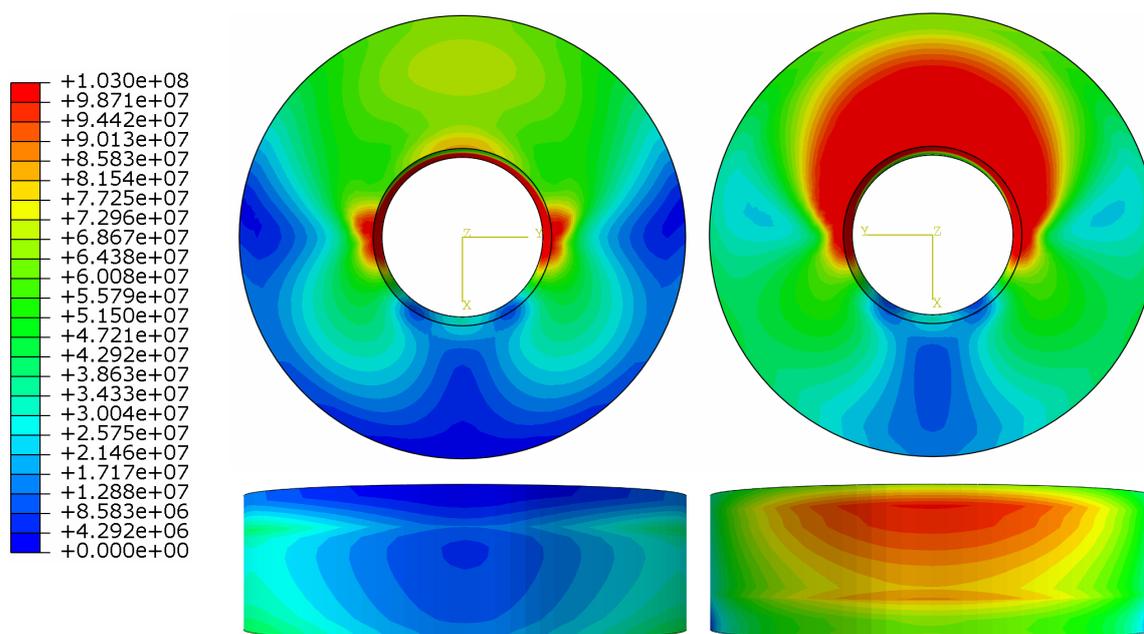


Figura 8.8: Boccola: tensione equivalente di *Von Mises*. In alto a sinistra vista dall'esterno della struttura, in alto a destra dall'interno. In basso viste trasversali, faccia superiore coincidente con la corrispondente in alto. Fattore di scala: 0.

ed il rivestimento termico. La continuità delle deformazioni all'interno della sezione fa infatti sì che queste siano comparabili fra uno strato e l'altro; lo stesso per come è stata modellata la struttura non può dirsi dei moduli elastici, che subiscono una variazione improvvisa e considerevole, causando dunque una variazione netta della sollecitazione fra alcuni strati.

Capitolo 9

Analisi statica fusoliera

9.1 Cilindro

9.1.1 Modello

La fusoliera viene modellata come un guscio di spessore $2,24\text{ mm}$, in quanto questo è lo spessore del materiale strutturale (non si attribuisce cioè alla protezione termica alcuna proprietà ad eccezione della massa); il raggio nominale del cilindro è 64 mm . Sono stati utilizzati elementi guscio del tipo *SR4*. Le proprietà del materiale a temperatura ambiente sono riportate in 6.3; i valori utilizzati sono stati diminuiti del 15% negli strati integri e del 75% in quelli oltre la T_g per tenere conto del degrado dovuto all'elevata temperatura.

La sezione è stata modellata in modi differenti per mostrare l'effetto della differente sequenza di posizionamento degli strati unidirezionali. I casi analizzati per questa configurazione sono¹:

- $[0_8]_s$
- $[90_2, 0_6]_s$
- $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$

in cui lo spessore di ogni singolo strato è $0,14\text{ mm}$.

Sono state inoltre effettuate le analisi sia per il caso in cui l'insieme dei componenti è vincolato ad una coppia di guide sia per quello in cui è vincolato a due coppie di guide (dunque a croce); la seconda soluzione era stata preferita nella fase precedente

¹Sono i medesimi casi di 8.1.1; in tale paragrafo è inoltre riportata la notazione utilizzata.

dello studio in quanto ci si aspettava che essa desse luogo a minori concentrazioni di sforzo ed a una deformata più omogenea. Sebbene tali effetti positivi previsti qualitativamente siano presenti, effettuando le analisi è risultato che essi non sono necessari, in quanto carichi e deformazioni risultano sufficientemente contenuti anche eliminando una coppia di guide, cosa che consente risparmio in termini di peso, ingombro e costo. Si è optato di conseguenza per la prima soluzione, ma il confronto fra le due è comunque interessante, pertanto vengono riportati i risultati numerici anche per essa.

Per il calcolo e la definizione² dei carichi si veda l'apposito capitolo.

Come sempre dove non diversamente specificato si sottintende l'uso del *Sistema Internazionale*.

9.1.2 Fase *booster*

Il modello è doppiamente simmetrico ed è possibile analizzarne solo un quarto opportunamente vincolato. Per la configurazione finale è stato tuttavia modellato anche il pezzo completo, per una migliore visualizzazione dei risultati di insieme.

In Tab. 9.1 sono riportati i valori degli spostamenti massimi e minimi per i casi analizzati. Il confronto in tale tabella è riportato solo per gli spostamenti in quanto sono la grandezza che in maniera più immediata rende un'idea del comportamento qualitativo del pezzo. Un confronto per deformazioni e sollecitazioni è sicuramente interessante, ma difficilmente significativo se effettuato sui soli valori estremi, peraltro fortemente falsati dalle concentrazioni locali (precedentemente analizzate); tale confronto è riportato in forma grafica per l'intero pezzo nei casi in cui è giudicato più significativo per giustificare le scelte effettuate.

In Fig. 9.1 è mostrato lo spostamento longitudinale per:

- $[0_8]_s$, una guida
- $[0_6, 90_2]_s$, una guida
- $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida
- $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide

²Ad esempio si è indicata con $F_{z,aero}^{booster}$ la forza trasmessa dall'ogiva al cilindro di fusoliera, essendo questa data essenzialmente dalla resistenza aerodinamica, tuttavia in tale termine è stata inclusa anche l'inerzia dei componenti del *nose*.

Tabella 9.1: Spostamenti fase *booster*

| Impilamento | Guide | $[0_8]_s$ | | $[0_6, 90_2]_s$ | | $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | |
|-------------|--------|-----------|-------|-----------------|-------|---------------------------|-------|
| | | 1 | 2 | 1 | 2 | 1 | 2 |
| $u_{r,max}$ | $[mm]$ | 0,39 | 0,12 | 0,11 | 0,01 | 0,19 | 0,01 |
| $u_{r,min}$ | $[mm]$ | -0,34 | -0,10 | -0,09 | -0,01 | -0,18 | -0,01 |
| $u_{z,max}$ | $[mm]$ | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| $u_{z,min}$ | $[mm]$ | -0,06 | -0,07 | -0,06 | -0,05 | -0,09 | -0,08 |

L'utilizzo di due guide darebbe il beneficio di diminuire (in modulo) il valore massimo e di avere una distribuzione più uniforme. Ancora maggiore è l'effetto di una variazione di orientazione delle fibre: l'unidirezionale presenta spostamento longitudinale massimo (in modulo) ridotto di circa la metà di quello che si ha con $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, ma la distribuzione, già asimmetrica, lo è fortemente di più. Questo a sua volta, implica una maggiore ovalizzazione della deformata della circonferenza di estremità, come si può osservare in Fig. 9.2, nella quale sono riportati gli spostamenti radiali per i medesimi casi. Come si può notare lo spostamento radiale nella prima soluzione è nettamente superiore che negli altri casi: questo evidenzia come l'ottimizzazione della struttura in direzione longitudinale causi un forte peggioramento nella direzione tangenziale. È tuttavia sufficiente una percentuale ridotta di fibre poste in direzione tangenziale per rimediare a questo effetto, come è evidenziato dalla seconda immagine in Fig. 9.2, relativa alla sequenza $[0_6, 90_2]_s$, che è addirittura migliore della $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$. Si noti infine come l'utilizzo di due coppie di guide abbia l'effetto di rendere praticamente trascurabili gli spostamenti radiali.

Si osserva che nella fase di lancio i carichi sono longitudinali, quindi sarebbe lecito aspettarsi che la soluzione migliore, per quanto riguarda il materiale, sia $[0_8]_s$; come appena osservato però si crea una deformata asimmetrica. Tale effetto viene notevolmente ridotto sia dall'utilizzo di due guide sia dalla disposizione di fibre ortogonalmente alle direttrici del cilindro. Se il guadagno ulteriore nell'utilizzare tale disposizione con due guide è ridotto (ma comunque apprezzabile), esso è notevole per il caso con una sola guida. Questa sarebbe dunque la soluzione ottimale di impilamento (fra quelle considerate) per questo caso di sollecitazione.

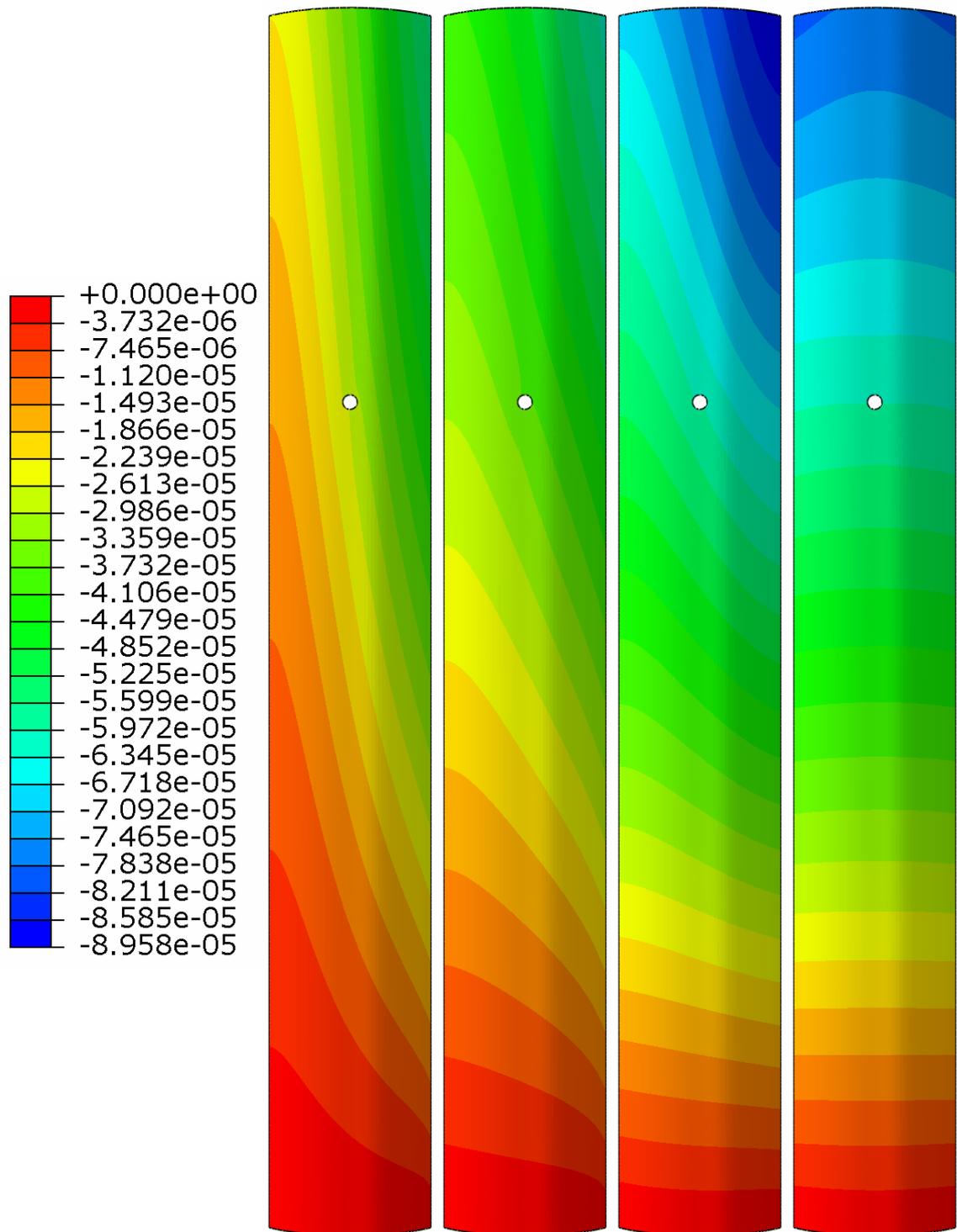


Figura 9.1: Fase *booster*, spostamento longitudinale. Da sinistra: $[0_8]_s$, una guida; $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide.

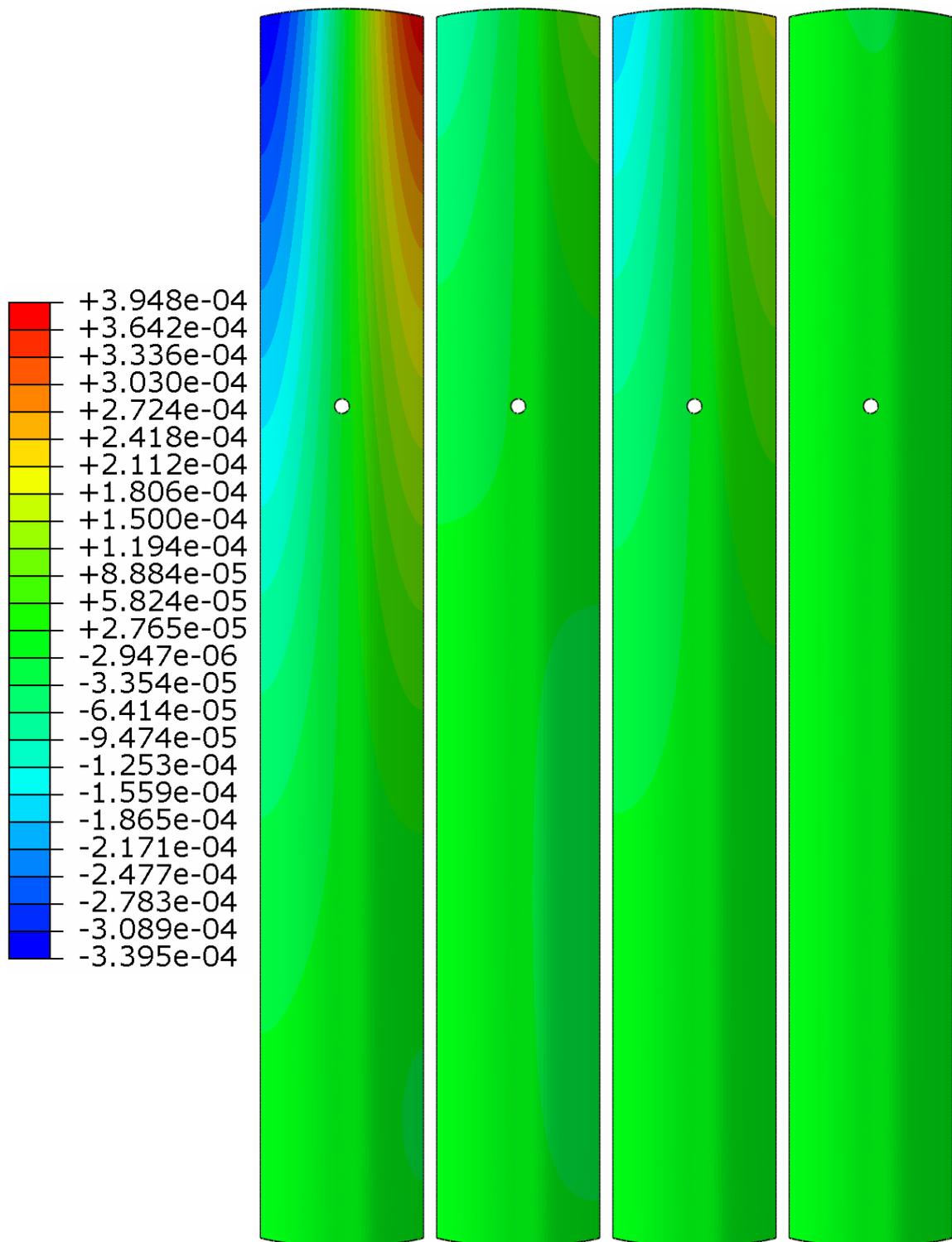


Figura 9.2: Fase *booster*, spostamento radiale. Da sinistra: $[0_8]_s$, una guida; $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide.

Si riportano inoltre per la configurazione scelta le immagini rappresentanti:

- deformazione longitudinale, Fig. 9.3;
- deformazione tangenziale, Fig. 9.4;
- spostamento radiale, Fig. 9.5;
- spostamento longitudinale, Fig. 9.6.

È sembrato migliore l'impiego dell'immagine della struttura completa, con due viste: quella superiore è la vista dall'alto, quella inferiore è laterale.

Il fattore di scala sugli spostamenti utilizzato per la rappresentazione grafica della deformata è riportato in didascalia.

Si è ritenuto opportuno non riportare le immagini rappresentanti le tensioni per non appesantire troppo la trattazione, giudicando sufficienti spostamenti (per comprendere la deformata sotto carico) e deformazioni (per confronto con i valori di *failure* del composito).

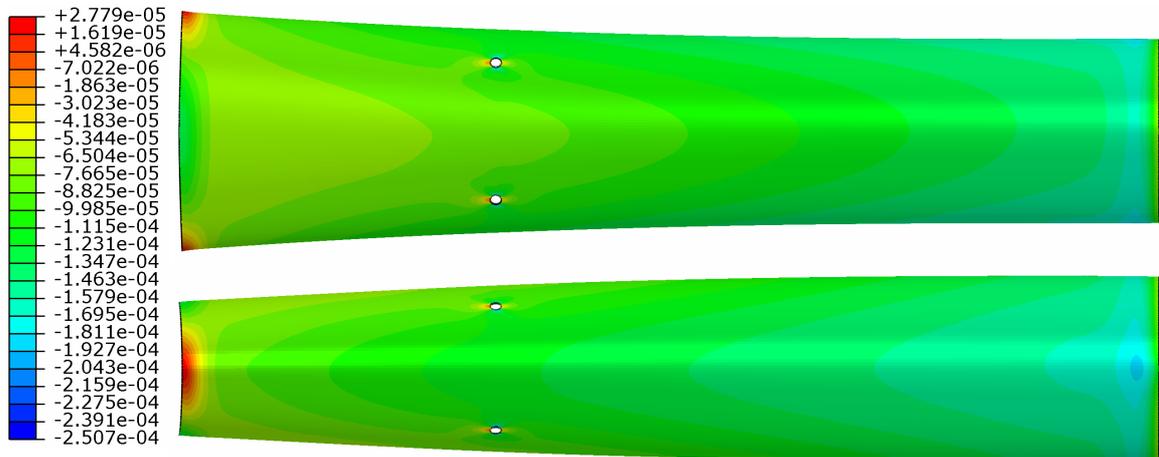


Figura 9.3: Fase *booster*, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 100.

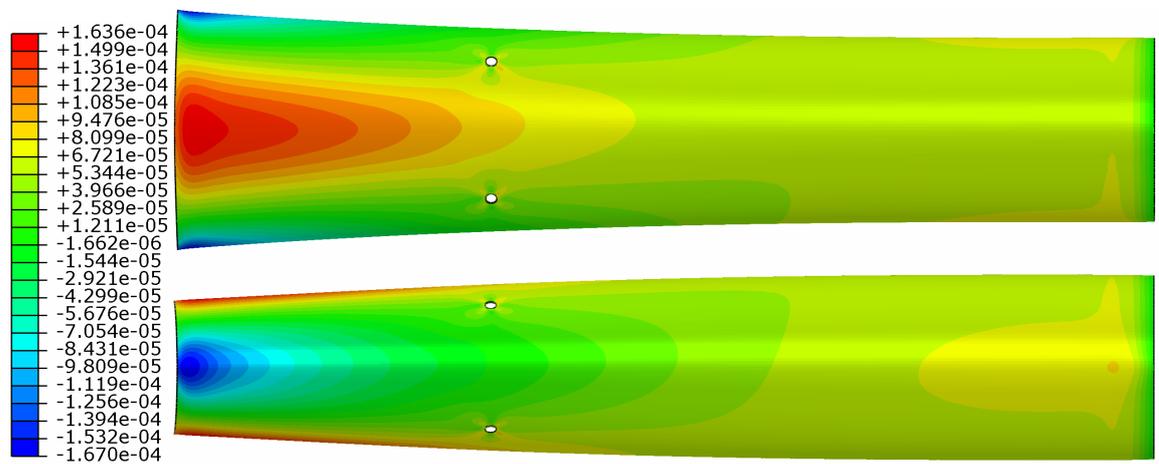


Figura 9.4: Fase *booster*, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 100.

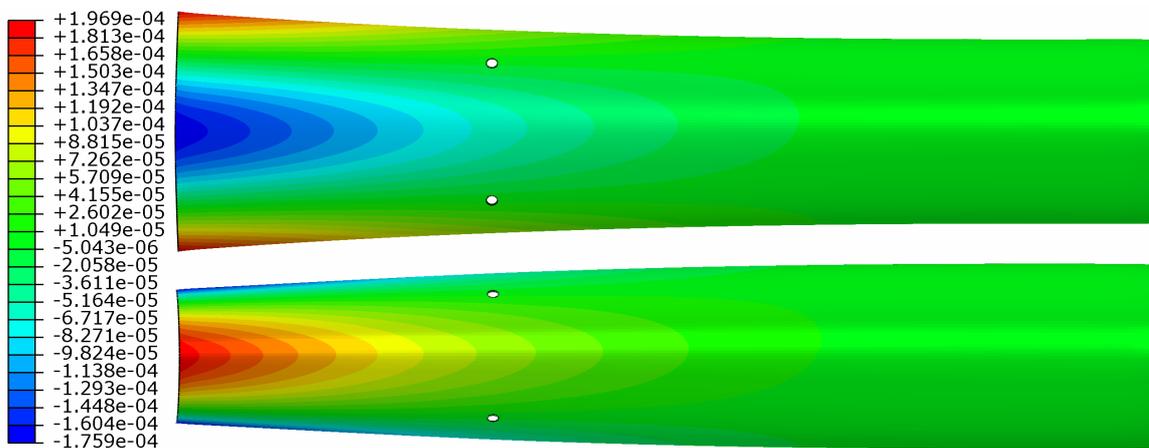


Figura 9.5: Fase *booster*, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 100.

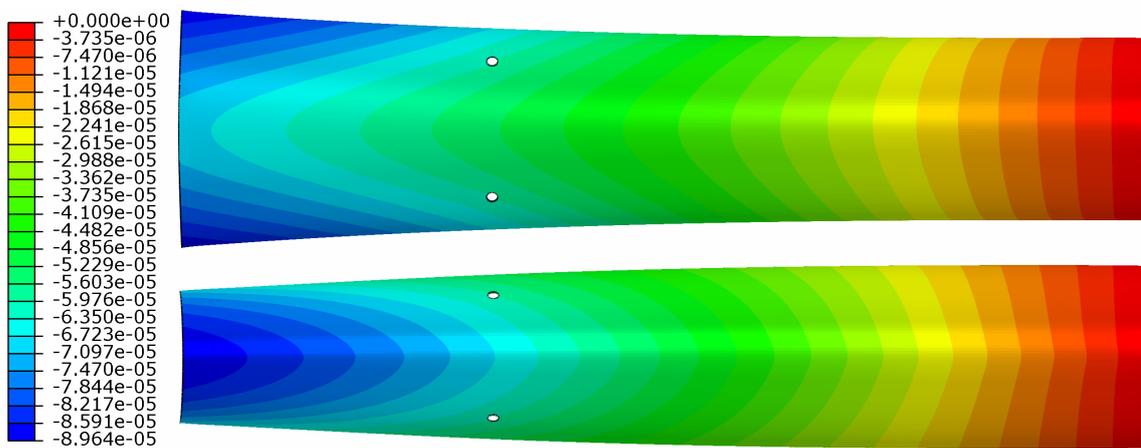


Figura 9.6: Fase *booster*, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 100.

Tabella 9.2: Spostamenti in cabrata

| Impilamento | Guide | $[0_8]_s$ | | $[0_6, 90_2]_s$ | | $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | |
|-------------|--------|-----------|-------|-----------------|-------|---------------------------|-------|
| | | 1 | 2 | 1 | 2 | 1 | 2 |
| $u_{r,max}$ | $[mm]$ | 0,44 | 0,24 | 0,22 | 0,19 | 0,20 | 0,16 |
| $u_{r,min}$ | $[mm]$ | -0,44 | -0,24 | -0,22 | -0,19 | -0,19 | -0,14 |
| $u_{z,max}$ | $[mm]$ | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| $u_{z,min}$ | $[mm]$ | -0,08 | -0,08 | -0,11 | -0,11 | -0,18 | -0,18 |

9.1.3 Cabrata

Il problema è simmetrico e sarebbe sufficiente analizzare metà della struttura; tuttavia per comodità è stata utilizzata quella completa³.

In Tab. 9.2 sono riportati i valori estremi degli spostamenti per i casi analizzati. Tale confronto non è effettuato per deformazioni e sollecitazioni per i motivi già riportati in 9.1.2.

In questo caso, a differenza della fase di *booster* in cui i carichi sono assiali, sono presenti forti carichi trasversali: nella soluzione $[0_8]_s$ danno luogo ad una deformata della sezione inaccettabile. Il confronto è riportato in Fig. 9.7; come si può vedere la prima soluzione è molto distante dalle altre, fra di loro relativamente vicine⁴. Il fattore di scala per essa è esagerato, in modo da rendere apprezzabile la deformata negli altri casi; si tenga presente tuttavia che questo causa nell'immagine un'esagerazione delle curvature, al punto che si ha un'inversione da convesso a concavo in alcuni tratti. Si sottolinea che questo non è rappresentativo della realtà fisica: la sezione rimane anche in questo caso convessa. È stato ritenuto tuttavia accettabile tale errore di presentazione, in una soluzione comunque scartata a priori per effetti locali, per evidenziare la forte differenza dai casi rimanenti.

Per gli stessi casi di Fig. 9.7 è effettuato il confronto, tramite vista laterale, delle deformazioni tangenziali. Essi sono riportati in Fig. 9.9, ad eccezione della

³Il modello completo è molto simile a quello di 9.1.4, ad eccezione di alcuni valori numerici ed alcune direttrici di applicazione dei carichi: è risultato dunque più efficiente creare la configurazione completa e modificare solamente questi valori.

⁴Utilizzando la medesima scala per le quattro figure si perde la distinzione precisa delle differenze fra le rimanenti; tuttavia è qualitativamente visibile nella forma della sezione. Si noti inoltre che l'immagine per la soluzione unidirezionale presenta un fattore di ingrandimento inferiore rispetto alle altre, in modo da avere un ingombro analogo.

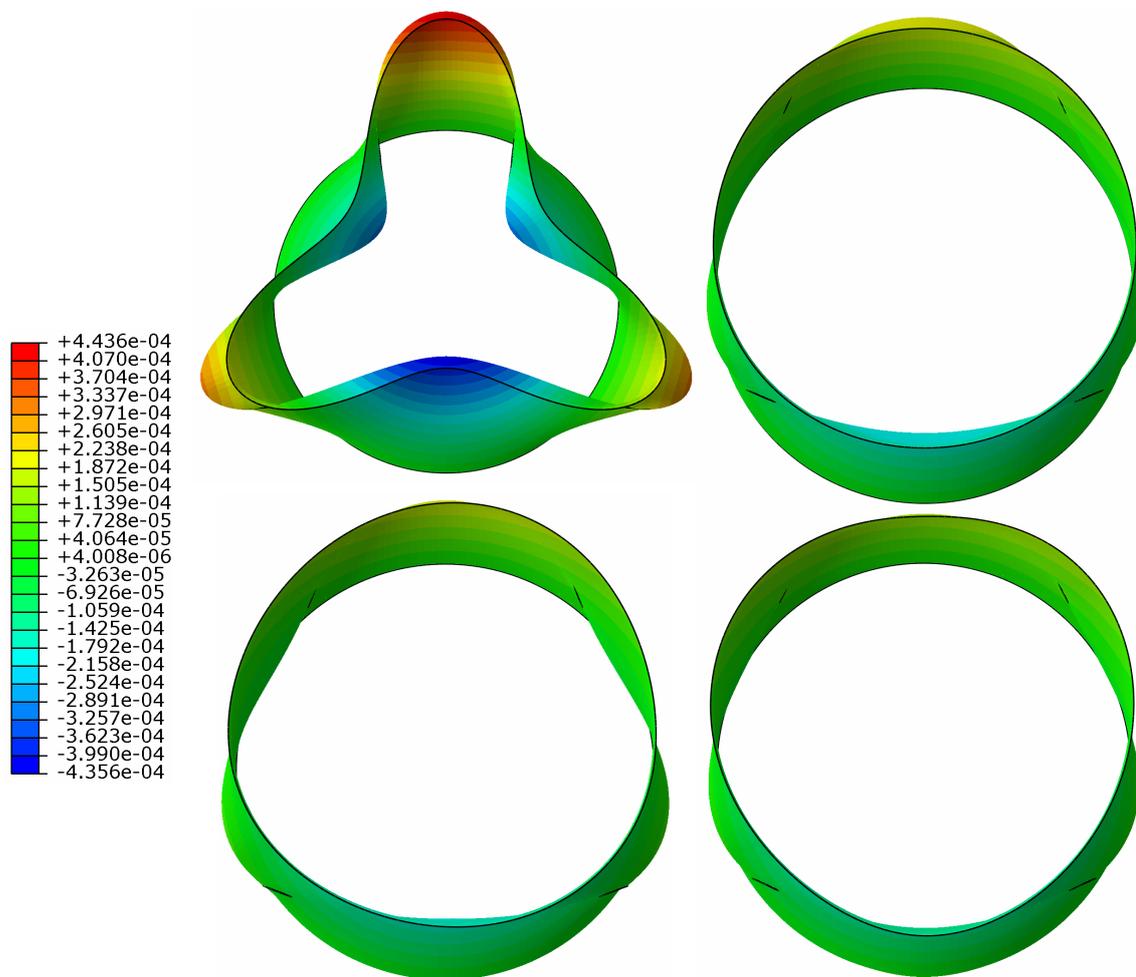


Figura 9.7: Cabrata, spostamento radiale: sezione di estremità . Confronto per: $[0_8]_s$, una guida (in alto a sinistra); $[0_6, 90_2]_s$, una guida (in alto a destra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida (in basso a sinistra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide (in basso a destra). Fattore di scala: 100.

soluzione unidirezionale riportata in Fig. 9.8, in quanto mantenere la stessa scala per tutti i casi renderebbe non distinguibili le differenze fra gli altri casi. I valori massimi non sono oltrepassati neanche nel caso unidirezionale: questo evidenzia una cosa importantissima, e cioè l'effetto leva del perno.

Il fatto che in queste simulazioni la deformazione in prossimità del foro sia inferiore a quella che si aveva nelle analisi locali implica che la sollecitazione a cui è localmente sottoposto sia minore di quanto avviene in realtà. La spiegazione del perché ciò accada è già stata trattata in 8.1 e non viene pertanto ripetuta. Si noti comunque l'importanza dello studio locale effettuato, che ha dimostrato come la soluzione unidirezionale sia inadatta; si noti infatti che essa, sebbene risulti certamente la peggiore dalle analisi in questo capitolo, non presenta valori oltre i limiti stabiliti e risulterebbe pertanto globalmente accettabile.

La prima soluzione, come già detto, è esclusa a priori ed in ogni caso è quella con il peggior comportamento. Le altre sono comparabili, ma si preferisce la terza in quanto presenta rispetto alla quarta i vantaggi già espressi circa l'utilizzo di una sola coppia di guide, e rispetto alla seconda un migliore comportamento a flessione. La differenza per quest'ultima caratteristica è contenuta (per la freccia massima si ha una differenza di circa il 10%), sembra naturale pertanto chiedersi il perché si sia preferita alla $[0_6, 90_2]_s$, che ha una deformazione longitudinale minore (lo spostamento in direzione longitudinale massimo in modulo è inferiore di circa il 35%).

Premesso che i valori ottenuti sono comunque molto contenuti, la ragione si basa sulla stessa osservazione effettuata in 8.2.1: il carico longitudinale, essendo dominato dalla compressione derivante dalla resistenza aerodinamica, è stato massimizzato indipendentemente dal profilo di missione. Se, in virtù dei carichi non eccessivi, si volessero aumentare le prestazioni in manovra, si avrebbe un aumento di freccia dovuta alla flessione, che con questa scelta verrebbe mantenuto minimo; la compressione dovuta alla resistenza aerodinamica rimarrebbe invece in ogni caso invariata. Si ha certamente una variazione della deformazione longitudinale dovuta alla flessione, ma si noti che anche essa è minore se la flessione viene ridotta.

Quello che è importante infatti è mantenere ridotta la flessione, molto più che la compressione, perché questa varia l'incidenza delle ali, ed è pertanto di interesse per il sistema di controllo (tanto più che si è utilizzata una configurazione instabile). Si tratta in ogni caso di un discorso molto cautelativo, in quanto la freccia è comunque trascurabile: i carichi a cui questa diventerebbe significativa sono più elevati di quelli

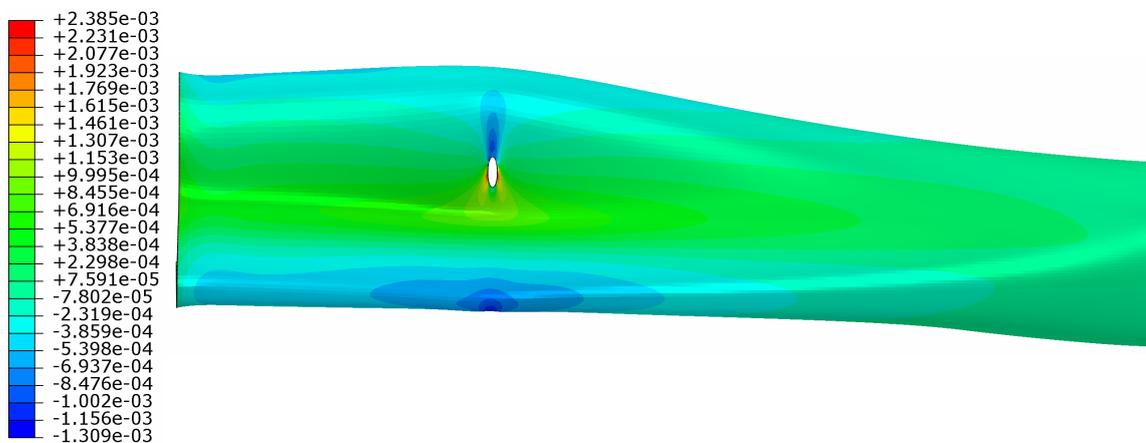


Figura 9.8: Cabrata, deformazione trasversale. $[0_8]_s$, una guida. Fattore di scala: 150.

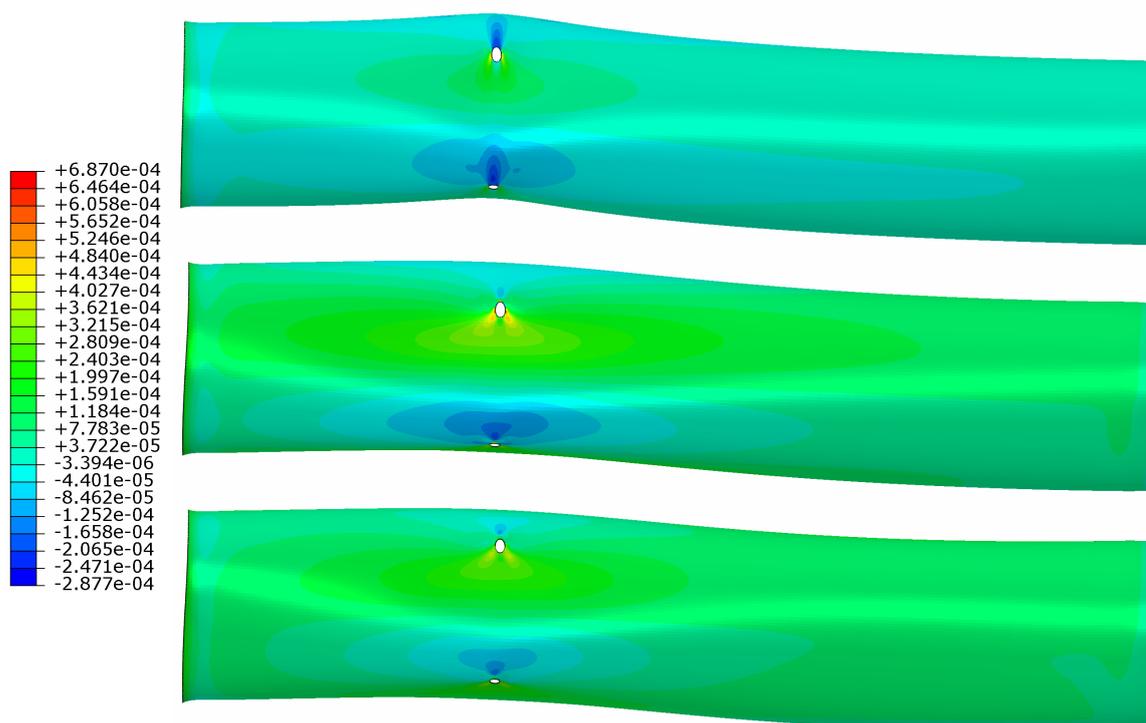


Figura 9.9: Cabrata, deformazione trasversale. Confronto per (in ordine dall'alto): $[0_6, 90_2]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide. Fattore di scala: 150.

accettabili per le giunzioni.

Si riportano per la configurazione scelta le immagini rappresentanti:

- deformazione longitudinale, Fig. 9.10;
- deformazione tangenziale, Fig. 9.11;
- spostamento longitudinale, Fig. 9.12;
- spostamento radiale, Fig. 9.13.

Per fornire una panoramica completa si utilizzano viste multiple; in questo paragrafo la superiore si intende dall'alto, la centrale laterale e quella inferiore dal basso.

È interessante osservare come, con tali valori dei carichi, anche la parte inferiore della struttura sia interamente in compressione, nonostante la trazione indotta dalla flessione.

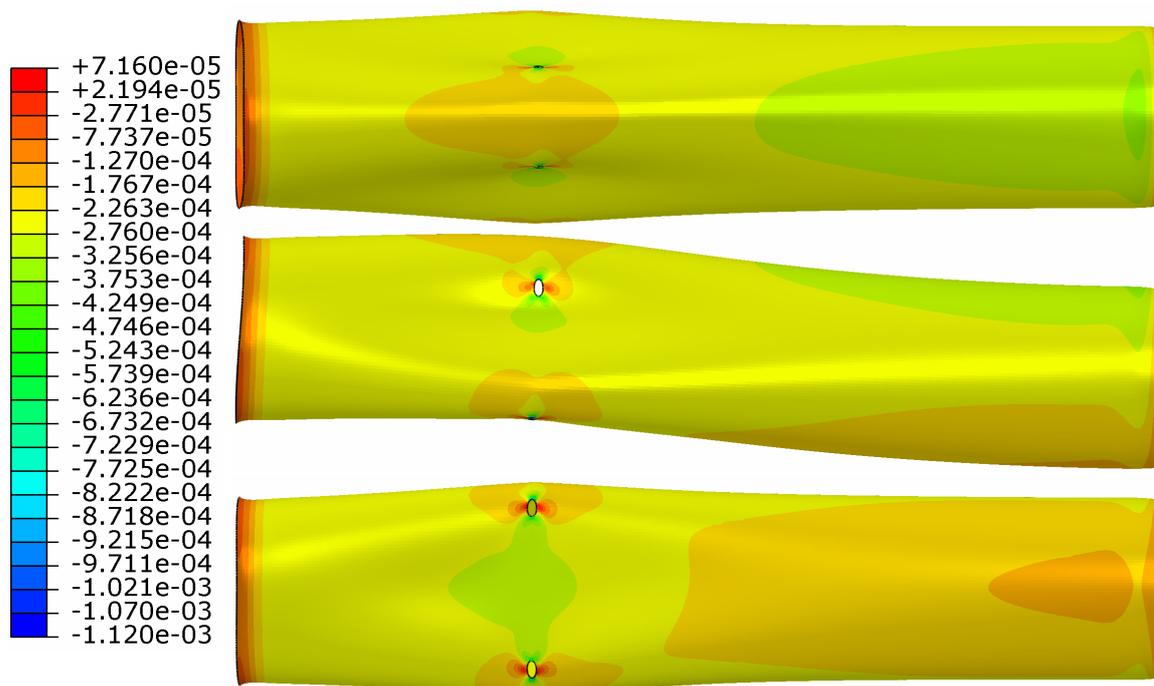


Figura 9.10: Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 200.

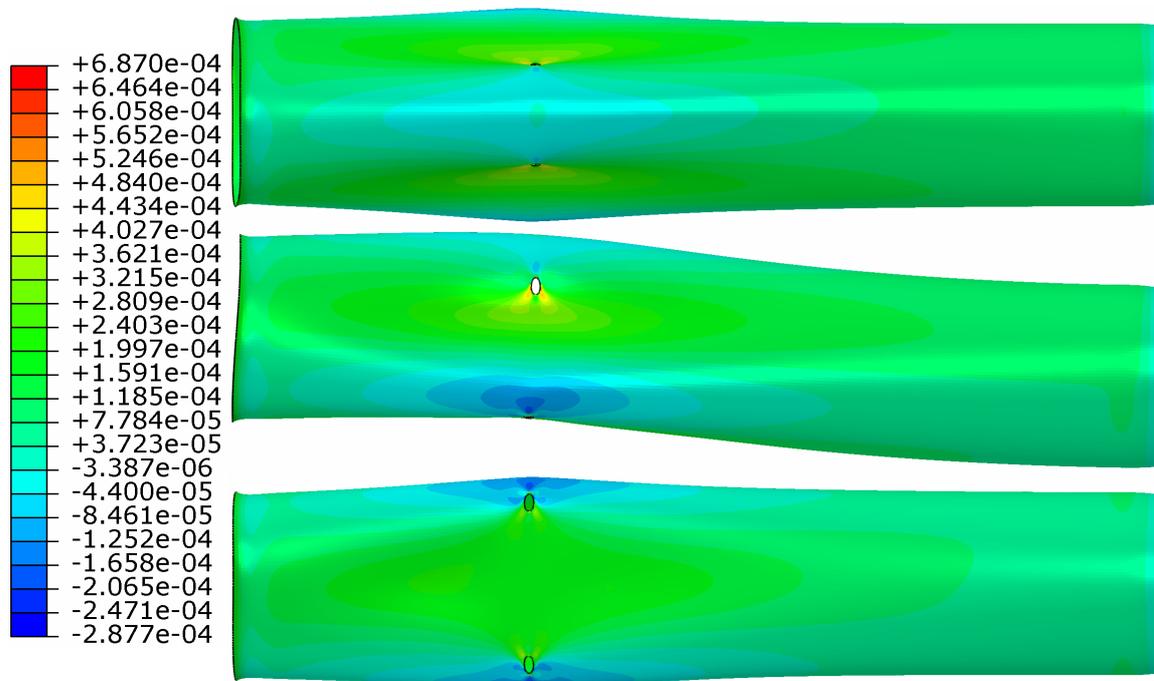


Figura 9.11: Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 200.

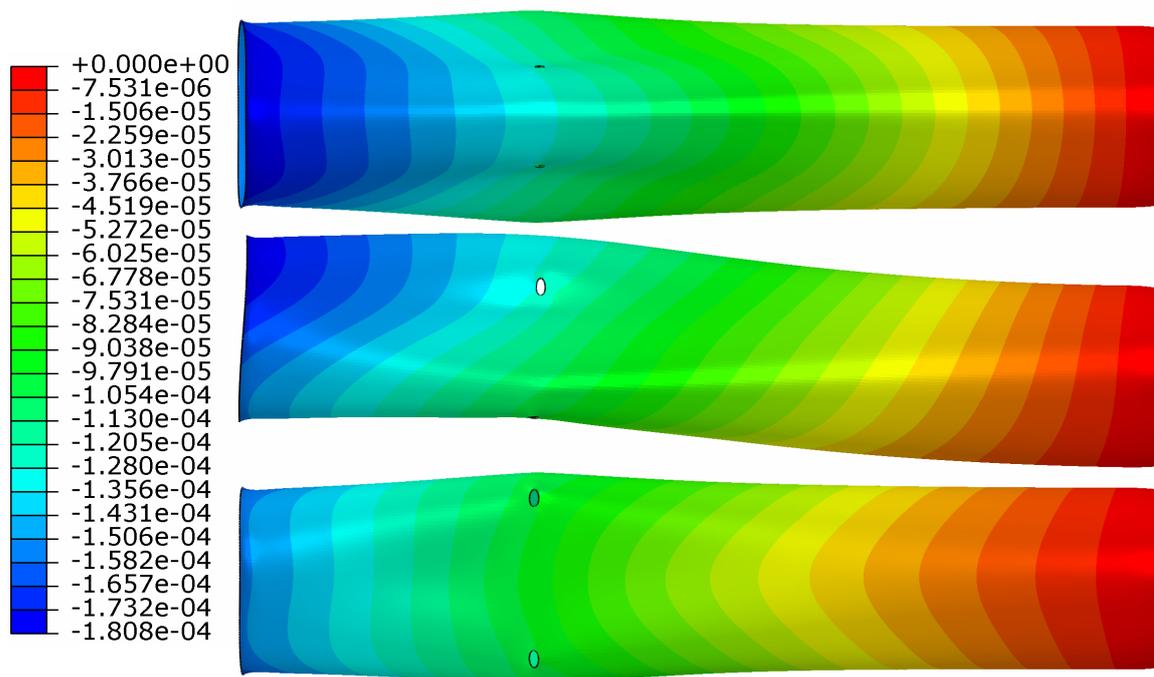


Figura 9.12: Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 200.

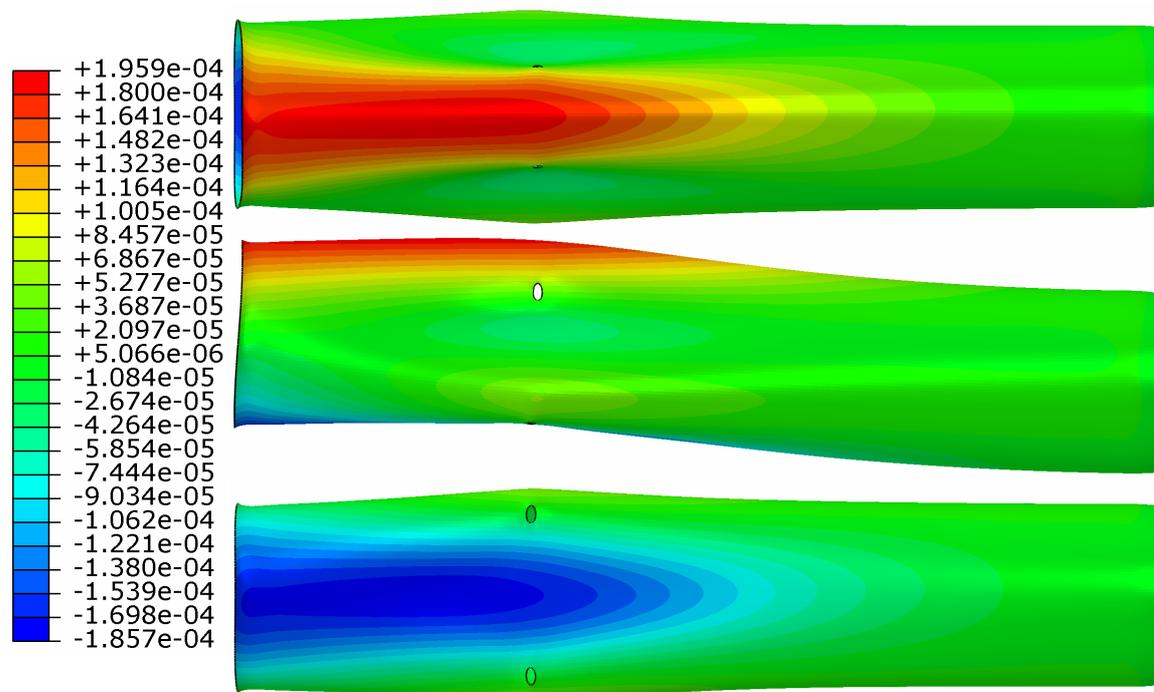


Figura 9.13: Cabrata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 200.

Tabella 9.3: Spostamenti in virata

| Impilamento | $[0_8]_s$ | | $[0_6, 90_2]_s$ | | $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | |
|------------------|-----------|-------|-----------------|-------|---------------------------|-------|
| | 1 | 2 | 1 | 2 | 1 | 2 |
| $u_{r,max}$ [mm] | 0,45 | 0,25 | 0,22 | 0,14 | 0,20 | 0,17 |
| $u_{r,min}$ [mm] | -0,44 | -0,24 | -0,22 | -0,14 | -0,19 | -0,15 |
| $u_{z,max}$ [mm] | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 | 0 |
| $u_{z,min}$ [mm] | -0,08 | -0,08 | -0,11 | -0,08 | -0,18 | -0,18 |

9.1.4 Virata

In Tab. 9.3 sono riportati i valori estremi degli spostamenti per i casi analizzati. Tale confronto non è effettuato per deformazioni e sollecitazioni per i motivi già riportati in 9.1.2.

Come per 9.1.3 si effettua un confronto nella deformata della sezione di estremità, riportato in Fig. 9.14. È interessante il confronto con le analoghe sequenze di impilamento nella differente situazione di carico, e cioè la cabrata. Come si vede il comportamento è diverso nonostante i carichi siano pressoché identici: ciò è dovuto ad una diversa disposizione e modalità di trasmissione di questi.

Si osserva lo stesso comportamento qualitativo globale, con la soluzione $[0_6, 90_2]_s$ che ha un comportamento sensibilmente migliore in compressione, ma leggermente peggiore in flessione. Tale soluzione beneficerebbe inoltre molto più della $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ da un raddoppio del numero di guide, come si vede dai valori in Tab. 9.3.

Si riportano per la configurazione scelta le immagini rappresentanti:

- deformazione longitudinale, Fig. 9.15;
- deformazione tangenziale, Fig. 9.16;
- spostamento longitudinale, Fig. 9.17;
- spostamento radiale, Fig. 9.18.

Per fornire una panoramica completa si utilizzano viste multiple; la superiore si intende dall'alto, la centrale interna alla virata e quella inferiore esterna.

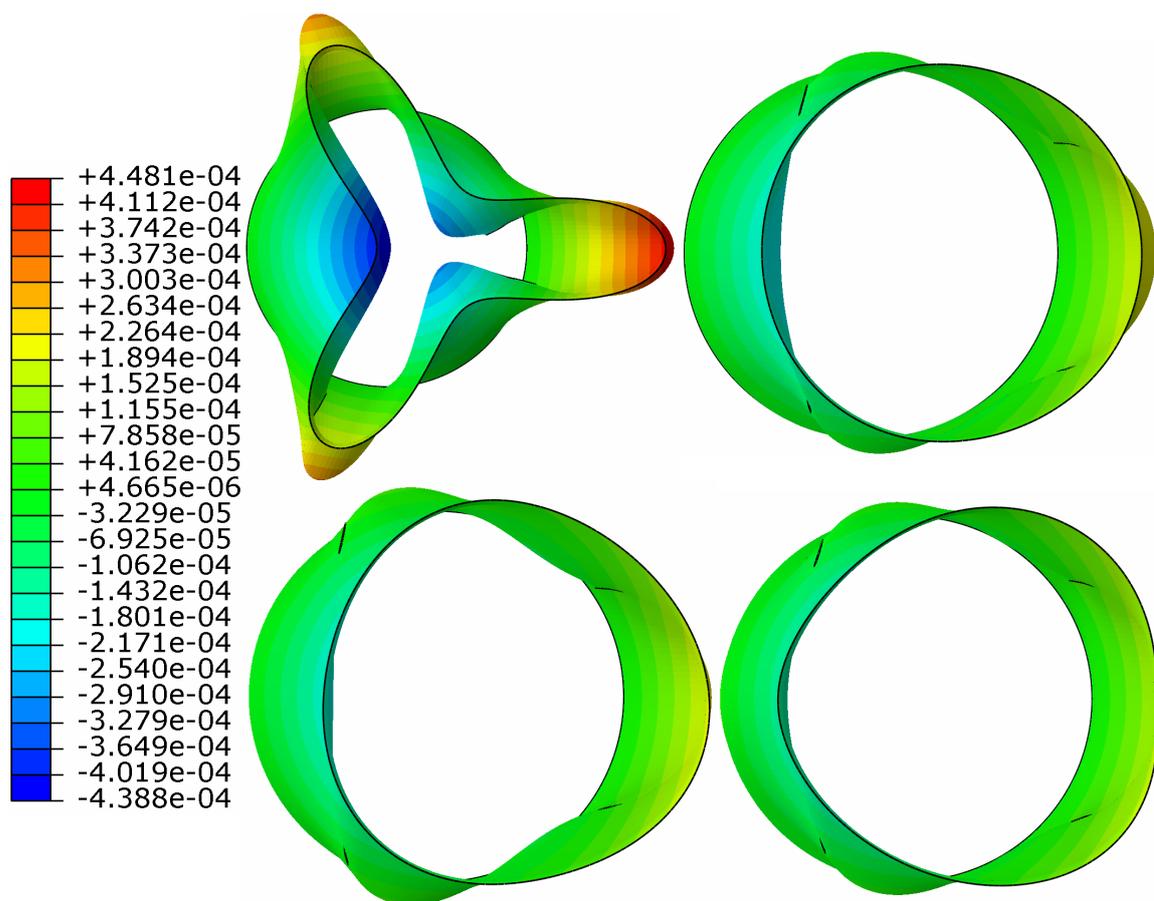


Figura 9.14: Virata, spostamento radiale: sezione di estremità . Confronto per: $[0_8]_s$, una guida (in alto a sinistra); $[0_6, 90_2]_s$, una guida (in alto a destra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, una guida (in basso a sinistra); $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, due guide (in basso a destra). Fattore di scala: 10.

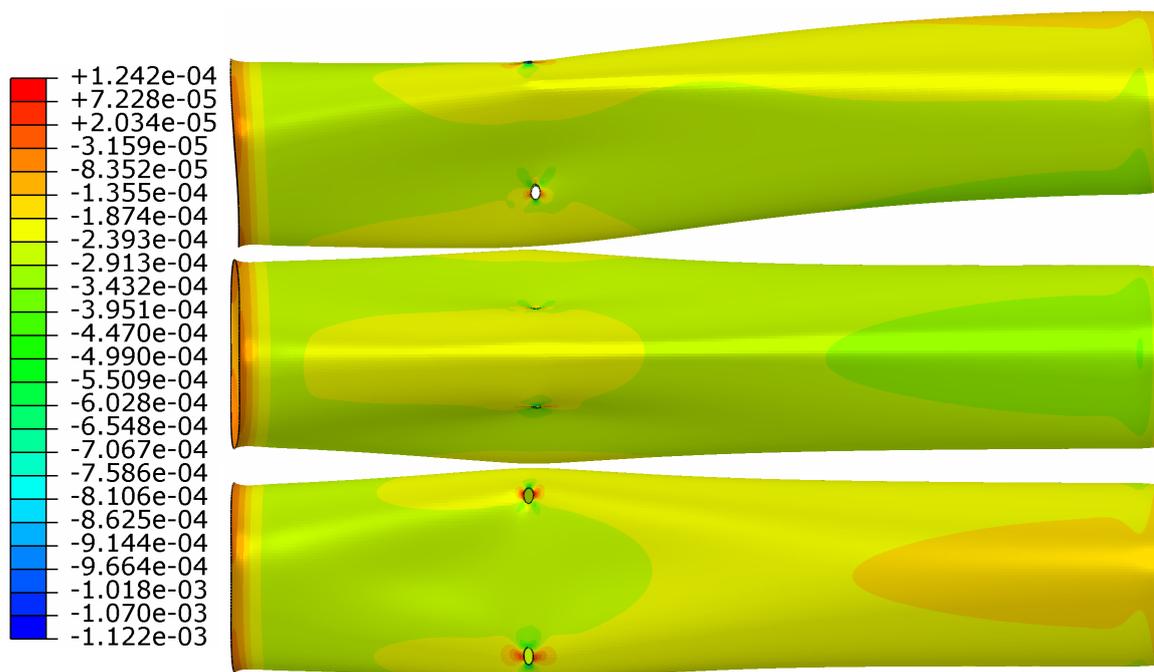


Figura 9.15: Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione longitudinale. Fattore di scala: 200.

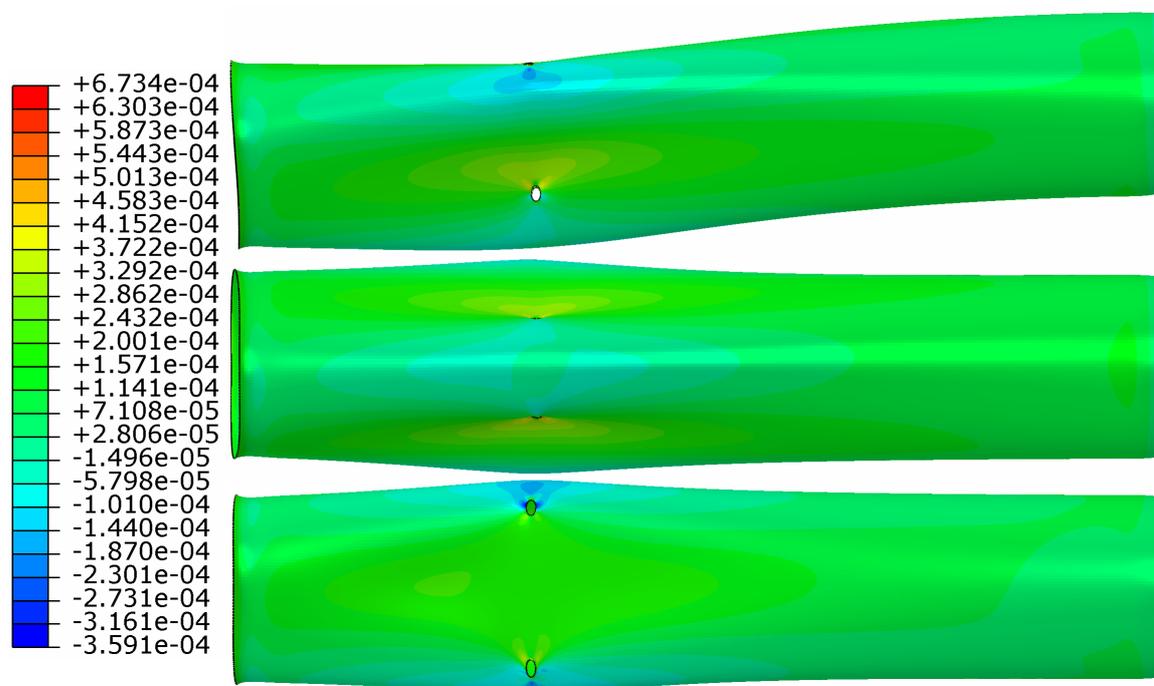


Figura 9.16: Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, deformazione tangenziale. Fattore di scala: 200.

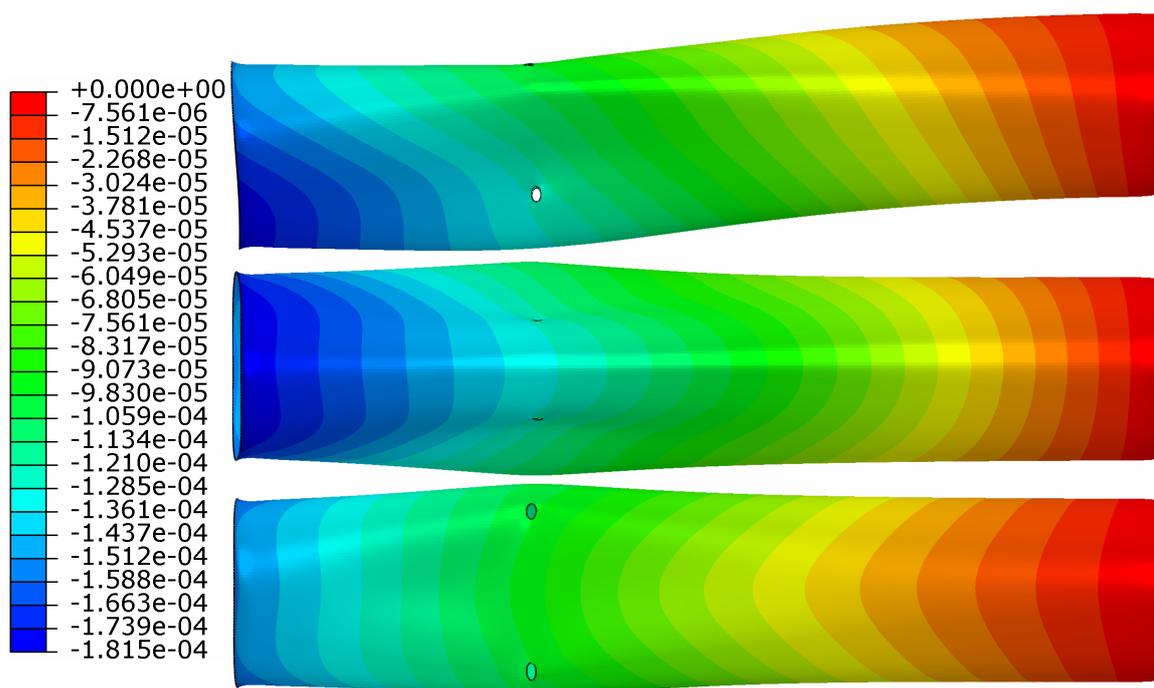


Figura 9.17: Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento longitudinale. Fattore di scala: 200.

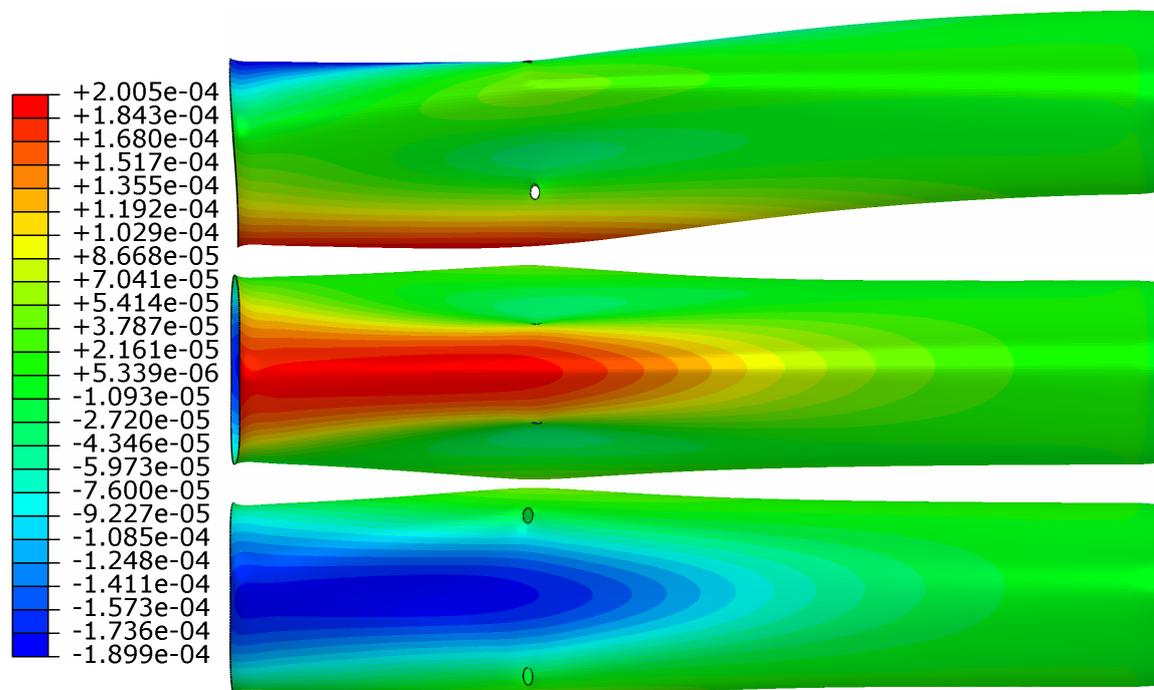


Figura 9.18: Virata, una guida, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$, spostamento radiale. Fattore di scala: 200.

9.2 Ogiva

Per il *nose* la condizione di carico è data essenzialmente dalla pressione dinamica: si fa l'ipotesi che l'effetto delle manovre sia trascurabile e che, dunque, la situazione dimensionante sia quella di massima resistenza. Essa è stata precedentemente quantificata in circa 9500 N; si assume per semplicità che questo valore sia la risultante di una distribuzione conica, del tipo

$$l(r) = k \left(1 - \frac{r}{R}\right) \quad (9.1)$$

in cui r è la coordinata radiale, R il raggio della circonferenza di base e k il valore massimo. Per calcolare k si impone che l'integrale della distribuzione sia il valore risultante, cioè

$$\begin{aligned} L = 9500 \text{ N} &= \iint_A l(r) dA = \int_0^R \int_0^{2\pi} l(r) r dr d\vartheta = \int_0^R 2\pi k \left(1 - \frac{r}{R}\right) r dr = \\ &= 2\pi k \left(\frac{r^2}{2} \Big|_0^R - \frac{1}{R} \frac{r^3}{3} \Big|_0^R \right) = \frac{\pi k R^2}{3} \rightarrow k = 2,022 \text{ MPa} \quad (9.2) \end{aligned}$$

Tale distribuzione è definita per unità di superficie della proiezione frontale dell'ogiva, ma il software richiede una distribuzione per unità di superficie. Indicando con ds l'elemento d'area della proiezione piana e con dS l'elemento di superficie dell'ogiva, si ha

$$ds = dS \sin \alpha \simeq dS \alpha \simeq dS \frac{z - z_0}{R_{og}} \quad (9.3)$$

in cui R_{og} è il raggio di curvatura dell'ogiva, α è l'angolo fra l'asse di rivoluzione dell'ogiva e la tangente locale al profilo, z è la coordinata longitudinale con origine nel piano di base del *nose* e z_0 è la coordinata longitudinale alla quale ha effettivamente inizio il tratto ogivale⁵. Si ottiene pertanto la distribuzione, in coordinate cilindriche,

$$l(r) = 2,022 \text{ MPa} \left(1 - \frac{r}{0,067 \text{ m}}\right) \frac{z - 0,020 \text{ m}}{0,832 \text{ m}} \quad (9.4)$$

Le caratteristiche del materiale scelto sono riportate in 6.3. Sono stati utilizzati elementi guscio $SR4$, di spessore 2 mm.

La geometria è quella rappresentata in Fig. 4.4 (geometria "A"); tuttavia come riportato in tale paragrafo era stata valutata l'opzione di incollare l'anello metallico

⁵Si ricorda che per il montaggio si è previsto un tratto di sovrapposizione cilindrico di lunghezza 20 mm.

all'interno del guscio cilindrico, in modo che i diametri esterni di ogiva e fusoliera coincidessero. In questo modo buona parte del carico aerodinamico dell'ogiva sarebbe stato trasmesso alla fusoliera per appoggio, e non attraverso le viti. Si riportano dunque le analisi anche per questo caso (geometria "B"), la cui geometria è rappresentata in Fig. 4.5⁶. Si effettua inoltre l'analisi con le tre soluzioni differenti per quanto riguarda l'impilamento del composito già impiegate per il tratto cilindrico. Si sottolinea che, ovviamente, le soluzioni per i due pezzi possono essere differenti; si analizzano tuttavia le stesse soluzioni in quanto rappresentative di modalità differenti di comportamento, da fortemente direzionale per $[0_8]_s$ a quasi isotropo per $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$.

In sintesi, i casi analizzati sono:

- geometria "A", $[0_8]_s$;
- geometria "B", $[0_8]_s$;
- geometria "A", $[0_6 90_2]_s$;
- geometria "B", $[0_6 90_2]_s$;
- geometria "A", $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$;
- geometria "B", $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$;

Il confronto per la geometria "A" è riportato nelle Figg. 9.19 e 9.20, rispettivamente per le deformazioni longitudinali e trasversali.

Per le deformazioni longitudinali il comportamento è migliore utilizzando soluzioni maggiormente direzionali, ma questo comporta deformazioni più alte nella direzione ortogonale, come era stato osservato, seppur qualitativamente, durante il dimensionamento della giunzione. Come era lecito aspettarsi, inoltre, le deformazioni trasversali sono effettivamente mediamente minori per $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ che per $[90_2, 0_6]_s$ nonostante il comportamento locale leggermente peggiore, come mostrato in 8.2.1.

È importante osservare come la deformazione trasversale oltrepassi, seppur non di molto, il valore imposto come massimo accettabile⁷ sia per il caso $[0_8]_s$ che per il caso $[90_2, 0_6]_s$. Un'immagine di dettaglio è riportata in Fig. 9.21 per la soluzione

⁶Per comodità si è utilizzata la stessa geometria variando solamente il vincolo; la variazione di raggio (pari a 2 mm) è giudicata trascurabile.

⁷Come in tutti gli altri casi si è fissato pari a 3100 $\mu\epsilon$, cioè il 50% del valore da *datasheet*.

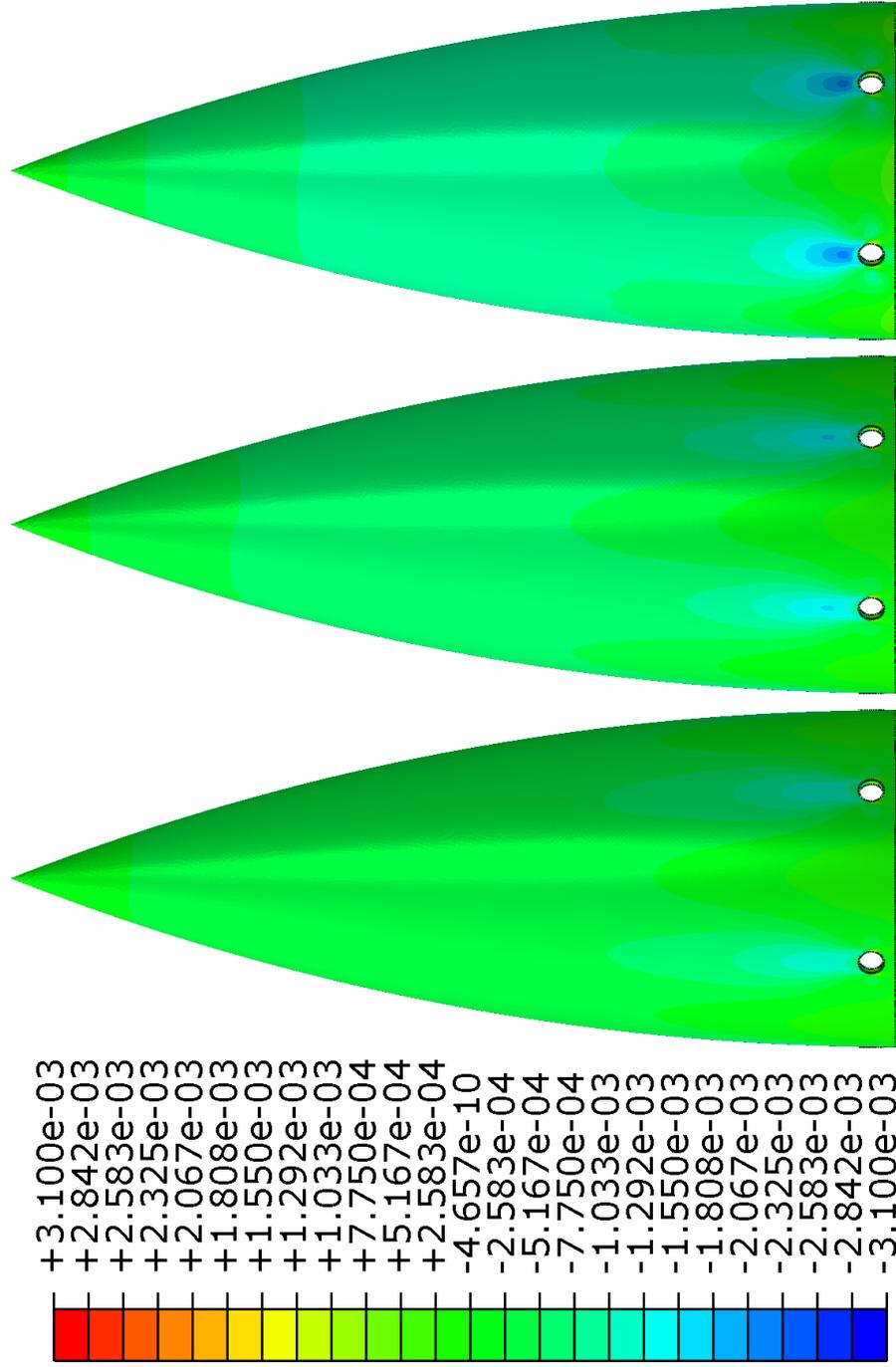


Figura 9.19: Confronto della deformazione longitudinale, geometria “A”. Fattore di scala: 0. Da sinistra: $[0_8]_s$; $[90_2, 0_6]_s$; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$.

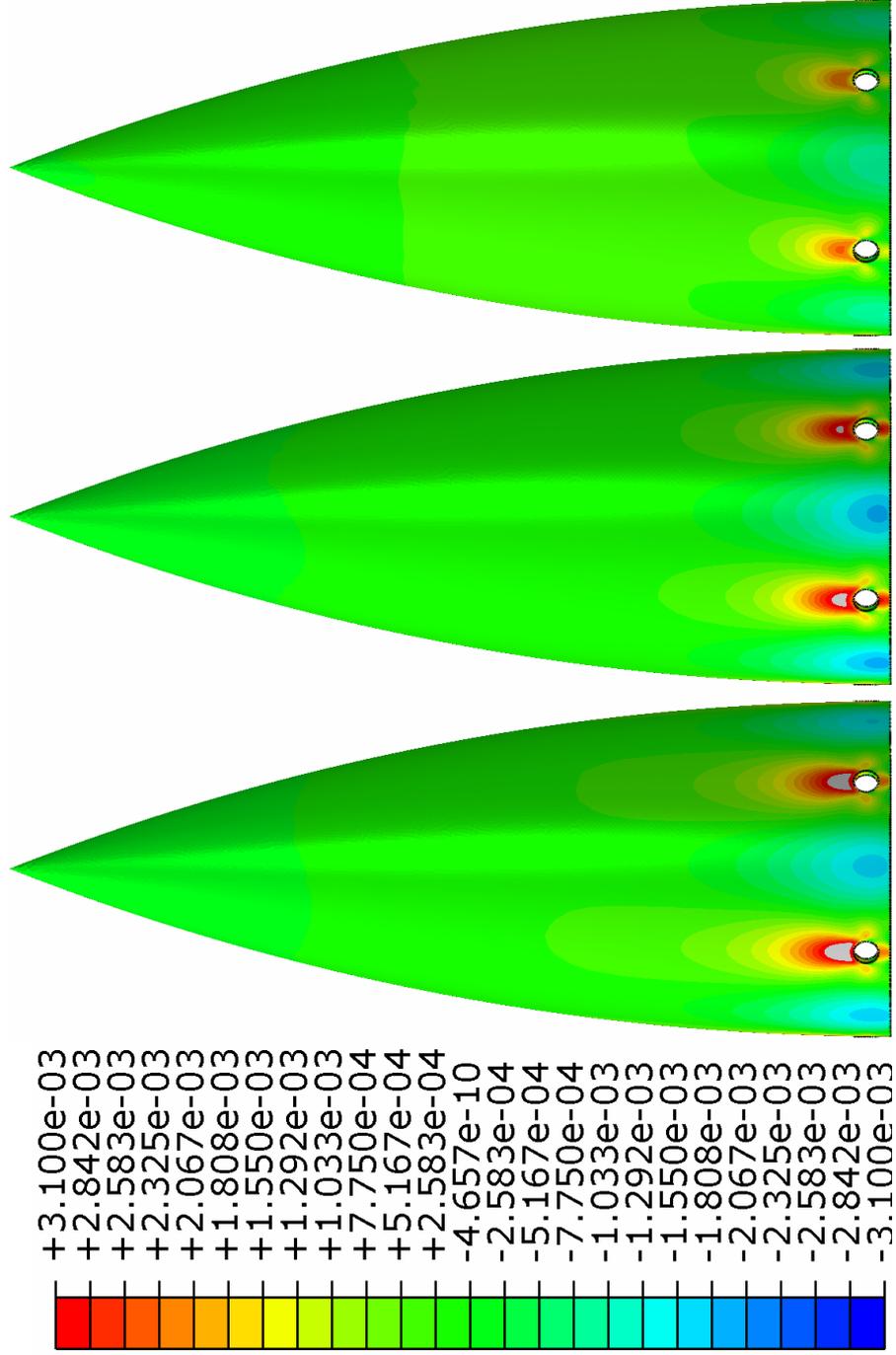


Figura 9.20: Confronto della deformazione trasversale, geometria "A". Fattore di scala: 0. Da sinistra: $[0_8]_s$; $[90_2, 0_6]_s$; $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$.

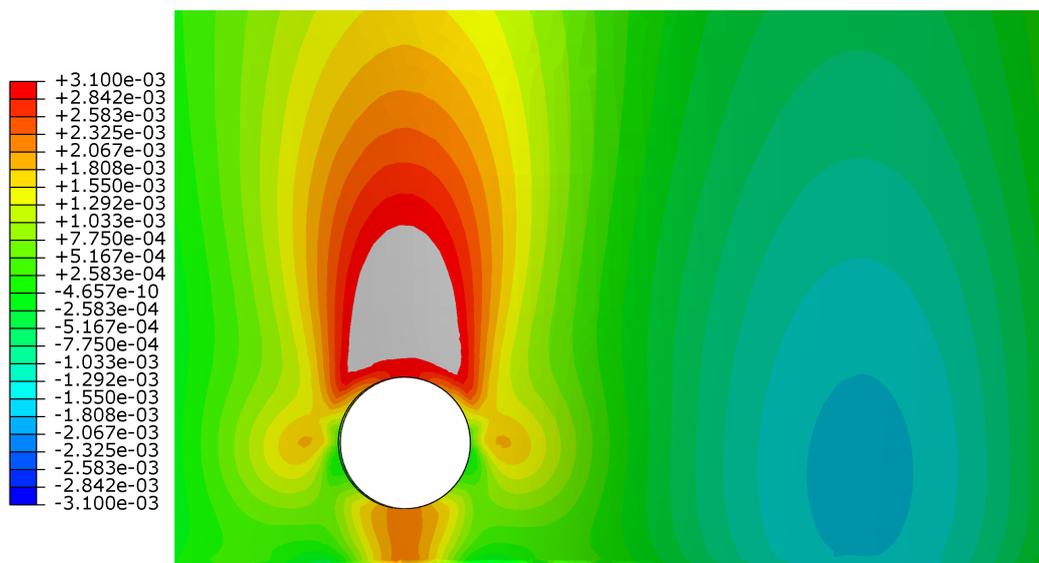


Figura 9.21: Dettaglio della deformazione trasversale, geometria “A”, $[0_8]_s$.

unidirezionale, ma è rappresentativa anche del secondo caso (analogo, ma meno accentuato). Questo fenomeno era già stato qualitativamente⁸ osservato in 8.2.1. Esso è dovuto al fatto che il pezzo assume nel piano una curvatura “intorno” alla boccola e dunque a parità di curvatura il materiale più distante subisce un maggiore allungamento; ovviamente però aumentando la distanza diminuisce la concentrazione dello stato di compressione e, dunque, la curvatura. Questi due effetti, opposti, sono la spiegazione del perché la deformazione prima aumenti allontanandosi dalla boccola e poi diminuisca rapidamente.

Ne consegue che le soluzioni $[0_8]_s$ e $[90_2, 0_6]_s$ sono da scartare; rimane pertanto come unica configurazione accettabile, fra quelle analizzate, $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$.

Questo problema non sarebbe stato presente utilizzando la geometria “B”: in tale caso la maggior parte del carico sarebbe infatti trasmessa per appoggio fra i due tratti cilindrici, eliminando il problema della concentrazione in prossimità del foro⁹. Tale geometria è evidentemente migliore per quanto riguarda lo stato di sollecitazione, ma

⁸Come già riportato le simulazioni suggerivano questo effetto, ma i risultati non possono essere considerati affidabili in tali aree in quanto fortemente dipendenti dalla distribuzione di carichi. Essa dipende dalla geometria del pezzo e pertanto era in tali simulazioni approssimata come costante, ma questa è un’ approssimazione forte; le analisi dell’intera ogiva sono molto più significative da questo punto di vista, pur non tenendo conto della presenza delle boccole.

⁹La componente trasmessa per appoggio sarebbe anche maggiore di quanto risulti dalle simulazioni effettuate, a causa della cedevolezza delle viti.

Tabella 9.4: Risultati ogiva

| Impilamento Geometria | | $[0_8]_s$ | | $[0_6, 90_2]_s$ | | $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | |
|--------------------------|--------------------|-----------|------|-----------------|------|---------------------------|-------|
| | | A | B | A | B | A | B |
| ε_{11}, min | $[\mu\varepsilon]$ | -1272 | -490 | -1569 | -661 | -2165 | -1000 |
| ε_{22}, min | $[\mu\varepsilon]$ | -1725 | -603 | -1919 | -698 | -1043 | -566 |
| ε_{22}, max | $[\mu\varepsilon]$ | 3563 | 802 | 3296 | 714 | 2420 | 842 |
| $ u_{tip} $ | $[mm]$ | 0,19 | 0,14 | 0,24 | 0,18 | 0,29 | 0,25 |

sconveniente dal punto di vista del montaggio, come già discusso. Alcuni risultati rappresentativi sono riportati in Tab. 9.4. Per quanto riguarda le deformazioni, si è indicata con i pedici 11 e 22, riferiti però alle direzioni delle fibre, cioè 11 indica gli archi di circonferenza che formano la sezione longitudinale dell'ogiva, 22 i cerchi delle sezioni trasversali. 22 dunque è coincidente con $\vartheta\vartheta$ del sistema cilindrico, mentre 11 non è longitudinale (zz) ma “segue” la curvatura della superficie. Dello spostamento in punta si riporta il modulo in quanto sarebbe in realtà negativo con la definizione di asse z utilizzata. Il valore massimo della deformazione longitudinale non è riportato in quanto dovuto esclusivamente all'effetto locale ai lati dei fori.

I vantaggi sono evidenti: la riduzione nei valori estremi delle deformazioni è dell'ordine del 50% o superiore, con un picco per quanto riguarda la soluzione unidirezionale. Come prevedibile questa è quella che trarrebbe il maggiore vantaggio dalla soluzione “B”: la deformazione tangenziale massima avrebbe una riduzione di oltre il 75%, eliminando di fatto il problema della concentrazione. Questo a sua volta renderebbe inutile, dal punto di vista statico, l'uso di fibre trasversali: il cambio di geometria implicherebbe dunque una scelta costruttiva opposta, rendendo preferibile un materiale fortemente anisotropo.

Capitolo 10

Instabilità fusoliera

Si è ritenuto opportuno effettuare anche delle analisi circa i carichi critici di instabilità, essendo le sezioni sottili; si è verificato che essi non sono un problema, specialmente considerando che la struttura reale è maggiormente rigida di quella modellata. È stato tuttavia ritenuta opportuna una breve discussione di quanto osservato: per quanto i margini di sicurezza siano infatti estremamente elevati, il comportamento generale può essere utile in ottica di una variazione della condizione di carico per eventuali applicazioni differenti.

10.1 Fase di *booster*

In Tab. 10.1 è riportata l'entità del primo autovalore per la fase di lancio; si fa presente sin da subito che, per tutti i casi, le deformazioni associate al primo modo di instabilità sono di entità assolutamente inaccettabile.

Per il caso $[0_8]_s$ con una guida, il fenomeno di instabilità è imputabile al carico di compressione risultante in prossimità della sezione di base, con una deformata composta da una scacchiera di bozze alternate interne ed esterne. Ne consegue che

Tabella 10.1: Primo autovalore, fase *booster*

| Impilamento | Una guida | Due guide |
|---------------------------|-----------|-----------|
| $[0_8]_s$ | 26,0 | 31,5 |
| $[0_6, 90_2]_s$ | 41,8 | 43,8 |
| $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | 57,9 | 58,4 |

una maggiore uniformità della rigidezza flessionale della sezione nelle due direzioni aumenti il carico critico, come si osserva infatti per il caso $[0_6, 90_2]_s$. La soluzione $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ presenta una rigidezza flessionale della sezione in direzione trasversale ancora maggiore posticipando dunque molto questo tipo di instabilità. Ne consegue che emergono per primi fenomeni differenti, in particolare un'ovalizzazione della circonferenza all'estremità libera: i primi modi prevedono infatti tutti la formazione di "lobi" presso questa estremità; il primo modo per il quale è la zona in prossimità della sezione di incastro ad essere critica, con la formazione di "grinze" in direzione del carico, ha un autovalore pari a 74.

Questo autovalore può essere di interesse perché, nonostante le deformazioni associate ai precedenti siano sicuramente critiche, tali autovalori sono determinati sulla base di un modello che non considera l'interazione fra tratto cilindrico ed ogiva: è pertanto possibile che l'anello metallico realizzante la giunzione ponga un vincolo sufficiente a tali deformate, posticipandole a valori successivi. Si noti infatti che, nonostante il modulo elastico del composito sia superiore, questo non implica che instabilizzi per primo il componente metallico, è anzi più probabile che avvenga il contrario, in quanto ciò che è di interesse è il modulo in direzione tangenziale, e la percentuale di fibre in tale direzione è ridotta.

L'utilizzo di due guide migliora certamente le cose, ma il suo effetto è comunque ridotto: questo è dovuto al fatto che i primi modi che si presentano, appena discussi, non sono legati alla localizzazione sulle guide. Sia per $[0_8]_s$ e $[0_6, 90_2]_s$ infatti la causa è la compressione alla base, la cui entità rimane invariata, pur assumendo una distribuzione maggiormente uniforme. Per il caso $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ infine la causa principale è la compressione uniforme presso la giunzione con l'ogiva derivante dalla resistenza aerodinamica: anche su questa l'effetto di un aumento del numero di guide è trascurabile, ancor più che per i casi precedenti. Tutto questo è valido nell'approssimazione (conservativa) con cui è stato realizzato il modello, e cioè che le guide non costituiscono né un vincolo né un rinforzo longitudinale, ma varino solo la disposizione dei carichi trasmessi alla struttura.

Un'ultima osservazione riguarda infine la disposizione $[0_6, 90_2]_s$: questa ha buone rigidzze flessionali della sezione sia in direzione longitudinale che trasversale, è però priva di fibre a $\pm 45^\circ$. È pertanto probabile che siano presenti modi di instabilità torsionale, cosa effettivamente verificata, sia con una che con due guide. In quest'ultimo caso, in particolare, l'autovalore è il secondo, ed è molto prossimo al primo (44, 3,

Tabella 10.2: Primo autovalore, manovre

| Impilamento | 1 o 2 guide |
|---------------------------|-------------|
| $[0_8]_s$ | 9, 2 |
| $[0_6, 90_2]_s$ | 13, 2 |
| $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | 18, 4 |

rispetto a 43, 8): considerando che in realtà le guide e la piastra interna ritarderanno il primo modo, è facile che tale soluzione vada incontro a questa forma di instabilità.

10.2 Manovre

In questo paragrafo vengono considerati contestualmente sia i carichi di instabilità per la cabrata sia per la virata. Si verifica infatti, come in 10.1, che l'instabilità è legata prevalentemente a carichi non direttamente influenzati dal numero di guide, sempre nelle ipotesi di modello che queste non costituiscano né un vincolo né un rinforzo. I carichi critici risultano pertanto molto prossimi, anche nel caso si utilizzino due guide. Essi sono riportati in Tab. 10.2.

Questo è dovuto principalmente al fatto che si è assunto un bersaglio poco manovrabile. In questo modo il carico di compressione dovuto al *drag* è significativamente maggiore dei carichi dovuti alle manovre.

Essendo gli autovalori dipendenti dalla resistenza aerodinamica ed essendo questa maggiore in questo caso di un fattore $\sim 2,4$ rispetto alla fase di lancio, gli autovalori saranno ridotti di un fattore simile; a questo va aggiunto il fatto che le proprietà meccaniche sono ridotte negli strati più esterni e pertanto si riduce la rigidità flessionale in direzione trasversale. Risultano pertanto autovalori inferiori di circa $2/3$ rispetto agli analoghi in 10.1.

Come tuttavia già osservato, il carico aerodinamico è in condizioni di massimo. Un aumento di prestazioni della munizione richiede un aumento dei carichi agenti sulle guide e sulle ali, ma questi non sono al momento critici per quanto riguarda l'instabilità. È pertanto probabile che un aumento di prestazioni non comporti una riduzione significativa dei carichi critici.

10.3 Ogiva

L'ogiva è soggetta ad una pressione elevata, e si potrebbe dunque pensare che le sue generatrici, ad arco di circonferenza, possano essere soggette a *buckling* con una deformata stabile incurvata verso l'interno. Si noti tuttavia che questo è falso nel presente caso a causa delle condizioni di vincolo imposte dalla simmetria assiale del pezzo. Innanzitutto non sarebbe possibile una curvatura semplice per via dell'incastro fra le generatrici al *tip*, sarebbe dunque necessaria una doppia curvatura, aumentando il carico critico.

Inoltre, effetto ancora più importante, una deformata assialsimmetrica richiederebbe energie di deformazione molto elevate: considerando le circonferenze date dalle sezioni dell'ogiva con piani normali all'asse, nel caso di *buckling* verso l'interno di tutte le generatrici, esse risulterebbero avere una deformata sempre circolare, ma di diametro minore, che comporterebbe elevati sforzi tangenziali.

È dunque naturale pensare che vi sia un accoppiamento fra deformate di generatrici e sezioni circolari, con una deformata simile a quella tipica dell'instabilità secondaria, formata cioè da imbozzature alternate interne ed esterne. Questo aumenta infatti l'energia di deformazione delle generatrici, ma riduce notevolmente quella associata alle tensioni tangenziali, risultando in una configurazione stabile a minor energia.

Questa previsione qualitativa è rispettata estremamente bene per $[0_8]_s$ e $[0_6, 90_2]_s$; lo è meno per la soluzione adottata. Per questa configurazione si ha comunque una deformata ad imbozzature, tuttavia esse non sono poste nelle due direzioni di riferimento del materiale, ma seguono una traiettoria elicoidale. La pendenza di questa rispetto alla direzione tangenziale è approssimativamente di $20 \div 25^\circ$, il che fa ipotizzare una spiegazione dovuta alla presenza delle fibre a $\pm 45^\circ$: se anche in questa configurazione la deformata fosse (qualitativamente) la medesima, essendo le bozze a scacchiera, nelle direzioni diagonali esse risulterebbero o tutte esterne o tutte interne. Questo implicherebbe una deformazione significativa di tali fibre e, pertanto, energeticamente sconveniente. Come visto per i casi con fibre solo in una direzione o due ortogonali, la minima energia si ha con le direttrici delle bozze allineate alle loro direzioni; in questo caso un allineamento "0/90" è svantaggioso per le fibre diagonali, uno "45/-45" per le longitudinali e trasversali: ne risulta che è migliore "22,5/-67,5" (o l'opposto).

Per tale configurazione si nota infine che il primo autovalore è maggiore, come pre-

Tabella 10.3: Primo autovalore, ogiva

| Impilamento | Una guida | Due guide |
|---------------------------|-----------|-----------|
| $[0_8]_s$ | 12,8 | 15,0 |
| $[0_6, 90_2]_s$ | 13,2 | 14,0 |
| $[\pm 45_2, 0_3, 90_1]_s$ | 17,0 | 18,5 |

vedibile, e le deformazioni sono molto ridotte, anche se sempre oltre i limiti accettabili. Gli autovalori del primo carico di instabilità sono riportati in Tab. 10.3.

Per la geometria “B” si ha un aumento dei carichi critici, ma questo è ridotto; si noti infatti che l’instabilità dipende essenzialmente dalla risultante di compressione, che subisce un cambiamento solo nella distribuzione, più uniforme. Nel modello della geometria “A” infatti si è imposta l’indeformabilità dei vincoli imposti dalla testa delle viti, impedendo fenomeni fortemente localizzati nell’area di maggiore concentrazione degli sforzi. La differenza fra le due soluzioni è in questo modo fortemente ridotta.

Capitolo 11

Conclusioni

I risultati ottenuti dimostrano la fattibilità della munizione richiesta, per quanto riguarda gli aspetti trattati.

Quasi nulla si è detto di aerodinamica e controllo, in quanto hanno poca influenza sull'aspetto strutturale, una volta stimati i carichi massimi che possono comportare. Si ricorda che la resistenza aerodinamica è stata stimata sulla base dei valori ottenuti sperimentalmente per la munizione *AIM-120 AMRAAM*, avente prestazioni simili a quelle richieste per gittata, ma ingombro superiore¹. Per le manovre, si è determinato a priori il carico aerodinamico necessario.

Lo studio dettagliato della configurazione aerodinamica è determinante per l'implementazione di un sistema di controllo, ma questi due aspetti sono fortemente interconnessi. Si è assunto, sulla base dell'evidenza empirica, che essi non possano precludere la possibilità di soddisfare effettivamente le richieste effettuate; in ogni caso, sono assolutamente necessari per uno studio dettagliato delle prestazioni ottenibili dalla munizione.

Un ultimo aspetto importante da considerare riguarda il motore: come già detto non è possibile, per ragioni economiche, regolare la spinta. Questo pone certamente un limite molto forte alle prestazioni ottenibili, non consentendo di ottimizzare la spinta in base alla distanza del bersaglio. A questo problema si potrà eventualmente ovviare creando una famiglia di munizioni, come avviene di fatto per molti tipi di missile, con differente tempo di combustione del *sustainer* ed eventualmente differente massa. Un problema invece non risolvibile è l'ottimizzazione della spinta *durante* la

¹Oltre 3,5 m di lunghezza, contro i 2,5 m ipotizzati per la munizione in studio; diametro 0,18 m contro 0,20 m. Il peso inoltre è circa il triplo.

missione. Questo impedisce di ridurre la spinta a quota elevata, causando aumenti di velocità incompatibili con il funzionamento del motore *ramjet*: l'unica soluzione in tali casi è una riduzione di quota, in modo da aumentare la resistenza e ridurre la velocità; è evidente come questa purtroppo non sia affatto una soluzione efficiente. È infine necessario ottenere le curve di prestazioni del motore, perché anche se la spinta non è regolabile, questo non implica automaticamente che sia costante, come considerato. L'impulso specifico varia infatti in base alla velocità: si è considerato un valore rappresentativo della media, ma uno studio dettagliato richiede certamente di considerare vantaggi e penalizzazioni che si hanno considerando differenti velocità.

Per quanto riguarda la fatica, tipicamente non è dimensionante per materiali compositi; tuttavia in ottica di un eventuale impiego su elicottero, sarà opportuno verificare che le frequenze proprie della struttura non coincidano con quelle tipiche del *captive carry*, date essenzialmente dalla frequenza di rivoluzione del rotore.

La munizione opera in ambiente marino, quindi l'assorbimento di umidità potrebbe essere un requisito critico. Tuttavia il missile è alloggiato in un *canister*, a cui è delegata la funzione di protezione da agenti atmosferici; inoltre la munizione non trascorrerà l'intera vita operativa in tale ambiente, buona parte sarà in stoccaggio. Nel presente caso si integrerà nei *canister* un sistema di monitoraggio: MBDA ha di recente sviluppato un *datalogger* adatto allo scopo², denominato *Elisa*², in grado di monitorare temperatura, umidità, pressione ed accelerazioni (quindi anche *shock* dovuti ad urti) per l'intera vita operativa della munizione.

11.1 Flessibilità delle prestazioni

A prescindere dalle considerazioni generali precedenti, è interessante osservare alcune scelte di progetto che sono state effettuate.

All'interno dei vincoli di massa ed ingombro si è scelto, per dimostrare la fattibilità della munizione, di sfruttare al massimo i margini disponibili. Fissato un dimensionamento del motore e quantificato lo spazio disponibile rimanente, questo è stato sfruttato interamente, aumentando la massa del sistema d'arma. Il guadagno derivante da un sistema a due teste è stato giudicato superiore a quello derivante

²Esistono già alcuni sistemi simili, ma tipicamente hanno durata molto limitata (pochi mesi), non adatta allo scopo; questo invece ha una vita dichiarata di circa quindici anni, consentendo un monitoraggio continuo durante la vita della munizione.

dalla riduzione di ingombro (circa $0,25\text{ m}$ a fronte di una lunghezza complessiva di $2,50\text{ m}$) e di peso (circa 6 kg su un complessivo di 53 kg). Si evidenzia comunque come sia possibile soddisfare i requisiti del sistema d'arma con circa un 10% di margine su lunghezza e peso.

Per quanto riguarda la gittata, il valore minimo richiesto è stato soddisfatto con un ampio margine. Anche in questo caso infatti si è dimensionato il motore assegnandogli una massa stimata come percentuale statistica sulla massima complessiva. In base alla massa di propellenti si è poi calcolata la gittata ottenibile, ottenendo valori più elevati. Questo implica che è possibile ridurre il carburante impiegato se si è interessati ad ottenere solamente la gittata minima da specifica. Si noti tuttavia che la massa del *booster* dovrà rimanere praticamente³ invariata, così come in prima approssimazione il peso fisso dei componenti del motore. Con una stima approssimativa, passando da una gittata massima ottenuta di circa 60 km ai 40 km richiesti, si può stabilire che è possibile ridurre di circa un terzo la massa, non dell'intero motore, ma del solo *sustainer*. Anche qui è stato giudicato pertanto conveniente l'aumento di gittata massima (di circa il 50%), rispetto alla riduzione di massa (di circa il 10%).

Si noti comunque che cumulando le due riduzioni possibili, si può ottenere una munizione con le prestazioni minime richieste, ottenendo una massa di approssimativamente 40 kg ed una lunghezza poco superiore ai due metri.

In base ai risultati ottenuti, si osserva poi che è possibile aumentare le prestazioni in manovra senza pericolo di cedimenti strutturali⁴. Il carico dimensionante è infatti risultato essere la resistenza aerodinamica, ma come sottolineato più volte un aumento di prestazioni in manovra non andrebbe a modificare tale carico. Per le manovre il carico dimensionante risulta essere quello locale presso la giunzione, rimanendo le deformazioni globali ben al di sotto dei limiti imposti. Risulta possibile aumentare il carico richiesto alle singole ali del 65%; si osserva che tale valore è stato limitato dalla flessione del perno, avendo imposto un angolo di rotazione al *tip* inferiore a 1° , e non dalla struttura in composito, che anche localmente potrebbe tollerare un aumento superiore.

Aumentando la rigidità del perno sarebbe possibile aumentare ulteriormente il

³Il Mach da raggiungere è lo stesso, ma una riduzione di carburante del *sustainer* comporta una diminuzione della massa da accelerare.

⁴Si osservi comunque che si tratta di analisi statiche, non si è considerata pertanto la sovraelongazione nella risposta dinamica della struttura all'applicazione del carico; è comunque mantenuto il margine di sicurezza del 100% sulle deformazioni ammissibili.

carico aerodinamico, eventualmente con piccoli aggiustamenti locali per quanto riguarda le boccole. Assumendo pertanto di modificare opportunamente l'area della giunzione per evitare effetti locali, il carico a cui la struttura nel suo complesso raggiunge deformazioni critiche è approssimativamente pari a dieci volte quello richiesto. La zona maggiormente deformata, come prevedibile, è l'area prossima all'incastro alla base, che è compressa sia per effetto della flessione legata alla manovra, sia per effetto della resistenza aerodinamica. Si noti che avendo aumentato il carico di un fattore così elevato, il margine di sicurezza sull'instabilità è notevolmente ridotto (il primo autovalore sarebbe in questo caso 1,8). Gli spostamenti massimi, all'estremità libera del cilindro, sarebbero all'incirca di $5 \div 6 \text{ mm}$. È evidente come si stia considerando una situazione molto estremizzata, che richiederebbe peraltro modifiche non più trascurabili per ridurre la flessione del perno, e deformazioni macroscopiche.

Anche senza considerare carichi così elevati, è comunque evidente come la struttura sia adatta, con piccole modifiche, ad impieghi più severi. Un aumento di un fattore quattro sui carichi aerodinamici renderebbe possibili manovre con accelerazione centripeta fino a $12 g$, cioè idonee all'inseguimento anche di velivoli ad alte prestazioni. Su questa possibilità incidono però negativamente due fattori maggiori: temperatura ed avionica.

- Temperatura: come visto, la temperatura raggiunta dalla munizione è molto elevata, ed è accettabile in virtù del fatto che la durata della missione è molto ridotta. Anche se la stima è sicuramente conservativa, la struttura non è idonea ad essere esposta ad un flusso supersonico per tempi elevati. Non è dunque possibile imbarcarla su velivoli ad alte prestazioni direttamente, ma sarebbe necessario mantenerla alloggiata in un *canister*; è evidente come questo renda preferibili soluzioni appositamente sviluppate per tali impieghi.
- Avionica: essa rappresenta tipicamente una parte considerevole del costo della munizione. Forti limiti sono già stati imposti al motore, per ragioni economiche, ed anche se non è stato sottolineato esplicitamente, lo stesso compromesso è stato necessario per tutta la strumentazione. Le caratteristiche dell'elettronica tipica di sistemi missilistici sono sicuramente superiori a quelle ipotizzate: in virtù della scarsa manovrabilità del bersaglio, è stato possibile scegliere componenti di costo contenuto. Ne consegue però che tale strumentazione non sia adatta all'inseguimento di velivoli ad alte prestazioni.

Adattare la presente munizione a tali impieghi richiederebbe costi elevati, avvicinando le caratteristiche a quelle dei numerosi missili aria-aria a medio raggio, fra i quali ad esempio lo stesso *AMRAAM*. Manterrebbe comunque rispetto ad essi il vantaggio di un minor peso ed una riduzione dei costi; tali vantaggi, come avvenuto precedentemente per l'aviazione, stanno portando allo sviluppo di soluzioni in composito per sistemi missilistici.

Modificare la presente munizione per tali impieghi tuttavia significherebbe stravolgerne completamente la funzione. Questo progetto è nato per l'applicazione sullo scenario navale *unmanned*, e sebbene la flessibilità sia certamente una caratteristica desiderabile, che ne rende possibile l'utilizzo ad esempio anche come anticarro, il suo scopo fondamentale è essere una valida ed economica alternativa ai cannoni navali.

Fermo restando che il progetto è tutt'altro che terminato, si ritiene di aver dimostrato con successo la possibilità di realizzare una munizione di costo significativamente contenuto per lo scenario di interesse.

Bibliografia

- [1] J.J.Jerger, *Principles of guided missile desing - Systems preliminary design*, Princeton, N. J. , Van Nostrand, 1960.
- [2] Paul Zarchan, *Tactical and strategic missile guidance*, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2002.
- [3] Autori vari, *Tactical Missile Warheads*, curato da T. J. Nelson, Joseph Carleone ed., American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1993.
- [4] Gordon E. Jensen, David W. Netzer, *Tactical missile propulsion*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, 1996.
- [5] Elmer Franklin Bruhn, *Analysis and design of missile structures*, Tri-state Offset Co., 1967.
- [6] S.S. Chin, *Missile configuration design*, McGraw-Hill, 1961.
- [7] Richard M. Lloyd, *Physics of Direct Hit and Near Miss Warhead Technology*, Progress in Astronautics and Aeronautics, 2001.
- [8] C. W. Besserer, *Missile engineering handbook*, Princeton, N. J. , Van Nostrand, 1958.
- [9] *Composite Materials Handbook-MIL 17; Materials; Usage, Design, and Analysis*, U.S. Department of Defense, 2002.
- [10] H. P. Hitchcock, *On estimating the drag coefficient of missiles*, Ballistic Research Laboratory, 1966.
- [11] F. G. Moore, T. Hymer, *Improved empirical model for base drag prediction on missile configurations based on new wind tunnel data*, Naval Surface Warfare Center, Weapon Systems Department, Dahlgren, Virginia 1992.

- [12] Joseph Kaye, *Survey of friction coefficients, recovery factors, and heat-transfer coefficients for supersonic flow*, Massachusetts Institute of Technology, 1953.
- [13] R. J. Monaghan, J. R. Cooke, *The measurement of heat transfer and skin friction at supersonic speeds*, Ministry of supply, Aeronautical Research Council, 1953.
- [14] Ronald P. Banas, *Comparison of measured and calculated turbulent heat transfer in a uniform and nonuniform flow field on the X-15 upper vertical fin at Mach numbers of 4.2 and 5.3.*, Flight Research Center, Edwards, California, 1965.
- [15] L. T. Chauvin, C. A. deMoraes, *Correlation of supersonic convective heat-transfer coefficients from measurement of the skin temperature of a parabolic body of revolution*, Langley Aeronautical Laboratory, 1951.
- [16] C. Kassapoglou, *Design and Analysis of Composite Structures*, Aiaa Education Series, 2010.
- [17] D. Gay, S. V. Hoa, S. W. Tsai, *Composite Materials: Design and Applications*, CRC Press, 2002.
- [18] E. J. Barbero, *Finite Element Analysis of Composite Materials*, CRC Press, 2007.

Appendice A

Protezione termica

FlamarestTM 1600 BTX

AkzoNobel, Aerospace Coatings



Product Group

Catalyzed Epoxy Thermal Insulating Coating

Characteristics



Product
Information

- Flamarest 1600 BTX was developed to meet the requirement for a tough, durable intumescent interior and exterior epoxy coating. It is designed to respond quickly to provide short-time fire protection. This coating can be used in many industrial applications where other intumescent coatings can not withstand the environmental exposure. It has been evaluated and tested extensively for marine use on ships and boats. The basic resin system/intumescent agents were developed for cook-off protection on Navy rocket launchers and the material has undergone extensive environmental testing.
- Polyester (fiberglass), various types of plastics, aluminum alloys, and steel are the most common substrates protected by Flamarest 1600 BTX. Virtually all field applications have been sprayed as this produces the best appearance at the lowest labor cost. Conventional air atomized spray equipment can be used to apply these high solids content coating systems.
- The Three component catalyzed epoxy resin fuses into a tough porcelain-like shield that protects the substrate while providing a highly efficient thermal barrier against flame and heat. Most substrates can be protected in one application of 10-30 mils (254-762 microns). The cured film is beige in color.

Components



Curing Solution,
Thinner/Reducer

| | |
|-------------|-----------|
| Component A | 260183-1 |
| Component B | 500062-HP |
| Thinner | TR-115 |

Specifications



Qualified Product
List

| | |
|--------------------|------------------|
| General Electric | A50TF199 Class C |
| Hamilton Sunstrand | HS11852 |
| | HS11853 |

The complete AkzoNobel Aerospace Coatings qualified product list (QPL) can be found at: www.akzonobel.com/aerospace

Surface Conditions



Cleaning

Surface pretreatment is an essential part of the painting process.



Instruction for Use



Mixing Ratio
(volume)

| | |
|--------------------------|------------|
| 0.91 gal (3.4L) parts | 260183-1 |
| 0.0472 gal (0.18L) parts | 5000062-HP |
| 8 fl. oz. (0.24L) parts | TR-115 |

Procedure for application of Flamarest 1600BTX over polyurethane foam:

1. Component A must be thoroughly mixed by stirring prior to the addition of Component B (shaking is not recommended as this can entrap air).
2. When A and B are combined, they must be completely mixed by stirring either by hand or mechanically. They should NOT be mixed together on a paint shaker because the exotherm generated may pressurize the can due to solvent volatilization.
3. Thin A and B mixture by adding 8 fl. oz. (0.24L) TR-115 and stirring well.
4. Apply the material immediately after mixing.



Induction Time

None.



Initial Spraying
Viscosity
(25°C/77°F)

14-20 seconds # 4 Ford Cup
15-21 seconds #2 signature Zahn Cup



Note

Viscosity measurements are provided as guidelines only and are not to be used as quality control parameters. Certified information is provided by certification documentation available on request.



Pot Life
(25°C/77°F)

After mixing Components A, B and TR-115, pot life at room temperature is at least one and a half hours. The material increases in viscosity during this period. The material can be sprayed up to two hours after mixing by adding an additional 3 fl. oz. of TR-115 to reduce viscosity slightly. Do not catalyze more material than can be applied within the pot life time period.



Dry Film
Thickness
(DFT)

254-762 micron (µm)
10-30 mils

**Application
Recommendations**



Conditions

| | |
|--------------------|-----------|
| Temperature: | 15 – 35°C |
| | 59 – 95°F |
| Relative Humidity: | 35 – 75% |



Note

The quality of the application of all coatings will be influenced by the spray equipment chosen and the temperature, humidity, and air flow of the paint application area. When applying the product for the first time, it is recommended that test panels be prepared in order to identify the best equipment settings to be used in optimizing the performance and appearance of the coating.



Equipment

A standard DeVilbiss suction cup spray gun with a 70 mil orifice is recommended and will produce the best results.
Atomization air pressure: 60-70 psi

If pressure pot is used, the feed line should be pressurized to 20 psi.



Number of coats

1. Up to 10 mils (254 microns) wet of Flamarest 1600BTX may be applied per spray coat on a vertical or horizontal surface.
2. To ensure material solids do not settle out, the material in the hopper should be stirred by hand until it is of a homogeneous consistency during spraying cycles.
3. Flamarest 1600 BTX viscosity may be adjusted with TR-115 to achieve the best application viscosity. Depending on the application equipment, a 3-5% amount is recommended. Wait at least 30 minutes but not more than two hours before applying subsequent coats until 20 - 30 mils (508 – 762 microns) wet has been applied. If a very smooth coating is desired, after the required thickness is applied, allow to dry for between 1-2 hours. Then apply a light coat thinned 3% with TR-115.
4. Do not spray near heat or open flame. Provide adequate ventilation.



Cleaning of
Equipment

Spray equipment must be clean prior to using this material. Flush gun with MEK prior to spraying the coating. Clean spray equipment immediately after use with MEK solvent.

Physical Properties



Drying Times
according to
AITM 2-0011
(25 +/- 2°C / 77
+/- 2°F, 55 +/- 5%
RH)

| | |
|---------------|-------------|
| Dry to handle | 12 hours |
| Full cure | 48-72 hours |

70-80°F (21-27°C), RH below 80%, and dust free as practical
Air and substrate temperature must not be lower than 50°F (10°C).



Theoretical
Coverage

One kit is 60 ft² for a 20 mil (508 microns) dry coat. Shrinkage during cure is about 20-30%.

Coverage rate will depend on desired coating thickness, spray technique, equipment used, surface roughness and surface temperature.

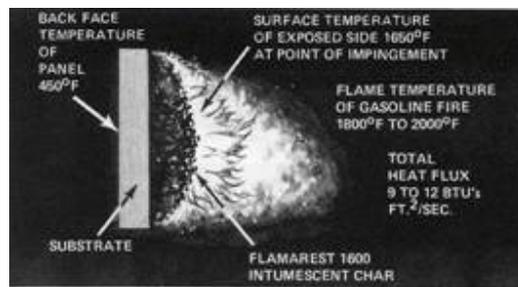


| | | |
|--|--|---|
| | Dry Film Weight | 34 g/m ² /25 micron 0.007 lbs/ft ² /1 mil |
| | Volatile Organic Compounds | Max 2 g/l Max 0.0 lb/gal |
| | Gloss (60°) | N/A |
| | Color | Beige/Light Tan |
| | Flash-point | 260183-1 17°C / 1°F 500062-HP 102°C / 215°F TR-115 17°C / 1°F |
| | Storage | Store Flamarest 1600BTX in a well ventilated area. Maximum recommended storage temperature is 90°F/32°C, minimum is 40°F/4°C. Do not pour catalyzed, unused material back into container. |
| | Shelf life 5 - 38°C (40 - 100°F) | 18 months per AkzoNobel Aerospace Coatings commercial specification. Shelf life may vary due to OEM specification requirements. Refer to container label for specific shelf life information. |



How the Material Works

The drawing below shows how Flamarest 1600BTX responds to heat and/or fire to protect the substrate. As heat or flames contact the Flamarest film, the resin softens when the surface temperature reaches 500°F (260°C). As the intumescent char expands toward the heat source, the char structure evolves from a high density film into a low density char. Thousands of air cells in the char act as insulators and keep the substrate cool. As the surface temperature increases to 1650°F (899°C), the char absorbs energy from the fire and inhibits its transfer to the substrate. On combustible substrates, surface burning (flame spread) is controlled and retarded by the char and the inert gases released during intumescences. These gases cling to the char surface and reduce the available oxygen supply.



The intumescent mechanism, as described above, is completed in about 5 seconds after the coating is exposed to heat and/or fire.



Full Scale Burn Test

Polyester Boat Hull - This is one of several full scale boat hull burn tests conducted by Avco. The boat hull is a standard production 17 foot polyester hull. The interior has been coated with 25-30 mils (635-762 microns) of Flamarest 1600. Two fire pans were used. The bow fire pan contained enough gasoline for a 2½ - 3 minute fire and the stern fire pan contained gasoline for an 11-13 minute duration fire. An unprotected hull would begin burning in less than 30 seconds after exposure to fire and delaminating occurs in 1.5 minutes. The Flamarest 1600BTX protected hull easily survived over eight minutes of exposure to an intense fire.



Fully instrumented boat hull. Over 50 thermocouple wires are connected to multi-channel recorders.



4.0 minutes after ignition. Bow fire pan is almost burned out. Stem fire is at peak fire conditions.



2.5 minutes after ignition of both fire pans. Flame height is over 10 feet, flame temperature is 2150°F



Boat hull after fire test. No structural damage was observed. The hull was insulated by the Flamarest 1600 and kept below its



**Selas Burner
(Methane Gas)
Test Conditions**

The following operating conditions were pre-set in the Selas Burner Thermal Test.

| | |
|--------------------------------|----------------------------------|
| Burner – Type and size | 6" diameter duradiant (15.24 cm) |
| Burner Distance from Substrate | 3 1/16" (7.8cm) |
| Flame Temperature | 2550°F (1399°C) |
| Total Incident Heat Flux | 9.1 Btu/ft ² sec |
| Radiant Incident Heat Flux | 4.4 Btu/ft ² sec |
| Convective Incident Heat Flux | 4.7 Btu/ft ² sec |
| Heat/flame Source | Methane gas |

**Time to Backface
Temperatures**

Backface Temperatures Time in Minutes

| Substrate Thickness in Inches | Flamarest 1600BTX Coating Thickness Dry Mils | 400°F 204°C | 600°F 316°C | 800°F 427°C | 1000°F 538°C |
|-------------------------------|--|----------------|----------------|----------------|-----------------|
| .032 Aluminum | Bare Aluminum | .062 | .100 | .156 | .220 |
| .032 Aluminum | 16 mils (406 microns) | .086 | .200 | .900 | 5.00 |
| .032 Aluminum | 30 mils (762 microns) | .150 | .490 | 3.12 | 20.0 |
| .002 Steel | Bare Steel | .168 | .353 | .560 | .788 |
| .002 Steel | 19 mils (483 microns) | .19 | .700 | 3.43 | - |
| .002 Steel | 26 mils (660 microns) | .26 | 1.100 | 2.36 | 6.0 |
| .200 Polyester | Bare Polyester | 1.24 | 2.16 | Burned Through | - |
| .200 Polyester | 19 mils (483 microns) | 3.5 | 8.8 | 16.4 | - |

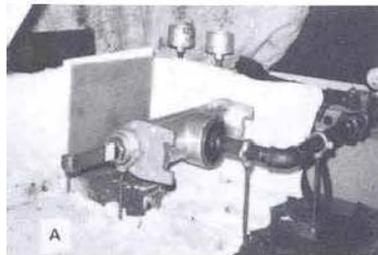
.032" aluminum, .002" steel and .200" polyester fiberglass were used in the Selas burner test. Uncoated substrates were run as a control. The data indicates the significant difference between the bare panel and those protected with Flamarest 1600. The time stated in the chart is in minutes for backface temperatures of 400 to 1000°F (204 to 538°C).



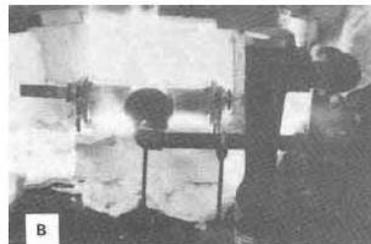
Selas Burner Test

The Selas methane gas burner is one of the many types of tests used by Avco to determine the thermal response of combustible and noncombustible substrates over a broad range of fire environments.

Incorporation of the Selas burner in our overall thermal test program has enabled us to duplicate the conditions of an actual fire or to recalibrate the unit to produce a higher erosive flame with increased aerodynamic shear forces. This latitude in fire environments is necessary if meaningful data is to be developed on intumescent char structures. We have modified existing intumescent coatings and developed new fire protection materials based upon tests that simulate the problem of our customer.



A. Close-up showing one type of burner head used on the Selas burner. Unprotected polyester panel is in test fixture.



B. Fire test on polyester panel burner has been calibrated to develop the total heat flux of a fire in a building.



**Selas Burner Test
continued**



C. Selas burner head. The Selas burner has a range of 5 to 70 Btu's ft²/sec (total heat flux). Typical flame temperatures of 2300 to 2500°F (1260 to 1371°C) are created by the methane gas burner. The fuel/air ratio can be present and regulated with independent control of radiant and convective heat fluxes. A wide range of burner heads is used to produce a variety of flame shear effects by varying flame velocity.



D. Flamarest 1600BTX is a two component catalyzed epoxy intumescent coating. When exposed to heat or flame, the coating intumesces, or swells, to many times its original dry mil thickness. The char that is formed is a low density (less than ½ pound per cubic foot) highly efficient thermal insulator.

The char structure pictured resulted from a 35 mil (889 micron) coating of Flamarest 1600BTX used in a boat hull burn test. This char was formed after 11 to 13 minutes exposure to a full scale gasoline fire. The temperature of intumescences for the coating is approximately 540 to 570°F (282 to 299°C). Heat or flame will trigger the intumescences reaction.



D. Flamarest 1600BTX is a two component catalyzed epoxy intumescent coating. When exposed to heat or flame, the coating intumesces, or swells, to many times its original dry mil thickness. The char that is formed is a low density (less than ½ pound per cubic foot) highly efficient thermal insulator.

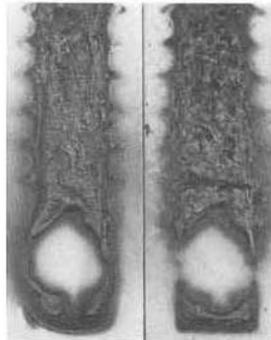
The char structure pictured resulted from a 35 mil (889 micron) coating of Flamarest 1600BTX used in a boat hull burn test. This char was formed after 11 to 13 minutes exposure to a full scale gasoline fire. The temperature of intumescences for the coating is approximately 540 to 570°F (282 to 299°C). Heat or flame will trigger the intumescences reaction.



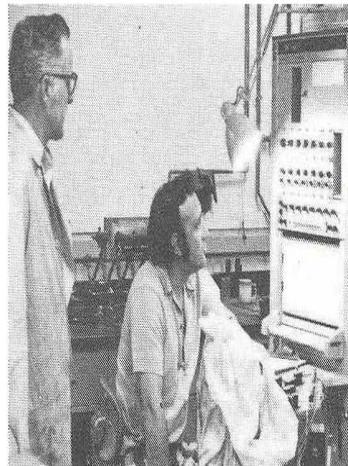
Flame Spread Rating

Monsanto Tunnel Test Flamarest 1600BTX has been applied to various combustible and noncombustible substrates to determine its relative flame spread index. The results are summarized in the table below.

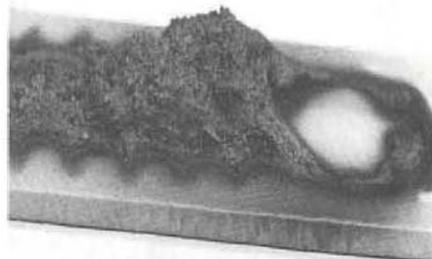
| Substrate | Flame Spread of Substrate | Flame Spread of Flamarest 1600 | Dry Mils of Coating Used |
|-----------------|---------------------------|--------------------------------|--------------------------|
| Cement asbestos | 0 | 48 | 25 |
| Aluminum | 0 | 43 | 30 |
| Steel | 0 | 40 | 30 |
| Red oak | 100 | 38 | 28 |
| Polyester | 92 | 58 | 10 |
| Polyester | 110 | 35 | 27 |



Two typical combustible substrates after being tested in the Monsanto Tunnel. Each panel was coated with 20 mils of Flamarest 1600.



Multi-channel instrumentation used to record thermocouple input data on various thermal tests conducted in Avco's lab.



Close-up of intumescent char formed by Flamarest 1600 exposed to flame-spread test.

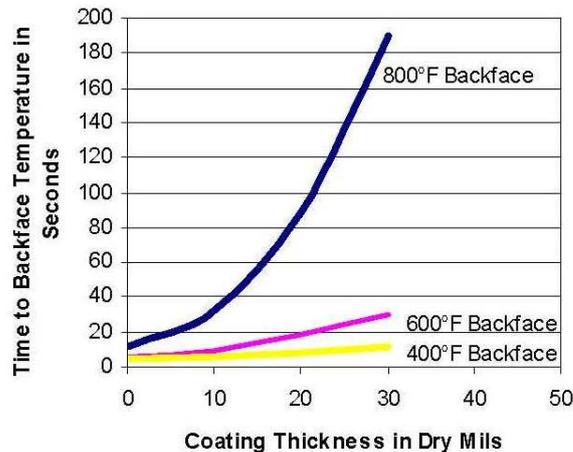


**Backface
Temperatures**

Flamarest 1600BTX on 30 mil aluminum substrate – Selas Burner (Methane Gas) Fire Test. The data plotted below can be used for coating thicknesses of Flamarest 1600 in the range of 10 to 30 dry mils (254 to 762 microns). Time to backface temperatures have been plotted for 400°F, 600°F and 800°F (204°C, 316°C and 427°C).

Test Conditions

| | |
|----------------------|---------------------------------|
| Type of test | Selas gas burner |
| Fire source | Methane gas |
| Flame temperature | 2100°F ± 500°F (1149°C ± 260°C) |
| Total heat flux | 9.1 Btu/ft ² sec |
| Radiant heat flux | 4.4 Btu/ft ² sec |
| Convective heat flux | 4.7 Btu/ft ² sec |



For comparative purposes, unprotected 30 mil aluminum reaches backface temperatures as indicated below:

- 400°F (204°C) Backface Temperature – 4.0 seconds
- 600°F (316°C) Backface Temperature – 5.1 seconds
- 800°F (427°C) Backface Temperature – 8.4 seconds

Note: Bare aluminum is indicated by “0” coating thickness)

Coverage Chart

The coverage chart below gives the wet and dry mils of coating with the corresponding square feet per gallon coverage rate. It should be noted from this data that the thermal protection of Flamarest 1600BTX is directly related to the dry mils of coating used.

| Dry Mils of Coating | Wet Mils Applied | Square Feet per Gallon |
|---------------------|------------------|------------------------|
| 8.9 | 10 | 180 |
| 13.3 | 15 | 120 |
| 17.8 | 20 | 90 |
| 22.2 | 25 | 72 |
| 26.7 | 30 | 60 |
| 31.1 | 35 | 52 |
| 35.6 | 40 | 45 |



Typical Properties of cured film and intumescent char

| | |
|------------------------------|---|
| Type of coating | Two component catalyzed epoxy intumescent coating |
| Purpose of coating | Thermal insulation |
| Recommended film thickness | 25-30 dry mils |
| Type of intumescent char | Organic polymeric |
| Density of intumescent char | 0.4 to 0.5 pound per cubic foot |
| Temperature of intumescence | 540° to 560°F |
| Time of intumescent reaction | 2 to 5 seconds after exposure to fire/heat |

Thermal Conductivity (K value)

K is defined as follows:
K = Thermal conductivity, Btu per hour per square foot per unit temperature gradient, degree F per foot.

Thermal conductivity K of Flamarest 1600
K = 0.11 Btu/hr-ft-°F or K = 0.20 Btu/ft² per hour per °C/ft

Flamarest 1600BTX has the same approximate thermal conductivity as Oak (K = 0.11).

Benefits of 1600BTX

Very low applied cost per mil of coating.
Tougher, harder and more durable than conventional intumescent coatings.
One coat application on most substrates.
Reduces flame spread as it provides thermal insulation.
Positive full time safety, 24 hours a day.
1600BTX provides better protection against weathering, impact, acids, alkali, salt water, sunlight, solvents and oils than conventional intumescent coatings.

Conventional intumescent coatings are limited in their application by the environment in which they are exposed. Flamarest 1600BTX is the first successful intumescent coating that can be used in severe environments and can be applied in one coat.

Quality Control

Flamarest 1600BTX is manufactured by AkzoNobel in full compliance with MIL-Q-9858A. This is a rigid quality control and quality assurance program. If required, certification can be supplied with the shipment of material.

Safety Precautions

Comply with all local safety, disposal and transportation regulations. Check the Material Safety Data Sheet (MSDS) and label of the individual products carefully before using the products. The MSDSs are available on request.



Issue date: December 2009 (supersedes May 2006) - FOR PROFESSIONAL USE ONLY

IMPORTANT NOTE The information in this data sheet is not intended to be exhaustive and is based on the present state of our knowledge and on current laws: any person using the product for any purpose other than that specifically recommended in the technical data sheet without first obtaining written confirmation from us as to the suitability of the product for the intended purpose does so at his own risk. It is always the responsibility of the user to take all necessary steps to fulfill the demands set out in the local rules and legislation. Always read the Material Data Sheet and the Technical Data Sheet for this product if available. All advice we give or any statement made about the product by us (whether in this data sheet or otherwise) is correct to the best of our knowledge but we have no control over the quality or the condition of the substrate or the many factors affecting the use and application of the product. Therefore, unless we specifically agree in writing otherwise, we do not accept any liability whatsoever for the performance of the product or for any loss or damage arising out of the use of the product. All products supplied and technical advice given is subject to our standard terms and conditions of sale. You should request a copy of this document and review it carefully. The information contained in this data sheet is subject to modification from time to time in the light of experience and our policy of continuous development. It is the user's responsibility to verify that this data sheet is current prior to using the product.

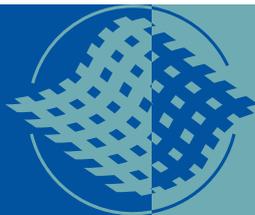
Brand names mentioned in this data sheet are trademarks of or are licensed to AkzoNobel.

Appendice B

Resina

HexPly[®] F655TM

Hexcel



HexPly® F655™

Resin Systems for Advanced Composites

Product Data

Description

HexPly® F655™ is a bismaleimide resin that cures via an addition reaction in a toughened two-phase thermoset matrix with no condensation by-products. HexPly® F655™ is a controlled flow polyimide resin system designed for alternative processing capabilities such as co-curing over honeycomb core, compression molding, as well as standard autoclave processing.

Features

Uncured

- Controlled Flow
- Process Working Life Greater Than 20 Days

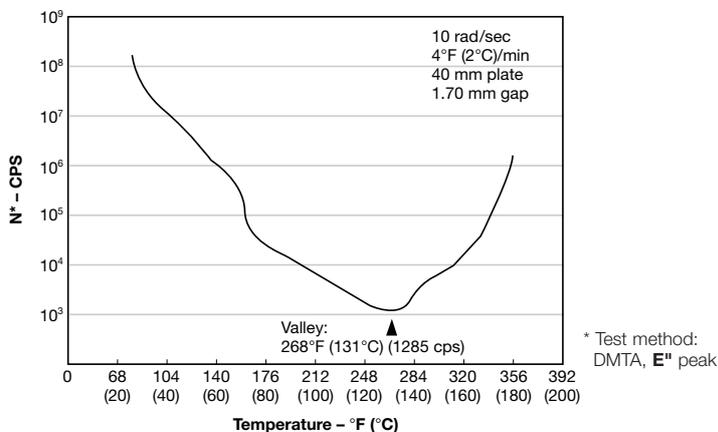
Cured

- High Laminate Mechanical Strengths and Strains
- High Strength Retention at 450°F (232°C) Dry and 350°F (177°C) Wet
- Improved Compression After Impact Properties
- Void-Free Thick Laminate Processability
- Void-Free Thick Laminate Co-Cure Processing Over Honeycomb Core
- Long-term Service Life to 400°F (204°C)
- Excellent Electrical Properties

Neat Resin Properties

| | |
|-------------------------------------|--|
| Specific gravity | 1.25 |
| T _g dry* | 550°F (288°C) |
| T _g wet* | > 400°F (204°C) |
| Equilibrium moisture absorption | 4.1% |
| Coefficient of thermal expansion | |
| Temperature range | 75–482°F = 2.66 x 10 ⁻⁵ in/in/°F |
| | 24–250°C = 4.78 x 10 ⁻⁵ mm/mm/°C |
| Temperature range | 347–482°F = 3.55 x 10 ⁻⁵ in/in/°F |
| | 175–250°C = 6.32 x 10 ⁻⁵ mm/mm/°C |
| Fracture toughness, K _{1C} | 1.25 ksi√in (1.37 MPa√m) |

Dynamic Viscosity Analysis

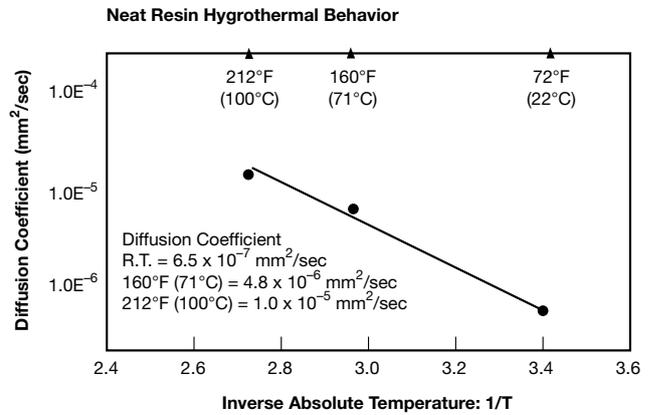
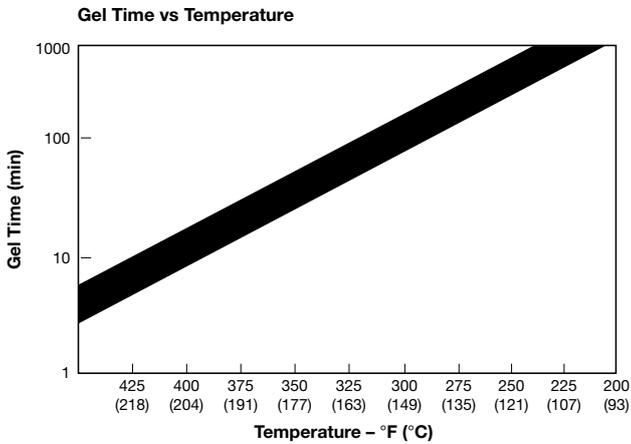


© Copyright Hexcel Corporation
 ™ F655 is a trademark of Hexcel Corporation, Dublin, California.
 ® HexPly, Hexcel and the Hexcel logos are registered trademarks of Hexcel Corporation, Stamford, Connecticut





HexPly® F655™ Product Data



Cure Procedure

Thin Laminates: ≤ 0.50" (1.27 cm)

- Apply vacuum of 22 inches Hg (74 kPa) minimum.
- Heat to 270 ± 5°F at 2–4°F/minute (132°C at 1.2–2.4°C/minute). Apply 85 ± 5 psig (586 kPa).
- Dwell at 270 ± 5°F (132°C ± 3°C) for 30 ± 5 minutes. Release vacuum.
- Heat to 375°F at 2–4°F/minute (191°C at 1.2–2.4°C/minute); cure 4 hours.
- Cool to 150°F at 5°F/minute (66°C at 3°C/minute) before releasing pressure.

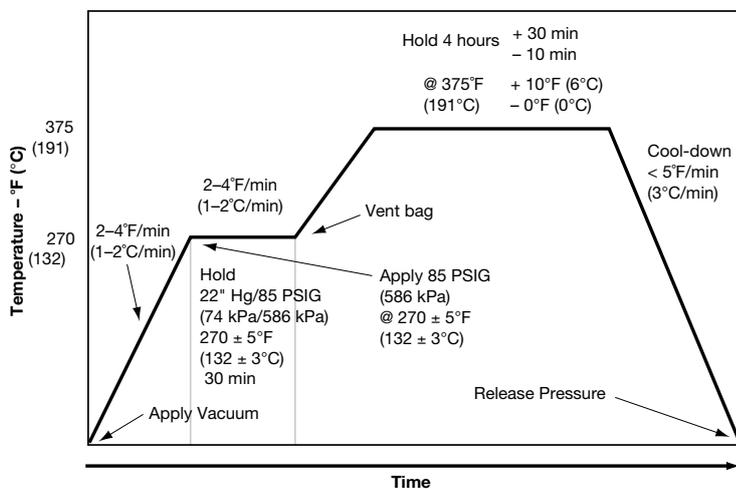
Thick Laminates: > 0.50" (1.27 cm)

Laminates may be cured with modified cure cycle.

Postcure Procedure

- Postcure 16 hours at 450°F (232°C) (free-standing oven).
- Raise temperature from ambient to 375°F at a rate of 5–10°F/minute (191°C at a rate of 3–6°C/minute) and at a rate of 1–2°F/minute (0.6–1.2°C/minute) above 375°F (191°C).

Note: Alternate postcure cycle: 6 hrs at 470°F (243°C) using same rates as standard.



Resin Systems for Advanced Composites

Availability

| Form | Hexcel Designation | Fiber | Fiber Areal Wt. g/m ² | Weave | Count Warp x Fill | Widths Available in (cm) |
|----------------|-------------------------------|----------|----------------------------------|--------|-------------------|---------------------------|
| Carbon Tape | T2T145-12"-F655 | T300-12K | 145 | n/a | | 2"-24" (5.08-60.96 cm) |
| | T9A145-12"-F655 | IM7-12K | 145 | n/a | | 2"-24" (5.08-60.96 cm) |
| Carbon Fabrics | W3T282-42-F655 Plain Weave | T300-3K | 194 | Plain | 12.5 x 12.5 | 42" (106.68 cm) |
| | F3T584-42-F655 8 H.S. | T300-3K | 370 | 8 H.S. | 24 x 24 | 42" (106.68 cm) |

Note: Carbon tapes may be produced with various carbon fiber types and tow sizes. In designating tape, the second digit represents tow size and the third digit represents fiber source. Consult your nearest Hexcel Sales Representative for additional information.

Physical Properties

| | Property | Carbon Tape | Carbon Fabric |
|----------|----------------------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|
| Prepreg | Material description | T2T145 | T9A145 (IM7) |
| | % Volatile content | < 2 | < 2 |
| | % Resin content (dry) | 33-37 | 33-37 |
| Laminate | Cured thickness per ply: in (cm) | 0.0053-0.0061 (0.013-0.015 cm) | 0.0053-0.0061 (0.013-0.015 cm) |
| | % Fiber volume | 55-59 | 54-59 |
| | Density (g/cm ³) | 1.53-1.56 | 1.53-1.56 |

Dielectric Properties

| Material | Frequency (GHz) | Temperature °F (°C) | Dielectric Constant Accuracy ± 2% | Loss Tangent Accuracy ± 1/2 Significant Figure |
|--------------------------|-----------------|---------------------|-----------------------------------|--|
| F655 Resin Casting* | 3 | 75 (24) | 3.08 | 0.004 |
| | | 300 (149) | 3.14 | 0.005 |
| | | 450 (232) | 3.19 | 0.006 |
| | 9 | 75 (24) | 3.04 | 0.005 |
| | | 300 (149) | 3.09 | 0.006 |
| | | 450 (232) | 3.15 | 0.007 |
| | 16 | 75 (24) | 2.98 | 0.006 |
| | | 300 (149) | 3.04 | 0.007 |
| | | 450 (232) | 3.11 | 0.008 |
| Astro Quartz II/F655 Dry | 49 | 75 (24) | 3.44 | 0.003 |
| Astro Quartz II/F655 Wet | 49 | 75 (24) | 3.60 | 0.012 |
| E-Glass/F655 Dry | 49 | 75 (24) | 4.44 | 0.0065 |
| E-Glass/F655 Wet | 49 | 75 (24) | 4.65 | 0.0145 |

* Testing method: ASTM D2520

Laminate Mechanical Properties

| Properties | Carbon Tapes | | | | | | | |
|--|--|------------------------------|------------------------------|------------------------------|---|---------------------------------|---------------------------------|------------------------------|
| | T300 (6K) | | | | IM7 (12K) | | | |
| | RT | 350°F (177°C) | 450°F (232°C) | 350°F(W) (177°C) | RT | 350°F (177°C) | 450°F (232°C) | 350°F(W) (177°C) |
| Autoclave Cured | | | | | | | | |
| Tension (0°)₈ Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) Strain: % | 220.0 (1517) 20.70 (142.7) 1.04 | | | | 396.0 (2730) 23.3 (160.6) 1.61 | | 292.0 (2013) 23.7 (163.4) | 300.0 (2068) 23.9 (164.8) |
| Tension (90°)₁₆ Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) Strain: μ in/in | | | | | 9.53 (66) 1.33 (9.2) 7668 | 6.15 (42) 1.14 (7.9) 6215 | 2.33 (16) 0.871(6.0) 2875 | |
| Compression (0°)₈ Strength: ksi (MPa) | 242.4 (1671) | 228.5 (1575) | | 164.3 (113.3) | 314.3 (2167) | | 171.3 (1181) | 140.4 (968) |
| Flexure (0°)₁₆ Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) | 308.5 (2127) 20.0 (137.9) | 240.0 (1655) 20.1 (138.6) | 195.9 (1351) 20.7 (142.7) | 161.0 (1110) 18.5 (127.6) | | | | |
| Flexure (90°)₁₆ Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) | 20.1 (138) 1.43 (9.9) | 15.5 (107) 1.31 (9.0) | 11.6 (80) 1.11 (7.7) | 7.0 (48) 0.77 (5.3) | | | | |
| Short Beam Shear (0°)₁₆ Strength: ksi (MPa) | 20.6 (142) | 12.7 (88) | 9.7 (67) | 8.0 (55) | 18.8 (130) | | 7.57 (52) | 7.57 (52) |
| Tension (±45°)_{2s} Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) | 31.4 (216) 2.39 (16.5) | 29.3 (202) 2.28 (15.7) | | 21.0 (148) 0.94 (6.5) | | | | |
| Shear (±45°)_{2s} Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) | 15.7 (108) 0.71 (4.9) | 14.6 (101) 0.63 (4.3) | | 10.5 (72) | 18.2 (125) 0.75 (5.2) | | 11.5 (79) 0.56 (3.9) | 10.8 (74) 0.40 (2.8) |
| Edge Delamination [(±25°)₂/90°]_s First crack stress: ksi (MPa) | 50.0 (345) | | | | 35.1 (242) | | | |
| Post Impact Compression (45°, 0°, -45°, 90°)_{4s} Impact Energy 270 in-lb, class 1* Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) Strain: μ in/in Damage area: in ² (cm ²) | 31.6 (218) 6.18 (42.6) 5091 1.84 (11.9) | | | | 35.2 (243) 7.5 (51.7) 4665 1.87 (12.1) | | | |
| Post Impact Compression (45°, 0°, -45°, 90°)_{4s} Impact energy 1500 in-lb, class 2* Strength: ksi (MPa) Modulus: msi (GPa) Strain: μ in/in Damage area: in ² (cm ²) | 23.8 (164) 5.65 (38.9) 4268 2.26 (14.6) | | | | 30.7 7.5 3672 3.50 (22.6) | | | |
| Mode I Strain Energy Release Rate G _{IC} in-lb/in ² (kJ/m ²) – Dry (0°) ₂₀ | | | | | 1.91 (0.34) | | | |
| Mode II Strain Energy Release Rate G _{IIc} in-lb/in ² (kJ/m ²) – Dry (0°) ₂₀ | | | | | 3.85 (0.68) | | | |
| Open Hole Compression (+45°, 0°, -45°, 90°)_{2s} Strength: ksi (MPa) | | | | | 48.8 (336) | | 41.4 (285) | 35.3 (243) |

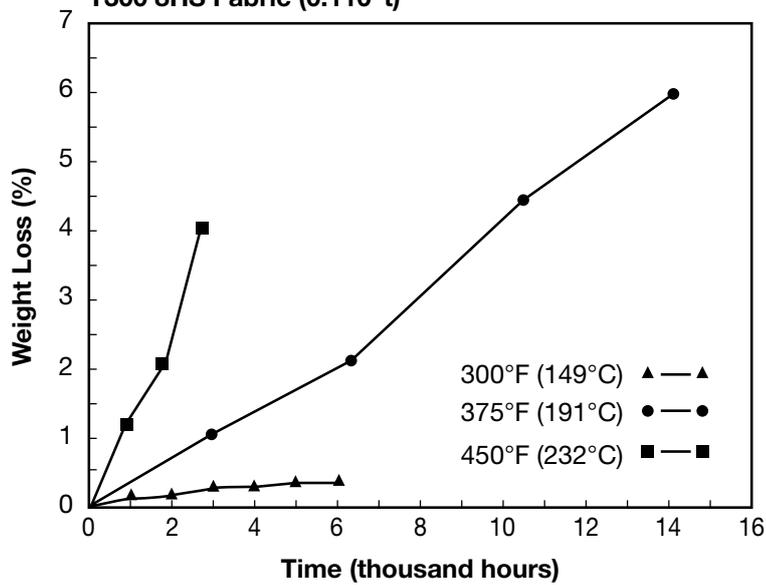
* BSS 7260, Rev. C



| Properties | Carbon Fabric – T300, Plain Weave | | | | |
|--------------------------------------|-----------------------------------|--------------|---------------------|-------------------|-------------------|
| | -75°F (-59°C) | RT (AMC) | 450°F (232°C) (AMC) | 450°F (232°C) (D) | 350°F (177°C) (W) |
| Fill tensile strength, ksi (MPa) | 83.3 (574) | 96.5 (665) | 84.0 (579) | 92.6 (638) | 83.1 (573) |
| Fill tensile modulus, msi (GPa) | 9.4 (64.8) | 8.9 (61.4) | 8.7 (60.0) | – | 8.8 (60.7) |
| Fill compression strength, ksi (MPa) | 161.2 (1111) | 129.9 (896) | 64.6 (445) | – | 60.9 (420) |
| Fill compression modulus, msi (GPa) | 8.51 (58.7) | 8.4 (57.9) | – | 8.32 (57.4) | 8.5 (58.6) |
| Fill SBS, ksi (MPa) | 14.2 (97.88) | 13.7 (94.41) | 5.5 (37.90) | 7.5 (51.68) | 6.30 (43.41) |

W = wet
D = dry

Isothermal Aging – Weight Loss (in air)
T300 8HS Fabric (0.110"t)





With Respect to All Data Herein Contained

Reported property values are typical averages to which no statistical assurance should be associated. While Hexcel believes that the data contained herein are factual, the data are not to be taken as a warranty or representation for which Hexcel assumes legal responsibility. They are offered solely for your consideration, investigation, and verification.

Storage

HexPly® F655™ prepreg should be sealed in a polyethylene bag and refrigerated, preferably below 32°F (0°C). Following removal from refrigerated storage, allow the prepreg to reach room temperature before opening the polyethylene bag to avoid moisture condensation. Shelf life: 12 months at 0°F (-18°C), 6 months at 40°F (4°C).

Shipping

Prepreg fabric and tape are generally shipped in sealed polyethylene bags in insulated containers packed with dry ice.

Disposal of Scrap

Disposal of this material should be in a secure landfill in accordance with state and federal regulations.

Handling and Safety Precautions

Hexcel recommends that customers observe established precautions for handling polyimide resins and fine fibrous materials. Operators working with this product should wear clean, impervious gloves to reduce the possibility of skin contact and to prevent contamination of the material.

Airborne graphite as a result of sawing, grinding, etc., can present electrical shorting hazards; refer to NASA Technical Memorandum 78652. Material Safety Data Sheets (MSDS) have been prepared for all Hexcel products and are available to company safety officers on request from your nearest Hexcel Sales Office.

Important

Hexcel Corporation believes, in good faith, that the technical data and other information provided herein is materially accurate as of the date this document is prepared. Hexcel reserves the right to modify such information at any time. The performance values in this data sheet are considered representative but do not and should not constitute specification minima. The only obligations of Hexcel, including warranties, if any, will be set forth in a contract signed by Hexcel or in Hexcel's then current standard Terms and Conditions of Sale as set forth on the back of Hexcel's Order Acknowledgement.

For more Information

Hexcel is a leading worldwide supplier of composite materials to aerospace and other demanding industries. Our comprehensive product range includes:

- Carbon Fibre
- RTM Materials
- Honeycomb Cores
- Continuous Fiber Reinforced Thermoplastics
- Carbon, Glass, Aramid and Hybrid Prepregs
- Structural Film Adhesives
- Honeycomb Sandwich Panels
- Special Process Honeycombs
- Reinforced Fabrics

For EU quotes, orders and product information call toll-free 1-800-688-7734. For other worldwide sales office telephone numbers and a full address list please click here: <http://www.hexcel.com/contact/salesoffices>.

Appendice C

Codice prestazioni

```
% ----- CALCOLO PRELIMINARE GITTATA - MODELLO 2-D ----- %

% Giulio Proface
% 12-12-2013
% Si vogliono informazioni su cosa si puo' ottenere utilizzando una
% traiettoria in cui si aumenta di quota, con le seguenti ipotesi:
% - la traiett. e' composta da 4 tratti lineari, uno per il booster
%   e due per il sustainer, piu' la parte (eventuale) balistica;
% - si scrive il bilancio di forze lungo la tangente alla traiett.
%   considerando spinta, resistenza e componente della gravita';
% - si trascurava la normale, assumendo che la portanza bilanci la
%   componente del peso (si sta quindi assumendo che la spinta sia
%   tangente alla traiett., non considerando l'assetto del missile);
% - si trascura la componente di resistenza data dal termine  $kCl^2$ .

close all
clear all
clc

% -----IMMISSIONE DATI----- %

% INCREMENTO TEMPORALE
dt1=0.005;      %[s]      raffinatezza tratto booster
dt2=0.050;      %[s]      raffinatezza tratto sustainer
dt3=0.100;      %[s]      raffinatezza tratto balistico
```

```

% MASSE
m_i=50;           %[kg]           massa iniziale totale
m_bi=10;          %[kg]           massa iniziale carburante booster
m_si=15;          %[kg]           massa iniziale carburante sustainer

% TRAIETTORIA
alfadeg=45;      %[deg]           pendenza primo tratto
betadeg=1;        %[deg]           pendenza secondo tratto
gammadeg=-80;    %[deg]           pendenza terzo tratto
deltadeg=-30;    %[deg]           pendenza tratto balistico
k=75;            %[%]           percent. sustainer utilizz. nel tratto 2
h0=0;            %[m]           quota di lancio
v0=0;            %[m/s]          velocita' di lancio

% COEFFICIENTI GEOMETRIA-AERODINAMICA
% NOTA: I seguenti dati sono dell'AMRAAM. Le sue caratt. sono
%       suffic. simili a quelle dell'oggetto che si sta
%       analizzando e l'uso di dati gia' disponibili risolve
%       vari problemi derivanti dall'uso del metodo di Jerger.
%       I dati sono coerenti con quelli ricavabili da drag_1D.m,
%       come si puo' appurare attraverso un confronto.
S=0.234;         %[m^2]          superficie di riferimento
Cd_tab=[...      % tabella dei coeff. di resistenza globale a
% Mach [-]      Cd0 [-]         zero lift in funzione del Mach
%   0           0.059
%   0.8         0.059
%   1.0         0.095
%   1.15        0.122
%   1.7         0.094
%   2.2         0.071
%   3.0         0.050
%   4.0         0.039
%   5.0         0.032];

% VALORI MOTORE
is_b=260;        %[s]           impulso specifico booster
is_s=1500;       %[s]           impulso specifico sustainer
tb=1.5;          %[s]           durata booster
ts=30;           %[s]           durata sustainer

```

```

% TEMPO DI VOLO BALISTICO
tbal=300;          %[s]          max tempo di volo senza carburante di
                                % interesse (non necessariam. impiegato,
                                % si potrebbe impattare prima il suolo)

% -----FINE IMMISSIONE DATI----- %

% -----INIZIO CODICE----- %

sfc_b=m_bi/tb;      %[kg/s]      consumo specifico booster
sfc_s=m_si/ts;      %[kg/s]      "          sustainer
% Sono chiamati sfc ma NON e' la notazione standard, si
% intende massa consumata nell'unita' di tempo; con la
% conv. standard massa consumata diviso (tempo*spinta).
alfa=alfadeg*2*3.14/360; % conversione angoli in radianti
beta=betadeg*2*3.14/360; % "
gamma=gammadeg*2*3.14/360; % "
delta=deltadeg*2*3.14/360; % "
g=9.81;            %[m/s^2]      accelerazione di gravita'
t_1=tb;            %t al quale si passa da booster a sustainer
t_2=t_1+ts*k/100;  % "      cambia pendenza durante il sust.
t_3=t_1+ts;        % "      cessa la spinta
t_4=t_3+tbal;      % "      cessa la simulazione
N1=ceil(t_1/dt1);  %numero steps booster
N2=N1+ceil((t_2-t_1)/dt2); % "      booster + sustainer 1
N3=N2+ceil((t_3-t_2)/dt2); % "      booster + sustainer
N4=N3+ceil((t_4-t_3)/dt3); % "      totali
t=zeros(1,N4);    %definizione vettore tempo
x=zeros(1,N4);    % "      range(t)
h=zeros(1,N4);    % "      quota(t)
h(1)=h0;          %inizializzazione quota
v=zeros(1,N4);    %definizione velocita'(t)
v(1)=v0;          %inizializzazione velocita'
m=zeros(1,N4);    %definizione massa(t)
m(1)=m_i;         %inizializzazione massa
Th=zeros(1,N4);   %definizione spinta
Cd=zeros(1,N4);   % "      vettore dei coeff. di drag
D=zeros(1,N4);    % "      resistenza(t)
T=zeros(1,N4);    % "      temperatura(h)
a=zeros(1,N4);    % "      velocita' del suono(h)

```

```

P=zeros(1,N4);      %      "      pressione(h)
rho=zeros(1,N4);   %      "      densita'(h)
[T(1), a(1), P(1), rho(1)] = atmosisa(h(1));
Ft=zeros(1,N4);    %      "      risultante tangente alla traiettoria
at=zeros(1,N4);    %      "      accelerazione lungo la traiettoria
M=zeros(1,N4);     %      "      numero di Mach(t)
E=zeros(1,N4);     %      "      energia cinetica(t)
error=0;           %      "      di una variabile errore (0: no error)

% --- 1:BOOSTER --- %

for i=1:N1
    t(i)=i*dt1;
    [T(i), a(i), P(i), rho(i)] = atmosisa(h(i)); %Int.Stand.Atmos.
    M(i)=v(i)/a(i);
    Th(i)=is_b*sfc_b*g;
    Cd(i)=interp1(Cd_tab(:,1),Cd_tab(:,2),M(i), 'pchip');
    D(i)=0.5*rho(i)*v(i)^2*Cd(i)*S;
    Ft(i)=Th(i)-D(i)-m(i)*g*sin(alfa);
    at(i)=Ft(i)/m(i);
    v(i+1)=v(i)+at(i)*dt1;
    x(i+1)=x(i)+v(i)*cos(alfa)*dt1;
    h(i+1)=h(i)+v(i)*sin(alfa)*dt1;
    m(i+1)=m(i)-sfc_b*dt1;
    E(i)=0.5*m(i)*(v(i))^2;
end

% --- 2:SUSTAINER 1 --- %
                                % verifica se Mach e' sufficiente per il ramjet
if(M(N1)<=1.4), % M<=1.4 troppo basso; interrompe la simulaz.
    error=1;
    fprintf('Warning: Mach raggiunto dal booster insufficiente
            (M<=1.4);\n\t\t provare ad aumentare il rateo di combustione
            del booster diminuendo "tb"\n'),
        break
elseif(M(N1)<=1.5) % M ancora basso, ma lascia andare la sim.
    error=0.5;
    fprintf('Warning: Mach raggiunto dal booster insufficiente
            (1.4<M<1.5);\n\t\t provare ad aumentare il rateo di comb.
            del booster diminuendo "tb"\n'),
end

```

```

if(error==1), break, else % M<=1.4 troppo basso; interrompe la sim.
for i=N1+1:N2
    t(i)=t(N1)+(i-N1)*dt2;
    [T(i), a(i), P(i), rho(i)] = atmosisa(h(i));
    M(i)=v(i)/a(i);
    if(M(i)>=4),
        error=1;
        fprintf('Warning: Mach>4, troppo elevato
                \n\t\t Diminuire gli angoli di salita\n'),
        break
    end
    Th(i)=is_s*sfcs*g;
    Cd(i)=interp1(Cd_tab(:,1),Cd_tab(:,2),M(i),'pchip');
    D(i)=0.5*rho(i)*v(i)^2*Cd(i)*S;
    Ft(i)=Th(i)-D(i)-m(i)*g*sin(beta);
    at(i)=Ft(i)/m(i);
    v(i+1)=v(i)+at(i)*dt2;
    x(i+1)=x(i)+v(i)*cos(beta)*dt2;
    h(i+1)=h(i)+v(i)*sin(beta)*dt2;
    m(i+1)=m(i)-sfcs*dt2;
    E(i)=0.5*m(i)*(v(i))^2;
    if(i<=N1+10)
        gradM=(M(i)-M(i-1))/dt2;%dM/dt; interessa per valutare se la
                                %spinta del ramjet sufficiente a
                                %mantenere il Mach; si fa solo nei
                                %primi istanti (per esempio 10)
        if(gradM<0),
            error=1;
            fprintf('Warning: Spinta del sustainer insufficiente
                    a mantenere il Mach raggiunto dal booster; \n\t\t
                    aumentare il rateo di combustione del sustainer
                    diminuendo "ts"\n'),
            break
        end
    end
else
end
end

% --- 3:SUSTAINER 2 --- %

```

```

if(error==1), % M<=1.4,M>=4 o dM/dt<0; interrompe la simulaz.
    break, else
for i=N2+1:N3
    t(i)=t(N2)+(i-N2)*dt2;
    [T(i), a(i), P(i), rho(i)] = atmosisa(h(i));
    M(i)=v(i)/a(i);
    if(M(i)>=4),
        error=1;
        fprintf('Warning: Mach>4, troppo elevato\n\t\t
        Diminuire gli angoli di salita\n'),
        break
    end
    Th(i)=is_s*sfcs*g;
    Cd(i)=interp1(Cd_tab(:,1),Cd_tab(:,2),M(i),'pchip');
    D(i)=0.5*rho(i)*v(i)^2*Cd(i)*S;
    Ft(i)=Th(i)-D(i)-m(i)*g*sin(gamma);
    at(i)=Ft(i)/m(i);
    v(i+1)=v(i)+at(i)*dt2;
    x(i+1)=x(i)+v(i)*cos(gamma)*dt2;
    h(i+1)=h(i)+v(i)*sin(gamma)*dt2;
    m(i+1)=m(i)-sfcs*dt2;
    E(i)=0.5*m(i)*(v(i))^2;
    if(h(i)<=0),Nbreak=i;tratto=3; %si interrompe la sim.
        break, %se h<0 e si memorizza
        %l'istante a cui accade per
    else Nbreak=0.5; %il plot, inoltre si fissa
    end; %una variabile per sapere in
        %che tratto ha interrotto

end
end
% --- 4:BALLISTIC --- %
if(error==1), break, else % M>=4; si interrompe la simulaz.
if(Nbreak==0.5), %Se nell'intervallo precedente non arrivato
    %ad h=0 si effettua la parte balistica,
    %altrimenti salta questo ciclo for
    for i=N3+1:N4
        t(i)=t(N3)+(i-N3)*dt3;
        [T(i), a(i), P(i), rho(i)] = atmosisa(h(i));
        M(i)=v(i)/a(i);
        Th(i)=0;
        Cd(i)=interp1(Cd_tab(:,1),Cd_tab(:,2),M(i),'pchip');

```

```

D(i)=0.5*rho(i)*v(i)^2*Cd(i)*S;
Ft(i)=Th(i)-D(i)-m(i)*g*sin(delta);
at(i)=Ft(i)/m(i);
v(i+1)=v(i)+at(i)*dt3;
x(i+1)=x(i)+v(i)*cos(delta)*dt3;
h(i+1)=h(i)+v(i)*sin(delta)*dt3;
m(i+1)=m(i);
E(i)=0.5*m(i)*(v(i))^2;
if(h(i)<=0),Nbreak=i;tratto=4;
    break,
else Nbreak=N4;tratto=5;
end;
end,
else
end
end

% -----FINE CODICE----- %

% -----PLOT----- %

[Omesso per brevità']

% -----FINE PLOT----- %

```

Appendice D

Codice analisi termica

```
close all
clear all
clc

part=2;           %1-->nose
                  %2-->fusoliera
mt=3;            %1-->design range
                 %2-->short range
                 %3-->long range
rivest=1;        %0--> senza protez termica
                 %1--> con protez termica
% [misure secondo sistema internazionale]
s=0.00224;       % spessore composito
strati=16;       % strati composito
ds=s/strati;     % spessore strato comp
cond=0.35;       % conducibilita' composito
riv=0.00075;     % spessore protezione
stratiriv=6;     % strati rivestimento
dsriv=riv/stratiriv; % spessore strato riv
condriv=0.19;   % conducibilita' riv
cpriv=3000;      % capacita' termica riv equivalente,
                 % in base alle curve backface temp.
mriv=0.375;
mstratoriv=mriv/stratiriv;
corr=1;          % fattore di correzione per il dt
if part==1
    cpart=2000;  %[J/(Kg*K)]
```

```

    mpart=0.406;           %[kg]
    Sskin=0.095;          %[m^2]
elseif part==2
    cppart=2000;          %[J/(Kg*K)]
    mpart=0.968;          %[kg]
    Sskin=0.280;          %[m^2]
else sprintf('unknown part'), break
end
mstrato=mpart/strati;
cpstrato=cppart;
output=vel_model(mt);    %da gittata_2D scritto come funzione ricava:
                           %1:tempo
                           %2:velocita'
                           %3:mach
                           %4:temperatura
                           %5:densita'
dt1=0.5;                  %[s]
    % NOTA: 0.5 e' suff. accurato. Volendo usare altri valori
    % attenzione alla rappresentazione binaria dei dt qui e in vel.
    % Avendo confrontato con == o si cambia il codice o si
    % mantengono potenze esatte di 2 o loro somme.
gamma=1.4;                %[-]
k=1;
Nbreak=0;
while output(1,k)>0 %cerca il termine a cui avviene l'impatto
    k=k+1;
    Nbreak=k-1;
end
Nsteps=floor(output(1,Nbreak)/dt1);
t=zeros(1,Nsteps);
for i=1:Nsteps;
    t(i)=i*dt1;
end
index=zeros(1,Nsteps);
for i=1:Nsteps
    index(i)=find(output(1,:)==dt1*i);
end
TfluxK=output(4,index);
cpair=1005;
T0K=TfluxK+output(2,index).^2/(2*cpair);
TawK=zeros(1,Nsteps);

```

```

r=0.7^0.33;
for i=1:Nsteps
TawK(i)=TfluxK(i)+r*output(2,index(i))^2/(2*cpair);
end

%----- INIZIO CALCOLO STRATI -----%

if rivest==0      % SENZA PROTEZIONE TERMICA

dt=dt1/(strati*corr);
TintK=288.15*ones(strati,strati*Nsteps*corr);
for i=1:Nsteps
    for j=1:strati*corr
        TintK(1,(i-1)*strati*corr+j)=TawK(i);
    end
end
q=zeros(strati+1,Nsteps*strati*corr);
for j=1:strati*Nsteps*corr-1
for i=2:strati
q(i,j)=cond*Sskin*(TintK(i-1,j)-TintK(i,j))/ds;
end
for i=2:strati
TintK(i,j+1)=TintK(i,j)+dt*(q(i,j)-q(i+1,j))/(mstrato*cpstrato);
end
end

elseif rivest==1      % CON PROTEZIONE TERMICA

dt=dt1/((strati+stratiriv)*corr);
TintK=288.15*ones(strati,Nsteps*(strati+stratiriv)*corr);

TrivK=288.15*ones(stratiriv,Nsteps*(strati+stratiriv)*corr);
q=zeros(strati+stratiriv,Nsteps*(strati+stratiriv)*corr);

for i=1:Nsteps
    for j=1:(strati+stratiriv)*corr
        TrivK(1,(i-1)*(strati+stratiriv)*corr+j)=TawK(i);
    end
end

for j=1:Nsteps*(strati+stratiriv)*corr-1

```

```

for i=1:stratiriv-1
q(i,j)=condriv*Sskin*(TrivK(i,j)-TrivK(i+1,j))/dsriv;
    %q che lo strato i CEDE: diverso da come descritto nel
    %modello per comodita' di indice
end
q(stratiriv,j)=condriv*Sskin*(TrivK(stratiriv,j)-TintK(1,j))/dsriv;
for i=1:strati-1
q(stratiriv+i,j)=cond*Sskin*(TintK(i,j)-TintK(i+1,j))/ds;
end
for i=2:stratiriv
TrivK(i,j+1)=TrivK(i,j)+dt*(q(i-1,j)-q(i,j))/(mstratoriv*cpriv);
end
for i=1:strati
TintK(i,j+1)=TintK(i,j)+dt*(q(stratiriv+i-1,j)-q(stratiriv+i,j))/
(mstrato*cpstrato);
end
end

[PLOT: codice omesso]

end

```

Ringraziamenti

Il seguente lavoro è frutto di un periodo di ricerca di sei mesi presso il dipartimento di *Prototype Development* della divisione *Future Systems* di *MBDA*, presso la sede di La Spezia. Esso è stato reso possibile dal supporto ed aiuto di molte persone, alle quali voglio esprimere la mia sincera gratitudine, scusandomi da subito nel caso dovessi dimenticare qualcuno.

Sono innanzitutto grato all'Ing. Luca Bancallari per aver avuto fiducia in me ed avermi offerto la possibilità di lavorare nel suo laboratorio. La formazione di un gruppo ristretto, ma capace e con competenze varie ed estese, è sicuramente un suo grande merito. La possibilità di “fare ingegneria” a tuttotondo con mentalità così aperta è rara, e trovare un gruppo simile in una grande azienda internazionale è stato per me motivo di grande sorpresa e soddisfazione.

Volevo ringraziare il Prof. Agostino Lanciotti per la sua disponibilità e comprensione; la sua esperienza ed i suoi consigli mi sono stati di grande aiuto nel corso del mio lavoro. L'avermi permesso di lavorare liberamente ed indipendentemente è stato per me un segno molto apprezzato di fiducia nelle mie capacità, e gliene sono sinceramente grato.

L'ambiente in cui ho avuto la fortuna di lavorare è stato realmente stimolante e dinamico ed ha rappresentato per me una possibilità di grande crescita personale, prima che accademica. Il merito di questo è sicuramente di tutti i miei colleghi, che mi hanno accolto da subito alla pari e sono sempre stati disponibili ad aiutarmi, creando un legame di amicizia che va al di là del posto di lavoro. I ringraziamenti più sinceri vanno dunque a Ugo Barbieri, Michele Benedetti, Stefano Firpi, Luca Morino, Paolo Moruzzi ed Alessio Rolleri.

Infine volevo ringraziare il C.F. Marzio Tempra, oltre che per i preziosi consigli tecnici, per il suo entusiasmo, che rende sempre piacevoli le sue visite al laboratorio.