



ALMA MATER STUDIORUM
UNIVERSITÀ DI BOLOGNA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE

CORSO DI LAUREA IN
INGEGNERIA AEROSPAZIALE (L-9)

THE AURORA HANDBOOK: GUIDA ALLA PROGETTAZIONE DI UN RAZZO SPERIMENTALE

Tesi di laurea in propulsione

Relatore

Prof. Fabrizio Ponti

Presentata da

Lorenzo Piccinini

Correlatore

Dott. Mattia Magnani

Sessione Ottobre 2025

Anno Accademico 2024/2025

Indice

Indice	3
Elenco delle Figure.....	6
Elenco delle tabelle	8
Acronimi.....	9
Premessa	10
Introduzione.....	11
Capitolo 1: Design di un razzo-modello	12
1.1 Conceptual Design.....	13
1.2 Design Preliminare.....	14
1.2.1 Analisi e ricerca	14
1.2.2 Brainstorming.....	14
1.2.3 Selezione concettuale.....	14
1.2.4 Modellazione e prototipazione	15
1.3 Strumenti di Simulazione per la Progettazione	15
1.3.1 OpenRocket: Simulazione Dinamica di Base.....	15
1.3.2 RASAero II: Simulazione Aerodinamica.....	16
1.3.3 MATLAB/Python: Simulazione Integrata	16
1.3.4 CFD: ottimizzazione aerodinamica.....	17
1.3.5 FEM: Analisi Strutturale.....	17
1.4 Design definitivo e manifattura	18
Case Study 1: Definizione del progetto preliminare e della filosofia costruttiva di Nemesis.....	19
Capitolo 2: Principi Fondamentali della Propulsione a Razzo	22
2.1 Principi Fisici della Propulsione a Razzo.....	22
2.1.1 Parametri Prestazionali: Spinta e Impulso.....	22
2.2 Tipologie di Motori a Razzo.....	23
2.3 Motori solidi.....	24

2.3.1 Classificazione e uso.....	24
2.3.2 Configurazioni del Combustibile (Grain Geometry).....	25
2.3.2 La Legge di Vieille e Implicazioni Progettuali.....	26
2.3.3 Fattori che influenzano la combustione.....	27
2.3.4 Composizione Chimica: Combustibile e Comburente.....	27
2.3.5 Considerazioni Termo-Strutturali nei Motori a Solido	28
2.3.6 Integrazione dei Dati del Motore nelle Simulazioni:	28
Case Study 2: Metodologia per la determinazione della spinta necessaria	28
Capitolo 3: Design Aerodinamico	30
3.1 Stabilità.....	30
3.2 La resistenza aerodinamica.....	31
Case study 3: Determinazione della stabilità di un modello	34
Capitolo 4: Carichi e Analisi Strutturale.....	35
4.1 Carichi di flessione.....	35
4.2 Carichi di compressione e trazione.....	38
4.3 Fin Flutter.....	39
Case study 4: Dimensionamento strutturale.....	39
Capitolo 5: Materiali e componenti.....	41
5.1 Materiali	41
5.1.1 Cartone fenolico.....	41
5.1.2 Blue Tube 2.0	41
5.1.3 Fibra di vetro.....	41
5.1.4 Quantum Tubing.....	42
5.1.5 Alluminio	42
5.1.6 Fibra di carbonio.....	42
5.1.7 Altri materiali.....	43
5.2 Design dei singoli componenti.....	46
5.2.1 Ogiva.....	46
5.2.1.1 Rapporto di fineness.....	48

Considerazioni strutturali	49
5.2.2 Alette	50
5.2.2.1 Forma in pianta Alette	51
5.2.2.2 Estensione e corda	51
5.2.2.3 Resistenza causata dalle alette	52
5.2.2.4 Materiali e costruzione delle alette	54
5.2.2.5 Montaggio Alette	55
5.2.2.6 Alternative alle alette tradizionali	57
5.2.3 Fusoliera	58
5.2.3.1 Supporto Motore	58
5.2.3.2 Giunzioni nella fusoliera	60
5.2.3.3 Electronics Bay	62
Case Study 5: Scelte di design in Nemesis	63
Capitolo 6: Design Dettagliato del Sistema di Recupero e Elettronica	65
6.1 Elettronica	65
6.2 Sistema di recupero	66
6.2.1 Sistema di espulsione	66
6.2.2 Sistema di gestione della discesa	72
6.2.3 Ridondanza	72
6.2.4 Test a terra	73
CASE STUDY 6: Caratteristiche del sistema di recupero di Nemesis	73
Conclusioni	75
Appendice a:	77
Bibliografia:	79

Elenco delle Figure

Figura 1: Due esempi di razzo-modelli: Borealis (a sinistra) e Nemesis (a destra)	12
Figura 2: Flange e montaggio Electronics bay Borealis	20
Figura 3: Tubo e Couplig Tube (ref. Model Rocket Building).....	Error! Bookmark not defined.
Figura 4: Coefficiente e forza di drag in percentuale generata dalle varie componenti a diverse velocità	Error! Bookmark not defined.
Figura 5: Carico di flessione derivante da un piccolo angolo di attacco, la flessione è esagerata per questioni grafiche (Ref. R.Nakka)	35
Figura 6: Carichi aerodinamici e inerziali che agiscono sul corpo del razzo in volo (Ref. R.Nakka)	36
Figura 7: Tabella che indica la resistenza a Buckling per un tubo di alluminio 6061 (Ref. [14])	38
Figura 8: Grafico che riporta l'influenza dei vari componenti sul drag (Rif. Aerolab)	Error! Bookmark not defined.
Figura 9: Coefficiente di resistenza aerodinamica per varie forme di ogiva (Rif. AeroLab e [22])	Error! Bookmark not defined.
Figura 10: Coefficiente di resistenza aerodinamica per vari rapporti di finezza Rif. AeroLab	48
Figura 11: Valutazione della forma dell'ogiva per razzi transonici/supersonici [23]	49
Figura 12: Possibili forme delle alette in pianta	51
Figura 13: Profili della sezione trasversale delle alette adatti per razzi transonici e supersonici	53
Figura 14: Resistenza all'onda per alette a diamante e biconvesse	54
Figura 15: Schema di montaggio alette in lamiera di alluminio (Ref. R.Nakka)	55
Figura 16: Esplosione parziale della Motorbay di Nemesis	56
Figura 17: Sezione di coda di un razzo in semi-monoscocca: ASTG halcyon	57
Figura 18: Alette sviluppate per impartire il rollio a un razzo	57
Figura 19: Alternative alle alette piane	58
Figura 20: Varie Tipologie di Engine Retainer commerciali disponibili su Apogee []	60
Figura 21: Coupling tube a sinistra e coupling ring a destra	61
Figura 22: electronics bay commerciale (Apogee) e SRAD di Nemesis	Error! Bookmark not defined.
Figura 23: Vista della motorbay di Nemesis che illustra come è fatto il supporto motore	64
Figura 24: Visualizzazione dell'espansione dei gas in un razzo amatoriale che sfrutta al posto della paratia dell'ovatta (sistema abbastanza comune nei kit)	68
Figura 25: Sistema tipico nei razzi High power commerciali che sfrutta delle cariche di polvere e delle paratie fisse. (Ref. R. Nakka site)	68
Figura 26: Sequenza di apertura del drogue e main del modello in figura 23	69
Figura 27: Schema sistema sviluppato da R.Nakka (Ref. R.Nakka site)	69
Figura 28: Sequenza di apertura del modello in figura 25	70
Figura 29: Schema del sistema sviluppato per Nemesis	71
Figura 30: Sequenza di apertura del sistema in figura 27	71

Elenco delle tabelle

<i>Tabella 1: Classificazione in base all'impulso totale e utilizzo prevalente di tali motori [A8].....</i>	<i>25</i>
<i>Tabella 2: Parametri che influenzano la combustione di un motore solido</i>	<i>27</i>
<i>Tabella 3: Confronto dell'apogeo di X-01 (Nemesis) per vari diametri e motorizzazioni</i>	<i>29</i>
<i>Tabella 4: Vari apogei legati a diverse finiture (Rif. OpenRocket e modello definitivo di Nemesis)</i>	<i>Error! Bookmark not defined.</i>
<i>Tabella 5: Riassunto dei carichi principali sulle componenti in esame per Nemesis.....</i>	<i>Error!</i>
<i>Bookmark not defined.</i>	
<i>Tabella 6: Breve riassuntiva qualitativa delle proprietà dei materiali presi in esame</i>	<i>44</i>
<i>Tabella 7: Caratteristiche fondamentali sistema di recupero Nemesis.....</i>	<i>74</i>

Acronimi

MOE	Measures of effectiveness
MOP	Measures of performance
COTS	Commercial out the shelf
SRAD	Student researched and developed
FEM	Finite element method
CFD	Computational fluid dynamics
CAD	Computer aided design
HTPB	Hydroxyl-terminated polybutadiene
CG	Centro di gravità
CP	Centro di pressione
MSF	Multi sensor fusion
AGL	Above ground level
NFB	Non fixed bulkhead

Premessa

Aurora Rocketry è un'associazione studentesca nata nel marzo 2024 all'interno del Campus di Forlì dell'Università di Bologna, per iniziativa di un piccolo gruppo di studenti. Fin dall'inizio, l'obiettivo è stato quello di creare un ambiente in cui studenti di diverse facoltà potessero mettersi alla prova con progetti tecnici concreti nel campo del rocketry; inoltre, il fine finale dell'associazione è stato fin dall'inizio quello di partecipare a EuRoC (European Rocketry Challenge), la più importante competizione europea per razzi sonda studenteschi. L'obiettivo sembrava inizialmente quasi irrealizzabile e invece in poco più di un anno siamo riusciti nell'intento e siamo stati selezionati per partecipare all'edizione di quest'anno.

L'ambizione e la natura fortemente ingegneristica del progetto hanno rapidamente attratto oltre novanta studenti, provenienti in particolare dai corsi di Ingegneria Aerospaziale e Ingegneria e Scienze Informatiche, ma anche da altre discipline. Oggi l'associazione è riconosciuta ufficialmente dall'Università di Bologna e si avvale del supporto di due tutor accademici: il prof. Fabrizio Pontie il prof. Andrea Piroddi. Inoltre, può contare sulla collaborazione con il Dipartimento di Ingegneria Industriale e con aziende sponsor che forniscono materiali compositi, elettronica di bordo e sistemi di telemetria.

Introduzione

La seguente tesi è risultato di un progetto più grande e ambizioso, ovvero quello di un'associazione studentesca nata nel 2024 di nome Aurora Rocketry, realtà in cui il candidato ha operato come Project Manager. L'associazione, registrata presso l'università, è impegnata nello sviluppo di razzi sonda sperimentali, che si è posta gli obiettivi di fornire agli studenti uno spazio per poter applicare gli studi teorici appresi durante il corso delle lezioni e di portare la passione per la razzo modellistica anche fuori dal contesto universitario.

Ci siamo posti anche un obbiettivo tecnico molto ambizioso ovvero la partecipazione ad EuRoC, European Rocketry Challenge, la più importante e prestigiosa competizione europea riservata ai razzi sonda sviluppati dalle università.

Dato il mio ruolo di responsabilità nell'associazione sono riuscito a seguire da vicino tutto lo sviluppo e la progettazione dei due razzi-sonda disegnati ad oggi nell'ambito dell'associazione: Borealis, un dimostratore tecnologico costruito per raggiungere i 1500 m AGL. che è stato fondamentale per l'organizzazione e lo sviluppo di competenze all'interno dei team, facendo capire la necessità della collaborazione tra i vari team e di una buona progettazione preliminare. Il secondo progetto invece, Nemesis, è quello più ambizioso, sia nella costruzione, sia nello scopo, ossia di partecipare a EuRoC 2025 nella categoria 3000m solid COTS motor, rendendoci uno dei team più giovani ad aver mai tentato l'impresa.

In questo elaborato si raccoglie la conoscenza tecnica e organizzativa sviluppata dal team negli anni di lavoro 2024 e 2025. Il seguente elaborato si pone quindi come obiettivo la descrizione del lavoro svolto, sviluppando i concetti fondamentali del design e della realizzazione di razzi sonda prendendo come case study i due razzi sonda realizzati dall'associazione Aurora Rocketry. Come secondo obiettivo questo elaborato vuole costituire una guida esecutiva nel lavoro delle prossime generazioni di studenti che parteciperanno all'associazione.

Capitolo 1: Design di un razzo-modello

Per comprendere gli argomenti sviluppati nei capitoli a seguire è necessario introdurre in cosa consiste e su quali principi si basa il funzionamento di un razzo-modello sperimentale. La definizione fornita da R. Nakka è la seguente:

Un velivolo con propulsione a razzo non in scala e non basato su nessun esempio specifico “full-size”, i cui componenti vengono disegnati, progettati e costruiti specificamente per quel modello e quindi non provengono da un kit o da un produttore ufficiale come succede per i modelli definiti amatoriali (1)

Come dalla definizione possiamo facilmente intuire che per sviluppare e costruire un modello simile saranno sicuramente necessarie delle competenze ingegneristiche dato che un'impresa simile richiede:

- utilizzo di progettazione CAD,
- utilizzo di simulazioni numeriche di prestazioni, flusso e meccaniche
- comprendere numerosi concetti base dell'ingegneria.

Due esempi di razzo modelli [figura 1], Borealis e Nemesis rappresentati mostrando anche la componentistica interna tratti da software di rendering:

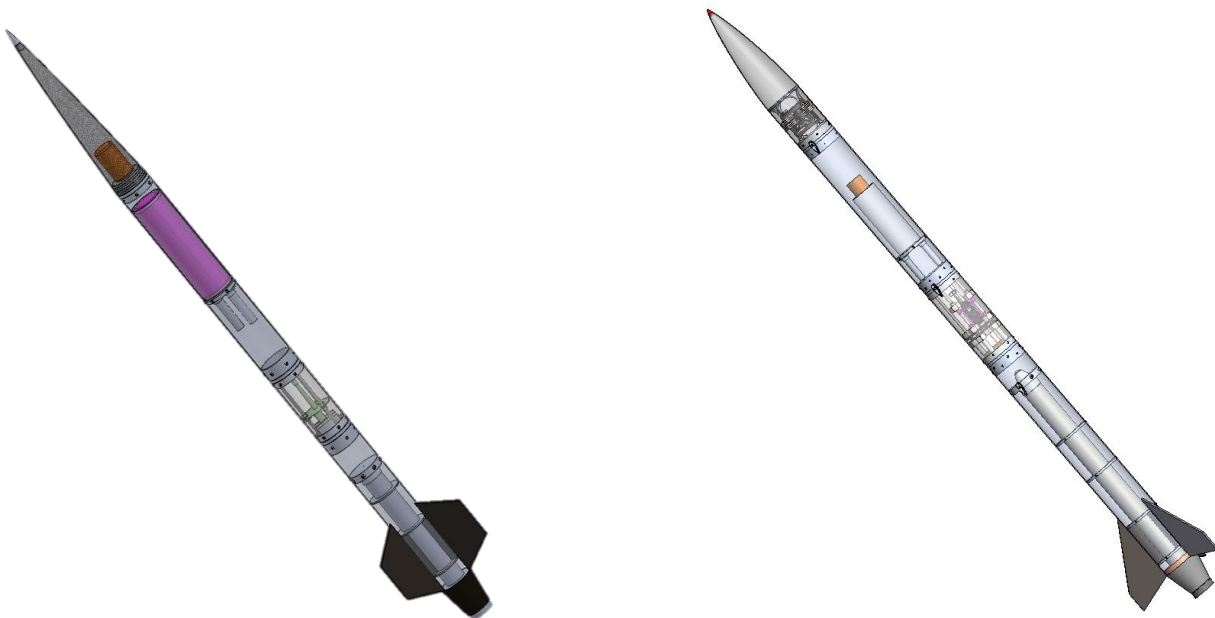


Figura 1: Due esempi di razzo-modelli: Borealis (a sinistra) e Nemesis (a destra)

1.1 Conceptual Design

La fase di conceptual design rappresenta quello stadio di sviluppo del progetto nel quale il team di progettazione deve identificare con precisione le necessità da soddisfare e trasformare aspettative generiche in requisiti tecnici misurabili, verificabili e tracciabili nel tempo. In questo stadio il team di progettazione comprende che può includere ingegneri, stakeholder, rappresentanti dei futuri utenti e consulenti esterni. Oltre a ciò, anche i vincoli del contesto devono essere accuratamente mappati e categorizzati. Questo processo di traduzione rappresenta uno dei passaggi più critici poiché errori o imprecisioni in questa fase si propagano inevitabilmente nelle fasi successive.

In generale definisco:

- **Requisiti:** valori numerici misurabili e tracciabili necessari affinché un progetto raggiunga lo scopo imposto
- **Vincoli:** ovvero limitazioni imposte da fattori esterni. Queste possono essere di varia natura come: limitazioni di budget, normative di settore, vincoli temporali e risorse disponibili (umane, tecnologiche, infrastrutturali).

Per stabilire obiettivi concreti e perseguibili, la letteratura distingue diverse tipologie di progetto che richiedono approcci specifici:

- **Progetti didattici o dimostrativi:** In ambito accademico e formativo, il team può stabilire autonomamente i limiti e gli obiettivi, pur dovendo rispettare norme di sicurezza e condizioni operative specifiche del contesto educativo. Gli obiettivi devono essere formulati in modo da essere verificabili sperimentalmente e quantificabili attraverso metriche appropriate.
- **Progetti competitivi o industriali:** In questi contesti, i requisiti derivano tipicamente da bandi di gara, regolamenti tecnici, capitolati d'appalto o specifiche di mercato. La fattibilità deve essere verificata rigorosamente rispetto alle risorse disponibili (finanziarie, temporali, tecnologiche), alle competenze del team e agli standard tecnici richiesti dal settore. L'analisi dei rischi assume particolare importanza, così come la valutazione della concorrenza e del posizionamento competitivo.

È necessario, infine, definire dei criteri di valutazione. Ad esempio, come utilizzato nel nostro progetto: criteri di successo (MOE, Measures of Effectiveness) e parametri di progetto (MOP, Measures of Performance), per cui si riterranno soddisfatti i requisiti di missione e dei metodi per valutare questi criteri, che sono test sperimentali o simulazioni numeriche.

1.2 Design Preliminare

La fase di **design preliminare** costituisce il primo passo verso la realizzazione di un razzo sperimentale. In questa fase trasformiamo i requisiti numerici che ci siamo imposti in dimensioni, masse e requisiti per tutti i sottosistemi (strutturali, avionici, recupero...), tenendo conto delle limitazioni che abbiamo introdotto nella fase precedente. Il design preliminare nel rocketry è caratterizzato anche dall'introduzione dei primi strumenti di simulazione, soprattutto OpenRocket e RasAero II.

Seguendo le metodologie consolidate e ampiamente validate dalla letteratura, questa fase si articola generalmente nei seguenti passaggi: (2)

1.2.1 Analisi e ricerca

Il processo inizia con una fase di ricerca sistematica e approfondita delle soluzioni esistenti. Questa attività comprende una ricerca bibliografica, l'analisi di prodotti concorrenti attraverso tecniche di reverse engineering e benchmarking competitivo, lo studio di progetti simili con particolare attenzione ai fattori di successo e insuccesso e la consultazione di esperti del settore. L'obiettivo è costruire una base di conoscenza solida che informi le decisioni progettuali successive ed eviti la reinvenzione di soluzioni già consolidate.

1.2.2 Brainstorming

In questa fase vengono condotte delle attività che possano aiutare la capacità del team di generare delle idee. In letteratura si trovano numerose tecniche specifiche per tale scopo come, ad esempio, sessioni di brainstorming guidate, metodologie di design thinking, approcci di pensiero laterale per esplorare soluzioni non convenzionali e innovative, utilizzo di matrici morfologiche e applicazione di principi TRIZ (Theory of Inventive Problem Solving) per superare contraddizioni tecniche apparentemente irrisolvibili.

1.2.3 Selezione concettuale

Una volta generato un ampio portfolio di possibili soluzioni, si rende necessaria una valutazione per identificare le alternative più promettenti. Questo processo utilizza strumenti analitici consolidati quali analisi costi-benefici, tecniche di Value Engineering per ottimizzare il rapporto tra prestazioni e costi, e metodi di scoring e ranking per ordinare le alternative secondo criteri predefiniti assegnando ad ognuno un'importanza e un peso differente

1.2.4 Modellazione e prototipazione

Le soluzioni selezionate vengono sviluppate attraverso la costruzione di modelli di crescente fedeltà e complessità, inizialmente con schizzi concettuali e rappresentazioni grafiche, poi con modelli matematici e simulazioni computazionali per validare le prestazioni teoriche, infine con mockup fisici e prototipi funzionali per verificare l'integrazione dei sottosistemi. L'utilizzo di strumenti CAD, software di simulazione e tecniche di prototipazione rapida, come la stampa 3D, accelera significativamente questo processo, permettendo di esplorare varianti progettuali e ottimizzazioni con costi e tempi ridotti rispetto ai metodi tradizionali.

1.3 Strumenti di Simulazione per la Progettazione

Gli strumenti software utilizzati nel processo di progettazione variano significativamente per ogni sottosistema e per ogni fase di avanzamento del progetto, dato che ogni sottosistema si basa su principi fisici differenti e ogni fase necessita di una precisione e risoluzione via via crescenti. Gli strumenti ad oggi più utilizzati nel design nel rocketry sono:

1.3.1 OpenRocket: Simulazione Dinamica di Base

****OpenRocket**** rappresenta uno degli strumenti più accessibili e diffusi per la simulazione dinamica di traiettoria. Sviluppato inizialmente come progetto di tesi magistrale da Sampo Niskanen nel 2009, questo software open-source è diventato uno standard per l'analisi preliminare di quasi tutti i team presenti a EuRoC e quindi di tutti i progetti più complessi nel continente (3).

Le caratteristiche principali di OpenRocket includono la semplicità di utilizzo, la rapidità di modifica delle configurazioni che ci permette un'iterazione veloce durante le fasi di design preliminare permettendo la valutazione rapida di numerose configurazioni (iterabilità anche automatizzabile tramite Python), e un ampio catalogo di componenti COTS.

Tuttavia, la letteratura evidenzia alcune limitazioni significative di questo approccio. Studi comparativi con analisi CFD hanno dimostrato che OpenRocket sovrastima sistematicamente i coefficienti di drag del 12-73% rispetto ai valori reali, particolarmente nelle condizioni subsoniche e transoniche (4). Nonostante queste imprecisioni nei valori assoluti, il software mantiene una buona accuratezza nel predire i trend, rendendolo comunque valido per analisi comparative e ottimizzazioni preliminari.

1.3.2 RASAero II: Simulazione Aerodinamica

RASAero II si posiziona come uno strumento più sofisticato e preciso indirizzato prevalentemente all'analisi aerodinamica ma in grado anche di aiutare nella predizione delle traiettorie di volo. Essendo particolarmente preciso, rispetto a Open Rocket, soprattutto in campo transonico e supersonico, è particolarmente usato soprattutto per modelli veloci. È particolarmente usato anche per sistemi a doppio stadio di propulsione essendo il software con più opzioni da questo punto di vista.

Le capacità distintive di RASAero II includono la modellazione dettagliata di componenti complessi e completamente personalizzabili a livello di geometria come alette, ogive ma anche protuberanze, configurazioni di alette avanzate e protuberanze aerodinamiche. Il software implementa metodologie computazionali sofisticate per il calcolo dei coefficienti aerodinamici, utilizzando approcci semi-empirici validati sperimentalmente e database aerodinamici estesi.

La validazione sperimentale di RASAero II è stata oggetto di numerosi studi accademici che ne hanno confermato l'affidabilità attraverso confronti con dati di galleria del vento, tracciamento ottico e telemetria di volo. Il software dimostra particolare accuratezza nella previsione dell'apogeo e dei parametri di volo critici, con errori tipicamente inferiori al 10% per configurazioni convenzionali (5).

1.3.3 MATLAB/Python: Simulazione Integrata

I linguaggi di programmazione MATLAB e Python offrono la massima flessibilità nella simulazione di sistemi complessi, permettendo la possibilità di simulazione dinamica completa con 6 DOF, che permette l'analisi di stabilità dinamica e oscillazioni; l'integrazione di componenti aggiuntivi come sistemi di guida e aerofreni (6), e l'implementazione di ****hardware-in-the-loop**** per testare componenti reali integrati nella simulazione virtuale.

Un aspetto particolarmente potente è la capacità di eseguire calcoli precisi delle traiettorie utilizzando modelli atmosferici dettagliati, variazioni gravitazionali e condizioni ambientali realistiche. Inoltre, questi strumenti eccellono nell'esecuzione di simulazioni Monte Carlo che permettono di valutare l'impatto delle incertezze e della variabilità dei parametri sulle prestazioni del sistema.

Le simulazioni Monte Carlo sono particolarmente preziose perché consentono di ripetere le simulazioni numerose volte con dati leggermente diversi, permettendo di ottenere distribuzioni probabilistiche dei risultati e di quantificare i rischi associati alle prestazioni del sistema. (7)

1.3.4 CFD: ottimizzazione aerodinamica

Le simulazioni CFD rappresentano lo strumento più avanzato per l'analisi aerodinamica. A differenza dei software precedentemente descritti che sono sviluppati appositamente per le geometrie dei razzo-modelli, queste simulazioni ci permettono lo studio di geometrie arbitrarie e un livello di precisione superiore.

Le capacità specifiche della CFD includono l'analisi di flussi comprimibili e incompressibili che copre l'intero spettro delle condizioni operative dei modelli, dalla fase di decollo alle condizioni ipersoniche, la modellazione di fenomeni complessi come onde d'urto, separazione del flusso, transizione laminare-turbolenta e interazioni fluido-struttura.

Le simulazioni CFD sono particolarmente potenti per l'ottimizzazione aerodinamica e l'analisi delle interferenze tra le varie componenti. Perciò questo tipo di simulazione è utilizzato particolarmente nella fase di ottimizzazione (design definitivo).

Il processo tipico di analisi CFD richiede un disegno CAD del corpo da studiare con il quale si possa generare una mesh, la definizione di un modello di turbolenza che deve essere appropriato alle condizioni di volo, e l'esecuzione seguita da un lavoro di post-processing delle simulazioni. I risultati derivanti da questo tipo di simulazioni quali campi di velocità, pressione, temperatura e distribuzione delle forze sono inaccessibili con altri metodi.

1.3.5 FEM: Analisi Strutturale

Le simulazioni FEM (Finite Element Method) costituiscono lo strumento principale per l'analisi strutturale del sistema e dei suoi componenti. Queste simulazioni permettono di determinare la resistenza a rottura e altre caratteristiche strutturali critiche necessarie per garantire l'integrità del sistema durante tutte le fasi operative. Anche queste insieme alle simulazioni CFD vengono svolte nella fase di ottimizzazione.

Le applicazioni specifiche delle FEM nella progettazione includono l'analisi delle sollecitazioni dovute a carichi aerodinamici, forze inerziali e pressioni interne e la valutazione di fenomeni quali buckling, flutter delle alette e risonanze strutturali. Tali fenomeni e sollecitazioni saranno trattati nel capitolo apposito. [cap.4]

Le due applicazioni più critiche di queste simulazioni sono: l'analisi del flutter che è un fenomeno particolarmente pericoloso dato che potrebbe causare la rottura catastrofica delle alette e la conseguente perdita del modello; perciò, vengono sviluppati codici dedicati che incorporano modelli aeroelastici più o meno sofisticati per semplificare la validazione di alcune componenti. [cap.4] Mentre un'altra applicazione particolarmente

critica è il calcolo della forza assiale dovuta all'apertura del paracadute, dato che spesso questa è la componente di forza più importante a livello di modulo che si sviluppa in tutto il volo.

1.4 Design definitivo e manifattura

Le fasi successive al design preliminare sono quelle di Design definitivo e manifattura che nonostante siano più lunghe sono più semplici e intuitive da definire. È importante notare a questo punto la natura iterativa del processo, dato che a prescindere non si può conoscere la bontà di alcune scelte progettuali e che la modifica di un singolo componente può influire notevolmente su tutti gli altri parametri di progetto.

In generale l'obiettivo finale di questa fase di design è quello di arrivare a un disegno produttivo dei componenti. Per fare ciò si servono ottimizzazione e test:

- Nella fase di **ottimizzazione** si prende il design preliminare sviluppato nel precedente punto e lo si migliora fino ad ottenere un progetto prestazionalmente superiore. In questa fase si fa ampio uso di simulazioni, più avanzate e precise rispetto alla fase precedente utilizzando ad esempio RocketPy, una libreria di Python e software di CFD e FEM. Questa fase risulta essere largamente iterativa dato che, come già detto, la modifica di un parametro va a influire su tutti gli altri.
- Nella fase di **test** si valutano le prestazioni e la robustezza del prototipo attraverso prove strutturate e standardizzate. Queste prove possono essere di varia natura (ad esempio: strutturale, termica) ma in genere vengono eseguite prima su ognuna delle componenti e poi assemblando il sistema e ritestando il tutto. Per avere un esempio di come funzioni questo processo ne è riportato un esempio nel case study del sistema di recupero.

Durante il design definitivo avviene poi lo sviluppo di tutti i sottosistemi non legati alla struttura del modello, ovvero l'avionica, il sistema di recupero e il sistema di guida (nel caso ce ne sia uno). Vari sottosistemi si impongono vicendevolmente dei constrain e la fase di sviluppo di dettaglio delle singole sotto parti costituisce un processo iterativo anche per via delle interazioni che queste hanno con il resto del sistema.

Alla fine della fase di design definitivo avremo tutti i disegni costruttivi e potremmo andare avanti con la realizzazione dei disegni realizzativi e la fase di manifattura. Non essendo questa una guida alla manifattura ed essendo questa molto variabile non tratterò questa parte.

Case Study 1: Definizione del progetto preliminare e della filosofia costruttiva di Nemesis

All'inizio della progettazione è essenziale definire una filosofia progettuale. Nella nostra applicazione la filosofia applicata è stata quella di sviluppare modelli affidabili e resistenti, compromettendo parzialmente prestazioni e peso ma permettendoci comunque di raggiungere i livelli di altitudine richiesti.

I requisiti del progetto sono posti dal regolamento di EuRoC (8), mentre le limitazioni sono legate alla nostra condizione particolare [Tab.1]:

Requisiti	Limitazioni
Stabilità compresa tra 1.5 e 2.5 calibri	Materiale: principalmente alluminio
Elettronica e sistema di recupero completamente ridondanti	Fondi e macchinari
Double deployment	Motori solidi disponibili al momento in EuRoC
Velocità out-of-the-rail superiore a 35 m/s	Lunghezza massima di rampa disponibile: 12 m
Presenza di una finestra RF di due calibri	
Raggiungere una quota più vicina possibile a 3000m	

Tabella 1: Requisiti e limitazioni imposte al progetto Nemesis

Faccio presente però, che i requisiti più importanti in questa fase, sono la stabilità e la velocità di uscita dalla rampa di lancio: la stabilità rappresenta la tendenza del modello a mantenere un angolo di attacco nullo e sarà argomento fondamentale del capitolo dell'aerodinamica, mentre la velocità di uscita dalla rampa è quella che il modello ha una volta che si stacca dalla rampa stessa.

Quest'ultima è facilmente identificabile tramite simulazioni (vedi Open rocket) e dipende fortemente dalla spinta del motore e dalla lunghezza della rampa.

Con questa filosofia in mente e avendo chiari limiti e requisiti, è iniziato il design preliminare partendo dal materiale, lo spessore e il diametro dei tubi che vanno a costituire la fusoliera. La scelta e il dimensionamento di questi sono spiegati nei prossimi capitoli ma i fattori essenziali di cui tenere conto in questo caso sono:

- il materiale dei tubi è determinato principalmente dalle limitazioni esterne, lo spessore è determinato solamente da ragioni strutturali;

- il diametro, il quali influisce enormemente sull'apogeo e sulla capacità di carico del modello, dipende in generale dalle dimensioni del motore, dei paracaduti, dal peso e dall'apogeo desiderato.

Per trovare quest'ultimo il nostro processo è stato quello di fare un modello OpenRocket del razzo in cui sono stati modificati iterativamente diametro e lunghezza dei tubi tenendo fissa la spinta del motore fino ad avere le dimensioni ottime della fusoliera. È necessario infatti già in questa fase predisporre un modello OpenRocket preliminare, e scegliere il motore che andremo a utilizzare, e quindi la spinta disponibile, passaggio trattato più nel dettaglio al capitolo successivo.

La difficoltà di questi passaggi è legata alla mancata conoscenza della massa del modello, perché questa va a influire notevolmente sull'apogeo. Quello che abbiamo fatto è cercare componenti COTS similari per stimare la massa delle componenti da noi sviluppate. Inoltre, OpenRocket calcola in automatico la massa dei componenti SRAD quali i tubi, le alette e l'ogiva rendendo molto più veloce questo passaggio. Infine, consiglio di aumentare leggermente la zavorra che si intende mettere nel modello, in modo da poterla ridurre in caso di non necessità. Le stime eseguite con questo metodo sono state piuttosto precise dato che nel nostro caso per il modello di Nemesis la stima iniziale di 26.8 kg e il peso reale è risultato 27.2 kg.

Il passaggio fondamentale ora è capire come assemblare il case esterno e come dividere gli spazi interni. Personalmente mi sento di consigliare di dividere il razzo come segue: tubo inferiore dedicato al motore unito alla Electronics bay con una flangia di interconnessione, e unita a sua volta con il tubo superiore che contiene il sistema di recupero, su cui viene poi montato il nose cone.

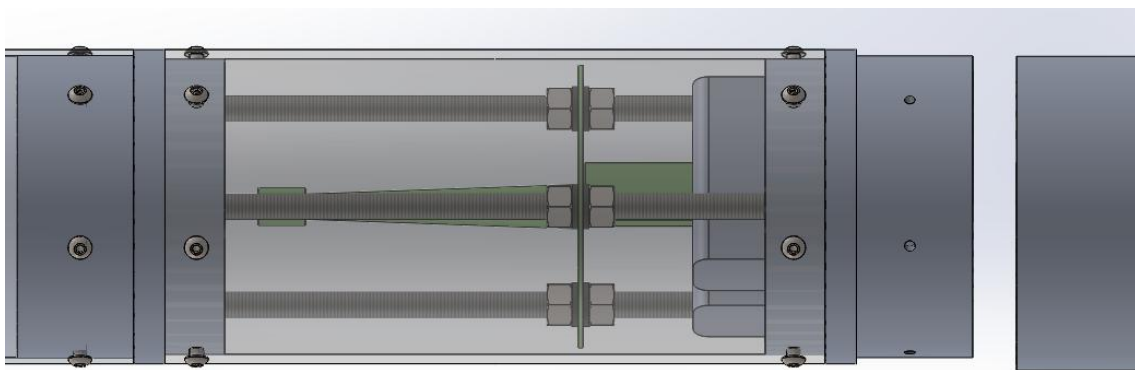


Figura 2: Flange e montaggio Electronics bay Borealis

Nel nostro caso notiamo (Fig.2) che la Electronics bay è in un materiale diverso, poiché l'alluminio che è utilizzato nella maggior parte della costruzione di Nemesis, non è trasparente alle onde radio, il che è un problema per la trasmissione dei dati di telemetria. Ergo, utilizziamo una sezione in plexyglass non strutturale, materiale trasparente alle onde radio per rispettare il requisito della RF window di due calibri, ovvero due volte il diametro.

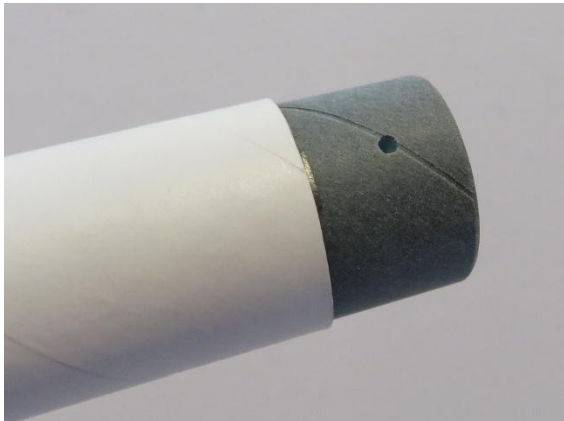


Figura 3: Tubo e Couplig Tube (ref. Model Rocket Building)

Un'alternativa valida per la costruzione è, nel caso in cui si utilizzano tubi in materiale trasparente, mettere l'Electronics bay in un tubo di diametro più piccolo detto Coupling tube (Fig. 3).

La descrizione dettagliata di tutti i componenti illustrati è trattata estensivamente nei successivi capitoli, ma queste prime scelte risultano essenziali perché vanno a influenzare enormemente lo sviluppo del modello. Alla fine del design preliminare andremo anche a

identificare altri componenti essenziali per il funzionamento del sistema complessivo.

Capitolo 2: Principi Fondamentali della Propulsione a Razzo

La propulsione a razzo è un concetto fondamentale da conoscere per la progettazione di un razzo sperimentale. Nel corso di questo capitolo vedremo i concetti fondamentali per poter comprendere questa tipologia di propulsione, quali tipologie di motorizzazioni esistono, quali sono le differenze tra queste e come scegliere un motore nello sviluppo di un razzo.

2.1 Principi Fisici della Propulsione a Razzo

Il moto di un razzo si basa sulla terza legge della dinamica di Newton, che afferma:

$$\mathbf{F^{azione}} = -\mathbf{F^{reazione}} \quad (1)$$

Nella propulsione a razzo, inoltre, la particolarità consiste nel fatto che la materia espulsa per generare la spinta è già conservata all'interno dei serbatoi, a differenza ad esempio dei motori a reazione che necessitano di ingerire aria per funzionare.

2.1.1 Parametri Prestazionali: Spinta e Impulso

I principali parametri prestazionali che guidano la progettazione e la scelta di un motore sono la spinta, l'impulso specifico e l'impulso totale

La **spinta** F è la forza risultante generata dal motore che andrà a spingere il modello. In un sistema ideale, la spinta generata da un motore a razzo può essere espressa come (9):

$$F = \dot{m} \cdot v_e + (p_e - p_a) \cdot A_e \quad (2)$$

Dove:

- $\dot{m}$ = portata massica dei gas [kg/s],
- v_e = velocità dei gas in uscita [m/s],
- p_e = pressione all'uscita dell'ugello [Pa],
- p_a = pressione atmosferica esterna [Pa],
- A_e = area della sezione d'uscita dell'ugello [m²].

La portata massica e la velocità di scarico dipendono dalla combustione del propellente, dal design dell'ugello e dalle dimensioni della motorizzazione.

L'**impulso totale** è definito come l'integrale della spinta nel tempo (9):

Gli
$$I = \int F(t)dt \text{ [N} \cdot \text{s]} \quad (3)$$

estremi di integrazione sono t_0 e t_b , dove t_b è il tempo di burnout, ovvero quello al quale si esaurisce il combustibile. Questo parametro rappresenta la quantità complessiva di "quantità di moto" trasferita al razzo e serve a dimensionare il carico utile e l'apogeo raggiungibile.

L'**impulso specifico** è una misura dell'efficienza del motore e si definisce come (9):

$$I_{sp} = \frac{F}{m \cdot g_0} [\text{s}] \quad (3)$$

Questo valore indica quanta spinta per unità di propellente il motore riesce a generare. Tipici valori di I_{sp} tipici sono:

- Motori solidi: 180–250 s,
- Motori ibridi: 300-350s
- Motori liquidi: 330–450 s.

2.2 Tipologie di Motori a Razzo

Esistono diverse categorie di motori a razzo, distinte principalmente dal tipo di propellente utilizzato. Le tre principali sono:

- **Motori a propellente solido:** il combustibile e il comburente sono mescolati in forma solida. Sono semplici, affidabili, e richiedono meno componenti. Tuttavia, non permettono un controllo della spinta una volta accesi e hanno un impulso specifico inferiore (9)
- **Motori a propellente liquido:** utilizzano combustibile e ossidante immagazzinati separatamente. Offrono maggiore efficienza e controllo, ma sono più complessi e costosi (9)

- **Motori ibridi:** presentano il combustibile in forma solida e il comburente che viene spruzzato sul combustibile in forma liquida. Hanno un'efficienza e una complessità intermedie tra i motori puramente a solido e quelli a liquido.

Nel contesto del progetto di razzi sperimentali data la necessità di semplicità, disponibilità commerciale e sicurezza, si opta spesso per l'impiego di **motori solidi COTS**, già certificati e testati. I motori solidi nel nostro caso presentano numerosi vantaggi, principalmente legati alla semplicità d'uso e alla non necessità di eseguire static fire, nonostante siano meno efficienti. Sono in realtà spesso usati anche motori solidi SRAD, e nelle competizioni si utilizzano anche motori ibridi o motori biliquidi, ma data la loro complessità sono rari nella maggior parte delle competizioni (EuRoC esclusa). Per evitare di appesantire questo elaborato e data la loro maggiore diffusione tratterò esclusivamente i motori solidi.

2.3 Motori solidi

In generale la struttura di un motore solido è relativamente semplice. Questo è costituito da uno o più grains di combustibile, rivestiti all'esterno da un isolante. Nella parte superiore si trova poi, almeno nei motori relativamente piccoli, una carica di polvere nera che, quando innescata accende il motore, mentre nella parte inferiore si trova l'ugello che espande i gas risultanti dalla combustione produce una spinta.

Vediamo ora quali sono le principali caratteristiche che influenzano le performance dei motori a solido, come la geometria della superficie di combustione, la chimica del propellente e la velocità del consumo dello stesso.

2.3.1 *Classificazione e uso*

I motori a combustibile solido ma anche in generale tutti i motori a razzo sono divisi in categorie in base all'impulso. Ogni categoria è solitamente usata in classi diverse di razzi (Tab. 2)

Classe	Impulso (Ns)	Utilizzo prevalente
A	1.26 - 2.5	Giocattoli
B	2,6 - 5	Giocattoli
C	5.01 - 10	Giocattoli
D	10.01 -20	Giocattoli
E	20.01 – 40	Giocattoli
F	40.01 - 80	Piccoli amatoriali
G	80.01 - 160	Piccoli amatoriali
H	160.01 - 320	Amatoriali
I	320.01 - 640	Amatoriali
J	640.01 -1280	Amatoriali
K	1280.01 - 2560	Piccoli sperimentali
L	2560.01 - 5120	Sperimentali
M	5120.01 - 10240	Sperimentali
N	10240.01 - 20480	Sperimentali supersonici
O	20,480.01–40,960	Sperimentali supersonici
Superiori	40960.01 +	Raramente usati da amatori

Tabella 2: classificazione in base all'impulso totale e utilizzo prevalente di tali motori (10)

2.3.2 Configurazioni del Combustibile (Grain Geometry)

Il comportamento del motore solido è fortemente influenzato dalla geometria del propellente, in particolare questa ne determina l'andamento della curva di spinta nel tempo. La scelta della forma dei grain dipende da numerosi parametri come la tipologia di razzo, la stabilità aerodinamica voluta e i vincoli meccanici e termici del razzo, ma in generale si cerca di avere, almeno nei nostri casi d'uso, una spinta costante. Le principali configurazioni sono:

- **Cilindro pieno (End-burner)**
Brucia dalla base verso l'alto. Produce spinta costante e combustione lenta.
- **Cilindro forato (Core-burner)**
Brucia dall'interno verso l'esterno. Profilo di spinta crescente.
- **Configurazione Bates (es. Cesaroni)**
Questa tipologia di motori presenta degli spacer tra i grain che permettono una combustione dall'alto, dal basso e dall'interno. Profilo di spinta costante e combustione veloce (10).

Nella nostra categoria la tipologia più comune è quella degli end-burner o dei motori Bates nonostante sia a volte usata la configurazione core-burner (9)

2.3.2 La Legge di Vieille e Implicazioni Progettuali

La Legge di Vieille è un modello empirico che descrive la velocità di regressione del fronte di combustione di un propellente solido in funzione della pressione. Nonostante sia una formulazione datata viene ancora utilizzata come riferimento per il dimensionamento e l'analisi delle prestazioni nei motori a combustibile solido. In generale più è elevata la velocità di regressione, e quindi maggiore è la portata di gas prodotto dalla combustione, maggiore è la spinta (9):

dove:
$$r = ap^n \quad (4)$$

- r: velocità di regressione [m/s],
- p: pressione in camera di combustione [Pa],
- a: coefficiente di combustione (dipende da composizione, temperatura iniziale e geometria del grano),
- n: esponente di pressione (tipicamente compreso tra 0.2 e 0.6).

In generale vediamo che il coefficiente a rappresenta l'attitudine intrinseca del propellente a bruciare, ed è determinato sperimentalmente. L'esponente n è indicativo della sensibilità della combustione alla pressione. Un valore elevato di n implica una maggiore variazione della velocità di combustione in risposta a piccole variazioni di pressione, e può dare origine a instabilità se non controllato. Un sistema con $n > 0.7$, infatti, può essere instabile in pressione, ovvero un aumento momentaneo della pressione provoca un'accelerazione della combustione, che a sua volta aumenta ulteriormente la pressione, innescando un ciclo auto-rinforzante.

Per questo motivo:

- I propellenti usati in ambito COTS sono selezionati per avere valori di n stabili (0.3–0.5).
- I motori vengono equipaggiati con ugelli calibrati in grado di gestire la sovrappressione e di limitare il runaway.

2.3.3 Fattori che influenzano la combustione

Vediamo ora quali sono i principali parametri che influenzano la combustione di un motore solido (Tabella 2):

Parametro	Effetto
Pressione in camera	Influenza la velocità di regressione (Legge di Vieille). Ricordo che più elevata è la velocità di regressione più è elevata la spinta
Distribuzione del grano	Influenza l'area di combustione e la spinta nel tempo
Temperatura	Influisce sull'energia disponibile per accelerare i gas ed è anche fondamentale da sapere per il design strutturale
Additivi metallici (Al, Mg)	Aumentano la temperatura e l'impulso specifico.
Porosità e densità del grano	Influiscono sull'efficienza della combustione. La finezza e la forma delle particelle che compongono il grano è un fattore essenziale

Tabella 3: parametri che influenzano la combustione di un motore solido

2.3.4 Composizione Chimica: Combustibile e Comburente

I propellenti solidi sono composti da una miscela omogenea o eterogenea di **combustibile** e **comburente**, spesso arricchita da leganti polimerici e additivi. I due principali tipi di propellente solido sono (9):

Compositi eterogenei

- **Ossidante**: generalmente AP o AN (perclorato o nitrato d'ammonio)
- **Combustibile**: polveri metalliche (es. **Alluminio**) o resine energetiche
- **Legante**: solitamente HTPB; fornisce un piccolo contributo di spinta bruciando

Propellenti doppi base

- Costituiti da una miscela omogenea di **Nitroglicerina (NG)** e **Nitrocellulosa (NC)**
- Meno comuni in ambito COTS

2.3.5 Considerazioni Termo-Strutturali nei Motori a Solido

Le condizioni operative interne a un motore a propellente solido sono estreme: la temperatura dei gas può superare i 3000 K, e la pressione in camera di combustione comunemente raggiunge i 70–100 bar ma può anche essere superiore nei COTS ad alte prestazioni. Questo comporta una serie di vincoli strutturali e termici critici.

La camera di combustione, solitamente realizzata in acciaio, alluminio o compositi, deve essere protetta internamente. Per questo vengono utilizzati liner interni ablativi. Un sistema ablativo è progettato per rimuovere calore attraverso la combustione del materiale del liner stesso, che si consuma progressivamente con la combustione.

2.3.6 Integrazione dei Dati del Motore nelle Simulazioni:

La scelta del motore influenza direttamente la traiettoria del razzo, la sua accelerazione iniziale e il raggiungimento dell'apogeo desiderato. I parametri forniti dal produttore, tra cui spinta massima, tempo di combustione e impulso totale, vengono utilizzati come input nelle simulazioni di volo preliminari.

Queste simulazioni permettono di valutare:

- la compatibilità del motore con la massa del razzo,
- il rispetto delle soglie di accelerazione e velocità,
- l'ottimizzazione del profilo di volo per il raggiungimento degli obiettivi di missione.

Case Study 2: Metodologia per la determinazione della spinta necessaria

Scegliere il motore per un modello può essere particolarmente complesso. Consiglio, personalmente, di partire in primis dal cercare quali modelli sono disponibili nel proprio mercato perché spesso sarà il fattore più determinante nella scelta. In secondo luogo, dovremo andare a capire che modello selezionare e per fare ciò sarà essenziale avere un obiettivo chiaro (di apogeo e/o velocità) e soprattutto sarà necessario avere un modello preliminare del razzo. Per questa scelta i fattori più importanti risultano essere le masse dei componenti.

A partire da tutte le valutazioni fatte nel capitolo precedente abbiamo ottenuto un modello preliminare sufficientemente preciso per poi inserire le caratteristiche in OpenRocket. Questo ci permette di fare valutazioni sul peso in base alle componenti e ai

materiali scelti e ci permette di valutare la stabilità del modello valutando anche la resistenza aerodinamica correlata alle appendici utilizzate per ottenere tale stabilità. Ciò ci permette di avere un'idea chiara della spinta necessaria e delle performance del razzo finale, potendo così scegliere il motore più adatto. Per questo serve inserire nel modello Open Rocket i vari motori iterativamente, fino a trovare quello più adatto alla nostra missione.

Nella scelta del motore entrano però in gioco anche le dimensioni di quest'ultimo. Infatti, esistono in commercio motorizzazioni con vari diametri esterni standard come 18,29,54,75,98 e 150 mm (11), che devono essere compatibili con il diametro scelto per il modello. Inoltre, la lunghezza del motore può essere molto variabile e spesso vi sono motori simili per prestazioni con due diametri e lunghezze diverse, ad esempio i due motori in Tabella 4 sono il primo un 98 mm lungo 650mm e il secondo un 75 mm lungo 1050 mm.

In molti casi sarà possibile eseguire una scelta del motore con tale metodologia, ma per lo sviluppo di Nemesis la scelta è stata fatta utilizzando un ragionamento inverso, come discusso nel capitolo precedente, ovvero è stata scelta una coppia di motori che potessero essere adatti allo scopo e poi è stato variato iterativamente il diametro del razzo-modello. Nella seguente Tabella 3 vediamo come abbiamo ottimizzato l'apogeo e quindi come è stato scelto il motore per Nemesis.

	20 cm	15 cm	13 cm	12 cm
8088M1790	1357 m	3040 m	3555 m	3713 m
8187M1545	2192 m	3142 m	3681 m	3845 m

Tabella 4: confronto dell'apogeo di X-01 (Nemesis) per vari diametri e motorizzazioni

La scelta del diametro del razzo è stata di 15 cm e il motore non è stato scelto per l'apogeo, che è risultato molto simile, ma per la minore accelerazione di 65 m/s^2 contro 76 m/s^2 e per la maggiore velocità out of the rail ovvero 35.6 m/s contro 34.4 m/s .

Il motore scelto per Nemesis, quindi, è il Cesaroni pro 75 6GXL-8187M1545, dove 6 è il numero di grani, XL sta a indicare il tipo di hardware necessario per il suo montaggio, 8187 è l'impulso totale, 1545 è la spinta media e M è la categoria del motore.

Noto infine che X-01 era il nome assegnato al progetto di Nemesis quando era nella fase di design preliminare.

Capitolo 3: Design Aerodinamico

L'aerodinamica è un fattore fondamentale da analizzare durante il design di un razzo, poiché essa influisce sia sull'apogeo sia sulla stabilità e quindi sulla traiettoria percorsa dallo stesso. In questo capitolo vedremo i due parametri aerodinamici fondamentali in questo campo: Stabilità e Resistenza

3.1 Stabilità

Si può affermare che un razzo risulta **stabile** fino a che il centro di pressione (CP), cioè il punto in cui si concentrano tutte le forze aerodinamiche, rimane al di sotto del centro di gravità (CG): questo perché in tale configurazione, le forze aerodinamiche che agiscono sul razzo producono un *momento di ripristino* che tende a riportare il modello sulla sua traiettoria originaria. Tale momento si genera quando si presenta una perturbazione che può essere esterna, come raffiche di vento, o interna, ovvero dovuta a errori di fabbricazione, relativamente comuni in questi modelli. (12)

Il **range di stabilità ottimale** per un razzo, espresso attraverso il margine statico, è generalmente considerato compreso tra 1,5 e 2,5 calibri. Un calibro è la distanza tra il centro di gravità (CG) e il centro di pressione (CP), misurata in multipli del diametro del razzo. (8)

Andiamo ora ad analizzare le tre casistiche principali:

- Se il margine di stabilità è inferiore a 1 calibro (o addirittura è negativo), il razzo sarà estremamente instabile. Il CP è troppo vicino, o davanti al CG, il che rende il razzo suscettibile a piccoli disturbi
- Quando il margine di stabilità è compreso tra 1.5 e 2.5 calibri, il razzo raggiunge una configurazione ottimale. In questa condizione, il CP è sufficientemente distante dal CG da generare una coppia correttiva adeguata.
- Se il margine di stabilità supera i 2.5 calibri, il razzo diventa eccessivamente stabile. In questo caso, il CP si trova molto lontano dal CG il che risulta in sistema meno "pronto", ovvero il momento di ripristino che si genera a causa di una raffica agisce troppo lentamente, portando il razzo fuori traiettoria o su una traiettoria oscillatoria

Sono vari i parametri progettuali che incidono sulla stabilità di un razzo come alette, lunghezza, nose cone e boat tail. Nonostante ciò, sicuramente la stabilità è influenzata per la maggior parte dalle alette e dalla lunghezza della fusoliera, anche se quest'ultima

solitamente è fissata come requisito. Per aumentare la stabilità quindi devo aumentare la superficie delle alette e posizionarle più lontano possibile dietro il CG.

Una fusoliera lunga e stretta in generale migliora la stabilità, anche se esistono dei limiti alla lunghezza che devono essere considerati attentamente, soprattutto a causa della resistenza strutturale inferiore della fusoliera e della difficoltà aggiuntiva di trasporto di un modello così lungo.

3.2 La resistenza aerodinamica

Nel caso dei razzo-modelli la resistenza all'avanzamento è un parametro essenziale anche se vi è una dimensione che risulta più utile per esprimerla ovvero il coefficiente balistico:

$$BC = \frac{m}{Cd * A} \quad (5)$$

Il

coefficiente balistico è la capacità di un corpo in movimento di superare la resistenza dell'aria. Più alto è il coefficiente balistico, più "scivoloso" l'oggetto mentre si muove nell'aria. (13)

m = massa del razzo [g]

Cd = coefficiente di resistenza del razzo [-]

A = area della sezione trasversale del razzo (normale al vettore di velocità) [mm²]

Un valore sensato per un corpo come quelli in analisi è tra 1.5 e 0.15 g/mm²

Una considerazione importante è il fatto che più il razzo è stretto e/o leggero, minore sarà la resistenza. Fissati il peso e il diametro, però la cosa che ci rimane è minimizzare il coefficiente di resistenza.

Nel caso di razzi supersonici, che non tratteremo, usiamo una formulazione differente della resistenza che è:

$$Fd = \frac{1}{2} k p M^2 C_D A \quad (6)$$

Dove

k = rapporto del gas del calore specifico [-]

p = pressione del gas (statica) [N/m²]

M = numero di mach [-]

In generale il coefficiente di resistenza aerodinamica può essere rappresentato come segue (14)

$$C_d = C_{d,ogiva} + C_{d,fusoliera} + C_{d,forma} + C_{d,alette} + C_{d,interferenza} + C_{d,lug}$$

- $C_{d,forma}$ è il coefficiente che risulta dalla bassa pressione all'estremità inferiore del razzo, dove vi è l'ugello, causata dalla separazione del flusso.
- $C_{d,interferenza}$ è il coefficiente che risulta da un flusso d'aria che scorre nell'interfaccia tra alette e fusoliera.
- $C_{d,lug}$ è il coefficiente dovuto ai launch lugs, ovvero gli elementi su cui scorre il razzo durante la fase di lancio.
- $C_{d,fusoliera}$ è tipicamente generato da transizioni coniche e dalla resistenza di attrito dovuta alla superficie esterna
- $C_{d,ogiva}$ e $C_{d,alette}$ sono i coefficienti di resistenza dovuti rispettivamente (2) a ogiva e alette

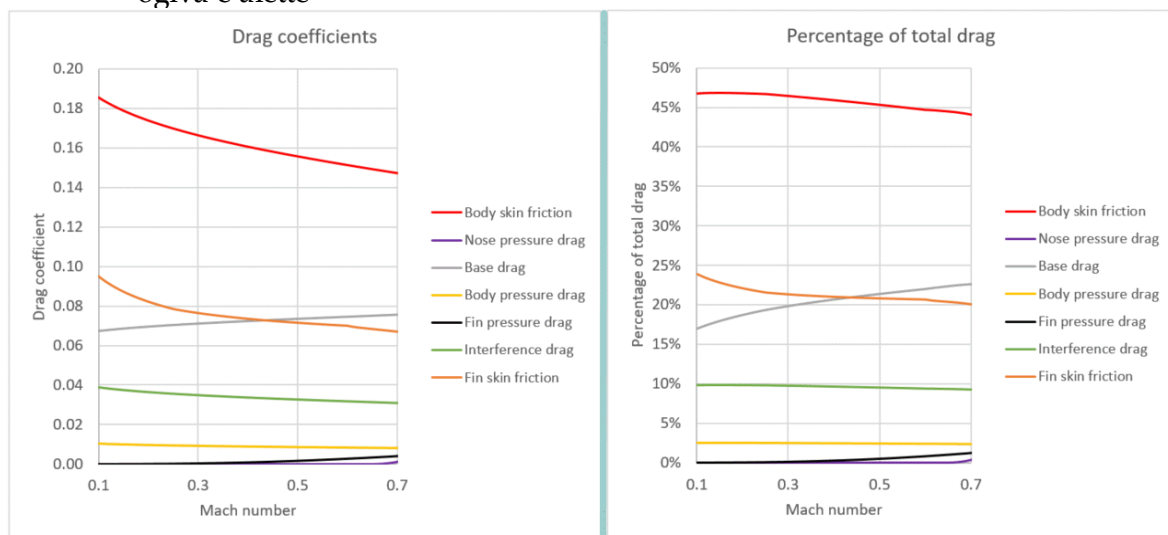


Figura 4: Coefficiente e forza di drag in percentuale generata dalle varie componenti a diverse velocità

Dai grafici sopra [Fig. 4] notiamo come maggior parte della resistenza è dovuta all'attrito. Questo è vero però solo fino a Mach 0.7 dove a causa degli effetti di comprimibilità aumenta esponenzialmente la resistenza causata dalle zone dove si generano onde d'urto, ovvero punta dell'ogiva e leading edge alette, così come aumenta la resistenza di forma che può arrivare al 50 % del totale sopra Mach 3, a causa della maggiore energia dei vortici. In generale quando sviluppiamo razzi EX dobbiamo tenere conto di questi effetti data l'elevata velocità (ES. $M=0.8$ per Nemesis).

In generale con l'esperienza acquisita durante lo sviluppo dei nostri progetti abbiamo sviluppato strategie note in letteratura (15) per ridurre il drag:

- L'installazione di una boat-tail riduce la resistenza di forma riducendo l'energia dei vortici della scia
- L'ogiva e le alette possono essere facilmente progettate per ridurre al minimo la resistenza aerodinamica di questi componenti in base alla velocità del razzo
- Le alette devono essere accuratamente allineate all'asse longitudinale del modello, perché la resistenza aumenta con l'angolo d'attacco (se questo è zero è minima)
- Per ridurre la resistenza di interferenza, l'interfaccia aletta-fusoliera deve essere smussata. Il raggio dello smusso dovrebbe essere il 4-10% della corda delle alette alla radice.
- Le sporgenze dovrebbero essere ridotte al minimo nelle dimensioni e dovrebbero essere bilanciate sui lati opposti del razzo.
- La fusoliera del razzo e gli altri componenti esposti al flusso d'aria devono avere una finitura più liscia possibile, ottenuta con pittura e lucido. Nella tabella successiva vediamo gli effetti della finitura sull'apogeo di un modello [tab.4]

Finitura	Smooth Paint	Regular Paint	Unfinished	Rought
Apogeo	2935 m. AGL	2807 m. AGL	2682 m. AGL	2522 m. AGL

Tabella 5: Apogei in funzione di diverse finiture (Rif. OpenRocket e modello definitivo di Nemesis)

Case study 3: Determinazione della stabilità di un modello

Uno dei passaggi più importanti quando si costruisce un razzo è garantire la stabilità. Perciò vediamo come si può fare.

In primis è necessario conoscere il baricentro del modello, quindi questo calcolo può essere eseguito con precisione solo dopo che la costruzione è stata completata. Però il baricentro è stimabile tramite OpenRocket inserendo le masse preliminari che abbiamo usato per scegliere il motore. A questo punto abbiamo 2 strade: calcolare la stabilità con delle formule (di solito si usano le formule di Barrowman (16)) e quindi calcolare i risultati o su carta o con un piccolo programma Matlab. L'alternativa più semplice è quella di calcolarlo con un programma già fatto come OpenRocket, semplicemente iterando la dimensione delle alette fino a che non otteniamo la stabilità corretta che dovrebbe essere 1,5 – 2,0 da carico e 2,0-2,5 da scarico, dove il carico è comprendente il peso del combustibile del motore; ricordando ovviamente di mantenere la forma delle alette corretta.

L'ultima cosa di cui tenere conto è lo spostamento del CP in regime supersonico. Questo avviene a causa dei fenomeni di comprimibilità di cui i software tengono conto, ma le equazioni di Barrowman no e queste cambiano per questo regime. Ergo è importante conoscere il regime di volo che si sta analizzando soprattutto, ma non solo, se si stanno utilizzando le equazioni in questione.

Capitolo 4: Carichi e Analisi Strutturale

Per determinare la struttura del razzo-modello, è fondamentale analizzare i carichi a cui la struttura di questo viene sottoposta.

4.1 Carichi di flessione

I carichi di flessione sono nella maggior parte dei casi i più importanti che si generano sui razzo-modelli e sono in larga parte dovuti ad effetti aerodinamici.

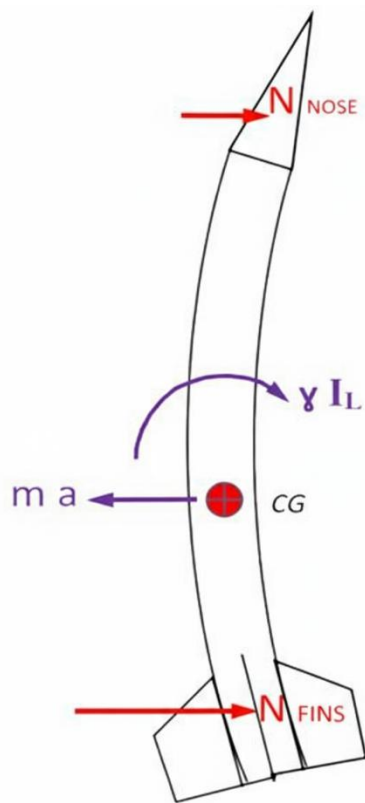


Figura 5: Carico di flessione derivante da un piccolo angolo di attacco, la flessione è esagerata per questioni grafiche (Ref. R. Nakka)

I carichi di flessione si generano in condizioni di raffica così come in qualsiasi condizione in cui l'angolo d'attacco del modello è diverso da zero. In queste condizioni, infatti, si genera un momento di ripristino, ovvero quel momento che le alette impartiscono per correggere la traiettoria di volo e questo va a generare un momento flettente sul razzo. È da notare che reagiscono anche la boattail e il nosecone ad angoli d'attacco diversi da zero, generando a loro volta un momento di flessione (17).

La forza normale che agisce sull'ogiva (N_NOSE) [fig. 5] è data dalla pressione dinamica (q [Pa]) che agisce sul razzo a causa della sua velocità di volo moltiplicata per l'area di riferimento (A [mm²]), l'angolo di attacco (α [rad]) e il coefficiente di forza normale (CN_{α_N} [rad⁻¹]):

$$N_{NOSE} = q A \alpha (CN_{\alpha_N}) \quad (7)$$

Allo stesso modo, la forza normale che agisce sulle alette (N_FINS) [fig.5] è data dalla pressione dinamica (q [Pa]) moltiplicata per l'area di riferimento (A [mm²]), l'angolo di attacco (α [rad]) e il coefficiente di forza normale (CN_{α_F} [rad⁻¹):

$$N_{FINS} = q A \alpha (CN_{\alpha_F}) \quad (8)$$

La pressione dinamica quando andiamo a verificare la struttura dovrebbe essere presa nella sua condizione peggiore, indicata come Max Q, che è la combinazione più severa di velocità e densità dell'aria, ovvero quella al tempo di burnout. (17)

Per garantire la robustezza del modello, l'angolo di attacco utilizzato per la progettazione dovrebbe essere il più grave che possa ragionevolmente verificarsi. L'angolo di attacco più grave, o *critico*, è calcolato prendendo in considerazione uno squilibrio dinamico (coning) dovuto alla combinazione di una rotazione sull'asse di rollio e a una discrepanza tra asse principale di inerzia e asse geometrico oppure questo angolo critico è quello di incidenza a raffica calcolato tramite le simulazioni (17). Un valore sensato per la nostra categoria è tra 5° - 10°.

In questo capitolo, per semplicità, utilizzeremo le formule di Barrowman (18), assumendo una distribuzione uniforme della massa. Nelle fasi successive di progettazione, sarà sensato andare ad utilizzare simulazioni FEM con il razzo modello completo e risulterà che i calcoli di Barrowman sono conservativi.

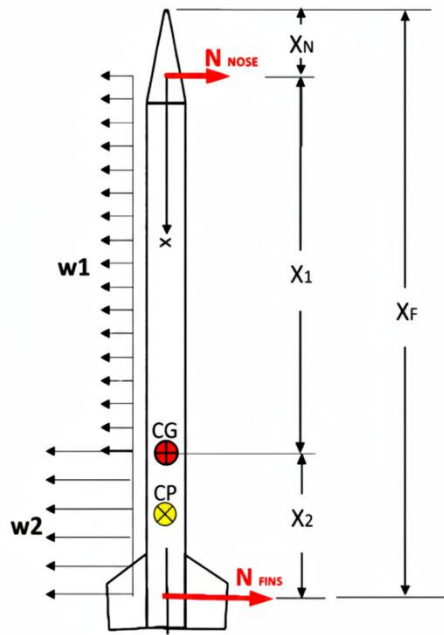


Figura 6: Carichi aerodinamici e inerziali che agiscono sul corpo del razzo in volo (Ref. R.Nakka)

Andrò quindi a considerare due carichi uno posizionato davanti al baricentro e l'altro dietro allo stesso.

I carichi distribuiti w_1 e w_2 legati alle forze precedentemente descritte (Fig.6) vengono calcolati come segue:

$$\begin{aligned} w_1 &= \frac{N_N + N_F - w_2 x_2}{x_1} \\ w_2 &= \frac{N_F(2x_2 + x_1) - N_N x_1}{x^2 + x_1 x_2} \end{aligned} \quad (9)$$

Il **taglio laterale (T)** in funzione di x , dove x è la distanza lungo la fusoliera, con $x=0$ che corrisponde al CP dell'ogiva, è dato da:

$$\begin{aligned} V(x) &= N_N - w_1 x & 0 \leq x \leq x_1 \\ V(x) &= V_1 - w_2(x - x_1) & x_1 < x \leq L \end{aligned} \quad (10)$$

Il **momento flettente (M)** in funzione di x è dato da:

$$\begin{aligned} M(x) &= N_{Nx} - w_1 \frac{x^2}{2} & 0 \leq x \leq x_1 \\ M(x) &= V_1 x - w_2 \left(x_1 x + \frac{1}{2} L^2 - \frac{1}{2} x^2 \right) - L(V_1 + w_2 x_1) & x_1 < x \leq L \end{aligned} \quad (11)$$

Da queste equazioni potremmo ricavare il momento flettente in qualsiasi punto, anche se generalmente durante la progettazione siamo interessati quasi esclusivamente ai valori massimi ovvero:

$$\begin{aligned} M(x) &= \frac{N_N^2}{2w_1} & 0 \leq x \leq x_1 \\ M(x) &= \frac{V_1^2}{2w_2} + w_2 \left(\frac{1}{2} x_1^2 + \frac{1}{2} L^2 - Lx_1 \right) - V_1(L - x_1) & x_1 < x \leq L \end{aligned} \quad (12)$$

Dato che la struttura del modello è tubolare, i carichi a taglio possono essere trascurati. Questa assunzione è valida però solo per la fusoliera mentre in altre componenti come, ad esempio, le alette questi carichi vanno considerati e risultano importanti in modulo.

La **sollecitazione massima** dovuta alla flessione del corpo del razzo risulta quindi essere la seguente:

$$f_{b \max} = \frac{M}{Z} \quad (13)$$

Dove **M** è il momento flettente e **Z** è il modulo di sezione della sezione trasversale del tubo.

Dobbiamo ricordare però che normalmente i tubi utilizzati per la fusoliera sono sottili, ergo dovremo verificare l'instabilità a compressione (Buckling (19)) di questi, dato che nonostante non ci sia compressione pura ogni volta che si verifica una flessione avrò una trazione e una compressione dai lati opposti della fusoliera. In generale possiamo ragionevolmente assumere il tubo sottile se il diametro è 50 volte o più maggiore dello spessore. Possiamo usare il seguente grafico, dove: r è il raggio del tubo e L è la lunghezza non supportata dello stesso, per trovare la resistenza a flessione di tale componente se in alluminio (Fig.7):

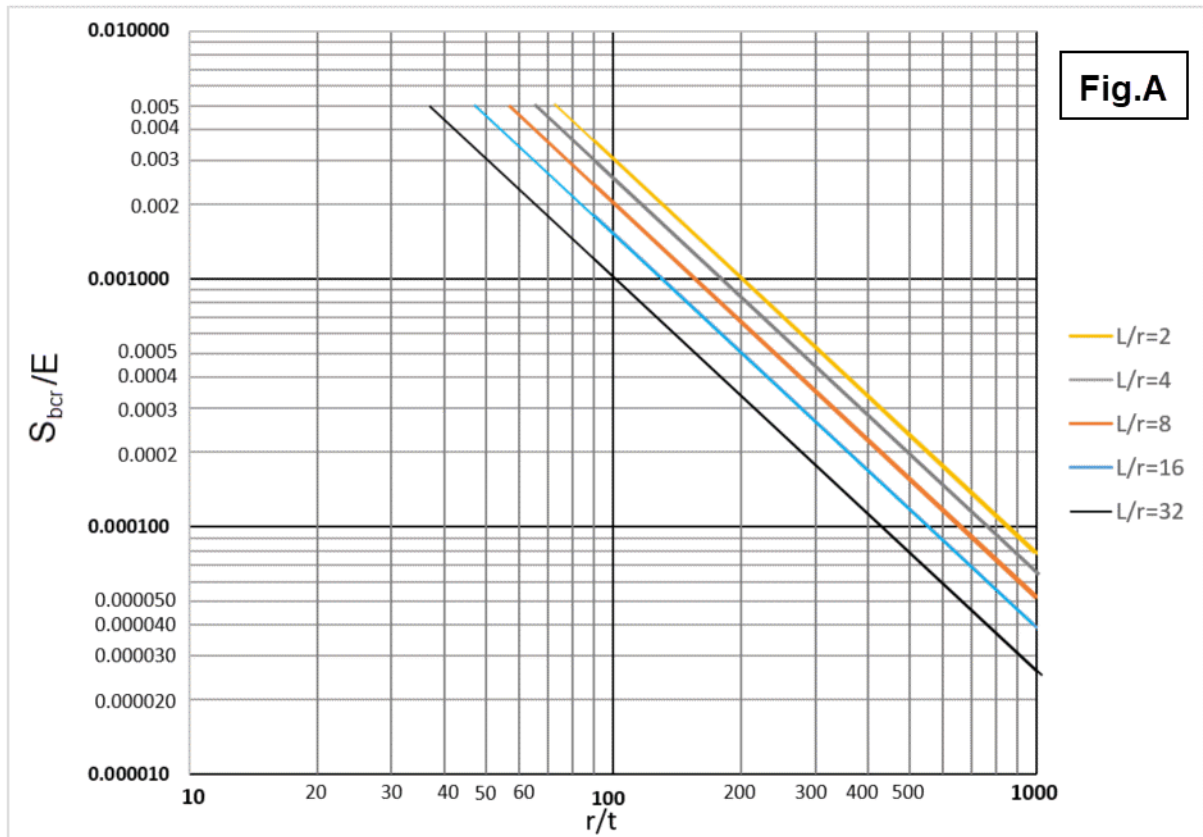


Figura 7: Tabella che indica la resistenza a Buckling per un tubo di alluminio 6061 (20)

4.2 Carichi di compressione e trazione

Come abbiamo detto, è raro avere dei carichi a compressione pura sulla fusoliera, ma ci sono un paio di condizioni che è importante attenzionare.

Un caso molto interessante di carico a compressione si presenta nei modelli supersonici, dove le onde d'urto che si generano creano un carico a compressione pura sulle componenti esposte al flusso quindi ogiva e bordo d'attacco delle alette. Con un buono studio aerodinamico queste possono essere minimizzate, ma non sono trascurabili in fase di dimensionamento dei componenti.

Un secondo carico a compressione è quello che si genera a causa della spinta motore che si scarica sul supporto di spinta motore che potrebbe essere una flangia, una bulkhead o i centering rings, in base a come questo componente è montato.

Un altro esempio di carico da tenere a mente, in questo caso a trazione, è quello che si sviluppa all'apertura dei paracadute. In questa situazione, infatti, la forte frenata imposta

dagli stessi va a scaricare un'enorme forza sull'anello che lo fissa al razzo-modello. Questa forza viene spesso ricavata da simulazione (OpenRocket o RocketPy) e viene poi analizzata grazie a delle fem sul pezzo che deve gestire tale forza. Per dare un valore assolutamente indicativo nel caso di Nemesis questa forza risulta essere circa 3800 N all'apertura del main. Tale forza è da considerare anche durante il dimensionamento delle corde e della ferramenta utilizzata per connettere i paracadute

4.3 Fin Flutter

Per quanto riguarda le alette, il limite strutturale principale è il flutter. Questo è vero perché in realtà il carico principale sulle alette, ovvero la forza di ripristino, è quello che genera il flutter e quindi, dato che questo è un'instabilità a compressione causerà una rottura sempre prima della forza stessa (19). Vi è un'importante eccezione ovvero il punto in cui avviene il montaggio delle alette, che è un punto debole a causa del momento che si genera.

Questo fenomeno dipende in larga parte dallo spessore delle stesse e dal materiale con cui sono costruite. In generale questo carico è molto complesso da calcolare e non tratterò in dettaglio il calcolo, lascio però al lettore un paper per approfondire l'argomento (21). Una formulazione semplificata può essere seguita e restituendo la velocità di flutter, ovvero quella da non superare per non incorrere in tale fenomeno e quindi confrontandola con la velocità del modello posso verificare se il mio modello soffrirà di problemi in flutter (22)[appendice a].

Case study 4: Dimensionamento strutturale

Se dallo studio preliminare ho ottenuto il diametro di Nemesis, ora sarà necessario dimensionare numerosi componenti e spesso capire quali siano i carichi dimensionanti può risultare complesso. Prima di procedere però vi invito a trovare quali siano le dimensioni standard dei componenti in commercio dato che questi sono spesso limitanti nella scelta dei dimensionamenti.

La prima misura da trovare è lo spessore dei tubi. Per questi sarà fondamentale conoscere il materiale che useremo [cap. 5]. Il metodo di dimensionamento che consiglio è quello utilizzato nella seguente fonte (20) che risulta essere coerente anche con le FEM e segue la formulazione illustrata nel capitolo.

Gli altri componenti da dimensionare sono le alette, il cui carico dimensionante è il flutter, come già introdotto, e le flange/bulkhead. La disposizione di queste ultime varia molto le forze alle quali sono sottoposte e ogni modello è differente da questo punto di

vista. Nonostante ciò, i carichi principali a cui i modelli sono sottoposti in generale sono abbastanza ricorrenti. Nella Tabella 6 vediamo il valore dei carichi dimensionanti per Nemesis:

	Off-the-rail	In volo	Apertura Paracadute
Bulkhead	Compressione: 1800N	Circa 0 N	Circa 0 N
Flange elettronica	Circa 0 N	Taglio 1500 N	Trazione 3800 N

Tabella 6: Riassunto dei carichi principali sulle componenti in esame per Nemesis

Il carico sulla bulkhead è dovuto alla spinta motore, mentre il taglio sulle flange al movimento in volo, infine la trazione sulle flange è la forza generata all'apertura del main.

Infine, gli ultimi carichi che possiamo simulare sono quelli più complessi: a partire dagli effetti di compressione dovuti alla supersonicità, alle simulazioni modali e alle simulazioni dinamiche. In generale per la maggior parte dei razzi sperimentali queste non sono necessarie, e nonostante siano state svolte per Nemesis queste non sono state determinanti, soprattutto considerando la difficoltà aggiuntiva che comportano.

Capitolo 5: Materiali e componenti

In questo capitolo vedremo i materiali impiegati nella realizzazione dei razzo-modelli, insieme alle varie opzioni costruttive esistenti. In realtà in linea del tutto teorica sarebbe possibile realizzare qualsiasi geometria con qualunque materiale ma consiglio caldamente di seguire uno degli approcci qui presentati.

5.1 Materiali

Nel seguente capitolo sono introdotti tutti i principali materiali usati nella costruzione di razzo-modelli. Alla fine del capitolo troviamo una breve tabella riassuntiva delle proprietà dei vari materiali (Tab. 6).

5.1.1 Cartone fenolico

Il cartone fenolico è un materiale a base di cartone successivamente imbevuto in una resina fenolica simile alla bachelite. Il cartone di per sé sarebbe troppo fragile, infiammabile e non impermeabile, ma, tramite la lavorazione e l'applicazione della resina fenolica, questo guadagna una buona rigidità e impermeabilità. (23).

Questo processo, però, rende il materiale molto fragile, ergo viene, quando utilizzato, rivestito con uno strato di fibra di vetro e resina epossidica bicomponente aeronautica, per irrobustirlo.

5.1.2 Blue Tube 2.0

Il "Blue Tube" è un materiale di derivazione militare, in particolare usato nei casing delle munizioni americane dei pezzi di artiglieria.

È un normale cartone fenolico ma che ha subito un processo di vulcanizzazione, che rende il prodotto meno rigido ma molto più resistente agli urti e meno fragile. Per questo non necessita l'uso di fibra di vetro per rivestirlo. (24)

5.1.3 Fibra di vetro

La fibra di vetro è composta da sottili fibre di vetro immerse in una matrice di resina polimerica. È comunemente utilizzata nelle fusoliere, nelle ogive e altri elementi strutturali nei razzi.

Il suo impiego è particolarmente comune soprattutto tra i modelli di media potenza per il suo rapporto resistenza, peso, costo. È particolarmente adatta per razzi che operano in

regimi di volo transonico e basso supersonico. Le fusoliere in fibra di vetro possono essere ricavate da tubi prodotti con vari metodi costruttivi (es. filament windig) e le proprietà del materiale dipendono molto dal processo produttivo. (25) (25)

5.1.4 Quantum Tubing

Si tratta di un materiale plastico, ampiamente usato per la costruzione di razzi di tipo amatoriale. La sua caratteristica principale consiste nell'uso di miscele polimeriche speciali le quali garantiscono un'elevata resistenza meccanica, insieme ad una resistenza termica migliore rispetto alle convenzionali tubature plastiche.

Il suo impiego deve però essere limitato solamente a razzi completamente subsonici e non particolarmente potenti (26)

5.1.5 Alluminio

Uno dei materiali più utilizzati in ambito aeronautico, l'alluminio è sicuramente una buona alternativa. Bisogna però tenere conto del fatto che i tubi saranno molto sottili, data l'elevata densità e quindi saranno limitati da buckling, nella maggior parte dei casi. Inoltre, è un materiale molto pesante, quindi bisogna stare attenti a quando lo si usa e, dato che non è trasparente alle onde radio, andrà realizzata una finestra RF in un materiale trasparente (lexan, fibra di vetro...) per poter installare delle antenne e avere una telemetria. Detto ciò, è molto versatile, utilizzabile in tutti i componenti. Le leghe che si consigliano per questa applicazione sono quelle delle serie 2XXX (avional) per componenti che devono essere leggeri, 6XXX (anticordal) per componenti resistenti ed economici e 7XXX (ergal) per le prestazioni migliori che un alluminio può garantire. (27)

5.1.6 Fibra di carbonio

Un altro materiale molto usato nelle costruzioni aerospaziali è la fibra di carbonio, grazie alla sua leggerezza e resistenza. Meccanicamente è un ottimo materiale ma ha numerosi problemi soprattutto a livello costruttivo. Dalla nostra esperienza è risultato un materiale complesso da lavorare, molto costoso, farne dei tubi perfettamente cilindrici senza un'adeguata attrezzatura risulta complesso e inoltre come l'alluminio risulta opaca alle onde radio. Rimane comunque un'ottima scelta per modelli più avanzati e per le componenti con geometrie più complesse (nosecone, ogiva...). Se si sceglie questo materiale bisognerà fare probabilmente uno studio su quale tessuto e resina scegliere dato che questi influenzano fortemente le caratteristiche meccaniche del prodotto finito.

5.1.7 Altri materiali

I materiali che possono essere usati nella costruzione di varie componenti sono in realtà tantissimi altri tra cui ricordo:

- balsa e compensato: ottimi materiali per supporti e centering rings ma anche per tutte le componenti non sottoposte a grande stress meccanico
- polimeri stampati in 3D: in base al tipo di polimero possono essere usati per tantissime applicazioni anche grazie al fatto che si possono realizzare geometrie complesse a piacere. Generalmente si usa per gommini in TPU, componenti strutturali in PEEK, supporti per l'elettronica in ABS e rail buttons in Nylon.
- Acciaio: è principalmente utilizzato nella viteria e nei componenti del sistema di recupero
- Titanio: viteria ad alte prestazioni

Tabella 7: Brevi tabelle riassuntive qualitative delle proprietà dei materiali presi in esame

	CARTONE FENOLICO RIVESTITO	BLUE TUBE	QUANTUM TUBING
PESO	Ottimo	Ottimo	Buono
LAVORABILITÀ	Buono	Eccellente	Eccellente
RESISTENZA TERMICA	Buona	Buona	Pessima
COSTI	Basso	Moderato	Basso
DURABILITÀ	Mediocre	Sufficiente	Sufficiente
RIGIDEZZA	Eccellente	Buona	Mediocre
ADATTO A VOLO SUPERSONICO	Basso supersonico	Quasi mai	Mai
SFORZO A ROTTURA	Buono	Mediocre	Mediocre
DISPONIBILITÀ	Buona	Pessima	Buona

	FIBRA DI VETRO	FIBRA DI CARBONIO	ALLUMINIO
PESO	Sufficiente	Ottimo	Mediocre
LAVORABILITÀ	Mediocre	Pessima	Mediocre
RESISTENZA TERMICA	Ottima	Eccellente	Ottima
COSTI	Medio	Molto elevato	Medio
DURABILITÀ	Ottimo	Eccellente	Ottimo
RIGIDEZZA	Eccellente	Ottima	Eccellente
ADATTO A VOLO SUPERSONICO	Certamente	Anche ipersonico	Certamente
SFORZO A ROTTURA	Eccellente	Ottimo	Eccellente
DISPONIBILITÀ	Mediocre	Pessima	Buona

5.2 Design dei singoli componenti

Dopo aver esaminato i materiali impiegati in tali applicazioni, passiamo ad analizzare le possibilità costruttive disponibili per la realizzazione delle diverse componenti.

5.2.1 Ogiva

Lo scopo principale di un'ogiva è quello di fungere da carenatura aerodinamica, riducendo la resistenza durante il movimento in avanti e risultando utile anche come vano per alloggiare il payload. L'ogiva ha anche un'influenza sulla stabilità del razzo, nonostante la variazione che questa produce sia veramente irrisoria. Tale variazione va calcolata ovviamente ma non è motivo limitante nella progettazione del componente, ergo scelgo l'ogiva migliore per il mio progetto e tengo conto degli effetti sulla stabilità che questa ha.

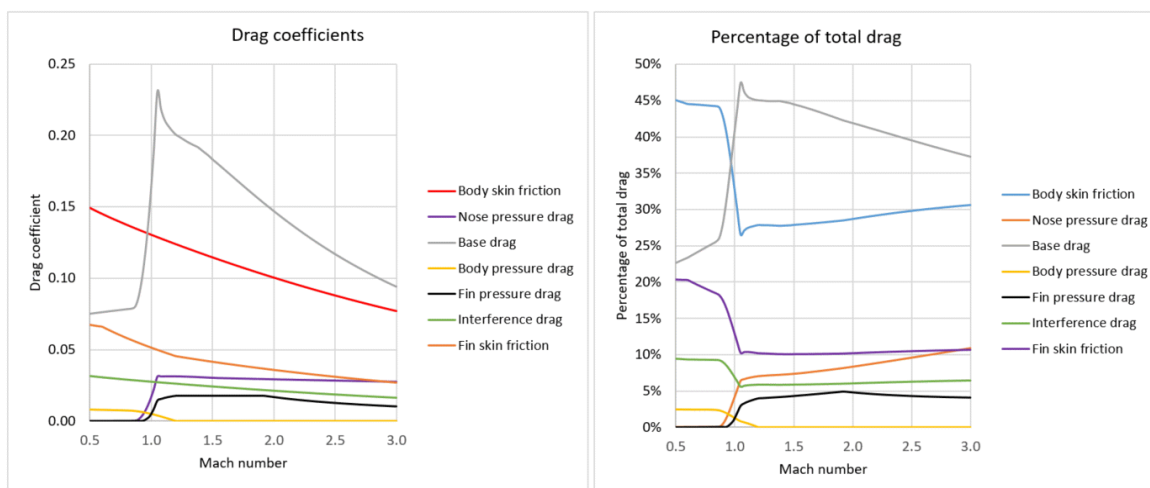


Figura 8: Grafico che riporta l'influenza dei vari componenti sul drag (Rif. Aerolab)

Come dal grafico sopra (Fig. 8), da un punto di vista aerodinamico il profilo di un'ogiva non è così importante per un tipico razzo amatoriale che vola in subsonico, dato che la modifica di questo influenza il base drag. Infatti, spesso si usano ogive relativamente semplici come quelle a cono e a semisfera dove la nostra priorità è quella di massimizzare lo spazio a disposizione e semplificare la costruzione del componente.

La forma dell'ogiva diventa essenziale invece per i razzi che raggiungono velocità vicine a Mach 1, poiché si verificano effetti di *comprimibilità* del flusso che aumentano notevolmente la resistenza aerodinamica nel caso si scelga un profilo sbagliato. Nel caso di volo supersonico questo componente verrà investito da onde d'urto, ergo una progettazione accurata può ridurre di molto l'energia di queste e la resistenza che causano, alleggerendo il componente che non dovrà supportare un carico a compressione particolarmente elevato.

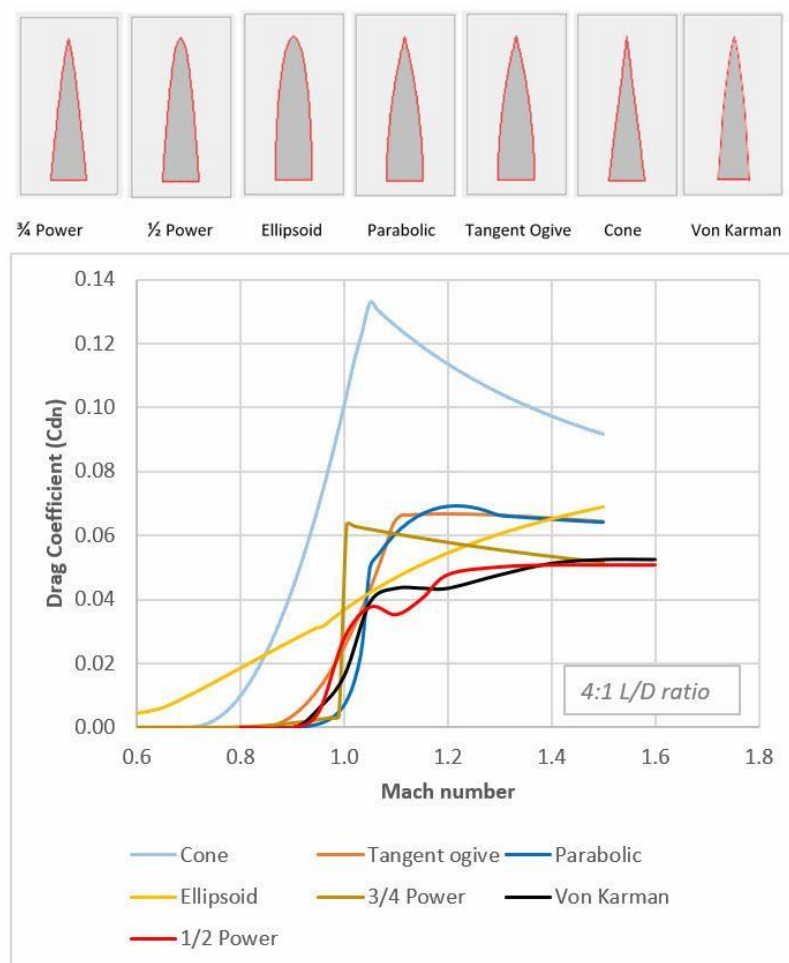


Figura 9: Coefficiente di resistenza aerodinamica per varie forme di ogiva
(Rif. AeroLab e (40))

Per un razzo subsonico, come vediamo dal grafico e abbiamo già visto, la maggior parte della resistenza è dovuta all'attrito sulla fusoliera e sulle alette. Il drag dovuto all'ogiva rappresenta una piccola parte della resistenza aerodinamica complessiva. Mentre come da Fig.4 la resistenza (indicata con nosecone pressure drag) dovuta al componente in supersonico è rilevante e riducibile notevolmente scegliendo il profilo corretto (Fig.9).

Due fattori che vanno tenuti a mente nel momento in cui si disegna uno di questi componenti sono:

1. Il profilo dell'ogiva deve essere tangente al tubo all'interfaccia
2. Il rapporto di aspetto (aspect ratio o fineness) dovrebbe essere almeno 4:1, preferibilmente 6:1

5.2.1.1 Rapporto di fineness

Il rapporto di fineness, o aspect ratio, ha un effetto maggiore sulla resistenza dell'ogiva rispetto al profilo. La Figura 10 illustra l'effetto di tale rapporto sulla resistenza, che anche in questo caso varia notevolmente a partire da un regime transonico. Un aspect ratio maggiore si traduce in una minore resistenza aerodinamica per entrambi i profili, tuttavia, il miglioramento non incrementa linearmente a causa dell'aumento della superficie, con conseguente incremento dell'attrito. (28)

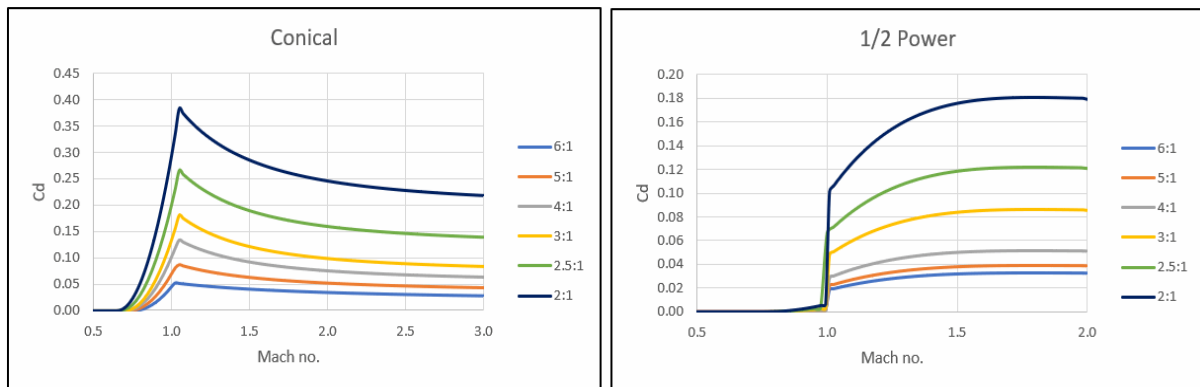


Figura 10: Coefficiente di resistenza aerodinamica per vari rapporti di finezza Rif.AeroLab

Un altro grafico esemplificativo molto utile a parer mio è il seguente:

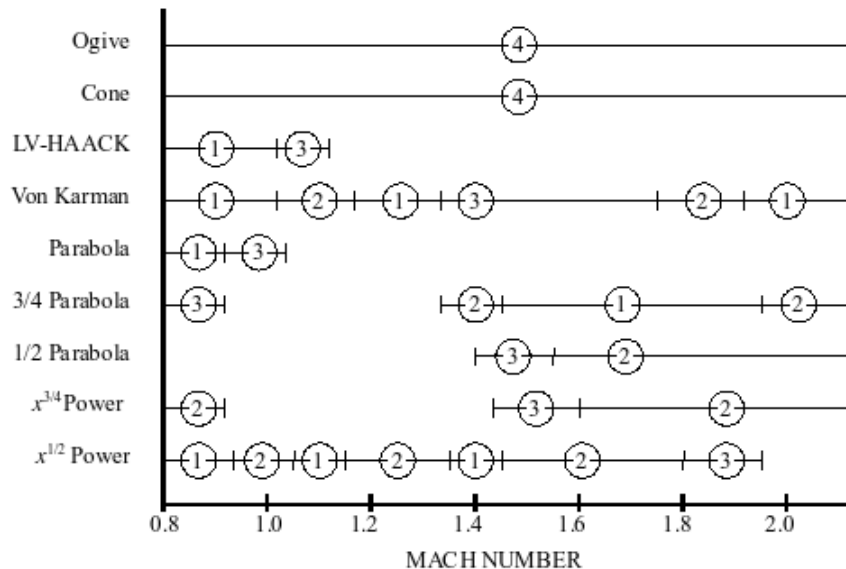


Figura 11: Valutazione della forma dell'ogiva per razzi transonici/supersonici (28)

La Fig.11 illustra quale sia la scelta migliore di profilo a varie velocità, da cui in generale posso dire:

- Per un razzo progettato per avvicinarsi, ma non superare, la velocità del suono, la scelta migliore sembrerebbe essere Von Karman o Parabolico.
- Per un razzo che vola nell'intervallo da Mach 1 a Mach 2, Von Karman, $\frac{3}{4}$ parabola, $\frac{1}{2}$ parabola o $\frac{1}{2}$ Power sono le forme migliori
- per un razzo che vola a velocità superiori a Mach 2, i migliori risultano $\frac{3}{4}$ parabola e Von Karman.

Considerazioni strutturali

Le ogive possono essere realizzate in tantissimi materiali. Per piccoli razzi si può comprare un componente in plastica prefabbricato o realizzarlo per stampa 3D mentre per modelli più grandi la scelta ricadrà su fibra di vetro o fibra di carbonio.

Per quanto riguarda i carichi che questa componente dovranno sostenere sono principalmente due:

il carico aerodinamico: la resistenza è raramente un problema con le tipiche ogive, in quanto:

1. Il carico aerodinamico è di entità relativamente bassa

2. La forma di un'ogiva ha una buona resistenza intrinseca nonostante lo spessore ridotto delle pareti.
3. Gli effetti di compressione pura causati dalle onde d'urto si verificano solo nel supersonico e anche in questo caso se la forma è ben progettata la forza scaricata sarà minima.

La forza di movimentazione è forse la condizione di carico più significativa che un'ogiva dovrà supportare. Questa forza è il risultato del trasporto, del posizionamento del modello sulla rampa o semplicemente dell'"urto" dell'ogiva. Questa condizione va a stressare l'ogiva e i suoi punti di fissaggio alla fusoliera, ergo la resistenza è sufficiente (per ogive subsoniche e transoniche) quando i pezzi sono facilmente maneggiabili senza romperli o deformarli

5.2.2 Alette

La stabilità di un razzo dipende fortemente dalla forza normale generata dalle alette quando il razzo tende a deviare dalla traiettoria con angolo di attacco nullo. Tale forza, agendo ortogonalmente al piano delle alette, impartisce un momento correttivo al razzo. In realtà, non solo le alette, ma anche altri componenti del razzo, come l'ogiva e la boat-tail, generano questa forza, ma nel caso di queste due il momento generato è destabilizzante. Il momento in questione è quello che, è stato definito momento di ripristino nella parte strutturale. (18)[Cap.4]

Le alette sono l'ultimo elemento ad essere dimensionato perché le loro dimensioni vanno calcolate in base al margine di stabilità imposto a progetto. La logica dietro il dimensionamento tardivo è legata al fatto che la posizione esatta del centro di gravità (CG) del razzo completamente assemblato deve essere nota. Ovviamente nella fase di design preliminare avremo un'idea della posizione del baricentro, ma non avremo certezze. Nel caso di razzi più semplici o kit amatoriali si può fare l'ipotesi che il baricentro sia tra il 65 e il 70% della lunghezza. Può sembrare un'ipotesi strana è quella che si usava generalmente prima dell'introduzione dei software di CAD e simulazione.

Si noti, inoltre, che l'efficacia di un set di alette è influenzata più dalla sua apertura che dalla sua corda. Pertanto, se il MS risultasse eccessivo, tagliare un'aletta per ridurne l'apertura è un buon modo per "spostare" il CP in avanti. Ovviamente nelle fasi di sviluppo se intendiamo percorrere questa via ci dobbiamo assicurare che sia possibile tagliare le alette, si può fare con alette in balsa o in alluminio ma non con quelle in composito ad esempio.

5.2.2.1 Forma in pianta Alette

La Figura 12 illustra diverse forme di alette popolari. I design a freccia sono popolari per i razzo-modelli, tuttavia, sono meno adatti per i razzi sperimentali, fatti con materiali più pesanti rispetto alla balsa e al cartone, in questi infatti la probabilità di spezzare un alette a freccia è più alta a causa delle forze maggiori che si verificano all'atterraggio.

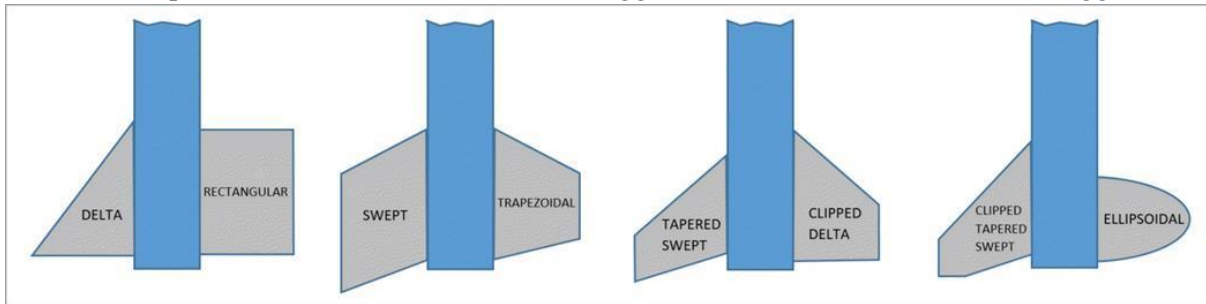


Figura 12: Possibili forme delle alette in pianta

In generale possiamo dire che le alette rettangolari sono le più efficienti per razzi subsonici (29), mentre per i razzi transonici i profili migliori sono quello ellittico (che però non viene praticamente mai usato a causa delle difficoltà realizzative) e quello a freccia rastremata. In regime supersonico i profili più usati sono quelli a delta (standard e tagliato). Le alette trapezoidali non sono mai le migliori aerodinamicamente ma hanno i vantaggi di poter essere tagliate, come le clipped delta, resistere al flutter (ergo posso realizzare alette più sottili) e di essere robuste anche in atterraggio. (30)

5.2.2.2 Estensione e corda

Se prendiamo le equazioni di Barrowan per la forza di ripristino (16), notiamo che l'apertura alare è molto più influente della corda sulla stabilità. Per capirlo prendiamo ad esempio due alette con lo stesso profilo di dimensioni 100 mm × 110 mm e 110 mm × 100 mm, dove le dimensioni sono apertura × corda.

In questo esempio come altre dimensioni uso $d = 75 \text{ mm}$, $N = 4$. Utilizzando l'equazione per calcolare $(CN)F$ otteniamo:

$$CN_{\alpha fins} = \left(1 + \frac{fR}{s + R}\right) \left[\frac{4N \left(\frac{s}{d}\right)^2}{1 + \sqrt{1 + \left(\frac{2l}{c_r + c_t}\right)^2}} \right] \quad (14)$$

dove:

- N : numero delle alette
- s : apertura alare delle alette (fin span)
- d : diametro del corpo del razzo
- l : lunghezza al tip
- c_r : corda alla radice dell'aletta
- c_t : corda alla tip dell'aletta
- f : numero di corpi aggiuntivi
- R, s : parametri geometrici supplementari (come raggio e distanza caratteristica)

E quindi sostituendo ottengo che:

Aletta più "larga" (100×110) $(CN)F = 15.4$ (per radiante)

Aletta più "alta" (110×100) $(CN)F = 17.4$ (per radiante)

La forza normale sulla seconda sarà decisamente più alta e quindi sarà più efficace nella stabilizzazione del modello. L'altezza delle alette è più importante della corda nelle nostre applicazioni.

5.2.2.3 Resistenza causata dalle alette

Per un razzo subsonico la resistenza di forma delle alette non è generalmente significativa rispetto all'attrito che rappresenta invece il 20-25% della resistenza totale del razzo (Fig. 8). La resistenza d'interferenza è invece importante e può essere ridotta semplicemente e in modo significativo aggiungendo una transizione nell'interfaccia tra alette e fusoliera.

Le alette generano poi ulteriore resistenza a causa dei vortici di estremità alare, che possono essere ridotti (ma mai eliminati) utilizzando un profilo alare corretto.

Per i razzi subsonici a volte vengono usati dei veri e propri profili alari (es. NACA 0005), anche se è raro a causa del costo di realizzazione e spesso si opta per un profilo esagonale. Per modelli progettati per volare a velocità supersonica o ipersonica, invece, i profili alari più comunemente usati sono Double-Wedge (o a diamante), doppio cuneo modificato (noto anche come esagonale) e biconvesso. (Fig 13)

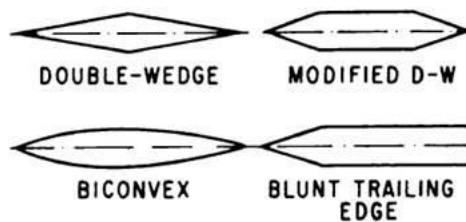


Figura 13: Profili della sezione trasversale delle alette adatti per razzi transonici e supersonici

Come abbiamo visto dalla Figura 9, la resistenza di forma e onda nel supersonico aumenta molto e, come già detto, va adottata una forma in pianta adeguata. Questa non è così semplice da ottimizzare, ma vi sono degli algoritmi che permettono la minimizzazione della resistenza a parità di momento di ripristino, oppure si può ricorrere all'uso di simulazioni CFD. Il profilo è altresì importante poiché riduce la resistenza d'onda e i più usati in questa casistica sono quelli già citati (esagono biconvesso e diamante)

Per capire quale sia più conveniente utilizzare lascio qui un confronto tra le resistenze d'onda generate in pari condizioni (rapporto spessore/corda del 10%, angolo di freccia pari a 45 gradi e AR pari a 4). Per un razzo modello noto che i profili a diamante e

esagonale sono comparabili per quanto riguarda la resistenza generata. Il risultato in esame è a favore del profilo a diamante (Fig.14)

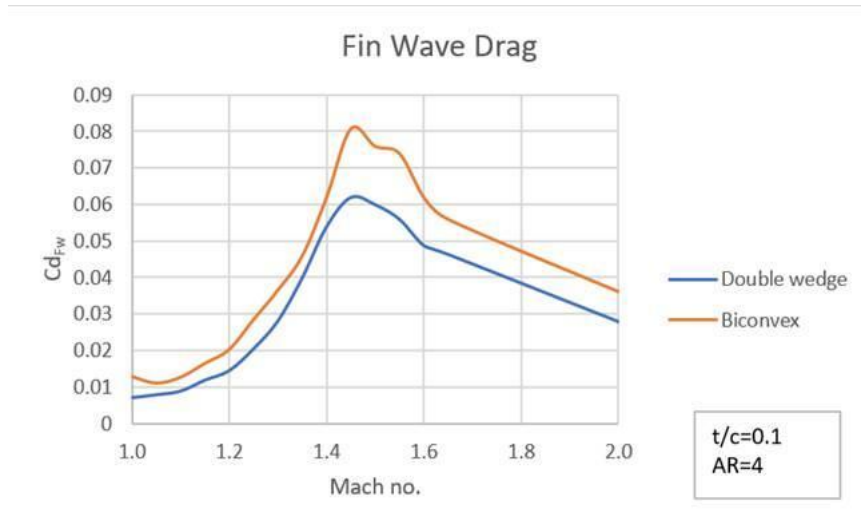


Figura 14: Resistenza all'onda per alette a diamante e biconvesse

5.2.2.4 Materiali e costruzione delle alette

I materiali più utilizzati nella realizzazione delle alette risultano essere:

- Compensato
- Vetoresina (come G10/FR4 o Garolite)
- Fibra di carbonio
- Leghe di alluminio
- Sandwich composito con spesso anime in nomex, alluminio o compensato

In generale la scelta del materiale è influenzata da due fattori, ovvero la resistenza a rottura e la rigidezza flessionale, ovviamente senza dimenticare fattori secondari come la disponibilità e la facilità costruttiva. (31)

Il compensato, in particolare la betulla o altro compensato di legno duro, ha una sufficiente resistenza e soprattutto è molto semplice da lavorare, ergo risulta una buona opzione per i razzi subsonici. A causa della sua rigidità limitata, però, le alette del compensato possono essere suscettibili al flutter.

La vetroresina ha una notevole resistenza e rigidità ed è adatta per razzi anche supersonici. La sua resistenza è simile a quella della lega di alluminio 6061 pesando meno ma è più suscettibile al flutter data la sua minore rigidità.

Il sandwich composito risulta spesso la soluzione migliore ad esclusione che per la facilità di realizzazione. Posso costruire, in base al sandwich che scelgo l'aletta perfetta per le mie condizioni con, ad esempio, fibra di vetro o carbonio e sandwich in Nomex, nido d'ape di alluminio o poliuretano. Queste alette risultano leggere, resistenti e particolarmente rigide.

La fibra di carbonio è un materiale che assicura una grande rigidità e resistenza e anche un peso limitato. Non avrà le stesse prestazioni del sandwich composito perché più pesante, ma è relativamente più semplice realizzare un'aletta con questo materiale.

Le alette in alluminio sono adatte a tutte le velocità. Storicamente, le alette in questo materiale sono state utilizzate per quasi tutti i razzi-sonda professionali nonostante il peso e grazie alla loro resistenza. Ad oggi sta leggermente cadendo in disuso dato che in sempre più modelli professionali vengono usate monoscocche in carbonio.

5.2.2.5 Montaggio Alette

Come montare le alette è un problema fondamentale da risolvere dato l'elevato sforzo applicato all'interfaccia tra alette e fusoliera. Le opzioni di montaggio qui presentate sono raccolte dall'esperienza di vari amatori e team studenteschi. Per un razzo completamente in alluminio il metodo più utilizzato nel caso di modelli subsonici è quello di ricorrere ad un montaggio con rivetti di una lamiera di alluminio piegata, ricordando che solo le leghe di alluminio più morbide possono essere piegate (Fig. 16).

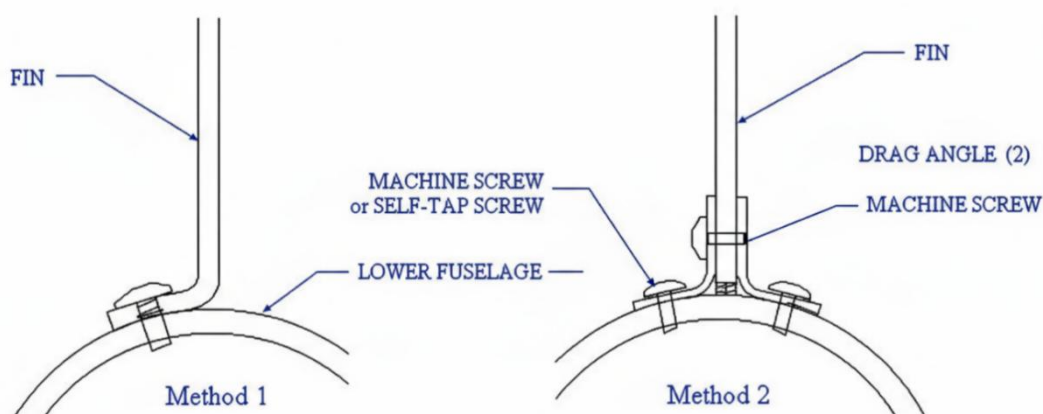


Figura 15: Schema di montaggio alette in lamiera di alluminio (Ref. R.Nakka)

Un'altra tecnica per il montaggio, utilizzata anche questa in modelli subsonici ma anche in modelli commerciali, consiste nell'utilizzare un paio di staffe angolari in alluminio, una su ciascun lato dell'aletta.

La maggior parte dei razzi più grandi però utilizzano una tecnica di montaggio chiamata *through the wall fin*. Le alette non sono incollate al tubo esterno del corpo, dove la resina applicata ha l'unico scopo di limitare l'interferenza; invece, queste passano attraverso il tubo esterno e sono incollate al tubo esterno che contiene il motore (Fig. 16). La parte dell'aletta che si trova all'interno del tubo del corpo principale è chiamata *codolo*.

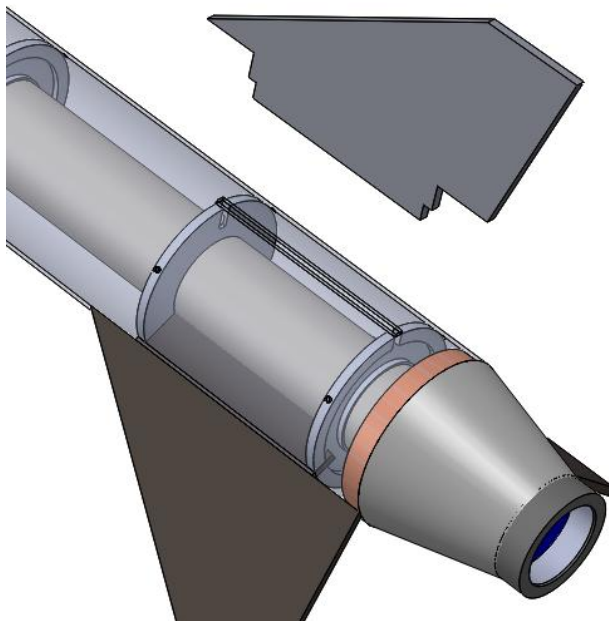


Figura 16: Esploso parziale della Motor bay di Nemesis

In alcuni modelli ancora più grandi e potenti le alette sono fuse alla fusoliera nel momento in cui realizzo questa, creando una monoscocca o semi-monoscocca (Fig. 17). Al momento della realizzazione del tubo incollo le alette sui primi stati di composito per poi stendere altro materiale al di sopra, fissandole così alla fusoliera.

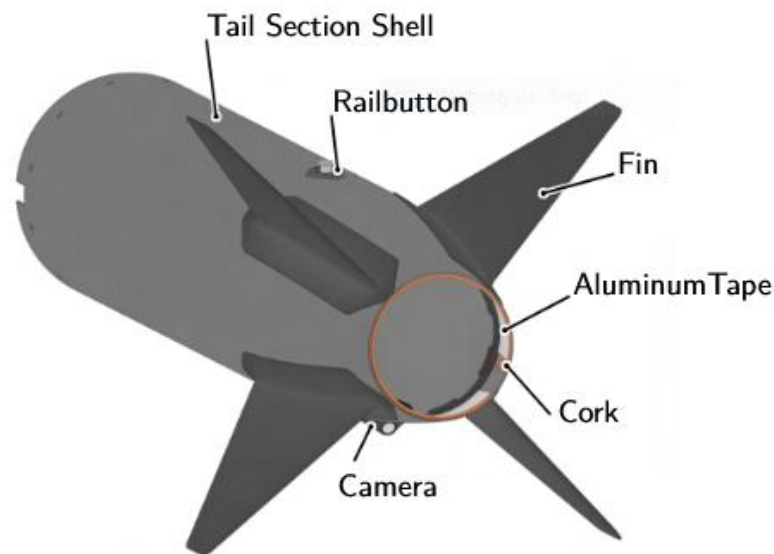


Figura 17: Sezione di coda di un razzo in semi-monoscocca: ASTG halcyon

5.2.2.6 Alternative alle alette tradizionali

In alcuni casi può essere desiderabile impartire un momento di rollio al razzo al fine di migliorarne la stabilità, questo soprattutto nel caso di atmosfera particolarmente rarefatta e quindi nel caso di stadi secondari. In questa situazione ci vengono in aiuto una prima tipologia di alette alternative, quelle a induzione di rollio. Queste, infatti, forniscono un certo grado di stabilizzazione giroscopica. (32)

Ricordo però che questi sistemi presentano numerosi difetti, di cui i principali sono un incrementata instabilità a dutch-roll e un possibile aggrovigliamento dei cavi del sistema di recupero a causa della rotazione del modello (Fig. 18).

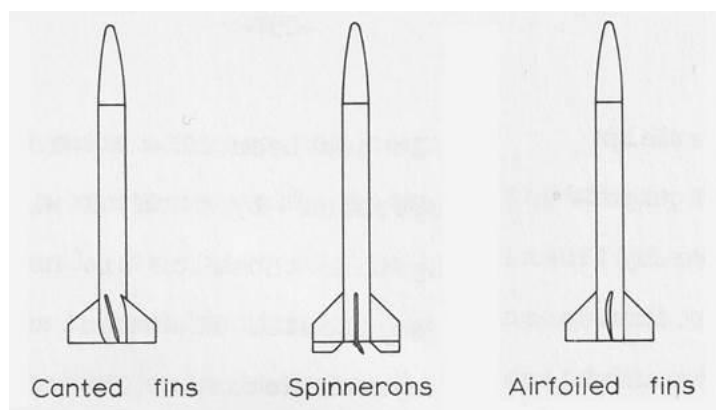


Figura 18: Alette sviluppate per impartire un rollio a un razzo

Infine, è interessante notare come esistano dispositivi di stabilizzazione alternativi alle alette piane, come Conical Flair e Ringtail (Fig. 19).

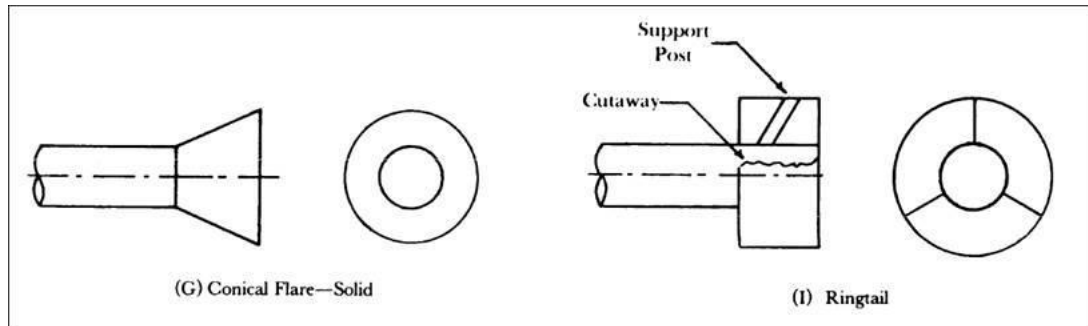


Figura 19: Alternative alle alette piane

Una Ringtail produrrà, sia a velocità subsonica che supersonica, circa il doppio del momento di ripristino delle pinne planari con pari apertura totale e corda. Lo svantaggio è una maggiore resistenza alle velocità subsoniche. È interessante però notare che, a velocità supersoniche, l'interferenza tra il flusso d'aria in uscita dalla coda e quello in uscita dal motore riducono la resistenza di base che risulta essere un vantaggio utile per motori con tempi di combustione elevata. (32)

Una Conical Flair può essere vantaggiosa rispetto ad altre soluzioni a velocità ipersonica, dove produrrà più del doppio della forza di ripristino. Tuttavia, la resistenza generata da una conical flare di solito supera di gran lunga quella delle alette a parità di momento generato. Può essere però una buona opzione per un razzo lanciato da un tubo o che comunque deve essere lanciato da spazi ristretti. (32)

5.2.3 Fusoliera

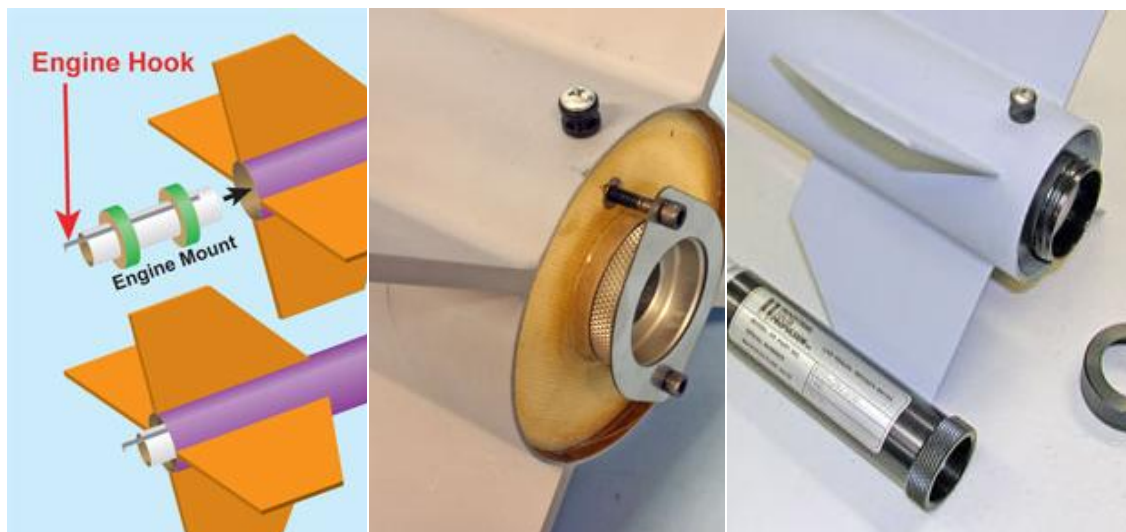
La fusoliera gioca un ruolo fondamentale nel funzionamento del modello e presenta numerose componenti complesse al suo interno. Inoltre, deve garantire numerose funzioni, tra cui il contenimento e l'allineamento del motore, l'interconnessione alle altre componenti e, il contenimento dell'elettronica e del sistema di recupero. Per garantire tutto ciò la struttura è divisibile in vari sottosistemi quali il supporto motore, l'elettronics bay con finestra RF, le giunzioni e i tubi stessi.

5.2.3.1 Supporto Motore

In generale tutti i razzo-modelli necessitano di un sistema per montare il motore al corpo del razzo e questo varia tra i piccoli razzi amatoriali e i grandi razzi sperimentali, nonostante ciò, tutti questi hanno in comune la presenza di centering ring, ovvero degli anelli di centraggio per mantenere il motore dritto rispetto alla fusoliera.

La spinta, nei motori solidi, viene trasferita di solito tramite i centering rings o tramite una paratia posta all'estremità superiore del motore se si tratta di un modello più potente, mentre il supporto motore è il dispositivo che evita la caduta a terra del motore quando il modello è sulla rampa. Vediamo ora quali sono le tipologie di supporti motore utilizzate nei razzi:

- **Engine hook:** questa tipologia di montaggio si basa su un piccolo gancio in acciaio che tiene fermo il motore ed è un sistema usato solo per motori molto piccoli e praticamente mai incluso in razzi con motori ricaricabili.
- **Macdow Retainer:** molto economico e semplice da costruire, sfrutta una lamiera in acciaio e delle viti per mantenere in posizione il motore. È un sistema molto usato per razzi medio-piccoli ed economici ma non particolarmente nei razzi sperimentali.
- **Screw-On Retainer:** molto comuni soprattutto nei razzi High-Power. Sfruttano una flangia filettata e un tappo per mantenere il motore in posizione
- **Retainer Flangiato:** relativamente poco usato a causa del costo, può risultare una buona opzione nel caso di motori particolarmente potenti. Il suo funzionamento è simile al Macdow ma ha una struttura più complessa e resistente.
- **Minimum Diameter:** questa tipologia è l'unica che si posiziona all'estremità superiore del motore e si va ad agganciare ad un profilo filettato che lo stesso presenta in testa e quindi funge anche da supporto per trasferire la spinta. Si usa in quei razzi dove il diametro della fusoliera è lo stesso del motore, e quindi quando non ho centering rings ne spazio nella zona dell'ugello per montare un retainer tradizionale



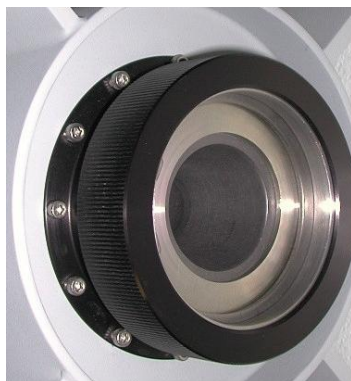


Figura 20: Varie Tipologie di Engine Retainer commerciali disponibili su Apogee

In ordine dall'alto a sinistra la Figura 20 mostra:

- Engine hook
- Macdow Retainer
- Screw-On Retainer
- Retainer Flangiato
- Minimum Diameter

Come abbiamo detto gli altri due fattori da considerare nello sviluppo del supporto motore sono i centering rings, anelli sottili montati tra la fusoliera e il motore e la bulkhead (o paratia), un disco che sigilla il resto del razzo dai gas in uscita dal motore e in alcuni casi soprattutto nei razzi più potenti trasferisce la spinta del motore alla fusoliera. Nel caso dei motori più potenti in commercio (Pro98 e Pro150 di Cesaroni) è relativamente comune utilizzare un supporto di tipo minimum diameter modificato per essere montato in una fusoliera di diametro maggiore con l'aggiunta di centering rings.

Oltre alle componenti COTS che solitamente sono in acciaio e alluminio, le componenti custom costruite per il modello come centering e bulkhead sono normalmente in balsa per i modelli più piccoli e in alluminio o in materiale composito per i modelli più grandi.

Un'ultima nota riguarda il fatto che il motore non viene montato solitamente così come è ma viene inserito in un tubo esterno. Di solito nella categoria di modelli che stiamo progettando, infatti, i motori sono tutti ricaricabili, ergo dobbiamo avere un modo per smontarli e ricaricarli all'esterno. Ecco perché ad essere fissato alla fusoliera non è il motore stesso ma un tubo esterno di solito in cartone fenolico.

5.2.3.2 Giunzioni nella fusoliera

In generale la fusoliera del razzo è costituita da più sezioni. Questo sia per questioni di trasporto, ma anche perché è spesso necessaria una sezione in materiale diverso detta finestra RF. Come abbiamo visto, infatti, molti materiali non sono trasparenti alle onde radio, e quindi se la fusoliera fosse fatta con uno di questi sarebbe impossibile ottenere una telemetria. Ecco perché una sezione di lunghezza variabile è fatta in un altro materiale trasparente alle onde radio come il plexiglass o la fibra di vetro.

Questa sezione in materiale trasparente contiene l'antenna di trasmissione e l'elettronica ed è detta Electronics Bay.

Tornando alle giunzioni i metodi che vengono usati per eseguirle sono i seguenti (Fig. 21):

- **Tubo accoppiatore** (Coupling tube): i tubi della fusoliera più grandi vengono fatti scorrere e incastrati in un tubo accoppiatore con diametro esterno pari al diametro interno dei tubi da giungere. Se il tubo di giunzione è dello stesso materiale e dello stesso spessore, per avere una resistenza ragionevolmente simile a quella di un tubo unico, la lunghezza dell'accoppiatore deve essere di 2 calibri, ovvero 2 volte il diametro del tubo esterno. Questo tipo di giunzione è molto usata in razzi amatoriali e nelle parti separabili dove il razzo si apre per rilasciare il paracadute. I problemi principali di tale giunzione sono legati al peso, alle dimensioni e alla limitata resistenza alle vibrazioni del componente.
- **Accoppiatore ad anello** (Coupling ring): consiste in un anello interno ai due tubi da accoppiare e presenta numerosi fori dove sono avvitate delle viti. A partire da questa geometria si ottengono anche gli accoppiamenti con flange che non sono altro che anelli accoppiatori ma con una paratia interna aggiuntiva. Questi anelli o flange garantiscono una maggiore resistenza a buckling, migliorando il comportamento a compressione rispetto al tubo vuoto e sono perfette per montare delle barre che possano servire da supporto per l'elettronica e irrigidimento della sezione dove inserisco la finestra RF

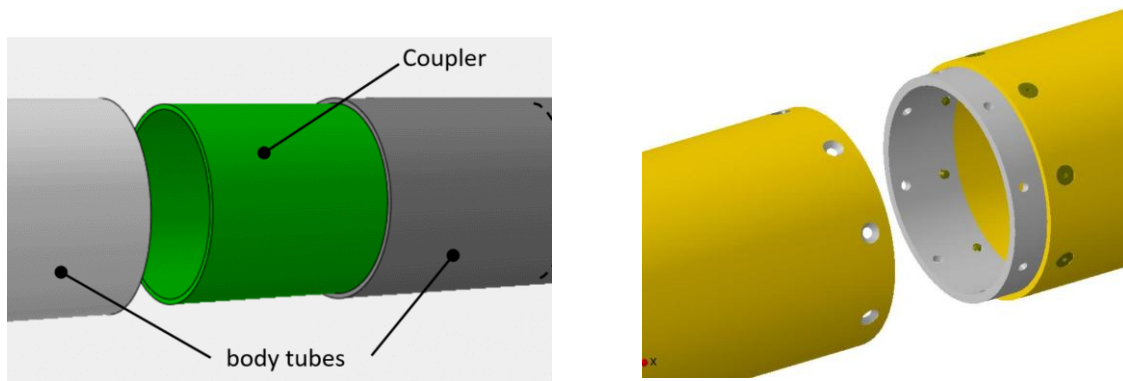


Figura 21: Coupling tube a sinistra e coupling ring a destra

È infine importante ricordare che, se si usano delle viti per il fissaggio è importante calcolare la forza di rottura a taglio delle viti stesse perché quella diventerà la condizione limite per la resistenza della giunzione. Inoltre, gli elementi di fissaggio devono essere a distanza sufficiente dal bordo, ovvero a due volte il diametro della vite stessa, per evitare cedimento a strappo.

5.2.3.3 Electronics Bay

In linea generale l'elettronics bay è la sezione del razzo che contiene l'elettronica e ha il requisito di essere trasparente alle onde radio e quindi corrisponde alla sezione detta nei regolamenti delle competizioni finestra RF. La forma e le soluzioni tecniche per realizzare queste componenti sono potenzialmente illimitate e dipendono in grande parte dalla forma e dalle dimensioni dell'elettronica. Se l'elettronica in uso è SRAD posso disegnarla in modo da adattarsi alla struttura che preferisco mentre se l'elettronica è una componente COTS in genere risulterà essere una pcb rettangolare di dimensioni variabili (Fig. 22). È difficile dare delle linee guida sulla costruzione, vengono qua riportati due esempi.

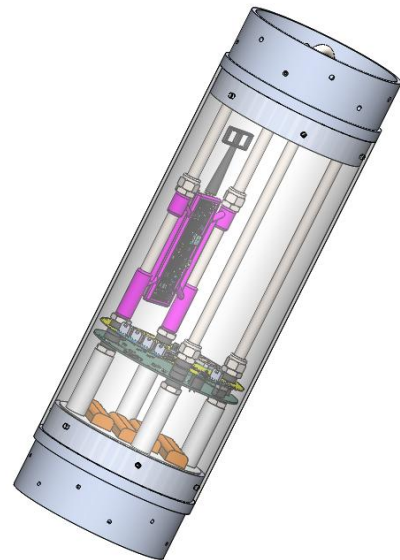
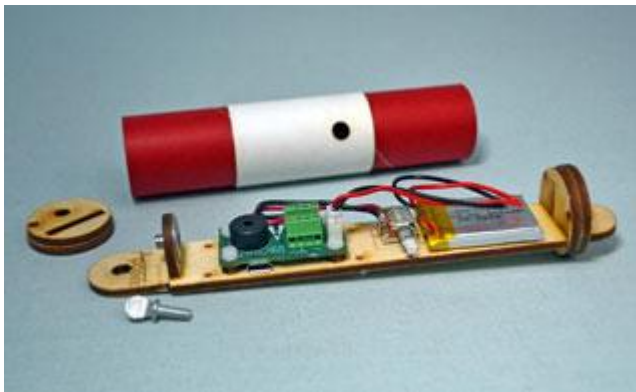


Figura 22: Electronics bay commerciale (Apogee) e SRAD di Nemesis

La prima è la costruzione più comune nei razzi amatoriali, ma è presente anche in modelli più grandi, soprattutto nel caso in cui si utilizzi un'elettronica commerciale. La seconda è un esempio di un sistema non standard, ovvero quello montato su Nemesis, dove la struttura è stata sviluppata al meglio senza tenere conto dei limiti posti dal formato dell'elettronica, dato che questa è SRAD.

In entrambi i casi posso scegliere se mettere la Electronics bay in una sezione RF congiunta in mezzo ai due tubi, oppure se, nel caso si usi un materiale trasparente per la fusoliera, inserire tutta l'elettronica all'interno di un coupling tube. Vediamo nelle immagini la prima opzione, ovvero quella commerciale, costruita all'interno di un coupling tube mentre la seconda, ovvero la Electronics bay di Nemesis, costruita in una

sezione separata della fusoliera collegata con delle flange ai tubi principali e che sfrutta come struttura le barre, che vengono anche usate per sorreggere l'elettronica stessa.

Case Study 5: Scelte di design in Nemesis

Andiamo ora a modellare Nemesis, scegliendo gli elementi ottimali tra quelli visti nel capitolo.

Per l'ogiva è stato scelto un profilo Von-Karman con aspect ratio di 4:1, dato che questo tipo di profilo minimizza l'attrito alle velocità che ci aspettiamo ovvero mach 0.8 e che con un aspect ratio maggiore (5:1,6:1...) l'ogiva sarebbe risultata troppo lunga. Inoltre, dopo la fine del profilo l'ogiva continua con una sezione circolare che risulta perfetta per alloggiare il payload. Il materiale scelto è la fibra di vetro.

Per le alette è stata scelta una forma in pianta a freccia rastremata, perché nonostante i problemi che causa, alle nostre velocità è la forma che minimizza la resistenza, e un profilo a doppio cuneo modificato. La forma esatta è stata calcolata per minimizzare il drag, garantire stabilità e minimizzare la possibilità di flutter tenendo conto dell'influenza dei vari parametri grazie a un programma Matlab sviluppato dal team. Il materiale scelto è un sandwich composito per la sua resistenza a flutter e per la sua leggerezza. Il montaggio di tali componenti è stato eseguito con la tecnica through-the-wall.

La fusoliera è un tubo in alluminio spesso 3 mm ed è connessa grazie a delle flange sempre in alluminio, ricavate dal pieno, alla sezione con finestra RF. Il supporto motore è simile ai minimum diameter come struttura e ritenzione motore ma viene montato su un razzo di diametro superiore, come discusso nel capitolo, e viene sfruttato anche come bulkhead di spinta per evitare di sovraccaricare i centerline rings. Il fissaggio del motore avviene tramite una vite alla cima del motore stesso e presenta anche uno screw-on retainer vicino all'ugello per minimizzare le vibrazioni (Fig.24).

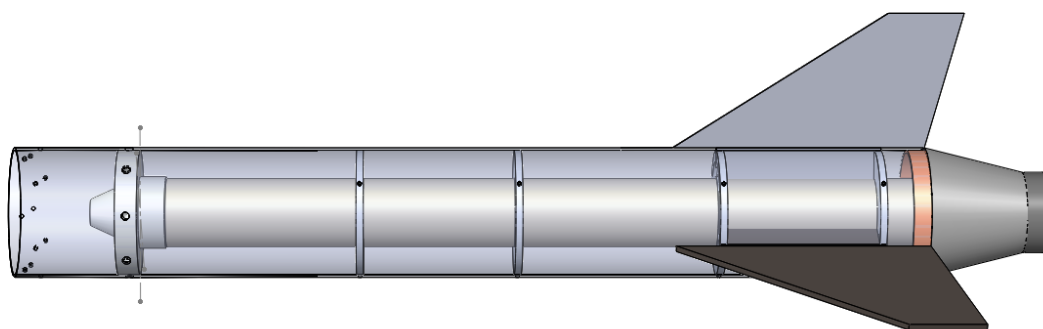


Figura 23: Vista della motor bay di Nemesis che illustra come è fatto il supporto motore

La finestra RF è in plexiglass non strutturale, dato che la funzione strutturale è demandata dalle barre in acciaio presenti (Fig.23), e contiene l'elettronics bay.

Ricordo che si consiglia fortemente di dipingere o rivestire il plexiglass per evitare un "effetto serra" che faccia surriscaldare l'elettronica.

Capitolo 6: Design Dettagliato del Sistema di Recupero e Elettronica

L'elettronica e il sistema di recovery sono essenziali per il funzionamento dei razzi sperimentali dato che il recupero del modello dopo il volo dipende da questi due sistemi. La decisione di fare un capitolo unico trattante questi due sottosistemi è data dal fatto che sono molto interconnessi e sarebbe difficile trattarne uno senza comprendere l'altro. Sull'elettronica poi in realtà daremo solo una breve panoramica per concentrarci meglio sul sistema di recupero

6.1 Elettronica

I requisiti dell'elettronica dipendono fortemente dal progetto, in generale però i ruoli di questa sono quelli di riconoscere quando il razzo è arrivato all'apogeo e di comunicare dati a terra tramite la telemetria. Teoricamente la telemetria non è strettamente necessaria, ma in un razzo sperimentale sarebbe opportuno utilizzarla dato che, se la missione non avesse l'esito sperato, potremmo capire il perché.

Vediamo quali sono i possibili componenti necessari nell'elettronica, tenendo conto di quelli utilizzati in Nemesis, Borealis e nella maggior parte delle schede COTS:

- Microcontrollore: questo esegue i calcoli e vi è caricato il programma che fa MSF dai dati ricevuti dai sensori. Normalmente il programma funziona grazie ad un filtro di Kalman, ma vi sono varie opzioni progettuali per quanto riguarda il software.
- Sensori: questi sono i componenti che raccolgono e restituiscono i dati di volo. In genere i più comuni sono i sensori di pressione, spesso ridondati per aumentare l'affidabilità, una piattaforma inerziale e un sensore GPS che è utilizzato generalmente per trovare la posizione del modello una volta che sarà tornato a terra.
- Antenna: responsabile di trasmettere i dati ad una ricevente a terra. Normalmente si utilizzano delle antenne omnidirezionali a 866 MHz o 2.4 GHz, come quelle dei modelli radiocomandati, dato il costo contenuto e il range ottimale.
- Batterie: servono ad alimentare l'elettronica. Solo alcune chimiche sono adatte per questioni di affidabilità (Pb, NiCd, LiFePo4) mentre altre (come le LiPo) sono da evitare per il rischio che hanno di incendiarsi. (8)

Quando si costruisce un razzo in genere si mettono due schede elettroniche distinte come forma di ridondanza. Personalmente, inoltre, mi sento di sconsigliare lo sviluppo di un'elettronica custom data la grande disponibilità di modelli commerciali (come EasyMini, CATSVega...) che risultano essere più economici e quasi sempre più affidabili.

6.2 Sistema di recupero

Una delle parti fondamentali e più importanti di un razzo sperimentale è il sistema di recupero, ovvero quel sistema che ci permette di poter recuperare il nostro modello. In linea generale il recupero viene fatto con un sistema di paracadute, anche se sarebbe possibile fare un sistema di rientro con altri metodi, ad esempio, con il trust vectoring. Questi meccanismi "alternativi" sono rari a causa della loro complessità elevata.

Un fattore molto importante da ricordare quando si sviluppa un sistema di recupero è il fatto che saranno necessari due paracadute, aperti in momenti diversi per far funzionare il rientro. Questo perché, se usassimo un solo paracadute di dimensioni adeguate il rientro sarebbe lentissimo, dato che la velocità di discesa deve essere compresa tra i 5 e i 9 m/s, e quindi la presenza anche di un vento di minima intensità potrebbe far atterrare il modello lontano dalla rampa di lancio, magari troppo vicino ad abitazioni o a zone fuori dalla competenza della missione. Se invece prendessimo un solo paracadute sottodimensionato la velocità di rientro sarebbe adeguata a evitare di allontanarsi eccessivamente dalla zona di lancio, per regolamento questa è tra i 20 e i 45 m/s, ma se il modello atterrasse a terra a quelle velocità subirebbe pesanti danni strutturali.

Detto ciò, in generale il funzionamento del sistema di recupero è il seguente:

- L'elettronica rileva l'apogeo del razzo
- Attivazione del sistema di espulsione
- Apertura del primo paracadute DROGUE subito dopo l'apogeo
- Arrivati a circa 450-500 AGL l'elettronica manda un secondo segnale
- Segnale fa aprire il paracadute più grande MAIN

6.2.1 Sistema di espulsione

Questo è probabilmente il sistema più complesso e più variabile di tutti all'interno del modello ed è responsabile della separazione in volo del razzo in più sezioni. Questa separazione garantisce quindi la possibilità al paracadute di uscire e dispiegarsi. Ovviamente le sezioni che vanno a separarsi sono progettate appositamente e seguono una delle due possibilità seguenti

- **Couplig tubes:** i due tubi che si devono separare sono tenuti assieme da un tubo accoppiatore (che spesso in questi modelli contiene l'elettronica) grazie all'attrito. Il problema è che a causa delle vibrazioni potrebbe verificarsi una separazione indesiderata delle sezioni o al contrario l'imprevedibilità dell'attrito potrebbe impedire la separazione.
- **Shear pins:** sono viti in plastica appositamente sviluppate per rompersi a seguito di una forza sempre uguale. Ovviamente risolvono i problemi del sistema precedente ma necessitano di una forza maggiore per rompersi (e quindi aprire le sezioni) e di una flangia con fori filettati appositamente sviluppata (33)

In genere la maggior parte dei razzi sperimentali utilizzano degli shear pins ma il sistema con i tubi accoppiatori risulta comunque valido soprattutto nel caso di modelli più leggeri.

Il funzionamento del sistema di espulsione poi è molto variabile, come detto, ma in generale ci serve sviluppare una grande quantità di energia in breve tempo e quindi si usano:

- **Cariche integrate nel motore:** i motori più piccoli presentano delle cariche a polvere nera per alimentare il sistema di espulsione. Sono attivate da un timer regolabile che parte insieme alla combustione del motore. Non necessitano di elettronica ma bisogna calcolare con precisione il tempo necessario all'apogeo, che spesso non è prevedibile esattamente
- **Cariche a polvere nera custom:** creano un gas caldo e ad alta pressione come quelle integrate ma possono essere comandate con dei piccoli igniter, ossia sistemi che, quando sono attraversati da corrente, si incendiano.
- **Bombolette di CO2:** generano un gas ad alta pressione freddo, dato che non c'è combustione e quindi abbiamo meno problemi legati all'inflammabilità dei componenti. Per attivarle solitamente si usano dei sistemi commerciali che riescono ad aprirle mandando loro un segnale elettrico che accende una piccola carica di polvere (vedi sistemi Tinder Peregrine e Eagle) (34)
- **Sistema pneumatico:** se sul mio razzo ho già un gas stabile in pressione (spesso argon o elio) posso sfruttarlo per il mio sistema di espulsione. Di solito ciò accade nei razzi con motori ibridi o a liquido

Noto però che in alcuni rari casi si utilizza per il sistema di espulsione una molla in acciaio che viene rilasciata o degli elastici. Data la scarsa documentazione presente e il fatto che nell'associazione non sono mai stati utilizzati sistemi di questo tipo non tratterò questi meccanismi di espulsione.

Per poter sfruttare questi gas in espansione bisogna creare un volume stagno nel quale questi si possano espandere. Se da uno dei lati di questo volume sarà posta una paratia mobile, l'espansione del gas spingerà la paratia fino a scaricare una forza sufficiente a far separare la fusoliera causando così l'apertura del drogue (Fig. 24).

È importante riconoscere che la forza generata da una carica di espulsione agisce su *tutte* le superfici del volume in questione e quindi che la forza sviluppata dai gas dipende da quanto è stagno il volume e da quante perdite concentrate sono presenti (fori per far passare i cavi, paratia con troppo gioco...)

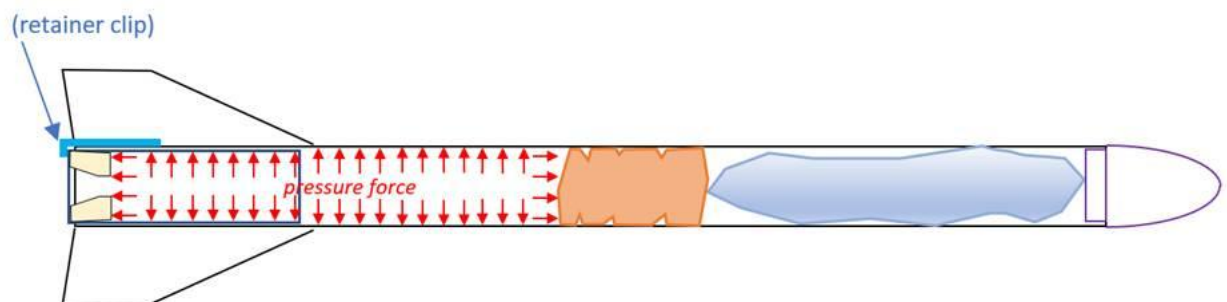


Figura 24: Visualizzazione dell'espansione dei gas in un razzo amatoriale

Nella figura 25 vediamo il sistema di espulsione di un kit che sfrutta la carica integrata nel motore e non presenta shear pins. Al posto della paratia è presente dell'ovatta

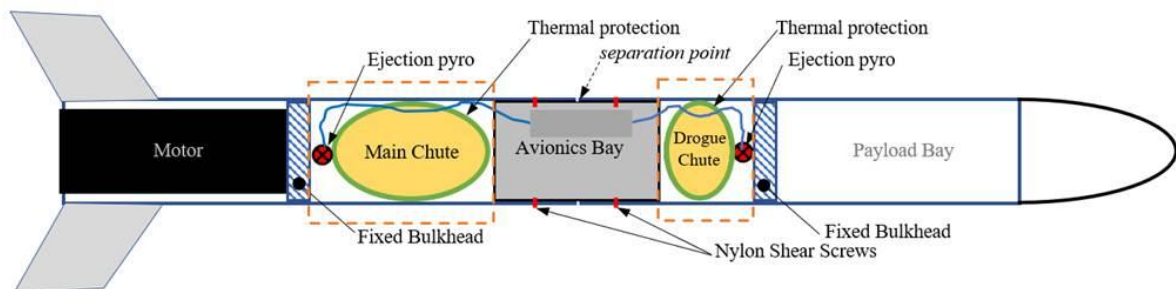


Figura 25: Sistema tipico nei razzi commerciali che sfrutta delle cariche di polvere e delle paratie fisse.
(Ref. R. Nakka site)

In questo caso (Fig. 26) abbiamo un sistema dual deployment (il razzo si separa in due eventi distinti) e non sfruttiamo delle paratie mobili ma abbiamo un elemento accoppiatore che contiene l'elettronica e che funge da bulkhead mobile, dato che l'incremento di pressione causerà la rottura dei pin e lo spostamento della stessa. Come vediamo nella sequenza di apertura riportata in Figura 27. Questo sistema è il più comune in razzi kit ad alta potenza



Figura 26: Sequenza di apertura del drogue e main del modello che sfrutta delle cariche di polvere e delle paratie fisse

I sistemi che vedremo ora invece sono due esempi tra quelli usati nei razzi sperimentali.

Il primo è stato sviluppato da Richard Nakka e sfrutta delle paratie mobili che funzionano come dei pistoni. Il razzo in questione è composto da tre sezioni: quella che ospita il motore, quella che ospita il payload e il paracadute e l'Electronics Bay, che funge da accoppiatore tra le due sezioni. Il sistema funziona grazie all'interazione di un anello fisso e di una NFB. L'anello fisso, collegato rigidamente alla fusoliera funge da stop per lo scorrimento della NFB o non fixed bulkhead, tratto caratteristico di questo sistema, che colpendo l'anello genera una forza sufficiente da rompere i pin (Fig. 28).

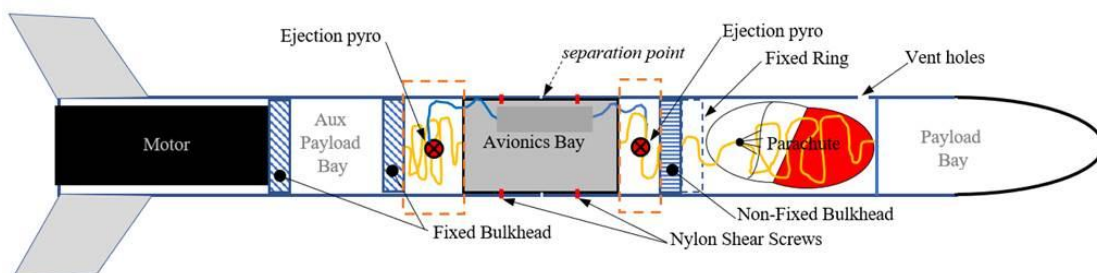


Figura 27: Schema sistema sviluppato da R.Nakka (Ref. R.Nakka site)

Come vediamo nelle immagini sottostanti (Fig. 29), infatti, questa tipologia di bulkhead permette di creare un volume chiuso in cui il gas non può espandersi del tutto fino a che non si rompono gli shear pins proprio per l'interazione tra la NFB e l'anello.

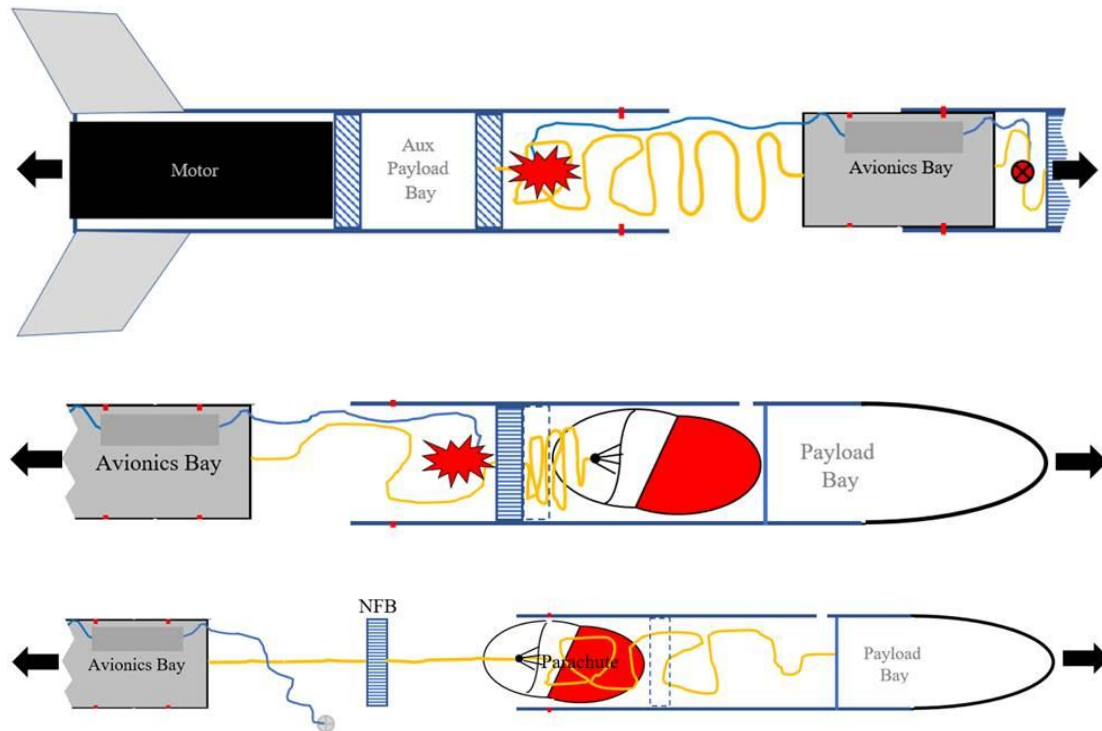


Figura 28: Sequenza di apertura del modello

In questo sistema il gas in espansione è generato da una polvere detta cremesi (simile alla polvere nera) è quindi è un sistema a gas caldo. L'apertura del tubo motore è poi più semplice perché non ci dobbiamo preoccupare della presenza di un paracadute.

Notiamo in questo caso la mancanza di un Drogue dato che il peso del modello in questione è molto limitato; quindi, la resistenza aerodinamica generata dal razzo separato è sufficiente a ridurre la velocità di questo fino a un valore sicuro. (35)

L'altro sistema che vediamo è quello montato su Nemesis e Borealis (Fig. 30). Questo sfrutta un meccanismo molto diverso basato su un a gas freddo rilasciato, ad esempio, tramite un Tinder Peregrine, ovvero un prodotto commerciale che con una piccola carica di polvere nera ci permette aprire in modo controllato delle bombolette di CO₂.

In questo sistema, nel nostro caso a stadio singolo, la separazione avviene sul nosecone grazie a un tubo chiuso che contiene entrambi i paracadute e viene spinto avanti dal gas rilasciato sotto di questo dal Peregrine. Il volume chiuso in questo caso si genera tra la

piastra ospitante il sistema peregrine e la bulkhead del tubo scorrente e quindi il gas in espansione costringe lo stesso ad andare in avanti colpendo la flangia su cui è fissato il nosecone. Questo, poi, finisce la sua corsa corto un anello fisso come nel caso precedente ma a differenza di questo la bulkhead colpisce la flangia del nosecone separandolo prima di arrivare allo stop (quindi non è la spinta sull'anello a separare il modello, questo serve solo a evitare che il paracadute vada a trascinare fuori il tubo contenitore). Avvenuta la separazione il nosecone trascina il drogue fuori.



Figura 29: Schema del sistema sviluppato per Nemesis

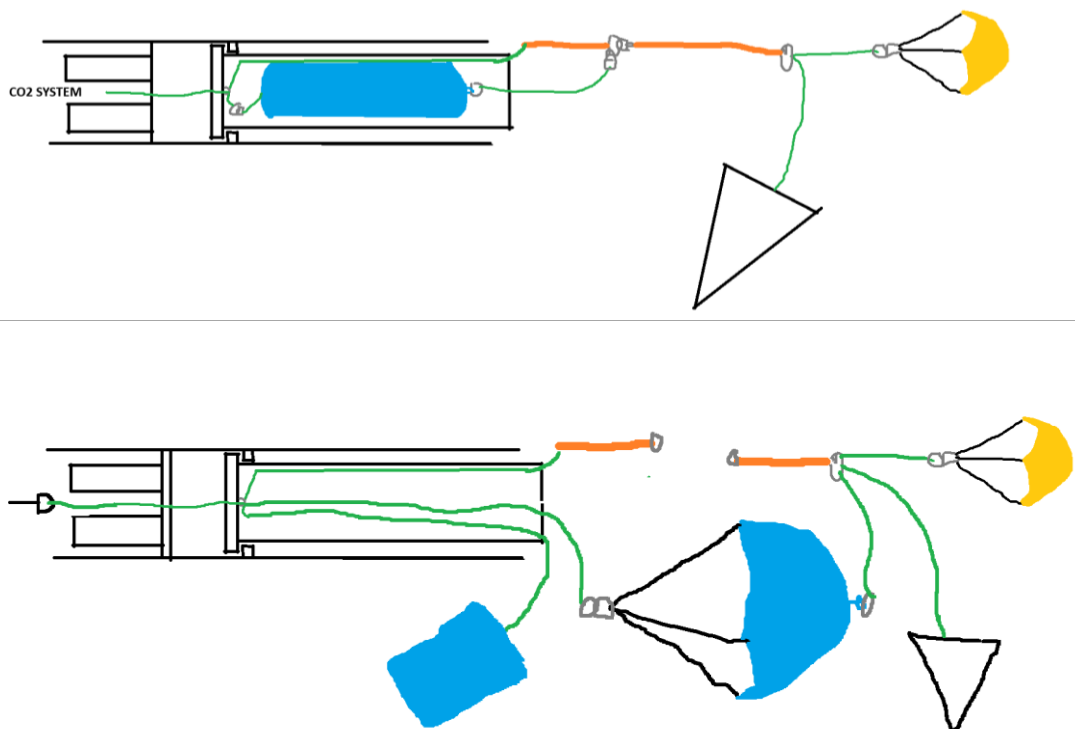


Figura 30: Sequenza di apertura del sistema di recupero

Nel nostro caso poi, l'apertura del Main è comandata da un sistema detto a tre anelli presentante un tagliacavo elettrico, che, quando viene attraversato da una tensione, permette l'estensione della corda alla quale è collegato, nel nostro caso permettendo l'apertura del paracadute principale.

In alternativa al nostro caso specifico si può creare un sistema come il nostro ma a doppio stadio, andando ad esempio a fare separazione nel nosecone e nella parte inferiore della Electronics bay e ovviamente si possono usare sistemi alternativi al Peregrine (vedi Eagle...) ma consiglio questa costruzione soprattutto quando si vogliono usare dei gas freddi contenuti in bombolette e in generale per modelli particolarmente grandi.

6.2.2 Sistema di gestione della discesa

Una volta che il modello è aperto in sezioni vi sono vari modi per far rallentare la caduta dello stesso. Il metodo più utilizzato come abbiamo visto è quello di una coppia di paracadute ma possiamo usare altri sistemi soprattutto per modelli leggeri. Come abbiamo già visto anche l'attrito aggiuntivo dato dall'apertura delle sezioni aiuta notevolmente a rallentare, altrimenti posso aggiungere altri dispositivi come gli streamer (strisce di tessuto lunghe e strette). (36)

Una parte essenziale del sistema è anche l'insieme di corde e ferramenta in acciaio che permettono il collegamento tra le varie componenti. Le corde principali che collegano i paracadute alla fusoliera sono dette shock cord. Queste vengono collegate al razzo grazie a degli anelli in acciaio (forged eye bolts) e al paracadute grazie a un sistema ad anelli, detto swivel links, che limita l'ingarbugliarsi del paracadute. La connessione tra più corde non deve, poi, mai essere eseguita tramite nodi, dato che questi devono essere usati solo per legare le corde ai moschettoni, mentre la connessione tra più corde va fatta con degli specifici anelli o dei moschettoni avvitabili.

6.2.3 Ridondanza

È molto importante sottolineare la necessità di avere un sistema il quanto più ridondante possibile, ovvero un sistema che in caso di rottura del componente principale possa funzionare con un backup:

- Computer COTS: per regolamento, nel nostro caso, al computer di bordo SRAD è affiancato una unità COTS. (8) Consiglio personalmente di inserire due computer separati anche se non si segue tale regolamento
- Cariche pirotecniche e/o CO2: per garantire sufficiente ridondanza è molto importante che il sistema presenti multiple cariche e/o multiple bombolette per

l'espulsione. Ovviamente va testata la capacità del sistema di funzionare anche con una carica sola e di non avere problemi di sovrappressione con entrambe.

- **Porte statiche nell'EBay:** un altro componente essenziale è il sensore di pressione che ci serve a trovare l'apogeo. La ridondanza di questo è quindi fondamentale per poter essere sicuri di rilevare l'apogeo. Avere più porte statiche significa avere più sensori di pressione (e viceversa).

6.2.4 Test a terra

L'ultimo punto di discussione riguardante il sistema di recupero sono i test a terra. Sebbene la necessità di effettuare test a terra possa sembrare ovvia, è importante assicurarsi che i test raggiungano il loro obiettivo. L'obiettivo è quello di garantire che il sistema di recupero del razzo sia sufficientemente robusto da funzionare ogni volta che questo viene lanciato. È difficile però dare un metodo preciso e valido per tutti i progetti per portare avanti i test, è possibile però dire che in generale che, a parer mio, il modo migliore di fare i test è quello di prima testare i singoli componenti (cariche di polvere, taglia cavi...), poi testare i sottosistemi (sistema di espulsione, sistema dei paracadute...) e infine se tutto funziona fare un test unico di tutto il sistema. Ovviamente i test vanno ripetuti più volte per garantire la robustezza del sistema.

CASE STUDY 6: Caratteristiche del sistema di recupero di Nemesis

Vediamo ora le caratteristiche del sistema di recupero di Nemesis per fornire al lettore un'idea sulle dimensioni e le qualità fondamentali del sottosistema. Ho già trattato l'architettura del sistema nella parte precedente del capitolo (Fig. 29-30).

- **Sistema di espulsione:** sistema COTS "Peregrine" che sfrutta la CO₂, per la precisione 2 bombolette da 12 grammi. Notiamo che il sistema funzionerebbe anche solo con una bomboletta, sia sulla carta, sia nei test a terra, ma ne sono state installate due per questioni di ridondanza.
- **Shear pins:** il nostro sistema di recupero utilizza degli shear pins, in particolare 6 M3 (sono l'unica dimensione ampiamente disponibile in Europa).
- **Paracaduti:** noto che il peso influenza la velocità di discesa. Per il nostro modello questo è pari a 20.5 kg quando vuoto, inoltre le dimensioni da ripiegato sono da intendersi per la ripiegatura da noi utilizzata e consigliata dal produttore (Tab.8).

Caratteristiche	Main	Drogue
Modello	Rocketman Standard Main - 12 ft	Rocketman Standard Main - 3 ft
Diametro aperto	3658 mm	914 mm
Geometria	Emisferico Multi-Pannello	Emisferico a 4 pannelli
Materiale	Nylon ad alta resistenza	Nylon ripstop
Peso	0.63 kg	0.07 kg
Velocità di discesa	6 m/s	24.5 m/s
Dimesioni ripiegato	120 mm diametro x 450 mm	120mm diametro x 200 mm

Tabella 8: caratteristiche fondamentali sistema di recupero Nemesis

Conclusioni

In conclusione, il presente lavoro ha illustrato il processo di progettazione di razzi sperimentali attraverso l'esperienza maturata con Aurora Rocketry, dall'ideazione iniziale fino alla realizzazione di sistemi complessi come Nemesis. L'approccio metodologico presentato, che integra design preliminare, analisi aerodinamica, dimensionamento strutturale e sviluppo dei sottosistemi, si è dimostrato efficace nel guidare il team verso risultati concreti e misurabili. Inoltre, l'analisi condotta ha evidenziato come l'approccio sistematico applicato alla progettazione consenta di gestire la complessità intrinseca di questi velivoli e di come la metodologia iterativa proposta permetta di ottimizzare le prestazioni pur mantenendo margini di sicurezza adeguati.

I componenti sviluppati internamente dall'associazione hanno dimostrato eccellenti prestazioni durante la fase di test. Il sistema di recupero dual-deployment, progettato e realizzato completamente dal team, ha superato tutti e cinque i test statici effettuati, mantenendo l'affidabilità anche in presenza di malfunzionamenti gravi simulati. L'elettronica di bordo, anch'essa sviluppata internamente, ha dimostrato robustezza elevata resistendo a condizioni di stress termico prolungato e garantendo una notevole autonomia di funzionamento (8 ore consecutive a 60°C). I rail buttons, ingegnerizzati e prodotti con stampa 3D dal team, hanno superato test di carico fino a 65 kg di forza, pari a 2.2 volte il valore di progetto necessario, confermando l'efficacia dell'approccio progettuale adottato e la bontà delle simulazioni strutturali eseguite dal team.

L'esperienza acquisita con i progetti descritti traccia una roadmap chiara per l'evoluzione futura di Aurora Rocketry. Attualmente è in corso lo sviluppo di un motore ibrido che rappresenta un'evoluzione importante nelle capacità propulsive dell'associazione, offrendo maggiori prestazioni ma anche la possibilità di aprirsi a collaborazioni e progetti.

Al termine di EuRoC, il team, inoltre, si concentrerà sullo sviluppo di una nuova generazione di modelli caratterizzati dall'integrazione di aerofreni attivi per un controllo più preciso della velocità e della traiettoria, garantendo punteggi più elevati nelle competizioni. Questo progresso tecnologico sarà supportato anche da una transizione del materiale utilizzato significativa: si prevede di ridurre drasticamente l'impiego di alluminio, materiale prevalente in Nemesis, in favore di fibra di vetro e di carbonio. Questa evoluzione permetterà di ottenere razzi più leggeri e con una geometria ancora più ottimizzabile, consentendo anche di puntare al traguardo dei 9km.

Questo handbook nasce con l'obiettivo di popolarizzare la conoscenza nel campo del rocketry sperimentale, fornendo a studenti e appassionati gli strumenti necessari per affrontare progetti complessi. L'esperienza di Aurora Rocketry, poi, dimostra come l'ambiente universitario possa garantire possibilità di crescita e sperimentazione che è culminata con la partecipazione a EuRoC.

Il rocketry sperimentale si conferma così non solo come disciplina tecnica, ma come uno strumento formativo che integra competenze multidisciplinari, promuove l'innovazione attraverso la ricerca applicata e sviluppa capacità ingegneristiche complete, dalla progettazione alla validazione sperimentale.

Appendice a:

Vediamo un metodo empirico per la determinazione della velocità critica di flutter, sintetizzato dalla trattazione di Dennis J. Martin (1958) e rielaborato per l'uso nei simulatori come OpenRocket. Il modello considera diversi parametri: la velocità del suono, il modulo di taglio del materiale (GE), la geometria dell'ala, e le condizioni atmosferiche di volo.

La formula per la velocità critica di flutter (V_f) :

$$V_f = a \sqrt{\frac{GE}{\frac{39.3 * A^3}{t_c^3 * (A + 2)} * \frac{\lambda + 1}{2} * \frac{p}{p_0}}} \quad (1a)$$

Dove:

- a è la velocità del suono all'altitudine di massima velocità,
- GE il modulo di taglio in pressione,
- A l'aspect ratio delle alette ($\text{altezza}^2 / \text{area}$),
- t_c il rapporto di spessore (spessore / corda),
- λ la rastremazione,
- DN una costante risultante dalla geometria e dal materiale
- $\frac{p}{p_0}$ è il rapporto tra pressione in quota e atmosferica.

La stima del modulo di taglio avviene tramite la relazione:

$$GE = \frac{E}{2(1 + \nu)} \quad (2a)$$

dove E è il modulo di Young e ν il coefficiente di Poisson. Per materiali compositi tipo fibra di vetro e carbonio si suggerisce l'uso di valori medi empirici per tenere conto dell'anisotropia e delle variabili produttive. Per avere un'idea dei valori noto che GE per alcuni materiali vale circa: balsa ≈ 230 MPa, compensato ≈ 613 MPa, fibra di vetro ≈ 4 GPa, alluminio ≈ 26 GPa.

Mentre:

$$DN = \frac{24 * \varepsilon * \gamma * p_0}{\pi} \quad (3a)$$

Dove ϵ è il rapporto tra la distanza tra il cg dell'aletta dietro il primo quarto di corda e la corda stessa.

Quando vado a produrre il modello la velocità di questo dovrebbe sempre essere minore di quella di flutter almeno del 25%.

Utilizzando questa formulazione applicata alla geometria e i materiali di Nemesis si ottiene che le alette vanno in flutter a circa mach 2.1, valore molto simile a quello ottenuto con altre simulazioni, che però non è attendibile dato che il metodo in analisi restituisce valori buoni solo fino a mach 1.5. (22)

Bibliografia:

1. **Nakka, Richard.** Richard Nakka's Experimental Rocketry. *Richard Nakka's Experimental Rocketry*. [Online] 18 10 2025. <https://www.nakka-rocketry.net/>.
2. **G.Pahl, W.Beitz, J.Feldhusen e K.H.Grote.** *Engineering Design*. Darmstadt : Spriger, 2007. ISBN: 978-1-84628-318-5.
3. **Sampo Niskanen, Professor Rolf Stenberg.** *Development of an Open Source model rocket simulation*. Espoo : HELSINKI UNIVERSITY OF TECHNOLOGY, 2009.
4. **Filippo, Maximillian Seiz de Filippi.** *Finding an Empirical Model for a Rocket's Drag Coefficients*. Stoccolma : KTH, 2024.
5. **Abbass, Amr.** *AERODYNAMIC MODELING OF ROCKETS*. Belgrado : Aspur, 2024.
6. **MathWorks Student Competitions Team.** Modeling a Thrust Vector Controlled Rocket in Simulink. *Mathworks*. [Online] Mathworks, 2024. [Riportato: 18 10 2025.] <https://it.mathworks.com/matlabcentral/fileexchange/80716-modeling-a-thrust-vector-controlled-rocket-in-simulink>.
7. **RocketPy.** Monte Carlo class usage. *docs.rocketpy*. [Online] 2024. [Riportato: 18 10 2025.]
8. **Portuguese Space Agency.** EUROOC | European Rocketry challenge. [Online] 18 10 2025. <https://euroc.pt/>.
9. **Lentini, Diego.** *Propulsione aerospaziale*. Roma : Dip. Ingegneria meccanica e aerospaziale La Sapienza, 2018.
10. **ACME Italia.** PROPULSIONE. *acmeitalia*. [Online] [Riportato: 18 10 2025.] [https://acmeitalia.org/know-how/propulsione/#:~:text=Table_title:%20PROPULSIONE%20Table_content:%20header:%20%7C%20Lettera%20%7C,totale%20\(Ns\):%20da%20320.01%20a%20640%20%7C](https://acmeitalia.org/know-how/propulsione/#:~:text=Table_title:%20PROPULSIONE%20Table_content:%20header:%20%7C%20Lettera%20%7C,totale%20(Ns):%20da%20320.01%20a%20640%20%7C).
11. **Cesaroni aerospace.** Pro38. *Pro38*. [Online] 18 10 2025. <https://pro38.com/our-products/>.
12. **Stine, G.Harry e Bill.** *Hanbook of model rocketry*. New York : John Wiley & Sons, 1965.
13. **MB-RP.** Scribd. *Scribd*. [Online] 2020. [Riportato: 18 10 2025.] <https://it.scribd.com/document/212258083/Ballistic-Coefficient>.
14. **Newlands, Rick.** *Rocketry aerodynamics*. London : Aspirepace, 2016.

15. **Gregorek, Gerald M.** *Aerodynamic drag of model rockets*. Penrose, Colorado : Estes industries, 1970.
16. **Whitemore, Stephen A.** *Barrowman Equations . Barrowman Equations for Computing the Rocket Center of Pressure*. Salt Lake City : UtahState University, 2011.
17. **Rick Newlands, Martin Heywood e Andy leee.** *Rocket vehivle loads and airframe design*. London : Aspire Aerospace, 2016.
18. *Aspire space tehcnical papers: Rocket Aerodynamics*. **Newlands, Rick**. London : Aspire Space, 2016.
19. **The efficient engineer.** *Understanding Buckling. efficientengineer*. [Online] 10 03 2024. [Riportato: 18 10 2025.] <https://efficientengineer.com/buckling/>.
20. **Nakka, Rickard.** *Example 1, Check body structural strength for the following proposed EX rocket design. Richard Nakka's experimantal rocketry*. [Online] 2020. [Riportato: 18 10 2025.] https://www.nakka-rocketry.net/rocket/example_1b/rocket/RD_Example_1.pdf.
21. **Kaur, Akashdip Singh.** *Study on Aerodynamic and Aeroelastic Design Tools for Model Rockets*. Barcellona : Universitata politecnica de catalunya, 2024.
22. **Apogee components.** *Fin flutter analysis Revisited (again). Peak of flight*. bisettimanale, 2023, 615.
23. **LOC precision.** *Phenolic Airframe Tubing. locprecision*. [Online] [Riportato: 18 10 2025.] <https://locprecision.com/collections/rocket-components/products/phenolic-airframe-tubing>.
24. **Always ready rocketry LLC.** *Blue Tube 2.0. alwaysreadyrocketry*. [Online] 3 12 2009. [Cited: 18 10 2025.] <https://alwaysreadyrocketry.com/blue-tube-2-0/>.
25. **Rock West Composites.** *Tube - Filament Wound - Fiberglass . rockwestcomposites*. [Online] [Riportato: 18 10 2025.] <https://www.rockwestcomposites.com/35137-fg-s.html>.
26. **LOC Pecision.** *Quantum Airframe Tubing . locprecision*. [Online] [Riportato: 18 10 2025.] <https://locprecision.com/products/quantum-airframe-tubing>.
27. **Department of defence, USA.** *MIL-HDBK-5H: Metallic materials and elements*. Washinton : Department of defence, USA, 1998.
28. **Sr., Gary A. Crowell.** *The descriptive geometry of nose cones . Montreal : Concordia University, 1996*.

29. **Kishorkumar Ukirde, Swaraj Pawar , Darshan Rahane , Bhushan Sagar , Tushar Shinde.** *Aerodynamic Study of Various Fins for Missile Body.* s.l. : IJRASET, 2023. ISSN: 2321-9653.
30. **Nakka, Richard.** Introduction to Rocket Design, Fins. *Richard Nakka's Experimental Rocketry.* [Online] 04 01 2024. [Riportato: 18 10 2025.] https://www.nakka-rocketry.net/RD_fin.htm.
31. **Alderliesten, Renè.** Materials and Structures. *Introduction to Aerospace Engineering .* Delft : TU Delft, 2010.
32. **Department of defence, USA.** *MIL-HDBK-762: Design of aerodynamically stabilized free rockets.* Washington : Department of defence, USA, 1990.
33. **Apogee Componets.** Small Nylon Shear Pins - 20 pack. *apogeerockets.* [Online] [Riportato: 18 10 2025.] <https://www.apogeerockets.com/Building-Supplies/Misc-Hardware/Nylon-Shear-Pins-20-pack>.
34. **Tinder Rocketry.** A Discussion on CO2 Ejection. *tinderrocketry.* [Online] 2024. [Riportato: 18 10 2025.] <https://www.tinderrocketry.com/co2-ejection>.
35. **Nakka, Richard.** Introduction to Rocket Design, Recovey system. *Richard Nakka's Experimental Rocketry .* [Online] 24 12 2024. [Riportato: 18 10 2025.] https://www.nakka-rocketry.net/RD_recovery.htm.
36. **Apogee components.** The Art and Science of Streamer Recovery. *Peak of flight.* bisettimanale, 2004, 128.
37. **Stine, G. Harry Stine e Bill.** *Hanbook of model rocketry.* New York : Jonh Wiley & sons, 2004.
38. **Nakka, Richard.** Richard nakka's experimantal rocketry, Introduction to rocket design. *Richard nakka's experimantal rocketr.* [Online] 08 07 2024. [Cited: 18 10 2025.] https://www.nakka-rocketry.net/RD_aero.html.
39. **Rock west composites.** Tube - Fiberglass. *rockwestcomposites.* [Online] [Riportato: 18 10 2025.] <https://www.rockwestcomposites.com/45161-fg.html>.
40. **Accuris.** *Normal-force-curve and pitching-moment-curve slopes of forebody-cylinder combinations at zero angle of attack for Mach numbers up to 5.* s.l. : ESDU, 2000. ISBN 978 0 85679 679 1.