

**ALMA MATER STUDIORUM - UNIVERSITÀ DI BOLOGNA**

---

**SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA**

Sede di Forlì

*CORSO DI LAUREA MAGISTRALE IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE*

Classe LM-20

**TESI DI LAUREA**

in

Fondamenti e metodi della progettazione per l'industria aerospaziale

**Metodologia di progettazione concettuale per  
configurazioni avanzate di UCAV**

CANDIDATO

Matteo Gori

RELATORE:

Chiar.mo Prof. Luca Piancastelli

Anno Accademico 2014/2015

Sessione III



*Al Prof. Franco Persiani*



# Indice

|          |  |    |
|----------|--|----|
| <b>1</b> | <b>Sommario</b> .....                      | 1  |
| <b>2</b> | <b>Introduzione</b> .....                  | 5  |
| <b>3</b> | <b>UAV (Unmanned aerial vehicle)</b> ..... | 7  |
| <b>4</b> | <b>Stealthiness</b> .....                  | 11 |
|          | 4.1 Stealthiness Acustica .....            | 12 |
|          | 4.2 Stealthiness Infrarosso.....           | 13 |
|          | 4.3 Stealthiness Visiva .....              | 15 |
|          | 4.4 Stealthiness Radar .....               | 16 |
|          | 4.4.1 Principi Radar .....                 | 16 |
|          | 4.4.2 RCS.....                             | 18 |
|          | 4.5 Progetto stealth .....                 | 21 |
|          | 4.6 RAM e RAS .....                        | 26 |
|          | 4.6.1 Sistemi passivi .....                | 29 |
|          | 4.6.2 Sistemi attivi .....                 | 30 |
| <b>5</b> | <b>Progetto preliminare</b> .....          | 31 |
|          | 5.1 Requisito.....                         | 32 |
|          | 5.2 Stima preliminare del peso .....       | 34 |
|          | 5.2.2 Peso del combustibile .....          | 35 |
|          | 5.3 Grafico progetto .....                 | 39 |
|          | 5.3.1 Decollo.....                         | 40 |
|          | 5.3.2 Crociera.....                        | 41 |
|          | 5.3.3 Velocità massima .....               | 42 |
|          | 5.3.4 SEP.....                             | 42 |
|          | 5.3.5 STR .....                            | 43 |
|          | 5.3.6 ITR .....                            | 43 |
|          | 5.3.7 Atterraggio .....                    | 44 |
|          | 5.3.8 Selezione del propulsore .....       | 46 |
|          | 5.4 Disegno configurazione.....            | 49 |
|          | 5.5 Progetto ala.....                      | 50 |
|          | 5.5.1 Pofacets .....                       | 53 |
|          | 5.5.2 Primo caso.....                      | 62 |

|  |            |
|--|------------|
| 5.5.3 Secondo caso.....                            | 65         |
| 5.5.4 Terzo caso .....                             | 67         |
| 5.5.5 Quarto caso .....                            | 69         |
| 5.5.6 Quinto caso .....                            | 70         |
| 5.5.7 Sesto caso.....                              | 72         |
| 5.6 Stima resistenza.....                          | 76         |
| 5.7 Pesi rifiniti e layout interno .....           | 82         |
| 5.7.1 Carrello .....                               | 82         |
| 5.7.2 Propulsore .....                             | 83         |
| 5.7.3 Baie .....                                   | 84         |
| 5.7.4 Strutture.....                               | 86         |
| 5.7.5 Serbatoi .....                               | 88         |
| 5.7.6 Il disegno.....                              | 90         |
| 5.8 Performance.....                               | 92         |
| 5.8.1 SEP.....                                     | 92         |
| 5.8.2 STR .....                                    | 94         |
| 5.8.3 ITR .....                                    | 95         |
| 5.8.4 Polari definitive e punto di esercizio ..... | 96         |
| 5.9 Valori finali di progetto.....                 | 99         |
| 5.10 Rappresentazione grafica del velivolo.....    | 100        |
| <b>6 Conclusioni .....</b>                         | <b>101</b> |
| <b>Appendice A .....</b>                           | <b>103</b> |
| <b>Appendice B .....</b>                           | <b>104</b> |
| <b>Appendice C .....</b>                           | <b>107</b> |
| <b>Appendice D .....</b>                           | <b>108</b> |
| <b>Appendice E .....</b>                           | <b>110</b> |
| <b>Appendice F.....</b>                            | <b>111</b> |
| <b>Appendice G .....</b>                           | <b>113</b> |
| <b>Bibliografia .....</b>                          | <b>115</b> |

# Elenco delle figure

|  |    |
|--|----|
| Figura 1 Ugello di scarico raffreddato.....  | 14 |
| Figura 2 Luci Yehudi .....   | 16 |
| Figura 3 Shema di funzionamento del radar.....   | 18 |
| Figura 4 Presa d'aria motore del F-117.....  | 22 |
| Figura 5 Condotta d'aspirazione dei propulsori del B-1 .....   | 22 |
| Figura 6 F-117 .....   | 24 |
| Figura 7 Riflessione multipla del segnale incidente.....   | 24 |
| Figura 8 Sportello sagomato.....   | 24 |
| Figura 9 Allineamenti dei bordi .....  | 25 |
| Figura 10 Fattori determinanti la RCS .....  | 25 |
| Figura 11 Funzionamento di una copertura radar assorbente.....   | 27 |
| Figura 12 Honeycomb di alluminio.....  | 28 |
| Figura 13 Principio di funzionamento di una RAS sul bordo alare.....   | 28 |
| Figura 14 Particolari dei bordi alari del SR-71 .....  | 28 |
| Figura 15 Interferenza distruttiva .....   | 29 |
| Figura 16 Profilo di missione di UCAV.....   | 33 |
| Figura 17 TOP in funzione della lunghezza della pista.....   | 40 |
| Figura 18 Profilo alare NACA 65 <sub>2</sub> -415.....   | 44 |
| Figura 19 Grafico di progetto: atterraggio (grigio), decollo (rosso), velocità massima (verde), velocità di crociera (nero), SEP (giallo), STR (magenta) ..... | 45 |
| Figura 20 Snecma M88 Démonstrateur ECO.....  | 47 |
| Figura 21 Grafici aerodinamici del profilo.....  | 51 |
| Figura 22 Schermata principale.....  | 54 |
| Figura 23 Disegno manuale degli oggetti.....   | 55 |
| Figura 24 Progettazione grafica di oggetti partendo da forme canoniche .....   | 55 |
| Figura 25 Schermata utilities.....   | 56 |
| Figura 26 Caratteristiche del materiale.....   | 56 |
| Figura 27 Permeabilità magnetica .....   | 58 |
| Figura 28 Magnetic loss tangent .....  | 58 |
| Figura 29 Permittività relativa.....   | 59 |
| Figura 30 Opzioni per il calcolo della RCS.....  | 59 |
| Figura 31 Schermata RCS vs. frequenza.....   | 60 |
| Figura 32 Schermata RCS vs. angoli.....  | 60 |
| Figura 33 Esempio di grafico polare .....  | 61 |
| Figura 34 Esempio di grafico lineare .....   | 61 |
| Figura 35 Vista in pianta della configurazione 1.....  | 62 |

|   |     |
|---|-----|
| Figura 36 Vista frontale della configurazione 1 .....   | 63  |
| Figura 37 RCS piano laterale della configurazione 1 .....   | 63  |
| Figura 38 RCS piano superiore della configurazione 1 .....  | 64  |
| Figura 39 RCS piano frontale della configurazione 2 .....   | 64  |
| Figura 40 Vista in pianta della configurazione 2 .....  | 65  |
| Figura 41 RCS piano laterale della configurazione 2 .....   | 66  |
| Figura 42 RCS piano superiore della configurazione 2 .....  | 66  |
| Figura 43 RCS piano frontale della configurazione 2 .....   | 67  |
| Figura 44 Vista in pianta della configurazione 3 .....  | 67  |
| Figura 45 RCS piano laterale (a) e frontale (b) della configurazione 3 .....  | 68  |
| Figura 46 RCS piano superiore della configurazione 3 .....  | 68  |
| Figura 47 Vista in pianta della configurazione 4 .....  | 69  |
| Figura 48 RCS piano laterale (a), superiore (b) e frontale (c) della<br>configurazione 4 .....                                    | 70  |
| Figura 49 Vista in pianta della configurazione 5 .....  | 71  |
| Figura 50 RCS piano laterale della configurazione 5 .....   | 71  |
| Figura 51 RCS piano superiore (a) e frontale (b) della configurazione 5 .....   | 72  |
| Figura 52 Vista in pianta della configurazione 6 .....  | 72  |
| Figura 53 RCS piano laterale della configurazione 6 .....   | 73  |
| Figura 54 RCS piano superiore della configurazione 6 .....  | 73  |
| Figura 55 RCS piano frontale della configurazione 6 .....   | 74  |
| Figura 56 RCS piano laterale (a), superiore (b) e frontale (c) della<br>configurazione definitiva in condizione di crociera ..... | 75  |
| Figura 57 Polare fase di crociera .....   | 79  |
| Figura 58 Polare fase d'incursione .....  | 80  |
| Figura 59 Efficienza in funzione del Cl .....   | 82  |
| Figura 60 Pannello sandwich .....   | 87  |
| Figura 61 Struttura interna .....   | 88  |
| Figura 62 Trittico del velivolo .....   | 90  |
| Figura 63 Layout interno .....  | 91  |
| Figura 64 Spinta richiesta e spinta disponibile .....   | 93  |
| Figura 65 Potenza disponibile .....   | 94  |
| Figura 66 Polare con punto di esercizio in crociera .....   | 97  |
| Figura 67 Polare con punto di esercizio nella fase d'incursione .....   | 97  |
| Figura 68 Andamento dell'efficienza con punto di esercizio in crociera .....  | 98  |
| Figura 69 Vista prospettica del velivolo .....  | 100 |
| Figura 70 Sezione longitudinale del velivolo con in evidenza i condotti di<br>aspirazione e scarico .....                         | 100 |
| Figura 71 Mesh del disegno definitivo .....   | 113 |



## Elenco delle tabelle

|  |    |
|--|----|
| Tabella 1 Weight fraction .....                            | 38 |
| Tabella 2 Caratteristiche tecniche del propulsore.....     | 47 |
| Tabella 3 Valori di progetto.....                          | 48 |
| Tabella 4 Bande di frequenza .....                         | 57 |
| Tabella 5 Coefficienti di portanza .....                   | 75 |
| Tabella 6 Coefficienti di resistenza a portanza nulla..... | 78 |
| Tabella 7 Coefficienti di resistenza indotta .....         | 78 |
| Tabella 8 Coefficienti di resistenza totale.....           | 81 |
| Tabella 9 Dimensioni e pesi dei carrelli .....             | 83 |
| Tabella 10 Pesi dell'intero sistema propulsivo .....       | 84 |
| Tabella 11 Dimensioni baie .....                           | 85 |
| Tabella 12 Dimensioni esterne del velivolo .....           | 91 |
| Tabella 13 Pesi rifiniti .....                             | 92 |
| Tabella 14 Coefficienti aerodinamici definitivi.....       | 96 |
| Tabella 15 Valori finali di progetto .....                 | 99 |



# 1 Sommario

Questa tesi affronta il progetto concettuale di un UCAV (Unmanned Combat Aerial Vehicle) concentrandosi maggiormente sullo studio della geometria esterna al fine di ottenere quella particolare configurazione che minimizza l'impronta radar del velivolo.

Dopo una breve descrizione delle tipologie di UAV viene affrontato l'ampio tema della stealthiness descrivendo tutti i campi in cui il velivolo può essere "visto", specificando la tipologia di invisibilità ai radar che è il fulcro della tesi.

Per procedere al progetto concettuale è stata condotta un'analisi preliminare delle esigenze operative internazionali, con attenzione alle dinamiche europee e degli Stati Uniti.

- Gli Stati Uniti hanno negli anni modificato il requisito UCAV che, inizialmente, era orientato verso un velivolo tattico d'attacco di portata media e che, poi, si è trasformato verso bombardieri strategici di lungo raggio con capacità di sopravvivenza in ambiente ostile. Il "*J-UCAS*" è il programma più importante degli anni 2000. Risolto nel 2006 portò alla realizzazione dei dimostratori X-45A e X-47 Pegasus .

E' seguito il programma UCAV-D per sviluppare un UCLASS (Unmanned Carrier-Launched Airborne Surveillance and Strike) che ha portato alla realizzazione del dimostratore X-47B della Northrop Grumman.

La formalizzazione dei requisiti operativi di un UCAV/UCLASS e l'emissione di una formale RfP (Request for Proposal) all'Industria militare di riferimento è stata rimandata diverse volte negli anni. Ad inizio 2016 è emerso l'orientamento della US NAVY verso un sistema UCAV di tipo "*Force Multiplier*" con capacità di tipo ISTAR (Intelligence, Surveillance, Target Acquisition, Reconnaissance), con buona persistenza ma non più con estreme caratteristiche di bassissima osservabilità, in

continuità con il disegno del Dimostratore X-47, bensì con capacità di poter operare in ambienti a media intensità di minaccia, che implica il giusto compromesso tra *Endurance* e *Survivability*.

- In termini di cooperazione europea sullo sviluppo tecnologico di UCAV è positiva la recente esperienza che ha portato allo sviluppo del dimostratore denominato “*nEUROn*”.

Sviluppato da un partenariato industriale europeo guidato dalla francese Dassault Aviation, al programma hanno partecipato Alenia Aermacchi con Selex ES, la svedese SAAB, la svizzera RUAG, la spagnola EADS CASA e la greca EAB.

Alenia Aermacchi, oggi Finmeccanica Aircraft Division, è stata partner di primo livello partecipando al programma con il 22% con la responsabilità della progettazione e dello sviluppo di funzionalità e componenti principali come il sistema dati-aria a bassa osservabilità ed il sistema integrato di armamento (Smart Integrated Weapon Bay con il supporto di Selex ES) che permette al velivolo di effettuare automaticamente l'intero ciclo di gestione dei target: riconoscimento del bersaglio (acquisizione), trasmissione della richiesta di approvazione al comandante della stazione di terra (identificazione) e lancio dell'armamento.

Tenendo altresì conto di valutazioni tecniche emerse nei tavoli di lavoro nazionali dell'Industria Nazionale Aerospaziale, tra le quali Alenia Aermacchi, sono state definite le seguenti specifiche di missione:

- Raggio di missione 1'000 nm;
- Altitudine di crociera 35'000 ft;
- Durata di loiter 1 h;
- Velocità di loiter 0.8 M;
- Raggio d'attacco 100 nm;
- Velocità d'attacco 0.8 M;
- Sensori (EO/IR, SAR etc...) 250 kg;
- Armamento interno 2'000 kg;
- Peso massimo al decollo 16'000 kg;
- Monomotore da 10'000 lbf.

Prima di iniziare con la progettazione vera e propria sono stati presi in considerazione alcuni aerei simili nelle specifiche di missione per ottenere dati utili alla progettazione preliminare.

Gli aerei sono: Northrop Grumman X-47B, nEUROn e il BAE Systems Taranis.

Il primo passo del progetto riguarda la stima preliminare del peso del velivolo utilizzando il metodo *fuel fraction* e formule di regressione.

I calcoli hanno portato a definire il peso a vuoto pari a  $W_e=6'390$  kg e un peso del carburante pari a  $W_f=7'360$  kg.

Il passo successivo è la scelta del motore in base alle valutazioni sul carico alare e sul rapporto spinta/peso.

Per la determinazioni di questi parametri è stata utilizzata la metodologia che prescrive di ricavare i vincoli derivanti dalle tre principali fasi di missione: atterraggio, decollo e crociera e dalle diverse velocità del velivolo.

Alla fine è stata individuata la regione di progetto con i seguenti parametri:

- Carico alare  $(W/S)_{to}=45$  lb/ft<sup>2</sup>
- Rapporto spinta peso  $(T/W)_{to}=0.33$  lbf

La spinta massima al decollo risultata essere pari a 11'640 lbf (differisce di poco dal requisito iniziale); questo ci fornisce il dato di partenza per la scelta dei motore da installare.

Dopo varie considerazioni è stato deciso di usare uno Snecma M88 Démonstrateur ECO.

Successivamente sono state prese in considerazione tutte le possibili geometrie dell'aereo tenendo conto dei requisiti di missione, dopo un'attenta analisi è stata scelta la geometria "tuttala" che unisce ottime prestazioni aerodinamiche ad altrettanto ottime doti di bassa osservabilità.

Di seguito vengono determinati i coefficienti aerodinamici della struttura alare, come profilo dell'ala è stato scelto un NACA 65<sub>2</sub>-415 capace di mantenere il flusso in regime laminare per un'ampia percentuale di corda, inoltre il profilo presenta curvature molto accentuate ideali per impieghi in velivoli stealth, in quanto le onde radar incidenti, rimbalzando sulla superficie, si disperderanno in molte più direzioni rispetto ad un profilo più piatto.

Ottenuta la superficie alare (783.9 ft<sup>2</sup>) dal carico alare massimo al decollo e stabilita una geometria iniziale (Aspect Ratio=4, freccia alare=30°) si

passa alla determinazione del coefficiente di portanza massimo nelle quattro condizioni di volo: decollo, crociera, dash in/out e atterraggio.

La fase successiva è stata la determinazione della resistenza aerodinamica del velivolo completo, fase di fondamentale importanza per definire tutte le performance dell'aereo.

Avendo trovato il  $C_D$  totale è stato possibile determinare la velocità ottimale di crociera corrispondente al più alto valore di efficienza aerodinamica.

Prima di avanzare col progetto è stato disegnato il velivolo in modo da poterne testare la RCS.

Per poter calcolare la traccia radar è stato usato un software dedicato Pofacets implementato in matlab.

I risultati così ottenuti dopo essere stati analizzati sono stati giudicati insufficienti qualitativamente, in questo modo si è avviato un procedimento iterativo comprensivo anche del progetto concettuale, cambiando parametri quali freccia alare, rastremazione alare etc..., al fine di ottenere quella particolare geometria che rende minima l'osservabilità ai radar.

Ottenuta la geometria migliore, è stato possibile proseguire con gli step successivi del progetto concettuale.

Si sono raffinati i pesi delle varie parti del velivolo.

Oltre alle parti strutturali dell'aereo sono stati calcolati i pesi di tutti i sistemi necessari per il volo.

Con le stime raffinate il peso massimo al decollo è risultato pari a  $W_{10}=15'809.37$  kg, valore quasi identico al requisito iniziale.

Questo scarto è imputabile alla natura statistica delle relazioni utilizzate nella fase preliminare.

A questo livello di progetto è stato necessario fare il punto della situazione sulle prestazioni del velivolo che dovranno essere in linea con le specifiche di partenza e con gli obiettivi preposti.

Sono state determinate le prestazioni di punto SEP, STR, ITR, ottenendo valori superiori a quelli richiesti inizialmente.

## 2 Introduzione

Nell'ultimo decennio, gli aeromobili a pilotaggio remoto, in inglese UAV, sono diventati un mezzo d'importanza cruciale nelle strategie di guerra e anti-terroristiche di molte nazioni.

I vantaggi rispetto ad altri tipi di arma sono evidenti: possono raccogliere un'enorme quantità di informazioni e colpire un obiettivo in contesti e ambienti altamente rischiosi senza mettere in pericolo l'equipaggio.

Altri vantaggi discendono gran parte direttamente dall'assenza del pilota a bordo.

Questa comporta poter rinunciare alla strumentazione di bordo, alla cabina e alla sua blindatura, conseguentemente si ha una notevole riduzione di peso, potendo così ridurre le dimensioni, aumentare la manovrabilità e l'autonomia dei mezzi. Anche la loro visibilità ai radar ne guadagna.

I droni trovano maggior impiego nelle cosiddette “guerre asimmetriche” (guerre tra due o più gruppi le cui rispettive forze militari differivano in modo significativo).

Tali lotte spesso implicano strategie e tattiche di “guerra non convenzionale”, in cui i combattenti più deboli cercano di usare una strategia in grado di compensare le proprie carenze quantitative e qualitative.

Gli armamenti pesanti servono a poco negli scenari di guerra urbana (ambienti più comuni nelle guerre asimmetriche), che secondo studi effettuati dal Pentagono saranno comunque quelli che vedranno impegnate le truppe di molte nazioni anche nel futuro, non solo al di fuori delle frontiere nazionali.

Per questo i droni inizialmente schierati come strumenti di osservazione, si sono rapidamente evoluti; migliori capacità ISR ( Intelligence Surveillance Reconnaissance) rendono infatti possibile identificare, collocare e seguire più facilmente gli individui lungo vaste zone di

guerra, fino a diventare macchine in grado di portare un carico bellico simile ad un aereo da combattimento tradizionale.

Con la presenza di numerosi conflitti e con le recenti crisi scoppiate in Ucraina e in Siria, le maggiori industrie aeronautiche mondiali stanno sviluppando e realizzando nuovi velivoli per colmare quella nicchia di mercato che richiede aerei in grado di oltrepassare le linee nemiche e di spingersi fin dentro il territorio ostile per missioni ISR e di attacco ad elementi sensibili per nemico, quali industrie, aeroporti, radar per scoperta aerea etc...

Per queste tipologie di missione è chiaro che i nuovi velivoli dovranno avere delle caratteristiche uniche che li differenziano da altre tipologie di droni come la bassa osservabilità ai radar, tema principale della tesi.



### 3 UAV (Unmanned aerial vehicle)

La storia dei velivoli a controllo remoto (in inglese UAV, Unmanned Aerial Vehicles) è vecchia almeno quanto quella del volo umano; da quando sono stati realizzati i primi oggetti volanti più pesanti dell'aria, quasi contemporaneamente si è iniziato a pensare a come controllarli a distanza.

E come spesso accade nella storia dell'uomo, il loro primo impiego è stato militare.

Il primato nell'utilizzo di mezzi aerei controllati spetta all'esercito Austro-Ungarico che impiegò alcuni palloni aerostatici lanciati dalle navi per colpire Venezia durante l'assedio del 1849, senza esporsi al fuoco dei cannoni della difesa.

Ciascun pallone trasportava una carica esplosiva ed era controllato attraverso un sistema di funi.

I primi esempi seri di studio di veicoli volanti teleguidati nacquero però durante la prima guerra mondiale, con l'impiego diretto dei primi aerei e della radio.

Così nacque il primo velivolo a motore con testata bellica e sistema di pilotaggio attuato via impulsi radio.

Con la fine del conflitto si perse l'interesse per queste armi e molti progetti non videro lo stadio di prototipo.

Solo alla fine degli anni '30 l'avvicinarsi del secondo conflitto mondiale e i progressi fatti da altre nazioni riportarono l'idea di dotare le varie forze armate di mezzi con caratteristiche uniche quali i droni teleguidati.

In Germania le industrie militari continuarono gli studi strategici basandosi sulle esperienze della prima guerra.

I tedeschi si avviarono sul filone delle telearmi lanciabili da terra, da navi, sganciabili da bombardieri: quindi svilupparono per primi il concetto dei "droni da attacco".

Ad esempio, la Ruhrstal SD 1400, conosciuta come Fritz X : si trattava di una bomba perforante con superfici di controllo filoguidate costruita attorno ad una bomba convenzionale.

Ancora più vicino all'idea che abbiamo oggi di velivolo radiocomandato fu la Henschel 293/294, dotata di un motore a razzo, era radiocomandata dall'aereo lanciatore o da altro velivolo accompagnatore.

La sua struttura era simile alle V1, antenata dei missili da crociera attuali, capace di lunghe navigazioni, fino a colpire l'obiettivo a cui è stata indirizzata.

Anche della V1 era stata ipotizzata una versione radioguidabile, ma i limiti delle possibilità tecnologiche del tempo ne resero obbligato lo sviluppo come arma autopilotata da un sistema di giroscopi e reostati autonomi.

Nel pulsoreattore, la miscela carburante-ossigeno arriva nella camera di combustione in modo discontinuo. Ne deriva che il motore produce un rumore che ricorda il ronzio cupo di un calabrone.; da cui il nomignolo "*drone*", che in inglese indica l'esemplare maschio dell'ape.

Comunque, furono gli americani a realizzare il progetto più interessante degli anni '40. Si trattava di un piccolo aliante che veniva sganciato da un aereo madre, la cui guida era, in gergo tecnico, semiattiva. Ovvero per parte della discesa verso il bersaglio era controllata da un operatore sull'aereo, fino a che un piccolo radar nel muso del velivolo agganciava il bersaglio e guidava l'arma fino all'impatto.

Il progresso nella riduzione delle dimensioni dei circuiti nei radiocontrolli permisero di sviluppare aerei totalmente controllati da terra, con ingombri contenuti e sistemi abbastanza facilmente trasportabili.

Gli anni della guerra fredda videro l'ampliamento dell'uso dei droni anche nella ricerca aeronautica e nella sperimentazione di volo.

Numerosi degli X plane statunitensi, ad esempio, sviluppati assieme alla NASA per la ricerca sul volo ad altissima velocità e quota sono telecomandati.

Tuttavia è l'abbattimento il 1 giugno 1960 di un aereo spia Lockheed U2 e la cattura del pilota Gary Powers, ex militare dell'USAF arruolato nella CIA, a segnare un passaggio fondamentale.

Il blocco sovietico aveva sistemi radar e telearmi di efficienza impensabile e tutto ciò, rendeva prevedibile che ne stesse sviluppando parecchi altri.

Sistemi d'arma tanto efficienti da rendere insicuro l'uso dei velivoli convenzionali per ricognizione strategica e spionaggio vero e proprio.

Si ebbe durante la guerra del Vietnam e nel sud est asiatico i primi esempi di ricognizione strategica o di guerra elettronica (Signal Intelligence) da parte di droni, questi velivoli erano riempiti di apparecchiature per analizzare e disturbare le emissioni radio e radar del nemico, oppure per effettuare ricognizioni fotografiche.

Le pesanti perdite subite dalle forze aeree statunitensi, comparate con le prestazioni sempre più alte dei droni fecero sorgere spontanea a Washington la considerazione di affidare ai velivoli senza pilota anche una parte delle missioni di combattimento, dotandoli di armamenti e sistemi di puntamento adatti.

I droni odierni, con tutta la loro dotazione di apparati elettronici, la loro flessibilità di uso e la loro economicità di gestione, costituiscono sistemi d'arma competitivi contro le attività di guerriglia, come sperimentato in Iraq e Afghanistan.

I droni vengono definiti, secondo la NATO, in tre macro gruppi:

- “Classe I” (<150kg): Micro, Mini, Small;
- “Classe II” (150-600kg): Tactical;
- “Classe III” (>600kg): High Altitude Long Endurance (HALE), Medium Altitude Long Endurance (MALE), Unmanned combat aerial vehicle (UCAV).

Il tipo di drone oggetto della tesi è un UCAV; nel dettaglio si tratta di UAV armato e dotato di grande agilità, può svolgere molti tipi di missione dall'attacco al suolo alla ricognizione.

Di seguito sono elencate quelle principali:

- SEAD, Suppression of Enemy Air Defences, cioè soppressione delle difese antiaeree nemiche. Le missioni SEAD consistono in attacchi aerei allo scopo di eliminare le difese contraeree nemiche limitando i rischi per altri velivoli in azione in territorio nemico. I velivoli impegnati in questo ruolo, localizzano le batterie anti-aeree missilistiche o d'artiglieria per poi distruggerne i radar di puntamento neutralizzando così la batteria.

- Bombardamento Tattico, cioè un'azione svolta da aeroplani militari per supportare le proprie truppe, attaccando truppe e mezzi nemici sul campo di battaglia. I bersagli classici di queste azioni sono i carri armati, i veicoli, le postazioni di difesa fissa, i concentramenti di fanteria nemici, ponti, aeroporti etc....
- ISR, Intelligence Surveillance and Reconnaissance, cioè l'acquisizione, l'elaborazione e la provvisione tempestiva d'informazioni al fine di supportare le attività di comando.

## 4 Stealthiness

La parola “*stealth*” (letteralmente furtività) descrive la qualità che fornisce a qualcosa o a qualcuno la caratteristica di essere impercettibile.

In campo militare stealth si riferisce alle caratteristiche ottenute tramite l'utilizzo di un insieme di accorgimenti che permettono di diminuire la propria presenza all'osservazione da parte nemica.

È importante evidenziare che stealth in inglese significa in effetti “*furtività*” e non “*invisibilità*”, quindi un generico mezzo militare oltre ad essere il più possibile non percepibile ad occhio umano, deve essere anche silenzioso e non visibile ad altri spettri visibili quali l'infrarosso.

Applicazioni di furtività si riscontrano in natura quando un predatore deve essere silenzioso e mimetizzato per potersi avvicinare alla preda, lo stesso ragionamento dicasi anche in senso contrario, ovvero la preda deve essere furtiva per sfuggire al predatore.

Il concetto di “*bassa osservabilità*”, termine da preferirsi nel linguaggio tecnico e formale, viene studiato in maniera empirica, spesso prendendo spunto dalla natura.

La tecnologia stealth maggiormente nota è quella legata alla riduzione della segnatura radar, in quanto i radar sono diventati strumenti molto precisi, potenti e versatili, ampiamente usati in ogni contesto; tuttavia ultimamente stanno prendendo più piede sistemi di scoperta all'infrarosso sfruttando la traccia termica generata dai mezzi nemici.

Di seguito sono descritte le tipologie minori di stealthiness (minori ma non meno importanti rispetto alla bassa osservabilità ai radar, la quale verrà descritta in maniera approfondita perché oggetto di tesi).

## 4.1 Stealthiness Acustica

La silenziosità gioca un ruolo primario nei sottomarini, del resto sono considerati i mezzi militari stealth per eccellenza.

A volte si tratta di usare soluzioni semplici come cuscini di gomma sotto i macchinari (per evitare che le vibrazioni si trasferiscano allo scafo) o scarichi raffreddati con acqua marina, in altri casi invece si deve ricorrere a tecnologie sofisticate (riduzione attiva delle vibrazioni) e all'uso di materiali speciali.

Tra le caratteristiche per i sottomarini vi sono le strisce di materiale fonoassorbente, il loro scopo è quello di ridurre l'efficacia dei sonar di localizzazione, riducendone il raggio di scoperta di almeno il 25%, attualmente questi materiali sono tra i segreti maggiormente custoditi.

Ma, come detto in precedenza, è possibile anche ridurre la rumorosità irradiata dall'interno adottando un doppio scafo con un doppio strato di materiali di questo tipo, uno esterno allo scafo esterno e uno interno posizionato nell'intercapedine.

Per quanto riguarda i veicoli terrestri possono avere sistemi per ottenere la massima silenziosità introducendo materiali fonoassorbenti nelle marmitte dei veicoli e nei vani motori.

Analogo discorso vale per i velivoli, che però devono far fronte alla presenza di motori molto più rumorosi.

Fonti di rumore sono anche il risucchio d'aria dei motori e il fruscio aerodinamico dell'intero velivolo, tuttavia sono fonti di lieve entità comparate con i motori.

Ci sono svariati modi per prevenire che il rumore dei motori sia identificato.

Volare ad alte quote riduce il rischio di essere rilevati, però non tutte le missioni richiedono quote elevate.

Volare a velocità di crociera prossime alla velocità del suono può essere una soluzione, ma ciò non può nascondere il velivolo quando si allontana dagli apparati di rilevazione.

In più molti aeroplani non possono volare per più di 15 minuti a velocità così elevate e progettare un velivolo che può volare per lunghi periodi in condizioni supersoniche comporta notevoli complessità progettuali.

Il più promettente approccio per minimizzare la traccia auditiva è di progettare un velivolo con prestazioni “più tranquille”, ovvero utilizzando un motore più efficiente si riscontrerà una notevole riduzione di rumore.

Si deduce che motori con valori alti di BPR (By Pass Ratio) sono da preferire a quelli con basso BPR che al contrario hanno prestazioni maggiori.

Infatti molti *fighter* usano quest’ultima tipologia di motori perché sono più adatti quando sono richieste spinte immediate, alte velocità e accelerazioni e manovrabilità.

Quando invece non sono richieste delle prestazioni spinte si usano motori più efficienti come nei casi di bombardieri subsonici o di velivoli per missioni CAS (Close Air Support).

## 4.2 Stealthiness Infrarosso

Tutte le sostanze con una temperatura sopra lo zero assoluto emettono spontaneamente onde elettromagnetiche con lunghezza d'onda compresa tra 700 nm e 1 mm (banda Infrarossa).

Come la luce visibile, la radiazione IR viaggia in linea retta alla velocità della luce, similmente può essere riflessa o assorbita e convertita in calore quando colpisce la superficie di un oggetto.

L’energia IR è molto importante per i progettisti che vogliono sviluppare un velivolo stealth, perché i rivelatori IR, come alcuni sistemi di guida passiva di missili, usano emissioni IR dell’obiettivo per tracciarlo.

I maggior contributi alla radiazione IR in un velivolo sono dovuti naturalmente al motore e ai gas esausti ad altissime temperature.

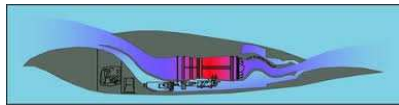
Con i progressi fatti in campo sensoristico anche il calore generato dall’attrito dell’aria sulle superficie esterne diventa fonte di radiazioni IR e di conseguenza va considerato nel progetto stealth.

Il metodo più usato per ridurre la traccia IR consiste nell’aver un condotto di scarico non circolare ma a fessura in modo da minimizzare la

superficie trasversale e massimizzare il miscelamento dei gas caldi con l'aria fresca dell'ambiente circostante.

Spesso, aria fresca è volontariamente immessa nel tubo di scarico per incrementare tale effetto.

È possibile anche che i gas esausti siano fatti passare sopra profili alari per mascherarli dagli osservatori al suolo (Fig.1).



**Figura 1** Ugello di scarico raffreddato

Un altro modo per ridurre la temperatura dei gas è di far circolare un fluido refrigerante come il carburante in tubazioni che avvolgono lo scarico, a questa maniera i serbatoi di carburante fungono da sorgenti di calore che si raffreddano attraverso il fluire dell'aria attorno alle ali.

Spesso anche i carri armati sono dotati di apparati di soppressione IR, con miscelatori di aria fredda con i gas di scarico, anche se i motori a turbina hanno una emissione di calore notoriamente elevata, molto maggiore di quella di un carro con un motore Diesel anche senza attrezzature di riduzione IR. Anche le navi hanno adottato sistemazioni speciali per la riduzione del calore dei gas di scarico: vi sono sistemi di raffreddamento con aria, acqua di mare, o addirittura dei recuperatori di calore che migliorano la resa energetica riducendo l'energia persa con i gas caldi degli scarichi.

Non esistono solo le soluzioni per la riduzione delle temperature allo scarico.

I sistemi di visione termica sono sensibili anche alle parti fredde, per cui l'obiettivo è di ridurre il contrasto con l'ambiente circostante anche della sagoma del mezzo.

I materiali che permettono questo tipo di azione sono diversi, e tutti sono essenzialmente caratterizzati dal fatto di essere isolanti, per cui esistono materiali come la gomma, le plastiche di vario tipo, strutture con vari strati oppure cave, come i forati delle costruzioni edili.

Le verniciature sono anch'esse importanti, da decenni molti carri armati, elicotteri e altri mezzi hanno una colorazione scura: questa, spesso di



colore uniforme, ha una certa capacità di assorbimento IR, con materiali speciali, spesso a base di carbonio.

Pannelli o strisce in fibra di vetro, opportunamente sagomati o applicati, possono isolare bene la struttura di un mezzo e renderlo ben poco visibile all'osservazione, anche visiva diretta (la fibra di vetro ha un colore ideale per l'ambiente desertico).

I sistemi sopra descritti sono sistemi passivi, ovvero vengono adottati per essere meno rivelabili agli strumenti nemici ma non sempre garantiscono la completa l'invisibilità IR, perciò vengono adottati sistemi attivi di contromisure IR (IRCM).

Consistono in dispositivi di protezione che confondono i sistemi di guida infrarossa dei missili in modo da farli mancare il bersaglio.

I più semplici sono i cosiddetti “*flares*”, elementi pirotecnici che il velivolo in situazione di pericolo rilascia e bruciando ad alta temperatura ingannano il missile.

Sistemi più complessi ma anche più efficaci sfruttano sorgenti modulari di radiazione IR con un'intensità maggiore rispetto all'obiettivo; quando il sistema di guida del missile “vede” queste radiazioni, esse sovrastano quelle del velivolo e forniscono traiettorie errate al missile.

Altri tipologie consistono in un'arma ad energia diretta, un laser all'infrarosso da puntare contro il missile in arrivo per accecarne il sensore.

### **4.3 Stealthiness Visiva**

La mimetizzazione militare è fortemente dipendente dall'ambiente circostante, mezzi operanti in contesti desertici adoperano tinte chiare, mentre nei teatri di guerra in zone boschive saranno usati colori come il verde e il marrone.

Per quanto riguarda i velivoli militari la scelta della giusta colorazione dipende anche dal tipo di missione per cui sono stati progettati.

Aerei per missioni notturne sono caratterizzati da tinte opache e colori scuri per confondersi col cielo notturno, quelli per missioni di attacco al suolo hanno mimetiche verdi, marroni e color sabbia.

Invece aerei per missioni d'intercettazione e di difesa aerea hanno colori chiari come grigio o azzurro.

Anche in questo caso sono usati metodi attivi di mimetizzazione come le “*Luci Yehudi*”, esse sono una serie di lampade disposte sulla sagoma di un aereo in modo da confonderne il profilo agli occhi di osservatori posti a terra o su navi, innalzavano la luminosità media dell'aereo da quella di una forma scura a un'uguale a quella del cielo. (Fig.2).



**Figura 2** Luci Yehudi

## **4.4 Stealthiness Radar**

### **4.4.1 Principi Radar**

I Radar (RAdio Detection And Ranging) sono sistemi di rilevamento usanti onde radio per determinare la distanza, l'angolo e la velocità dell'oggetto.

Sono usati per rilevare aeroplani, navi, missili, formazioni nuvolose etc...

I Radar trasmettono un'onda elettromagnetica in una desiderata direzione attraverso un trasmettitore, e successivamente raccolgono i segnali riflessi da un obbiettivo con un ricevitore.

Una volta ricevuti questi segnali è possibile calcolare la distanza dell'obbiettivo attraverso l'intervallo di tempo in cui il segnale viaggia.

Questa tesi non vuole entrare troppo nello specifico nella tecnologia Radar, ma enunciare solo i fondamenti che saranno utili per capire le

relazioni fra importanti variabili come la RCS, la frequenza, la potenza radiata dal Radar e la distanza fra il trasmettitore, il target e il ricevitore. L'equazione dei Radar è espressa come:

$$P_r = \frac{P_t G_t G_r \sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 R^4}$$

Dove  $P_r$  è la potenza rilevata dal ricevitore,  $P_t$  è la potenza trasmessa dal trasmettitore,  $G_t$  e  $G_r$  sono i guadagni di trasmettitore e ricevitore che moltiplicano l'effettiva potenza,  $\sigma$  è la RCS e  $\lambda$  è la lunghezza d'onda. La lunghezza d'onda può essere calcolata usando la seguente formula:

$$\lambda = \frac{c}{f}$$

Dove  $c$  è la velocità della luce nel vuoto e  $f$  è la frequenza del segnale irradiato.

La variabile di interesse naturalmente è la distanza  $R$  che può essere ricavata dall'equazione sopra scritta:

$$R = \left( \frac{P_t G_t G_r \sigma \lambda^2}{(4\pi)^3 P_r} \right)^{\frac{1}{4}}$$

Si nota che la distanza varia con la radice quarta della RCS; poiché l'unico fattore che si può cambiare in un progetto di aereo stealth è proprio la RCS, allora ciò diventa cruciale.

Quindi solo enormi riduzioni in RCS provocano cambiamenti significativi sulla distanza di rivelamento,

Per esempio se un generico radar possiede una distanza di rilevamento di 300 km contro una RCS dell'obiettivo di 1000 m<sup>2</sup>, allora una riduzione di 1000 volte nella RCS (da 1000m<sup>2</sup> a 1m<sup>2</sup>, che equivale a un decremento di 30 dB) porta una riduzione del 82.22 % nella distanza.

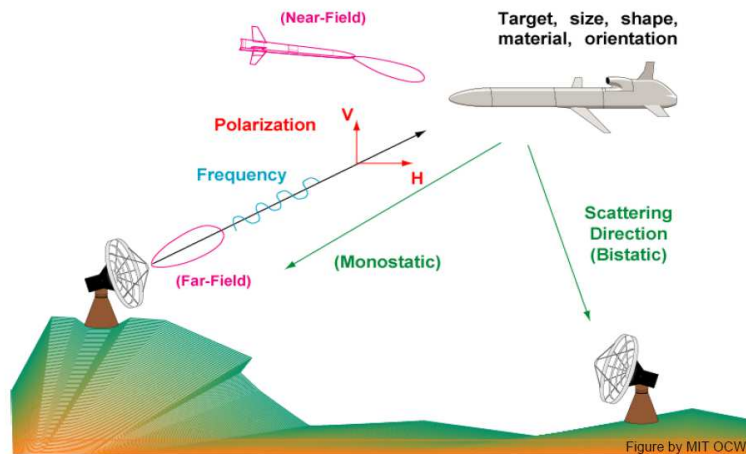


Figura 3 Shema di funzionamento del radar

#### 4.4.2 RCS

La tecnologia stealth maggiormente nota è quella legata alla riduzione della segnatura radar RCS (Radar Cross Section).

La RCS è una misura in grado di indicare quanto un oggetto è rilevabile da un radar. Più è grande la RCS, maggiori sono le probabilità che un radar rilevi l'oggetto.

Ogni corpo riflette una quantità limitata di energia radar. La quantità di energia elettromagnetica che ritorna alla sorgente è determinata da una serie di fattori quali:

- il materiale di cui è fatto il bersaglio: materiali come metalli sono altamente riflettenti ai radar e generano forti segnali. Legno, plastica o fibra di vetro sono meno riflettenti addirittura trasparenti ai radar, per questo adatti ai radome;
- la dimensione assoluta del bersaglio: più è grande un oggetto e più alta la sua RCS;
- la dimensione relativa del bersaglio in relazione alla lunghezza d'onda utilizzata del radar illuminante;

- la polarizzazione della radiazione trasmessa e ricevuta;
- l'angolo di incidenza, angolo di riflessione: superfici piatte e angolate, rispetto alla normale, fanno rimbalzare via i segnali incidenti

Più precisamente la RCS è l'ipotetica area, che intercetterebbe l'energia incidente se fosse diffusa isotropicamente, e che produrrebbe lo stesso eco radar come l'obiettivo in oggetto.

Matematicamente è il rapporto fra l'energia riflessa nella direzione del radar e l'energia incidente all'obiettivo.

$$\sigma = \lim_{r \rightarrow \infty} 4\pi r^2 \frac{S_s}{S_i}$$

Con  $S_i$  si indica la densità di potenza incidente al target, con  $S_s$  la densità di potenza riflessa vista ad una distanza  $r$  dall'obiettivo.

Non solo la dimensione assoluta determina la segnatura radar ma ci sono una serie di contributi derivanti da:

- struttura: forma oggetto, superfici di controllo, appendici, abitacolo, carichi esterni etc...
- avionica: GPS, altimetri, radar a bordo, sensori di ricerca etc...
- propulsione: condotti d'aspirazione e scarico, pale del compressore e della turbina in movimento etc...

La RCS di un oggetto può essere misurata o calcolata teoricamente.

Per le misure si fanno affidamento a modelli in scala o a grandezza naturale che vengono testati tramite radar all'interno di camere anecoiche o in campo aperto per non essere influenzati dall'ambiente circostante e per non avere eco di disturbo.

Per il calcolo teorico si fa riferimento a diverse metodologie:

- Metodi esatti:
  - Metodo dei Momenti (MoM): risolve la forma integrale dell'equazioni di Maxwell per correnti elettriche;
  - Finite Difference-Time Domain (FD-TD): risolve la forma differenziale dell'equazioni di Maxwell per campi magnetici.

- Metodi approssimati:
  - Geometrical Optics (GO): i contributi delle correnti elettriche sono supposti mancanti eccetto per alcuni punti speculari;
  - Physical Optics (PO): correnti elettriche approssimate dal metodo delle tangenti;
  - Geometrical Theory of Diffraction (GTD): GO con i contributi delle correnti di estremità;
  - Physical Theory of Diffraction (PTD): PO con i contributi delle correnti di estremità;

I metodi esatti MoM e FT-DT forniscono la soluzione esatta del problema di ricerca della RCS, tuttavia sono caratterizzati da elevata complessità computazionale, da un ridotto range di frequenze (basse frequenze) nel quale operano e non sono adatti per geometrie complesse.

Per quanto riguarda i metodi approssimati GO-GTD e PO-PTD hanno nella semplicità di calcolo il loro punto di forza a fronte di risultati imprecisi, di range di frequenze ridotti (alte frequenze) e di geometrie canoniche per l'oggetto.

La RCS essendo un'area è misurata in  $m^2$ , tuttavia si può trovare misurata in decibel dB o più precisamente in  $dB_{sm}$  (decibel per metro quadro), quest'ultimi valori sono riferiti a  $1 m^2$ .

Ciò vuol dire che una  $RCS=20 dB_{sm}$  corrisponde ad un'area di  $100 m^2$ .

L'equazione per determinare i valori in  $dB_{sm}$  è la seguente:

$$\sigma_{(dB_{sm})}=10\log_{10}(\sigma/\sigma_R); \quad \text{con } \sigma_R=1m^2$$

Valori esatti di RCS dei velivoli militari sono classificati, tuttavia si può ipotizzare che il velivoli stealth odierni hanno una RCS intorno a  $-20 dB_{sm}$  ( $0.01 m^2$ ) e nuove tecnologie promettono di raggiungere i  $-30/-40 dB_{sm}$ .

## 4.5 Progetto stealth

La forma complessa di un aereo odierno espone molte superfici che possono riflettere segnali dei radar, le superfici comprendono stabilizzatori verticali, carichi esterni, abitacolo, strumenti nell'abitacolo, cavità e spigoli, discontinuità fra le lamiere, condotti di aspirazione e di scarico, pale del compressore, etc...

Diverso ma ugualmente importante è il contributo dato dall'angolo di incidenza del segnale.

Questo perché come la normale ad una superficie cambia anche l'energia riflessa e la RCS cambia di conseguenza.

Per esempio un aeroplano può avere una bassa RCS visto frontalmente ma un valore alto se visto lateralmente.

Per definizione un pannello piano ha sia la RCS minima che quella massima, dipende tutto dall'angolo di incidenza; se posizionato perpendicolarmente al segnale si riscontrerà il valore massimo invece se posizionato parallelamente al segnale fornirà il valore minimo.

Gli stabilizzatori verticali convenzionali si comportano proprio come i pannelli sopra citati.

Inclinandoli verso l'esterno o verso l'interno si previene che i segnali riflessi ritornino direttamente al radar, ancora meglio se il timone e gli elevatori sono combinati assieme nel cosiddetto "*ruddervator*" in modo da semplificare e snellire il retro del velivolo.

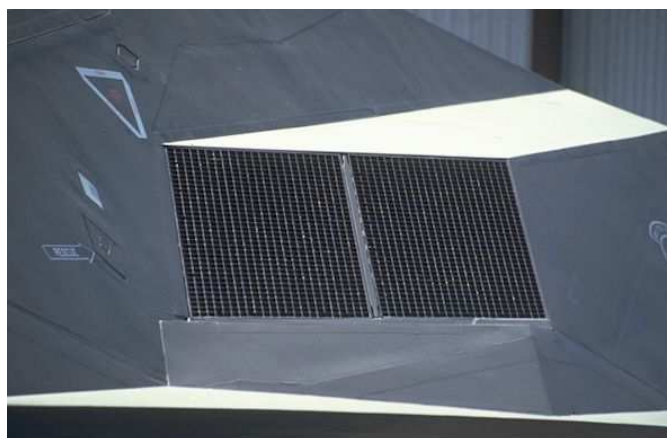
Carichi esterni come serbatoi, armamenti e motori se nascosti all'interno della fusoliera e delle ali comportano una notevole riduzione di RCS.

In più la disposizione interna favorisce le performance aerodinamiche, minor resistenza all'aria.

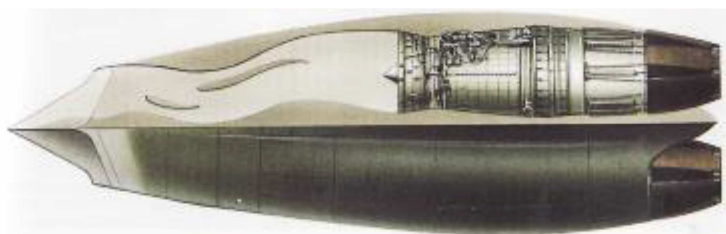
Tuttavia questa soluzione comporta un minor quantitativo di armamenti che possono essere installati a bordo poiché lo spazio nelle stive è ridotto.

Le pale in movimento del compressore sono fonti di segnali riflettenti particolarmente importanti per i sensori Radar Doppler, sensibili al movimento.

Diversi approcci vengono utilizzati per ridurre o impedire che i rotori dei motori siano rivelati dai radar, il primo consiste nell'uso di griglie con spaziatura più piccola della lunghezza d'onda del segnale radar come nel caso del Lockheed F-117, oppure usando condotti di aspirazione curvi in modo che non arrivi direttamente il segnale radar, esempi classici sono i due bombardieri Rockwell B-1 e Northrop-Grumman B-2.



**Figura 4** Presa d'aria motore del F-117



**Figura 5** Condotto d'aspirazione dei propulsori del B-1

Anche la posizione del motore influisce sulla RCS globale, infatti, se il segnale radar si aspetta che arrivi dal basso (Ground-Radar) mettere i motori e i condotti di aspirazione-scarico nella parte superiore del velivolo permetterà di avere valori molto bassi di segnatura radar.

Questa situazione si riscontra soprattutto nei bombardieri di alta quota e di velivoli per ricognizione.

Tuttavia per i caccia stimare la direzione di provenienza del segnale è molto complesso e non ci sono soluzioni al problema, usare i metodi sopra descritti comunque porta dei benefici.



L'abitacolo e tutti gli strumenti presenti compreso pilota e relativo equipaggiamento riflettono i segnali radar e incrementano la RCS poiché il parabrezza e il tettuccio sono trasparenti.

Speciali pellicole riflettenti o assorbenti (ossido d'indio, deposito di vapori di oro) sono interposte fra i vari strati di vetro che compongono il parabrezza in modo da ridurre rendere invisibile l'intero cockpit.

Altri metodi e accorgimenti per la riduzione della RCS riguardano l'esclusione di cavità e di aperture nel progetto della fusoliera esterna, l'utilizzo di sportelli e coperture per nascondere armi e vani di controllo.

Inoltre un alto livello di manutenzione aiuta a mantenere bassi livelli di RCS; anche una sola vite non serrata correttamente o un solo rivetto non perfettamente montato provocano un imprevisto incremento della RCS.

Ottenere la RCS minima in tutto il velivolo pari ad uno stesso valore è impossibile, il progetto stealth comporta trovare un compromesso fra prestazioni in termine di invisibilità fra le varie parti del velivolo.

La zona maggiormente interessata alla ricerca della RCS minima è la parte frontale, quella più esposta ai segnali radar quando il velivolo è in avvicinamento ad un territorio nemico.

Secondo questa affermazione la zona posteriore è la meno importante e quindi la meno curata da accorgimenti, ciò è errato; infatti radar sempre più potenti e precisi vengono installati a bordo dei velivoli e in situazioni di combattimento aereo dove velivoli ostili si possono trovare in qualsiasi direzione è necessario che anche le zone laterali e posteriori siano adeguatamente configurate per la massima invisibilità.

La RCS della struttura può essere ridotta geometricamente controllando la riflessione dei segnali incidenti.

Il primo modo per far ciò è usare superfici piane tutto intorno alla fusoliera in modo che siano oblique ai segnali radar.

Famoso il caso del F-117 che utilizza proprio questo metodo con superfici inclinate fra loro di  $120^\circ$  in modo che i segnali vengano dispersi in tutte le direzioni tranne quella di arrivo.



**Figura 6** F-117



**Figura 7** Riflessione multipla del segnale incidente

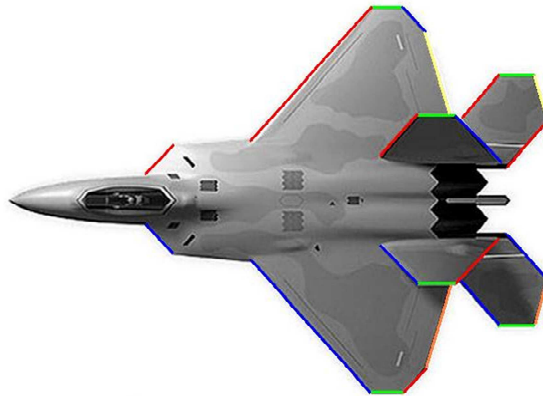
Il secondo metodo è simile, comporta nel far riflettere i segnali incidenti in un numero limitato di direzioni anziché in tutte.

Quindi un ricevitore monostatico non riceverà mai un segnale di ritorno, mentre un radar bistatico lo riceverà e rileverà l'aereo solo se il ricevitore si trova esattamente in direzione delle onde riflesse, caso possibile ma poco probabile poiché il velivolo è sempre in continuo movimento.

In questa tecnica tutte le linee rette sulla superficie devono essere progettate attentamente; i bordi di attacco e di uscita delle ali e dei piani di coda, stive armamenti, sportelli per i carrelli di atterraggio, etc... devono essere allineate in poche direzioni scelte precedentemente con angolazioni tali da non far ritornare i segnali ai radar.

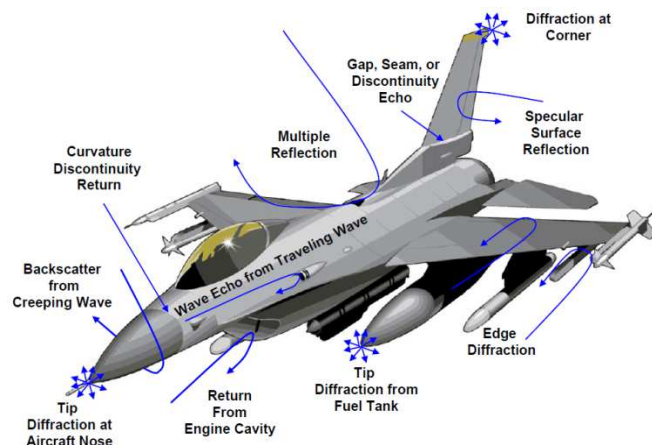


**Figura 8** Sportello sagomato



**Figura 9** Allineamenti dei bordi

Il terzo metodo consiste nel modellare la forma del velivolo con una geometria compatta, liscia caratterizzata da curvature a raggio variabile. Tali curve non hanno un angolo preciso di riflessione e di solito diminuiscono l'energia dei segnali radar intrappolandola fra le curvature. Il bombardiere B-2 è progettato interamente secondo quest'ultima metodologia, tuttavia comporta calcoli molto complessi e precisi che solo sul finire degli anni '80, grazie a modelli sempre più prestanti di computer, sono stati in grado di essere eseguiti. Come fin qui detto lo scopo principale è la riduzione, o idealmente dell'eliminazione dei maggiori contributi alla RCS. Tuttavia l'uso di tali accorgimenti e metodi porta ad inevitabili compromessi nelle scelte progettuali; le tecnologie stealth compromettono le performance aerodinamiche (basti pensare alla forma inusuale e sfaccettata del F-117), incrementano i costi sia di progettazione-costruzione sia di manutenzione ed infine riducono la capacità di portare carichi paganti.



**Figura 10** Fattori determinanti la RCS

## 4.6 RAM e RAS

I velivoli stealth devono avere una RCS estremamente bassa, non potendola raggiungere soltanto attraverso la modellazione della struttura esterna, si ricorre all'applicazione di RAM (Radar Absorbent Material) e RAS (Radar Absorbent Structure).

I moderni aeroplani sono generalmente costruiti con materiali compositi, consistenti in due o più materiali differenti che hanno diverse proprietà fisiche, chimiche e elettromagnetiche.

Nella maggior parte dei casi i materiali compositi non sono metallici e la riflessione ai segnali RF è bassa, strutture costruite con tali materiali non vengono visualizzate dai radar.

Tuttavia il segnale, non riflettendo, penetra all'interno del velivolo e "mostra" tutte le componenti che inevitabilmente sono metalliche, motori, cavi elettrici, pompe del carburante etc...

Dipingendo e coprendo la superficie esterna con un sottile strato metallico riflettente è il modo migliore per prevenire che il segnale penetri all'interno. D'altro canto compositi costituiti da materiali isolanti, come fibra di carbonio in matrice di resina epossidica, sono usati per cancellare i contributi alla RCS dati dalle "creeping waves" e dagli echi dei segnali RF.

Uno dei rivestimenti RAM più importanti è costituito da "reinforced carbon carbon" (RCC); per la maggior parte dei componenti i RAM come RCC riducono la traccia radar assorbendo il segnale incidente e convertendo l'energia RF in calore o attraverso il rilascio di segnali fuori fase (interferenza distruttiva).

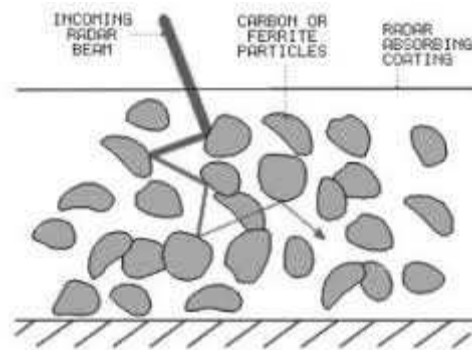
Con opportune proprietà dielettriche o magnetiche, differenti RAM sono usati per ottenere valori bassi di RCS nel più ampio spettro possibile di frequenze.

La tecnologia RAM si basa sull'idea di usare una copertura con una desiderabile impedenza accoppiata a ottime qualità di assorbimento di onde elettromagnetiche.

Per definizione le onde elettromagnetiche non rimbalzano sui materiali dielettrici, tuttavia la struttura molecolare del materiale assorbente porta

alla conversione di una parte dell'energia RF in calore, la quale viene trasferita al velivolo e dissipata, mentre la residua energia perde efficacia a causa della frizione e oscillazione delle molecole.

In fine tutto ciò si traduce in una minor riflessione al radar ricevente.



**Figura 11** Funzionamento di una copertura radar assorbente

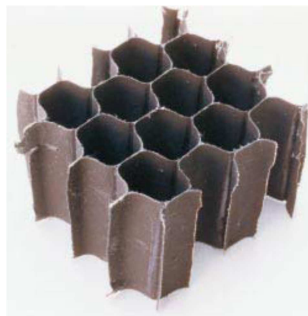
Le RAM includono molti tipi di materiale, per esempio: tinte a base ferritica, schiume epossidiche, schiume termoplastiche, resine siliciche etc...

Le RAM hanno delle limitazioni. Assorbono solo una parte dell'energia incidente mentre il resto, pur con minor intensità, viene riflesso. Spesso alcune RAM danno ottimi risultati per certe frequenze e angoli d'incidenza. Usando coperture diverse per le differenti parti del velivolo si ha un migliore utilizzo dei RAM ma porta anche ad un incremento del peso. Condizioni meteorologiche avverse, come pioggia, inficiano sulle performance del rivestimento, aumentando il costo di manutenzione.

Poiché per ragioni di peso, le pesanti e ingombranti coperture RAM, richieste per raggiungere bassi valori di RCS per ampie bande di frequenza, non sono fattibili; perciò viene utilizzato un ulteriore metodo incentrato sull'uso di diversi materiali nella parte più interna della struttura del velivolo.

Le RAS implicano fabbricare strutture speciali, come le honeycomb, per attenuare le onde radar all'interno della struttura portante.

Le strutture honeycomb hanno diversi vantaggi; sono molto resistenti alle sollecitazioni, flessibili e leggere, mentre dal punto di vista della RCS il loro spessore (profondità delle singole celle) è usato per far riflettere, assorbire e attenuare il segnale radar.

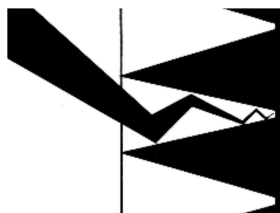


**Figura 12** Honeycomb di alluminio

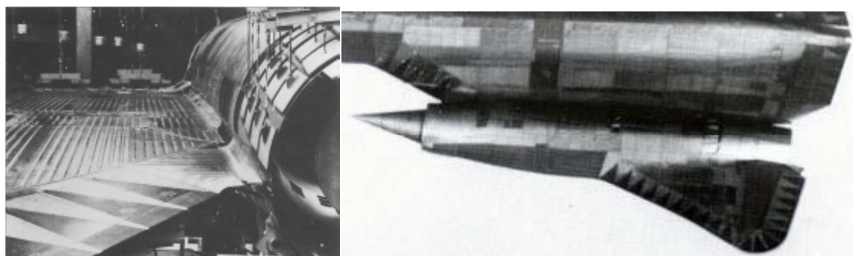
Un'altra forma di RAS è utilizzata per i bordi di attacco e d'uscita delle ali. Proprio come nelle honeycomb anche questa nuova forma sfrutta il continuo assorbimento dell'energia RF.

Sfruttando la geometria a dente di sega è possibile intrappolare le onde radar. La superficie esterna è ricoperta con un RAM adatto alle alte frequenze, la parte interna inizia con uno strato di RAM poco "assorbente" seguito da strati via via più prestazionali, in modo che le proprietà assorbenti aumentano all'aumentare della profondità.

Le forme a "V" costringono il segnale radar a rimbalzare e unite agli strati di RAM, descritti precedentemente, riducono la sua energia.



**Figura 13** Principio di funzionamento di una RAS sul bordo alare



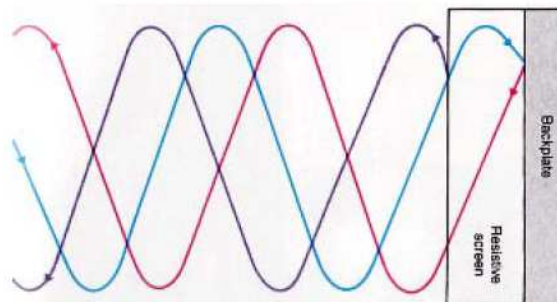
**Figura 14** Particolari dei bordi alari del SR-71

### 4.6.1 Sistemi passivi

Insieme all'assorbimento un altro modo per ridurre la RCS, usando le RAM e RAS, è sfruttare le “*interferenze distruttive*”.

Questo metodo è molto diverso da quelli descritti in precedenza, l'assorbimento si basa sulla dissipazione di energia elettromagnetica attraverso la resistenza elettrica, la permeabilità magnetica e la permittività elettrica dei materiali usati, mentre questo sfrutta il principio dell'interferenza per cancellare la riflessione della superficie del velivolo. Usando il principio alla base dello “*schermo di Salisbury*” è possibile cancellare il segnale incidente facendolo riflettere due volte con fasi separate di  $180^\circ$  in modo che la somma delle due onde riflesse sia nulla.

La copertura è formata da un sottile strato riflettente lucido, da uno strato di materiale dielettrico e infine dalla superficie metallica dell'aereo; in Fig. 15 è possibile vedere il funzionamento, l'onda incidente di color celeste si divide appena incontra lo strato superficiale riflettente, metà onda viene riflessa via (onda viola) mentre la seconda oltrepassa il dielettrico e viene riflessa (onda rossa) dalla superficie metallica del velivolo con fase opposta all'onda viola, in questo modo l'onda totale riflessa è nulla.



**Figura 15** Interferenza distruttiva

## 4.6.2 Sistemi attivi

I sistemi di cancellazione attiva permettono di creare un nuovo segnale radar che cancella il segnale riflesso originale.

La piattaforma del sistema irradia un controsegnale con stessa ampiezza ma fase opposta al segnale incidente.

Il sistema dovrà modulare il segnale in ingresso sapendo l'angolo d'incidenza, la forma della onda e l'intensità, ovviamente l'emissione del controsegnale avverrà contemporaneamente al segnale radar.

Ci sono due livelli di cancellazione attiva; semi-attiva e pienamente attiva.

I sistemi pienamente attivi sono quelli che ricevono il segnale, lo amplificano e ritrasmettono il controsegnale con fase opposta. Qui i parametri del segnale in arrivo, come la fase, la frequenza, la polarizzazione, l'intensità devono essere attentamente rilevati e processati per poter operare le modifiche necessarie al controsegnale.

Invece i sistemi semi attivi apportano poche modifiche ai parametri della onda emessa.

I sistemi completamente attivi sono molto complessi sia a livello di software che di componentistica, sono necessarie riceventi e trasmettenti per coprire grandi angoli e frequenze, il che li rende quasi impraticabili. Molto più semplici e molto più gestibili quelli semi attivi, che richiedono piccole unità di controllo.

I sistemi attivi devono soddisfare alcune regole per poter essere efficaci.

Primo, il sistema deve avere la capacità di analizzare l'onda incidente in tempo reale. Secondo, il nuovo segnale trasmesso deve avere abbastanza energia per cancellare il vero segnale radar. Terzo il segnale emesso deve essere diretto con precisione verso l'origine del segnale radar originario. Tuttavia continui cambiamenti di assetto e di velocità da parte del velivolo compromettono e complicano il corretto funzionamento di tali sistemi.

Per questo i sistemi attivi sono da usare complementariamente ad i sistemi passivi e ai RAM e RAS.



## 5 Progetto preliminare

Il progetto generale di un nuovo aeromobile inizia esclusivamente se il designer dispone di un requisito, imposto dal cliente che commissiona il velivolo, oppure, nel caso in cui ci sia l'intenzione di investigare su tecnologie innovative, cioè è necessario che sia definito in modo chiaro e preciso un obiettivo da raggiungere, un riferimento per le scelte tecniche del progettista.

Il primo passo verso il soddisfacimento del requisito è rappresentato proprio dal progetto concettuale; durante questa fase vengono definite forme, dimensioni, pesi e prestazioni del futuro velivolo.

Le decisioni prese in questa fase hanno una significativa influenza su fattori come costi, prestazioni, affidabilità, sicurezza ed in generale sul successo commerciale di un prodotto.

Durante questa fase si operano la maggior parte delle scelte strategiche, si prendono decisioni importanti che successivamente, solo con difficoltà, possono essere cambiate.

Il risultato di tale attività è il disegno della configurazione.

Il disegno mostra gli aspetti fondamentali dell'ala (forma, freccia, allungamento e rastremazione), la posizione relativa ala/fusoliera, superfici di controllo; il layout non riguarda solo le superfici esterne dell'aeromobile ma anche la disposizione interna di elementi quali payload, carrello, serbatoi di combustibile e propulsori.

Durante la realizzazione del disegno, il progettista deve interrogarsi domandandosi se il progetto ipotizzato può soddisfare il requisito, oppure se è il miglior progetto realizzabile.

Le risposte provengono, in questa fase del progetto, soprattutto da aree quali l'aerodinamica, la propulsione e le prestazioni di volo, delle quali vengono stimati numericamente alcuni parametri.

Il disegno configurativo finale è il risultato di un processo iterativo, causato dal perfezionamento delle scelte del progettista alla continua ricerca dell'ottimo.

## 5.1 Requisito

Il requisito è il documento nel quale vengono elencate le caratteristiche che il futuro aeromobile dovrà possedere; la fase di progetto concettuale non può avere inizio senza un preciso requisito poiché esso rappresenta lo scopo dell'attività .

L'elenco delle più importanti caratteristiche e prestazioni specificate nel requisito è riportato di seguito.

- Prestazioni di missione (missione, range, quota, velocità, payload)
- Prestazioni di punto (STR, ITR, SEP)
- Prestazioni di campo (Spazio di decollo ed atterraggio)
- Bassa osservabilità (Radar, Acustica, Infrarossi,...)
- Prontezza operativa
- Affidabilità
- Manutenibilità
- Ingombri
- Potenzialità di crescita
- Costi

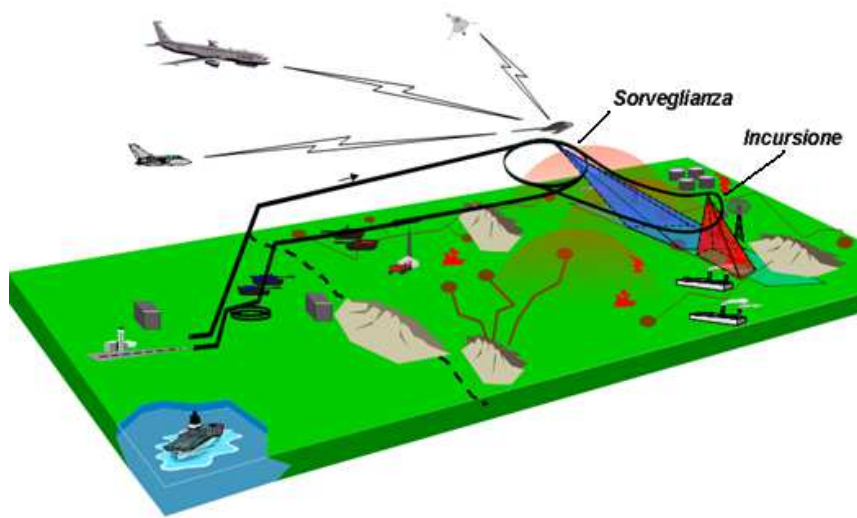
Nel documento non sono sempre presenti tutti i vincoli citati; più usuale è soddisfarne solo alcuni.

La missione di un aeromobile è costituita da più segmenti: alcuni di essi sono caratterizzati da precise specifiche relative a quote, velocità, payload, radius oppure loiter.

I requisiti di missione sono emersi da analisi delle esigenze operative internazionali, che hanno portato ad un progetto di velivolo UCAV con le seguenti caratteristiche:

- $W_{\text{take-off}}$  ~16000 kg
- Quota di crociera 35 kft
- Raggio di missione 1000 nm
- Durata Loiter 1 h
- Velocità Crociera/Loiter Velocità a più alta efficienza
- Quota Dash-In/Out 10 kft
- Raggio Dash-In/Out 100 nm
- Velocità Dash-In/Out 0.8 M

- Sensori (EO/IR, SAR,..) 250 kg
- Armamenti 2000 kg
- Spinta del propulsore ~10000 lbf



**Figura 16** Profilo di missione di UCAV

È stata lasciata libertà di scelta per quanto riguarda le prestazioni di punto dell'aeromobile.

Le prestazioni di punto rappresentano la capacità del velivolo di compiere particolari manovre quali accelerazioni, virate e salite oppure di raggiungere particolari valori limite di quota e velocità.

Ogni valore di prestazione deve essere specificato in relazione ad una particolare condizione di carico, quota e velocità.

Le tre particolari prestazioni prese in esame sono:

- SEP (Specific Excess Power): eccesso di potenza, indica la necessità di avere un velivolo in grado di salire ed accelerare in breve tempo;
- STR (Sustained Turn Rate): virata sostenuta effettuata senza diminuzione di quota e velocità;

- ITR (Instantaneous Turn Rate): virata istantanea effettuata senza l'obbligo di mantenere quota e velocità.

L'incursione è un segmento pericoloso della missione che dovrebbe avvenire, ipoteticamente, a seguito della fase di loiter durante la quale l'aeromobile consuma una frazione rilevante di combustibile; tuttavia le prestazioni, assumendo quelle condizioni di carico, non sarebbero più soddisfatte nel caso in cui l'aeromobile intervenisse immediatamente giunto nell'area d'interesse, poiché più pesante. Le specifiche di punto dovranno quindi essere soddisfatte per una condizione di carico del velivolo antecedente la fase di loiter.

Tenendo conto di quello che è stato appena detto i valori di requisito di STR e ITR (vincolano le prestazioni di virata; ciò affinché il raid, sia compiuto velocemente) sono stati ipotizzati prendendo l'aereo a velocità e a quota d'incursione, mentre il valore della SEP è stato scelto ipotizzando una velocità di crociera di 0.6 M sempre ad una quota di 10kft.

Ricordando naturalmente che il peso è quello corrispondente alla fase finale di crociera, i valori relativi ai parametri, sono i seguenti:

- SEP [M 0,6; H=10 kft] 30m/s
- STR [M 0,8; H=10 kft] 4 g
- ITR [M 0,8; H=10 kft]  $\geq 4$  g

## 5.2 Stima preliminare del peso

Il primo step del progetto riguarda la stima dei pesi del velivolo, in particolare l'obiettivo è di ricavare attraverso delle semplici relazioni di carattere statistico il peso a vuoto del velivolo e il peso del combustibile conoscendo già il peso massimo al decollo.

Di seguito indicheremo le varie classificazioni dei pesi di un velivolo:

- $W_{to}$ : peso del velivolo al decollo;
- $W_{pl}$ : il payload è un peso non necessario al funzionamento stesso del velivolo, ma attribuisce un significato alla missione per la

quale l'aeromobile è progettato. Per questo progetto il payload si divide in due parti come richiesto nel requisito.

- $W_{plf}$ : peso del payload fisso (sensori);
- $W_{plr}$ : peso del payload sganciabile (armamento);
- $W_f$  : il peso di combustibile è funzione delle prestazioni di missione e delle caratteristiche aerodinamiche e propulsive dell'aeromobile;
- $W_e$ : il peso a vuoto è il peso delle restanti parti del velivolo: le strutture, i propulsori, gli impianti, il carrello....;
- $M_{fuel}$ :  $W_f / W_{to}$  *mission fuel fraction*.

Definiamo allora il peso totale al decollo come la somma delle quantità sopracitate:

$$W_{to} = W_{plf} + W_{plr} + W_e + W_f$$

$$W_{to} = W_{plf} + W_{plr} + W_e + M_{fuel} * W_{to}$$

Poiché il peso del payload e il peso massimo target sono noti le uniche incognite sono  $W_e$  e  $M_{fuel}$ .

## 5.2.2 Peso del combustibile

La quantità di combustibile che un aeromobile consuma durante la missione non viene stimato statisticamente, bensì calcolato mediante particolari formule note come “*Formule di Breguet*”; tali equazioni mettono in relazione il decremento percentuale del peso del velivolo al range (R) e alla durata della missione (T).

$$R = \int_{W_{to}}^{W_{finale}} \frac{V(L/D)}{TSFC W} dW$$

$$T = \int_{W_{to}}^{W_{finale}} \frac{(L/D)}{TSFC W} dW$$

Gli integrali non sono facilmente risolvibili, poiché tutte le variabili sono funzioni del peso; dunque, è necessario discretizzare la missione in più parti in modo da poter scrivere:

$$\frac{W_x}{W_{x-1}} = \exp \left[ -\frac{R \text{ TSFC}}{V (L/D)} \right]$$

$$\frac{W_x}{W_{x-1}} = \exp \left[ -\frac{T \text{ TSFC}}{(L/D)} \right]$$

La quantità  $W_x/W_{x-1}$  è chiamata “*mission segment fuel fraction*”.

La missione richiesta è stata suddivisa in 14 segmenti:

1. Avviamento motore e warm-up
2. Taxi
3. Decollo
4. Salita a 35'000 ft
5. Crociera
6. Loiter
7. Discesa a 10'000 ft
8. Dash in
9. Rilascio armamento
10. Dash out
11. Salita a 35'000 ft
12. Crociera
13. Discesa
14. Atterraggio

Per i segmenti di crociera, loiter e incursione è possibile calcolare le relative frazioni percentuali di peso, per i restanti segmenti, meno significativi, tali rapporti vengono assunti su base statistica.

La metodologia di calcolo, descritta in precedenza, non può essere applicata nel caso in cui vi sia espulsione di parte del carico durante la missione.

Il contributo del rilascio del carico è stato calcolato come segue:

$$\frac{W_9}{W_8} = 1 - W_{plr} / \left( W_{to} \prod_{1}^8 \frac{W_x}{W_{x-1}} \right)$$

Entrambe le metodologie di calcolo non comprendono due ulteriori percentuali che è necessario considerare: la riserva (5%) ed il combustibile che rimane ‘intrappolato’ nei serbatoi (0,5%).

Adesso è possibile scrivere la relazione finale che lega la mission fuel fraction ai vari segmenti di missione.

$$M_{fuel} = \frac{Wf}{W_{to}} = 1.055 \left( 1 - \frac{W_{final}}{W_{to}} \right) = 1.055 \left( 1 - \prod_{1}^{14} \frac{W_x}{W_{x-1}} \right)$$

Per procedere al calcolo occorre stimare dei parametri presenti nelle formule di Breguet, quali l'efficienza aerodinamica, la velocità di crociera e il TSFC (Thrust Specific Fuel Consumption).

Come anticipato nell'introduzione alcuni velivoli esistenti sono stati presi come modelli di comparazione, soprattutto il Northrop Grumman X-47B, del quale, in prima approssimazione, è stata copiata l'efficienza aerodinamica in crociera  $L/D=12.62$ .

La velocità in crociera e l'efficienza nella fase d'incursione invece sono state ipotizzate rispettivamente pari a:

$$V_{cruise} = 0.6 M$$

$$\left( \frac{L}{D} \right)_{dash\ in/out} = 6$$

I valori sono stati scelti in modo consono confrontando le grandezze corrispondenti di UCAV esistenti.

Altro parametro fondamentale è il TSFC che influisce sulle fasi di crociera, loiter ed incursione. Non avendo scelto ancora nessun propulsore è difficile stabilire un valore iniziale. Propulsori più prestazionali, che equipaggiano i caccia e caccia-bombardieri, hanno bassi valori di TSFC (a parità di spinta consumano più carburante), questi motori sono caratterizzati da bassi valori di by-pass, in modo opposto propulsori con alti aspect ratio (ideali per abbassare la traccia termica) hanno elevati valori di TSFC.

Alla luce di quanto detto risulta ancora più complicato scegliere il valore corretto; scegliere un motore spinto che garantisce prestazioni elevate, a discapito di consumo e traccia infrarossa, oppure scegliere un motore più parco sia nei consumi che nelle prestazioni, di grandi dimensioni, ma capace di abbassare notevolmente la traccia termica?

Il compromesso è stato raggiunto supponendo che l'efficienza in crociera sia bassa, rispetto a quanto possa essere dopo un'attenta analisi

aerodinamica, così facendo è possibile prendere un valore basso di TSFC (consumi bassi).

Il valore scelto è: **TSFC = 0.46 lb/h lbf**

Avendo tutti i parametri necessari si possono calcolare le “*weight fraction*”.

| Fase | Descrizione                 | $W_i/W_{i-1}$ |
|------|-----------------------------|---------------|
| 1    | Avviamento motore e warm-up | 0.99          |
| 2    | Taxi                        | 0.99          |
| 3    | Decollo                     | 0.995         |
| 4    | Salita a 35'000 ft          | 0.98          |
| 5    | Crociera                    | 0.9           |
| 6    | Loiter                      | 0.964         |
| 7    | Discesa a 10'000 ft         | 0.99          |
| 8    | Dash in                     | 0.99          |
| 9    | Rilascio armamento          | 0.843         |
| 10   | Dash out                    | 0.99          |
| 11   | Salita a 35'000 ft          | 0.98          |
| 12   | Crociera                    | 0.96          |
| 13   | Discesa                     | 0.99          |
| 14   | Atterraggio                 | 0.992         |

**Tabella 1** Weight fraction

Con i dati ottenuti si può procedere al calcolo della  $M_{fuel}$  come precedentemente indicato.

$$M_{fuel}=0.441$$

Il peso complessivo del combustibile è:

$$W_{fuel}=7059.93 \text{ kg}$$



L'unica incognita rimasta è il peso a vuoto del velivolo, facilmente ricavabile.

$$W_e = W_{to} (1 - M_{fuel}) - W_{plf} - W_{plr} = 6690.1 \text{ kg}$$

### 5.3 Grafico progetto

Nel seguente capitolo si cercherà di determinare due informazioni che saranno poi utili al successivo dimensionamento del velivolo, tali informazioni sono: il carico alare ( $W/S$ ) e il rapporto spinta/peso in fase di decollo ( $T/W$ ).

Questi fondamentali parametri vengono estrapolati dal grafico di progetto, che è lo strumento che consente di riassumere tutte le specifiche di punto e di campo in un preciso punto.

Per realizzare il grafico di progetto è necessario associare ai vincoli di prestazione le funzioni  $T/W = f(W/S)$ .

La rappresentazione grafica delle funzioni, nel piano di progetto ( $T/W, W/S$ ), è ottenuta mediante l'utilizzo del software Matlab.

Per il velivolo i vincoli di prestazione sono:

- Decollo
- Crociera
- Velocità massima
- SEP
- ITR
- STR
- Atterraggio

### 5.3.1 Decollo

La funzione mette in relazione i due parametri fondamentali con grandezze tipiche del decollo quali la lunghezza della pista necessaria per quest'ultimo, il coefficiente di portata massimo e il rapporto delle densità atmosferiche  $\sigma$ .

Ipotizzando che l'aereo decolli su una pista posizionata al livello del mare il rapporto  $\sigma$  sarà pari all'unità.

Il coefficiente  $C_{Lto}$  è l'attuale coefficiente di portanza al decollo, non il massimo possibile che è invece usato per il calcolo nelle condizioni di stallo. I velivoli in genere decollano a circa 1.1 volte la velocità di stallo, quindi il  $C_{Lto}$  è dato dal massimo  $C_L$  (coefficiente di portanza allo stallo) diviso per  $1.1^2$ . È stato supposto un  $C_{Lmax}=1.8$ , di conseguenza il  $C_{Lto} = 1.49$ .

Il parametro TOP (Take Off Parameter) è ricavabile, data una distanza di decollo, dalla Fig. 17.

La lunghezza di decollo non è infinita; tanto più  $S$  è ridotta, tanto più l'aeromobile dovrà possedere:

1. fissato  $T/W$ , un basso  $W/S$  per staccarsi prima dal suolo
2. fissato  $W/S$ , un elevato  $T/W$  per ridurre la corsa a terra

Quindi è stata presa, come valore di prima approssimazione,  $S=2500$  ft a cui corrisponde un  $TOP=120$ , considerando che il velivolo debba superare un ostacolo posto a fine pista ad un'altezza di 50 ft.

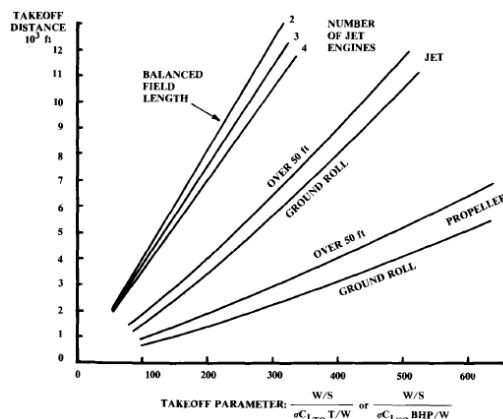


Figura 17 TOP in funzione della lunghezza della pista

I parametri al decollo data una certa distanza di decollo sono ottenuti tramite la seguente equazione:

$$\left(\frac{T}{W}\right) = (TOP C_{Lto}\sigma)^{-1} \left(\frac{W}{S}\right)$$

### 5.3.2 Crociera

La prestazione di velocità di crociera ( $V_{cruise}$ ) si ottiene in volo livellato, ovvero nella condizione di equilibrio per la quale si ha  $L=W$  e  $T=D$ .

$$\frac{T}{W} = \frac{0.5 \rho_{\infty} V_{cruise}^2 C_{d0}}{W/S} + \frac{2}{\rho_{\infty} AR e \pi V_{cruise}^2} \frac{W}{S}$$

La funzione riguardante la crociera non è un vero e proprio limite stringente, ma può essere considerato come un riferimento per la scelta della coppia ( $T/W, W/S$ ) all'interno del diagramma di progetto; è bene, cioè, scegliere un punto del grafico molto vicino alla curva tracciata ma non necessariamente sopra di essa.

A questo punto si devono introdurre il  $C_{d0}$ , ovvero il coefficiente di resistenza aerodinamica a portanza nulla che è dato, in prima approssimazione, da:

$$C_{d0} = \frac{AR \pi e}{4 \left(\frac{L}{D}\right)_{cruise}^2}$$

Con  $(L/D)_{cruise}$  si indica l'efficienza in crociera, la quale era stata assunta pari a 12.62 proprio come il Northrop Grumman X-47B, altro valore copiato a questo velivolo è l'allungamento alare  $AR=4$ .

Il coefficiente "e" o coefficiente di Oswald è un riferimento percentuale di quanto una distribuzione generica di portanza si avvicini a quella ellittica, minimizzando la resistenza indotta dai vortici di estremità; il valore scelto per il velivolo in esame è:  $e=0.85$

Il valore stimato di resistenza è  $C_{d0}=0.017$ , in linea con i valori indicati in letteratura.

Mentre con  $\rho_\infty$  è indicata la densità atmosferica alla quota di crociera.

### 5.3.3 Velocità massima

Per la velocità di massima può essere adottata una funzione analoga a quella della velocità di crociera, opportunamente modificata con l'immissione di  $V_{max}$  supposta uguale a  $0.9M$ .

$$\frac{T}{W} = \frac{0.5 \rho_\infty V_{max}^2 C_{d0}}{W/S} + \frac{2}{\rho_\infty AR e \pi V_{max}^2} \frac{W}{S}$$

Impostata la velocità massima e relativa quota, un elevato carico alare è necessario affinché non divenga troppo elevato il rapporto spinta-peso. Matematicamente, ciò è dovuto al fatto che il secondo membro della funzione è meno significativo del primo, poiché diviso per il quadrato della velocità.

I punti del piano sopra tale funzione garantiranno il rispetto della velocità massima richiesta.

### 5.3.4 SEP

Il SEP è definito come il massimo eccesso di potenza rapportato al peso dell'aeromobile.

$$SEP = \frac{T - D}{W} V$$

È particolarmente usato in ambito militare e rappresenta la capacità di un velivolo di accelerare o salire rapidamente.

$$\frac{T}{W} = \frac{SEP}{V_\infty} + \frac{0.5 \rho_{SEP} V_{SEP}^2 C_{d0}}{W/S} + \frac{2}{\rho_{SEP} AR e \pi V_{SEP}^2} \frac{W}{S}$$

I termini SEP,  $V_{SEP}$  e  $\rho_{SEP}$  sono dati dai requisiti iniziali.

### 5.3.5 STR

Un aeromobile, durante la virata, non è più in equilibrio con il proprio peso, poiché inclina il vettore portanza dell'angolo di rollio; se quota e velocità non devono variare, il peso deve essere bilanciato da un aumento del  $C_L$  mediante l'angolo di incidenza.

$$\frac{T}{W} = \frac{0.5 \rho_{STR} V_{STR}^2 C_{d0}}{W/S} + \frac{2 n_{STR}^2}{\rho_{STR} AR e \pi V_{STR}^2} \frac{W}{S}$$

La specifica di STR, presente nel requisito iniziale, richiede un fattore di carico massimo ad una certa velocità e quota; quindi viene impostata una determinata velocità di virata.

$$\omega_{STR} = \frac{g \sqrt{(n_{STR}^2 - 1)}}{V_{\infty}}$$

### 5.3.6 ITR

Contrariamente alla virata sostenuta, qui non è richiesto l'obbligo di mantenere quota e velocità, dunque non è più richiesto che sia  $T=D$ ; l'unico limite è il  $C_{Lmax}$  del velivolo, da non superare causa stallo.

$$\frac{T}{W} = \frac{0.5 \rho_{ITR} V_{ITR}^2 C_{Lmax ITR}}{n_{ITR}}$$

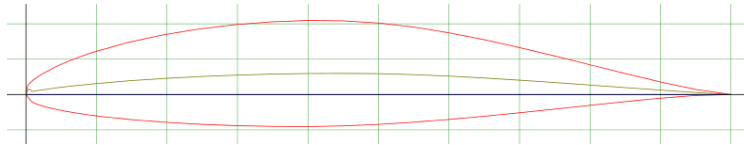
$$\omega_{ITR} = \frac{g \sqrt{(n_{ITR}^2 - 1)}}{V_{\infty}}$$

La stima del massimo coefficiente di portanza del velivolo è necessaria per tracciare il grafico di ITR; per ottenere un valore indicativo deve essere scelto un profilo alare di riferimento.

Il profilo medio, scelto per il velivolo, è un NACA 65<sub>2</sub>-415.

I profili NACA serie-6 sono stati disegnati per ridurre la resistenza aerodinamica, per incrementare il  $C_{Lmax}$  e il Mach critico.

Lo spessore percentuale del 15% è critico per quanto riguarda la resistenza d'onda ad elevati numeri di Mach, tuttavia un profilo come questo è più indicato per velivoli stealth rispetto a profili con curvature meno accentuate e quindi più sottili, per le motivazioni indicate nel capitolo dedicato alla RCS.



**Figura 18** Profilo alare NACA 65<sub>2</sub>-415

Il profilo è caratterizzato da un  $C_{l_{max}}=1.3704$  ad un angolo di incidenza di  $\alpha=19.3^\circ$ .

Il coefficiente massimo di portanza dell'aeromobile è, indicativamente, il 90% di quello del profilo alare scelto.

$$C_{Lmax} = 0.9 C_{l_{max}}$$

La virata deve essere effettuata a Mach 0.8, quindi il coefficiente di portanza deve essere corretto causa comprimibilità del flusso.

$$C_{Lmax ITR} = 0.93 C_{Lmax} = 1.15$$

### 5.3.7 Atterraggio

L'equazione sottostante fornisce la migliore approssimazione per il carico alare in funzione della distanza di atterraggio.

$$\frac{W}{S} = \frac{1}{80} (S - Sa) \sigma (C_{Lmax})_{landing}$$

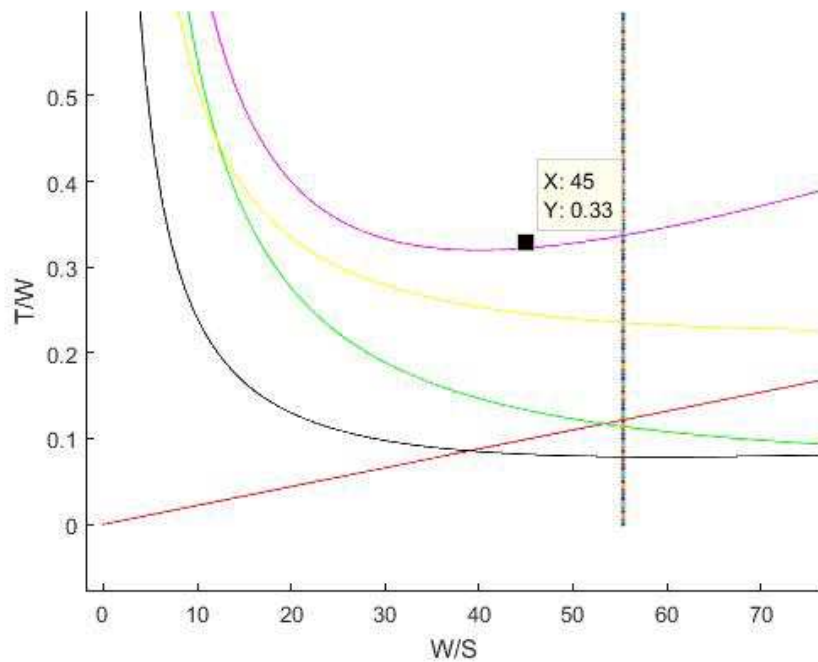
Il termine costante  $Sa$  rappresenta la distanza cui è posto l'ostacolo, ed è preso pari a 40ft, come in letteratura.

Il rapporto di densità è sempre unitario mentre il coefficiente di portanza all'atterraggio è stato stimato, con un valore di 1.7.

Il valore di  $W/S$  trovato numericamente è rappresentato da una retta verticale nel piano: i punti a sinistra di tale retta garantiranno il rispetto dello spazio di atterraggio richiesto.

Stimati tutti i parametri necessari, è possibile realizzare i grafici di progetto.

I sette punti di progetto devono essere scelti considerando un certo margine, ovvero evitando che i parametri  $T/W$  e  $W/S$  si trovino vicini oppure coincidenti con le curve di prestazione; tale margine è cautelativo, poiché, durante le fasi successive del progetto concettuale, è possibile che i parametri stimati inizialmente assumano valori differenti oppure che si verifichi un aumento del peso del velivolo.



**Figura 19** Grafico di progetto: atterraggio (grigio), decollo (rosso), velocità massima (verde), velocità di crociera (nero), SEP (giallo), STR (magenta)

Differenti sono le considerazioni per la scelta del carico alare.

Un carico alare elevato consente di ridurre i costi legati alla realizzazione dell'ala, di minori dimensioni, ed incrementare le prestazioni alle alte velocità, tuttavia devono essere previsti complessi sistemi di ipersostentazione.

I valori scelti sono:

- $T/W=0.33$
- $W/S=45 \text{ lb}/\text{ft}^2$

Valori del tutto comparabili con quelli del X-47B; principale “concorrente” del velivolo in progettazione:  $T/W=0.38$ ,  $W/S=46.2 \text{ lb}/\text{ft}^2$

### 5.3.8 Selezione del propulsore

Alla luce dei risultati ottenuti ne consegue che la spinta necessaria per il decollo sarà  $T=11'640.3 \text{ lbf}$ , e che l'aereo sarà caratterizzato da una superficie alare di  $S=72.82 \text{ m}^2$ .

La scelta del propulsore è legata al requisito iniziale di prestazione, alle sue caratteristiche che possono inficiare o meno sulla RCS .

Il requisito chiedeva un monomotore con una spinta minima di 10'000 lbf, come visto precedentemente il valore di spinta richiesto dal progetto è invece di poco superiore.

La bassa osservabilità impone che il motore sia posto all'interno della fusoliera con prese d'aria d'ingresso e d'uscita collocate sulla parte superiore del velivolo; altro aspetto fondamentale è il by-pass ratio del propulsore, alti valori garantiscono minor traccia termica a fronte di ingombri molto grandi, valori bassi offrono minor dimensioni e quindi facilmente installabili all'interno dell'aereo a scapito della traccia infrarossa.

Per ultimo è opportuno considerare anche la disponibilità sul mercato di un motore che inglobi tutte le qualità volute.

Difficilmente un motore già in produzione è in grado di soddisfare tutti i requisiti, portando ad inevitabili compromessi. Tuttavia optare per un propulsore progettato ex novo proprio per il velivolo in esame richiederà tempi molto lunghi prima dell'effettiva operatività.

Per questo è stato scelto come propulsore uno SNECMA M88 Démonstrateur ECO, il quale si avvicina ai requisiti di spinta e di ingombri minimi.





**Figura 20** Snecma M88 Démonstrateur ECO

| <b>Caratteristiche</b>      | <b>Snecma M88 Démonstrateur ECO</b> |
|-----------------------------|-------------------------------------|
| Spinta (lbf)                | 13'500                              |
| Consumo specifico(kg/daN.h) | 0.8                                 |
| Portata d'aria (kg/s)       | 72                                  |
| Rapporto di compressione    | 27                                  |
| Rapporto di diluizione      | 0.3                                 |
| Lunghezza (mm)              | 3'618                               |
| Diametro d'aspirazione (mm) | 790                                 |
| Massa (kg)                  | 985                                 |

**Tabella 2** Caratteristiche tecniche del propulsore

Terminate le prime fasi del progetto, si riporta di seguito un riassunto dei dati che caratterizzano il velivolo.

|                                  |                       |
|----------------------------------|-----------------------|
| Range                            | 1'100 nm              |
| Loiter                           | 1 h                   |
| Peso massimo                     | 16'000 kg             |
| Peso a vuoto                     | 6'690.1 kg            |
| Peso di combustibile             | 7'059.93 kg           |
| Peso del carico                  | 2'250 kg              |
| Allungamento alare               | 4                     |
| Efficienza massima               | 12.62                 |
| Coefficiente di resistenza       | 0.017                 |
| Coefficiente di portanza massimo | 1.3704                |
| Consumo specifico                | 0.8 1/h               |
| Rapporto di Bypass               | 0.3                   |
| Rapporto Spinta/Peso             | 0.33                  |
| Carico alare                     | 45 lb/ft <sup>2</sup> |
| Superficie alare                 | 72.82 m <sup>2</sup>  |
| Spinta massima                   | 13'500 lbf            |

**Tabella 3** Valori di progetto

## 5.4 Disegno configurazione

Il disegno dell'aeromobile è la fase del progetto concettuale nella quale tutti i dati tecnici, stimati e calcolati durante gli step precedenti, vengono trasformati in geometrie.

Definire una configurazione significa effettuare delle scelte che coinvolgono tutte le principali discipline aeronautiche, nel rispetto dei vincoli indicati nel requisito; forma dell'ala e posizionamento delle superfici mobili, numero dei propulsori, il carrello, le strutture,...

Le scelte relative al velivolo in esame sono condizionate dal requisito di bassa osservabilità radar ed infrarossa.

La configurazione che unisce ottime doti aerodinamiche con una marcata disponibilità alla progettazione stealth è quella dell'ala volante.

Diversi aerei senza coda vennero sperimentati sin dai primi tentativi di sollevarsi dal suolo da parte dei primi pionieri. Tuttavia, la possibilità di sopprimere completamente la fusoliera realizzando una vera e propria ala volante non si presentò che dopo la prima guerra mondiale, quando i progressi nella tecnologia dei materiali resero disponibili ali monoplano sufficientemente robuste.

Il progettista Hugo Junkers brevettò un'idea di trasporto aereo tuttala nel 1910. Egli la considerava una soluzione al problema di realizzare un aereo di linea abbastanza grande da trasportare un adeguato carico di passeggeri caricando anche abbastanza carburante per coprire distanze transatlantiche.

La configurazione tuttala fu studiata approfonditamente negli anni trenta e quaranta, in particolare da Jack Northrop e Cheston Eshelman negli Stati Uniti e da Alexander Lippisch e i fratelli Horten in Germania.

L'interesse rimase vivo fino ai primi anni cinquanta, quando tale configurazione venne proposta per i bombardieri a lungo raggio. I risultati furono insoddisfacenti a causa di innumerevoli problemi tecnici.

L'attenzione per le ali volanti si rinnovò negli anni ottanta per la loro ridotta sezione, che era in grado di garantire una traccia radar potenzialmente molto piccola, rendendole banchi di prova ideali per la tecnologia stealth, le caratteristiche dei tuttala da questo punto di vista sono particolarmente vantaggiose.

Questo approccio condusse nel 1989 al bombardiere Northrop B-2 Spirit, primo ed unico velivolo militare tuttala a prestare servizio.

Con il progredire della tecnologia di controllo *fly by wire* numerosi prototipi sono stati e vengono tutt'ora progettati con la forma di ala volante proprio perché ottima base di partenza per velivoli stealth.

Essendo una configurazione priva di fusoliera, piloni e piani di coda, i principali vantaggi, rispetto ad una configurazione tradizionale, sono la minore superficie bagnata e le strutture più leggere (25%).

In un aereo tuttala, teoricamente, si può ottenere una distribuzione di carico lungo l'apertura alare esattamente uguale a quella di portanza, diminuendo le tensioni di flessione e, di conseguenza, il peso delle strutture.

I principali svantaggi sono legati alla stabilità e controllabilità longitudinale e laterale, causa totale assenza dei piani orizzontali e verticali di coda, compensati con l'adozione di sofisticati FCS (Flight Control System) di ultima generazione.

## 5.5 Progetto ala

Lo scopo di questa sezione è di andare a determinare geometria e coefficienti aerodinamici della struttura alare, i passi da seguire sono i seguenti:

- Valutazione dei coefficienti aerodinamici;
- Scelta dei parametri geometrici dell'ala e calcolo del  $C_{L\alpha}$ ;
- Calcolo del  $C_{Lmax}$  e di  $\alpha_{CLmax}$  dell'ala nelle condizioni di crociera e d'incursione;
- Calcolo  $C_{Lmax}$  con ipersostentatori nelle fasi di decollo ed atterraggio;

La scelta del profilo è un'operazione molto delicata, soprattutto quando si vola in alto regime subsonico ( $M > 0.6$ ). Come annunciato nel paragrafo relativo alla ITR è stato scelto un profilo laminare, cioè che è capace di mantenere il flusso in regime laminare per una percentuale di corda maggiore rispetto ad altri profili, dando ovviamente un vantaggio in

termini di resistenza di attrito. In particolare si è scelto un NACA 65<sub>2</sub>-415, di cui se ne riporta la polare e l'andamento del C<sub>1</sub> nella figura seguente.

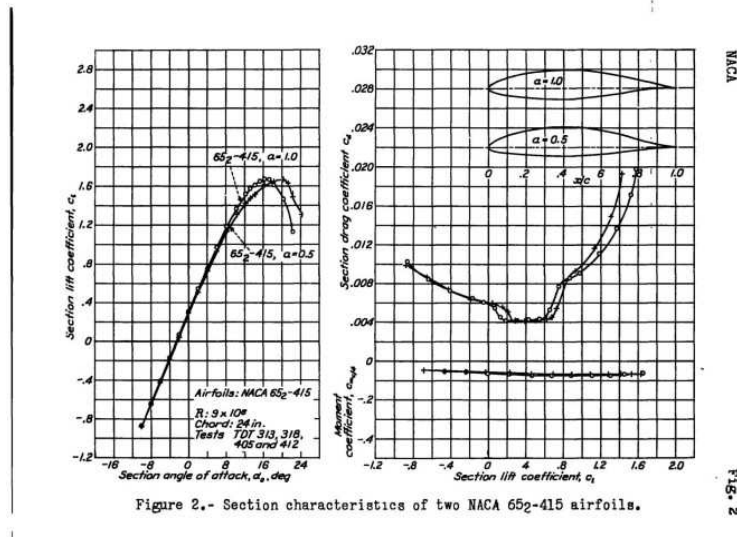


Figura 21 Grafici aerodinamici del profilo

Per rappresentare la forma in pianta dell'ala devono essere calcolate l'apertura alare e la corda alla radice.

Sapendo la superficie alare e avendo scelto AR si può calcolare l'apertura alare come:

$$b = \sqrt{S AR} = 17 \text{ m}$$

Si definiscono ora la freccia alare al bordo d'attacco  $\Lambda_{LE}$ , il rapporto di rastremazione  $\lambda = c_v/c_r$ , l'angolo di diedro  $\Gamma$  e lo svergolamento alare  $\theta$ .

Questi parametri sono di fondamentale importanza per la bassa osservabilità del velivolo, in quanto piccole variazioni di uno di essi portano a risultati molto diversi fra loro.

Angoli di freccia nulli o bassi creano riflessi radar quasi nella stessa direzione del segnale incidente, rapporti fra le corde molto alti aumentano le direzioni di riflessione a causa dei bordi alari non paralleli fra loro.

Lo svergolamento alare è preferibile che sia nullo o che abbia valori molto bassi in modo da avere un bordo d'attacco rettilineo e ben definito. Anche l'angolo di diedro è preferibile che sia nullo o basso perché come

molte volte ripetuto è meglio riflettere un raggio intenso in un'unica direzione, piuttosto che un ventaglio a ridotto contenuto energetico. Ritornando al progetto della pianta alare procediamo calcolando il  $C_{L\alpha}$  dell'ala usando le seguenti formule:

$$C_{L\alpha} = \frac{2\pi AR}{2 + \left[ \frac{AR^2 \beta^2}{\eta^2} \left( 1 + \frac{\tan^2\left(\frac{\Lambda_c}{2}\right)}{\beta^2} \right) + 4 \right]^{0.5}}$$

$$\eta = \frac{Cl_\alpha}{2\pi}$$

$$\beta = \sqrt{1 - M^2}$$

Si procede ora a determinare il coefficiente di portanza massimo dell'ala.

$$CL_{max} = \left( \frac{CL_{max}}{cl_{max}} \right) cl_{max} + \Delta CL_{max}$$

Il rapporto presente nell'equazione è in funzione del parametro  $\Delta y$  proprio del profilo che ne rappresenta l'affilatezza al bordo d'attacco, mentre il termine  $\Delta CL_{max}$  rappresenta il fattore di correzione dovuto a velocità altamente subsoniche.

Ottenuto il coefficiente di portanza è possibile calcolare l'angolo d'attacco relativo a quel  $CL_{max}$ .

$$\alpha_{CLmax} = \frac{CL_{max}}{CL_\alpha} + \Delta\alpha_{CLmax}$$

Anche in questa relazione è presente un fattore correttivo per alti numeri di Mach.

Nella missione richiesta per il velivolo UCAV sono presenti due distinte fasi a diversa velocità: la crociera e l'incursione in territorio nemico; quindi è necessario trovare i valori di angoli e di portanza nei due casi.

Caso analogo per le fasi di decollo e di atterraggio; qui è presente il contributo dei sistemi di ipersostentazione che aumentano il  $C_L$ .

La formula è analoga ma al posto del contributo dovuto al numero di Mach, c'è quello legato ai vari sistemi quali slats o flaps.

$$\Delta CL_{max} = \Delta Cl_{max} \frac{S_w}{S} K_A$$

$$K_A = [1 - 0.08 \cos^2(\Lambda_{c/4})] \cos^{3/4}(\Lambda_{c/4})$$

$$\frac{S_w}{S} = \frac{[2 - (1 - \lambda)(\eta_o + \eta_i)](\eta_o - \eta_i)}{(1 + \lambda)}$$

Per semplicità è stato deciso di dotare il velivolo solo di *slotted flaps* come sistemi d'ipersostentazione e ovviamente di alettoni per il controllo latero direzionale.

Ai fini del calcolo le deflessioni dei flaps sono:

- 15° per il decollo
- 30° per l'atterraggio

Scopo di questo progetto è trovare la configurazione ottima che minimizza la segnatura radar, perciò a partire da questa fase di progetto si è iniziato un procedimento iterativo che porti ad una configurazione tale da avere la miglior RCS possibile.

Il procedimento è articolato come segue:

1. Definizione dei parametri  $\Lambda_{LE}$ ,  $\lambda$ ,  $\Gamma$ ,  $\theta$ ;
2. Disegno del velivolo attraverso software CAD;
3. Calcolo della RCS con software dedicato;
4. Analisi valori RCS, se ritenuti soddisfacenti è possibile continuare il progetto concettuale, se insoddisfacenti variare i parametri del punto 1 e proseguire nuovamente con l'iter.

### 5.5.1 Pofacets

Questo capitolo contiene la descrizione del software usato per il calcolo della RCS del velivolo oggetto della tesi.

Il programma Pofacets utilizza il metodo approssimato Physical Optics per calcolare le correnti superficiali sulle facce dei triangoli che compongono il modello. Esso utilizza le caratteristiche computazionali di Matlab per un efficiente calcolo della RCS.

Pofacets fornisce un comodo strumento per una prima approssimazione della RCS di forme complesse.

Il software calcola la traccia radar sia nel caso monostatico sia bistatico per i parametri specificati dall'utente, visualizzandone i risultati sotto forma di grafici o di tabelle, inoltre include una serie di funzionalità utili per l'importazione o l'esportazione di file CAD e per la presentazione dei risultati.

Il metodo di risoluzione usato non richiede un enorme sforzo computazionale tuttavia i calcoli non comprendono le riflessioni multiple, la diffrazione dei bordi o le onde superficiali. Contributi molto importanti per la stima della vera RCS.

All'esecuzione di Pofacets viene mostrata la schermata principale che racchiude tutte le principali funzioni.

Ci sono tre aree funzionali, codificate in diversi colori: l'area blu si riferisce alla progettazione manuale o grafica di un modello utilizzando l'approccio delle sfaccettature triangolari, l'area verde riguarda il calcolo delle RCS monostatiche o bistatiche di un modello esistente e l'area viola si riferisce alle utilities del programma.

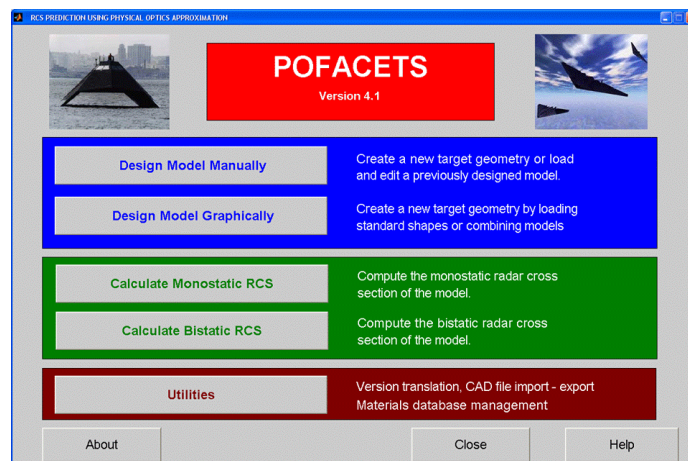
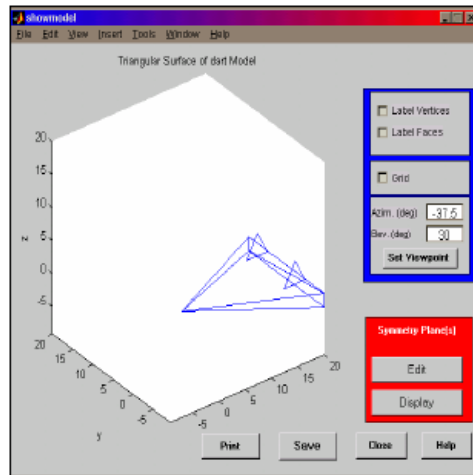


Figura 22 Schermata principale

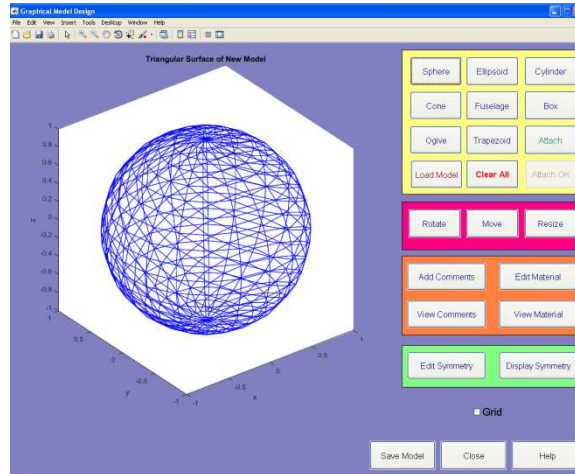
La progettazione manuale consente di disegnare un semplice modello specificandone le coordinate dei vertici o delle facce.





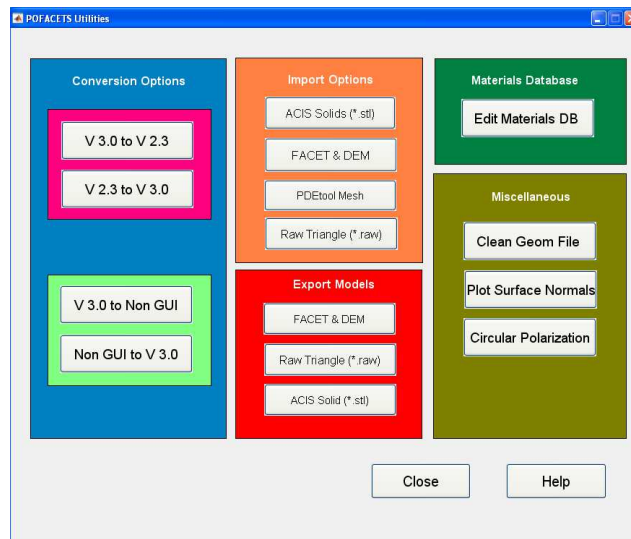
**Figura 23** Disegno manuale degli oggetti

La progettazione grafica invece consente di realizzare forme più complesse fino ad ottenere la configurazione voluta. Da sottolineare che maggiore è il numero dei triangoli costituenti la mesh, maggiore sarà il livello di precisione dei risultati finali.



**Figura 24** Progettazione grafica di oggetti partendo da forme canoniche

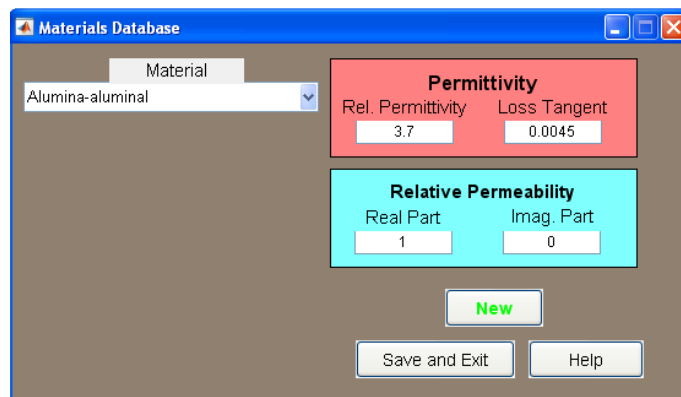
Come appena visto il programma permettere di disegnare il modello al suo interno, ma per livelli di mesh più rifiniti e per facilità di esecuzione è possibile disegnare un oggetto con l'ausilio di un classico software CAD ed importarlo all'interno di Pofacets con le funzioni presenti nella schermata Utilities.



**Figura 25** Schermata utilities

In questa schermata è presente anche la funzione che consente di modificare il materiale di cui è fatto l'oggetto.

Il database è molto fornito, i materiali spaziano dall'alluminio al kevlar, al teflon, con la facoltà di crearne di nuovi con caratteristiche proprie.



**Figura 26** Caratteristiche del materiale

Come visibile nella figura precedente le caratteristiche intrinseche dei materiali sono:

- Permittività elettrica: quantifica la tendenza del materiale dielettrico a contrastare l'intensità del campo elettrico presente al suo interno;

- Permeabilità magnetica: grandezza fisica che esprime l'attitudine del materiale a magnetizzarsi in presenza di un campo magnetico;
- Magnetic loss tangent: definita come il rapporto fra la parte immaginaria e la parte reale della permeabilità.

Per le prove che verranno effettuate si è scelto di usare una RAM composta al 50% di ferrite MnZn. La scelta della percentuale è del tutto arbitraria.

Poiché le proprietà dipendono dalla frequenza del segnale incidente è opportuno scegliere la banda di frequenza a cui effettuare i test.

I radar operano su diverse bande di frequenza in base al compito richiesto, i radar denominati “*Search & Track*” (ricerca e inseguimento dell’obiettivo) operano nelle bande L, S, C e X.

Poiché il metodo di risoluzione usato dal programma opera nella “regione ottica” ( dimensioni dell’oggetto molto maggiori della lunghezza d’onda del segnale) e che i principali radar da scoperta in dotazione nelle principali forze armate operano in banda L e S, è stato deciso di effettuare i test di RCS alla frequenza di 2 GHz.

|                |              |
|----------------|--------------|
| HF             | 3-30 MHz     |
| VHF            | 30-300 MHz   |
| UHF            | 300-1000 MHz |
| L              | 1 - 2 GHz    |
| S              | 2 - 4 GHz    |
| C              | 4 - 8 GHz    |
| X              | 8 - 12 GHz   |
| K <sub>u</sub> | 12 -18 GHz   |
| K              | 18 - 27 GHz  |
| K <sub>a</sub> | 27 - 40 GHz  |
| V              | 40 - 75 GHz  |
| W              | 75 - 110 GHz |

**Tabella 4** Bande di frequenza

Scelta la frequenza le proprietà del materiale sono le seguenti:

Permittività=6.25  
 Re(permeab.)=1.45  
 Im(permeab.)=0.8  
 Loss tangent=0.55

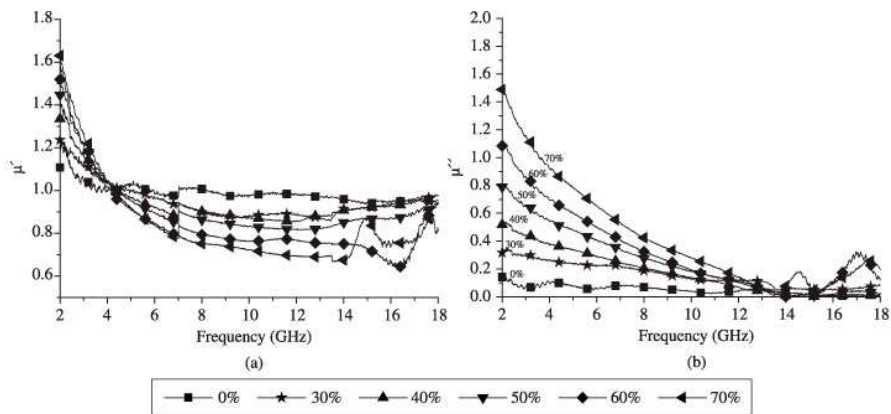


Figura 27 Permeabilità magnetica

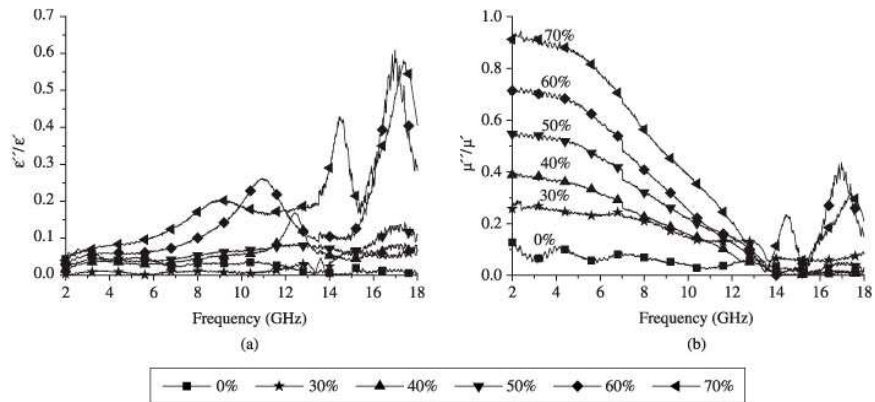
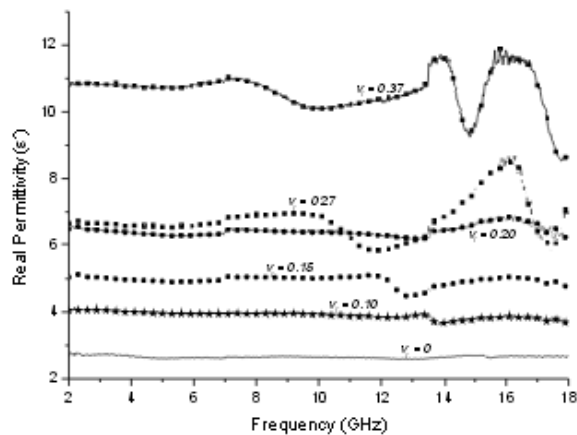


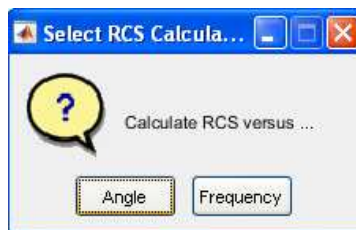
Figura 28 Magnetic loss tangent



**Figura 29** Permittività relativa

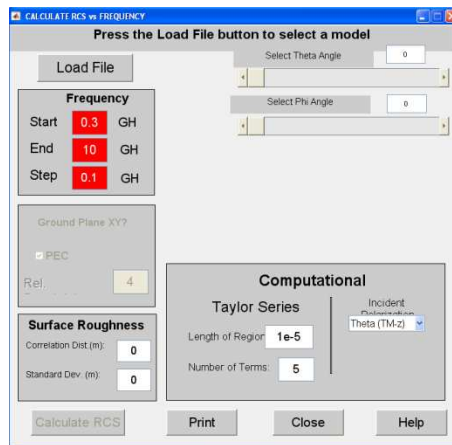
Impostato il materiale, adesso è possibile calcolare la RCS monostatica o bistatica usando le rispettive funzionalità.

Prima di accedere alla schermata di controllo il software chiede rispetto a quale variabile s'intende calcolare la RCS. Sono presenti due opzioni, la RCS in funzione dell'angolo (angolo di elevazione e di azimut intorno al velivolo) oppure in funzione di un range di frequenze scelto dall'utente.



**Figura 30** Opzioni per il calcolo della RCS

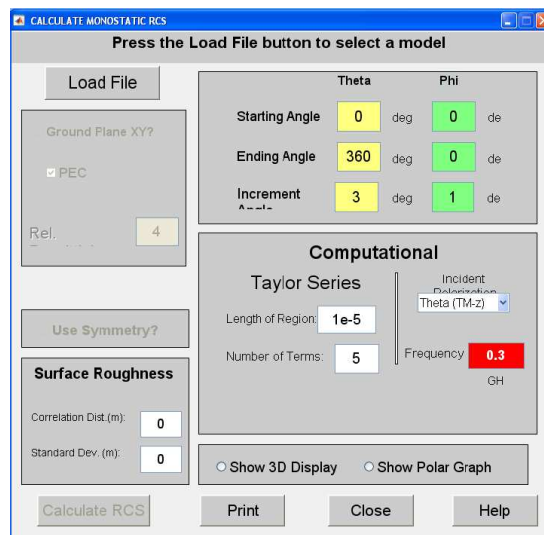
Scegliendo la seconda possibilità, la RCS è calcolata solo in un punto indicato dall'operatore, cosa non consona allo studio a 360° del velivolo, inoltre si deve ricordare che cambiando la frequenza variano anche i parametri elettro-magnetici del materiale (Fig. 31)



**Figura 31** Schermata RCS vs. frequenza

Poiché è necessario determinare la RCS in tutte le direzioni intorno all'aereo si opta per la RCS in funzione degli angoli; nella schermata è possibile indicare il range di angoli per il quale viene determinata la traccia radar.

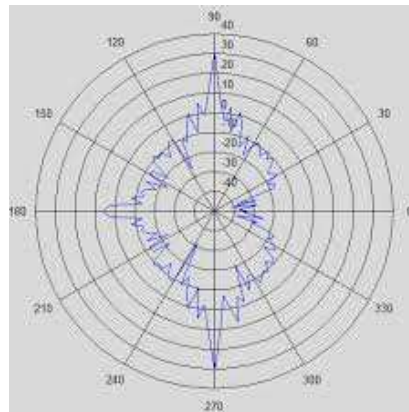
Sempre in questa schermata è possibile indicare la frequenza del segnale, modificare la polarizzazione dell'onda elettromagnetica, modificare la lunghezza della serie di Taylor, includere l'effetto suolo e indicare la rugosità superficiale della superficie esterna del velivolo.



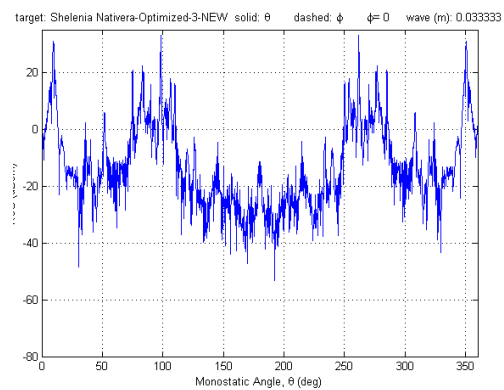
**Figura 32** Schermata RCS vs. angoli

Una volta impostati i valori voluti si può procedere al calcolo della RCS.

I risultati sono presentati sotto forma di grafici polari o lineari, oppure sotto forma di tabelle indicanti il singolo valore per ogni punto dell'oggetto in esame.



**Figura 33** Esempio di grafico polare



**Figura 34** Esempio di grafico lineare

Ritornando al progetto concettuale, dopo aver descritto il software, per iniziare il ciclo iterativo di studio della segnatura radar è necessario definire i parametri geometrici dell'ala.

### 5.5.2 Primo caso

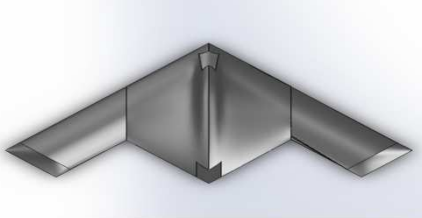
Come caso iniziale sono stati scelti dei parametri che rispecchiassero il più possibile l'aereo stealth tuttala per eccellenza, il bombardiere B2.

Come per il B2, l'UCAV oggetto di tesi ha una freccia alare di  $35^\circ$ , una rastremazione pari ad uno (ala quadra) e con svergolamento e angolo di diedro nulli.

Scegliendo  $\lambda=1$  la corda alare diviene:  $c = \frac{S}{b} = 4.3\text{m}$

Per minimizzare la RCS, l'estremità alare e il bordo d'uscita della zona centrale a diamante sono stati disegnati paralleli ai bordi d'entrata alari.

La vista in pianta del velivolo è mostrata nella seguente immagine.



**Figura 35** Vista in pianta della configurazione 1

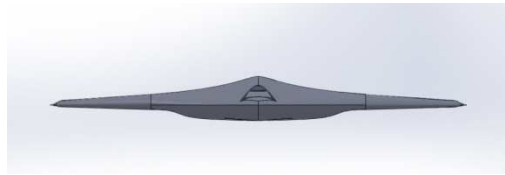
L'aspetto della parte centrale del velivolo è stata disegnata con curve a raggio variabile tenendo conto della presenza di baie interne per gli armamenti e dell'aerodinamica dell'aereo.

La zona inferiore del velivolo, dove saranno collocati gli sportelli delle baie, è caratterizzata da un profilo piano leggermente convesso in modo da non far rimbalzare il segnale, proveniente dal basso, in un'unica direzione come farebbe invece una superficie completamente piatta.

Per quanto riguarda la parte superiore è prevista una "gobba" accentuata in corrispondenza della presa d'aria e del propulsore.

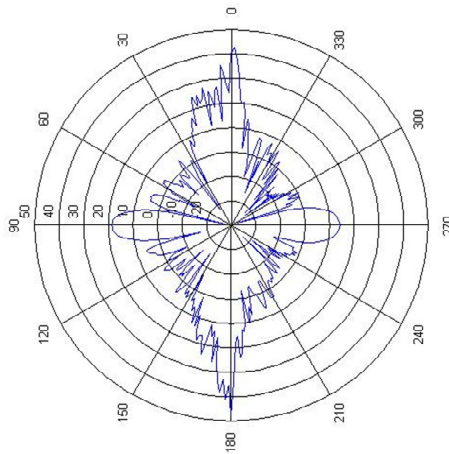
Le prese d'aria e lo scarico sono state disegnate seguendo il principio per cui il segnale non deve mai vedere il propulsore, quindi sono caratterizzate da curvature, restrizioni e allargamenti. Poiché lo scopo principale della tesi è la ricerca della minima traccia radar non è stata data particolare attenzione all'efficienza aerodinamica delle varie componenti del velivolo, infatti prese d'aria con marcata curvatura sono inefficienti aerodinamicamente ma offrono ottimi risultati per la RCS.





**Figura 36** Vista frontale della configurazione 1

Importato il disegno in Pofacets, e calcolato la RCS sui tre piani dello spazio euclideo (piani superiore, frontale e laterale) , i risultati ottenuti sono i seguenti:



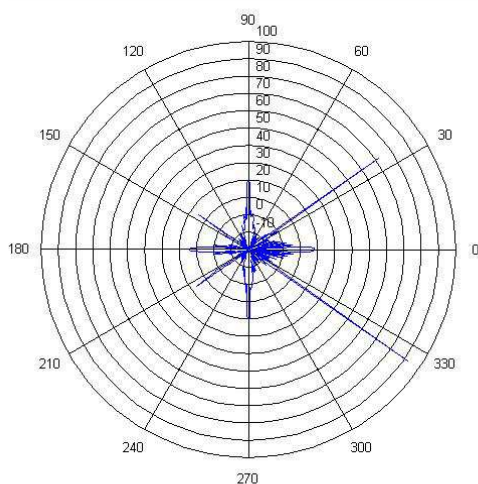
**Figura 37** RCS piano laterale della configurazione 1

Il grafico precedente riporta la segnatura radar sul piano di elevazione con la parte dell'aereo posizionata a  $270^\circ$  (avendo disegnato il velivolo nella normale posizione parallela al terreno, il software durante il calcolo invia il segnale radar fittizio dall'alto, e quindi tutti i grafici risultano orientati diversamente dal disegno).

Dal grafico è possibile notare i due lobi dovuti alle presa d'aria anteriore e allo scarico posteriore, entrambi con valori massimi prossimi a 20dB.

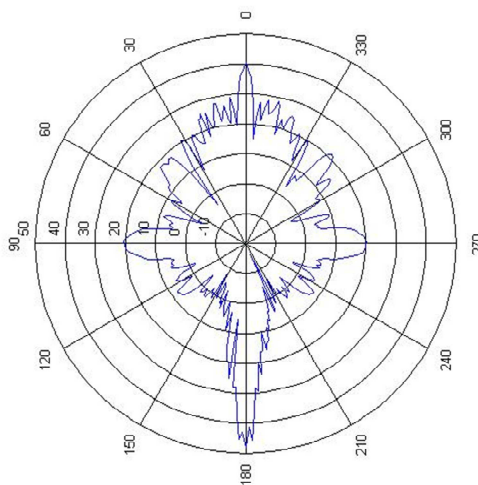
Ovviamente se il radar ricevente è posizionato inferiormente (angolo  $180^\circ$ ) o superiormente ( $0^\circ$ ) il segnale di ritorno è massimo con valori compresi fra 40 e 50dB. Perciò come spesso ripetuto è opportuno che il velivolo in una missione reale non sorvoli mai direttamente i radar avversari.

La Fig. 38 mostra la RCS sul piano azimutale con il muso del velivolo posto a  $180^\circ$ . Dall'immagine si possono notare facilmente i picchi di segnale perpendicolari ai vari bordi alari che raggiungono cifre molto alte (90dB) per un aereo stealth.



**Figura 38** RCS piano azimutale della configurazione 1

Per quanto riguarda il piano frontale (Fig. 39) si notano i picchi dovuti alla parte inferiore e superiore e ai lobi, dati dalle estremità alari. Da osservare come il segnale riflesso dalla zona inferiore sia più concentrato rispetto alla parte superiore poiché la zona inferiore ha una curvatura molto meno accentuata rispetto all'altra.



**Figura 39** RCS piano frontale della configurazione 2

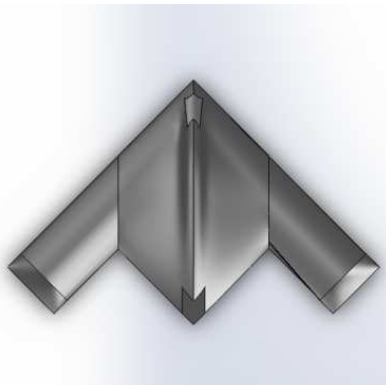
Dalle osservazioni fatte e dai valori di RCS molto elevati, ricordando che un velivolo stealth è caratterizzato da RCS=-30 dB nelle zone critiche (zona anteriore...), si può affermare che una configurazione come questa non garantisce una bassa osservabilità come da requisito.

### 5.5.3 Secondo caso

Ricordando l'algoritmo del procedimento iterativo, ritenuti non soddisfacenti i risultati del primo caso, saranno cambiati i parametri alari. Viene modificato un parametro alla volta in quanto la RCS è molto suscettibile alle piccole variazioni, è opportuno trovare la miglior risposta radar a quel dato parametro tenendo gli altri invariati, una volta trovato si procede a modificarne un altro mantenendo costanti i restanti.

Gli angoli di diedro e di svergolamento sono sempre nulli, la rastremazione alare rimane invariata mentre l'angolo di freccia passa a 45°.

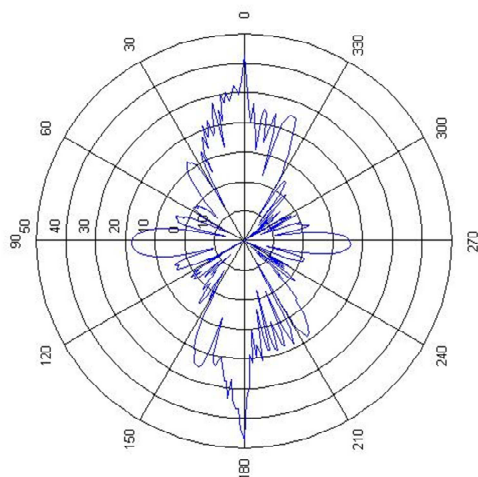
Il disegno del velivolo ripresenta tutti gli accorgimenti progettuali descritti precedentemente, la vista in pianta è la seguente:



**Figura 40** Vista in pianta della configurazione 2

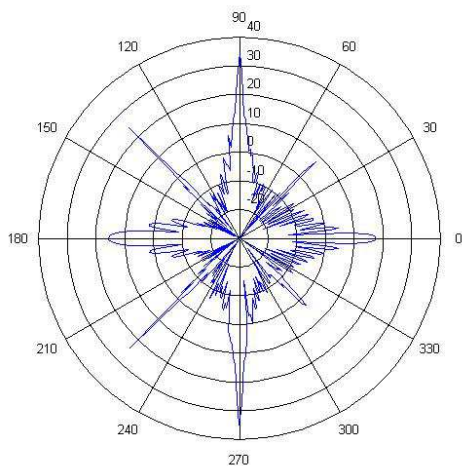
Il grafico della traccia radar sul piano dell'elevazione (Fig. 41) non mostra evidenti cambiamenti rispetto al caso precedente, in quanto la modifica si concentra solo sulla zona alare mantenendo inalterato il profilo trasversale della "fusoliera" (i velivoli tuttala non hanno una vera

e propria fusoliera, ma per comodità e semplicità con tale termine viene intesa la zona centrale del velivolo, quella che incorpora tutti i sistemi principali).



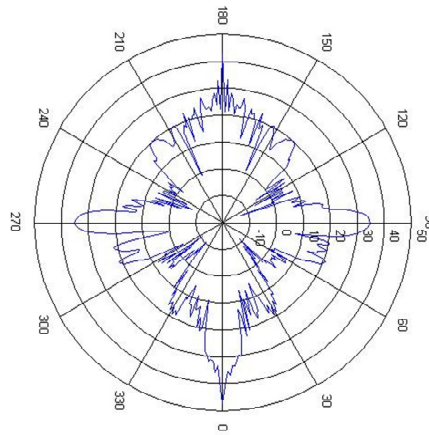
**Figura 41** RCS piano laterale della configurazione 2

Il maggiore riscontro sulla modifica apportata si nota nel piano azimutale (Fig. 42) dove i picchi di segnale, dovuti ai bordi delle ali, sono di minor intensità, con un abbattimento di circa 60dB.



**Figura 42** RCS piano superiore della configurazione 2

Pure per il piano frontale, mostrato nell'immagine seguente, i valori sono pressochè gli stessi, con un leggero aumento dei valori in prossimità dell'estremità alari.



**Figura 43** RCS piano frontale della configurazione 2

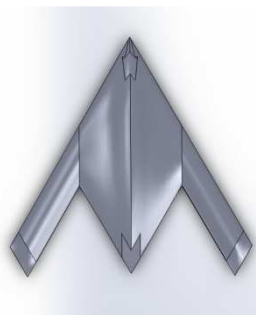
Anche in questo caso i valori sono alti, soprattutto sono inaccettabili i picchi dovuti ai bordi alari.

Procedendo iterativamente con l'aumentare la freccia alare otterremo valori tipici di velivoli intercettori capaci di velocità supersoniche.

L'UCAV del progetto è subsonico con capacità di sorveglianza, quindi frecce alari troppo alte comprometterebbero le prestazioni in fase di loiter, per questo come ultima modifica da apportare alla freccia, è stato deciso di adottare lo stesso valore del Dassault nEUROn e del Northrop Grumman X-47B, 60°.

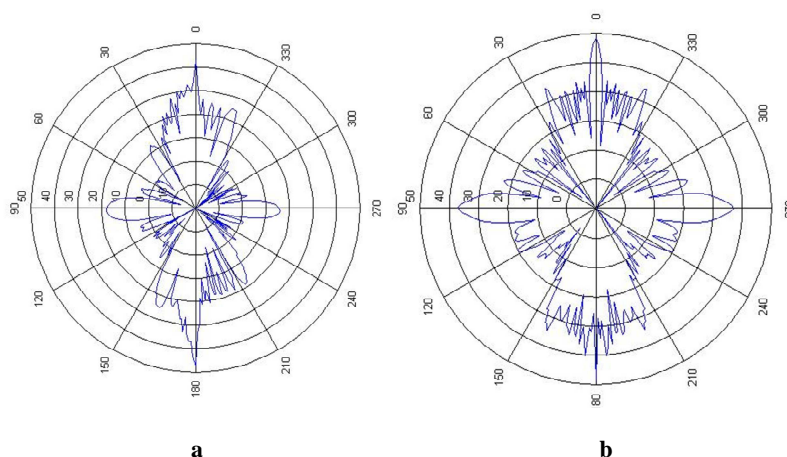
### 5.5.4 Terzo caso

Come accennato precedentemente la freccia alare per questa configurazione è stata portata a 60° mantenendo inalterati gli altri parametri.



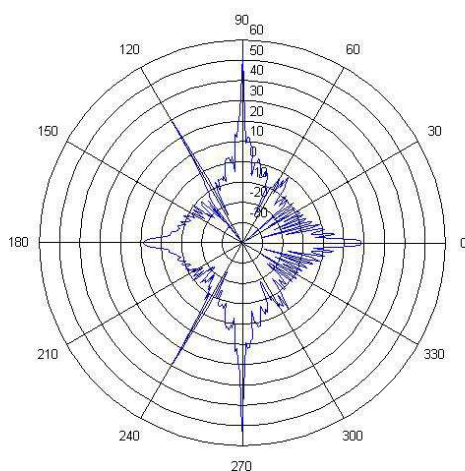
**Figura 44** Vista in pianta della configurazione 3

Poiché il profilo laterale e frontale sono invariati i rispettivi grafici della RCS non subiscono apprezzabili modifiche rispetto ai casi precedenti, caratterizzati sempre dai lobi delle cavità (Fig.45a) e quelli delle estremità alari (Fig.45b).



**Figura 45** RCS piano laterale (a) e frontale (b) della configurazione 3

Il sostanziale miglioramento si ha sul piano azimutale con la scomparsa dei picchi di segnale dovuti ai bordi d'uscita (angoli  $60^\circ$  e  $300^\circ$  in Fig.46), tuttavia si riscontra un incremento di circa 10dB in direzione perpendicolare al piano laterale del velivolo, dovuto probabilmente alle pareti della presa d'aria e dello scarico visibili lateralmente a causa della maggiore freccia alare.



**Figura 46** RCS piano superiore della configurazione 3

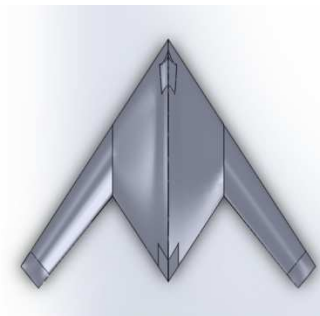
### 5.5.5 Quarto caso

È inopportuno incrementare ulteriormente la freccia alare per i motivi sopra descritti, perciò mantenendola invariata e non considerando i valori di diedro e di svergolamento, sempre nulli, si modifica la rastremazione alare.

I casi precedenti avevano rastremazione nulla, cioè la corda alla radice e all'estremità era la stessa ( $\lambda=1$ ). Come valore di prova si sceglie  $\lambda=0.5$  che porta a valori di corda:

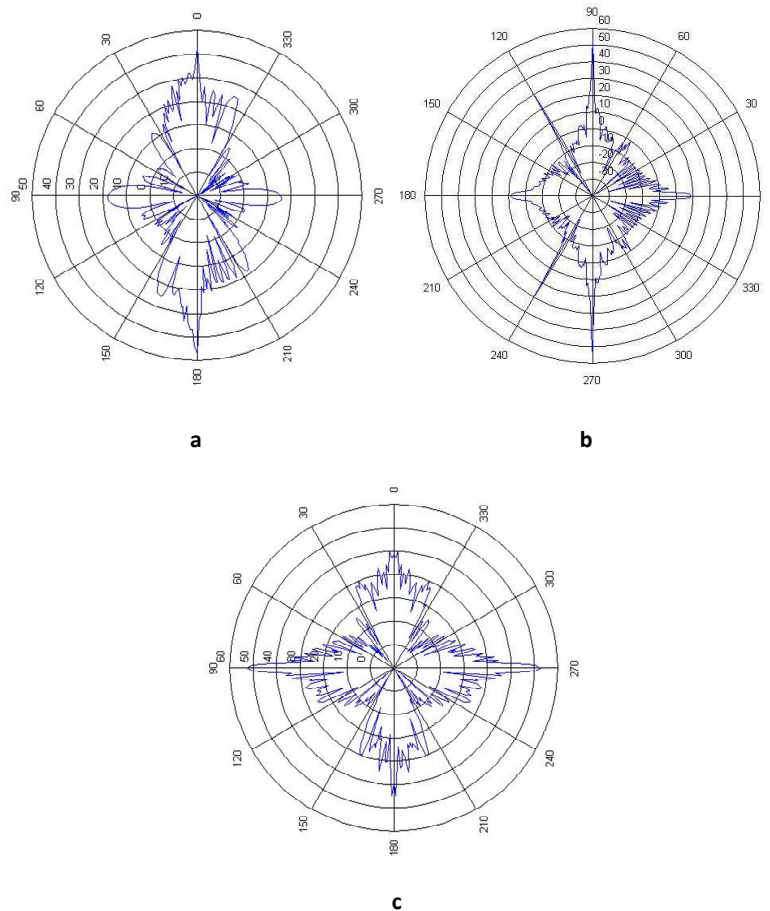
$$c_{\text{root}} = \frac{S}{(1 + \lambda) \frac{b}{2}} = 5.7\text{m}$$

$$c_{\text{tip}} = c_{\text{root}} \lambda = 2.8\text{m}$$



**Figura 47** Vista in pianta della configurazione 4

I grafici della RCS nel piano laterale e superiore (Fig.48 a-b), sono del tutto identici alla terza prova, questo risultato porta a perplessità sull'effettiva capacità di calcolo del software Pofacets, mentre la figura 48 c varia seppur di poco.



**Figura 48** RCS piano laterale (a), superiore (b) e frontale (c) della configurazione 4

Da un cambiamento di  $\lambda$  ci si aspetterebbe risposte al segnale incidente diverse, poiché i bordi di entrata e di uscita non sono più paralleli fra loro, e per la teoria della stealthiness avere differenti direzioni di propagazione è peggiore che averne una sola, come nel caso di ali a rastremazione nulla.

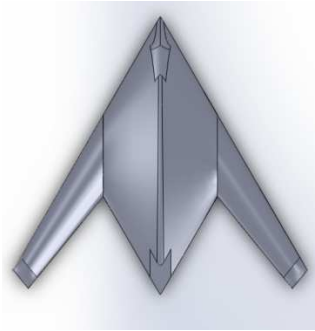
### 5.5.6 Quinto caso

Supponendo che i risultati di questa nuova prova siano coerenti con la realtà, e che il programma non sbagli nel calcolo, è opportuno modificare la rastremazione per verificare che i risultati precedenti non siano affetti da errori.



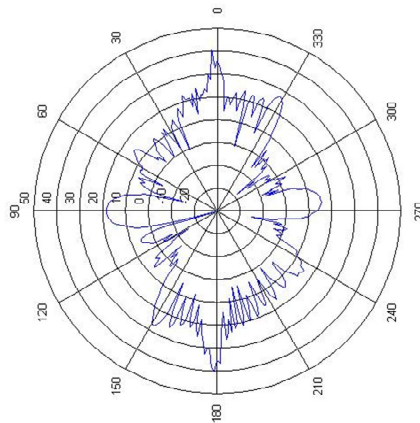
Con la nuova configurazione la rastremazione è portata a  $\lambda=1/3$  e le corde diventano:

$$c_{\text{root}} = 6.4\text{m} , c_{\text{tip}} = 2.13\text{m}$$



**Figura 49** Vista in pianta della configurazione 5

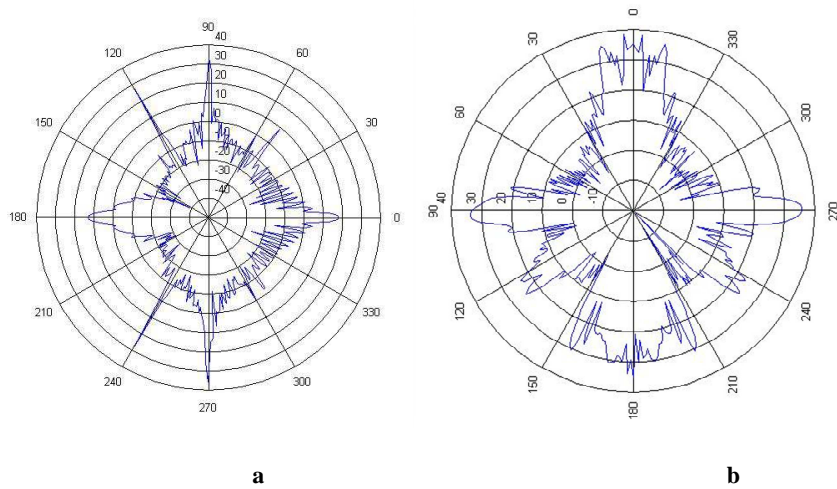
Ricordando che il profilo della fusoliera rimane identico in tutte le configurazioni, il grafico nel piano laterale presenta molte similitudini con i precedenti.



**Figura 50** RCS piano laterale della configurazione 5

Nel piano azimutale (Fig.51 a) sono presenti i picchi dovuti ai bordi d'uscita delle ali, tuttavia in questo caso i due picchi sono di diverso valore; essendo il velivolo simmetrico sul piano longitudinale la RCS deve essere simmetrica, di conseguenza si rafforza di più l'ipotesi che i risultati siano effetti da errori.

Il piano frontale (Fig.51 b) presenta una riduzione di circa 20dB in direzione laterale e una leggera riduzione nella zone superiore e inferiore.



**Figura 51** RCS piano superiore (a) e frontale (b) della configurazione 5

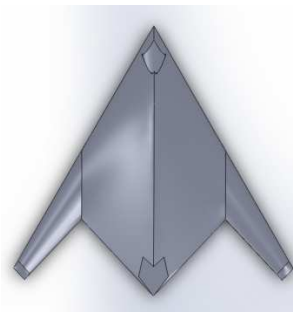
### 5.5.7 Sesto caso

I valori medi di RCS sono sempre alti, non compatibili con UCAV completamente stealth, perciò continuando col procedimento iterativo si modifica ulteriormente la rastremazione alare portandola al valore di  $\lambda=0.25$ .

Le corde alla radice e all'estremità sono rispettivamente:

$$c_{\text{root}} = 6.83\text{m} , c_{\text{tip}} = 1.7\text{m}$$

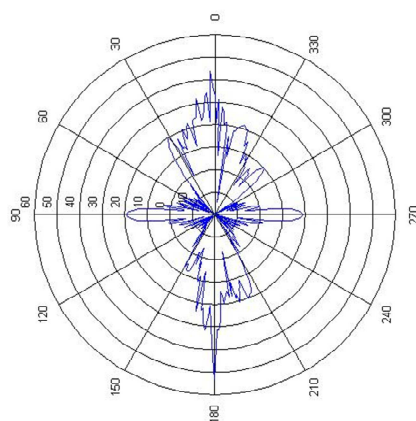
La configurazione si presenta come in Fig. 52 caratterizzata da ali snelle e rastremate.



**Figura 52** Vista in pianta della configurazione 6

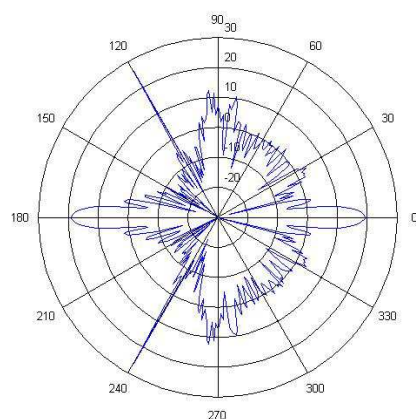
Memori dei grandi lobi dovuti alle cavità dei casi precedenti, in questa configurazione si è cercato di snellirli (non potendo cambiare il valore massimo poiché collegato alla cavità stessa) disegnando dove possibile, pareti leggermente divergenti fra loro, evitando raccordi circolari pur mantenendo sempre l'andamento curvilineo della presa d'aria e dello scarico, in modo che il propulsore non venga intercettato direttamente dal segnale radar.

Questi accorgimenti portano ad un effettivo restringimento dei lobi visibili in Fig.53.



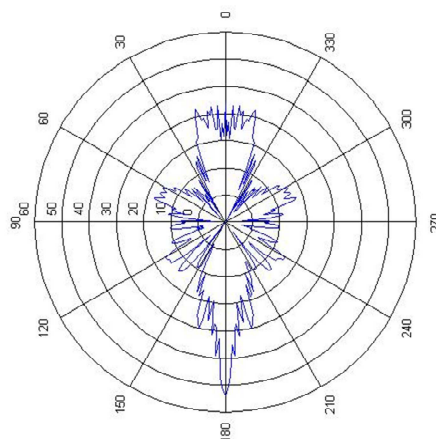
**Figura 53** RCS piano laterale della configurazione 6

Il nuovo valore di  $\lambda$  porta all'annullamento dei picchi della zona posteriore, inoltre porta una consistente riduzione in direzione laterale di circa 20dB (Fig.54).



**Figura 54** RCS piano superiore della configurazione 6

Anche sul piano frontale (Fig.55) si riscontrano riduzioni di RCS per ampi range di angoli, soprattutto lateralmente dove sono collocate le estremità alari, molto piccole in questa particolare configurazione.



**Figura 55** RCS piano frontale della configurazione 6

Questa configurazione garantisce finora gli esiti migliori, tuttavia le differenze di alcuni risultati dalla teoria, la presenza di errori di calcolo di Pofacets (grafici asimmetrici), la difficoltà di raggiungere valori bassi di RCS (i velivoli stealth hanno  $RCS = -30dB$ ) causato dall'impossibilità di specificare lo spessore del RAM e di introdurre le RAS, e il fatto che non è possibile in questo lavoro di tesi eseguire un'infinità di prove modificando ogni volta i parametri caratteristici dell'ala (lo studio sulla stealthiness richiede grandi potenze di calcolo, software allo stato dell'arte, prove sperimentali in camere anecoiche, tutto ciò è impossibile per un lavoro di una semplice tesi), portano alla volontà di considerare la prova numero sei come la configurazione ottima che garantisce la minima traccia radar.

Terminando il procedimento iterativo che porta alla definizione dei parametri della configurazione ottima, si procede col calcolo dei coefficienti aerodinamici di portanza.

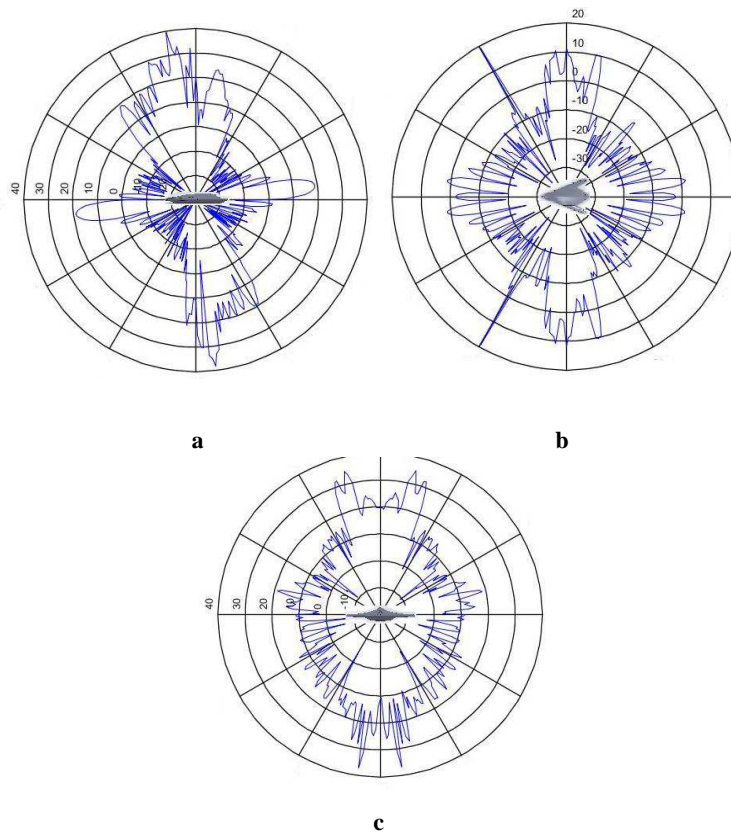
Ricordando le relazioni espresse ad inizio capitolo si determinano i coefficienti nelle diverse fasi di volo. I valori sono riportati nella tabella seguente.

|                             |              |
|-----------------------------|--------------|
| $C_{Lmax-cruise}$           | 0.64         |
| $\alpha_{max-cruise}$       | $6.78^\circ$ |
| $C_{Lmax-dash\ in/out}$     | 0.53         |
| $\alpha_{max-dash\ in/out}$ | $3^\circ$    |
| $C_{Lmax-take\ off}$        | 0.82         |
| $C_{Lmax-landing}$          | 2.8          |

**Tabella 5** Coefficienti di portanza

Sapendo gli angoli d'incidenza è opportuno ricalcolare la RCS non più per un velivolo parallelo al terreno ma inclinato di un determinato angolo.

I grafici di RCS ottenuti sono leggermente differenti da quelli della configurazione definitiva vista in precedenza; un esempio, i lobi dovuti alle cavità sono inclinati di  $\alpha_{max-cruise}$  (Fig.56 a), è presente una riduzione media della traccia radar sul piano frontale (Fig.56 c), dovuto al fatto che l'ampia superficie superiore non è più perfettamente perpendicolare al segnale incidente.



**Figura 56** RCS piano laterale (a), superiore (b) e frontale (c) della configurazione definitiva in condizione di crociera

## 5.6 Stima resistenza

La stima più accurata del  $C_{d0}$  può essere effettuata, definito il disegno dell'aeromobile, seguendo la formula di Picardi; il nuovo valore ottenuto consentirà di realizzare la polare del velivolo.

La stima del  $C_{d0}$ , in regime subsonico, è ottenuta sommando la resistenza parassita di ogni singolo elemento che costituisce l'aeromobile: per ognuno di essi viene moltiplicato il coefficiente di attrito relativo alla lastra piana ( $C_f$ ), il fattore di forma che stima la resistenza di pressione causata dalla separazione del flusso (FF), il coefficiente di interferenza (Q) e la superficie bagnata ( $S_{wet}$ ).

La resistenza riguardante i carichi esterni ( $C_{dmisc}$ ) ed alle protuberanze ( $C_{dL\&P}$ ), se presenti, sono sommati come contributi indipendenti.

$$C_{d0} = \frac{\sum(C_{fi} FF_i Q_i S_{wet i})}{S_{ref}} + C_{d misc} + C_{d L\&P}$$

Consideriamo il flusso d'aria, che investe le superfici dell'aereo, sia in regime turbolento, ovvero con un numero di Reynolds compreso fra  $10^6$  e  $10^9$ .

Il numero di Reynolds è calcolato per ogni condizione di volo e per ogni componente in base alla sua lunghezza caratteristica.

Tale numero serve per il calcolo del coefficiente di frizione in regime turbolento:

$$C_{f \text{ turbolento}} = \frac{0.455}{(\log Re)^{2.58}} ; 10^6 < Re < 10^9$$

Il velivolo UCAV, essendo una configurazione tuttala, presenta due soli elementi all'interno della sommatoria, cioè ala e presa d'aria del propulsore.

Si suppone che la presa d'aria sia progettata e disegnata in modo da offrire minor resistenza possibile, considerando anche le sue ridotte dimensioni si omette dalla stima del  $C_{d0}$  (il suo contributo è basso, in un'analisi più dettagliata dell'aerodinamica dovrà essere considerato).

Sebbene non siano presenti carichi esterni e protuberanze, le discontinuità superficiali relative alle superfici di controllo ed ai pannelli delle baie e del carrello devono essere considerate: è stato pertanto introdotto un fattore correttivo (K) del 10%.

Il fattore di forma FF dipende dalla geometria dell'ala, in particolare dipende dalla posizione relativa dello spessore massimo, dalla freccia alare in corrispondenza dello spessore massimo e infine dalla percentuale dello spessore in relazione alla corda alare.

$$FF = \left[ 1 + \frac{0.6}{(x/c)_m} \left( \frac{t}{c} \right) + 100 \left( \frac{t}{c} \right)^4 \right] [1.34M^{0.18}(\cos\Lambda_m)^{0.28}]$$

Le formule fin qui descritte permettono di ricavare la resistenza  $C_{d0}$  con un profilo alare “pulito” ovvero senza deflessione dei sistemi di ipersostentazione.

Volendo determinare la resistenza anche nelle fasi di decollo e di atterraggio occorre aggiungere alla formula del  $C_{d0}$  il contributo dato dai flap e dai carrelli di atterraggio.

La resistenza dei carrelli di atterraggio è ottenuta da curve per la stima della “*drag area*” dipendente da  $W_{TO}$ .

$$\Delta C_{d0, \text{landing gear}} = 4.05 \times 10^{-30} W_{TO}^{0.785} / S$$

Per quanto riguarda i flap è stato usato il metodo che mette in relazione la resistenza con l'ampiezza dei flap (D), l'apertura alare (b) e la deflessione degli ipersostentatori  $\delta_{flap}$  (10° per il decollo, 15° per l'atterraggio).

$$\Delta C_{d0} = 0.0023 \frac{D}{b} \delta_{flap} \text{ (slotted)}$$

La resistenza a portanza nulla è stata calcolata nelle differenti condizioni di volo: decollo, crociera, incursione e atterraggio con le loro relative velocità.

| <b>Condizioni di volo</b> | <b>C<sub>d0</sub></b> |
|---------------------------|-----------------------|
| Crociera                  | 0.00723               |
| Dash in/out               | 0.0093                |
| Decollo                   | 0.022                 |
| Atterraggio               | 0.024                 |

**Tabella 6** Coefficienti di resistenza a portanza nulla

La resistenza indotta nasce dal fatto che siamo alla presenza di ali di lunghezza finita e non infinita, ciò produce un aumento della resistenza del velivolo proporzionale al quadrato del coefficiente di portanza C<sub>L</sub>.

La formula usata nei calcoli è la seguente:

$$C_{di}=k C_L^2$$

Con k è indicato il rapporto:  $k=1/(Ae\pi)$ , A è l'allungamento alare ed "e" è il fattore di Oswald preso pari a 0.85.

Di seguito è riportata la tabella con i valori di resistenza indotta:

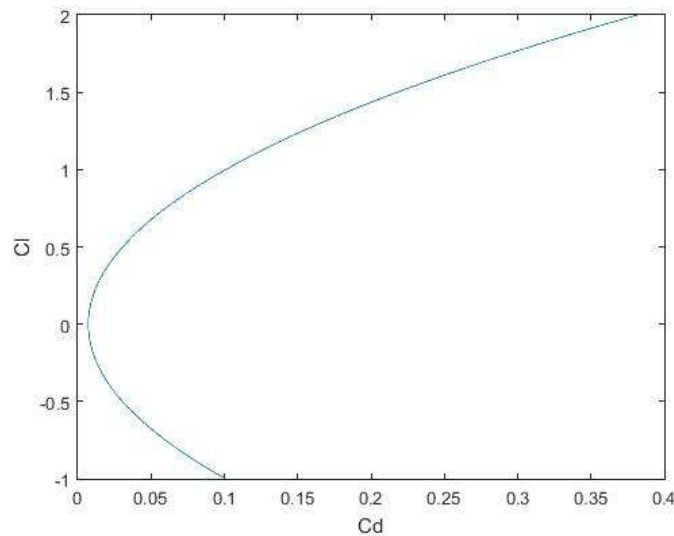
| <b>Condizioni di volo</b> | <b>C<sub>d,i</sub></b> |
|---------------------------|------------------------|
| Crociera                  | 0.0381                 |
| Dash in/out               | 0.044                  |
| Decollo                   | 0.077                  |
| Atterraggio               | 0.26                   |

**Tabella 7** Coefficienti di resistenza indotta



Una volta trovate le resistenze indotte è possibile graficare l'andamento della resistenza totale in funzione della portanza, così facendo si trova la polare del velivolo nella fase di crociera.

$$C_D = C_{D0} + k(C_L)^2$$



**Figura 57** Polare fase di crociera

La polare della fase d'incursione non è presente poiché alla velocità di  $M=0.8$  si genera un ulteriore tipo di resistenza, quella d'onda.

La resistenza d'onda s'instaura quando la velocità del fluido sul dorso del profilo alare (zona di massima velocità) raggiunge o supera la velocità del suono locale.

Quindi è necessario per questa condizione di volo, dove si raggiungono velocità elevate fino a  $M=0.8$ , determinare a che velocità del velivolo si viene a creare la condizione di  $M=1$  sul profilo.

Per un profilo NACA 65<sub>2</sub>-415 il numero di Mach critico è pari a:

$$M_{cr} = 0.67$$

Tuttavia la resistenza d'onda comincia a fare effetto solo ad una velocità, denominata “*drag divergent Mach number*”, poco superiore alla velocità critica:

$$M_{DD} = M_{cr} + 0.08$$

Trovato  $M_{DD}$  lo sottraiamo alla velocità di dash in/out per poter determinare l'incremento di resistenza  $\Delta C_d$  corrispondente, attraverso la curva di correzione per la comprimibilità del profilo alare. Correggendo il valore dell'incremento di resistenza con la freccia alare, calcolata ad un quarto di corda, si ottiene il valore finale della resistenza d'onda:

$$(\Delta C_D)_{\Lambda c/4} = \Delta C_D \cos \Lambda_{c/4}$$

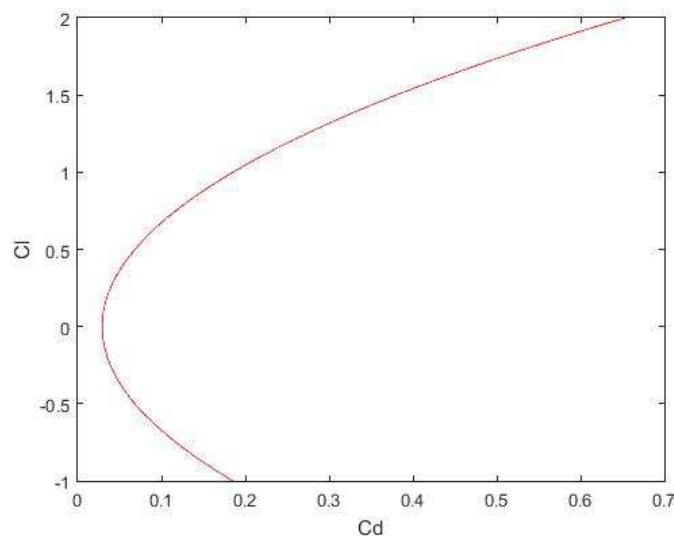
Gli effetti inerenti alla comprimibilità dell'aria sono stati considerati nel calcolo del  $C_{d0}$ , ma influenzano anche le capacità portanti del velivolo, in particolare a elevate incidenze; un metodo, che consente di rappresentare numericamente tale effetto, è rappresentato dalla riduzione virtuale dell'allungamento alare.

$$AR_V = AR \sqrt{1 - M^2} ; \quad M \geq 0.6$$

La resistenza totale sarà quindi:

$$C_D = C_{D0} + k(C_L)^2 + (\Delta C_D)_{\Lambda c/4}$$

Ottenuti tutti i contributi alla resistenza aerodinamica, si può graficare la polare della fase d'incursione.



**Figura 58** Polare fase d'incursione

Per riassumere le resistenze totali del velivolo sono riportate nella seguente tabella:

| <b>Condizioni di volo</b> | <b>C<sub>D</sub></b> |
|---------------------------|----------------------|
| Crociera                  | 0.0453               |
| Dash in/out               | 0.059                |
| Decollo                   | 0.099                |
| Atterraggio               | 0.28                 |

**Tabella 8** Coefficienti di resistenza totale

Per la prima parte del progetto concettuale, quella riguardante la stima preliminare del peso, sono state stimate le efficienze aerodinamiche in crociera e in incursione, i valori erano:

$$E_{\text{cruise}} = 12.62, E_{\text{dash in/out}} = 6$$

Adesso avendo ottenuti tutti i parametri aerodinamici (stimati) è possibile verificare che i nuovi valori siano uguali o superiori alle ipotesi iniziali, se così non dovesse essere occorre modificare i dati iniziali e ripetere l'intero procedimento.

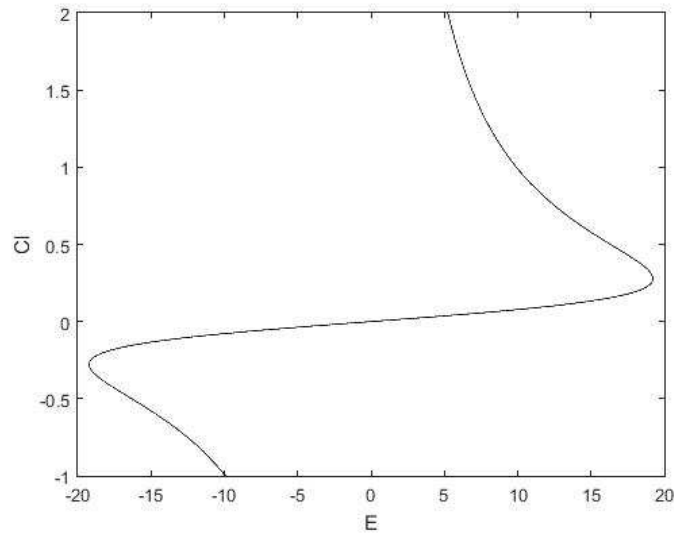
I nuovi valori di efficienza sono:

$$E_{\text{cruise}} = 14.08, E_{\text{dash in/out}} = 9.04$$

Le ipotesi sono state verificate, quindi è possibile proseguire col progetto preliminare.

Da ricordare che per il velivolo UCAV in progettazione il requisito di maggior peso è legato all'efficienza di crociera. L'efficienza nella fase d'incursione è di poca importanza anche perché trattandosi di un velivolo militare questo fattore, perde di significato.

Di seguito è riportato l'andamento dell'efficienza in crociera in funzione del coefficiente di portanza.



**Figura 59** Efficienza in funzione del Cl

## 5.7 Pesi rifiniti e layout interno

Dopo che nei precedenti paragrafi sono stati definiti e determinati i parametri aerodinamici dell'ala, adesso è importante riportare le considerazioni riguardo tutti i principali elementi interni dell'aeromobile UCAV, in modo da poter specificare la geometria interna e per calcolare il peso corretto del velivolo.

### 5.7.1 Carrello

Il carrello è uno degli elementi più critici durante la realizzazione del disegno di configurazione: il suo corretto posizionamento è subordinato a quello del centro di gravità dell'aeromobile, inoltre rappresenta un importante contributo al peso totale del velivolo.

Numerose sono le architetture relative ai carrelli: per il velivolo in esame è stata scelta quella a triciclo, il cui principale vantaggio è garantire una maggiore stabilità al suolo.

Per rappresentare correttamente gli ingombri del carrello principale ed anteriore, devono essere stimate, per entrambi, sia la lunghezza della gamba in estensione sia le dimensioni caratteristiche delle gomme, ovvero diametro e larghezza.

Valori tipici, relativi alla lunghezza dell'ammortizzatore, sono compresi tra 25-30 cm, mentre il dimensionamento delle gomme è effettuato su base statistica.

La lunghezza delle gambe è condizionata dalla relativa posizione dei carrelli con altri sistemi quali baie e propulsore per il carrello principale e per i sistemi avionici e la presa d'aria (posti anteriormente) per il carrello anteriore.

Non conoscendo ancora il layout interno, le lunghezze sono state stimate facendo riferimento ad altri velivoli della stessa classe.

Il peso massimo di progetto dell'aeromobile è stato ripartito per il 25% sul carrello anteriore e 75% sul carrello principale.

Il dimensionamento delle gomme e il calcolo del peso sono effettuati su base statistica, considerando il peso massimo al decollo stimato nel capitolo iniziale, e il fattore di carico massimo cui il velivolo è progettato.

Il riassunto delle dimensioni del carrello e dei pesi, per il velivoloUCAV, sono riportati di seguito.

| Carrello              | Anteriore | Posteriore |
|-----------------------|-----------|------------|
| Lungh. Gamba [m]      | 1.35      | 1.3        |
| Diam. Ruota [m]       | 0.63      | 0.87       |
| Largh. Ruota [m]      | 0.17      | 0.21       |
| Peso complessivo [kg] | 142.25    | 382.3      |

**Tabella 9** Dimensioni e pesi dei carrelli

## 5.7.2 Propulsore

Il propulsore da installare sul velivolo è uno Snecma M88 Démonstrateur ECO con dimensioni esterne:  $\Phi=0.79$  m,  $L=3.62$  m ed un peso di 985 kg.

Il propulsore deve essere installato sull'asse longitudinale di simmetria, per non creare nessun momento imbarcante.

Il posizionamento longitudinale, diversamente da quello laterale, deve essere scelto sulla base di un compromesso tra stabilità longitudinale, visibilità radar della presa d'aria e relativa efficienza: collocando il propulsore verso il centro dell'aeromobile risulterà più stabile in beccheggio.

La presa d'aria, come molte volte annunciato, deve essere posizionata sulla parte superiore del velivolo per ridurre la RCS ai radar posizionati sul terreno.

Nel sistema propulsivo devono essere tenuti di conto tutti quei sottosistemi e parti che garantiscono il corretto funzionamento del propulsore; i pesi del sistema propulsivo sono riportati nella tabella seguente.

|  |       |
|--|-------|
| Peso motore [kg]                           | 985   |
| Peso supporti motore [kg]                  | 11    |
| Peso sistema di raffreddamento motore [kg] | 63.2  |
| Peso starter [kg]                          | 15.6  |
| Peso sistema di raffreddamento olio [kg]   | 17.2  |
| Peso condotto aspirazione [kg]             | 115.7 |
| Peso scarico [kg]                          | 44.5  |

**Tabella 10** Pesi dell'intero sistema propulsivo

### 5.7.3 Baie

Il requisito specifica che una parte del carico è fissa (sensoristica) e una parte è sganciabile (armamenti).

Gli armamenti ammontano a 2'000 kg divisi in due baie distinte con aperture separate, così facendo le porte saranno di minor dimensioni rispetto ad un'unica baia a tutto vantaggio di aerodinamica e stealthiness.

Le baie saranno posizionate vicino all'asse longitudinale per le seguenti considerazioni:

- Spostare le baie lontano dall'asse longitudinale comporterebbe un loro progressivo arretramento, causando un eccessivo incremento della superficie alare ed una riduzione della stabilità longitudinale.
- Il payload essendo sganciabile dovrebbe essere posto vicino al centro di gravità, evitandone così un'eccessiva escursione.

Le dimensioni delle baie non sono comprese nel requisito iniziale; avendo totale libertà è stato deciso di dimensionare le stive interne considerando gli ingombri dei principali sistemi d'armamento attualmente utilizzati sui velivoli militari.

L'UCAV svolgendo missioni di bombardamento al suolo sarà equipaggiato con ordigni a caduta libera o con bombe guidate.

Il velivolo potrà essere equipaggiato con:

- 8 GBU-12 Paveway II: 230 kg ciascuna
- 4 GBU-16 Paveway II: 454 kg ciascuna
- 12 GBU-39 Small Diameter Bomb: 113 kg ciascuna

Le dimensioni risultanti, considerando anche gli ingombri dei sistemi di lancio, sono:

|               |      |
|---------------|------|
| Lunghezza [m] | 4.4  |
| Larghezza [m] | 1.8  |
| Altezza [m]   | 0.75 |

**Tabella 11** Dimensioni baie

#### 5.7.4 Strutture

Il corretto posizionamento del carrello, dei propulsori e delle baie non può essere realizzato senza considerare quello relativo ai longheroni, alle centine ed alle ordinate, poiché esistono precisi vincoli costruttivi che devono essere rispettati.

La tesi mira alla progettazione di una configurazione avanzata di un futuro UCAV, perciò l'idea è di proporre una nuova soluzione per la struttura del velivolo. La maggior parte degli aeroplani, tranne rari casi come il *de Havilland DH.98 Mosquito*, avevano e hanno tutt'ora fusoliere con struttura a semi-monoscocca, ovvero costituite da una serie di elementi realizzati con la forma della sezione di fusoliera che si intende ottenere (ordinate).

Queste sezioni vengono poi collegate tra loro con elementi in materiali aeronautici leggeri disposti longitudinalmente (correnti). Il tutto viene ricoperto da una lamina di lega leggera, fissata con rivetti o con speciali adesivi.

In questo tipo di struttura i carichi sono assorbiti in parte dal telaio interno e in parte dal rivestimento esterno (rivestimento lavorante).

La soluzione proposta per il velivolo UCAV è quella di una struttura monoscocca in cui le funzioni strutturali sono affidate al rivestimento esterno.

Tale rivestimento è costituito da una struttura a sandwich; con la quale s'intende un elemento formato da due strati resistenti distanziati tra loro e collegati rigidamente ad un elemento connettivo; la struttura così composta ha un comportamento statico notevolmente migliore delle singole parti da cui è costituita.

Il nucleo è in genere un materiale leggero e poco resistente, che permette di distanziare gli strati superiore e inferiore, composti di materiale nobile e di spessore ridotto.

Le pelli sono preposte alla distribuzione dei carichi nel piano, la presenza del nucleo è invece utile ad aumentare il valore della rigidità flessionale del pannello, che dipende dalla distanza delle lamine dal piano medio.

L'impiego di tale struttura è quindi paragonabile al concetto della trave con sezione a I, dove l'anima serve ad aumentare la rigidità flessionale nella direzione della stessa. Distanziando le lamine si ottiene un incremento notevolissimo della rigidità rispetto a un pannello costituito



soltanto da uno spessore di materiale pari a quello delle due facce, con un incremento di peso ridottissimo.

Nel caso specifico di questo progetto come materiale per le lamine superiore e inferiore è stato scelto il materiale composito CFRP (*Carbon-fiber-reinforced polymer*) di spessore rispettivamente di 3mm e 1mm, avente densità di 1'500 kg/m<sup>3</sup>.

Come nucleo si è scelto una schiuma Styrodur 3035CS con spessore di 20mm e densità di 33 kg/m<sup>3</sup>.

Le schiume sono facilmente lavorabili e hanno basso costo, e per questo sono solitamente usate per costruire pannelli sandwich, nonostante le loro caratteristiche meccaniche siano inferiori a quelle del nido d'ape. Presentano ottime capacità di smorzamento delle vibrazioni e resistenza agli urti.



**Figura 60** Pannello sandwich

Il velivolo è composto da molti sistemi, i quali devono essere allocati all'interno, separati e fissati alla monoscocca.

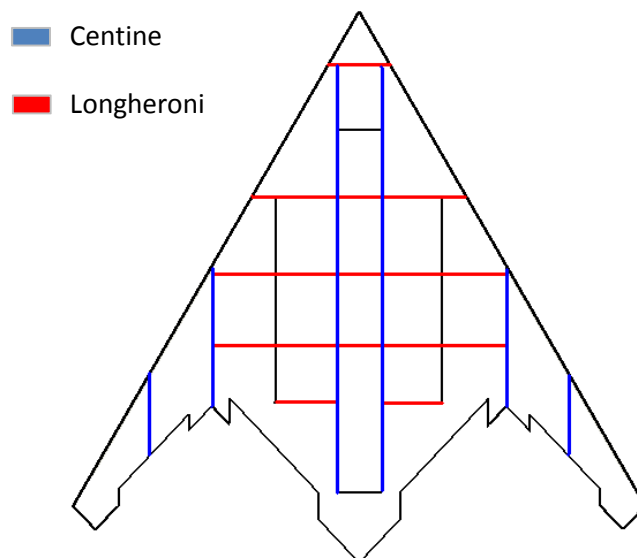
Il telaio a monoscocca non prevede elementi strutturali interni, tuttavia devono essere presenti delle strutture alle quali fissare i sistemi.

Esistono diverse linee guida da seguire per ottenere un corretto layout interno.

- In corrispondenza delle gambe dei carrelli, deve essere presente un'ordinata oppure una centina di forza.
- Il propulsore è vincolato alla struttura dell'aeromobile in due punti, posti al 20% e 80% della lunghezza. Entrambe le stazioni necessitano di un'ordinata di forza.
- In corrispondenza delle pareti anteriori e posteriori delle baie di carico devono essere previste altrettante ordinate di forza.
- In corrispondenza degli ipersostentatori devono essere previste paratie per il fissaggio dei cardini.

- Delle centine devono essere previste per delimitare il condotto di aspirazione e scarico.
- Sulla discontinuità dell'ala deve essere prevista una centina di rinforzo.
- Per chiudere i vari scomparti devono essere previste delle paratie.

I vari elementi strutturali dell'aeromobile sono rappresentati in pianta (Fig.61), si suppone che abbiano spessore di 10 mm e che siano dello stesso materiale delle pelli della monoscocca, ovvero CFRP.



**Figura 61** Struttura interna

Il peso della struttura così composta è pari a 4'711.2 kg.

### 5.7.5 Serbatoi

Il velivolo UCAV consuma 7'060 kg di combustibile per svolgere la missione indicata nel requisito; il volume necessario per stivarlo è di 8.7 m<sup>3</sup>, poiché i combustibili aeronautici hanno, a temperatura ambiente, una densità media di circa 0.815 kg/dm<sup>3</sup>.

La verifica inerente alla quantità di combustibile da stivare in ala è critica, poiché può rappresentare un ulteriore limite durante la scelta del valore di carico alare dell'aeromobile; nel caso in cui il volume

necessario sia maggiore di quello disponibile, la superficie alare del velivolo deve essere incrementata.

Il profilo laminare di riferimento, scelto per il velivolo, è il NACA-65, in altre parole con spessore massimo al 40% della corda: ciò consente di avere un volume utile interno maggiore e di incrementare la stabilità longitudinale del velivolo, poiché il centro aerodinamico si trova in posizione più arretrata rispetto ai profili di altre serie.

Il volume disponibile in ala può essere stimato mediante la seguente formula semi-empirica:

$$V_{\text{ala}} = \left(\frac{t}{c}\right) c. m. g.^2 (\theta_r - \theta_f) \bar{b} X$$

- $\theta_r$  e  $\theta_f$  sono coefficienti in funzione della posizione dei longheroni anteriore e posteriore e del massimo spessore percentuale del profilo.
- $\bar{b}$  è un'apertura minore di quella geometrica dell'ala, poiché devono essere considerati alcuni volumi quali l'intersezione ala/fusoliera, le estremità alari, l'eventuale presenza di elementi interni.
- $X$  è una percentuale di riduzione del volume disponibile, assume un valore di 0.9 nel caso di ala "bagnata".

Come specificato nel paragrafo precedente l'ala non è costituita da longheroni, perciò il calcolo del volume risulta impossibile, tuttavia l'ala monoscocca non può essere considerata un guscio completamente vuoto, in essa sono presenti le paratie per il fissaggio degli ipersostentatori, gli attuatori di quest'ultimi, le estremità alari, inoltre per sicurezza è prevista una centina posta a metà ala in modo da rafforzare l'intera struttura.

Perciò la formula sopra scritta può essere utilizzata considerando le posizioni dei longheroni (elementi fittizi) posti agli estremi del profilo alare.

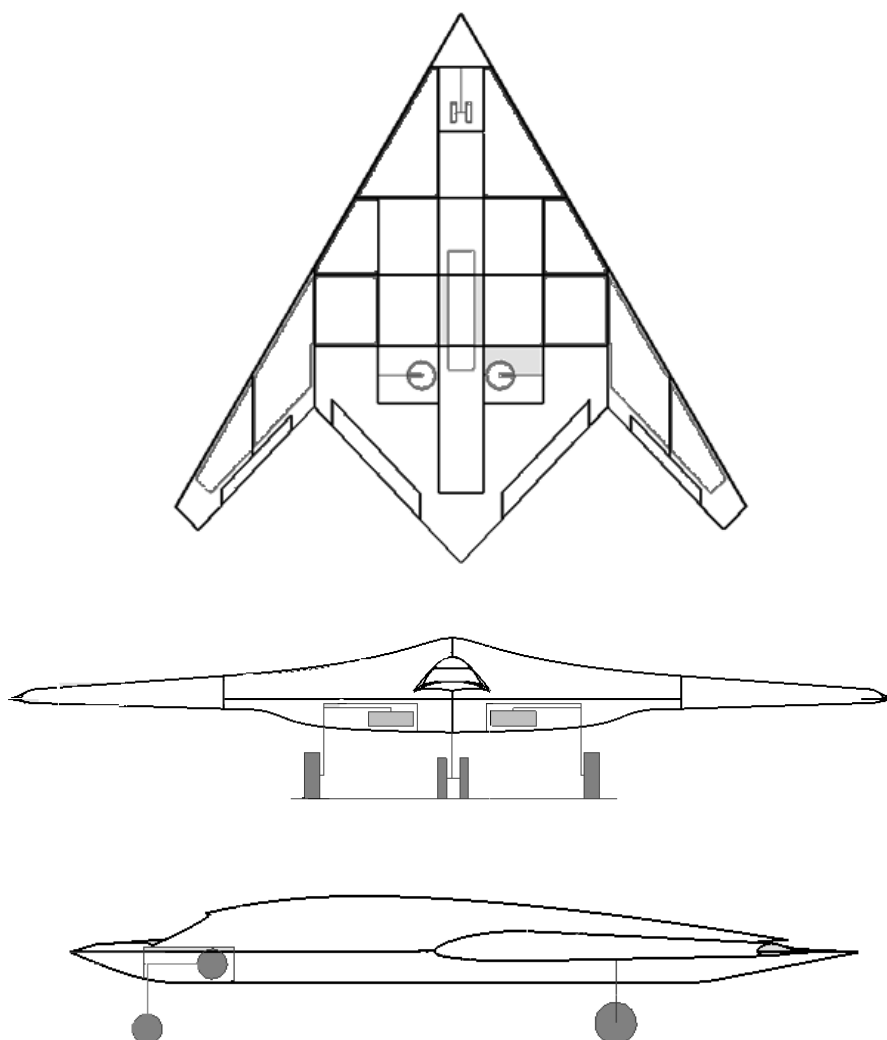
Il volume disponibile per il propellente in caso di ala bagnata è di  $5.1\text{m}^3$  risultando insufficiente per contenere tutto quello necessario per la missione.

A tal proposito è necessario l'installazione di altri serbatoi all'interno della struttura centrale.

Trattandosi di strutture “bagnate” il peso dell’intero sistema di alimentazione non tiene conto del peso dei serbatoi.  
Considerando quattro scomparti adibiti a serbatoi il peso complessivo ammonta a 331.64 kg.

### 5.7.6 Il disegno

La sintesi finale di tutte le considerazioni fatte finora sulla struttura e sul layout interno è rappresentata dal disegno schematico del velivolo riportato di seguito.



**Figura 62** Trittico del velivolo

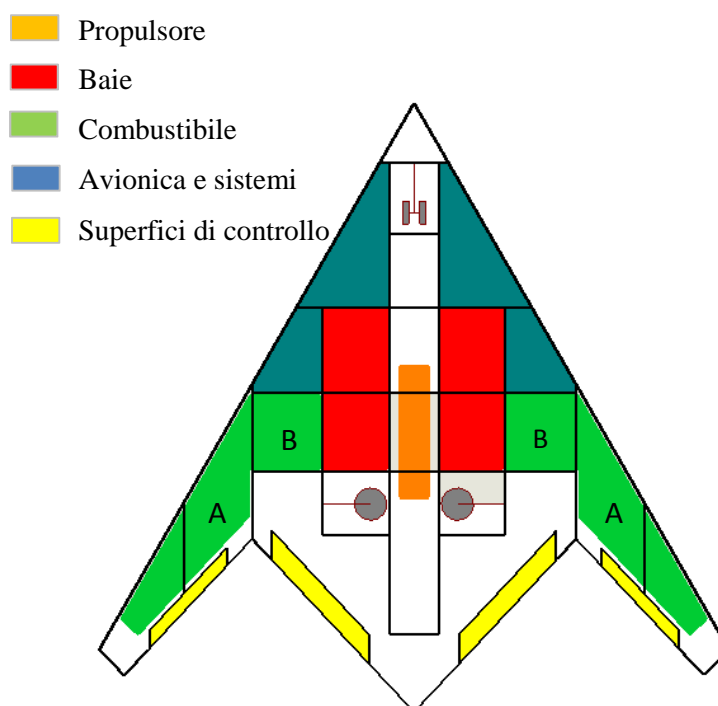
Le dimensioni esterne sono:

|                    |       |
|--------------------|-------|
| Lunghezza [m]      | 16.42 |
| Apertura alare [m] | 17    |
| Altezza [m]        | 3     |

**Tabella 12** Dimensioni esterne del velivolo

Internamente il velivolo si presenta come indicato in Fig.63.

I serbatoi alari (A), essendo insufficienti, sono affiancati da altri due serbatoi (B) da 2.1m<sup>3</sup> di capienza ciascuno, portando il totale a 9.21 m<sup>3</sup> disponibili per il carburante.



**Figura 63** Layout interno

Considerando anche il peso dei sistemi avionici, idraulici e di controllo delle superfici mobili il peso a vuoto, nuovamente calcolato, è coerente con quello stimato durante la fase iniziale del progetto.

Di seguito sono riportati i valori corretti dei pesi.

|                              |          |
|------------------------------|----------|
| Peso a vuoto [kg]            | 6'583.6  |
| Peso combustibile [kg]       | 6'975.76 |
| Peso massimo al decollo [kg] | 15'809.4 |

**Tabella 13** Pesi rifiniti

## 5.8 Performance

L'analisi delle prestazioni è la fase conclusiva del progetto concettuale.

L'attività di progetto concettuale inizia da precise specifiche indicate nel requisito e termina verificando che esse siano state soddisfatte; nel caso in cui non lo siano, il disegno deve essere modificato.

I requisiti di punto iniziali sono

- SEP [M 0,6; H=10 kft] 30m/s
- STR [M 0,8; H=10 kft] 4 g
- ITR [M 0,8; H=10 kft]  $\geq 4$  g

### 5.8.1 SEP

Ricordiamo che il SEP è definito come il massimo eccesso di potenza rapportato al peso dell'aeromobile.

$$SEP = \frac{\max(V(T - D))}{W}$$

Quindi per trovare il valore di SEP bisogna conoscere l'andamento della potenza dissipata dalla resistenza aerodinamica oltre alla potenza propulsiva.

Per far questo inoltre conoscere l'andamento della spinta richiesta  $T_{req'd}$  in funzione del numero di Mach e confrontarla con la spinta realmente disponibile data dai propulsori  $T_{av}$ .

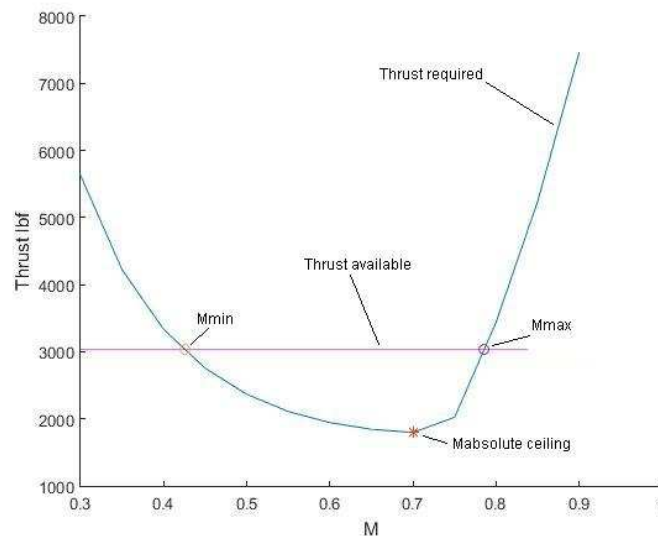
La  $T_{av}$  la consideriamo come una frazione della spinta massima al decollo  $T_{req'd}$ , la frazione è data del rapporto delle pressioni atmosferiche in quota di crociera e quella al livello del mare.

$$T_{av} = \delta T_{to}$$

La spinta richiesta per le condizioni di equilibrio deve essere uguale alla resistenza aerodinamica:

$$T_{req'd} = 0.5 \rho C_D S V^2$$

Così facendo al variare della velocità possiamo graficare l'andamento della  $T_{req'd}$  (Fig. 64).

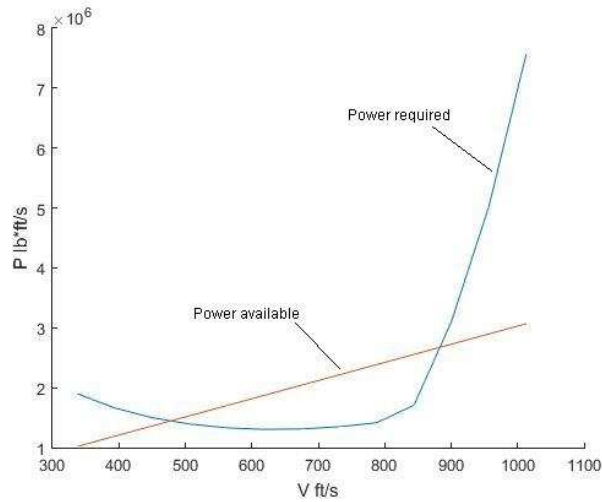


**Figura 64** Spinta richiesta e spinta disponibile

Dalla figura è possibile vedere che le due curve s'incrociano in due punti corrispondenti alle velocità minima e massima che il velivolo è in grado di sostenere alla quota di crociera.

$$M_{min} = 0.385 \quad M_{max} = 0.79$$

L'andamento delle potenze è visualizzabile nella seguente immagine.



**Figura 65** Potenza disponibile

L'eccesso di potenza ovviamente è calcolato per la velocità e quota indicate nel requisito.

Considerando il peso del velivolo prima che avvenga la fase di loiter la SEP viene 41.2 m/s.

### 5.8.2 STR

In una virata sostenuta, all'aereo non è consentito perdere quota o rallentare, per questo la portanza deve essere "n" volte il peso.

Il massimo fattore di carico in una virata sostenuta può essere espresso come:

$$n_{STR} = \frac{T_{max}}{W_{to}} \left( \frac{C_L}{C_D} \right)_{max}$$

Dove  $T_{max}$  indica la spinta del propulsore scelto per il progetto.

Sapendo che l'efficienza massima raggiunge il valore di 19.12, il fattore di carico è pari a:

$$n_{STR} = 7.44$$



Il valore è inferiore al fattore di carico ultimo ( $n_{ult}=7.5$ ) che la struttura può sopportare.

Conoscendo anche la velocità cui il velivolo inizia la virata, si può ricavare la velocità angolare di quest'ultima.

$$\omega_{STR} = \frac{1.15 g}{a M} \sqrt{n_{STR}^2 - 1} = 0.32 \text{ rad/s}$$

### 5.8.3 ITR

Se al velivolo è permesso rallentare durante una virata, il fattore di carico sarà limitato solo dal massimo coefficiente di portanza o dalla resistenza strutturale dell'aereo, espressa come fattore di carico ultimo  $n_{ult}$ .

Il  $C_{Lmax}$  non è pari a quello della fase di atterraggio, perché durante un combattimento l'uso dei flap completamente estesi non è possibile. Inoltre è presente l'effetto del numero di Mach che riduce la massima portanza ad alte velocità.

Spesso il  $C_{Lmax}$  durante il combattimento è limitato da fenomeni di controllabilità o di *buffeting*.

Poiché il valore del  $C_{Lmax}$  è di difficile calcolo, il fattore di carico per la virata istantanea dipenderà solamente da  $n_{ult}$ ; in particolare dato che si tratta di una manovra di breve durata ma di alta intensità per le forze in gioco che possono gravare sulla struttura, si prende come valore massimo del fattore di carico durante la virata proprio il fattore di carico ultimo.

$$n_{ITR max} = n_{ult} = 7.5$$

Di conseguenza la virata potrà essere compiuta ad una velocità massima pari a:

$$\omega_{ITR max} = \frac{g}{a M} \sqrt{n_{ITR max}^2 - 1} = 0.28 \text{ rad/s}$$

Le prestazioni di punto richieste sono state soddisfatte, pertanto il disegno non deve essere modificato.

Le prestazioni di virata sono esuberanti, poiché il limite non è imposto dalla spinta oppure dal  $C_L$  dell'aeromobile bensì dal fattore di carico massimo strutturale.

Anche il SEP trovato è molto superiore al requisito iniziale, facendo notare che il propulsore adottato può essere considerato sovradimensionato per le missioni richieste per l'UCAV.

#### 5.8.4 Polari definitive e punto di esercizio

È possibile rigraficare le polari del moto ricalcolando il coefficiente di portanza utilizzando i valori dei pesi rifiniti.

I  $C_L$  trovati nei capitoli precedenti sono derivati da grafici che non tengono conto delle vere condizioni di volo (pressione atmosferica variabile a differenti quote), perciò usando la relazione inversa della portanza, in volo livellato, si possono trovare i valori dei coefficienti di portanza per le fasi di volo di crociera e d'incursione.

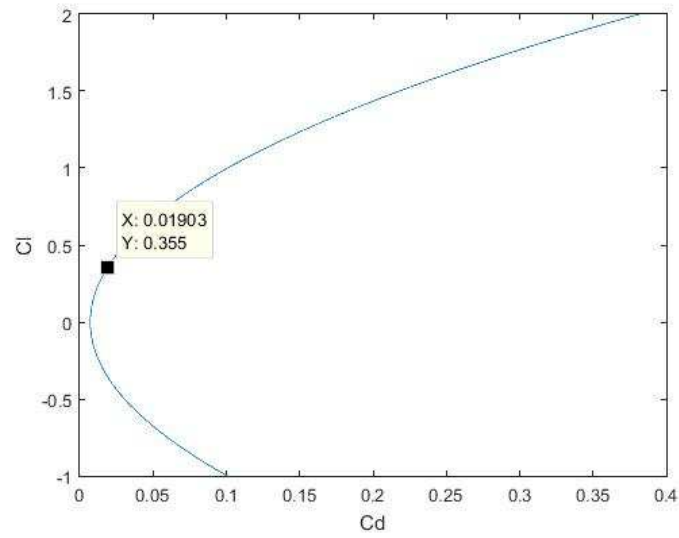
$$C_L = \frac{W}{\frac{1}{2} \rho S V^2}$$

Variando il  $C_L$  cambierà anche il coefficiente di resistenza totale  $C_D$ , nella tabella seguente sono riportati i valori dei coefficienti aerodinamici per la crociera e per l'incursione.

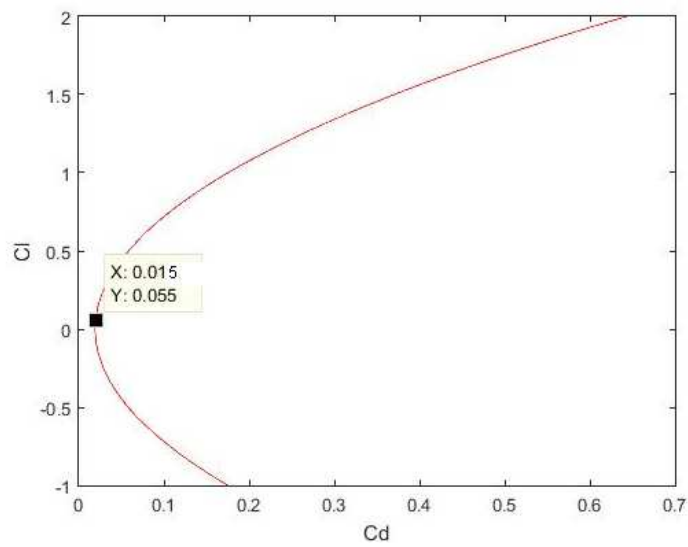
| Condizione di volo | $C_L$ | $C_D$ |
|--------------------|-------|-------|
| Crociera           | 0.355 | 0.019 |
| Incursione         | 0.055 | 0.015 |

**Tabella 14** Coefficienti aerodinamici definitivi

Le polari indicanti i punti di esercizio sono le seguenti.

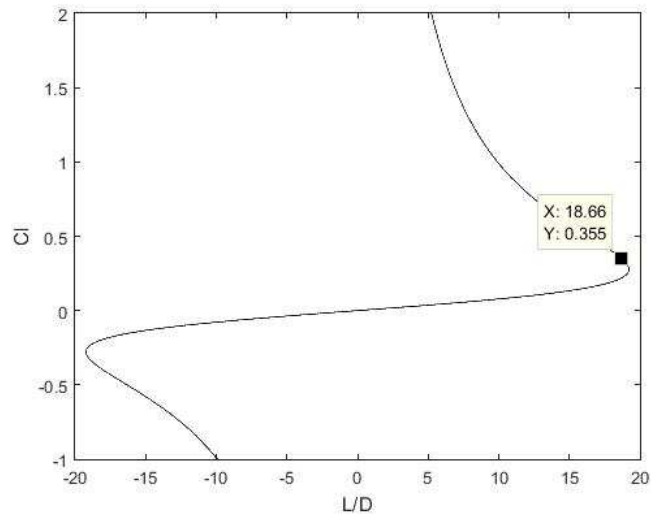


**Figura 66** Polare con punto di esercizio in crociera



**Figura 67** Polare con punto di esercizio nella fase d'incursione

L'efficienza aerodinamica in crociera, grandezza importante poiché legata ad un requisito iniziale, è pari a 18.66, risultando più grande del valore di prima approssimazione preso per la stima preliminare del peso.



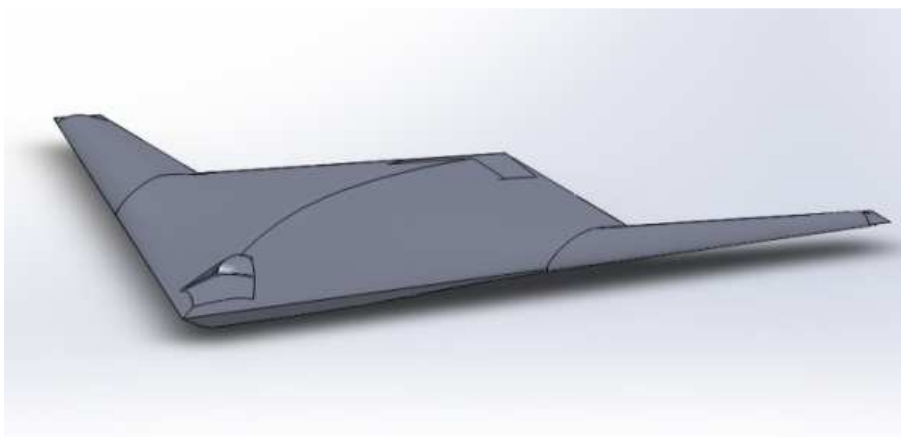
**Figura 68** Andamento dell'efficienza con punto di esercizio in crociera

## 5.9 Valori finali di progetto

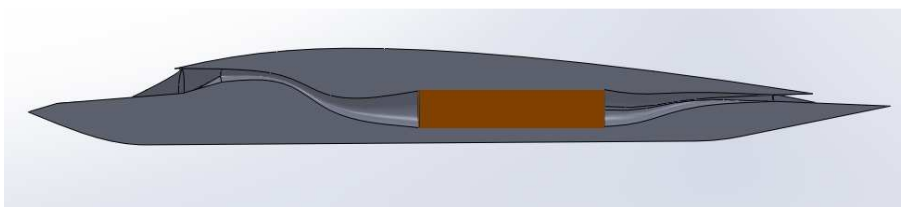
|                                     |                              |
|-------------------------------------|------------------------------|
| $H_{\text{cruise}}$                 | 35000 ft                     |
| $H_{\text{dash in/out}}$            | 10000 ft                     |
| $\text{Range}_{\text{cruise}}$      | 1000 nm                      |
| $\text{Range}_{\text{dash in/out}}$ | 100 nm                       |
| <b>Loiter</b>                       | 1 h                          |
| $M_{\text{cruise}}$                 | 0.6 M                        |
| $M_{\text{dash in/out}}$            | 0.8 M                        |
| <b>Velocità massima</b>             | 0.9 M                        |
| $W_0$                               | 15809.4 kg                   |
| $W_e$                               | 6583,56 kg                   |
| $W_f$                               | 6975.81 kg                   |
| $W_{\text{internal effectors}}$     | 2000 kg                      |
| $W_{\text{sensor}}$                 | 250 kg                       |
| $n_{\text{Max}}$                    | 5                            |
| <b>Lunghezza</b>                    | 16.42m                       |
| <b>Apertura alare</b>               | 17.1 m                       |
| <b>Altezza</b>                      | 3m                           |
| <b>Profilo alare</b>                | NACA 65 <sub>2</sub> -415    |
| <b>S</b>                            | 72.82 m <sup>2</sup>         |
| $S_{\text{wet}}$                    | 231.71m <sup>2</sup>         |
| $(W/S)_0$                           | 219.71 kgf/m <sup>2</sup>    |
| $(T/W)_0$                           | 0.33                         |
| <b>AR</b>                           | 4                            |
| <b>Propulsore</b>                   | Snecma M88 Démonstrateur ECO |
| <b>T</b>                            | 60 kN                        |
| <b>BPR</b>                          | 0,3                          |
| <b>TSFC</b>                         | 0.8 h <sup>-1</sup>          |
| $c_r$                               | 6.83 m                       |
| $c_t$                               | 1.71 m                       |
| <b>c.m.g.</b>                       | 4.27 m                       |
| <b>c.m.a.</b>                       | 4.81 m                       |
| $\lambda$                           | 0.25                         |
| $\Lambda_{\text{l.e.}}$             | 60°                          |
| $Cd_0 [0,6/35000]$                  | 0,00735                      |
| $Cl [0,6/35000]$                    | 0.355                        |
| $E [0,6/35000]$                     | 18.66                        |

**Tabella 15** Valori finali di progetto

## 5.10 Rappresentazione grafica del velivolo



**Figura 69** Vista prospettica del velivolo



**Figura 70** Sezione longitudinale del velivolo con in evidenza i condotti di aspirazione e scarico

## 6 Conclusioni

Nell'ambito della tesi si è sviluppata una procedura per la progettazione preliminare di un velivolo unmanned che utilizza tecnologie stealth.

L'obiettivo era di progettare un aeromobile militare integrando e studiando tutte le tecnologie per la bassa osservabilità, in particolare analizzando a fondo la segnatura radar dell'aereo utilizzando un software open source, Pofacets.

Partendo da requisiti emersi da analisi delle esigenze operative internazionali e dalle valutazioni dell'Industria nazionale aerospaziale sono stati definiti requisiti di missione e classe d'appartenenza del velivolo che hanno permesso l'avvio del progetto preliminare del velivolo.

Per ricavare i parametri geometrici e aerodinamici dell'ala è stato usato un procedimento iterativo al fine di trovare la miglior configurazione che desse la minor RCS possibile; per far questo è stato usato Pofacets, opportunamente calibrato, e analizzato i risultati.

Ottenuta la configurazione ottima è stato possibile concludere il progetto con la verifica delle prestazioni del velivolo ipotizzate inizialmente.

Il velivolo si presenta con geometria tuttala con elevate prestazioni di punto, grande capacità di carico bellico unite a buone prestazioni di loitering.

L'implementazione del software Pofacets è stata dettata dal fatto che si richiedeva un programma semplice ed intuitivo che potesse funzionare su un comune PC ma soprattutto è stata un'occasione per testarlo e per giudicarlo il funzionamento.

Pofacets ha prestazioni nettamente inferiori rispetto a software come FEKO, però fa della sua semplicità e velocità di esecuzione la sua forza.

I risultati di RCS ottenuti non sono soddisfacenti, poiché risultano più alti rispetto allo standard di velivoli esistenti e operanti, ciò è da attribuire al metodo non idoneo di risoluzione del campo elettromagnetico intorno al velivolo proposto da Pofacets, inoltre diversi contributi alla RCS totale non vengono presi in considerazione (creeping wave, etc...).

Tuttavia l'utilizzo di questo software si può ritenere soddisfacente nell'ambito di un progetto preliminare, dove non è necessario un grado elevato di accuratezza. Si può usare per una prima approssimazione, per identificare le zone critiche (cavità, bordi alari) e le relative risposte in segnale (lobi, picchi, etc...), per poi usare un software dedicato più performante nello studio specifico della RCS.



## Appendice A

Foglio di calcolo Excel per la stima preliminare del peso.

|                           |         |                      |
|---------------------------|---------|----------------------|
| <b>Data</b>               |         |                      |
| Wto [kg]                  | 16000   | Take off weight      |
| [lb]                      | 35273,6 |                      |
| Wp [kg]                   | 2000    | Weapons              |
| [lb]                      | 4409,2  |                      |
| Wpf [kg]                  | 250     | Sensors              |
| [lb]                      | 551,15  |                      |
| Range [nm]                | 1000    |                      |
| T_cruise [K]              | 218,81  |                      |
| T_dash in/out [K]         | 268,34  |                      |
| Y                         | 1,4     |                      |
| R [J/kg K]                | 287,05  |                      |
| Dash in/out range [nm]    | 100     |                      |
| Dash in/out speed [M]     | 0,8     |                      |
| [km/h]                    | 945,75  |                      |
| [m/s]                     | 262,7   |                      |
| [ft/s]                    | 861,68  |                      |
| Cruise speed [M]          | 0,6     |                      |
| [km/h]                    | 640,52  |                      |
| [m/s]                     | 177,92  |                      |
| [ft/s]                    | 583,58  |                      |
| Cruise altitude [ft]      | 35000   |                      |
| Dash in/out altitude [ft] | 10000   |                      |
| Loiter endurance [h]      | 1       |                      |
| (L/D)cruise               | 12,62   | Efficiency (X-47B)   |
| (L/D)dash in/out          | 6       | Efficiency estimated |
|                           |         |                      |
| <b>Weight fraction</b>    |         |                      |
| Engine start and warm up  | 0,99    |                      |
| Taxi                      | 0,99    |                      |
| Take off                  | 0,995   |                      |
| Climb to 35000 ft         | 0,98    |                      |
| Cruise                    | 0,9     |                      |
| Loiter                    | 0,96    |                      |
| Descent to 10000 ft       | 0,99    |                      |
| Dash in                   | 0,99    |                      |
| Weapons release           | 0,843   |                      |

|                   |          |               |
|-------------------|----------|---------------|
| Dash out          | 0,99     |               |
| Climb to 35000 ft | 0,98     |               |
| Cruise            | 0,9      |               |
| Descent           | 0,99     |               |
| Landing           | 0,992    |               |
|                   |          |               |
| Wf/Wto            | 0,44     | Fuel fraction |
| Wf [kg]           | 7059,93  | Fuel weight   |
| [lb]              | 15564,3  |               |
| V_fuel [m^3]      | 8,66     |               |
| We [kg]           | 6690,1   | Empty weight  |
| [lb]              | 14748,94 |               |

## Appendice B

Foglio di calcolo Excel per la determinazione del grafico di progetto.

| Data                            |         |                                       |
|---------------------------------|---------|---------------------------------------|
| AR                              | 4       | Aspect ratio (X-47B)                  |
| Maximum speed [M]               | 0,9     |                                       |
| [km/h]                          | 1111,32 |                                       |
| [m/s]                           | 308,7   |                                       |
| [ft/s]                          | 1012,8  |                                       |
| e0                              | 0,85    | Oswald factor                         |
| Vst [kts]                       | 50      | Stall speed                           |
| [km/h]                          | 92,6    |                                       |
| [m/s]                           | 5,72    |                                       |
| [ft/s]                          | 84,32   |                                       |
| g [ft/s^2]                      | 32,18   |                                       |
| $\rho_{cruise}$ [lb/ft^3]       | 0,02    | Cruise air density                    |
| $\rho_{sea\ level}$ [lb/ft^3]   | 0,08    | Air density at s.l.                   |
| Clst                            | 1,8     | Cl at stall (estimated)               |
| S [m]                           | 2000    | Take off distance (estimated)         |
| [ft]                            | 2500    |                                       |
| Sa [ft]                         | 40      | Obstacle-clearance distance           |
| nitr                            | 4       | Load factor of Istantaneous Turn Rate |
| nstr                            | 4       | Load factor of Sustained Turn Rate    |
| $\rho_{dash\ in/out}$ [lb/ft^3] | 0,03    | Air density at 10000 ft               |

|                                |          |   |
|--------------------------------|----------|---|
| SEP [m/s]                      | 30       | Specific Excess Power                     |
| [ft/s]                         | 98,4     |   |
| Vsep [M]                       | 0,6      | SEP speed                                 |
| [m/s]                          | 205,8    |   |
| [ft/s]                         | 675      |   |
|                                |          |   |
| Clto                           | 1,49     | Cl at take off                            |
| Cd0                            | 0,0168   | Drag coefficient at zero lift (estimated) |
| K                              | 0,094    |   |
| <b>Cruise speed</b>            |          |   |
| c1                             | 1,77     |   |
| c2                             | 0,000885 |   |
|                                |          |   |
| <b>Maximum speed</b>           |          |   |
| c1                             | 5,35     |   |
| c2                             | 0,00029  |   |
|                                |          |   |
| <b>Stall speed</b>             |          |   |
| (W/S) [lb/ft <sup>2</sup> ]    | 511,91   |   |
|                                |          |   |
| <b>Take off</b>                |          |   |
| c                              | 0,00224  |   |
|                                |          |   |
| <b>Landing</b>                 |          |   |
| c                              | 55,35    |   |
|                                |          |   |
| <b>SEP</b>                     |          |   |
| c1                             | 3,56     |   |
| c2                             | 0,00044  |   |
| c3                             | 0,146    |   |
|                                |          |   |
| <b>STR</b>                     |          |   |
| c1                             | 5,8      |   |
| c2                             | 0,00433  |   |
|                                |          |   |
| <b>ITR</b>                     |          |   |
| (W/S) [lb/ft <sup>2</sup> ]    | 5011,9   |   |
|                                |          |   |
| <b>T/W</b>                     | 0,33     | Thrust-to-weight ratio                    |
| <b>W/S [lb/ft<sup>2</sup>]</b> | 45       | Wing load                                 |

|                |         |                          |
|----------------|---------|--------------------------|
| T [kgf]        | 5280    | Maximum thrust           |
| [lbf]          | 11640,3 |                          |
| S [ft^2]       | 783,9   | Wing area                |
| [m^2]          | 72,82   |                          |
| b [ft]         | 55,99   | Wingspan                 |
| [m]            | 17,1    |                          |
|                |         |                          |
| Snecma M88 ECO |         |                          |
| T [lbf]        | 13500   | Total thrust             |
| Φ [ft]         | 2,58    | Diameter                 |
| L [ft]         | 11,87   | Lenght                   |
| W [lb]         | 2171,93 | Engine weight            |
| [kg]           | 985     |                          |
| BPR            | 3       | By pass ratio            |
| SFC [1/h]      | 0,78    | Specific fuel consupcion |

Script in Matlab per la determinazione del grafico di progetto.

```

clc
clear all
x=0:0.1:200;
y=0:0.005:10;

% atterraggio
x1=55.35;
% decollo
y1=0.0022*x;
% velocità max
y2=5.4*(x.^-1)+0.0003*x;
% velocità crociera
y3=2.34*(x.^-1)+0.00066*x;
% velocità stallo
x2=512.8;
% STR
y4=6.4*(x.^-1)+0.004*x;
% SEP
y5=3.6*(x.^-1)+0.00044*x+0.146;
% ITR
x3=5468;

hold on
plot(x1,y, '. ')
plot(x,y1, 'r')
plot(x,y2, 'g')
plot(x,y3, 'k')
plot(x,y4, 'm')
plot(x,y5, 'y')
plot(45,0.33, '*')

```

## Appendice C

Foglio di calcolo Excel per la determinazione del coefficiente di portanza.

| Data                            |        |                                      |
|---------------------------------|--------|--------------------------------------|
| Clmax                           | 1,37   | Clmax of NACA 652-415                |
| Cl $\alpha$                     | 0,1    | Cl $\alpha$ of NACA 652-415          |
| $\Lambda$ le [°]                | 60     | Sweep angle                          |
| [rad]                           | 1,1    |                                      |
| $\lambda$                       | 0,25   | Taper ratio                          |
| cr [ft]                         | 22,4   | Root chord                           |
| ct [ft]                         | 5,6    | Tip chord                            |
| c.m.a.[ft]                      | 15,78  | aerodynamic mean chord               |
| c.m.g [ft]                      | 14     | geometric mean chord                 |
| $\Delta\alpha$ _cruise          | 6,7    |                                      |
| $\Delta\alpha$ _dash in/out     | 3      |                                      |
| (CLmax/Clmax)_cruise            | 0,52   |                                      |
| (CLmax/Clmax)_dash in/out       | 0,52   |                                      |
| $\Delta$ CLmax_cruise           | -0,075 |                                      |
| $\Delta$ CLmax_dash in/out      | -0,18  |                                      |
| Sflapped [ft^2]                 | 637,65 |                                      |
| $\Lambda$ hl_to [°]             | 15     |                                      |
| $\Lambda$ hl_landing [°]        | 30     |                                      |
| $\Delta$ Cl_slottedflap_to      | 0,23   | $\Delta$ Cl slotted flap at take off |
| $\Delta$ Cl_slottedflap_landing | 0,31   | $\Delta$ Cl slotted flap at landing  |
| $\eta$ _cruise                  | 0,013  |                                      |
| $\eta$ _dash in/out             | 0,0096 |                                      |
| $\beta$ _cruise                 | 0,8    |                                      |
| $\beta$ _dash in/out            | 0,6    |                                      |
| CL $\alpha$ _cruise             | 7,85   |                                      |
| CL $\alpha$ _dash in/out        | 10,47  |                                      |
|                                 |        |                                      |
| Clmax_cruise                    | 0,64   | Clmax at cruise                      |
| $\alpha$ _cruise [°]            | 6,78   |                                      |
| Clmax_dash in/out               | 0,5    |                                      |
| $\alpha$ _dash in/out [°]       | 3      |                                      |
| CLmax_to                        | 0,8    | Clmax at take-off                    |
| CLmax_landing                   | 2,8    | Clmax at landing                     |

## Appendice D

Foglio di calcolo Excel per la stima della resistenza aerodinamica.

|                                |             |   |
|--------------------------------|-------------|---|
| <b>Data</b>                    |             |   |
| Swet [ft <sup>2</sup> ]        | 2494,11     | Wet surface                                     |
| t/c                            | 0,15        | Thickness to chord ratio                        |
| k [ft <sup>2</sup> ]           | 0,0000017   | Skin roughness                                  |
| x/c                            | 0,4         | Location of the airfoil maximum thickness point |
| $\delta_{to}$ [°]              | 10          | Flap deflection at take off                     |
| $\delta_{landing}$ [°]         | 15          | Flap deflection at landing                      |
| D [ft]                         | 10,6        | Flap span                                       |
| M <sub>cr</sub>                | 0,67        | Critical Mach number                            |
| M <sub>d</sub>                 | 0,75        |   |
| $\Delta C_{D0}/\Delta M$       | 0,2         |   |
| Ar <sub>v</sub>                | 2,4         | Correct AR due to wave drag                     |
|                                |             |   |
| <b>Form drag</b>               |             |   |
| Re_cruise                      | 830081993,9 | Reynolds number                                 |
| RE_dash in/out                 | 748269264   |   |
| RE_Mcritic                     | 608871414,9 |   |
| Cf_cruise                      | 0,0016      | Turbulent skin friction                         |
| Cf_Mcritic                     | 0,0016      |   |
| FF                             | 1,33        | Form factor                                     |
| C <sub>D0_cruise</sub>         | 0,0072      | C <sub>D0</sub> at cruise                       |
| C <sub>D0_Mcritic</sub>        | 0,0073      |   |
| $\Delta C_{D0\_flap\_to}$      | 0,0044      |   |
| $\Delta C_{D0\_flap\_landing}$ | 0,0065      |   |
| $\Delta C_{D0\_landing\ gear}$ | 0,0103      |   |
| C <sub>D0_to</sub>             | 0,022       | C <sub>D0</sub> at take off                     |
| C <sub>D0_landing</sub>        | 0,024       | C <sub>D0</sub> at clanding                     |
|                                |             |   |
| <b>Induced Drag</b>            |             |   |
| C <sub>di_cruise</sub>         | 0,038       |   |
| C <sub>di_dash in/out</sub>    | 0,044       |   |
| C <sub>di_to</sub>             | 0,077       |   |
| C <sub>di_landing</sub>        | 0,26        |   |
|                                |             |   |
| <b>Wave drag</b>               |             |   |

|                  |        |            |
|------------------|--------|------------|
|                  |        |            |
| $\Delta M$       | 0,05   |            |
| CD0d             | 0,0093 |            |
| CD0_dash in/out  | 0,015  |            |
|                  |        |            |
| CD_cruise        | 0,045  | Drag       |
| CD_dash in/out   | 0,059  |            |
| CD_to            | 0,099  |            |
| CD_landing       | 0,28   |            |
|                  |        |            |
| (L/D)cruise      | 14,1   | Efficiency |
| (L/D)dash in/out | 9,04   |            |

Script in Matlab per la determinazione delle polari del moto.

```

clc
clear all
% polare crociera
CL=-1:0.001:2;
CD=0.00723046+(CL.^2)/(3.14159*0.85*4);
%polare dash in/out
CD_d=0.019268+0.05*0.2+(CL.^2)/(3.14159*0.85*2.4);
% efficienza
E=CL./CD;
figure (1)
plot (E,CL, 'k')
figure (2)
plot (CD,CL)
figure(3)
plot (CD_d,CL, 'r')
Emax=max(E);

```

## Appendice E

Foglio di calcolo Excel per la determinazione dei pesi rifiniti.

|                             |          |                                   |
|-----------------------------|----------|-----------------------------------|
| Data                        |          |                                   |
| Sflap [ft <sup>2</sup> ]    | 56,2     | Control surface area              |
| n                           | 5        | Load factor                       |
| n_ult                       | 7,5      | Ultimate load factor              |
| Ns                          | 3        | Number of flight control systems  |
| W_landing weight [lb]       | 20520,7  |                                   |
| Ln [in]                     | 53       | Nose landing gear lenght          |
| Lm [in]                     | 50       | Main landing gear lenght          |
| Nnw                         | 2        | Number of nose landig gear wheels |
| n_gear                      | 4        | Landing gear load factor          |
| Ld [ft]                     | 18,5     | Duct lenght                       |
| Ltp [ft]                    | 10,87    | Tail pipe lenght                  |
| Nt                          | 4        | Number of fuel tanks              |
| W_wing [lb]                 | 1436,1   |                                   |
| W_body [lb]                 | 8950,3   |                                   |
| W_engine mounts [lb]        | 24       |                                   |
| W_engine section [lb]       | 18,52    |                                   |
| W_engine cooling [lb]       | 139,34   |                                   |
| W_oil cooling [lb]          | 37,82    |                                   |
| W_starter [lb]              | 34,43    |                                   |
| W_hydroulics [lb]           | 171,75   |                                   |
| W_avionics [lb]             | 1018,95  |                                   |
| W_flight control [lb]       | 442,13   |                                   |
| W_main landing gear [lb]    | 842,72   |                                   |
| W_nose landing gear [lb]    | 313,6    |                                   |
| W_air induction system [lb] | 255,17   |                                   |
| W_fuel system [lb]          | 731,13   |                                   |
| W_tail pipe [lb]            | 98,16    |                                   |
| W_refined [lb]              | 14514,11 |                                   |
| [kg]                        | 6583,56  |                                   |
| Wto_refined [lb]            | 34853,33 |                                   |
| [kg]                        | 15809,37 |                                   |
| Wf_refined [lb]             | 15378,82 |                                   |
| [kg]                        | 6975,79  |                                   |



## Appendice F

Foglio di calcolo Excel per la determinazione delle performance.

|                          |         |                                   |
|--------------------------|---------|-----------------------------------|
| <b>Data</b>              |         |                                   |
| Psl [psi]                | 14,7    | Atmospheric pressure at sea level |
| [psf]                    | 2116,8  |                                   |
| Pcruise [psi]            | 3,3     | Atmospheric pressure at 35000 ft  |
| Pdash in/out [psi]       | 10,3    | Atmospheric pressure at 10000 ft  |
| a [m/s]                  | 328,39  | Sound speed at 10000 ft           |
| [ft/s]                   | 1077,11 |                                   |
| a_cruise [m/s]           | 296,55  |                                   |
| [ft/s]                   | 972,64  |                                   |
| (L/D)max                 | 19,22   | Maximum efficiency                |
| K                        | 0,094   |                                   |
| K_wave                   | 0,156   |                                   |
|                          |         |                                   |
| <b>SEP</b>               |         |                                   |
| $\Delta$                 | 0,7     |                                   |
| Tav [lbf]                | 9459,18 | Thrust available                  |
| W [lb]                   | 29977,3 |                                   |
| q [lbf/ft <sup>2</sup> ] | 373,77  |                                   |
| Cl                       | 0,1     |                                   |
| Cd                       | 0,0082  |                                   |
| Tr [lbf]                 | 2405,5  | Thrust required                   |
| T [lbf]                  | 7053,67 | Excess thrust                     |
| SEP [ft/s]               | 137,32  |                                   |
| [m/s]                    | 41,2    |                                   |
|                          |         |                                   |
| <b>ITR</b>               |         |                                   |
| ITR [rad/s]              | 0,278   |                                   |
| n_ITR                    | 7,5     |                                   |
|                          |         |                                   |
| <b>STR</b>               |         |                                   |
| nmax_strut               | 7,44    |                                   |
| STR [rad/s]              | 0,32    |                                   |
|                          |         |                                   |

|                                     |          |  |
|-------------------------------------|----------|--|
| <b>Drag, efficiency at Cruise</b>   |          |  |
| W [lb]                              | 33309,17 |  |
| q [lbf/ft <sup>2</sup> ]            | 119,75   |  |
| Cl                                  | 0,36     |  |
| Cd                                  | 0,019    |  |
| (L/D)cruise                         | 18,66    |  |
|                                     |          |  |
| <b>Drag, efficiency at Dash in</b>  |          |  |
| W [lb]                              | 28615,25 |  |
| q [lbf/ft <sup>2</sup> ]            | 664,47   |  |
| Cl                                  | 0,0549   |  |
| Cd                                  | 0,0151   |  |
| (L/D)dash in                        | 3,63     |  |
|                                     |          |  |
| <b>Drag, efficiency at Dash out</b> |          |  |
| W [lb]                              | 23763,21 |  |
| Cl                                  | 0,0456   |  |
| Cd                                  | 0,01497  |  |
| (L/D)dash out                       | 3,0476   |  |

Script in Matlab per la determinazione dei grafici della Spinta e della Potenza disponibili.

```

clear all
clc
Tto=13500; % Spinta max decollo lbf
Hcr=35000; % Quota di crociera ft
Psl=14.7; % Pressione livello del mare psi
Pcr=3.3; % Pressione atmosferica in crociera psi
Pdash=9.85; %Pressione atmosferica dash in/out psi
delta=Pcr/Psl;
Tav=delta*Tto; % Spinta disponibile lbf
Tav1=ones(13)*Tav;
M=0.3:0.05:0.9; % Velocità
hold on
plot(M,Tav1,'m');
S=783.85; % Superficie alare ft^2
k=0.094;
gamma=1.4;
W=33699.1; % Massa del velivolo in crociera lb
V=M*1125.33;% vettore velocità in ft/s
q=Psl*119.6*delta*gamma*0.5*(M.^2);
Cl=(W/S)./q; % Coefficiente di portanza
Cdi=k*(Cl.^2); % Resistenza indotta

```

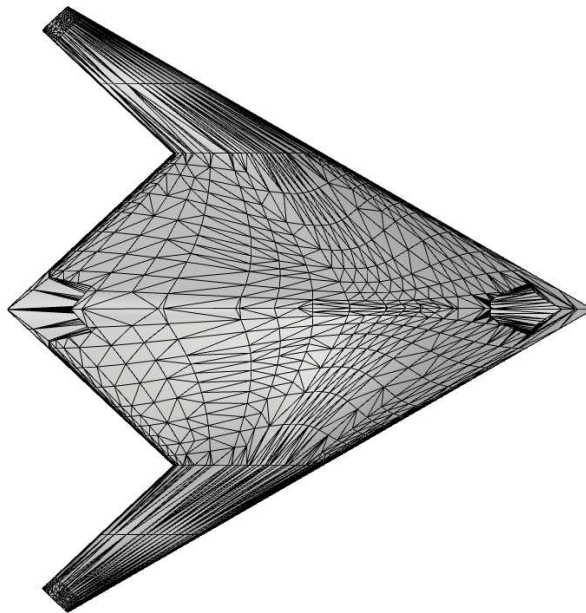
```

Cd0=[0.006645 0.006812 0.00695 0.0071 0.00718 0.00727
0.007346 0.007411 0.007467 0.009456 0.01939 0.02932
0.0393]; % Resistenza a portanza nulla
Cd=Cdi+Cd0; % Resistenza Totale
Tr=S*Cd.*q; % Spinta richiesta lbf
plot(M,Tr)
plot(0.7,Tr(9),'*')
Pcrt=Tr(9)*Psl/Tto; % Pressione atmosferica quota di
tangenza psi
plot(0.425,Tav,'o')
plot(0.785,Tav,'o')
figure(2)
hold on
T=Tav-Tr; % eccesso di spinta
Pav=V*diag(Tav); % potenza disponibile lbft/s
Pr=V*diag(Tr); % Potenza richiesta lbft/s
plot (V,Pr)
plot (V,Pav)

```

## Appendice G

Mesh triangolare formata da 26'746 triangoli, usata per il calcolo della RCS



**Figura 71** Mesh del disegno definitivo



## Bibliografia

- Daniel P. Raymer [1999]: "*Aircraft Design: a conceptual approach*", Third edition, AIAA Education Series, Reston
- Attilio Lausetti [1980]: "*Elementi di Meccanica del volo*", Editrice Universitaria Levrotto & Bella, Torino
- Serdar Cardici [2009]: "*RF stealth (or low observable) and counter-RF Stealth technologies: implications of Counter- rf stealth solutions for turkish Air force*", Naval Postgraduate School Ph.D. Thesis
- M. Skolnik [1980]: "*Introduction to radar systems*". 2nd Edition, McGraw-Hill
- Knott Eugene, Shaeffer John, Tuley Michael [1993]: "*Radar Cross Section*", 2nd ed. Artech House
- Rao G.A., Mahulikar S.P. [2002]: "*Integrated review of stealth technology and its role in airpower*", Aeronautical Journal 106