



**Politecnico
di Torino**

Politecnico di Torino

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

A.a. 2025/2026

Sessione di Laurea Luglio 2026

Ekranoplano: progettazione di una bilancia aerodinamica

Progettazione di una bilancia aerodinamica per prove in galleria del
vento e valutazione prestazioni energetiche dell'ekranoplano

Relatore:

Prof. Andre Manuello Bertetto

Candidato:

Foler Stafa – 309385

Sommario

Questa tesi si concentra sull'analisi del funzionamento dell'ekranoplano. L'ekranoplano è un velivolo sviluppato e costruito dall'ingegnere Russo Rostislav Alexeyev, intorno agli inizi degli anni '60. L'intenzione di Alexeyev fu quella di progettare un aeromobile in grado di volare a bassa quota, qualche metro al di sopra del livello del mare, in modo da poter sfruttare l'aumento di portanza dovuto al fenomeno dell'effetto suolo.

La parte iniziale dell'elaborato è dedicata alla descrizione dello sviluppo dei wing-in-ground effect craft (WIG craft), del loro funzionamento e dei loro campi di utilizzo. Con l'obiettivo di dimostrare la validità del fenomeno dell'effetto suolo, la parte centrale della tesi si focalizza sulla progettazione di una bilancia aerodinamica, per prove in galleria del vento. La bilancia aerodinamica è un dispositivo in grado di misurare le azioni aerodinamiche agenti su un modello. Vengono esaminati dettagliatamente i vari passaggi che portano al dimensionamento della struttura, come: la scelta del sistema di sensori incaricato alla rilevazione delle grandezze aerodinamiche, la modellazione CAD 3D effettuata con il software Solidworks e la verifica strutturale che garantisce il funzionamento in sicurezza della bilancia.

Per concludere, vengono svolte delle analisi comparative tra l'ekranoplano e i comuni mezzi di trasporto, come aerei e navi. In particolar modo si esegue un'analisi energetica, che confronta i consumi dell'ekranoplano classe Lun con un aereo Airbus A320neo, un aereo Boeing 747-8F e un traghetto roll-off/roll-on. In questo modo, l'elaborato consente di valutare l'ekranoplano come possibile alternativa ai mezzi di trasporto convenzionali.

Indice

1	Introduzione	1
1.1	Obiettivi della tesi	1
1.2	Nascita del progetto Ekranoplano	2
1.3	Veicoli a bassa resistenza	2
1.3.1	Hovercraft	2
1.3.2	Aliscafo	3
1.3.3	SES	4
2	L'Ekranoplano	5
2.1	L'evoluzione dell'ekranoplano	5
2.2	I prototipi	6
2.2.1	SM-1	6
2.2.2	SM-2 ed SM-2P	7
2.2.3	SM-3 e successivi SM	8
2.2.4	KM	9
2.2.5	Lun	10
2.2.6	Volga 2	11
2.2.7	Ivolga	12
2.3	Tipologie di ekranoplano	13
2.3.1	WIG o Ekranoplano	13
2.3.2	DACC	14
2.3.3	PARWIG	14
2.3.4	DACWIG	15
2.4	Classificazione dei WIG	16
2.4.1	In base alla alla configurazione aereodinamica	16
2.5	Fattori caratteristici per la progettazione	17
2.6	Campi di applicazione	18
2.6.1	Applicazioni civili	18
2.6.2	Applicazioni militari	19

3	Fenomeno dell'effetto suolo	20
3.1	Introduzione alla forza aerodinamica	20
3.2	Effetto suolo	21
3.2.1	Cuscino d'aria statico	23
3.2.2	Cuscino d'aria dinamico	23
3.2.3	Influenza degli endplates	24
3.2.4	Impatto delle onde sulla fase di crociera	24
4	Analisi comparativa tra ekranoplano e altri mezzi di trasporto	25
4.1	Introduzione	25
4.2	Confronti	25
4.2.1	Area operativa	25
4.2.2	Potenza specifica rispetto alla velocità	26
4.2.3	Proprietà aerodinamiche	27
4.2.4	Consumi carburante	28
4.2.5	Efficienza di propulsione e trasporto	29
5	Analisi dei consumi energetici	32
5.1	Introduzione	32
5.2	Analisi consumi energetici ekranoplano classe Lun	32
5.2.1	CFM LEAP-1A	33
5.2.2	Parametri operativi	34
5.2.3	Calcoli	35
5.3	Analisi consumi energetici Airbus A320neo	38
5.3.1	Calcoli	39
5.4	Analisi consumi energetici Boeing 747-8F	40
5.4.1	Calcoli	41
5.5	Analisi consumi energetici traghetto roll-off/roll-on	43
5.5.1	Calcoli	44
5.6	Confronti finali	46
6	Progetto di una bilancia aerodinamica	48
6.1	Introduzione	48
6.2	Bilancia aerodinamica	48
6.3	Progettazione	51
6.3.1	Creazione del modello	51
6.3.2	Scelta del sistema di sensorizzazione	54
6.3.3	Modellazione CAD 3D della struttura	65

6.3.4	Verifica statica	69
6.3.5	Verifica a fatica	82
7	Conclusione	92

1. Introduzione

1.1 Obiettivi della tesi

Questo progetto di tesi è stato sviluppato con lo scopo di introdurre l'ekranoplano, analizzandone il funzionamento, i campi in cui può essere impiegato e i vantaggi nel suo utilizzo.

Agli inizi degli anni '60 l'ingegnere Russo Rostislav Alexeyev, affiancato dalla marina militare dell'Unione Sovietica, con lo scopo di incrementare la forza militare Russa, iniziò a sviluppare l'ekranoplano, un velivolo che, sfruttando l'effetto suolo, è in grado di volare ad alte velocità e a bassissime quote sulla superficie dell'acqua.

Nella prima parte della tesi verranno introdotti i wing-in-ground effect craft, più semplicemente conosciuti come WIG craft, ovvero famiglia di aereomobili a cui l'ekranoplano appartiene. In questa sezione verranno descritti i principali WIG craft, rivolgendo una maggiore attenzione però sullo sviluppo, sul funzionamento e sulle caratteristiche dell'ekranoplano, preso come caso di studio.

Successivamente ci si concentra sulla verifica dei vantaggi indotti dall'effetto suolo. A tale scopo viene progettata una bilancia aerodinamica per le prove in galleria del vento. Lo sviluppo della bilancia è suddiviso in vari passaggi: scelta del modello su cui fare le prove, scelta del sistema di sensorizzazione che permetta di misurare portanza e resistenza aerodinamiche, modellazione CAD 3D della struttura mediante software Solidworks e infine verifica strutturale della bilancia. Questo dispositivo verrà successivamente posizionato in galleria del vento, dove si svolgeranno prove che possano dimostrare come nella zona ad effetto suolo ci sia un'aumento di forza portante sul profilo alare, mentre la resistenza rimane invariata.

La parte finale è dedicata alla ricerca dei possibili campi di impiego del velivolo e all'analisi e confronto tra i consumi dei mezzi di trasporto navali ed aeronautici con quelli dell'ekranoplano, sottolineando i punti di forza di quest'ultimo.

1.2 Nascita del progetto Ekranoplano

Durante gli anni della guerra fredda, le tensioni tra l'Unione Sovietica e gli Stati Uniti d'America, e la paura dell'incombere di un nuovo conflitto, portarono queste due grandi potenze mondiali ad investire risorse su ampia scala sul mondo dell'ingegneria, concentrandosi prevalentemente sui settori militare, aerospaziale, informatico e sull'energia nucleare. Questo scenario di competizione tecnologica e militare diede vita al progetto ekranoplano, velivolo che rappresenta il punto di contatto tra mondo navale e aeronautico. L'ingegnere navale sovietico Rostislav Evgenievich Alexeyev (1916-1980) fu uno dei protagonisti di maggior rilievo nello sviluppo del progetto, avendo già partecipato alla realizzazione di diversi aliscafi, come ad esempio Meteor, Sputnik e Kometa. Alla fine degli anni '50, egli ebbe l'idea di applicare l'effetto suolo in campo nautico: sfruttando la portanza aerodinamica prodotta da tale effetto e costruendo delle imbarcazioni con delle ali, simili a quelle degli aerei, fu possibile sviluppare nuovi mezzi, in grado di volare a bassa quota, al di sopra della superficie dell'acqua, raggiungendo elevatissime velocità, permettendo anche di eludere facilmente i radar delle forze nemiche.

Questo progetto innovativo, pur avendo un enorme potenziale strategico e tecnologico, incontrò diverse difficoltà e limiti, esaminati più avanti nel corso di questa tesi, che ne impedirono la diffusione su larga scala, ma pose le basi per ulteriori sviluppi tecnologici nel campo degli ekranoplani.

1.3 Veicoli a bassa resistenza

Le ricerche di sviluppo, in campo navale, vennero condotte con l'intento principale di aumentare la velocità dei mezzi di trasporto marittimi. L'ostacolo principale al raggiungimento dell'obiettivo era rappresentato dalla resistenza idrodinamica prodotta dall'acqua sullo scafo dell'imbarcazione durante il suo stesso moto, resistenza che è proporzionale al quadrato della velocità d'avanzamento. Fu necessario, dunque, per poter limitare il problema, diminuire il più possibile la superficie di contatto tra lo scafo e l'acqua, durante il moto del mezzo. Questo portò alla realizzazione di diverse tipologie di veicoli a bassa resistenza, tra cui l'ekranoplano.

1.3.1 Hovercraft

L'hovercraft, conosciuto anche come veicolo a cuscino d'aria oppure ACV (Air Cushion vehicle), è un mezzo in grado di muoversi sfruttando la creazione, tramite

un sistema di ventole motorizzate, di un cuscino d'aria sotto di esso e contenuto all'interno di una "gonna" (skirt). La presenza della skirt isola l'hovercraft dalla superficie dell'acqua permettendogli così di attraversare zone in cui il livello dell'acqua è molto basso e addirittura di muoversi sulla terra, questo è possibile anche grazie alla assenza di appendici subacquee nel veicolo.

Lo svantaggio principale nell'utilizzo di questo veicolo è la limitata capacità di carico e l'alto consumo d'energia, causati dalle interazioni che avvengono tra la superficie dell'acqua e la skirt, che provocano un aumento delle forze resistenti all'avanzamento. Le condizioni del mare e i movimenti verticali del veicolo dovuti all'effetto molla della gonna generano ulteriori forze dissipative, influenzando fortemente la velocità operativa del mezzo in acqua, passando da 60 nodi in condizioni ideali fino a 30/40 nodi quando ci troviamo in condizioni di mare mosso.



Figura 1.1: Hovercraft - 8100 TD [23]

1.3.2 Aliscafo

Un'altra tipologia di imbarcazione utilizzata per ridurre l'attrito causato dall'acqua è l'aliscafo. In condizioni operative viene "sollevato" al di sopra della superficie del mare utilizzando delle lamine, dette foils, attaccate sulla parte inferiore dello scafo, in grado di generare una portanza idrodinamica, in maniera simile a quanto accade con le ali di un aeroplano.

Gli aliscafi possono raggiungere velocità di 130 Km/h, tuttavia a queste velocità si manifesta il fenomeno della barriera di cavitazione che limita un ulteriore aumento della velocità a causa della cavitazione che si verifica sulle foils dell'aliscafo, comportando così una diminuzione di portanza e un aumento di resistenza.



Figura 1.2: Aliscafo - Kometa 120M [37]

1.3.3 SES

La Surface Effect Ship (SES), che prende anche il nome di nave a effetto superficie, è un veicolo a bassa resistenza che costituisce l'evoluzione dell'hovercraft, infatti, per contenere in maniera più efficace il cuscino d'aria, il SES presenta delle pareti laterali rigide, mentre a poppa e a prua vengono utilizzate le gonne flessibili. Poiché questo tipo di imbarcazione è supportato sia da una portanza idrostatica che idrodinamica e utilizza un sistema di propulsione ad acqua, è possibile costruire navi SES di dimensioni molto maggiori rispetto agli aliscafi, in grado di sostenere un carico utile di migliaia di tonnellate, mantenendo comunque una velocità all'intorno dei 100 nodi. Superando i 60 nodi, si manifesta il fenomeno della cavitazione a getto d'acqua che provoca una riduzione significativa dell'efficienza del sistema di propulsione e di conseguenza viene ridotta anche l'efficienza del mezzo di trasporto.



Figura 1.3: Surface Effect Ship - SES 200 [25]

2. L'Ecranoplano

2.1 L'evoluzione dell'ekranoplano

In Russia, durante il ventesimo secolo, con lo scopo di aumentare la velocità delle navi, vennero svolte due importanti ricerche di sviluppo. Il primo studio venne eseguito con l'intento di ridurre la resistenza dovuta alla formazione delle onde durante moti ad alta velocità. Successivamente si pensò, con una ricerca più avanzata, di sollevare l'intera imbarcazione al di sopra della superficie dell'acqua per farla planare sopra di essa.

Alla fine degli anni '50, le analisi sopracitate portarono l'ingegnere Russo R.Y. Alexeyev alla progettazione di un nuovo mezzo di trasporto, l'ekranoplano. L'intuizione fu quella di applicare allo scafo di una imbarcazione delle ali, simili a quelle che si trovano sui comuni aeroplani, in modo tale da poter sollevare il mezzo dalla superficie dell'acqua e farlo planare al di sopra di essa, grazie alla portanza aereodinamica generatasi e all'ausilio di un sistema di propulsione aerodinamica. L'effetto suolo (che approfondiremo in seguito) è il fenomeno fisico protagonista del funzionamento dell'ekranoplano; esso si manifesta durante il moto del veivolo a brevi distanze dalla superficie del mare e consiste nella creazione di un cuscino d'aria portante sotto le ali.

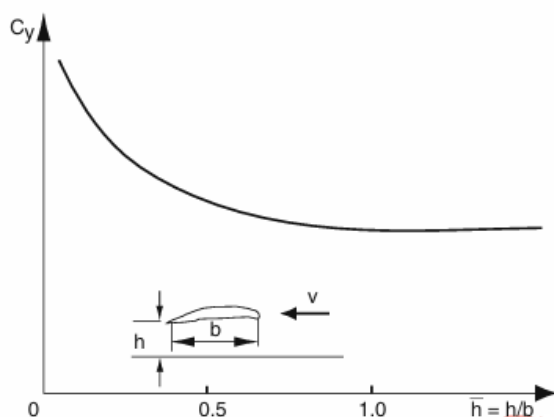


Figura 2.1: coefficiente portanza rispetto alla distanza relativa [38]

Dalla figura 2.1 si può notare come il coefficiente di portanza C_y aumenti esponenzialmente al diminuire del rapporto tra la distanza dell'ala dalla superficie dell'acqua e la corda dell'ala stessa, mostrando così una maggiore efficacia dell'effetto suolo a quote relative più basse, questo permette il raggiungimento di velocità ben superiori ai 100 km/h. Nonostante i numerosi vantaggi portati da questa innovazione ingegneristica, il progetto fu messo da parte a causa della insufficiente potenza di calcolo e dell'estrema complessità del problema fluidodinamico dell'effetto suolo. La situazione, però, ai giorni nostri si è ribaltata e vede l'ekranoplano come una valida soluzione per il trasporto marittimo.

2.2 I prototipi

2.2.1 SM-1

Il primo prototipo di WIG craft fu progettato e costruito nel 1960, col nome SM-1. Con un peso complessivo approssimativamente di 2,8 tonnellate, il velivolo presenta due coppie di ali in tandem, disposte sulla mezzeria e sulla poppa di una fusoliera lunga 20 m, inoltre all'estremità delle ali sono installate delle piastre per ridurre l'influenza dei vortici e migliorare le prestazioni del mezzo. Il sistema di propulsione è costituito da un motore a reazione montato sopra la fusoliera e posizionato appena dopo la coppia di ali in mezzeria. I test, condotti in acque calme e a velocità di 200 km/h, manifestarono importanti problemi nella configurazione e nella stabilità del prototipo:

- instabilità di beccheggio causata dalla perturbazioni trasversali prodotte delle onde del mare.
- Necessità di un'elevata velocità per il decollo (circa 150 km/h).

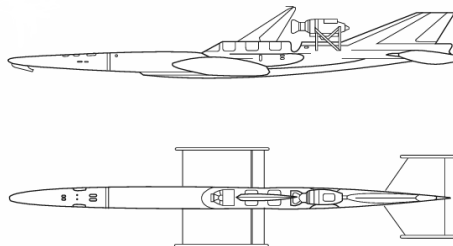


Figura 2.2: schema grafico SM-1 [38]



Figura 2.3: immagine SM-1 [38]

2.2.2 SM-2 ed SM-2P

Per contrastare i problemi del primo prototipo, Alexeyev designò l'SM-2 con un nuovo assetto aerodinamico. Fu lasciato il compito di sfruttare l'effetto suolo ad una sola coppia di ali e fu posta sulla sommità di una pinna verticale, posizionata sul retro della fusoliera, un'ala di coda orizzontale in grado di conferire stabilità longitudinale all'aeromobile. Invece, per ridurre la velocità di decollo fu installato un motore a reazione a prua rivolto all'alimentazione con aria pressurizzata, attraverso un sistema di diffusori, della parte inferiore dell'ala principale, conferendo una supplementare portanza statica al velivolo. Un'incendio, che portò al danneggiamento dell'SM-2, permise l'evoluzione del prototipo nel nuovo modello SM-2P, caratterizzato da un'ala di coda più ampia e dalla presenza di due turbine RU-19-300 posizionate, una all'interno della punta della fusoliera e una sotto l'ala posteriore.

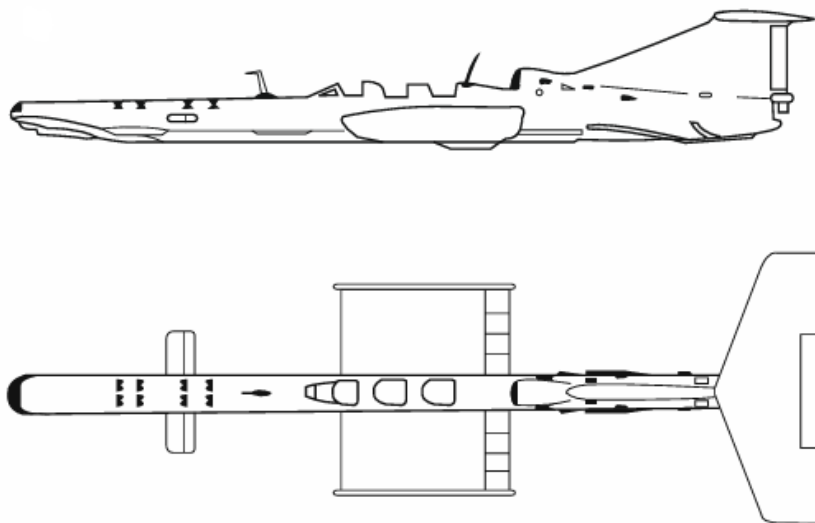


Figura 2.4: schema grafico SM-2 [38]



Figura 2.5: immagine SM-2 [38]

2.2.3 SM-3 e successivi SM

Sulla base della configurazione dell'SM-2 viene sviluppato l'SM-3, contraddistinto da un sensibile incremento della corda dell'ala portante principale e da una riduzione delle dimensioni dell'impennaggio di coda rispetto al prototipo precedente. Un'ulteriore modifica da sottolineare riguarda il passaggio da un sistema di propulsione a due turbine ad uno a singola turbina, posizionata sull'estremità anteriore della fusoliera. Questo permette agli scarichi del RU-19-300 di essere convogliati, attraverso un impianto di ugelli, al di sotto dell'ala principale.

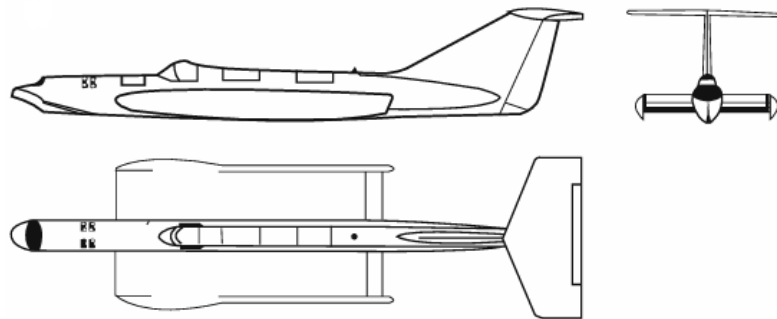


Figura 2.6: schema grafico SM-3 [38]



Figura 2.7: immagine SM-3 [38]

Mantenendo una conformazione il più fedele possibile a quella dei propri predecessori, ma introducendo alcuni accorgimenti dimensionali e modifiche alle unità propulsive vengono concepiti gli ultimi modelli del progetto SM. Nonostante le difficoltà riscontrate, i soddisfacenti risultati ottenuti posero le basi per lo sviluppo di nuovi progetti.



Figura 2.8: Immagine SM-4 [38]



Figura 2.9: Immagine SM-5 [38]



Figura 2.10: Immagine SM-6 [38]



Figura 2.11: Immagine SM-8 [38]

2.2.4 KM

I dati positivi ottenuti in campo aerodinamico e idrodinamico, a seguito dei test svolti coi precedenti prototipi, orientarono gli ingegneri della Marina Russa, guidati da Alexeyev, all'avvio di un nuovo progetto, che si concluse nel 1966 con la realizzazione del più grande ekranoplano, il KM. Il velivo viene più comunemente chiamato "Mostro del Mar Caspio" a causa delle sue imponenti dimensioni: 92.3 m di lunghezza, 37.6 m di apertura alare, 22 m di altezza massima e un peso complessivo di 544 tonnellate. Il KM era capace di raggiungere una velocità massima di 500 km/h volando a un'altezza ottimale compresa tra i 4 e i 14 m. Nonostante la grandezza del mezzo, la sua velocità di decollo era limitata a 140 km/h, valore paragonabile e in proporzione minore a quello dei modelli precedenti. Il sistema di propulsione era composto da dieci motori turbojet VD-7-NM, ciascuno in grado di fornire una spinta

di 13 tonnellate, di cui otto installati a prua per la fase di decollo e due a poppa per la crociera. La fase di decollo avveniva direzionando il flusso dei motori, tramite un sistema di ugelli orientabili, verso il basso, in modo da generare una spinta aerodinamica sotto l'ala principale in grado di sollevare il mezzo dalla superficie del mare. Successivamente, gli ugelli venivano gradualmente orientati orizzontalmente per fornire al velivo la spinta e l'accelerazione necessaria al raggiungimento della velocità di crociera (430 km/h). Raggiunta tale velocità, veniva ridotta la potenza dei motori a prua ed entravano in gioco i due motori posteriori, a cui era affidato il sostentamento e la propulsione principale. Il KM aveva un'ottima stabilità al decollo e all'atterraggio e un'eccellente manovrabilità, tale da consentirgli di completare virate di 360° .



Figura 2.12: KM o "Mostro del Mar Caspio" [38]

2.2.5 Lun

Il Lun, così come l'Orlyonok, furono i primi progetti operativi di WIG militare. Con una lunghezza di 73.8 m e un'apertura alare di 44 m, il Lun era dotato di una capacità di carico superiore alle 100 tonnellate, un valore molto importante dato il contesto di impiego. In maniera simile a quanto avveniva col KM, la movimentazione dell'aeromobile veniva affidata a otto motori turbofan NK-87 (capaci di generare una spinta di 13 tonnellate ciascuno), divisi in due blocchi da quattro, collocati sulla parte anteriore della fusoliera. Il Lun era in grado di abbattere le unità nemiche, individuate con l'ausilio di un radar, utilizzando missili guidati che venivano "scagliati" direttamente dalle tre coppie di lanciamissili posizionate sul dorso della fusoliera, con un'inclinazione di 45° . Nella tabella 2.1 sottostante vengono indicati i valori principali delle prestazioni di volo del mezzo militare.

Dato	Valore
Velocità massima	550 km/h
Velocità di crociera	450 km/h
Altezza di volo	1-5 m
Autonomia di volo	2000 km

Tabella 2.1: Prestazioni di volo [38]

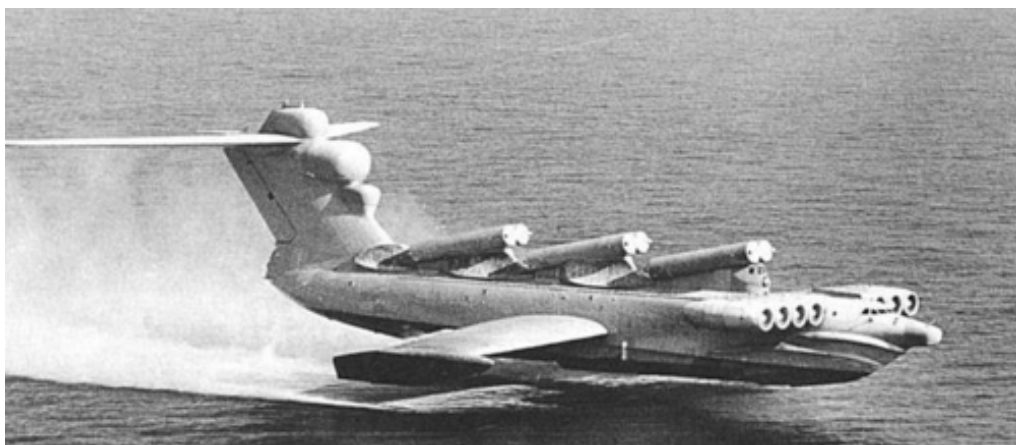


Figura 2.13: Ekranoplano classe Lun [38]

2.2.6 Volga 2

Le difficoltà riscontrate nella complessità dei sistemi di controllo e nelle tecniche di pilotaggio, e soprattutto gli elevati costi di produzione dei grandi WIG (come il KM e il Lun) portarono alla nascita del Volga 2, il primo ekranoplano della nuova seconda generazione. Le principali caratteristiche che lo contraddistinguono sono:

- Sistema di propulsione formato da due motori rotativi da 150 CV ciascuno, che permettono di raggiungere una velocità massima di 140 km/h, e il mantenimento di una velocità di crociera di 120 km/h per 300 km.
- Manovrabilità elevata grazie alle dimensioni ridotte e alla configurazione aerodinamica.
- Altezza di volo bassa, limitata alla zona soggetta ad un intenso effetto suolo, il che conferisce al velivolo un'ottima stabilità.
- Capacità di navigare sopra la superficie del mare, e di sorvolare la terra ferma a velocità sostenute.



Figura 2.14: Volga 2 [38]

2.2.7 Ivolga

Uno dei più recenti modelli, progettato tra il 1998 e il 1999, è l'Ivolga. Viene concepito con l'idea di combinare le caratteristiche di volo del Volga 2 con quelle del Lun, ottenendo così:

- Capacità di volare sia sopra alla zona dell'effetto suolo, sia al suo interno.
- Elevata manovrabilità.
- Capacità anfibia, con possibilità di sorvolare anche su superfici irregolari presenti sulla terra ferma.
- Presenza di sistemi di controllo che permettono al pilota di decidere l'altezza di volo in base alle condizioni operative.

Il decollo dell'Ivolga è affidato a due motori, collocati davanti all'ala principale, che azionano una coppia di eliche a quattro pale, orientate, inizialmente, verso il terreno in modo da conferire la portanza necessaria per il volo. Una volta raggiunta la velocità di crociera, le eliche vengono riposizionate orizzontalmente per migliorare la prestazione propulsiva. Con questo sistema di movimentazione l'aeromobile è in grado di raggiungere una velocità massima di 200 km/h e una velocità di crociera compresa tra 120-150 km/h.



Figura 2.15: Ivolga [5]

2.3 Tipologie di ekranoplano

Gli ekranoplani vengono suddivisi in varie categorie in base alle caratteristiche costruttive, alla configurazione aerodinamica, alle modalità operative di volo e molti altri fattori che li contraddistinguono. Questa sezione è dedicata alla descrizione delle principali tipologie di ekranoplano.

2.3.1 WIG o Ekranoplano

La semplicità della sua configurazione lo rende un mezzo ideale per il trasporto di passeggeri o per applicazioni commerciali. L'ala del WIG si presenta con profilo ad ampia corda e dispone di piastre o galleggianti laterali, inoltre, l'assenza di un sistema d'incremento della portanza, fa sì che il WIG operi a velocità di crociera ridotte e con carichi di minore densità. Le limitate velocità di decollo e di crociera conferiscono all'ekranoplano una stabilità relativamente buona durante il volo. Nella figura 2.16 sottostante viene mostrato il modello più rappresentativo tra i WIG: il **Lippisch**, sviluppato in Germania, tra gli anni 60' e 70', dall'ingegnere tedesco Alexander Lippisch.



Figura 2.16: Lippisch RFX-113 [23]

2.3.2 DACC

Con il termine DACC (Dynamic Air Cushion Craft) vengono indicati tutti gli aeromobili a sustentazione dinamica su cuscino d'aria, ideati come categoria intermedia tra l'ACV, l'aliscafo e l'ekranoplano. Il cuscino d'aria, presente sotto le ali portanti, viene generato dal flusso d'aria pressurizzato convogliato dalle eliche anteriori, permettendo al velivolo di rimanere sospeso sia sopra la terra sia sopra l'acqua. Sulle ali, che possono presentarsi a una o a due coppie disposte in tandem, vengono installati galleggianti sulle estremità e flap sul bordo d'uscita, facilitando così il decollo nella zona effetto suolo. Questa configurazione permette al DACC di raggiungere elevati rapporti tra portanza statica e spinta, di decollare a basse velocità su acque calme e di avere una funzionalità anfibia. Tra le caratteristiche principali si possono sottolineare: la sua stabilità di volo che garantisce un'ottima manovrabilità, il basso impatto ambientale e i ridotti costi relativi alla produzione e al suo mantenimento. Le qualità appena descritte consentono al DACC di operare in diversi campi come ad esempio nel trasporto civile o di piccoli carichi.

2.3.3 PARWIG

Il PARWIG esibisce una coppia di motori turboventola posizionati davanti al bordo d'attacco dell'ala principale, con lo scopo di formare, con aria pressurizzata, un cuscino d'aria dinamico al di sotto dell'ala. L'attivazione del flusso d'aria può avvenire a velivolo fermo, generando una portanza e una riduzione della resistenza all'avanzamento tali da facilitare il decollo e migliorare la navigabilità a basse velocità. Gli ugelli dei motori si possono orientare durante le varie fasi di volo, aumentando le prestazioni di decollo, di manovrabilità e di atterraggio.

I punti di forza del PARWIG sono:

- Elevata efficienza di trasporto, circa il doppio rispetto a quella di un aereo tradizionale.
- Velocità di crociera 3-5 volte superiore a quella dei ACV, SES e aliscafo.
- Capacità di volare molto vicino alla superficie dell'acqua in modo da sfuggire alla rilevazione dei radar nemici.
- Capacità di volare al di sopra della zona effetto suolo sfruttando così una zona più ampia per le manovre.
- Abilità di operare in mare aperto per tempi relativamente lunghi.

Tra le principali limitazioni si trovano:

- La sua dimensione che rende complicate le manovre a bassa velocità necessarie all'attracco, aumentando il rischio di collisioni.
- Il ridotto campo visivo dei piloti che causa una guida difficoltosa.
- L'elevata velocità dell'aeromobile che aumenta il rischio di collisioni.

Le proprietà permettono al PARWIG di essere impiegato in campo militare ma anche in ambito civile per il trasporto di persone o merci su rotte di media e lunga distanza.

2.3.4 DACWIG

Il DACWIG è un mezzo ibrido tra il PARWIG e il DACC, che combina l'elevata velocità e la buona stabilità del primo con le capacità anfibe e l'ottima manovrabilità del secondo. Il velivolo manifestava difficoltà nel mantenere la stabilità quando operava al di sopra della zona effetto suolo, motivo per cui sono stati adottati degli accorgimenti a livello di assetto aerodinamico, che comunque rimane abbastanza fedele a quello del DACC. Con una velocità di crociera di 150 nodi, Il DACWIG può essere utilizzato come imbarcazione ad alta velocità per il trasporto passeggeri, sostituendo i comuni traghetti veloci, che hanno velocità 2-5 inferiori (30-50 nodi). Un aspetto importante è il suo consumo ridotto di carburante, reso possibile da una minore richiesta di potenza per l'alimentazione del cuscino d'aria, durante la fase di crociera, rispetto a quella utilizzata dagli altri mezzi, pur mantenendo velocità più elevate. Nella figura 2.17 viene mostrato l'ekranoplano cinese "Swan", uno dei più rappresentativi DACWIG in circolazione.



Figura 2.17: DACWIG "Swan" [38]

2.4 Classificazione dei WIG

2.4.1 In base alla configurazione aereodinamica

Sono state sviluppate diverse configurazioni aerodinamiche con l'intento di realizzare veicoli ad effetto suolo caratterizzati da una buona stabilità longitudinale. Le configurazioni si differenziano in base al metodo con cui soddisfano i requisiti di stabilità; di seguito sono riportate le configurazioni di base.

- **CONFIGURAZIONE A TANDEM:**

L'SM-1, con una disposizione di due coppie di superfici alari, fu il primo velivo ad utilizzare uno schema a tandem. Questo tipo di configurazione permette di spostare, tramite la regolazione degli angoli d'incidenza e della geometria degli elementi alari, i centri aerodinamici, in modo da garantire un buon margine di stabilità statica. Lo schema presenta, però, un'enorme limitazione: gli aeromobili possono operare solo in zona effetto suolo, il che rende la stabilità statica molto sensibile alla combinazione tra angolo di incidenza e distanza dal suolo. Mentre per i veicoli di piccole dimensioni, l'altezza operativa massima è ridotta, limitando le capacità di navigazione via mare.

- **CONFIGURAZIONE AEROPLANO:**

La configurazione di tipo aeroplano è formata da un'ala principale, che opera nella zona ad effetto suolo, e un'ala di coda, montata su uno stabilizzatore verticale, fuori dall'influenza dell'effetto suolo; in questo modo, il centro di beccheggio è spostato verso poppa. Il KM è l'esempio principale di mezzo che utilizza questa tipologia di configurazione.

I principali vantaggi nell'utilizzo dello schema sono:

- Intervallo ampio di altezze di volo per il quale il velivolo opera in condizioni di stabilità, con conseguente possibilità di cambiare l'altitudine di volo in situazioni di emergenza.
- Possibilità di inclinarsi per effettuare manovre di virata.
- Possibilità di raggiungere elevate velocità.

Mentre, gli svantaggi sono:

- La presenza della coda non contribuisce alla capacità portante del velivolo, anzi, causa un'aumento elevato del suo peso e della resistenza viscosa.

- Rapporto portanza-resistenza basso (bassa efficienza economica)
- Peso strutturale elevato, con conseguente aumento della frazione di peso a vuoto

2.5 Fattori caratteristici per la progettazione

- **DECOLLO:** la velocità di decollo è influenzata dall'"hump speed", ossia la velocità critica alla quale il velivolo è soggetto alla massima resistenza idrodinamica prima di passare al volo in effetto suolo, maggiore è quest'ultima, maggiore sarà la velocità necessaria al decollo e, di conseguenza, la potenza richiesta ai motori. L'utilizzo di WIG con carico alare ridotto possono essere una soluzione al problema, tuttavia si avrà una riduzione della velocità di crociera. Un'alternativa è l'utilizzo di sistemi meccanici che modificano il profilo alare (tipo il flap), in modo da poter sfruttare al meglio gli effetti del cuscino d'aria, per contro, saranno inevitabili continui interventi sui meccanismi, da parte del pilota, durante tutte le fasi del volo.

$$\text{Carico alare} = \frac{\text{Peso velivolo}}{\text{Superficie alare}} \quad [Kg/m^2]$$



Figura 2.18: Profilo alare con flap [1]

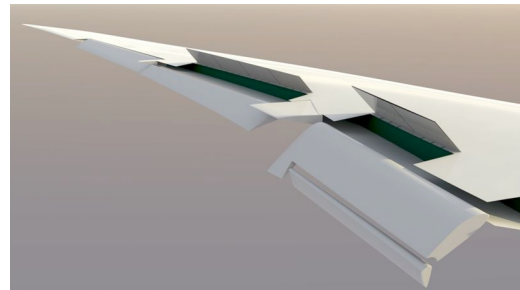


Figura 2.19: Flap presente negli aerei di linea [1]

- **STABILITÀ:** è un fattore di rilievo nella progettazione degli ekranoplani. Si ricerca di ottenere un'ottima stabilità statica, garantendo al contempo una rapida e stabile risposta ai comandi impartiti dal pilota durante il volo. Queste caratteristiche permettono agli ekranoplani di operare in condizioni di sicurezza, anche a distanze relativamente vicine alla superficie del mare.
- **MANOVRABILITÀ:** viene condizionata dalle dimensioni e dalla velocità del WIG. Ekranoplani con grandi superfici alari riscontrano difficoltà nelle

manovre di posizionamento in banchina, che possono portare a collisioni con i veicoli circostanti. Mentre, i velivoli con dimensioni ridotte (Tipo DACC e DACWIG) possiedono ottime capacità di manovra a basse velocità. Le alte velocità riducono lo spazio di manovra disponibile, costringendo il WIG a compiere virate ad ampio raggio.

- **SICUREZZA:** L'ekranoplano opera, normalmente, a elevate velocità e in prossimità del livello della superficie dell'acqua, questo espone il mezzo ad un rischio di collisione maggiore rispetto a quello che si riscontra nei convenzionali mezzi veloci. Pertanto, è necessaria l'installazione di dispositivi di navigazione rapidi, precisi e affidabili.

2.6 Campi di applicazione

Grazie alle sue proprietà distintive, il WIG trova applicazioni in diversi ambiti, tra i principali si possono citare il settore civile e quello militare.

2.6.1 Applicazioni civili

Le alte velocità e la possibilità di percorrere grandi distanze via mare, permettono all'ekranoplano di essere una valida soluzione nel trasporto commerciale, in grado di portare a una ottimizzazione delle reti di trasporto merci e a una riduzione dei tempi di spedizione e consegna. Il trasporto di persone, che trova applicazione anche nel settore turistico, è un aspetto altrettanto importante: si possono compiere viaggi di media o breve distanza riducendo i consumi rispetto ad altri mezzi di trasporto. La capacità di coprire vaste aree a bassa quota conferiscono ai WIG l'opportunità di essere utilizzati come velivoli da ricognizione per applicazioni geofisiche.

Alcuni modelli di WIG vengono sfruttati per operazioni di ricerca e supporto grazie alla loro natura anfibia, che gli consente di sorvolare su zone instabili e difficilmente raggiungibili da altri mezzi convenzionali, effettuando, in tal modo, anche attività di soccorso in mare aperto.



Figura 2.20: WIG per scopi commerciali "Airfish-8" [38]

2.6.2 Applicazioni militari

Progettati originariamente per adempiere a compiti militari, i WIG trovano un'ampia applicazione in ambito bellico. Sono piuttosto efficaci come aerei d'attacco poiché non possono essere rilevati dai radar nemici. I WIG che possiedono una grande capacità di carico vengono impiegati come piattaforme di lancio di missili (come ad esempio il Lun). La capacità di trasportare carichi pesanti consente un dispiegamento di unità militari rapido e in grado di raggiungere qualsiasi località, inoltre, rende possibile un efficiente rifornimento di approvvigionamenti alle truppe disposte sui vari fronti. Sono un'eccellente scelta come unità bellica anti-sommergibile, grazie ai sistemi di controllo a bordo che sono in grado di individuare la posizione dei sommergibili e di abbatterli anche a lunghe distanze. Possono essere sfruttati anche in missioni di ricognizione e pattugliamento. La figura 2.21 mostra un progetto in corso di sviluppo: L'Aerocon, un aereomobile militare Americano che sarà in grado di trasportare elicotteri, carri armati e truppe militari superando velocità di 500 km/h.



Figura 2.21: Aerocon Dash 1.6 [14]

3. Fenomeno dell'effetto suolo

3.1 Introduzione alla forza aerodinamica

La seguente formula definisce la forza aerodinamica che si genera durante il moto di un'ala attraverso l'aria:

$$F = - \oint_{\partial\Omega} (p \cdot \hat{\mathbf{n}}) dA$$

Dove:

- F è la forza aerodinamica
- p è la pressione agente sull'ala
- $\partial\Omega$ bordo del dominio di integrazione (superficie su cui agisce la pressione)
- $\hat{\mathbf{n}}$ è il versore normale alla superficie

La forza aerodinamica è costituita da due componenti principali: la portanza L (Lift), perpendicolare al flusso d'aria, e la resistenza indotta, parallela al flusso d'aria. Sono presenti ulteriori componenti resistenti, come quelle parassite causate dalle forze d'attrito viscoso che si manifestano durante il movimento dell'aeromobile nell'aria, oppure le resistenze d'onda, dovute allo sviluppo di onde d'urto attorno al campo di moto. La resistenza totale D (Drag) è data dalla combinazione di tutte queste resistenze. In figura 3.1 sono schematizzate le forze appena descritte su un profilo alare.



Figura 3.1: Forza aerodinamica sul profilo alare [11]

3.2 Effetto suolo

L'effetto suolo è un principio aerodinamico per il quale si ha un incremento della forza di portanza agente sull'ala di un velivolo, quando esso vola sopra la superficie del suolo o dell'acqua, ad una distanza tendenzialmente inferiore alla lunghezza della corda alare. L'effetto è possibile grazie ai seguenti fenomeni fisici:

- La portanza viene incrementata da un elevato aumento della pressione sulla superficie inferiore dell'ala, dovuto alla decelerazione dell'aria vincolata tra il suolo e l'ala.
- Si ha una riduzione della velocità del flusso discendente generato dai vortici all'estremità dell'ala, quando questa opera in prossimità del suolo. Viene così diminuita la resistenza aerodinamica.

In figura 3.2 è illustrato fenomeno appena descritto.

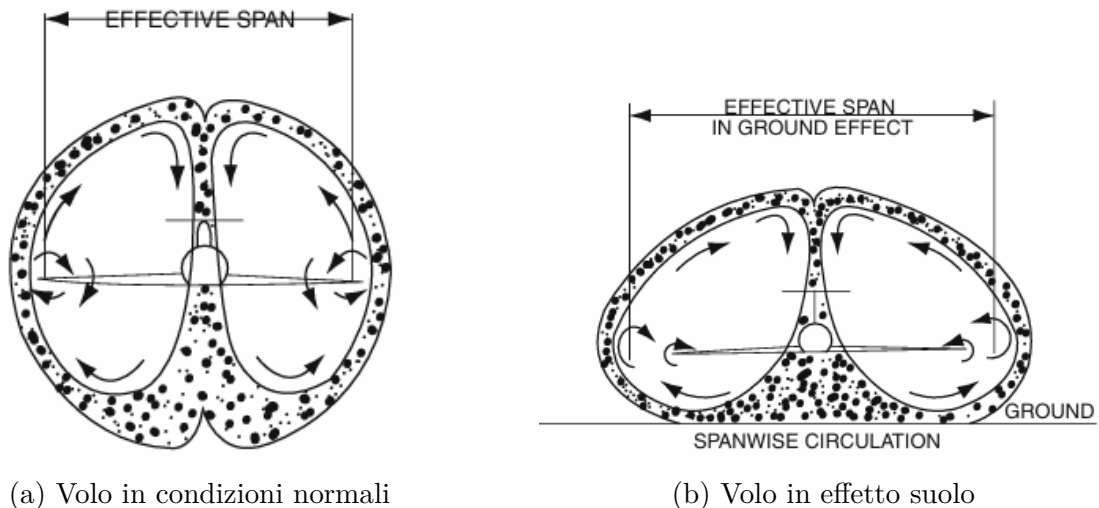


Figura 3.2: Illustrazione dell'effetto suolo[38]

Anche gli aerei di linea sono soggetti a questo fenomeno durante le fasi di decollo e di atterraggio; nel primo caso, l'aumento di portanza contribuisce in maniera positiva al sollevamento dell'aeromobile, mentre, influenza negativamente il secondo caso, provocando un'incremento dello spazio necessario all'atterraggio.

Prima di proseguire è opportuno evidenziare due termini caratteristici dei WIG:

- $K = L/D$ Rapporto tra portanza e resistenza.
- Allungamento alare (AR: Aspect Ratio): rapporto tra l'apertura alare e la corda media geometrica del WIG.

Se, a parità di superficie alare, un'ala presenta un allungamento alare maggiore rispetto ad un'altra, sarà soggetta ad una portanza più elevata. Invece, la resistenza è causata principalmente dalla resistenza indotta dai vortici e dalle relazioni che si verificano tra corda, apertura alare e distanza di volo dal suolo. Nel caso in cui la resistenza aumenta quando l'ala si avvicina al suolo, si parla di "effetto suolo dominato dalla corda", invece, se la resistenza diminuisce al ridursi della distanza da suolo, si ha un "effetto suolo dominato dall'apertura alare". Si cerca, ovviamente, di lavorare nella seconda condizione, con un'elevata portanza con una ridotta resistenza, in modo da migliorare le prestazioni del mezzo.

Il grafico in figura 3.3 mostra la relazione che intercorre tra il rapporto K e l'allungamento alare in funzione del rapporto tra l'altezza di volo e la corda dell'ala (h/c). Si può notare un aumento del rapporto portanza/resistenza al diminuire di h/c , oltre a ciò, mantenendo quest ultimo dato invariato, si verifica un incremento di L/D all'aumentare dell'allungamento alare. La possibilità di intervenire sui vari fattori appena descritti fornisce una maggiore flessibilità nella progettazione dei WIG rispetto a quella dei convenzionali aeroplani.

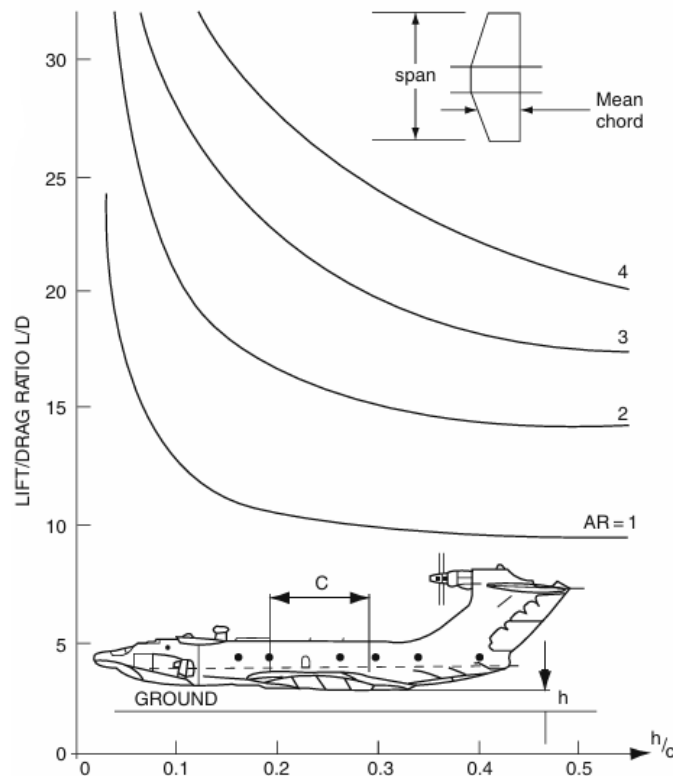


Figura 3.3: Relazione portanza/resistenza con allungamento alare[38]

Generalmente la portanza che sostiene un WIG è costituita da quattro forze: la

spinta di galleggiamento, la portanza idrodinamica, la portanza aerodinamica e la portanza dovuta al cuscino d'aria statico e dinamico.

3.2.1 Cuscino d'aria statico

Il cuscino d'aria statico è una zona ad alta pressione che si genera forzando, tramite eliche o turbine, flussi d'aria tra l'ala, o qualsiasi superficie piana, del velivolo e il suolo. Viene chiamato statico poichè si crea quando il WIG è fermo oppure si muove lentamente sopra una superficie. La portanza del cuscino è sufficiente a sostenere l'intero peso del veicolo. In figura 3.4 è rappresentata la distribuzione delle pressioni su un profilo alare, a seguito della creazione del cuscino d'aria statico

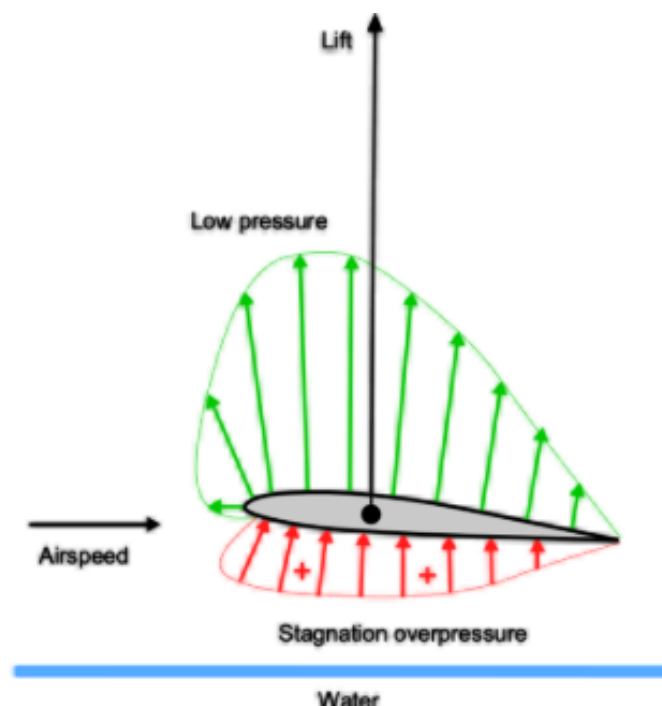


Figura 3.4: Distribuzione pressioni su profilo alare[23]

3.2.2 Cuscino d'aria dinamico

In questo caso la zona ad alta pressione, presente tra superficie e profilo alare, si genera quando l'ala si muove all'interno della regione soggetta all'effetto suolo. La creazione del cuscino d'aria dinamico può avvenire, fondamentalmente, seguendo due modalità distinte:

- Progettare la geometria dello scafo affinché sia capace di far entrare e trattenere il flusso d'aria in un'apertura. Una quantità ridotta di questo flusso viene rilasciato attraverso una stretta fessura, posizionata sotto il velivolo.

- Si ha un'aumento di portanza utilizzando sistemi in grado di generare e convogliare un flusso d'aria sotto l'ala, ad una velocità superiore rispetto a quella di avanzamento del veicolo. Questo tipo di soluzione trova un'incremento delle prestazioni modificando la geometria alare, con componenti come il flap o le alette terminali.

3.2.3 Influenza degli endplates

Gli endplates sono piastre terminali applicate alle estremità delle ali, e sono una caratteristica specifica dei WIG. Queste appendici aerodinamiche hanno il compito di contrastare la fuoriuscita dell'aria dalla parte inferiore dell'ala, favorendone l'accumulo utile per la creazione del cuscino d'aria dinamico; inoltre, si occupano di ridurre i vortici turbolenti all'estremità alari, responsabili di un aumento della resistenza. Così facendo si determina un aumento dei valori di portanza e di stabilità del mezzo.

3.2.4 Impatto delle onde sulla fase di crociera

Le onde del mare influenzano tutte le fasi di volo dei WIG; in questa sezione si elencano solamente alcuni aspetti che riguardano la fase di crociera:

- Quando un'ala vola in prossimità di una superficie ondulata viene esposta ad una portanza instabile aggiuntiva che varia periodicamente.
- La non linearità dell'effetto suolo porta ad avere una risultante di portanza indotta dalle onde positiva, poichè l'incremento di portanza, dovuto alle creste delle onde, è maggiore rispetto alla riduzione di portanza, causata dalla depressione delle onde. L'ala, così, ha una tendenza a "salire".
- I velivoli di grandi dimensioni risentono in misura ridotta dell'effetto aerodinamico delle onde, a meno che non si incontrino onde molto alte.
- In generale, una superficie del mare frastagliata comporta una riduzione dell'efficienza del velivolo, poichè è necessario un aumento dell'altezza dal suolo per evitare il contatto con le onde.

4. Analisi comparativa tra ekranoplano e altri mezzi di trasporto

4.1 Introduzione

Come discusso nel capitolo 2, la finalità principale che spinse la Russia alla realizzazione dell'ekranoplano fu la ricerca di una soluzione militare capace di assicurare un vantaggio sulle forze armate nemiche. Le numerose attività di ricerca e sperimentazione condotte durante gli anni '60 e '70, contribuirono a un progressivo sviluppo del progetto e alla realizzazione di una serie di prototipi. Questi sviluppi dimostrarono l'efficacia di una nuova tecnologia e rafforzarono la fiducia riposta sul progetto.

Più recentemente il programma dell'ekranoplano è stato portato avanti da paesi come Cina, Germania, Stati Uniti e Australia, con un continuo miglioramento della tecnologia. Ad esempio, nel paese asiatico si seguono progetti riguardanti l'impiego di WIG di medie dimensioni, destinati al trasporto passeggeri o a missioni di pattugliamento costiero che potrebbero riguardare anche molte altre nazioni costiere per contrastare il contrabbando. La costante ricerca nell'evoluzione dei WIG mostra come tale velivolo abbia un enorme potenziale nel settore dei trasporti.

Nella prima parte di questo capitolo si mettono a confronto gli ekranoplani con altri mezzi di trasporto, come quelli navali e aerei, al variare di alcuni parametri caratteristici; la sezione si conclude con l'analisi degli aspetti positivi e negativi del velivolo ad effetto suolo.

4.2 Confronti

4.2.1 Area operativa

La figura 4.1 evidenzia la relazione tra peso e velocità di alcuni mezzi di trasporto navali, aerei e di diverse tipologie di ekranoplano, in modo da poter effettuare così la suddivisione delle rispettive aree operative.

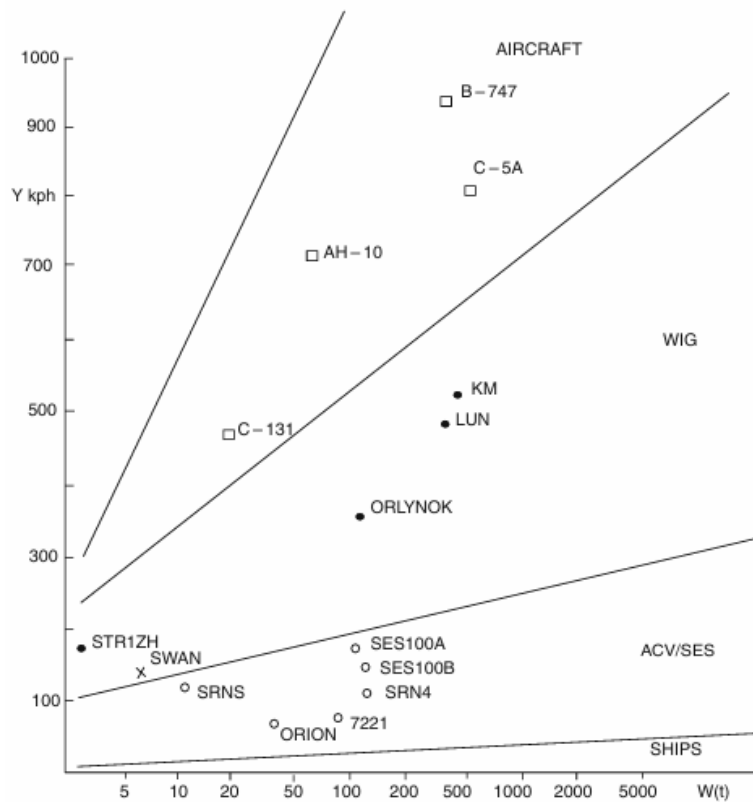


Figura 4.1: Area di applicazione per i vari mezzi in funzione del peso massimo e della velocità[38]

Si può osservare come l'area d'applicazione dei WIG è compresa tra quella degli aeromobili e quella dei mezzi navali ad alta velocità (ACV/SES). Questa collocazione, tra i veicoli di trasporto più diffusi e impiegati attualmente, mostra come i WIG possano rappresentare un'opzione affidabile nel mondo della mobilità.

4.2.2 Potenza specifica rispetto alla velocità

Nella figura 4.2 sottostante è rappresentata la potenza specifica, cioè la potenza del motore rapportata al peso del veicolo (kW/ton), in funzione della velocità del mezzo, per diversi rapporti K (portanza/resistenza). A velocità comprese tra 100 e 500 km/h si osserva come i WIG, sia di piccole che di grandi dimensioni, rappresentino una soluzione di trasporto efficiente. Inoltre, si può notare che l'efficienza dei WIG è maggiore rispetto a quella degli aeromobili ma inferiore a quella delle navi, potendo però raggiungere velocità molto più elevate rispetto a queste ultime. Per poter evidenziare le considerazioni appena fatte è possibile normalizzare la potenza specifica richiesta rispetto alla potenza di un'automobile standard alla velocità di 100 km/h. Ciò avviene nella figura 4.3 dove è indicata la potenza richiesta per diverse tipologie

di veicoli. Si stabilisce, in questo modo, che la velocità operativa ottimale, che rende i WIG più efficienti, è compresa in un'intervallo tra 150 e 400 km/h.

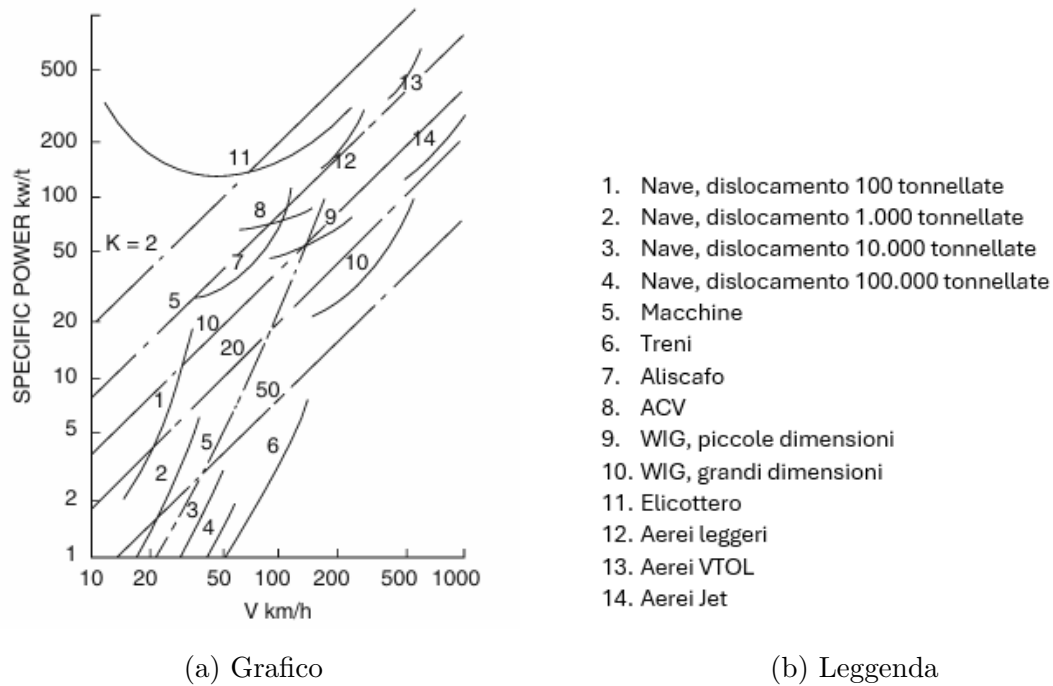


Figura 4.2: Potenza specifica - Velocità[38]

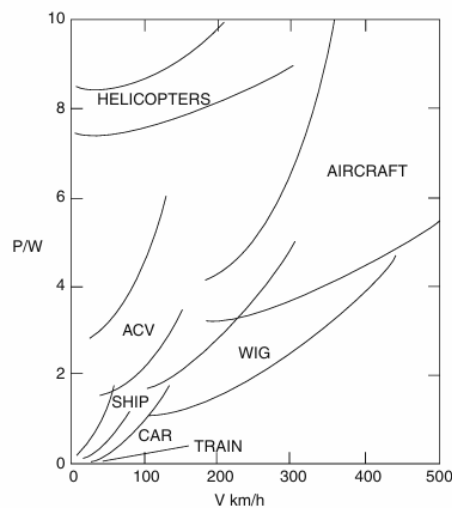


Figura 4.3: Potenza specifica richiesta per diverse tipologie di veicolo[38]

4.2.3 Proprietà aerodinamiche

Un fattore molto importante nella progettazione di un velivolo è il coefficiente K , che indica l'efficienza aerodinamica dell'aeromobile. Nella figura 4.4 sono rappresentate

le proprietà aerodinamiche dei WIG di prima e seconda generazione, insieme a quelle di aeroplani dal peso di 450 ton. Sull'asse delle ordinate del grafico è indicata l'efficienza aerodinamica massima K_{max} , mentre sull'ascisse il rapporto tra l'altezza di volo (h) e la corda alare (c); le curve 1 e 2 si riferiscono rispettivamente ai WIG di prima e di seconda generazione, invece i punti 3 si riferiscono agli aeroplani.

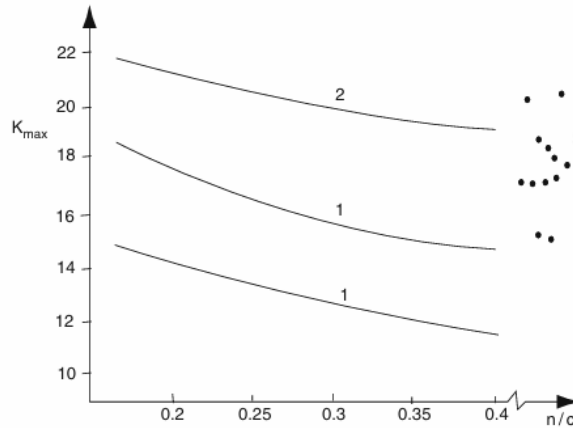


Figura 4.4: Efficienza aerodinamica[38]

Si nota come i WIG di seconda generazione presentino un'efficienza aerodinamica superiore a quella degli aeroplani, soprattutto quando il rapporto h/c è relativamente basso, poichè operano in una zona con una forte influenza dell'effetto suolo. Anche alcuni WIG di prima generazione possono raggiungere un'efficienza paragonabile, o addirittura superiore, a quella degli aeroplani considerati.

4.2.4 Consumi carburante

Per quanto riguarda i consumi verranno svolte analisi energetiche più specifiche successivamente; momentaneamente si può osservare la figura 4.5 che mette a confronto i consumi di carburante dei WIG di prima (1) e seconda (2) generazione con quelli di un aeromobile (3). il termine R indica il *Range*, cioè la distanza massima che un velivolo può percorrere in funzione di vari parametri, e si ricava dalla seguente equazione di autonomia di Breguet:

$$Range = \frac{\eta_p}{C_p} \cdot \frac{L}{D} \cdot \ln \frac{W_i}{W_f}$$

Dove:

- η_p = efficienza motore
- C_p = consumo specifico di carburante

- L/D = rapporto portanza resistenza
- W_i = peso iniziale
- W_f = peso finale

A parità di altre condizioni, si osserva una dipendenza diretta di R dal coefficiente $K=L/D$; quindi per alti valori di K abbiamo elevati valori Range, con conseguente diminuzione del consumo di quantità di carburante. La progettazione dell'ekranoplano si basa proprio su questo concetto: ottenere elevati valori di K , sfruttando l'effetto suolo, in modo di avere un dispendio energetico relativamente basso. Dalla figura 4.5, negli ekranoplani di seconda generazione si registra un dispendio energetico minore rispetto a quello dell'aereo.

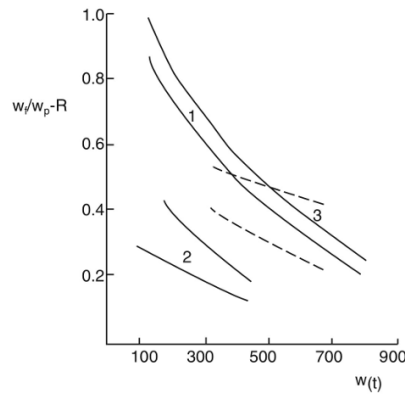


Figura 4.5: Consumo di carburante[38]

Le considerazioni effettuate su queste ultime due figure mettono in risalto la capacità dei WIG di competere con i grandi aircraft. Tuttavia, l'utilizzo dei WIG è preferibile per rotte a corto raggio, comprese tra 100 e 400 miglia nautiche, sulle quali gli aeromobili si rivelano meno efficienti a causa delle numerose operazioni necessarie per le fasi di decollo e atterraggio.

4.2.5 Efficienza di propulsione e trasporto

Si può effettuare una valutazione comparativa sui parametri di efficienza del sistema propulsivo e dell'efficienza di trasporto, tra WIG e aeroplano. Prima però, è necessario introdurre i fattori caratteristici per svolgere tale analisi:

- **Numero di Froude:**

$$Fn = \frac{V_s}{(g \cdot W_0^{0.333})^{0.5}}$$

Con:

- V_s = velocità del velivolo $[m/s]$
- g = accelerazione gravitazionale $[m/s^2]$
- W_0 = dislocamento totale del velivolo $[m^3]$

Il numero di Froude è un numero adimensionale che mette a confronto gli effetti delle forze d'inerzia con quelli delle forze gravitazionali. La forza resistente che subisce il velivolo, durante il suo moto, è legata al numero di Froude.

Nei calcoli dei successivi indicatori vengono utilizzati i seguenti dati:

- V_s = Velocità del velivolo $[m/s]$
- W_0 = Peso totale del velivolo $[kg]$
- W_p = Peso pagante $[kg]$
- W_{us} = Peso utile del velivolo (peso pagante più peso carburante) $[kg]$
- N = Potenza del velivolo $[kW]$
- N_p = Potenza propulsiva alla velocità di crociera $[kW]$

Dunque si prosegue con:

- **Coefficiente di efficienza propulsiva calcolato rispetto alla potenza totale:**

$$K_n = \frac{W_0 V_s}{N}$$

- **Coefficiente di efficienza propulsiva calcolato rispetto alla potenza propulsiva:**

$$K_{np} = \frac{W_0 V_s}{N_p}$$

- **Coefficiente di efficienza di trasporto:**

$$T_e = \frac{W_p V_s}{N} = \frac{K_n W_p}{W_0}$$

- **Coefficiente di efficienza di trasporto basato sul carico utile:**

$$T_{eus} = \frac{W_{us} V_s}{N} = \frac{K_n W_{us}}{W_0}$$

- **Coefficiente di efficienza di trasporto basato sulla potenza propulsiva:**

$$T_{ep} = \frac{W_p V_s}{N_p} = \frac{K_{np} W_p}{W_0}$$

- Coefficiente di efficienza di trasporto basato sul carico utile e sulla potenza propulsiva:

$$T_{epus} = \frac{W_{us} V_s}{N_p} = \frac{K_{np} W_{us}}{W_0}$$

	WIG (PARWIG)	Airplane
Fn_d	10–15	20–35
W_c/W_0	0.55–0.72	0.55–0.65 (0.5 for $d > 5,000$ km)
W_{us}/W_0	0.28–0.45	0.35–0.45
W_p/W_0	0.20–0.35	0.15–0.30
K_n	5.5–10.5	5.0–9.0
K_{np}	8.0–15	6.0–10.0
T_e	1.5–2.0	1.0–2.0
T_{eus}	2.0–4.0	1.5–4.0 3.5 for $n_{pass} > 50$
T_{ep}	1.9–3.9	1.5–4.4
T_{epus}	2.9–5.8	2.2–5.0
SFC	0.022–0.049	0.020–0.050

Figura 4.6: Confronto dell'efficienza di trasporto del WIG con l'aeroplano[38]

Nella figura 4.6 è rappresentata una tabella in cui sono messi a confronto i parametri appena elencati. Dai dati sui carichi si notano valori analoghi tra WIG e aeroplano, a causa delle similitudini a livello strutturale e a livello di equipaggiamento propulsivo. Nei WIG il minor range nel rapporto tra carico utile e peso totale, a parità di W_0 , si traduce in una richiesta minore di quantità di carburante. Questo minor consumo di carburante può determinare un vantaggio per l'ekranoplano nei brevi tragitti, con conseguente aumento della capacità di carico e dell'efficienza di trasporto del mezzo.

Per quanto riguarda i coefficienti di efficienza propulsiva si rileva l'opportunità, da parte del PARWIG, di raggiungere valori maggiori di K_n e K_{np} rispetto a quelli dell'aeromobile.

Paragonando i coefficienti di efficienza di trasporto si può notare, anche in questo caso, una somiglianza tra i valori dei range. Bisogna, però, considerare la possibilità di sviluppo del sistema propulsivo e della struttura dei WIG, che porterebbero a un ulteriore incremento delle prestazioni di trasporto, offrendo un vantaggio più evidente rispetto agli aeromobili, con la possibilità di impiego anche per tratte ad ampio raggio.

5. Analisi dei consumi energetici

5.1 Introduzione

In questo capitolo si analizzano e si mettono a confronto i consumi energetici dell'ekranoplano con quelli di altri mezzi di trasporto, sia navali che aerei. Lo scopo è quello di valutare l'efficienza operativa dell'ekranoplano e di verificare la sua validità come soluzione alternativa in ambito commerciale.

Si applicano le seguenti condizioni:

- Si valutano quattro mezzi di trasporto differenti:
 1. Ekranoplano classe Lun.
 2. Airbus A320neo.
 3. Boeing 747
 4. Traghetto roll-on/roll-off.
- Si considera la tratta Genova-Palermo.
- Condizioni metereologiche ideali e mare calmo.
- Si considera il completamento della tratta in modalità crociera, dall'inizio alla fine (si escludono le fasi di decollo e di atterraggio nei calcoli).

Si inizia effettuando l'analisi individuale dei consumi energetici per ciascun veicolo, per concludere con la comparazione tra i vari parametri caratteristici.

5.2 Analisi consumi energetici ekranoplano classe Lun

Come visto nei capitoli precedenti, il sistema propulsivo dell'ekranoplano classe Lun è composto da otto motori turbofan NK-87 in grado di produrre una spinta di 13

tonnellate ciascuno. A causa della loro obsolescenza e ai fini di condurre un'analisi adeguata, i motori originariamente impiegati vengono sostituiti da otto motori CFM LEAP-1A, attualmente tra i più diffusi nell'aviazione civile.

5.2.1 CFM LEAP-1A

Il CFM LEAP-1A è un motore turboventola, progettato e prodotto da CFM International. L'esigenza di trovare un motore in grado di fornire una spinta di almeno 13 tonnellate è stata una componente determinate in questa scelta, senza trascurare, però, altri fattori importanti, come il consumo specifico di carburante o l'ampia diffusione di questo prodotto nel settore aeronautico. Inoltre, questa tipologia di motore è la stessa che viene impiegata dall'Airbus A320neo.



Figura 5.1: Motore turboventola CFM LEAP 1-A [24]

A causa di una mancata erogazione di alcuni dati verificati, da parte delle aziende produttrici, sono stati adottati valori sperimentali provenienti da altre fonti. Le informazioni riguardanti il consumo specifico di carburante (SFC: Specific Fuel Consumption) sono state rilevate da [36], [24] [17], in modo da assegnare un valore medio. Nella tabella 5.1 vengono riportati i dati della turboventola utili per i calcoli.

Dato	Valore
Spinta massima al decollo	11000-15000 <i>kg</i>
SFC	0,04 <i>kg/(N · h)</i>

Tabella 5.1: Dati CFM LEAP 1-A

Con l'SFC si definisce il quantitativo di carburante che il motore consuma per poter generare una certa spinta in un determinato intervallo di tempo. In generale, più questo valore è minore più l'efficienza del motore è elevata.

5.2.2 Parametri operativi

Si ipotizza che l'ekranoplano Lun percorra la tratta nautica Genova-Palermo in modo diretto e rettilineo, seguendo il tragitto più corto, e non quello compiuto normalmente dalle navi. Quindi, vengono attraversati via mare circa 815 km (440 miglia nautiche) alla velocità di 460 km/h, caratteristica della fase di crociera per il Lun (sono trascurati il decollo e l'atterraggio).



Figura 5.2: Tratta Genova-Palermo [7]

Dalle tabelle presenti nel capitolo 2 di [38] è possibile ricavare i parametri del velivolo necessari per i calcoli relativi all'analisi, che vengono poi raccolti nella tabella 5.2 sottostante.

Dato	Valore
Carico totale al decollo	400 <i>ton</i>
Carico pagante	130 <i>ton</i>
Superficie alare	500 <i>m</i> ²
Allungamento alare	3
Altezza relativa di volo (h/c)	0,1
Velocità di crociera	460 <i>km/h</i>
Velocità di decollo	220 <i>km/h</i>

Tabella 5.2: Dati Ekranoplano Lun [38]

5.2.3 Calcoli

Prima di procedere con l'analisi dei consumi in fase di crociera, è opportuno verificare che il sistema propulsivo adottato sia in grado di garantire il decollo del mezzo. Utilizzando le informazioni raccolte nelle tabelle precedenti è possibile ricavare i dati relativi alla spinta necessaria per il decollo e quelli relativi alla fase di crociera del Lun.

- **FASE DI DECOLLO:**

Facendo riferimento alle equazioni delle forze aerodinamiche (portanza e resistenza) è possibile eseguire un calcolo semplificato della spinta necessaria per il decollo del WIG:

Come primo passo si ricava il coefficiente di portanza dall'equazione della portanza.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{L,decollo}$$

Dove:

- L = portanza che è pari $400 \text{ ton} \cdot 9,81 \text{ m/s}^2 = 3924000 \text{ N}$
- ρ = densità dell'aria $1,225 \text{ kg/m}^3$
- V = velocità di decollo $220 \text{ km/h} = 61,11 \text{ m/s}$
- S = superficie alare 500 m^2
- $C_{L,decollo}$ = coefficiente di portanza al decollo

$$C_{L,decollo} = \frac{2L}{\rho S V^2} = 3,43$$

Il coefficiente di portanza per la fase di decollo possiede un valore superiore rispetto agli aerei convenzionali. Questo è giustificato dalla configurazione del sistema propulsivo: nella parte anteriore della fusoliera del Lun sono collocati gli otto motori disposti a tandem e orientabili in maniera da convogliare il flusso durante il decollo, generano un "cuscino dinamico" pressurizzato tra ala/fusoliera e acqua. Ora si passa al calcolo del coefficiente di resistenza attraverso la seguente formula empirica per i veivoli in effetto suolo:

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

Dove:

- C_D = coefficiente di resistenza totale
- C_{D0} = coefficiente di resistenza di profilo $0,035$

- k = fattore di resistenza indotta 0,04
- C_L = coefficiente di portanza

La scelta dei valori di C_{D0} e k è dettata dalla struttura dell'aeromobile e dalle sue condizioni di decollo. In particolare, la presenza di endplates e degli spruzzi d'acqua durante il decollo del Lun, provocano un leggero aumento del coefficiente C_{D0} , rispetto ai comuni aerei; invece, per quanto riguarda il coefficiente k si ha un valore più basso grazie all'influenza dell'effetto suolo, che così facendo riduce la resistenza indotta. Quindi si ottiene:

$$C_{D,decollo} = 0,506$$

Una volta ricavato questo dato è possibile calcolare la forza resistente (D) al decollo del velivolo. Inoltre è necessario determinare la forza di accelerazione (F_a) necessaria al decollo:

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D,decollo} = 578567,65 \text{ N}$$

$$F_a = m \cdot a = 430000 \cdot 0,611 = 262730 \text{ N}$$

Dove il valore dell'accelerazione è stato ricavato sapendo che il velivolo raggiunge la velocità di decollo di 220 km/h percorrendo una distanza di circa 3 km (distanza maggiore rispetto a quella necessaria per il decollo degli aerei di linea, a causa dell'alta resistenza indotta dalla superficie del mare).

La somma di quest'ultimi due contributi può essere considerata, per semplicità, come la forza che i motori devono erogare per poter eseguire la fase di decollo.

$$S_{decollo}^{TOT} = 841297,65 \text{ N} = 85,76 \text{ ton}$$

Avendo otto motori che concorrono all'avviamento dell'aeromobile, si ottiene che ogni motore deve produrre una spinta per il decollo pari a:

$$S_{decollo} = 10,72 \text{ ton} = 10720 \text{ kg}$$

Il risultato appena ottenuto corrisponde a circa il 83% della spinta massima al decollo che caratterizza il motore e che è di 13 ton.

• FASE DI CROCIERA:

L'analisi della fase di crociera richiede la determinazione della spinta erogata dai motori durante il volo di crociera. Con la seguente formula empirica viene calcolata la spinta disponibile di ogni motore:

$$S_d = 0,80 \cdot S_0 \cdot \sigma \cdot \varphi \quad [kg]$$

Dove:

- S_d : spinta disponibile in fase di crociera.
- S_0 : spinta disponibile al decollo.
- σ : effetto quota.
- φ : grado di ammissione.

Dalla formula si può notare come la spinta disponibile dipenda dall'80% della spinta sprigionabile al decollo e da due fattori funzioni delle condizioni di volo. L'effetto quota indica il rapporto tra la densità dell'aria al livello del mare e quella alla quota di volo, dato che l'altitudine di volo del lun è di pochi metri sopra il livello del mare si può considerare unitario tale rapporto. Per il grado di ammissione durante la crociera si utilizza un valore empirico pari a 0,65.

$$S_d = 66315,6 \text{ N}$$

Durante la fase di crociera si utilizzano solo due degli otto motori presenti sul lun; quindi, la spinta totale erogata durante la crociera è pari a:

$$S_d^{TOT} = 132631,2 \text{ N}$$

Si prosegue con il calcolo del consumo di carburante orario

$$\text{Consumo carburante/h} = S_d^{TOT} \cdot SFC = 5305,25 \text{ kg/h}$$

Per poter percorrere la tratta nautica alla velocità di crociera il Lun impiega:

$$\text{Tempo} = \frac{\text{tratta nautica}}{\text{Velocità di crociera}} = 1,77 \text{ h}$$

Quindi, il quantitativo di carburante necessario per compiere il viaggio è:

$$\text{Q.tà Carburante} = \text{Tempo} \cdot \text{Consumo Carburante/h} = 9390,29 \text{ kg}$$

Che viene approssimato per eccesso:

$$\text{Q.tà Carburante} = 9391 \text{ kg}$$

Si conclude la fase di crociera con il calcolo del consumo specifico di carburante (CSC) riferito allo spostamento di una tonnellata di merce:

$$CSC = \frac{\text{Q.tà Carburante}}{\text{tratta nautica} \cdot \text{carico pagante}} = 84,11 \frac{\text{g}}{\text{tkm}}$$

Questo valore indica che il motore consuma 84,11g di carburante per spostare 1 tonnellata di merce per 1km.

5.3 Analisi consumi energetici Airbus A320neo

Dal 25 Gennaio 2016, data della sua entrata in servizio, l'Airbus A320neo è diventato uno tra gli aerei di linea più diffusi e importanti in circolazione. Nasce come evoluzione del precedente A320ceo, ottenendo migliorie, soprattutto, dal punto di vista dei consumi e di emissioni di CO_2 . L'aereo è in grado di raggiungere una velocità di crociera di circa 900km/h grazie ai suoi due motori CFM LEAP 1-A. La similitudine della configurazione propulsiva permette un confronto più agevole e semplificato. Nella tabella 5.3 vengono riportate le caratteristiche dell'A320neo, indispensabili per lo svolgimento dei calcoli.



Figura 5.3: Aereo Airbus A320neo [4]

Dato	Valore
Carico totale al decollo	73,5 ton
Carico pagante	18 ton
Superficie alare	122,4 m ²
Altezza di volo	11900 m
Velocità di crociera	860 km/h
Velocità di decollo	270 km/h
C_d decollo	0,055

Tabella 5.3: Dati Airbus A320neo

(I dati sono estratti da varie fonti sperimentali e schede tecniche dell'airbus [3] [4] [6] [29])

5.3.1 Calcoli

- **FASE DI DECOLLO:** Per la fase di decollo si utilizzano le equazioni delle forze aerodinamiche con le giuste considerazioni per un calcolo semplificato. Dai dati si ottiene una forza portante L per poter effettuare il decollo pari:

$$L = \text{carico totale al decollo} \cdot g = 721035 N$$

Da cui:

$$C_{L,decollo} = \frac{2L}{\rho S V^2} = 1,71$$

Successivamente si trova la resistenza aerodinamica D :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D,decollo} = 23193,84 N$$

Per poter trovare la spinta dei motori necessaria al decollo, bisogna determinare la forza d'attrito, dovuta al contatto tra pista e ruote del carrello dell'aereo durante il suo avanzamento, e la forza d'accelerazione per poter raggiungere la velocità di decollo.

- Forza d'attito: Prima si calcola la portanza alla velocità media di decollo:

$$L_m = \frac{1}{2} \rho V_m^2 S C_{L,decollo} = 180279,42 N$$

In modo da ottenere la forza normale che viene poi moltiplicata per il coefficiente d'attrito volvente ($\mu=0,02$):

$$L_N = L - L_m = 540755,8 N$$

$$F_\mu = \mu \cdot L_N = 10815 N$$

- Forza d'accelerazione: Si determina l'accelerazione cconsiderando che l'aereo raggiunga la velocità di decollo in 35 secondi:

$$a = \frac{\Delta V}{t} = 2,14 m/s^2$$

$$F_a = m \cdot a = 157500 N$$

Sommando i tre contributi si ottiene una spinta di decollo:

$$S_{decollo}^{TOT} = 191508,84 N = 19,52 ton$$

Per cui, avendo due motori si ottiene una spinta per motore pari a:

$$S_{decollo} = 9,76 ton = 9760 kg$$

- **FASE DI CROCIERA:** Per svolgere l'analisi della fase di crociera dell'Airbus A320neo, si utilizzano i dati nominali di progetto del velivo e del sistema propulsivo. Determinati i parametri di volo (altitudine di volo = 11900m e numero di Mach=0,78) e analizzate le tabelle fornite dalla documentazione [5], si ricava la spinta fornita durante la fase di crociera di un singolo motore:

$$S_d = 21680,1 \text{ N}$$

Che corrisponde a circa il 17% della spinta del CFM LEAP-1A. I motori che concorrono al mantenimento della crociera sono due, per cui il consumo orario di carburante sarà:

$$\text{consumo carburante/h} = 2 \cdot S_d \cdot SFC = 1734,41 \text{ kg/h}$$

Compiendo un viaggio aereo, la tratta seguita sarà diversa rispetto a quella nautica; in questa situazione si percorrono circa 790 km. Quindi il tempo impiegato a completare il volo alla velocità di crociera è:

$$\text{Tempo} = \frac{\text{tratta aerea}}{\text{velocità di crociera}} = \frac{790}{860} = 0,92 \text{ h}$$

Perciò, per compiere il viaggio è necessaria una quantità di carburante pari a:

$$\text{Q.tà Carburante} = 0,92 \cdot 2001,24 = 1595,66 \text{ kg}$$

Che viene approssimato a:

$$\text{Q.tà Carburante} = 1596 \text{ kg}$$

Infine, si concludono i calcoli con la valutazione del consumo di carburante specifico (CSC) riferito allo spostamento di una tonnellata di merce:

$$CSC = \frac{\text{Q.tà di carburante}}{\text{tratta aerea} \cdot \text{carico pagante}} = 112,22 \frac{\text{g}}{\text{tkm}}$$

Quindi, si ha un consumo di 112,22 g di carburante per spostare 1 tonnellata di merce per 1km

5.4 Analisi consumi energetici Boeing 747-8F

Il 747-8F è un'aereo cargo progettato dalla Boeing per poter trasportare grandi quantitativi di merce per lunghe distanze, infatti è caratterizzato da un carico pagante di circa 130 tonnellate con un'autonomia di volo di 14300 km. La scelta di questo aereo

è dovuta principalmente alla sua capacità di carico, che è confrontabile con quella del Lun. Il volo del 747-8F è garantito da 4 motori General Electric GEnx-2B. Di seguito, si trova la tabella 5.5 in cui sono riportati i dati dell'aereo e la tabella 5.4 con i dati del motore, necessari ai calcoli.

Dato	Valore
Spinta massima al decollo	300 kN
SFC	$0,06\text{ kg}/(N \cdot h)$

Tabella 5.4: Dati GEnx-2B



Figura 5.4: Aereo Boeing 747-8F [10]

Dato	Valore
Carico totale al decollo	447700 kg
Carico pagante	130 ton
Superficie alare	$554,0\text{ m}^2$
Velocità di crociera	906 km/h
Velocità di decollo	320 km/h
C_d decollo	$0,055$

Tabella 5.5: Dati Boeing 747-8F

(I dati sono estratti da varie fonti sperimentali e schede tecniche della Boeing [2] [10] [29] [28])

5.4.1 Calcoli

I calcoli sono svolti seguendo gli stessi procedimenti effettuati nel caso dell'Airbus A320neo.

- **FASE DI DECOLLO:** La forza portante L per poter effettuare il decollo è pari:

$$L = \text{carico totale al decollo} \cdot g = 4391937 \text{ N}$$

Da cui:

$$C_{L,decollo} = \frac{2L}{\rho S V^2} = 1,64$$

Successivamente si trova la resistenza aerodinamica D :

$$D = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_{D,decollo} = 147459,75 \text{ N}$$

Per poter trovare la spinta dei motori necessaria al decollo, bisogna determinare la forza d'attrito, dovuta al contatto tra pista e ruote del carrello dell'aereo durante il suo avanzamento, e la forza d'accelerazione per poter raggiungere la velocità di decollo.

- Forza d'attito: Prima si calcola la portanza alla velocità media di decollo:

$$L_m = \frac{1}{2} \rho V_m^2 S C_{L,decollo} = 1099245,43 \text{ N}$$

In modo da ottenere la forza normale che viene poi moltiplicata per il coefficiente d'attrito volvente ($\mu=0,02$):

$$L_N = L - L_m = 3292691,57 \text{ N}$$

$$F_\mu = \mu \cdot L_N = 65853,8 \text{ N}$$

- Forza d'accelerazione: Si determina l'accelerazione sapendo che l'aereo raggiunge la velocità di decollo percorrendo una distanza compresa tra 2300 e 2500 m di pista:

$$a = \frac{V^2}{2 \cdot s} = 1,63 \text{ m/s}^2$$

$$F_a = m \cdot a = 729751 \text{ N}$$

Sommando i tre contributi si ottiene una spinta di decollo:

$$S_{decollo}^{TOT} = 943064,55 \text{ N}$$

Per cui, avendo quattro motori si ottiene una spinta per motore pari a:

$$S_{decollo} = 235766,14 \text{ N}$$

- **FASE DI CROCIERA:** Per la fase di crociera del Boeing 747-8F, si fa affidamento ai parametri costruttivi visti in precedenza, come svolto nel caso relativo all'Airbus A320neo. Anche in questo caso la spinta erogata dai motori durante la crociera è pari a circa il 20% della spinta massima disponibile:

$$S_d = 60000 \text{ N}$$

Ora si può calcolare il consumo di carburante orario dei quattro motori:

$$\text{consumo carburante/h} = 4 \cdot S_d \cdot SFC = 13920 \text{ kg/h}$$

Compiendo un viaggio aereo, la tratta seguita sarà diversa rispetto a quella nautica; in questa situazione si percorrono circa 790 km. Quindi il tempo impiegato a completare il volo alla velocità di crociera è:

$$\text{Tempo} = \frac{\text{tratta aerea}}{\text{velocità di crociera}} = \frac{790}{906} = 0,87 \text{ h}$$

Perciò, per compiere il viaggio è necessaria una quantità di carburante pari a:

$$\text{Q.tà Carburante} = 0,87 \cdot 13920 = 12137,75 \text{ kg}$$

Che viene approssimato a:

$$\text{Q.tà Carburante} = 12138 \text{ kg}$$

Infine, si concludono i calcoli con la valutazione del consumo di carburante specifico (CSC) riferito allo spostamento di una tonnellata di merce:

$$CSC = \frac{\text{Q.tà di carburante}}{\text{tratta aerea} \cdot \text{carico pagante}} = 121,99 \frac{\text{g}}{\text{tkm}}$$

Quindi, si ha un consumo di 121,99 g di carburante per spostare 1 tonnellata di merce per 1km

5.5 Analisi consumi energetici traghetto roll-off/roll-on

Il traghetto roll-off/roll-on, più comunemente conosciuto come Ro-Ro, è una tipologia di nave progettata per l'imbarco e lo sbarco di veicoli di trasporto, come autocarri oppure vagoni ferroviari, mediante apposite rampe. Al giorno d'oggi, i Ro-Ro sono i mezzi navali maggiormente utilizzati su rotte brevi in ambito nazionale. A differenza del campo dei trasporti dove il carico viene misurato in tonnellate, la capacità di

queste navi è espressa in metri lineari di lunghezza delle corsie disponibili per l'allocazione dei mezzi imbarcati. Quindi, è necessaria una conversione da metri lineari a tonnellate, per poter aver un confronto con gli altri mezzi di trasporto precedentemente analizzati. Oltre ai traghetti Ro-Ro si possono elencare altre categorie, ad esempio ci sono: i Ro-Pax che combinano il trasporto di persone e merci, i PCC (Pure Car Carrier) utilizzati unicamente per caricare automobili e, infine, i PCTC (Pure Car and Truck Carrier) per automobili e camion.



Figura 5.5: Traghetto Ro-Ro Lismore [34]

5.5.1 Calcoli

Per l'analisi si è optato per il traghetto Ro-Ro Norking, le cui caratteristiche principali sono riportate nella seguente figura 5.6

	Via Adriatico	Norking	Toscana
lunghezza, m	150	171	166
larghezza, m	23,5	23,0	22
pescaggio, m	6,0	7,6	5,8
capacità, ml	1.850	2.100	1.700
velocità, nodi	19,5	19	18,5
potenza max, kW	11.529	12.000	11.500
potenza continua, kW ^(*)	9.800	10.200	9.775

Figura 5.6: Confronto dati traghetti Ro-RO [8]

Avendo praticamente tutti i dati tabulati non occorre svolgere i calcoli come nei precedenti casi, però è necessario determinare il carico pagante, il tempo di percorrenza della tratta e i consumi del traghetto. Si suppone di caricare, sui 2100 ml di corsie del traghetto, autoarticolati, la cui lunghezza complessiva (trattore più semirimorchio) risulta essere pari a 16,5m. Si possono, quindi, immettere all'interno

della nave 127 semirimorchi, però, utilizzando un fattore di ricoprimento dello spazio di 0,75, il numero di veicoli scende a 95. L'autoarticolato considerato è composto da un trattore stradale a 3 assi e un semirimorchio, per cui il suo peso complessivo non può superare le 30 tonnellate. Si ottiene così:

$$\text{Carico pagante} = 30 \cdot 95 = 2850 \text{ t}$$

Mentre, per ottenere i consumi del Nordking si utilizzano i dati presenti nella figura 5.7, dove sono confrontati i consumi di diverse tipologie di traghetto,

	portata tonn.	% utilizz.	velocità nodi	km/h	tonn x km in 1 ora	potenza kW	consumo	
							kg/ora	g/tkm
Nave cisterna 250.000 tonn	250.000	50%	15,0	27,8	6.945.000	24.000	4.200	1,21
Portarinfuse 100.000 tonn	100.000	50%	14,0	25,9	2.592.800	11.300	1.978	1,53
Portacontaineri 8.000 teu (12 1/2teu)	96.000	75%	20,0	37,0	2.666.880	34.500	6.038	2,26
Portacontaineri 3.000 teu (12 1/2teu)	36.000	75%	20,0	37,0	1.000.080	17.700	3.098	3,10
Feeder 500 teu (12 1/2teu)	6.000	75%	15,5	28,7	129.177	4.350	761	5,89
Ro-ro 2.000 metri corsie	3.795	75%	19,0	35,2	100.154	10.000	1.750	17,47

Figura 5.7: Confronto dei consumi di vari traghetti [8]

$$\text{consumo carburante/h} = 1750 \text{ kg/h}$$

$$\text{CSC} = 17,47 \frac{\text{g}}{\text{tkm}}$$

Infine, considerando la tratta nautica commerciale Genova-Palermo (960km) e conoscendo la velocità (19 nodi=35,19km/h) si può trovare un tempo di percorrenza di:

$$\text{Tempo} = \frac{960}{35,19} = 27,28 \text{ h}$$

Quindi, per completare il viaggio è necessario un quantitativo di carburante pari a:

$$\text{Q.tà Carburante} = 27,28 \cdot 1750 = 47740 \text{ kg}$$

5.6 Confronti finali

	Ekranoplano Lun	A320neo	Boeing 747	Nave Ro-Ro
Carico pagante [ton]	130	18	130	2850
Tempo [h]	1,77	0,92	0,87	27,28
Consumo/h [kg/h]	5205,25	1734,41	13920	1750
Q.tà carburante [kg]	9391	1596	12138	47740
CSC [g/tkm]	84,11	112,22	121,99	17,47

Tabella 5.6: Confronto energetico

Confrontando i dati principali dei vari mezzi, ottenuti dal paragrafo precedente, è possibile effettuare una valutazione della possibile applicazione dell'ekranoplano in ambito commerciale. I parametri sono riportati nella tabella 5.6.

- Confronto tra Ekranoplano Lun e A320neo:

Le differenze di velocità portano l'A320neo a compiere la tratta in minor tempo rispetto al Lun. Inoltre, dato che i consumi orari di carburante dell'airbus sono circa 3 volte inferiori a quelli del WIG, anche la quantità necessaria di carburante per il viaggio sarà minore. Si nota però, un valore di consumo di carburante specifico (CSC) minore per il Lun, questo perché la sua capacità di carico pagante è circa 7 volte maggiore rispetto a quella dell'aereo. Quindi, nel caso di trasporto di elevate quantità di carico L'ekranoplano viene preferito all'A320neo, registrando un risparmio sulla quantità di carburante consumato.

- Confronto tra Ekranoplano Lun e Boeing 747:

Nonostante i due mezzi siano in grado di trasportare lo stesso quantitativo di merce, il Boeing 747 riporta un consumo di carburante orario più di due volte superiore rispetto a quello del Lun. Questa differenza tra consumi è determinata dalla presenza dell'effetto suolo, che permette all'ekranoplano di mantenere la fase di crociera utilizzando meno spinta da parte dei motori e quindi diminuendo la richiesta energetica rispetto a quella del Boeing 747. Il valore del CSC indica come il Lun sia una valida alternativa all'aero cargo, nonostante le differenze sostanziali di velocità.

- Confronto tra Ekranoplano Lun e Traghetto Ro-Ro:

Il valore di carico pagante della nave è nettamente maggiore rispetto a quello dell'ekranoplano; questo permette alla nave di aver un miglior consumo specifico di carburante. Nonostante, il traghetto possieda un valore minore di consumo orario di carburante, il Lun registra un impiego di quantitativo di combustibile circa 5 volte minore. Ciò avviene perchè la velocità del velivolo gli permette di compiere la tratta Genova-Palermo in un tempo notevolmente inferiore.

Le comparazioni appena analizzate evidenziano le capacità ibride dell'ekranoplano, un mezzo in grado di operare in diversi contesti, e di conseguenza, di diventare, nel settore commerciale, una valida alternativa ai convenzionali mezzi di trasporto.

6. Progetto di una bilancia aerodinamica

6.1 Introduzione

L'utilizzo della galleria del vento è necessaria per poter simulare sperimentalmente le azioni aerodinamiche che agiscono sui corpi durante il loro moto in aria. Le bilancie aerodinamiche sono una componente fondamentale presente in tutte le gallerie del vento poichè sono i dispositivi in grado di misurare le forze (portanza e resistenza) e i momenti aerodinamici (come il momento di beccheggio) che caratterizzano le condizioni di volo.

La parte iniziale di questo capitolo si occupa di descrivere la bilancia aerodinamica e introdurre le varie tipologie, per proseguire poi con la progettazione di una struttura aerodinamica capace di rilevare le forze agenti sul profilo alare di un modello.

6.2 Bilancia aerodinamica

La bilancia aerodinamica è una struttura sensorizzata in grado di misurare le forze aerodinamiche, agenti su un modello durante i test in galleria del vento, e di isolarne i vari componenti, come la resistenza, la portanza e anche i momenti, in modo da poter studiare il comportamento aerodinamico del corpo.

Esistono vari tipi di bilance aerodinamiche, tra le più importanti si trovano:

- **Bilance esterne:** sono sistemi su cui il modello di prova viene collocato; possono essere posizionate sia all'esterno sia all'interno della sezione di prova della galleria del vento, però, in entrambi i casi generano interferenza nel flusso d'aria. Sono sistemi molto flessibili, cioè permettono di sostituire il modello test con grande semplicità senza variare lo schema dell'impanto. La bilancia può rivelarsi più o meno complessa in base al numero di canali di misura, che varia

da 1 a 6. Generalmente le tipologie di bilance esterne più utilizzate sono 4 e si distinguono in base alla configurazione:

- Bilancia a filo: fu tra le prime bilance aerodinamiche utilizzate. Solitamente il modello, tenuto sospeso da fili in tensione, viene montato al contrario in modo che la portanza e il peso del modello vengano sommate, per evitare che la tensione misurata sui fili non assumi mai un valore nullo. Le problematiche di questa configurazione, come la presenza di una resistenza parassita dovuta alle vibrazioni dei fili e la tendenza dei fili a rompersi facilmente, hanno portato ad un rapido disuso di questo sistema.

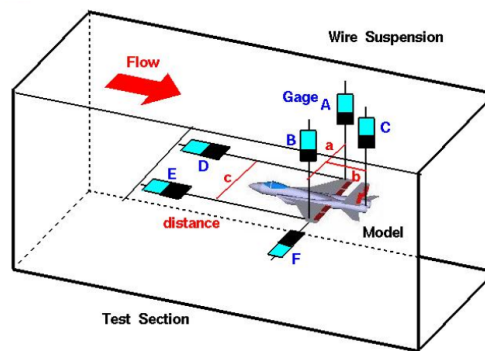


Figura 6.1: Schema bilancia a fili [26]

La figura 6.1 rappresenta uno schema della bilancia a fili. Per ottenere le tre forze e i tre momenti aerodinamici vengono svolti i seguenti calcoli:

$$Portanza = A + B + C - \text{Peso del modello}$$

$$Resistenza = E + D$$

$$Forza laterale = F$$

$$Momento di rollio = (A - B) \cdot a/2$$

$$Momento di imbardata = (E - D) \cdot c/2$$

$$Momento di beccheggio = C \cdot b$$

Dove le lettere maiuscole rappresentano i valori ottenuti dai sensori, mentre quelle minuscole le distanze a cui sono posizionati.

- Bilancia a piattaforma: una delle bilance aerodinamiche più utilizzate per le prove in galleria del vento. Il modello viene fissato sopra una piattaforma rigida che è collegata opportunamente a sensori di forza. Il

sistema è robusto ed è relativamente semplice da costruire. Presenta però degli inconvenienti come la generazione, da parte della resistenza aerodinamica e delle forze laterali, di momenti di beccheggio e rollio che possono influire negativamente sulla misura.

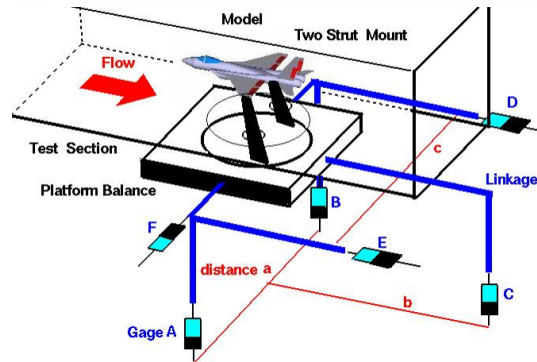


Figura 6.2: Schema bilancia a piattaforma [26]

- Bilancia a forcella: In questo caso il modello viene montato su una struttura rigida a U (forcella). La presenza di due "bracci" portanti verticali in questo tipo di struttura comporta a deformazioni maggiori rispetto alla bilancia a piattaforma.

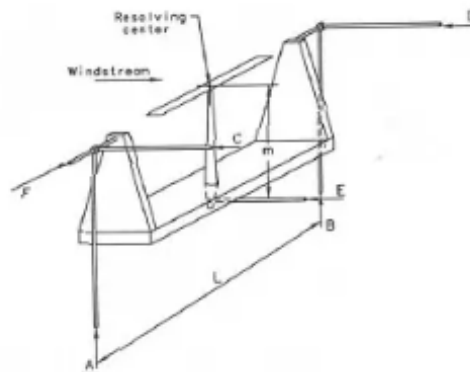


Figura 6.3: Schema bilancia a forcella [21]

- Bilancia piramidale: Per poter risolvere i problemi citati nelle due bilance precedenti, fu progettata la bilancia a struttura piramidale. Essa misura i momenti rispetto al centro di risoluzione, ed è in grado di isolare le sei componenti aerodinamiche e di misurarle indistintamente (3 forze e 3 momenti). Sono presenti anche qui degli svantaggi, come la difficoltà nell'allineamento di modelli inclinati che rende complessa la progettazione e la taratura della struttura.

- **Bilance interne:** Sono dispositivi che vengono collocati all'interno del modello su cui si effettuano i test, in questo modo i componenti della bilancia non introducono interferenze nel flusso d'aria della galleria; è comunque necessario un meccanismo di sostegno per posizionare il modello nella camera di prova e modificarne, eventualmente, l'orientamento. La sua progettazione è complessa poiché la bilancia viene installata all'interno del modello, questo porta, inoltre, ad una limitata flessibilità nel testare modelli differenti. La figura 6.4 mostra un esempio di bilancia interna.



Figura 6.4: Bilancia interna [20]

6.3 Progettazione

La progettazione della bilancia aerodinamica si suddivide nei seguenti passaggi:

1. Creazione del modello per le prove
2. Scelta del sistema di sensorizzazione
3. modellazione CAD 3D (mediante Solidworks) della struttura
4. Verifica statica della struttura
5. Verifica a fatica della struttura

Nei paragrafi successivi analizzeremo nel dettaglio i vari processi appena elencati.

6.3.1 Creazione del modello

Il caso studio riguarda l'analisi dell'effetto suolo, ossia il fenomeno che determina un'aumento della portanza aerodinamica, mantenendo invariata la resistenza aerodinamica, su un corpo che si trova in zona effetto suolo, rispetto alla configurazione di volo libero. Avendo a disposizione un modello di aeromobile si è deciso di eseguire l'analisi sul suo profilo alare. Nella figura 6.5 viene mostrato il modello.



(a) Vista frontale



(b) Vista laterale

Figura 6.5: Modello aeromobile

Seguendo il disegno in figura 6.6 della sezione del profilo alare, è stato realizzato, tramite l'utilizzo del software SolidWorks, un modello CAD 3D (figura 6.7).

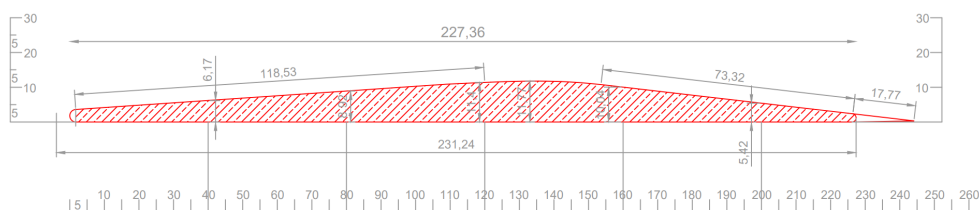
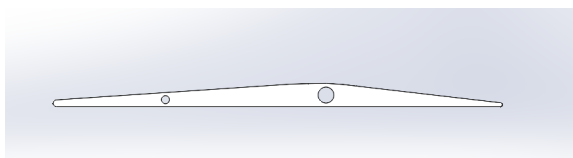
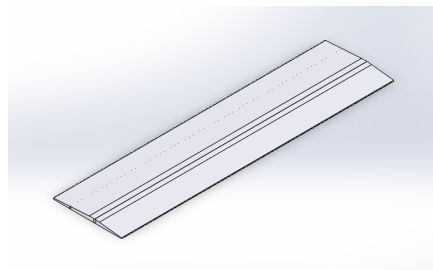


Figura 6.6: Disegno sezione ala



(a) Vista frontale



(b) Vista isometrica

Figura 6.7: Modello CAD 3D profilo alare

L'ala possiede un'apertura alare di 900 mm con una corda di 225 mm, così facendo il rapporto tra apertura alare e corda del profilo è maggiore di 3, questo per poter ridurre al minimo gli effetti di bordo che agiscono sul modello. Inoltre, sono stati eseguiti due fori, uno con diametro 4 mm e uno con diametro 8 mm in modo da inserire dei tondini che possano sostenere l'ala sulla struttura meccanica della bilancia. Una volta progettato, il modello è stato prodotto tramite una stampante 3D. La dimensione della stampante non permette la realizzazione di componenti di

grandi misure come in questo caso, per cui l'ala è stata divisa in 3 sezioni di ugual dimensione e successivamente assemblata, anche grazie all'aiuto "strutturale" dei due tondini. Di seguito vengono mostrate delle immagini relative al modello realizzato.

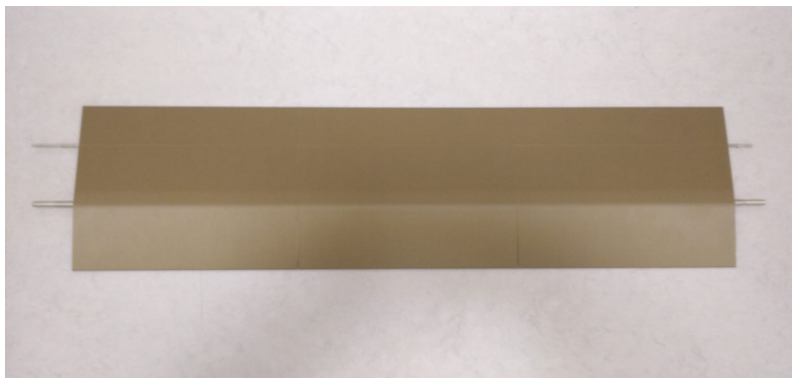


Figura 6.8: Pianta modello



Figura 6.9: Lato modello (1)

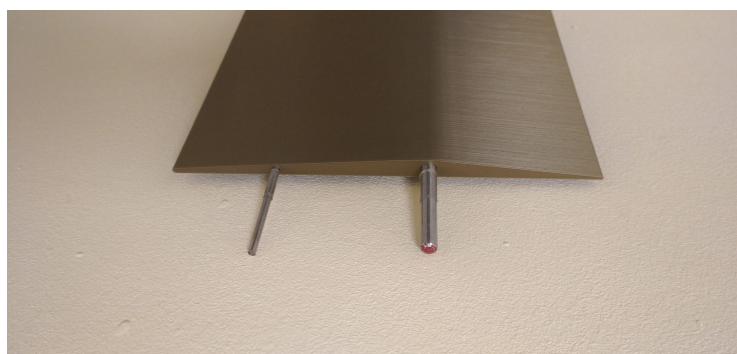


Figura 6.10: Lato modello (2)

Il materiale utilizzato dalla stampante 3D per la realizzazione del modello è l'acido polilattico, più comunemente conosciuto come PLA. Il PLA basic è uno dei

filamenti per stampanti 3D maggiormente utilizzati grazie alla sua facilità di stampa e bassa temperatura di estrusione.

Le caratteristiche geometriche del modello sono:

- Apertura alare 900 mm.
- Corda 225 mm.
- Spessore massimo 11 mm.
- Lo spessore massimo si trova al 40% della corda a partire dal bordo d'attacco.

6.3.2 Scelta del sistema di sensorizzazione

La scelta del sistema di sensorizzazione è molto importante poichè da esso si ricavano i dati sperimentali durante le prove in laboratorio. Per verificare l'efficacia dell'effetto suolo i parametri fondamentali da determinare sono la portanza aerodinamica e la resistenza aerodinamica che agiscono sul profilo alare.



Figura 6.11: Schema delle forze sul profilo alare [11]

Per ottenere queste due forze si utilizzano quindi dei trasduttori di forza; più specificatamente, si è deciso di impiegare celle di carico.

CELLE DI CARICO:

Prima di entrare nello specifico del funzionamento delle celle di carico è necessario introdurre alcuni concetti ed elementi. Una sollecitazione che induce una certa tensione in un corpo provoca una deformazione che può essere di tipo elastico o plastico. Nel caso in cui la deformazione avvenga in campo elastico, il corpo ritorna alla sua configurazione iniziale una volta rimossa la sollecitazione. La legge di Hooke stabilisce che, in campo lineare elastico, lo stato tensionale di un corpo è direttamente proporzionale alla sua deformazione elastica, con costante di proporzionalità pari al modulo di Young (modulo elastico del materiale). Quindi, in regime

elastico, è possibile determinare la forza agente su un dato elemento misurando la sua deformazione.

- TENSIONE:

$$\sigma = \frac{F}{A} \quad [\text{N/mm}^2] = [\text{MPa}]$$

- DEFORMAZIONE:

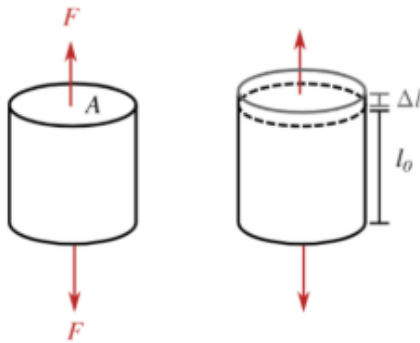
$$\varepsilon = \frac{dl}{l}$$

- LEGGE DI HOOKE

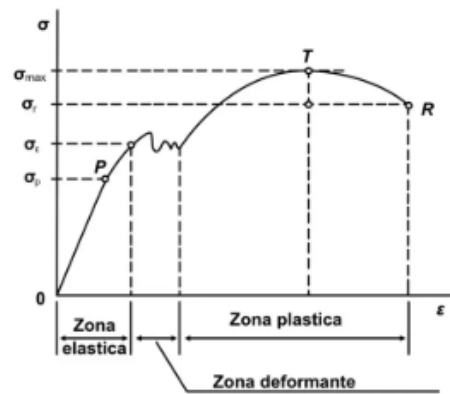
$$\sigma = E\varepsilon \quad [\text{MPa}]$$

Dove:

- F è la forza applicata [N]
- A è la superficie su cui è applicata la forza [mm^2]
- l è la lunghezza del corpo [mm]
- E modulo elastico [MPa]



(a) provino



(b) Grafico tensione-deformazione

Figura 6.12: Esempio prova di trazione

Per poter rilevare le deformazioni che un corpo subisce si utilizzano gli estensimetri, conosciuti anche come strain gauge.

Estensimetri:

Gli estensimetri sono conduttori di forma opportuna, che tirati o compressi generano una variazione di resistenza. Si considera un conduttore lineare di lunghezza

L, sezione $A = \frac{\pi D^2}{4}$ e resistività ρ ; si ottiene così una resistenza R del materiale pari a:

$$R = \rho \frac{L}{A}$$

Si suppone costante anche il volume del conduttore, in questo modo, applicando un carico di trazione si ha un'aumento della lunghezza ($L+dL$) e una diminuzione della sezione ($A-dA$); dalla seguente deformazione nasce un'aumento di resistenza (dR) del conduttore.



Figura 6.13: Schema conduttore cilindrico

Differenziando la resistenza del conduttore si può ottenere questo incremento:

$$\frac{dR}{R} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dL}{L} - \frac{dA}{A}$$

Generalmente, da questa prima equazione, si nota come la variazione di resistenza dipenda dalle variazioni di lunghezza, di sezione e di resistività del filo conduttore. Derivando l'area rispetto al diametro, si ha:

$$\frac{dA}{dD} = 2 \pi \frac{D}{4} = 2 \pi \frac{D^2}{4D} = 2 \frac{A}{D}$$

Quindi si ottiene:

$$\frac{dA}{A} = 2 \frac{dD}{D} = 2 \left(-\nu \frac{dL}{L} \right) = -2 \nu \frac{dL}{L}$$

(Dove ν è il coefficiente di poisson del materiale)

Sostituendo un'ultima volta si ottiene:

$$\frac{dR}{R} = \frac{d\rho}{\rho} + \frac{dL}{L} + 2 \nu \frac{dL}{L} = \frac{d\rho}{\rho} + (1 + 2\nu) \frac{dL}{L}$$

Da quest'ultima equazione si può notare come la variazione di resistenza del conduttore dipenda da due termini: il primo legato alla variazione di resistività del materiale, quindi a cambiamenti della sua microstruttura, mentre il secondo termine è relativo ai cambiamenti della geometria, cioè alle deformazioni che il conduttore subisce quando è sottoposto a sollecitazioni. Si può ancora far vedere come interviene

la forza in questo termine andando ad applicare la legge di Hooke precedentemente analizzata:

(per velocizzare i calcoli si considera la resistività costante e quindi la sua variazione nulla)

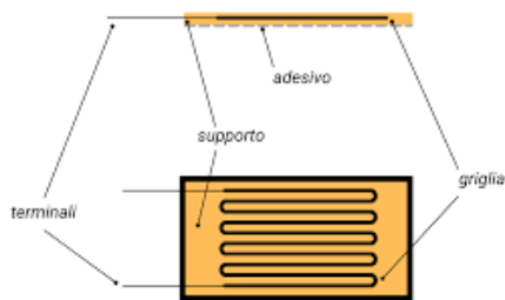
$$dR = R (1 + 2\nu) \frac{dL}{L} = R (1 + 2\nu) \varepsilon = R (1 + 2\nu) \frac{\sigma}{E} = \frac{R (1 + 2\nu)}{E} \cdot \frac{F}{A}$$

Usando la seconda legge di Ohm per la resistenza:

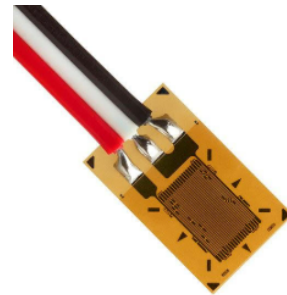
$$dR = 2 \frac{\rho L}{E A^2} F$$

Quest'ultima formula vale per le deformazioni in campo lineare elastico.

Come detto in precedenza lo strain gauge è costituito da un filo conduttore a basso coefficiente termico, con una certa sezione a parallelepipedo, che viene piegato seguendo una determinata configurazione a serpentina, formando una griglia. Il filo viene disposto su un struttura di materiale non conduttore che viene incollata, in modo opportuno, sul corpo di cui si intende misurare la deformazione. Gli estensimetri sono disponibili in varie forme e dimensioni, la figura 6.14 mostra un esempio.



(a) Schema estensimetro



(b) Immagine estensimetro

Figura 6.14: Estensimetro [19]

Avendo visto in precedenza la variazione di resistenza, si può definire il guadagno K dell'estensimetro come:

$$K = \frac{\frac{dR}{R}}{\frac{dL}{L}} = (1 + 2\nu) + \frac{\frac{d\rho}{\rho}}{\frac{dL}{L}}$$

Il fattore K è una caratteristica del sensore e dipende particolarmente dal materiale con cui è stato realizzato l'estensimetro, ma anche dalla configurazione della griglia e dalle modalità di propagazione della deformazione alla griglia. Per i materiali metallici il valore di K è circa uguale a 2. Quindi, noto il parametro K si può determinare

la deformazione $\varepsilon = dL/L$ (sempre entro i limiti della deformazione elastica), misurando il termine legato alla resistenza dR/R . La misura della resistenza del sensore viene effettuata tramite un circuito elettrico chiamato ponte di Wheatstone.

Ponte di Wheatstone:

Il ponte di Wheatstone è un circuito costituito da quattro resistenze disposte a rombo, in cui due nodi opposti sono alimentati da un generatore di tensione V_A , mentre dagli altri due nodi si può misurare una tensione in uscita V_0 , conosciuta come tensione di sbilanciamento, che viene generata dalla variazione della resistenza.

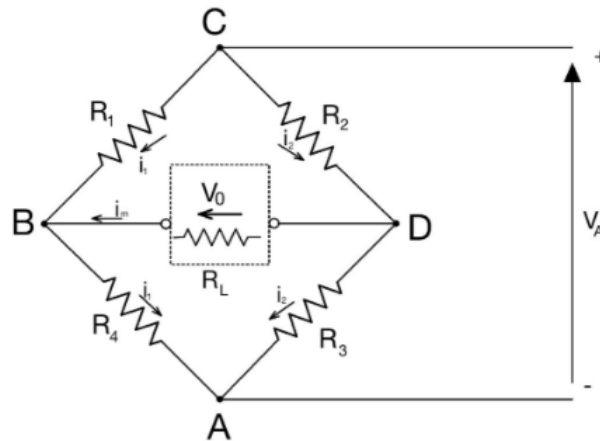


Figura 6.15: Ponte di Wheatstone

In figura 6.15 è rappresentato lo schema del circuito in cui si ha:

- R_1, R_2, R_3, R_4 resistenze del circuito
- R_L impedenza sul carico
- V_A tensione di alimentazione
- V_0 tensione di sbilanciamento
- i correnti che attraversano il circuito

Se si considera l'impedenza sul carico R_L tendente ad infinito allora la corrente i_m tenderà a zero, per cui si possono scrivere le seguenti equazioni:

$$i_1 = \frac{V_A}{R_1 + R_4}$$

$$i_2 = \frac{V_A}{R_2 + R_3}$$

$$V_0 = V_{BD} = V_{BC} + V_{CD}$$

$$V_{BC} = -R_1 i_1 = -\frac{R_1}{R_1 + R_4} V_A$$

$$V_{CD} = R_2 i_2 = \frac{R_2}{R_2 + R_3} V_A$$

Quindi:

$$V_0 = \left(-\frac{R_1}{R_1 + R_4} + \frac{R_2}{R_2 + R_3} \right) V_A$$

$$V_0 = V_A \left(\frac{R_2 R_4 - R_1 R_3}{(R_1 + R_4)(R_2 + R_3)} \right)$$

Il ponte si dice bilanciato quando $V_0 = 0$, questo risultato si verifica se queste due condizioni sono rispettate:

- Se $R_1 = R_2 = R_3 = R_4$
- Se $R_2 R_4 = R_1 R_3$ oppure $R_1/R_4 = R_2/R_3$

Pertanto, se cambia il valore di una sola resistenza, la tensione in uscita V_0 assumerà un valore diverso da zero.

Il ponte di Wheatstone può assumere diverse configurazioni, tra le più comuni si trovano:

- UN QUARTO DI PONTE - 1 RAMO ATTIVO:

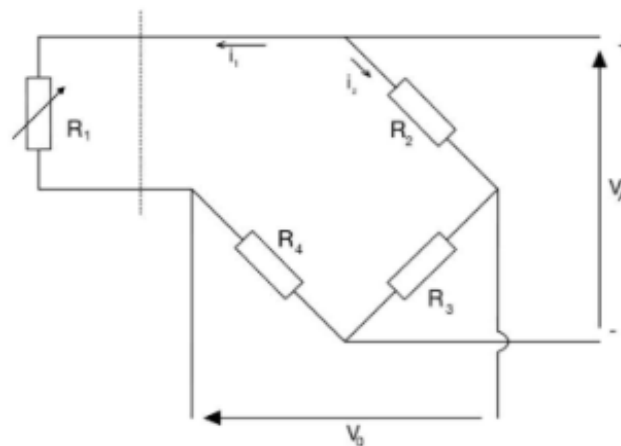


Figura 6.16: Configurazione a un quarto di ponte

In questa configurazione la resistenza R_1 assume il ruolo di estensimetro. Inizialmente tutte e quattro le resistenze hanno un valore uguale e pari a

R ; Applicando una deformazione si avrà una variazione ΔR_1 in modo che $R_1 = R + \Delta R_1$, quindi si ottiene:

$$i_1 = \frac{V_A}{R_1 + R_4} = \frac{V_A}{R + \Delta R_1 + R} = \frac{V_A}{2R + \Delta R_1}$$

$$i_2 = \frac{V_A}{R_2 + R_3} = \frac{V_A}{R + R} = \frac{V_A}{2R}$$

$$V_0 = V_A \left(-\frac{R + \Delta R_1}{2R + \Delta R_1} + \frac{R}{2R} \right) = V_A \left(\frac{-2R - 2\Delta R_1 + 2R + \Delta R_1}{4R + 2\Delta R_1} \right) = V_A \frac{-\Delta R_1}{4R + 2\Delta R_1}$$

La variazione di resistenza ΔR_1 è minore dell'1%, quindi si ha $\Delta R_1 \ll R$, perciò:

$$V_0 = -\frac{V_A}{4} \frac{\Delta R}{R}$$

- MEZZO PONTE - 2 RAMI ATTIVI:

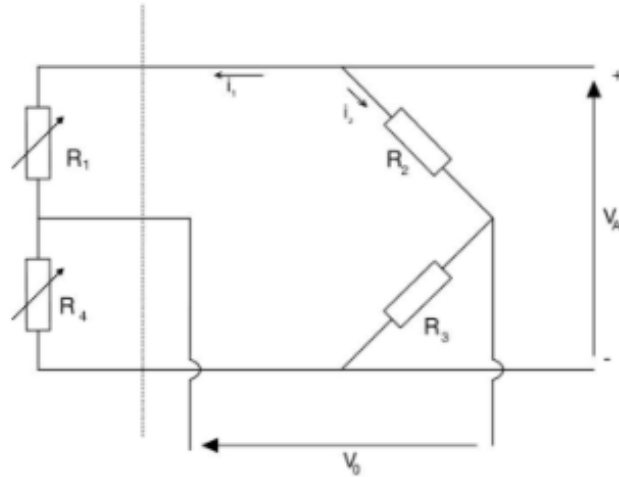


Figura 6.17: Configurazione a mezzo ponte

Le impedenza R_1 e R_4 funzionano da estensimetro. Perché questa configurazione possa funzionare, bisogna far in modo che due impedenze su rami contigui subiscano variazioni di segno opposto, in caso contrario il ponte non si sbilancerebbe. Si parte sempre da $R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R$, si applica una variazione $\Delta R_1 = -\Delta R_4 = \Delta R$ e si ottiene:

$$R_1 = R + \Delta R \quad R_4 = R - \Delta R$$

$$i_1 = \frac{V_A}{R_1 + R_4} = \frac{V_A}{R + \Delta R + R - \Delta R} = \frac{V_A}{2R}$$

$$i_2 = \frac{V_A}{R_2 + R_3} = \frac{V_A}{R + R} = \frac{V_A}{2R}$$

$$V_0 = -i_1 R_1 + i_2 R_2 = V_A \left(-\frac{R + \Delta R}{2R} + \frac{R}{2R} \right) = V_A \left(\frac{R - \Delta R + R}{2R} \right) = V_A \frac{-\Delta R}{2R}$$

La tensione di sbilanciamento sarà:

$$V_0 = -\frac{V_A}{2} \frac{\Delta R}{R}$$

In questo modo si ottiene il doppio della sensibilità rispetto al quarto di ponte.

- PONTE INTERO - TUTTI I RAMI ATTIVI:

In quest'ultima configurazione tutte e quattro le resistenze vengono utilizzate come estensimetri e subiscono la stessa variazione ΔR , ma con segno opposto per i rami contigui.

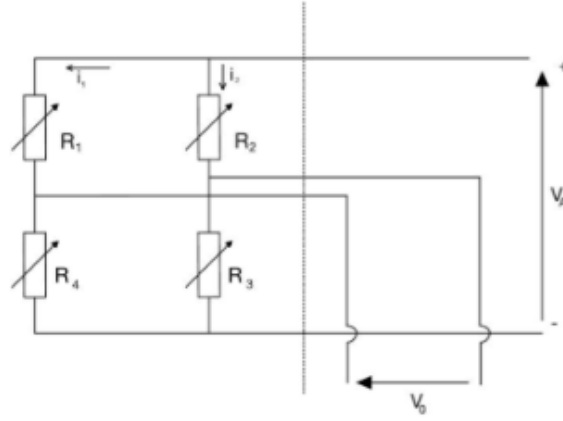


Figura 6.18: Configurazione a ponte intero

Si considerano le resistenze $R_1 = R_2 = R_3 = R_4 = R$ e gli si applica una variazione $\Delta R_1 = -\Delta R_2 = \Delta R_3 = -\Delta R_4 = \Delta R$, si ricava:

$$R_1 = R + \Delta R \quad R_4 = R - \Delta R$$

$$R_3 = R + \Delta R \quad R_2 = R - \Delta R$$

Per cui:

$$i_1 = \frac{V_A}{R_1 + R_4} = \frac{V_A}{R + \Delta R + R - \Delta R} = \frac{V_A}{2R}$$

$$i_2 = \frac{V_A}{R_2 + R_3} = \frac{V_A}{R - \Delta R + R + \Delta R} = \frac{V_A}{2R}$$

Quindi:

$$V_0 = -i_1 R_1 + i_2 R_2 = V_A \left(-\frac{R + \Delta R}{2R} + \frac{R - \Delta R}{2R} \right) = V_A \left(\frac{-R - \Delta R + R - \Delta R}{2R} \right)$$

$$V_0 = V_A \frac{-\Delta R}{R}$$

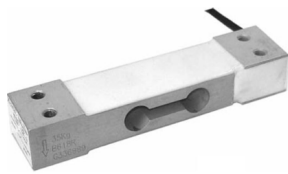
Si ha un ulteriore incremento della sensibilità, che raddoppia ancora rispetto al caso precedente di mezzo ponte.

Le celle di carico, quindi, sono sensori costituiti da un elemento meccanico con geometria e materiale definiti, sul quale vengono applicati in modo opportuno gli estensimetri. L'applicazione di una forza sulla cella di carico induce una deformazione che viene trasmessa ai strain gauge, provocando una variazione di resistenza nel circuito ponte di Wheatstone che genera una tensione di sbilanciamento V_0 , dalla quale si può ricavare il valore della sollecitazione. In figura 6.19 è illustrato uno schema a blocchi del funzionamento della cella di carico.



Figura 6.19: Schema a blocchi cella di carico

Esistono vari tipi di celle di carico che si differenziano principalmente in base alla geometria e forma della cella, alla disposizione degli estensimetri, al tipo di carico applicato, all'intensità di carico misurabile. Tra questi si possono trovare celle di carico a flessione, celle di carico a taglio, celle di carico a trazione, celle di carico a perno, celle di carico S-beam. Nella figura 6.20 alcuni esempi.



(a) Cella di carico a flessione



(b) Cella di carico a perno



(c) Cella di carico S-beam

Figura 6.20: Esempi di celle di carico [19]

Come accennato in precedenza il sistema di sensorizzazione adottato per misurare la forza di portanza e di resistenza agenti sul profilo alare è costituito da celle di carico, con più precisione da celle di carico a flessione. Questi sensori sono ideali per la bilancia aerodinamica, poiché sono in grado di rilevare con precisione forze

d'intensità medio-basse e la loro semplicità agevola l'installazione anche su strutture articolate. Le celle di carico a flessione scelte hanno installati 4 estensimetri in configurazione a ponte intero.

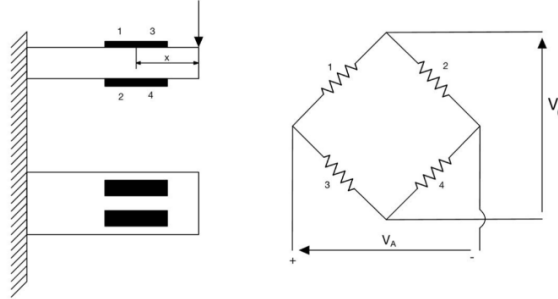


Figura 6.21: Schema cella di carico a flessione [19]

Gli estensimetri vengono installati sapendo che variazioni uguali di resistenza di rami contigui del ponte non genera sbilanciamento del ponte, mentre variazioni uguali di resistenza di rami opposti, o variazioni opposte di resistenza di rami contigui, sbilanciano il ponte. Questa configurazione prevede il posizionamento di due estensimetri sull'estradosso (1 e 3) e due estensimetri sull'intradosso (2 e 4) ad una distanza, tra applicazione del carico e mezzzeria della griglia dei sensori, pari a w ; così facendo tutti e quattro gli estensimetri subiscono la stessa deformazione, ma con segno opposto tra estradosso e intradosso. Grazie a tale disposizione si ha una compensazione delle deformazioni dovute dagli effetti termici oppure da altre sollecitazioni indesiderate come la trazione, inoltre la somma dei quattro contributi dei sensori, uguali in modulo, permette un'elevato grado di sensibilità del sensore, che è due volte più grande rispetto al caso di configurazione a mezzo ponte.

Tramite l'utilizzo delle formule di portanza e di resistenza aerodinamica è stata effettuata una stima dei valori massimi che queste due grandezze possono assumere nelle prove, sul modello, in galleria del vento.

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_L = 270,72 \text{ N} \rightarrow 27,6 \text{ Kg}$$

$$R = \frac{1}{2} \rho V^2 S C_R = 11,28 \text{ N} \rightarrow 1,15 \text{ Kg}$$

I valori sono stati calcolati assumendo le seguenti ipotesi:

- ρ è la densità dell'aria al livello del mare $1,225 \text{ kg/m}^3$
- V velocità massima durante le prove pari a 30 m/s
- S superficie di riferimento del modello $227,36 \text{ mm} \times 900 \text{ mm} = 204624 \text{ mm}^2$

- Il coefficiente di portanza $C_L=1,2$ è stato stimato facendo una media dei dati di C_L di altri profili alari simili, con un'angolo di incidenza di 10° . Dato che le prove vengono svolte per analizzare l'effetto suolo, secondo la teoria il C_L assumerà un valore maggiore, per cui si è deciso di moltiplicarlo per un coefficiente conservativo pari a 2 (valore comune per aeromobili che viaggiano ad altezze relative $h/c=0,1$).
- Il coefficiente di resistenza $C_R=0,1$ è stato stimato facendo una media dei dati di C_R di altri profili alari simili, con un'angolo di incidenza di 10° , moltiplicandola poi per un coefficiente conservativo (data la natura incognita su tali valori).

In base alla stima delle due forze, sono state scelte le celle di carico:

- Portanza: Cella di carico XIPSBJWF, portata 40Kg

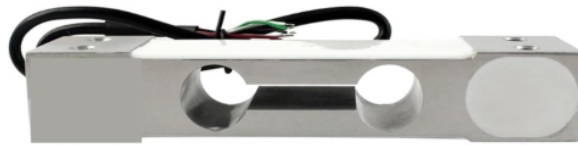


Figura 6.22: Cella di carico XIPSBJWF, portata 40Kg

- Resistenza: Cella di carico POAHNCU, portata 3Kg



Figura 6.23: Cella di carico POAHNCU, portata 3Kg

6.3.3 Modellazione CAD 3D della struttura

Nel presente paragrafo si analizzano i passaggi che portano alla modellazione 3D della bilancia aerodinamica. La prima operazione si occupa dello studio di una configurazione di struttura stabile, semplice e che permetta di misurare separatamente le forze di portanza e resistenza aerodinamiche. Per cui, sono stati effettuati diversi schizzi fino ad arrivare all'assetto finale mostrato in figura 6.24 (Per semplicità è stata rappresentata solo una metà della struttura, in quanto il lato opposto sarà simmetrico).

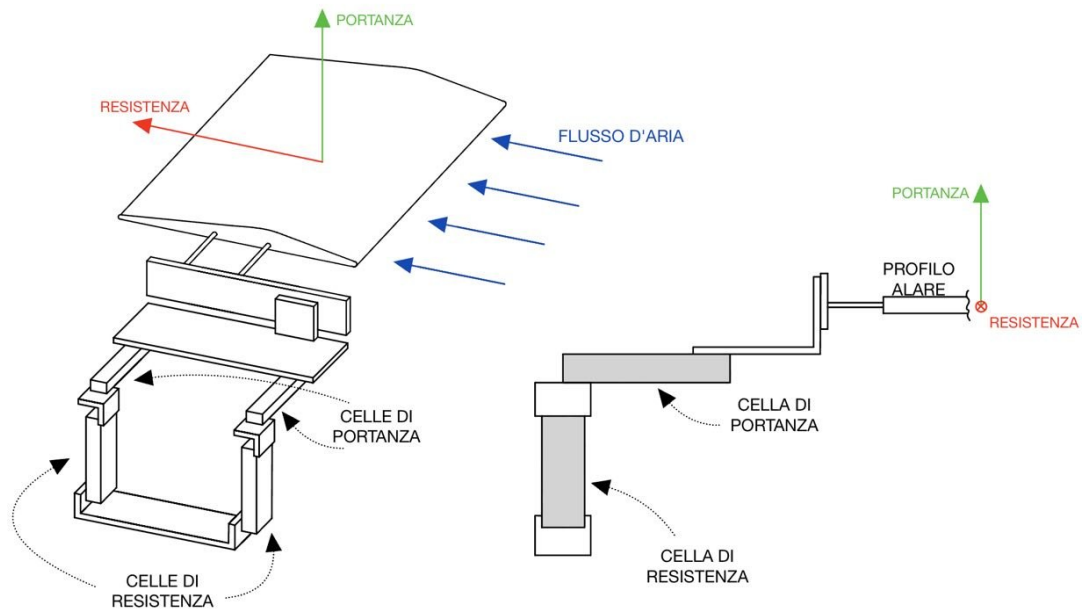


Figura 6.24: Schizzo della struttura

Vengono impiegate quattro celle di carico per ciascuno dei due lati, di cui due dedicate alla misura della portanza e due a quella della resistenza. La configurazione prevede il collegamento in serie delle celle di carico, questo permette di disaccoppiare la risultante della portanza da quella della resistenza, in modo che le due forze possano essere rilevate distintamente. Questi sensori di forza sono disposti e fissati perpendicolarmente alle azioni aerodinamiche che devono stimare.

A seguito dello schizzo generale, che permette di individuare la geometria e la disposizione degli elementi costitutivi, si è passati alla modellazione 3D delle parti della struttura, utilizzando il software Solidworks. Di seguito vengono riportati i modelli tridimensionali dei vari componenti.

La base della struttura, che verrà fissata al telaio della galleria del vento, è formata da due elementi a U denominati forcelle (figura 6.25). I bracci delle forcelle

presentano dei fori che consentono di fissare in verticale le celle di carico destinate alla misura della resistenza.

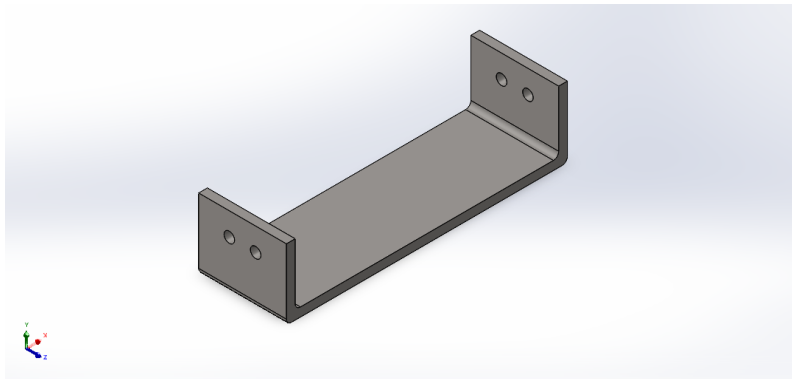
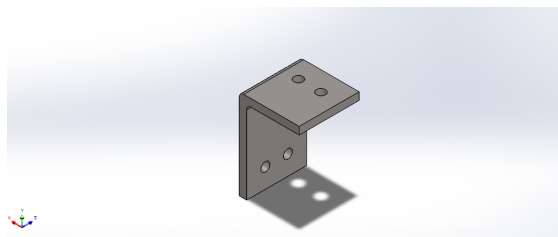
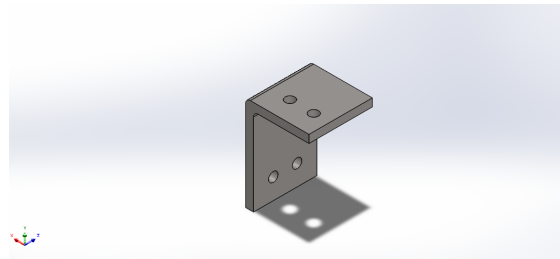


Figura 6.25: Forcella CAD 3D

Per connettere in serie le celle di carico che misurano la resistenza con quelle che misurano la portanza, vengono impiegate delle staffe a L di piccole dimensioni, che sono riportate nella figura 6.26 sottostante.



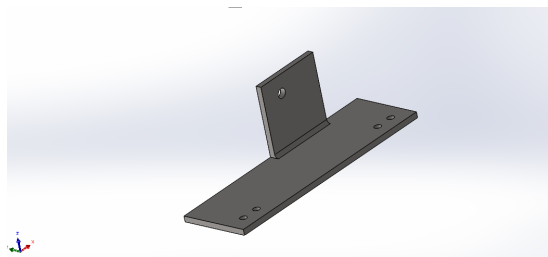
(a) Staffa 2 sinistra



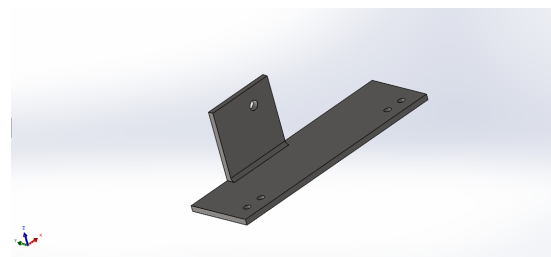
(b) Staffa 2 destra

Figura 6.26: Staffa 2 CAD 3D

Le estremità libere delle celle di carico di portanza vengono quindi fissate alla parte inferiore della base della staffa 1, mostrata in figura 6.27.



(a) Staffa 1 sinistra



(b) Staffa 1 destra

Figura 6.27: Staffa 1 CAD 3D

Infine, alla staffa 1 viene collegata la piastra 1 riportata in figura 6.28. Quest'ultimo elemento consente l'installazione del modello, progettato in precedenza, alla struttura. I tondini che sostengono il profilo alare vengono inseriti in due dei tre fori presenti sulla piastra 1 e fissati mediante dadi autobloccanti. Sapendo che il centro aerodinamico del profilo alare si trova a una distanza, dal bordo di attacco, pari a circa il 25% della corda, è stato possibile far coincidere il centro del terzo foro della piastra con il fuoco del profilo. Il momento in corrispondenza del baricentro aerodinamico rimane costante al variare dell'angolo d'attacco. Quindi, si sfrutta questo punto geometrico in modo da cambiare l'inclinazione del modello, così da poter svolgere prove con diversi angoli d'attacco. La regolazione dell'inclinazione è possibile grazie all'accoppiamento, tramite bullone, della piastra 1 con la staffa 1. Inoltre, la conoscenza della posizione del baricentro geometrico e la posizione delle celle di carico adibite alla misura della portanza, permette di calcolare indirettamente il momento di beccheggio agente sul profilo alare.

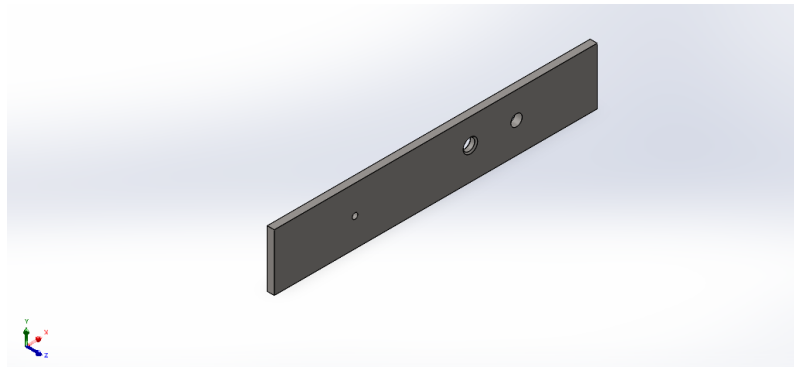


Figura 6.28: Piastra 1 CAD 3D

La struttura è costituita dai seguenti elementi:

- 1x Modello profilo alare
- 1x Tondino ϕ 8
- 1x Tondino ϕ 4
- 2x Piastra 1
- 1x Staffa 1 sinistra
- 1x Staffa 1 destra
- 2x Staffa 2 destra

- 2x Staffa 2 sinistra
- 2x Forcella
- 4x Cella di carico XIPSBJWF, portata 40Kg
- 4x Cella di carico POAHNCU, portata 3Kg
- 32x Vite a testa esagonale ISO 4014-M6x35
- 32x Dado esagonale ISO 4032-M6
- 32x Rosetta piana ISO 7089-6
- 2x Vite a testa esagonale ISO 4018-M8x20
- 6x Dado esagonale ISO 4032-M8
- 6x Rosetta piana ISO 7089-8
- 4x Dado esagonale autobloccante ISO 7040-M4
- 4x Rosetta piana ISO 7089-4

Nella figura 6.29 è rappresentato l'assieme finale 3D della bilancia aerodinamica progettata.

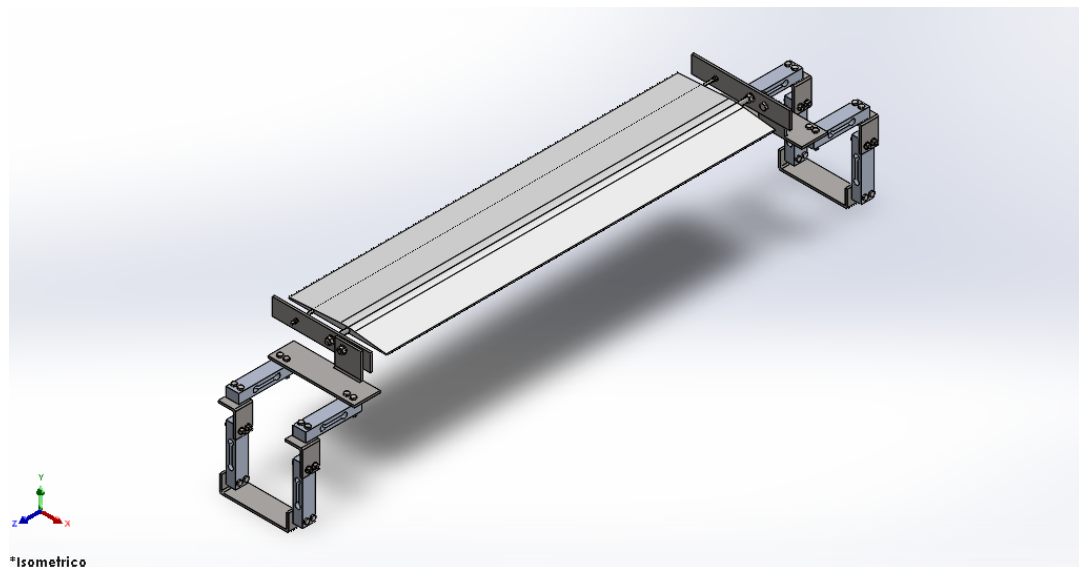


Figura 6.29: Assieme finale CAD 3D

6.3.4 Verifica statica

Quando si progettano strutture meccaniche, la verifica statica è un'operazione fondamentale che deve essere svolta obbligatoriamente; grazie ad essa si è in grado di capire se il dimensionamento degli elementi costituenti l'insieme meccanico è stato eseguito correttamente e, di conseguenza, se tali componenti siano idonei a svolgere la funzione per cui sono stati ideati. In questo sotto paragrafo si affronta l'analisi statica della bilancia appena progettata, eseguita tramite lo strumento di calcolo "Simulation" fornito da Solidworks.

CEDIMENTO STATICO:

Una struttura va incontro al cedimento (o rottura) quando il suo materiale, o quello di un componente, subisce variazioni di dimensione, forma o proprietà a seguito di sollecitazioni esterne, che ne compromettono le funzionalità per cui era stata progettata. Il cedimento, quindi, può manifestarsi con deformazioni del materiale in campo plastico (nei materiali duttili), oppure con la frattura del componente (avviene con più frequenza nei materiali fragili). Fattori come il carico (in questo caso statico), il tempo, la temperatura e l'ambiente influenzano il comportamento a cedimento.

Per definire il comportamento di un materiale alle sollecitazioni meccaniche, si svolgono le prove di trazione. Le prove di trazione si effettuano su provini di dimensioni unificate, ai quali viene applicato un carico di trazione lento e progressivo fino a giungere alla rottura del provino. Dalla prova si ricava la curva tensione-deformazione (vista anche nel paragrafo precedente) riportata nella figura 6.30.

Dalla curva si possono ricavare varie informazioni come:

- Il modulo elastico E , definito come la tangente dell'angolo che si forma tra il tratto lineare elastico e l'ascissa ε ;
- La tensione di snervamento σ_s che determina l'inizio della zona plastica;
- La tensione di rottura σ_R , valore ottenuto facendo il rapporto tra la forza massima (nel punto C) e l'area iniziale della sezione del provino. Nel tratto CD seguente si manifesta la strizione, ovvero la riduzione della sezione del provino fino a rottura (punto D);
- L'allungamento relativo a rottura, che indica la percentuale di deformazione plastica residua dopo il cedimento del provino. Questo parametro è importante per definire se un materiale ha un comportamento duttile o fragile (quando il suo valore è al di sotto del 5% il materiale ha un comportamento fragile).

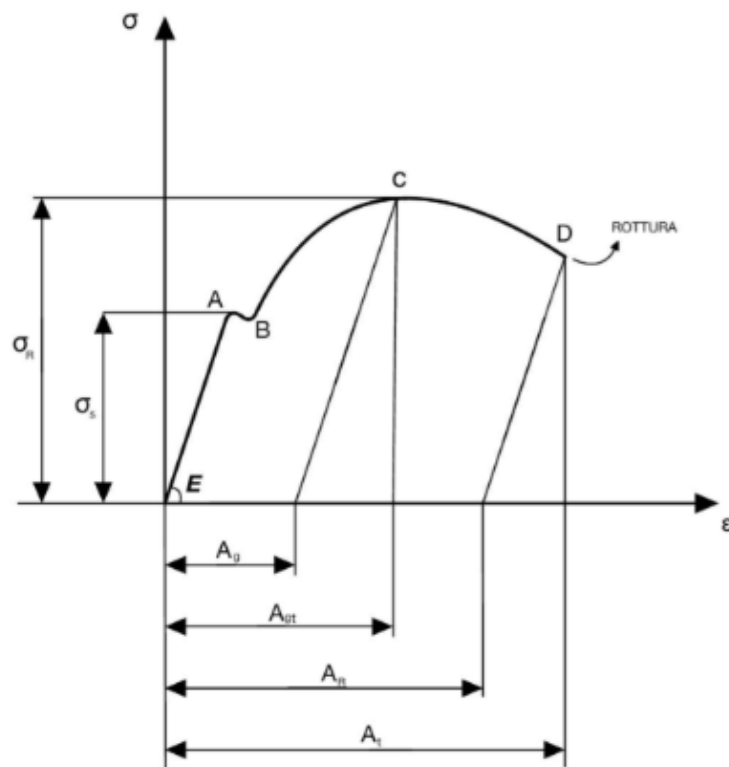


Figura 6.30: Tensione-Deformazione prova trazione

Per definizione il cedimento statico si verifica quando il valore di tensione equivalente, ricavato da uno stato di tensione multiassiale, a cui è sottoposto il materiale, è maggiore o uguale al valore della tensione limite che provoca il suo cedimento in una prova di trazione. La valutazione del valore di tensione equivalente può avvenire seguendo diversi criteri di cedimento statico. Di seguito si analizzano i due criteri principali per i materiali duttili:

1. Criterio della tensione tangenziale massima-TRESCA:

Nei materiali duttili, a seguito delle prove di trazione, la linea di frattura è inclinata di 45° in corrispondenza della direzione di massima tensione tangenziale.

Dal cerchio di Mohr in figura 6.31, relativo alla prova di trazione, si può verificare come la direzione di tensione tangenziale massima sia inclinata di 45° rispetto alla direzione di tensione normale. Il valore di tensione tangenziale massima dipende dal materiale.

$$\tau_l = \frac{\sigma_l}{2}$$

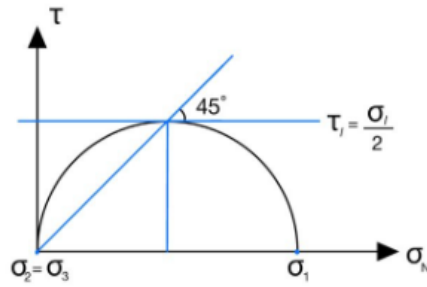


Figura 6.31: Cerchio di Mohr prova di trazione

Da queste osservazioni, si può affermare che un materiale duttile sottoposto a uno stato di tensione triassiale va incontro al cedimento quando la massima tensione tangenziale raggiunge e supera la sua tensione tangenziale limite di rottura.

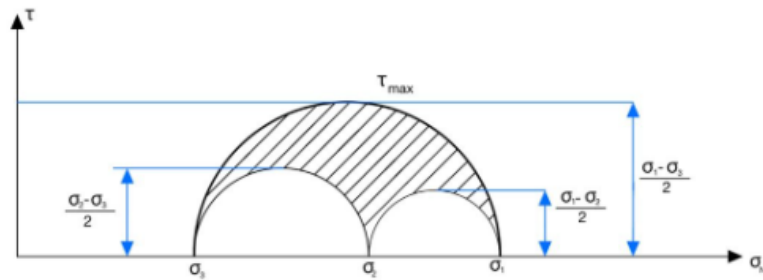


Figura 6.32: Cerchi di Mohr di un componente in stato di tensione triassiale

Dai cerchi di Mohr in figura 6.32 si possono ricavare le tre tensioni tangenziali:

$$\tau_1 = \frac{\sigma_1 - \sigma_2}{2}$$

$$\tau_2 = \frac{\sigma_2 - \sigma_3}{2}$$

$$\tau_3 = \frac{\sigma_3 - \sigma_1}{2}$$

Quindi, si ha rottura quando una di queste tensioni tangenziali uguaglia o supera il valore $\tau_l = \sigma_l/2$ del materiale.

$$|\sigma_1 - \sigma_2| \geq \sigma_l$$

$$|\sigma_2 - \sigma_3| \geq \sigma_l$$

$$|\sigma_3 - \sigma_1| \geq \sigma_l$$

Si può effettuare una rappresentazione grafica dei limiti rispetto alle tensioni principali; in particolare, nella figura 6.33 immediatamente sotto, si esamina il caso rispetto a due tensioni principali, cioè quando un materiale è sollecitato da un tensore degli sforzi biassiale.

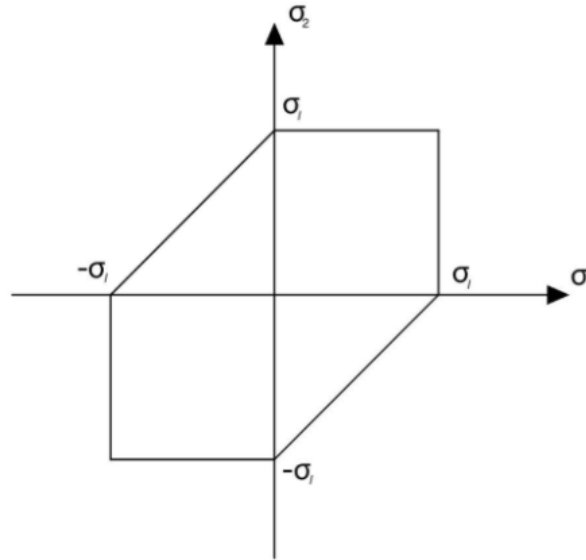


Figura 6.33: Visualizzazione grafica criterio di Tresca

Quando le tensioni principali escono dall'area delimitata dalla tensione limite si ha la rottura del materiale.

2. Criterio della energia di distorsione U_D -Von Mises:

Secondo questo criterio, nei materiali duttili si ha cedimento quando l'energia di distorsione, a seguito di un'applicazione di forza, raggiunge e supera un valore critico di soglia.

L'energia di distorsione può essere scritta come differenza tra energia totale ed energia volumica:

$$U_D = U_T - U_V$$

L'energia volumica è scritta come:

$$U_V = \frac{1}{2} \sigma_m \frac{\Delta V}{V}$$

In un sistema di riferimento principale diventa:

$$U_V = \frac{1}{2} \left[\frac{1}{3} (\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3) (\varepsilon_1 + \varepsilon_2 + \varepsilon_3) \right]$$

Considerando la legge di Hooke:

$$\varepsilon_i = \frac{1}{E}[\sigma_i - \nu (\sigma_j + \sigma_k)]$$

L'energia volumica diventa:

$$U_V = \frac{1 - 2\nu}{6E}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)^2$$

Perciò, l'energia di deformazione sarà:

$$U_D = \frac{1}{2E} [\sigma_1^2 + \sigma_2^2 + \sigma_3^2 - 2\nu (\sigma_1\sigma_2 + \sigma_2\sigma_3 + \sigma_3\sigma_1)] - \frac{1 - 2\nu}{6E}(\sigma_1 + \sigma_2 + \sigma_3)^2$$

Semplificando:

$$U_D = \frac{1 + \nu}{6E}[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]$$

Se si considera il caso della prova di trazione, quindi con una sola tensione principale, l'energia di distorsione del provino diventa:

$$U_{Di} = \frac{1}{2E} \sigma_i^2 - \frac{1 - 2\nu}{6E} \sigma_i^2 = \frac{1 + \nu}{3E} \sigma_i^2$$

Dunque, un materiale duttile raggiunge il cedimento quando, sollecitato con uno stato di tensione triassiale, l'energia di distorsione uguaglia e supera l'energia di distorsione che porta a cedimento il provino nella prova di trazione. Il cedimento avviene se:

$$\frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \geq \sigma_l$$

La visualizzazione grafica del criterio di Von Mises, nel caso di due tensioni principali, è illustrato in figura 6.34

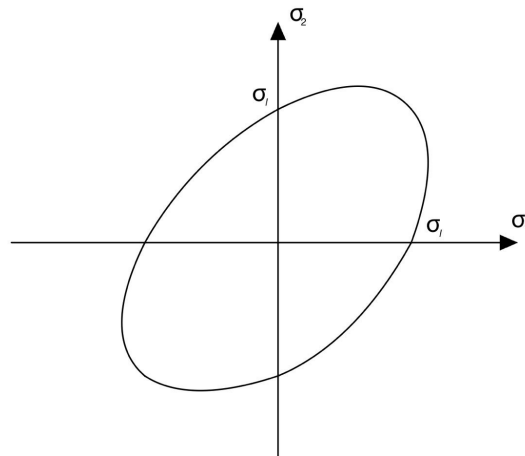


Figura 6.34: Visualizzazione grafica criterio di Von Mises

Coefficiente di sicurezza:

Il coefficiente di sicurezza rappresenta un parametro fondamentale nella progettazione meccanica. Esso è un numero adimensionale che indica il livello di sicurezza di una struttura, in particolare fornisce un'informazione sullo scostamento tra la tensione limite del materiale e la tensione generata dai carichi applicati. Il limite di sicurezza determina la capacità della struttura di operare in sicurezza entro certi limiti, e di resistere ad eventuali incertezze legate al carico, al materiale, all'ambiente esterno e alle condizioni operative.

I due criteri di cedimento appena descritti diventano:

- TRESCA:

$$|\sigma_i - \sigma_j| \geq \frac{\sigma_l}{s}$$

- VON MISES:

$$\frac{1}{\sqrt{2}} \sqrt{[(\sigma_1 - \sigma_2)^2 + (\sigma_2 - \sigma_3)^2 + (\sigma_3 - \sigma_1)^2]} \geq \frac{\sigma_l}{s}$$

In generale:

$$\sigma_{id} = \frac{\sigma_l}{s}$$
$$s = \frac{\sigma_l}{\sigma_{id}}$$

In generale, nel dimensionamento meccanico si cerca di ottenere un valore di coefficiente di sicurezza ≥ 2 .

Confronto tra criterio di Tresca e Von Mises:

Considerando il caso della travi:

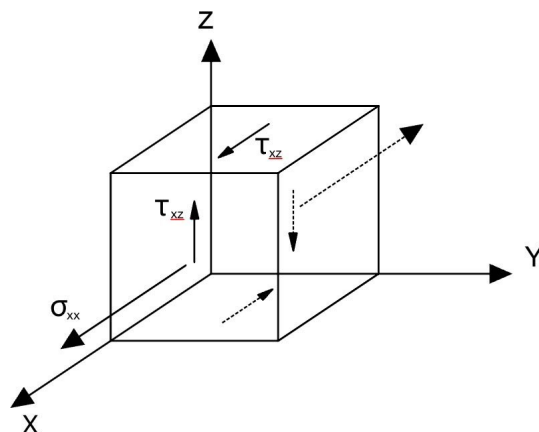


Figura 6.35: Elemento trave

si ha che una tensione principale è sempre nulla, mentre le altre due si calcolano:

$$\sigma_{1,3} = \frac{1}{2}(\sigma_{xx} \pm \sqrt{\sigma_{xx}^2 + 4\tau_{xz}^2})$$

Una volta ottenute le due tensioni principali, è possibile sostituirle nelle formule dei criteri di Tresca e Von Mises.

Quindi, nel caso delle travi si ha cedimento se si verificano le seguenti condizioni:

1. TRESCA:

$$\sigma_{id} = \sqrt{\sigma^2 + 4\tau^2} > \frac{\sigma_l}{s}$$

2. VON MISES:

$$\sigma_{id} = \sqrt{\sigma^2 + 3\tau^2} > \frac{\sigma_l}{s}$$

Da quest'ultime due formule si può notare come il criterio di Tresca sia più conservativo rispetto a quello di Von Mises, in quanto, a parità di condizioni di sollecitazione, il valore della σ_{id} è maggiore nel primo caso. Quindi a parità di carico e di materiale, col criterio di Tresca si ottiene un coefficiente di sicurezza minore rispetto a quello che si ottiene con Von Mises. Il confronto può essere visualizzato anche per via grafica:

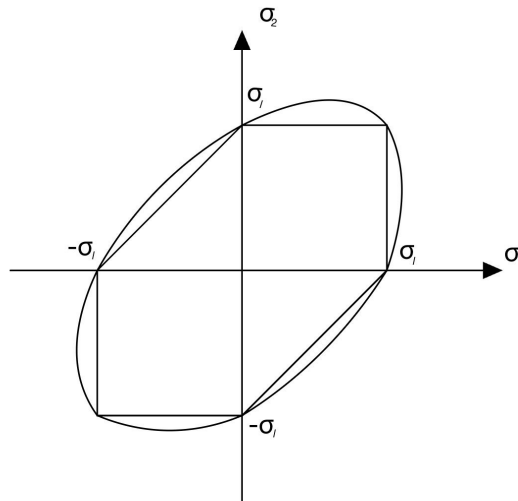


Figura 6.36: Confronto grafico

A parità di sollecitazione e materiale, dalla figura 6.36, si nota come l'area della curva ottenuta con Von Mises sia maggiore rispetto a quella di Tresca, confermando quest'ultimo criterio come quello più cautelativo.

SOLIDWORK SIMULATION:

La verifica statica della struttura progettata viene effettuata tramite l'applicazione di calcolo "Simulation" del software Solidworks. Una volta avviato lo strumento di calcolo bisogna stabilire i materiali utilizzati nella struttura, i vincoli e i carichi agenti.

I materiali dei componenti sono stati definiti usando la libreria dei materiali fornita da solidworks. Per il modello dell'ala è stato scelto un ABS generico, per i tondini un acciaio inossidabile e per gli altri componenti un acciaio strutturale:

- Modello profilo alare - ABS generico
- Tondino ϕ 8 - Acciaio inossidabile X20Cr13
- Tondino ϕ 4 - Acciaio inossidabile X20Cr13
- Piastra 1 - Acciaio strutturale S355J2G3
- Staffa 1 - Acciaio strutturale S355J2G3
- Staffa 2 - Acciaio strutturale S355J2G3
- Forcella - Acciaio strutturale S355J2G3

I vincoli della struttura sono stati definiti utilizzando la funzione "vincoli" su Simulation. Le forcelle permettono l'installazione della struttura nella galleria del vento; per cui sono state selezionate le facce inferiori delle due forcelle e su di esse è stato applicato il vincolo di geometria fissa.

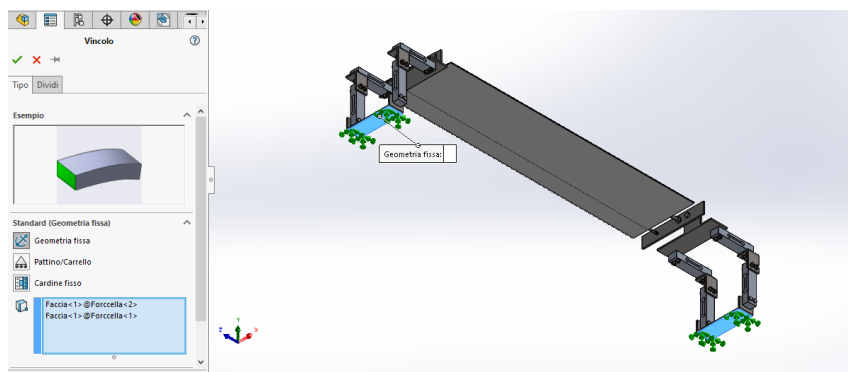


Figura 6.37: Vincoli

Il flusso d'aria che investe il modello genera una distribuzione di pressione sulla sua superficie, dalla quale hanno origine le forze aerodinamiche. Per determinare le condizioni di carico sono state utilizzate le forze aerodinamiche (portanza e resistenza) calcolate nel paragrafo relativo al sistema di sensorizzazione. Dividendo queste

forze per la superficie dell'ala su cui sono applicate, si individuano le pressioni medie agenti sul modello.

$$P_{mL} = \frac{L}{S} = 1323 \text{ Pa}$$

$$P_{mR} = \frac{R}{S} = 55,13 \text{ Pa}$$

La funzione "carichi esterni" permette di definire vari tipi di sollecitazione, tra cui la pressione distribuita. Per impostare il carico di pressione distribuita è necessario, attraverso i comandi della funzione, specificare la superficie su cui è applicata, la direzione di applicazione (normale al piano preso come riferimento) e il valore della pressione media. Nella figura 6.38 viene illustrato il procedimento appena descritto per il caso della pressione portante: si nota come il piano di riferimento scelto è parallelo al "suolo" e la pressione agisca dal basso verso l'alto, simulando un carico di portanza.

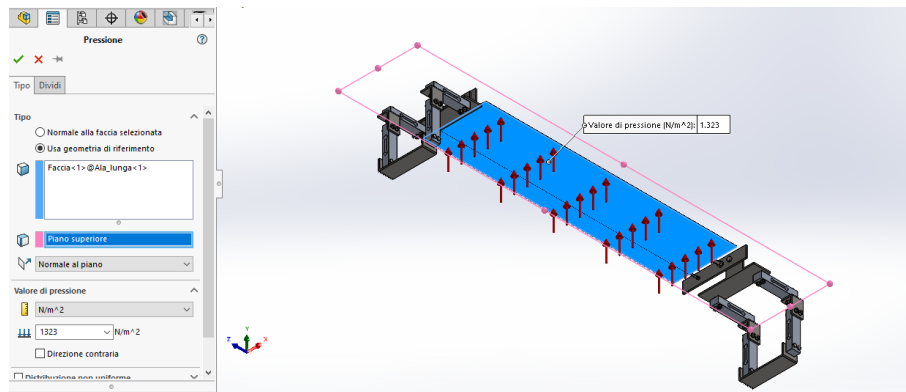


Figura 6.38: Carico portante

Invece, la figura 6.39 è riferita al carico resistente; il piano di riferimento è perpendicolare al "suolo" e la direzione della pressione segue quella del flusso d'aria.

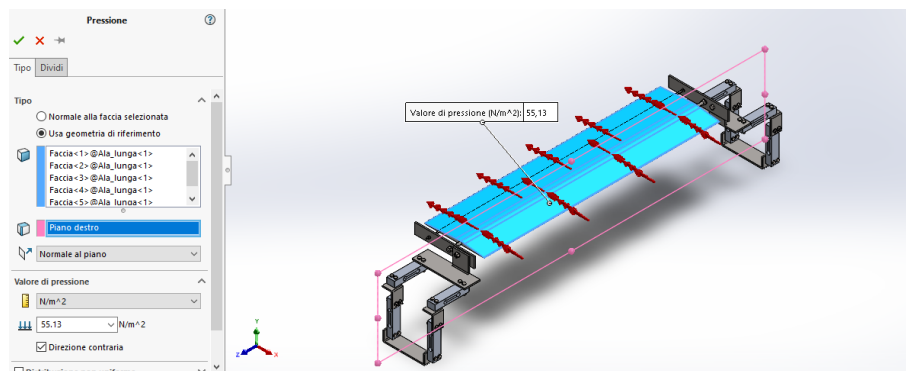


Figura 6.39: Carico resistente

Una volta stabilite tutte le condizioni del problema viene eseguita la simulazione. Il risultato della simulazione permette di visualizzare graficamente lo stato tensionale della struttura e lo spostamento che essa subisce a seguito delle sollecitazioni. Inoltre, è anche possibile ottenere i coefficienti di sicurezza per tutti i componenti dell'assieme, in modo da verificare la sicurezza strutturale del modello.

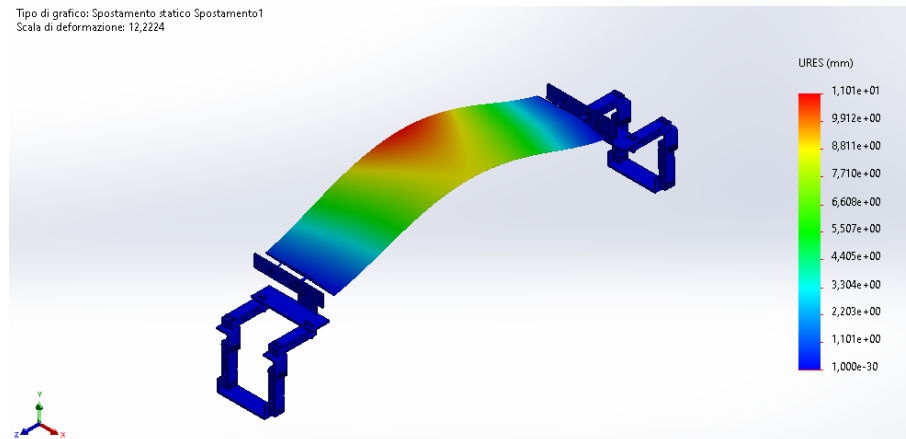


Figura 6.40: Spostamento

Dalla figura 6.40, relativa allo spostamento si può notare come la massima freccia venga raggiunta in corrispondenza della mezzeria del profilo alare, dove assume un valore pari a 11,01 mm, circa pari al 1,22% dell'apertura alare del modello. Questo suggerisce che i componenti maggiormente sollecitati possano essere i due tondini di supporto all'ala e le piastre 1 su cui i tondini vengono fissati.

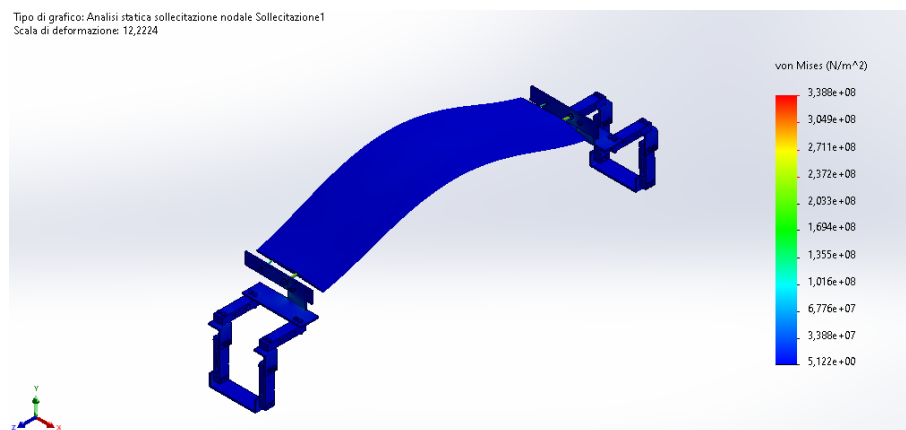


Figura 6.41: Sollecitazioni

La figura 6.41 mostra lo stato tensionale della struttura, calcolato secondo il criterio di Von Mises.

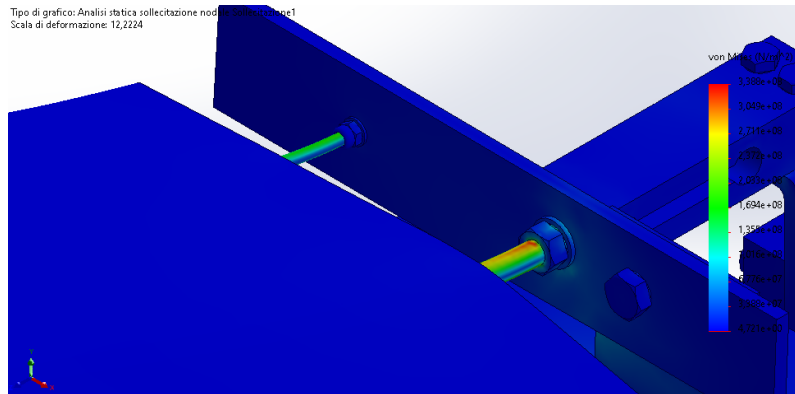


Figura 6.42: Ingrandimento sollecitazioni

Da un ingrandimento dell'immagine (figura 6.42), si osserva come le tensioni dei tondini e della piastra 1 siano maggiori rispetto a quelle degli altri componenti, confermando l'ipotesi fatta precedentemente. Si può notare, nella leggenda a destra della figura, come il massimo valore della tensione sia pari a $338,8 \text{ MPa}$.

Per verificare che gli elementi della bilancia non raggiungano il limite di servamento, simulation permette di calcolare e visualizzare graficamente i coefficienti di sicurezza (CS), sempre seguendo il criterio di Von Mises.

La figura 6.43 mostra il coefficiente di sicurezza minimo della struttura, senza specificare quale sia l'elemento più critico. Nonostante ciò, si può osservare come il dato di CS minimo, che assume un valore pari a 2,07, sia maggiore del limite imposto dal criterio di Von mises ($\sigma_l/\sigma_{id} > 1$).

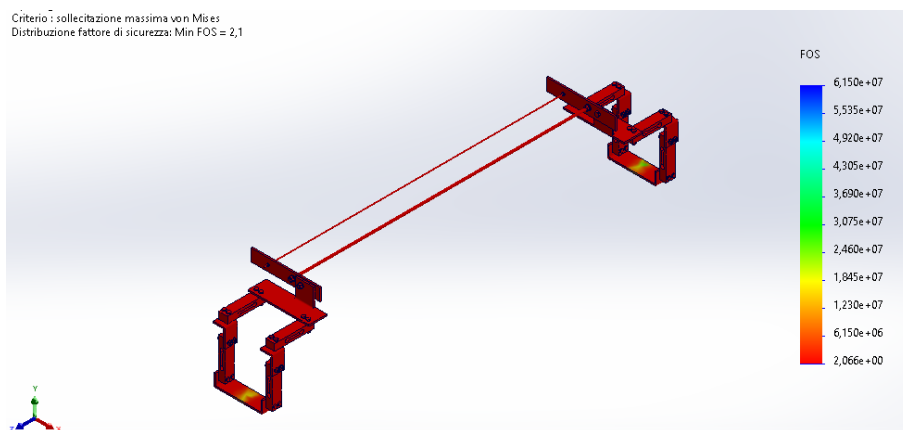


Figura 6.43: Coefficiente di sicurezza struttura

Di seguito vengono riportate le immagini e i valori dei CS dei vari elementi costituenti la bilancia:

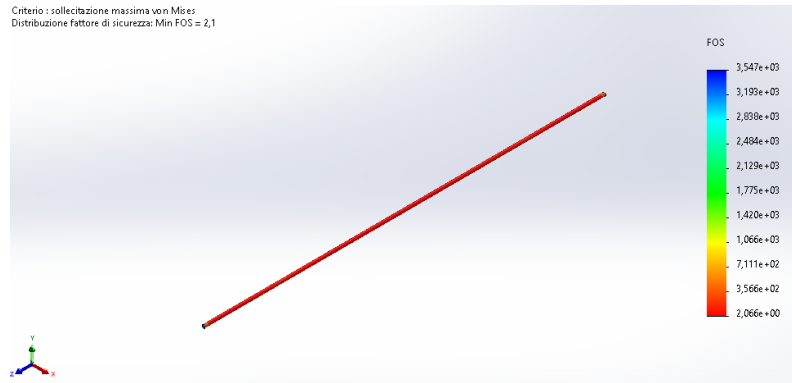


Figura 6.44: Coefficiente di sicurezza tondino $\phi 8$

CS minimo tondino $\phi 8 = 2,07$

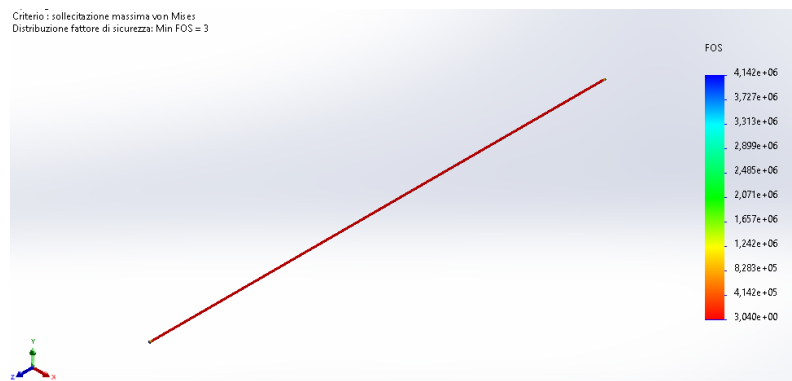


Figura 6.45: Coefficiente di sicurezza tondino $\phi 4$

CS minimo tondino $\phi 4 = 3,04$

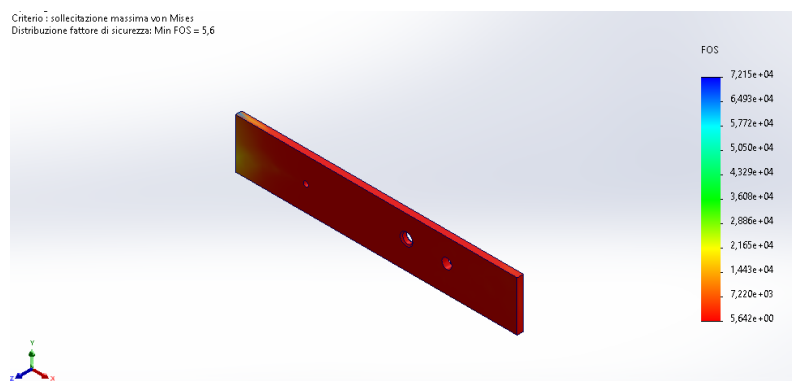


Figura 6.46: Coefficiente di sicurezza piastra

CS minimo piastra 1 = 5,64

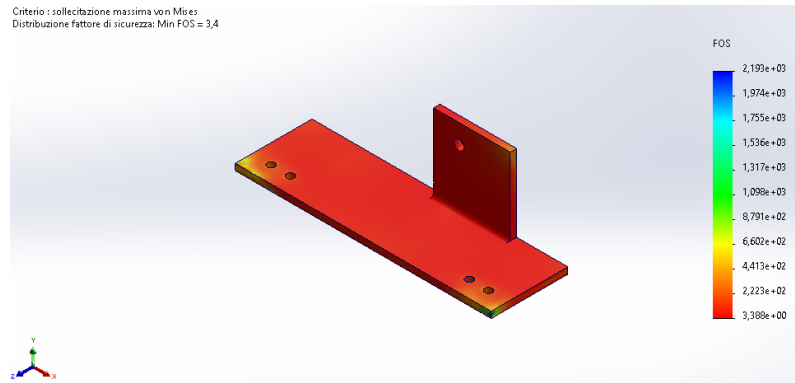


Figura 6.47: Coefficiente di sicurezza staffa 1

CS minimo staffa 1 = 3,39

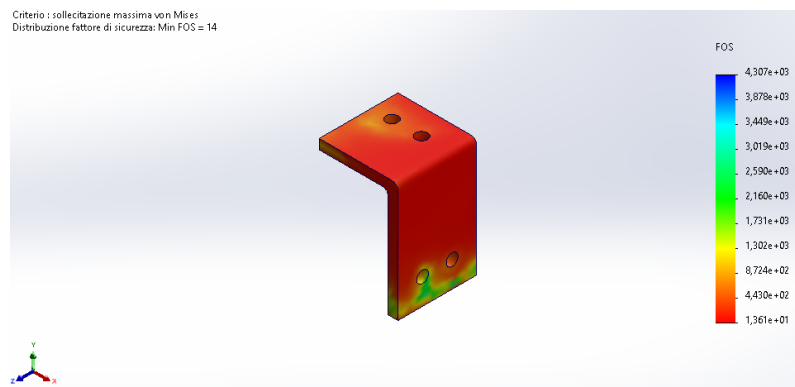


Figura 6.48: Coefficiente di sicurezza staffa 2 anteriore

CS minimo staffa 2 anteriore = 13,6

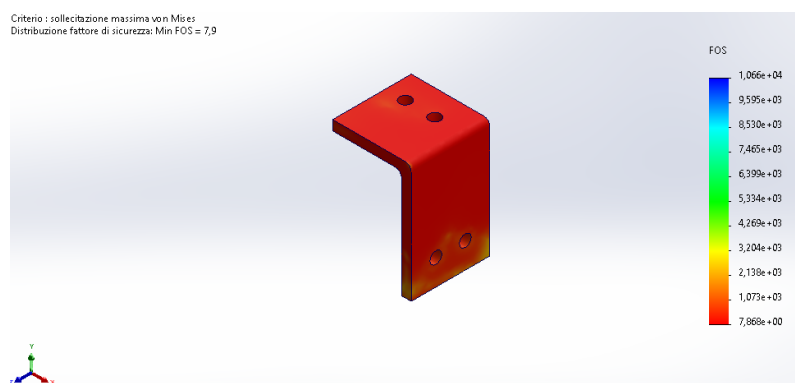


Figura 6.49: Coefficiente di sicurezza staffa 2 posteriore

CS minimo staffa 2 posteriore = 7,87

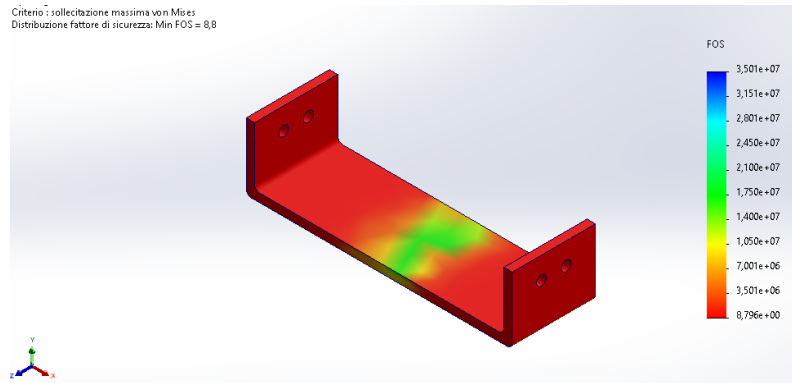


Figura 6.50: Coefficiente di sicurezza forcetta

CS minimo forcetta = 8,8

I valori dei fattori di sicurezza di tutti i componenti sono maggiori di 2, rispettando il criterio di cedimento di Von Mises ($\sigma_l/\sigma_{id} > 1$); quindi la struttura è verificata a cedimento statico.

6.3.5 Verifica a fatica

FATICA

Durante il loro funzionamento, i componenti meccanici sono soggetti a carichi ciclici, o variabili nel tempo, che provocano nel materiale un danneggiamento progressivo e cumulativo, che può portare alla rottura dell'elemento, anche se i livelli di tensione sono inferiori al limite di resistenza statica. Questo fenomeno prende il nome di cedimento per fatica.

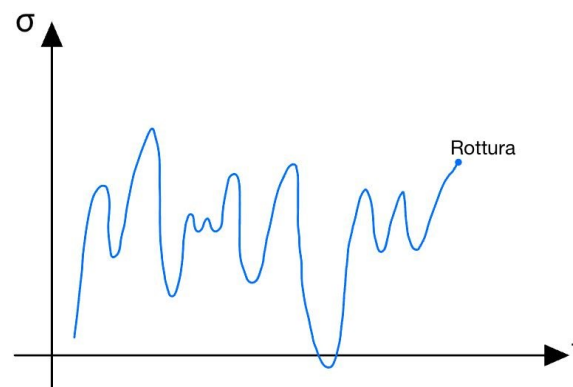


Figura 6.51: Carico ciclico

Ad esempio, in figura 6.52, viene definita un carico ciclico con una tensione media diversa da zero.

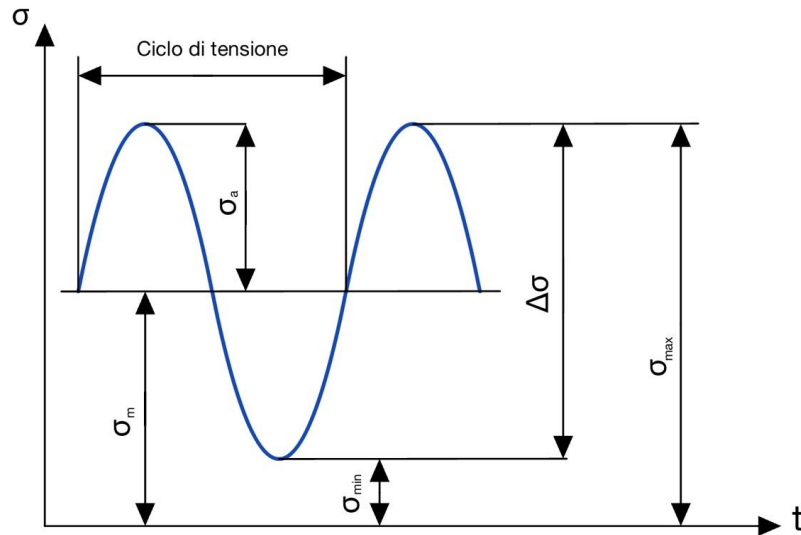


Figura 6.52: Schema tensione ciclica

Dove:

- Tensione massima σ_{max}
- Tensione minima σ_{min}
- Tensione media $\sigma_m = \frac{\sigma_{max} + \sigma_{min}}{2}$
- Tensione alternata $\sigma_a = \frac{\sigma_{max} - \sigma_{min}}{2}$
- Campo di tensione $\Delta\sigma = \sigma_{max} - \sigma_{min} = 2\sigma_a$
- Rapporto di tensione $R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$
- Rapporto di ampiezza $A = \frac{\sigma_a}{\sigma_m} = \frac{1-R}{1+R}$
- Numero di cicli n
- Numero di cicli a rottura N

Il processo di rottura di fatica avviene seguendo tre fasi: nucleazione della cricca in una zona localizzata dell'elemento, propagazione della cricca e rottura finale.

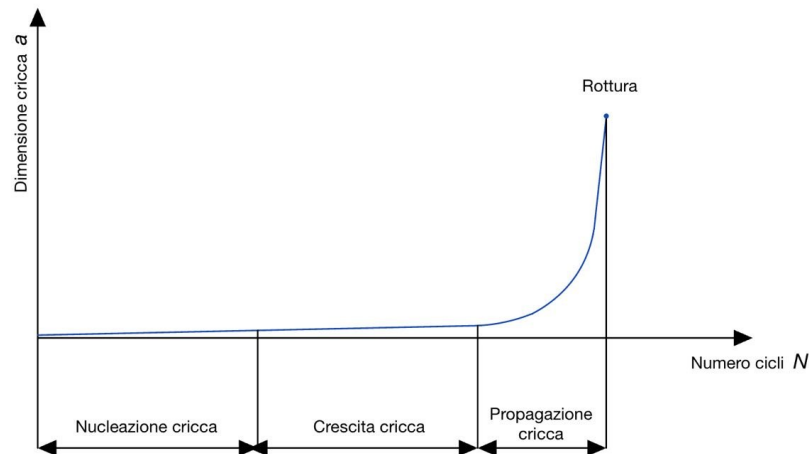


Figura 6.53: Grafico fasi fatica

Per evitare il cedimento a fatica vengono utilizzati due metodi di progetto:

- **SAFE LIFE:** consiste nel sovradimensionare il componente in modo che la rottura non si verifichi durante la sua vita utile o tra due interventi di manutenzione.
- **FAIL SAFE:** la struttura viene progettata in modo da possedere delle ridondanze di elementi che garantiscono il suo funzionamento anche a seguito della rottura di un componente.

La resistenza a fatica di un componente risulta di difficile determinazione, poichè non è una caratteristica intrinseca del materiale ma viene condizionata da più fattori, quali:

- Tipo di sollecitazione
- Numero di cicli di sollecitazione
- Valori e condizioni delle tensioni
- Forma e dimensione del componente
- Temperatura d'esercizio
- Trattamenti superficiali

Quindi, la valutazione della fatica avviene attraverso il confronto degli effetti dei singoli parametri rispetto a una condizione di riferimento standard. I dati di fatica

di riferimento sono ottenuti sollecitando un provino standard a flessione rotante, con ampiezza di sollecitazione costante. Con i risultati delle prove sperimentali si ricavano i diagrammi di Wöhler, utilizzate per le analisi a fatica dei componenti.

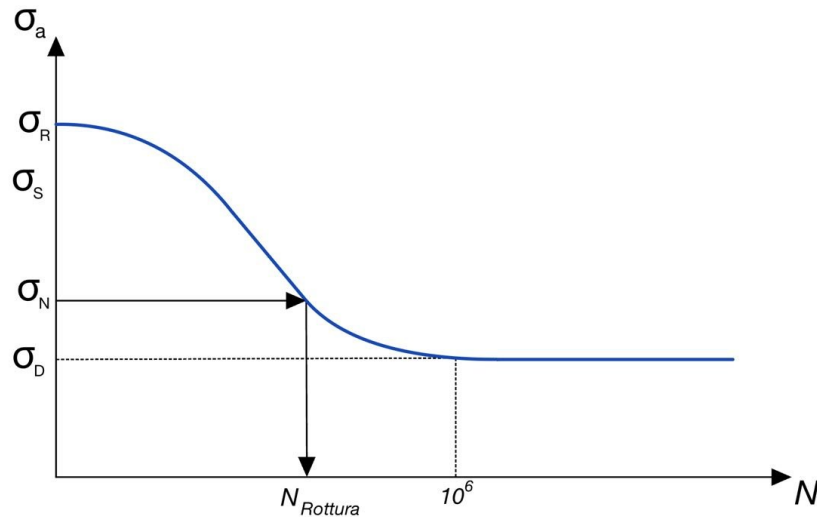


Figura 6.54: Diagramma di Wöhler per acciai malleabili

I diagrammi di Wöhler, conosciuti anche come curve σ - N , presenta in ascisse il numero di cicli N (esprime il numero di cicli per cui avviene il collasso del componente), in scala logaritmica decimale, e in ordinata l'ampiezza di sollecitazione σ_a , in scala lineare. Dal grafico in figura 6.54 si nota come al diminuire dell'ampiezza di sollecitazione σ_a si verifichi un aumento della durata N . Negli acciai malleabili la curva presenta un ginocchio e un asintoto, che si manifesta ad una durata di 10^6 cicli, e che tende ad un valore limite di sollecitazione σ_D . La sollecitazione σ_D prende il nome di limite di fatica, ed è la tensione al di sotto della quale non si ha il collasso a fatica del componente, qualsiasi sia il numero di cicli di carico. Infatti, si parla di progettazione a vita infinita, se questa avviene al di sotto del limite di fatica. Inoltre, si nota come il valore della tensione σ_D sia inferiore alla tensione di snervamento σ_s e alla tensione di rottura σ_R ; motivo per cui può avvenire il collasso, dopo un determinato numero di cicli, anche a sollecitazioni inferiori a σ_s , ma superiori a σ_D . Quindi, anche se una struttura è stata verificata staticamente, non è garantita la sua resistenza a fatica. Normalmente, un componente è verificato a fatica quando supera i 10^6 cicli di carico, perciò la sua durata si può considerare infinita.

Normalmente, le prove sperimentali di fatica vengono eseguite con cicli con tensione media σ_m nulla. Però, nella realtà, i carichi ciclici, che sollecitano i componenti

meccanici, sono caratterizzati da una tensione media non nulla. Quindi, diventa importante conoscere l'effetto che ha la tensione media sul comportamento a fatica. Prove di laboratorio, eseguite con diverse combinazioni di tensione media e alternata, hanno evidenziato che:

- Tensioni medie di trazione ($\sigma_m > 0$) provocano una diminuzione del valore della tensione alternata, mostrando un effetto negativo sulla fatica
- La tensione alternata non risente della presenza di tensioni medie di compressione ($\sigma_m < 0$), rimanendo pressoché invariata. Si può dire che in questo caso σ_m abbia un effetto positivo sulla fatica .

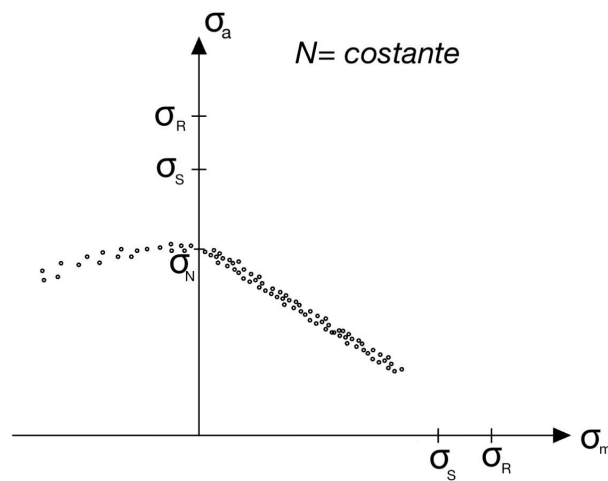


Figura 6.55: Prove sperimentali con σ_m diverso da zero

Tra le prove, eseguite variando la tensione media, sono state registrate solo quelle per le quali la rottura è avvenuta a un numero di giri fisso. I dati ottenuti dalle prove possono essere interpolati secondo diverse funzioni; tra queste, la più utilizzata, grazie alla sua semplicità matematica e alle sue valutazioni conservative, è l'equazione di Goodman.

$$Goodman : \frac{\sigma_a}{\sigma_D} + \frac{\sigma_m}{\sigma_R} = 1$$

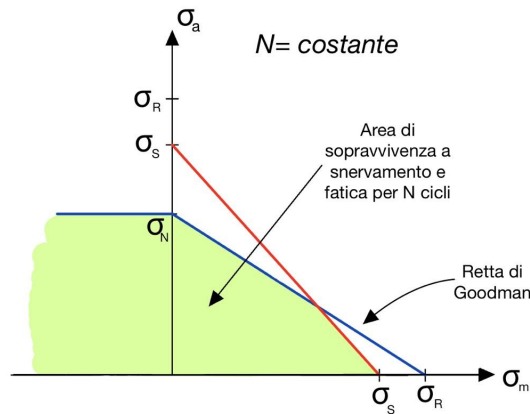


Figura 6.56: Equazione di Goodman

L'area verde in figura 6.56 rappresenta la zona di sopravvivenza del componente a snervamento e fatica per un numero costante N di cicli di carico.

SOLIDWORKS SIMULATION:

Durante il moto in aria, la separazione dello strato limite dal profilo alare provoca un distacco di vortici che genera fluttuazioni periodiche e variabili nel tempo di pressione, causando vibrazioni sulla struttura alare. Quindi, durante le prove in galleria del vento, tali vibrazioni possono introdurre carichi ciclici sul modello; pertanto, sarà necessario condurre una verifica a fatica della struttura. L'ambiente simulation di Solidworks permette di eseguire lo studio a fatica della struttura, prendendo come riferimento lo studio statico svolto precedentemente.

Le ipotesi fatte per l'analisi a fatica sono:

- il numero di cicli di carico con cui viene verificata a fatica la struttura è pari a $n = 10^6$, valore tipico del regime di fatica ad alto numero di cicli;
- Le vibrazioni inducono una variazione della sollecitazione statica pari al $\pm 20\%$, per cui si ha:

$$\sigma_m = \sigma_{statica}$$

$$\sigma_{max} = 1,2 \cdot \sigma_{statica}$$

$$\sigma_{min} = 0,8 \cdot \sigma_{statica}$$

$$R = \frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}} = \frac{0,8 \cdot \sigma_{statica}}{1,2 \cdot \sigma_{statica}} = 0,667$$

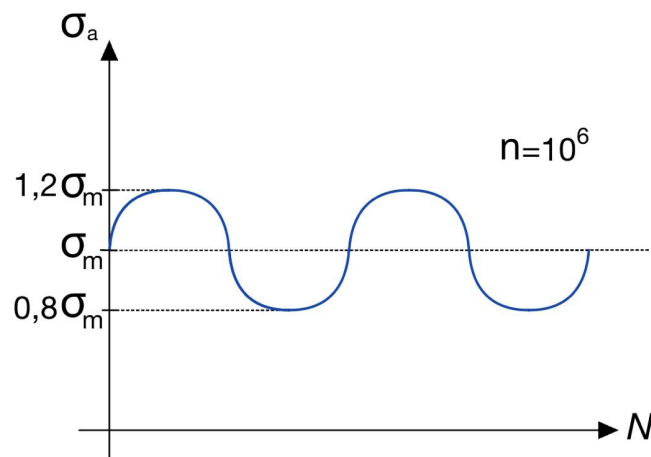


Figura 6.57: sollecitazione ciclica dell'analisi a fatica

Attraverso la funzione "aggiungi evento" si seleziona la simulazione statica fatta in precedenza e si inseriscono i dati del problema, come mostrato in figura 6.58.

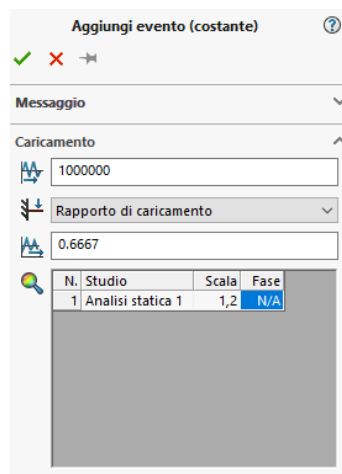


Figura 6.58: Dati simulazione fatica

Il numero di cicli di carico viene specificato nel primo campo della sezione "caricamento". Viene impostato il fattore di scala della simulazione statica pari a 1.2, in modo da individuare la tensione di sollecitazione massima σ_{max} . Definendo, sotto la voce "rapporto di carico", il rapporto di tensione R , si ottiene la tensione minima ($\sigma_{min} = \sigma_{max} \cdot R$).

Successivamente si procede ad assegnare ai vari componenti della struttura le curve $\sigma - N$. Tali cruve, memorizzate nella libreria del software Solidworks, sono ottenute sperimentalmente analizzando il comportamento a fatica dei materiali a

seguito di carichi ciclici. Quindi, per ogni componente si associa la curva relativa al materiale con cui è composto. Di seguito, nella figura 6.59, viene illustrato il procedimento di assegnazione della curva $\sigma - N$ della forcella.

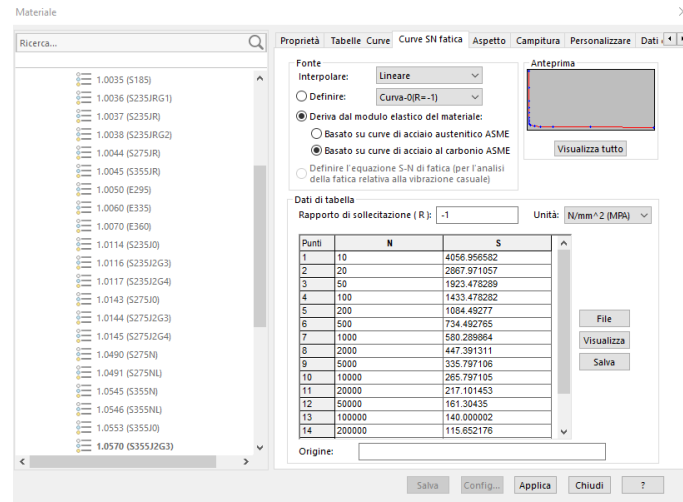


Figura 6.59: fatica materiali

In figura 6.60 si visualizza la curva di Wöhler: sull'asse dell'ascisse si ha il numero di cicli in scala logaritmica, mentre sulle ordinate la tensione alternata espressa in MPa .

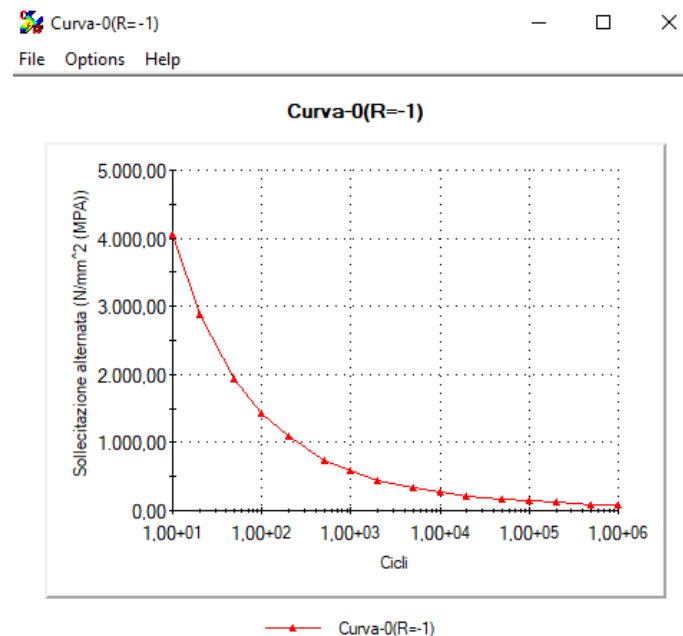


Figura 6.60: Curva di Wöhler relativa alla forcella

Dalle figure appena presentate si può notare come le curve siano ottenute da prove con un ciclo di tensione alternata simmetrica, dove la tensione media assume

valore nullo e il rapporto di carico $R = -1$. Però, La simulazione che si sta svolgendo prevede la presenza di una tensione media σ_m diversa da zero, per questo motivo è necessario introdurre degli accorgimenti.

Dal menù delle proprietà della simulazione si effettua la correzione della sollecitazione media, applicando la funzione della retta Goodman, come mostrato in figura 6.61.

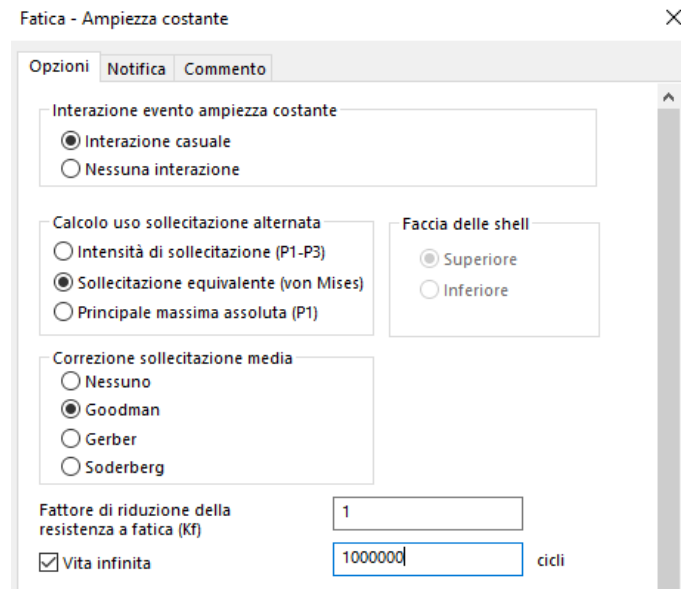


Figura 6.61: Proprietà dell'analisi di fatica

Il problema ora è definito e si può eseguire la simulazione. I risultati grafici ottenuti permettono di visualizzare la vita, la percentuale di danno e il coefficiente di sicurezza a fatica della struttura.

Il primo risultato analizzato è la percentuale di danno, riportato in figura 6.62. Si può osservare come la percentuale di danno che subiscono i componenti della struttura sia estremamente bassa, con valori praticamente vicini allo 0%, e quindi quasi trascurabili.

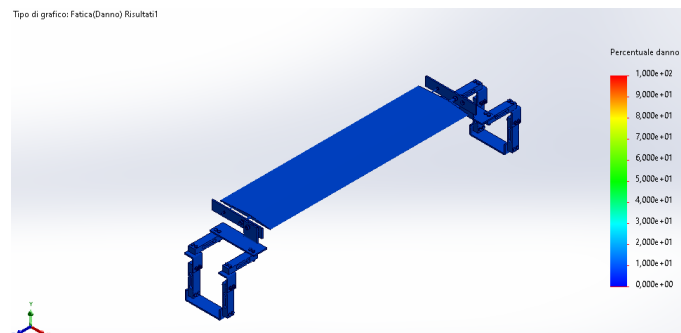


Figura 6.62: percentuale di danno

Infatti, osservando la figura 6.63, si nota come il numero di cicli di vita sia maggiore di 10^6 , imposto come soglia da superare per considerare la struttura a vita infinita.

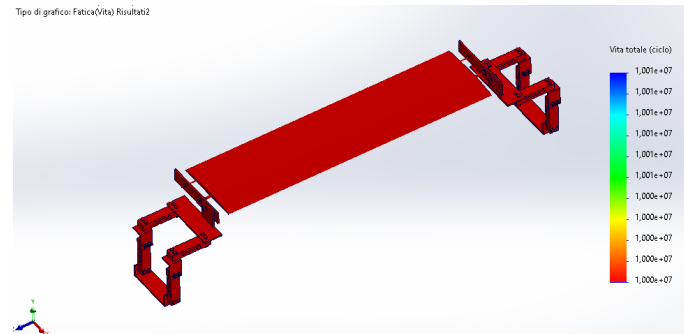


Figura 6.63: vita in numero di cicli

L'ultimo parametro analizzato è il coefficiente di sicurezza a fatica. Il suo valore minimo, evidenziato in figura 6.64, è pari a 1.32, per cui, la struttura è verificata a fatica.

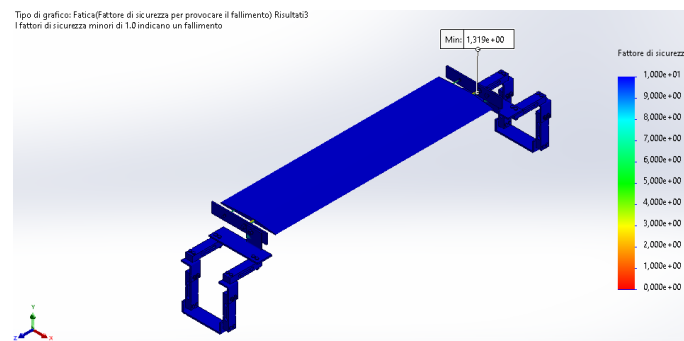


Figura 6.64: coefficiente di sicurezza a fatica

Visualizzando un ingrandimento della figura precedente si rileva il tondino con diametro 8 mm come elemento più sollecitato della struttura.

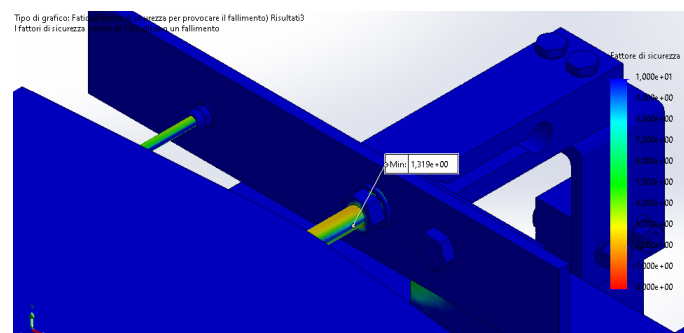


Figura 6.65: coefficiente di sicurezza a fatica tondino

7. Conclusione

Il lavoro presentato in questa tesi ha permesso di analizzare le possibili funzionalità dell'ekranoplano nel mondo dei trasporti, evidenziando i suoi pregi e difetti e i potenziali campi di applicazione.

L'effetto suolo conferisce all'ekranoplano un'alta efficienza aerodinamica, che gli permette di trasportare carichi elevati con consumi energetici inferiori rispetto a quelli registrati dagli aeromobili convenzionali impiegati in missioni analoghe. Nonostante la capacità di carico dell'ekranoplano sia molto inferiore a quella delle navi, esso può essere una valida alternativa al trasporto marittimo, poiché è in grado di trasportare grandi quantitativi di merce in tempi ridotti. La natura anfibia dell'ekranoplano gli consente di sorvolare su zone instabili e difficilmente raggiungibili da altri mezzi convenzionali, di decollare e atterrare sull'acqua e su qualsiasi tratto costiero. Sono velivoli che trovano un'ampio impiego in ambito militare: sono efficaci come aerei d'attacco poiché possono eludere i radar nemici, grazie all'elevata capacità di carico possono trasportare mezzi militari e materiali bellici e possono essere utilizzati come piattaforme di lancio per i missili.

Le condizioni operative sono un aspetto critico per l'ekranoplano. Per usufruire del fenomeno dell'effetto suolo il velivolo deve volare a quote relativamente basse, pochi metri al di sopra del livello del mare. In caso di condizioni meteorologiche sfavorevoli, la superficie irregolare del mare può alterare l'influenza dell'effetto suolo riducendo le prestazioni aerodinamiche dell'ekranoplano; inoltre, le onde del mare possono impattare sullo scafo causando danni strutturali al velivolo. Questo limita i luoghi di utilizzo dell'aeromobile. Un ulteriore problema è rappresentato dalla limitata manovrabilità: le elevate velocità riducono lo spazio di manovra, costringendo il WIG a compiere ampie virate per evitare ostacoli che possono si presentano in mare.

L'analisi sui consumi energetici svolta nel capitolo 5 mostra come l'ekranoplano possa diventare una valida alternativa ai comuni mezzi di trasporto. Può essere impiegato nel trasporto di grandi carichi di merce per brevi/medie distanze, sostituendo gli aerei cargo, poiché consumano una quantità di carburante minore. Diventa

una possibilità quando il trasferimento di merce deve essere compiuto rapidamente, colmando lo svantaggio dovuto alla limitata velocità delle navi. La natura ibrida dell'ekranoplano gli consente di collocarsi, nel mondo dei trasporti commerciali, in una zona intermedia tra aerei e navi.

Grazie alla realizzazione della bilancia, affrontata nel capitolo 7, sarà possibile effettuare prove sperimentali in galleria del vento, dove verranno misurate, separatamente, la portanza e la resistenza aerodinamica. Verranno effettuati diversi test variando: velocità del flusso d'aria, angolo di incidenza del modello e altezza relativa (h/c). Parallelamente alle prove sperimentali, è possibile effettuare simulazioni numeriche CFD, con l'obiettivo di confrontare il comportamento teorico con quello reale del modello.

Bibliografia

- [1] Aeronautica. *Dispense Flap, slat e diruttori*. URL: <https://www.e-ser.eu/Aeronautica/sta105.htm>.
- [2] Atlas Air. *747-8F Specifications*. URL: https://www.atlasair.com/wp-content/uploads/2018/01/747-8F-One-Sheet_012418.pdf.
- [3] AIRBUS. *Airbus Family Figures*. URL: <https://it.scribd.com/document/125020888/Airbus-Family-Figures>.
- [4] AIRBUS AIRCRAFT. *Airbus A320neo*. URL: <https://www.aircraft.airbus.com/en/aircraft/a320-family/a320neo>.
- [5] AIRCRAFT.COM. URL: <https://www.aircraft.com/aircraft/23383749/001-orion-ek-12>.
- [6] British Airways. *Airbus A320neo*. URL: <https://www.britishairways.com/content/it/gb/information/about-ba/fleet-facts/airbus-a320neo>.
- [7] Bednblue. *Calcolatrice della distanza di navigazione*. URL: <https://www.bednblue.it/sailing-distance-calculator>.
- [8] Sardegna.it - Giancarlo Bussetti. *Costi energetici e trasporto marittimo*. URL: <http://www.sardegnaindustriale.it/article.asp?ID=7164&IDmagazine=2011002>.
- [9] CFM International. *LEAP Engine*. URL: <https://cfmaeroengines.com>.
- [10] Della World Character. *Boeing 747-8F*. URL: <https://dwc.aero/2025/07/15/boeing-747-8f/>.
- [11] cjalzumit. *Caratteristiche dei profili alari*. URL: <https://cjalzumit.wordpress.com/2023/07/24/caratteristiche-dei-profil-alari/>.
- [12] EASA. «TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET». In: *General Electric Company* (2022).
- [13] EASA. «TYPE-CERTIFICATE DATA SHEET». In: *General Electric Company* (2026).

- [14] Interesting Engeneering. *The Aerocon Wingship: 7 stunning images of DAR-PA's 'huge' answer to the Russian Ekranoplan*. URL: <https://interestingengineering.com/innovation/aerocon-wingship-darpas-answer-to-ekranoplan>.
- [15] Ing. F.NICOLOSI. «CAP. 3, Portanza aerodinamica, profili ed ali». In: *Corso di MECCANICA DEL VOLO: Modulo prestazioni* ().
- [16] Ing. F.NICOLOSI. «CAP. 7, CALCOLO DELLA VELOCITA' IN VOLO LIVELLATO». In: *Corso di Laurea in Ingegneria Aerospaziale: Modulo di PRESTAZIONI* ().
- [17] Bjorn Fehrm. «Fundamentals of airliner performance, Part 6; the engine». In: *Leeham News and Analysis*, Jan 19 (2015), pp. 1–19.
- [18] Abdul Ghafoor. «Wing in ground effect vehicle: modelling and control». Tesi di laurea mag. Middle East Technical University (Turkey), 2015.
- [19] Alberto Gobbi. «Sensori di forza e coppia per macchine automatiche». In: (2012).
- [20] Miguel A González et al. «Components of a wind tunnel balance: Design and calibration». In: *Wind Tunnels and Experimental Fluid Dynamics Research 1* (2011), pp. 115–134.
- [21] Allan pope Jewel B. Barlow William H. Rae Jr. *Wind Tunnel Balances*. URL: <https://it.scribd.com/document/581708345/Wind-Tunnel-Balances>.
- [22] Jr John D. Anderson. *Aircraft performance and design*. Tata McGraw-Hill, 2010.
- [23] J Gordon Leishman. «Ground Effect Vehicles». In: *Introduction to Aerospace Flight Vehicles* (2023).
- [24] MTU Aero Engines. *LEAP Engine-1A/-1B*. URL: <https://www.mtu.de/en/engines/commercial-aircraft-engines/narrowbody-and-regional-jets/leap-1a/-1b/>.
- [25] NARA. *Surface effect ship*. URL: <https://nara.getarchive.net/media/a-starboard-bow-view-of-the-surface-effect-ship-200-ses-200-as-it-is-prepared-602739>.
- [26] NASA. *Idealized Force and Moment Balance*. URL: <https://www.grc.nasa.gov/www/k-12/airplane/tunbalfomo.html>.
- [27] Alexander Nebylov e Vladimir Nebylov. «Feasibility study of reusable space plane landing with WIG-craft assist». In: *EUCASS-2019 8th European Conference for AeroSpace Sciences (EUCASS-2019)*. 2019, pp. 1–4.

- [28] Kyle R Noth. *An investigation of very large aircraft impacts on the air transportation system with motivations for future aircraft design*. Purdue University, 2010.
- [29] A Nuic. «Base of aircraft data (bada) product management document». In: *EEC Technical Report 8* (2009).
- [30] Davide Patria. «non-linear 6 DoF modelling and simulation of a wings-in-ground effect marine vehicle». Tesi di dott. Politecnico di Torino, 2021.
- [31] Thomas Planès. «Du dimensionnement de systèmes et d’architectures en conception avion à la simulation de scénarios prospectifs durables pour le transport aérien». Tesi di dott. Institut supérieur de l’aéronautique et de l’espace (ISAE-SUPAERO), 2022.
- [32] Kirill V Rozhdestvensky. «Wing-in-ground effect vehicles». In: *Progress in aerospace sciences* 42.3 (2006), pp. 211–283.
- [33] Kirill V Rozhdestvensky. *Aerodynamics of a lifting system in extreme ground effect*. Springer Science & Business Media, 2013.
- [34] Shippingitaly. *Nave Ro-Ro*. URL: <https://www.shippingitaly.it/2024/08/25/la-nave-ro-ro-maria-grazia-onorato-cambia-nome-e-passa-in-charter-a-po-ferries/>.
- [35] Teonline.it. *Massa limite; Art.62 C.d.s*. URL: <https://www.teonline.it/wp-content/uploads/Art62.pdf>.
- [36] IBA AVIATION UNLOCKED. *2018 Engine Values Book EVB 2018 IBA*. URL: <https://it.scribd.com/document/929996967/2018-Engine-Values-Book-EVB-2018-IBA>.
- [37] Top War. *Il ritorno dell’aliscafo*. URL: <https://it.topwar.ru/270848-vozvraschenie-podvodnogo-kryla.html>.
- [38] Liang Yun, Alan Bliault e Johnny Doo. «WIG craft and ekranoplan». In: *Ground Effect Craft Technology* 2 (2010).