



**UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA**

UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE DII
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Analisi e verifica strutturale di un aeromobile a pilotaggio remoto in configurazione VTOL

Laureando:

Daniele Mangia

Matricola 1237232

Relatore:

Prof. Ugo Galvanetto

Correlatore:

Prof. Mirco Zaccariotto

”Intraprendere un grande lavoro, e soprattutto un’opera di tipo nuovo, significa fare un esperimento. Significa intraprendere una lotta con le forze della natura senza la certezza di emergere come il vincitore del primo attacco.”

Claude-Louis Navier

Sommario

Il seguente lavoro di tesi presenta le generalità di progettazione di un aeromobile a pilotaggio remoto, comunemente chiamato drone, svolto secondo le regole descritte nella normativa EASA. Lo studio si sofferma in particolare sulle principali analisi strutturali che caratterizzano l'aeroelasticità, quali divergenza e flutter. Saranno quindi mostrate le simulazioni effettuate tramite software agli elementi finiti Patran-Nastran.

Indice

Sommario	i
1 Aeromobile a pilotaggio remoto (APR)	1
1.1 Normativa UAS	2
1.1.1 Categoria «aperta» delle operazioni UAS	5
1.1.2 Categoria «specificata» delle operazioni UAS	5
1.1.3 Categoria «certificata» delle operazioni UAS	7
1.2 Scenario attuale	8
1.3 Requisiti per i sistemi aeromobili senza equipaggio della classe C3	8
1.4 CS-LUAS subpart C - Structures	13
2 Il velivolo MB-22	21
2.1 Caratteristiche generali del velivolo	21
2.2 Fattori di carico e velocità caratteristiche	24
2.3 Impianto propulsivo	26
2.4 Elettronica di bordo	28
2.4.1 Sistema di controllo	29
2.4.2 Attuatori	30
2.4.3 Sistema di comunicazione	30
2.4.4 Sistema di potenza	31
3 Analisi aeroelastiche	37
3.1 Fondamenti teorici	37

3.1.1	Aeroelasticità statica	38
3.1.2	Aeroelasticità dinamica	41
3.2	Preparazione del modello strutturale	44
3.3	Preparazione del modello aeroelastico	51
3.4	Analisi normal mode	54
3.5	Analisi statica	60
3.6	Analisi aeroelastica stazionaria	69
3.6.1	Risultati per V_D e $n = 1$	70
3.6.2	Risultati per V_{lim} e $n = 1$	78
3.6.3	Risultati per V_D e $n = 3.8$	80
3.7	Analisi aeroelastica di divergenza	80
3.8	Analisi aeroelastica di flutter	83
4	Conclusioni	91

Elenco delle figure

1.1	(a) Trinity F90+ [11] ,(b) W198 [12].	2
1.2	CS Organization [14].	4
1.3	Logo identificativo classe C3 [13].	9
1.4	Tipico diagramma di inviluppo di volo [16].	18
2.1	MB-22 in configurazione Plane.	22
2.2	MB-22 vista frontale (a) e laterale (b).	22
2.3	MB-22 vista dall'alto.	22
2.4	Polari Aerodinamiche dell'ala [22].	23
2.5	Profilo ala [22].	24
2.6	Profilo coda [22].	24
2.7	Modalità Quad (a) e Plane (b) del sistema propulsivo.	27
2.8	Motore ed ESC.[23].	28
2.9	Elica Aeronaut Carbon Light 14x6 [23].	28
2.10	Pixhawk 4 [17].	33
2.11	GPS & sonda Pitot [18].	34
2.12	Servo Savox e Fullpower equipaggiati [19].	34
2.13	Radiocomando utilizzato [24].	35
2.14	Gens Ace Bashing 8000mAh	35
2.15	Holybro PM07	36
3.1	Diagramma di Collar [2].	38
3.2	Modello 2D di comportamento elastico di un profilo alare [2].	39

3.3	Profilo in oscillazione armonica [2]	41
3.4	(a) Superfici esterne e (b) componenti strutturali interni.	46
3.5	Dettaglio superfici piano di coda.	46
3.6	Mesh del tubolare principale e del piano di coda.	48
3.7	Mesh dell'ala.	48
3.8	Sezione della mesh fusoliera con le centine interne.	49
3.9	Posizione delle masse dei motori anteriori in configurazione Quad e Plane.	49
3.10	Dettaglio delle masse rappresentative le batterie e i componenti interni principali.	50
3.11	Schema risolutivo analisi aeroelastica [10].	51
3.12	Mesh aerodinamica	53
3.13	Autovalori e relative frequenze	55
3.14	Modo 1 $f = 4.65$ Hz.	55
3.15	Modo 2 $f = 7.22$ Hz.	56
3.16	Modo 3 $f = 8.56$ Hz.	56
3.17	Modo 4 $f = 13.2$ Hz.	56
3.18	Modo 5 $f = 17.45$ Hz.	57
3.19	Modo 6 $f = 25.06$ Hz.	57
3.20	Modo 7 $f = 28.33$ Hz.	57
3.21	Modo 8 $f = 32.04$ Hz.	58
3.22	Modo 9 $f = 41.13$ Hz.	58
3.23	Modo 10 $f = 48.97$ Hz.	58
3.24	Modo 11 $f = 52$ Hz.	59
3.25	Modo 12 $f = 57.02$ Hz.	59
3.26	Modo 13 $f = 67.04$ Hz.	59
3.27	Deformazioni SOL101.	60
3.28	Dettaglio deformazioni struttura interna.	61
3.29	Failure Index dell'intero velivolo, le zone più critiche sono nell'interfaccia ala-fusoliera.	61

3.30	Failure Index della fusoliera.	63
3.31	Failure Index del rivestimento alare.	63
3.32	Failure Index del tubolare principale.	64
3.33	Distribuzione tensioni delle centine alari secondo Von Mises. La centina di radice dell'ala è la più sollecitata.	64
3.34	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5 dei longheroni alari.	65
3.35	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della fusoliera.	65
3.36	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nelle centine supporto motore.	66
3.37	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5. Si possono notare le distribuzioni differenti nel punto di contatto con il supporto tubolare.	66
3.38	Distribuzione tensioni massime principali al Layer 1 della centina posteriore.	67
3.39	Failure Index della centina posteriore.	67
3.40	Distribuzione tensioni del supporto tubolare secondo Von Mises.	68
3.41	Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo.	71
3.42	Distribuzione delle deformazioni della struttura interna dell'intero velivolo.	72
3.43	Distribuzione delle tensioni massime principali del Layer 1 dell'ala.	72
3.44	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della coda.	73
3.45	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della fusoliera.	73
3.46	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5 nei longheroni alari.	74
3.47	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nelle centine supporto motore.	74
3.48	Distribuzione tensioni secondo Von Mises delle centine alari.	75
3.49	Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nel longherone di coda.	75

3.50	Distribuzione tensioni secondo Von Mises delle centine fusoliera. . . .	76
3.51	Distribuzione tensioni massime principali al Layer 1 della centina posteriore.	76
3.52	Distribuzione tensioni del supporto tubolare secondo Von Mises. . . .	77
3.53	Dettaglio del Failure Index all'interfaccia ala-fusoliera.	77
3.54	Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo (caso 2).	79
3.55	Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo (caso 3).	80
3.56	Comandi inseriti all'interno del file .bdf per richiedere il calcolo della divergenza.	81
3.57	Estrazione dei 5 autovalori.	81
3.58	Divergence Summary.	82
3.59	Card del file .bdf con i Flutter Parameters	85
3.60	Flutter summary.	85
3.61	Diagramma $V - g$ modi 1-5.	86
3.62	Diagramma $V - g$ modi 6-10.	86
3.63	Diagramma $V - g$ modi 11-15.	87
3.64	Diagramma $V - f$ modi 1-5.	87
3.65	Diagramma $V - f$ modi 6-10.	88
3.66	Diagramma $V - f$ modi 11-15.	88
3.67	Flutter Summary con divergenza modo 1.	89
3.68	Flutter Summary modo 10.	89
3.69	Flutter Summary modo 11	90
3.70	Diagramma V-g completo modo 10 e 11.	90

Capitolo 1

Aeromobile a pilotaggio remoto (APR)

L'ultimo decennio ha visto una significativa crescita nel settore dei velivoli a pilotaggio remoto. La capacità di essere manovrati senza la presenza a bordo del pilota ha reso questo tipo di velivoli indispensabili per lo svolgimento di operazioni ad alto rischio sia in ambito militare che civile.

Il *Flight Controller* (FC) o computer di bordo, in collaborazione con i numerosi sensori equipaggiati, consente sia il pilotaggio remoto da parte di un operatore che il più avanzato volo autonomo.

In Italia vengono identificati con l'acronimo APR (Aeromobile a Pilotaggio Remoto), ma spesso viene impiegato il termine anglosassone UAV (Unmanned Aerial Vehicle). Negli ultimi anni dalla nomenclatura UAV si è passati alla definizione più completa di UAS (Unmanned Aerial System), che include anche la stazione di controllo a terra e tutti i sistemi elettronici di supporto al pilotaggio. Analogamente, in italiano la sigla APR è stata affiancata a quella di SAPR (Sistema Aereo a Pilotaggio Remoto). Recentemente si è pensato di sviluppare piattaforme di volo sempre più compatte e dotate di sistemi a decollo verticale, sopperendo alla necessità di avere grandi spazi adibiti alla corsa di decollo e atterraggio e consentendo quindi operazioni in luoghi prima impensabili. I primi sistemi UAV creati a questo scopo sono stati i

multirotori, che ancora oggi dominano questo tipo di mercato. Però per applicazioni che richiedono grande autonomia chilometrica, risultano particolarmente inefficienti, ed è qui entrano in gioco i sistemi UAV denominati VTOL, ossia Vertical Take Off & Landing. Questo tipo di velivolo unisce in un unico sistema i vantaggi dei multirotori con le prestazioni di un ala fissa, come mostrato in alcuni esempi nelle figure 1.1.

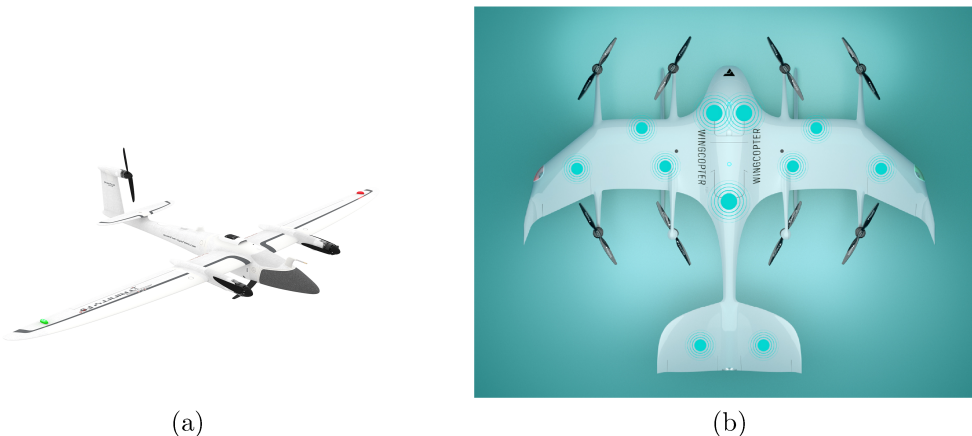


Figura 1.1: (a) Trinity F90+ [11] ,(b) W198 [12].

1.1 Normativa UAS

La rapida espansione del mercato degli APR, soprattutto a livello civile, è avvenuta in pochi anni, e la regolamentazione sui limiti e sulle norme da rispettare non si è sviluppata in maniera omogenea ed univoca in tutto il mondo. Inizialmente i regolamenti si sono diffusi a livello nazionale, creando un panorama legislativo molto vario e basato su parametri sia di costruzione che di operatività non troppo stringenti.

Ad esempio i primi regolamenti da parte dell'ENAC (Ente Nazionale Aviazione Civile) risalgono al dicembre 2013, mentre negli Stati Uniti il primo certificato di aeronavigabilità emesso dall'FAA (Federal Aviation Administration) per un drone risale al 2005.

La diffusione sempre più rilevante anche a livello hobbystico di questi mezzi ha reso necessaria la presa di posizione degli enti locali per scongiurare ingressi non autoriz-

zati nei classici spazi aerei ed evitare incidenti con cose o persone, i quali possono portare ad eventi potenzialmente mortali. L'Europa, ed in particolare EASA, sta cercando di uniformare il quadro legislativo in tutto lo spazio aereo che gestisce.

Per quanto riguarda la sicurezza operativa sono state stabilite, attraverso il Regolamento Europeo 2019/947, tre principali categorie operative che, in base al fattore di rischio, determinano le regole e le limitazioni da adottare per il volo degli UAS. Per determinare il fattore di rischio di un'operazione con UAS, il regolamento EASA prevede di utilizzare la metodologia SORA (Specific Operations Risk Assessment), sviluppata dalla JARUS (Joint Authorities for Rulemaking on Unmanned Systems), che divide da SAIL I a SAIL VI la valutazione di rischio dell'operazione; SAIL I e II per la categoria "aperta", SAIL III e IV per la categoria "specifica", SAIL V e VI per la categoria "certificata".

Per quanto riguarda la sicurezza costruttiva la questione è decisamente più complessa, data la varietà dei sistemi UAS impiegabili. Si passa dalla divisione secondo la meccanica del volo (multirotori, elicotteri, ala fissa, VTOL, palloni aerostatici) alla divisione secondo le caratteristiche fisiche (massa, dimensioni e velocità operative).

Il piano di EASA è di partire coprendo le necessità più incombenti, ossia occupandosi dei sistemi UAS più diffusi che generalmente rientrano nella categoria di rischio "aperta" e "specifica". Ha rilasciato quindi il Regolamento Europeo 2019/945 che descrive, in base alle caratteristiche costruttive dei velivoli, la classificazione degli UAS attraverso 7 categorie, da C0 a C6, che coprono sostanzialmente sistemi dalle dimensioni contenute e massa inferiore a 25 kg.

Lo sviluppo di sistemi UAS che rientrerebbero in fascia "certificata" è decisamente più lento sia per l'alto rischio (trasporto di persone o di merci pericolose), che richiede uno standard costruttivo più controllato e accurato, sia per motivi di sviluppo tecnologico. In particolare, prendendo spunto dalle *Certification Specification* (CS)

utilizzate per ottenere il certificato di aeronavigabilità degli aeromobili con pilota a bordo (CS-23/27, CS-25/29), EASA sta sviluppando le CS-UAS e CS-LUAS. Nel frattempo, sono stati emanati due documenti contenenti le *Special Conditions*(SC) per Medium-Risk e High-Risk, usati rispettivamente per categoria "specifica" e "certificata", che vanno a coprire l'attuale buco normativo. Il quadro generale di come la normativa vuole essere sviluppata nel suo complesso e come si posiziona rispetto alla normativa già presente è mostrato nella figura 1.2.

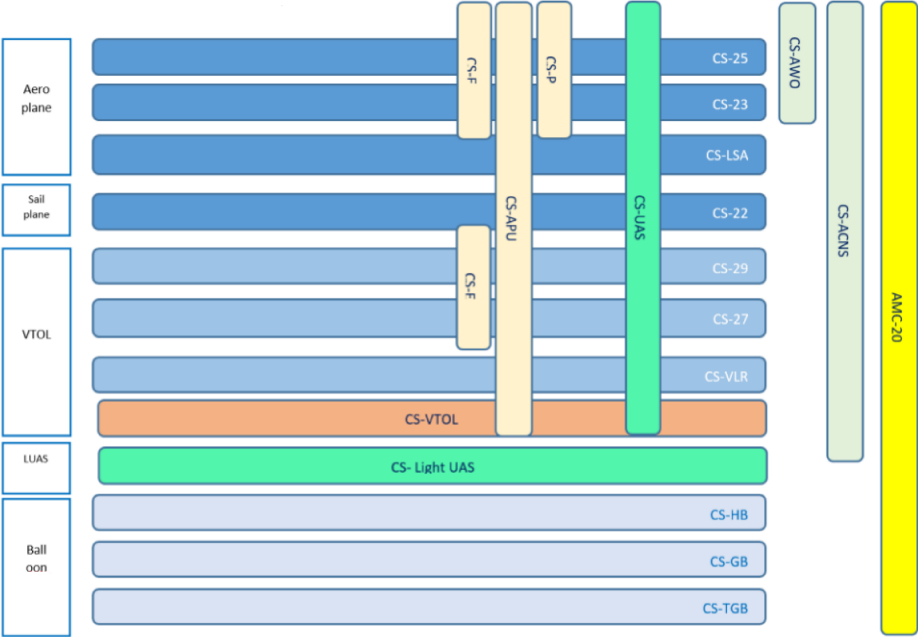


Figura 1.2: CS Organization [14].

La JARUS ha rilasciato una sua versione delle CS-LUAS utilizzabili secondo le legislazioni nazionali come raccomandazioni per la costruzione, dando un forte slancio per completare la normativa.

Di seguito si riporta l'estratto del regolamento 2019/947 sulla definizione delle tre classi operative [13].

1.1.1 Categoria «aperta» delle operazioni UAS

Le operazioni sono classificate come operazioni UAS nella categoria «aperta» solo se sono soddisfatti i seguenti requisiti:

- a) l'UAS appartiene a una delle classi stabilite nel regolamento delegato (UE) 2019/945 o è stato costruito da privati o soddisfa le condizioni di cui all'articolo 20;
- b) l'aeromobile senza equipaggio ha una massa massima al decollo inferiore a 25 kg;
- c) il pilota remoto garantisce che l'aeromobile senza equipaggio sia mantenuto a distanza di sicurezza dalle persone e che non sorvoli assembramenti di persone;
- d) il pilota remoto mantiene l'aeromobile senza equipaggio in *Visual Line Of Sight* (VLOS) in qualsiasi momento, tranne in caso di volo in modalità follow me o in caso di utilizzo di un osservatore dell'aeromobile senza equipaggio (Pilotaggio in *First Person View* FPV), come specificato nella parte A dell'allegato;
- e) durante il volo l'aeromobile senza equipaggio è mantenuto entro 120 metri dal punto più vicino alla superficie terrestre, salvo in caso di sorvolo di un ostacolo, come specificato nella parte A dell'allegato;
- f) durante il volo l'aeromobile senza equipaggio non trasporta merci pericolose e non lascia cadere alcun materiale;

Le operazioni UAS nella categoria «aperta» sono suddivise in tre sottocategorie, conformemente ai requisiti di cui alla parte A dell'allegato.

1.1.2 Categoria «specifica» delle operazioni UAS

1. Se uno dei requisiti di cui all'articolo 4 o alla parte A dell'allegato non è soddisfatto, l'operatore UAS è tenuto a ottenere dall'autorità competente dello Stato

membro in cui l'UAS è immatricolato un'autorizzazione operativa a norma dell'articolo 12.

2. La domanda di autorizzazione operativa presentata all'autorità competente a norma dell'articolo 12 è corredata di una valutazione dei rischi effettuata dall'operatore in conformità all'articolo 11, comprendente le adeguate misure di attenuazione.

3. Conformemente alla parte B, punto UAS.SPEC.040, dell'allegato, l'autorità competente rilascia un'autorizzazione operativa se ritiene che i rischi operativi siano adeguatamente attenuati in conformità all'articolo 12. 11.6.2019 IT Gazzetta ufficiale dell'Unione europea L 152/49

4. L'autorità competente specifica se l'autorizzazione operativa riguarda:

- a) l'approvazione di una singola operazione o di una serie di operazioni per cui sono specificati il tempo e/o il luogo. L'autorizzazione operativa include l'elenco preciso delle misure di attenuazione corrispondenti;
- b) l'approvazione di un LUC, conformemente alla parte C dell'allegato.

5. Qualora l'operatore UAS presenti una dichiarazione all'autorità competente dello Stato membro di immatricolazione, in conformità alla parte B, punto UAS.SPEC.020, dell'allegato, per un'operazione conforme a uno scenario standard, come definito nell'appendice 1 di tale allegato, l'operatore UAS non è tenuto a ottenere un'autorizzazione operativa in conformità ai paragrafi da 1 a 4 del presente articolo e si applica la procedura di cui all'articolo 12, paragrafo 5.

6. Non è richiesta un'autorizzazione o una dichiarazione operativa per:

- a) gli operatori UAS che possiedono un LUC con privilegi adeguati in conformità al punto UAS.LUC.060 dell'allegato;
- b) le operazioni effettuate nell'ambito di club e associazioni di aeromodellismo che hanno ottenuto un'autorizzazione in conformità all'articolo 16.

Il *Light UAS Operator Certificate* (LUC) è un certificato che gli operatori di droni possono richiedere ad ENAC al fine di ottenere la possibilità di autorizzare autonomamente le proprie operazioni. I requisiti che l'operatore deve dimostrare di possedere sono definiti nella Parte C dell'allegato al Regolamento (EU) 2019/947.

La Parte A dell'allegato mostra le definizioni e le disposizioni operative delle 3 sottocategorie A1-A2-A3.

La parte B dell'allegato mostra le disposizioni operative e le autorizzazioni da richiedere per poter operare in categoria specifica.

1.1.3 Categoria «certificata» delle operazioni UAS

1. Le operazioni sono classificate come operazioni UAS nella categoria «certificata» solo se sono soddisfatti i seguenti requisiti:

a) l'UAS è certificato a norma dell'articolo 40, paragrafo 1, lettere a), b) e c), del regolamento delegato (UE) 2019/945;

b) l'operazione è effettuata in una delle seguenti condizioni:

i. è previsto il sorvolo di assembramenti di persone;

ii. è previsto il trasporto di persone;

iii. è previsto il trasporto di merci pericolose che può comportare un rischio elevato per terzi in caso di incidente.

2. Le operazioni UAS sono inoltre classificate come operazioni UAS nella categoria «certificata» se l'autorità competente, sulla base della valutazione dei rischi di cui all'articolo 11, ritiene che il rischio dell'operazione non possa essere adeguatamente attenuato senza la certificazione dell'UAS e dell'operatore UAS e, se del caso, senza rilasciare una licenza al pilota remoto.

1.2 Scenario attuale

Come visto in precedenza, EASA sta pianificando a lungo termine le regole che ogni costruttore ed ogni operatore di UAS deve rispettare.

Però attualmente ci si trova in un periodo di transizione decisamente più lungo di quello previsto. Basti pensare che la normativa, la cui entrata in vigore prevista era inizio 2023, è stata posticipata ad inizio 2024. Questo perchè molti requisiti previsti dal Regolamento Europeo 2019/945 non sono di facile realizzazione per le industrie, mancando sul mercato sia alcuni componenti di bordo (es. transponder), sia le infrastrutture per gestire tutti gli UAS che si troveranno in volo.

Il futuro sistema di gestione del traffico UAV sarà chiamato *U-Space*, che creerà le condizioni necessarie per la condivisione in sicurezza dello spazio aereo tra UAS e gli aeromobili con equipaggio, prevenendo collisioni e per mitigare i rischi a terra. Sarà realizzato attraverso l'equipaggiamento di un *ID Remote Device* che comunicherà in tempo reale la posizione del drone e permetterà di svolgere in sicurezza operazioni più complesse e su lunghe distanze, anche *Beyond Visual Line Of Sight* (BVLOS), nello spazio aereo congestionato, a bassa altezza (sotto i 120m).

1.3 Requisiti per i sistemi aeromobili senza equipaggio della classe C3

Il velivolo della presente tesi è stato progettato seguendo l'idea di appartenere alla classe C3. Di seguito quindi si riporta l'estratto del regolamento 2019/945 [13] sui requisiti di progettazione necessari per farne parte.

Gli UAS della classe C3 devono recare, apposta sull'UA, la seguente etichetta di identificazione della classe:

Gli UAS della classe C3 devono:

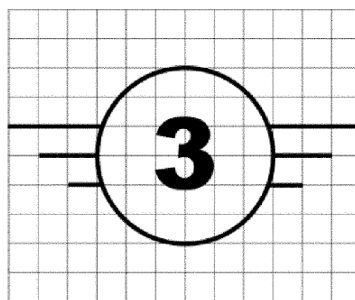


Figura 1.3: Logo identificativo classe C3 [13]

- 1) avere una MTOM inferiore a 25 kg, compreso il carico, e una dimensione caratteristica massima inferiore a 3 m;
- 2) avere un'altezza massima raggiungibile sopra il punto di decollo limitata a 120 m o essere dotati di un sistema che limiti a 120 m, o a un valore che può essere impostato dal pilota remoto, l'altezza al di sopra della superficie o del punto di decollo. Se è possibile impostare il valore, devono essere fornite al pilota remoto chiare informazioni in merito all'altezza al di sopra della superficie o del punto di decollo raggiunta dall'UA durante il volo;
- 3) poter essere controllati in modo sicuro, per quanto riguarda stabilità e manovrabilità, nonché le prestazioni del datalink, da un pilota con un livello di competenza adeguato, come stabilito dal regolamento di esecuzione (UE) 2019/947, che operi secondo le istruzioni del fabbricante e, per quanto necessario, in tutte le condizioni operative prevedibili, anche in seguito al guasto di uno o, se del caso, più sistemi;
- 4) nel caso degli UA a volo vincolato (tethered), avere una lunghezza in tensione inferiore a 50 m e una forza meccanica non inferiore a:
 - a) nel caso di un aeromobile più pesante dell'aria, 10 volte il peso dell'aerodina alla massa massima;

- b) nel caso di un aeromobile più leggero dell'aria, 4 volte la forza esercitata dalla combinazione della spinta statica massima e della forza aerodinamica della velocità eolica massima ammessa in volo;
- 5) se non vincolati, in caso di perdita del datalink disporre di un metodo affidabile e intuibile con cui l'UA può recuperare il datalink o terminare il volo in modo tale da limitare le ripercussioni su terzi, siano essi a terra o in volo;
 - 6) tranne nel caso degli UA ad ala fissa, recare l'indicazione del livello di potenza sonora ponderato A LWA, [...], apposta sull'UA e/o sul suo imballaggio, [...];
 - 7) essere alimentati a energia elettrica e avere una tensione nominale non superiore a 48 V in CC o all'equivalente in CA; la tensione delle parti accessibili non deve essere superiore a 48 V in CC o all'equivalente in CA; la tensione interna non deve essere superiore a 48 V in CC o all'equivalente in CA, tranne qualora sia garantito che la combinazione di tensione e corrente prodotta non determini rischi o scariche elettriche dannose, anche nel caso in cui l'UAS sia danneggiato;
 - 8) avere un numero di serie fisico unico conforme alla norma ANSI/CTA-2063 Small Unmanned Aerial Systems Serial Numbers (numeri di serie per sistemi aerei senza equipaggio di piccole dimensioni);
 - 9) se non vincolati, avere un'identificazione remota diretta in grado di:
 - a) consentire il caricamento del numero di registrazione dell'operatore UAS [...] ed esclusivamente seguendo la procedura prevista dal sistema di registrazione;
 - b) garantire in tempo reale e per tutta la durata del volo la diffusione periodica diretta dall'UA, tramite protocollo di trasmissione aperto e documentato, dei dati di seguito riportati, in modo tale che essi possano essere ricevuti direttamente da dispositivi mobili presenti entro il raggio di diffusione:

- i) il numero di registrazione dell'operatore UAS;
 - ii) il numero di serie fisico unico conforme alla norma ANSI/CTA-2063;
 - iii) la posizione geografica dell'UA e la sua altezza al di sopra della superficie o del punto di decollo;
 - iv) la direzione di rotta misurata in senso orario in riferimento al nord vero e alla velocità al suolo dell'UA;
 - v) la posizione geografica del pilota remoto;
- c) garantire che gli utilizzatori non possano modificare i dati menzionati alla lettera b), punti ii, iii, iv, e v;
- 10) essere dotati di una funzione di geo-consapevolezza che:
- a) preveda un'interfaccia per caricare e aggiornare dati contenenti informazioni relative a eventuali limitazioni dello spazio aereo riguardanti la posizione e l'altitudine dell'UA, imposte dalle zone geografiche, [...], la quale garantisca che il processo di caricamento e aggiornamento di tali dati non ne pregiudichi l'integrità e la validità;
 - b) emetta un segnale di allarme al pilota remoto qualora sia individuata una potenziale violazione delle limitazioni dello spazio aereo;
 - c) informi il pilota remoto sullo stato dell'UA ed emetta un segnale di allarme qualora i sistemi di posizionamento o di navigazione non possano garantire il corretto funzionamento del sistema di geo-consapevolezza;
- 11) se l'UA dispone di una funzione che ne limita l'accesso a determinate aree o a determinati volumi di spazio aereo, tale funzione deve operare in modo tale da interagire agevolmente con il sistema di controllo di volo dell'UA senza pregiudicare la sicurezza di volo; il pilota remoto deve inoltre ricevere un'informazione chiara ogni qual volta questa funzione impedisca all'UA di accedere a tali aree o volumi di spazio aereo;
- 12) se non vincolati, essere dotati di un datalink protetto contro l'accesso non autorizzato alle funzioni di comando e di controllo;

- 13) inviare al pilota remoto un segnale di avvertimento chiaro qualora la batteria dell'UA o della sua stazione di controllo raggiunga un basso livello di carica, in modo tale che il pilota remoto abbia il tempo sufficiente per far atterrare l'UA in sicurezza;
- 14) essere dotati di luci al fine di garantire:
 - 1) la controllabilità dell'UA;
 - 2) la visibilità notturna dell'UA - le luci devono essere progettate in modo tale da consentire alle persone a terra di distinguere l'UA da un aeromobile con equipaggio;
- 15) essere immessi sul mercato corredati di un manuale di istruzioni che riporti:
 - a) le caratteristiche dell'UA, tra cui (elenco non esaustivo):
 - la classe dell'UA;
 - la massa dell'UA (con una descrizione della configurazione di riferimento) e la massa massima al decollo («MTOM»);
 - le caratteristiche generali del carico ammesso in termini di massa, dimensioni, interfacce con l'UA e altre eventuali limitazioni;
 - i dispositivi e il software di controllo remoto dell'UA;
 - il riferimento al protocollo di trasmissione utilizzato per il segnale di identificazione remota diretta;
 - il livello di potenza sonora;
 - e una descrizione del comportamento dell'UA in caso di perdita del datalink;
 - b) chiare istruzioni operative;
 - c) la procedura per caricare le limitazioni dello spazio aereo;
 - d) le istruzioni di manutenzione;
 - e) le procedure di ricerca guasti e soluzioni;

- f) le limitazioni operative (comprese, tra l'altro, le condizioni meteorologiche e l'impiego diurno/notturno);
 - g) un'adeguata descrizione di tutti i rischi legati alle operazioni UAS;
- 16) essere corredati di una nota informativa pubblicata dall'EASA che indichi le limitazioni e gli obblighi applicabili a norma del diritto dell'UE.

Chiaramente alcuni requisiti a livello pratico non sono realizzabili nella presente tesi per questioni burocratiche, però per quanto possibile ci si avvicinerà a soddisfarli completamente.

Il punto 6 tratta dell'emissione sonora del drone, che deve avere la conformità CE attraverso dei test che spesso vengono delegati ad aziende esterne. Il punto 9 tratta del sistema ID Remote citato in precedenza, che attualmente in Europa è stato introdotto solo in Francia come sistema prototipo a corto raggio e che quindi non è ancora giunto allo standard richiesto dalla normativa.

1.4 CS-LUAS subpart C - Structures

Il CS-LUAS [15] è caratterizzato da due documenti, il primo contiene il codice di aeronavigabilità o *Airworthiness Code*, il secondo contiene i metodi di conformità o *Acceptable Means of Compliance* (AMC). Entrambi sono suddivisi in 9 sottoparagrafi che contengono le principali tematiche di progettazione, sia del velivolo che della stazione a terra, e di appendici a cui si rimanda per i dettagli. Il primo libro espone le disposizioni di progettazione e rimanda al secondo per le metodologie di attuazione. Si andrà quindi a esporre la porzione di Subpart C - Structures che è di interesse per questa tesi, con qualche commento.

CS-LUAS.301 Loads

- I requisiti di resistenza sono specificati in termini di carichi limite (i carichi massimi previsti in servizio) e carichi ultimi (carichi limite moltiplicati per fattori di sicurezza prescritti). Salvo diversa condizione, i carichi prescritti sono carichi limite.
- Salvo diversa disposizione, i carichi in aria, suolo e acqua devono essere posti in equilibrio con le forze di inerzia, considerando ogni elemento di massa nell'aereo. Questi carichi devono essere distribuiti approssimativamente in modo conservativo o che rappresentino le condizioni effettive. Metodi utilizzati per determinare l'intensità di carico e la distribuzione sulle configurazioni alari canard e tandem devono essere convalidate mediante test di volo a meno che non si dimostri che i metodi utilizzati per determinare tali condizioni di carico siano affidabili o conservativi sulla configurazione in esame.
- Se le flessioni sotto carico modificano significativamente la distribuzione dei carichi esterni o interni, la redistribuzione deve essere presa in considerazione.

CS-LUAS.301 Factor of Safety

A meno di diversa indicazione, deve essere utilizzato un fattore di sicurezza pari a 1.5 .

É possibile scrivere quindi una relazione tra carico limite e carico ultimo come:

$$F_{ult} = K_{FOS} \cdot F_{lim}$$

CS-LUAS.305 Strength and deformation

- La struttura deve essere in grado di sopportare carichi limite senza deformazioni dannose e permanenti. In qualsiasi condizione carico fino a quello limite, la deformazione non deve interferire con la sicurezza delle operazioni.

- La struttura deve essere in grado di sostenere i carichi ultimi senza cedimenti per almeno tre secondi. Cedimenti locali o instabilità strutturali tra carico limite e carico ultimo sono accettabili solo se la struttura può sostenere il carico ultimo richiesto per almeno tre secondi. Tuttavia, quando la prova di resistenza è mostrata da test dinamici che simulano le condizioni di carico effettive, il limite di tre secondi non si applica.

CS-LUAS.307 Proof of structure

- La conformità ai requisiti di resistenza e deformazione di CS-LUAS.305 deve essere dimostrata per ciascuna condizione di carico critica. L'analisi strutturale può essere utilizzata solo se la struttura è conforme a quelle per le quali l'esperienza e i test hanno già dimostrato che questo metodo è affidabile. Negli altri casi, devono essere effettuate prove di carico. Le prove dinamiche, comprese le prove strutturali in volo, sono accettabili se le condizioni di carico di progetto sono state simulate.
- Alcune parti della struttura devono essere testate come specificato nella Parte D del CS-LUAS, che tratta di sistemi equipaggiati che fanno parte o interagiscono con la struttura e che, in caso di malfunzionamento, potrebbero compromettere l'integrità della stessa.

CS-LUAS.321 General Load Factor

- I fattori di carico di volo rappresentano il rapporto tra la componente della forza aerodinamica (che agisce in modo perpendicolare all'asse longitudinale dell'aeroplano) al peso dell'aeroplano. Un fattore di carico di volo è considerato positivo quando forza aerodinamica agisce verso l'alto, rispetto al velivolo.
- Deve essere dimostrata la conformità ai requisiti del carico di volo per a ciascuna altitudine critica entro l'intervallo in cui si prevede che il velivolo possa operare ed entro il range di peso dal peso minimo di progetto al peso massimo

di progetto; e per qualsiasi configurazione di carico (payload) che si intende utilizzare.

- Quando significativi, devono essere presi in considerazione gli effetti della comprimibilità. Secondo l'AMC questo significa un mach di volo superiore a 0.5.

Più nello specifico, si vuole riportare la definizione del fattore di carico tratta dal Casarosa [4]. Il fattore di carico è una grandezza vettoriale calcolata come il rapporto tra le forze di massa, esprimibili tramite la somma di forza peso \vec{W} e forze d'inerzia \vec{I} , e il modulo della forza peso stessa, ed indica l'entità dei carichi agenti su un velivolo.

$$\vec{n} = \frac{\vec{W} + \vec{I}}{\|\vec{W}\|}$$

Il fattore di carico è valutato nella singola direzione i-esima, ottenendo la seguente relazione:

$$n_i = \frac{F_i}{\|\vec{W}\|}$$

dove F_i rappresenta la forza esterna che equilibra la forza peso e i carichi inerziali in direzione i-esima. Nella maggior parte dei casi di interesse il fattore di carico viene calcolato lungo la verticale z rispetto al velivolo, poichè coincide con la direzione della portanza per piccoli angoli di incidenza ed è la componente che interessa in modo diretto il pilota.

$$n_z = \frac{F_z}{W} = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho C_l S V^2}{W}$$

CS LUAS.333 Flight envelope

- La conformità ai requisiti di resistenza del Subpart C deve essere dimostrata per ogni combinazione di velocità relativa e fattore di carico e all'interno dei limiti di un inviluppo di volo, come mostrato in figura 1.4, che rappresenta

l'inviluppo delle condizioni di carico del volo specificate secondo i criteri di manovra e raffica mostrati nei prossimi punti.

- **Diagramma di manovra.** A meno che non siano limitati dai coefficienti di portanza massimi (statici), l'aeromobile si presuppone sottoposto a manovre simmetriche risultanti nei seguenti fattori di carico limite:

- (1) Il fattore di carico di manovra positivo specificato in CS-LUAS.337 a velocità fino a V_D ;
- (2) Il fattore di carico di manovra negativo specificato in CS-LUAS.337 a V_C ;
- (3) Fattori che variano linearmente con la velocità dal valore specificato a V_C a 0,0 a V_D per la normale categoria, e -1.0 al V_D per le categorie acrobatiche.

- **Diagramma di raffica**

- (1) Si presume che l'APR sia soggetto a raffiche di vento verticali e laterali simmetriche in volo livellato. I fattori di carico limite risultanti devono corrispondere alle condizioni determinate come segue:
 - (i) Raffiche positive (verso l'alto) e negative di 50 fps a V_C devono essere considerate ad altitudini tra il livello del mare e 6096 m (20 000 piedi). La velocità della raffica può essere ridotta linearmente da 50 fps a 6096 m (20 000 piedi) a 25 fps a 15240 m (50 000 piedi);
 - (ii) Raffiche positive e negative di 25 fps a V_D devono essere considerate ad altitudini tra il mare livello e 6096 m (20 000 piedi). La velocità della raffica può essere ridotta linearmente da 25 fps a 6096 m (da 20 000 piedi) a 12,5 fps a 15240 m (50 000 piedi).

CS-LUAS.335 Design Airspeeds

Le velocità caratteristiche sono espresse in *Equivalent Air Speed* (EAS).

- Velocità di crociera di progetto, V_C . Per V_C , si applica quanto segue:

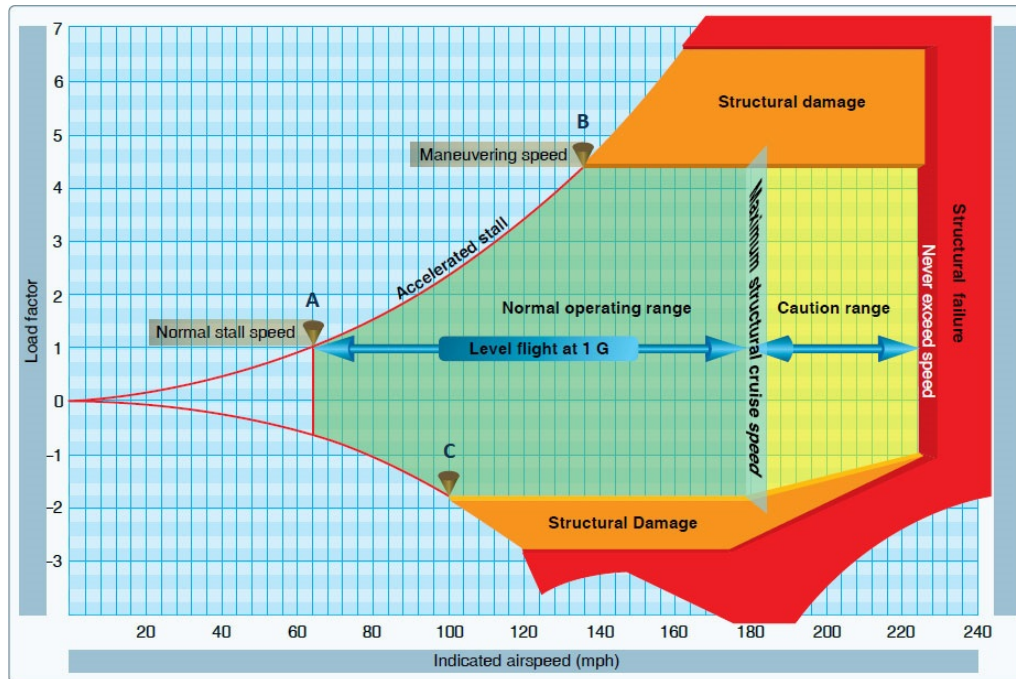


Figura 1.4: Tipico diagramma di inviluppo di volo [16].

- (1) V_C deve essere definito in base ai requisiti operativi dell'APR.
 - (2) Ad altitudini per cui è stabilito un M_D , deve essere stabilito un Mach di crociera M_C limitato dagli effetti di comprimibilità.
- Velocità di massima di progetto, V_D . Per V_D il rapporto V_D/M_D non può essere inferiore a $1,25 V_C/M_C$.
 - Velocità di manovra di progetto V_A . Per V_A si applica quanto segue:
 - (1) V_A non può essere inferiore a $V_S \cdot n^{1/2}$ dove V_S è una velocità di stallo calcolata con i flap retratti al peso di progetto, normalmente basato sui coefficienti massimi di forza normale dell'APR, in questo caso si tratta del C_{Lmax} ed n è il fattore di carico limite di manovra utilizzato nella progettazione e specificato in CS-LUAS.337.;
 - (2) Il valore di V_A non deve necessariamente superare il valore di V_C utilizzato nella progettazione.

CS-LUAS.337 Limit Manoeuvring Load Factors

- Il fattore di carico di manovra limite minimo positivo n è il minore tra le seguenti formulazioni:

$$n = 2,1 + \frac{10900}{W + 4536} \text{ oppure } 3,8$$

dove W = massa massima al decollo di progetto in kg;

- Il fattore di carico limite di manovra negativo non può essere inferiore a 0,4 volte il fattore di carico positivo;
- Possono essere utilizzati fattori di carico di manovra inferiori a quelli specificati in questa sezione se l'APR ha delle caratteristiche di progetto che rendono impossibile superare intenzionalmente questi valori in volo.

Capitolo 2

Il velivolo MB-22

Il team del progetto "Learn to Fly" nasce da un gruppo di studenti del dipartimento di ingegneria industriale dell'Università di Padova che, a partire dal 2017, ambisce alla progettazione e produzione di un ultraleggero monoposto, il "Merlo". Con l'esperienza maturata negli anni, il gruppo si è dedicato alla progettazione di un APR nominato MB-22.

2.1 Caratteristiche generali del velivolo

L'MB-22 è un velivolo ad ala fissa dotato di sistema a decollo ed atterraggio verticale. Le due manovre vengono effettuate grazie a un gruppo propulsivo formato da tre motori, dei quali due posti anteriormente alle ali fungono da propulsori durante la crociera. Si è stabilita a priori una MTOM (Maximum Take Off Mass) di 7 kg per la prima procedura di dimensionamento. Con questo approccio, a seconda di quanto la struttura sarà leggera e performante, si potrà calcolare come peso residuo quello disponibile per il payload. La velocità di crociera prevista è intorno ai 25 m/s. Di seguito sono riportate le tre viste in pianta (figure 2.1, 2.2, 2.3).

Le ali hanno un'apertura alare di 2,045 m con una corda media di 0,205 m, ottenendo una superficie di 0,418 m² con un Aspect Ratio di circa 10. Il profilo utilizzato è un Eppler E211 (figure 2.5, 2.4) che presenta eccellenti caratteristiche aerodinami-

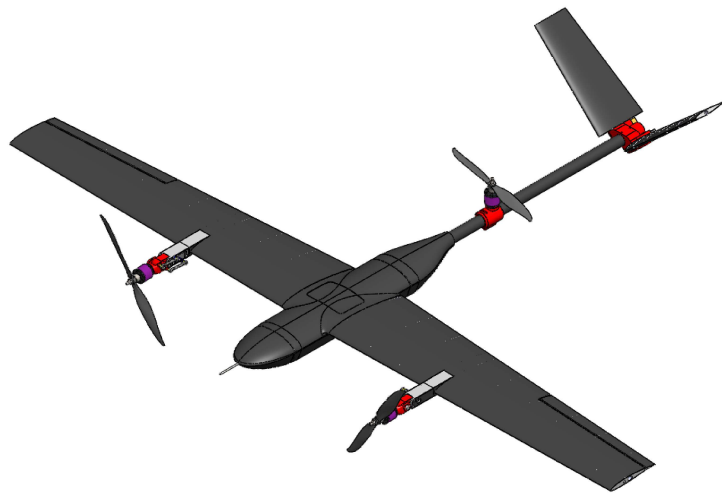


Figura 2.1: MB-22 in configurazione Plane.

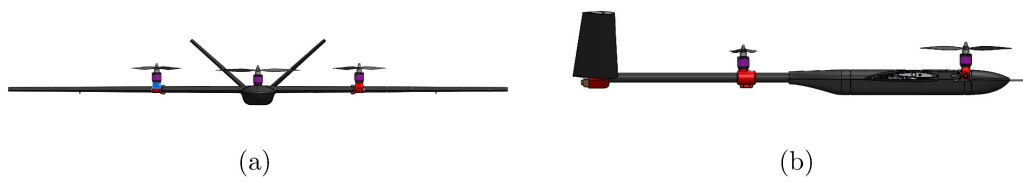


Figura 2.2: MB-22 vista frontale (a) e laterale (b).

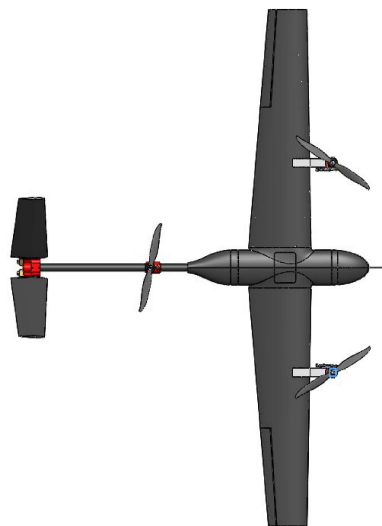


Figura 2.3: MB-22 vista dall'alto.

che a bassi numeri di Reynolds, condizione alla quale il velivolo opererà. La forma in pianta è trapezoidale con rapporto di rastremazione di 0.7 e svergolamento del profilo da radice a tip di 3° . L'angolo di calettamento è di 2.5° . Questo insieme di scelte progettuali consentono all'ala di avere un basso valore di resistenza indotta mantenendo la semplicità geometrica. La disposizione ad ala alta rispetto alla fusoliera conferisce un effetto dietro che stabilizza a sufficienza il velivolo e non necessita quindi di un diedro geometrico.

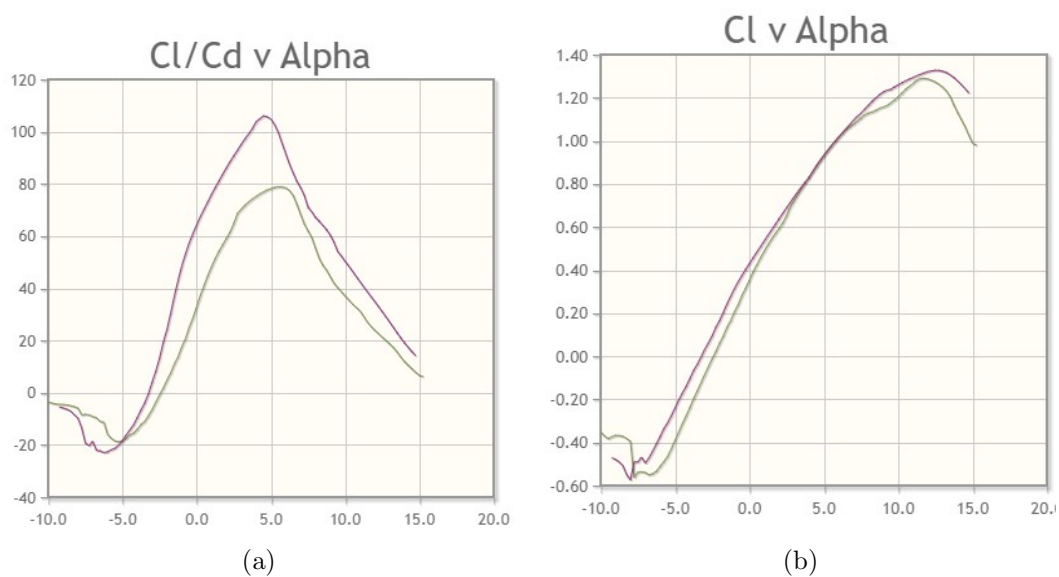


Figura 2.4: Polari Aerodinamiche dell'ala [22].

I piani di coda presentano una configurazione a V, con la semiapertura del singolo piano di 0,310 m e una corda media di 0,124 m. Il profilo utilizzato è un Eppler E171 (figura 2.6), simmetrico con buone caratteristiche a Reynolds bassi e scelto in base al vincolo di rapporto spessore-corda, necessario per ospitare il longherone di coda.

Gli angoli di freccia di entrambe le superfici portanti sono stati scelti per questioni di spazi strutturali, poichè a basse velocità non incidono dal punto di vista delle performance aerodinamiche.

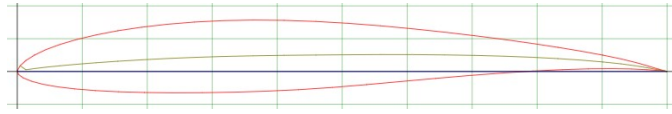


Figura 2.5: Profilo ala [22].

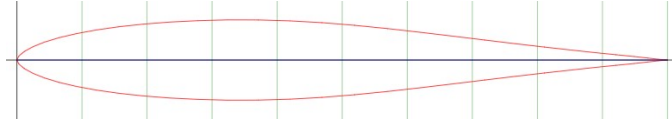


Figura 2.6: Profilo coda [22].

L'evoluzione del progetto prevederà, in futuro, lo studio di winglet per migliorare le prestazioni in termini di resistenza indotta.

2.2 Fattori di carico e velocità caratteristiche

Al fine di stabilire i fattori di carico agenti sull'aeromobile, si seguono le indicazioni riportate nelle linee guida tecniche JARUS CS-LUAS espone nel capitolo precedente. Si indica con C_{lmax} il massimo coefficiente di lift che per un primo calcolo la normativa indica il valore 1.35, ρ la densità dell'aria alla quota di volo, S la superficie alare, V la velocità di volo e W il peso totale del velivolo. La massa m è pari a 7 kg, perciò si ha un peso W di 68.67 N. Nei calcoli è stata considerata la densità dell'aria a in condizione di crociera a 500m, pari a 1.167 kg/m^3 .

Il primo passo è calcolare il fattore di carico limite positivo, attraverso la seguente equazione:

$$n_{lim} = 2.1 + \frac{10900}{m + 4536} = 4.4993$$

Si sceglierà quindi il fattore di carico di 3.8 come indicato da normativa, essendo più basso di quello calcolato. Il fattore di carico limite corrispondente al volo rovescio viene calcolato dalla relazione:

$$n_{rov} = -0.4 \cdot n_{lim} = -1.52$$

La velocità di stallo è la velocità alla quale avviene la separazione del flusso nell'estradosso dell'ala, con un fattore di carico pari a 1. A velocità inferiori il velivolo non è più in grado di sostenere il proprio peso.

$$V_S = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{lmax}}} = 14.09 \frac{m}{s}$$

La velocità di manovra è la velocità sopra alla quale non è possibile far uso delle superfici aerodinamiche secondarie alla massima escursione, per non incorrere in problemi aerodinamici o strutturali. Questa velocità si ricava da:

$$V_A = 6.79 \cdot \sqrt{\frac{n_{lim} \cdot m}{S}} = 54.16 \text{ knots} = 27.86 \frac{m}{s}$$

Il volo livellato alla velocità di crociera rappresenta la condizione operativa del velivolo, e la normativa dà un'indicazione di massima sul valore che si deve adottare, con le dovute successive correzioni, attraverso la seguente relazione:

$$V_C = 7.69 \cdot \sqrt{\frac{n_{lim} \cdot m}{S}} = 61.34 \text{ knots} = 31.55 \frac{m}{s}$$

La velocità massima operativa rappresenta il limite destro del diagramma di manovra. Il velivolo resiste ai carichi che si generano a questa velocità senza cedimenti strutturali, ma durante le fasi standard del volo si mantiene un margine di sicurezza

maggiore rispetto a questa condizione.

$$V_D = V_{max} = 10.86 \cdot \sqrt{\frac{n_{lim} \cdot m}{S}} = 86,63 \text{ knots} = 44,56 \frac{m}{s}$$

Si può definire quindi la velocità ultima come:

$$V_{ult} = FOS \cdot V_D = 66.84 \frac{m}{s}$$

La velocità di stallo in volo rovescio è analoga a quella in volo dritto, ma avviene quando il fattore di carico è -1.

$$V_{SR} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_{lmin}}} = 29.9 \frac{m}{s}$$

Queste grandezze appena calcolate sono utili al tracciamento iniziale del diagramma di manovra che, unito a quello di raffica, porta all'involuppo di volo. Al fine di simulare le condizioni più gravose del velivolo, si andranno ad utilizzare nelle simulazioni n_{lim} e V_D per indagare le condizioni di carico limite, n_{ult} e V_{ult} per le condizioni di carico ultime.

2.3 Impianto propulsivo

Come già accennato, l'impianto propulsivo è costituito da tre motori elettrici disposti in configurazione Y come in figura 2.7.

I motori scelti sono differenti tra anteriori e posteriore, in quanto per la fase di decollo e atterraggio i tre motori lavorano in sincronia per mantenere il velivolo stabile, mentre per la fase operativa solo i motori anteriori generano la spinta necessaria al volo. Per fare ciò è stato progettato un meccanismo di rotazione dei motori attraverso servocomandi che, a seconda della fase di volo, ruoterà i motori dalla

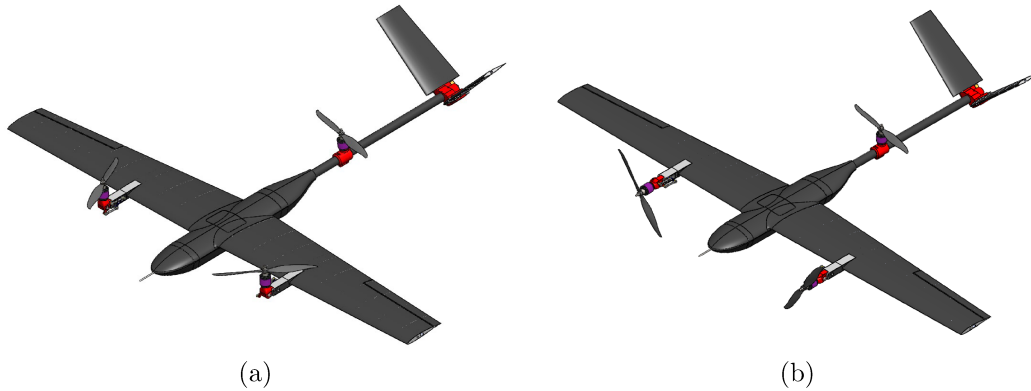


Figura 2.7: Modalità Quad (a) e Plane (b) del sistema propulsivo.

posizione verticale a quella orizzontale e viceversa. Il Flight Controller gestisce i motori, sia in potenza che in angolo, con la meccanica del volo stabilizzata di un multi rotore durante il decollo/atterraggio e, quando passa dalla modalità QUAD alla modalità PLANE, avviene una fase di transizione che consente al velivolo di guadagnare man mano velocità fino al completo volo orizzontale.

Dal punto di vista della scelta, sono stati selezionati i seguenti componenti, visibili nelle figure 2.8 2.9 :

- Gruppo propulsivo anteriore
 - Motore brushless DC Hacker A30-10XL;
 - ESC X-70-SB-Pro;
 - Elica Aeronaut Carbon Light 14x6.

- Gruppo propulsivo posteriore
 - Motore brushless DC Hacker A30-12L;
 - ESC X-55-SB-Pro;
 - Elica Aeronaut Carbon Light 14x6.

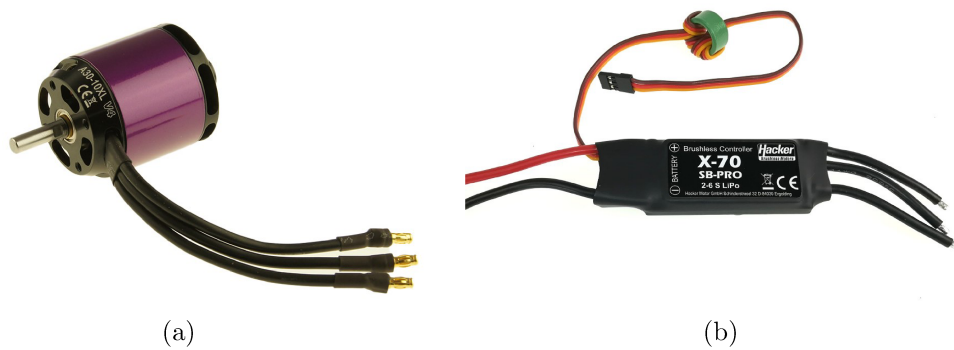


Figura 2.8: Motore ed ESC.[23].



Figura 2.9: Elica Aeronaut Carbon Light 14x6 [23].

2.4 Elettronica di bordo

Il sistema elettronico a bordo dell'MB-22 può essere suddiviso in 4 sottosistemi principali:

- Sistema di controllo;
- Attuatori;
- Sistema di comunicazione;
- Sistema di potenza.

2.4.1 Sistema di controllo

Il sistema di controllo è composto da un cuore centrale, detto *Flight Controller* o FC, e permette il controllo di tutti i dispositivi elettrici di bordo, quali motori e

servoattuatori, e di effettuare le manovre che il pilota richiede. Tramite i sensori, sia interni che esterni, consente al velivolo di determinare la sua posizione e il suo assetto. La piattaforma scelta come FC è la Holybro Pixhawk 4, largamente utilizzata nell'industria dei droni poichè al suo interno è presente una *Inertial Measurement Unit* (IMU), costituita da:

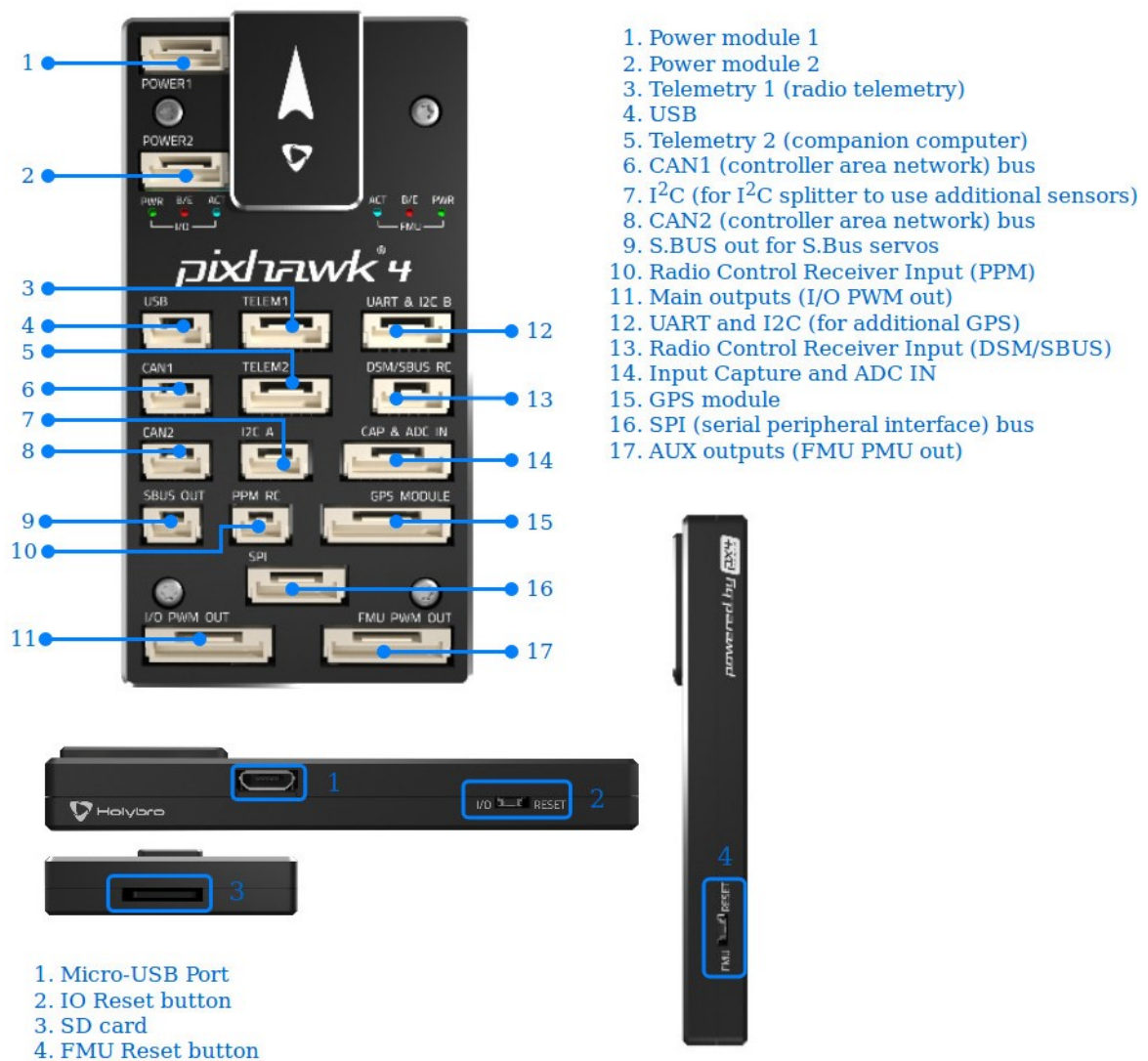


Figura 2.10: Pixhawk 4 [17].

- 2 x processori di segnale;
- 2 x accelerometri a tre assi;
- 2 x giroscopi a tre assi;
- 1 x Barometri;
- 1 x Magnetometri.

Pixhawk 4 è dotata di porte di molteplici porte di interfaccia per la comunicazione di Input e Output, come mostrato nella figura 2.10 .

I sensori collegati esternamente alla FC sono il GPS, che possiede un ulteriore magnetometro al suo interno, e un Digital Airspeed Sensor, in grado di misurare velocità fino a 100 m/s.



Figura 2.11: GPS & sonda Pitot [18].

2.4.2 Attuatori

Per quanto riguarda la movimentazione delle superfici di controllo e dei motori anteriori, vengono utilizzati in totale 6 servocomandi di diversa potenza a seconda del compito da svolgere. Questo velivolo in particolare è equipaggiato con:

- 2 Savox SV 1254 MG per il meccanismo di rotazione motori, con un massa di 46g e una coppia di 117.72 Ncm;
- 2 Savox SV 1270 TG per i piani di coda, con un massa di 56g e una coppia di 343.35 Ncm;
- 2 FullPower DM4082M per gli alettoni, con un massa di 29g e una coppia di 80,44 Ncm.

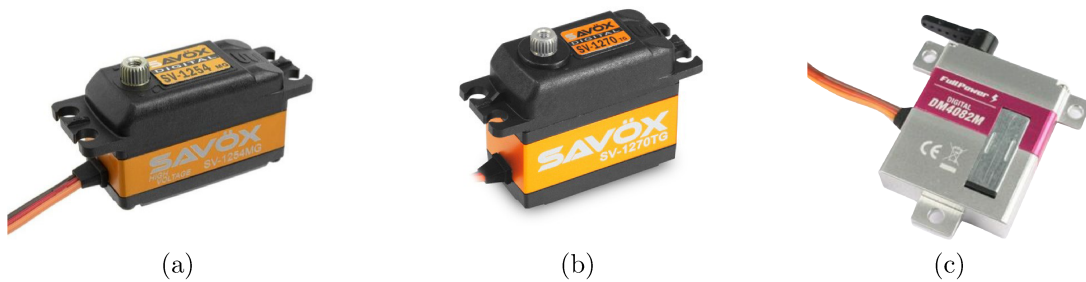


Figura 2.12: Servo Savox e Fullpower equipaggiati [19].

2.4.3 Sistema di comunicazione

Il sistema di comunicazione permette l'interazione tra il velivolo e il pilota, il quale necessita principalmente di un feedback visivo e di un modo per controllare il velivolo. Il velivolo MB-22 è equipaggiato dei seguenti sistemi di comunicazione:

- Il link radio principale utilizza una ricevente Fr-Sky R9 900 MHz collegata al radiocomando visibile in figura 2.13, permette al pilota di trasmettere 16 segnali PWM contemporaneamente. I segnali trasmessi contengono gli input degli stick e dei pulsanti/interruttori del radiocomando, permettendo al pilota di comandare le varie funzioni del velivolo: manetta, superfici mobili, modalità di volo e di stabilizzazione, etc. Il link radio principale è bidirezionale, infatti è possibile ottenere informazioni telemetriche del velivolo direttamente sullo schermo del radiocomando;

- Il link radio secondario utilizza una ricevente Holybro Telemetry Radio da 433 Mhz collegata alla trasmittente posta su un PC che funge da *Ground Control Station* (GCS). Il link telemetrico permette al FC del velivolo di comunicare tramite il protocollo MAVLINK direttamente con il software di controllo installato sulla GCS. Questo link di comunicazione permette l'accesso completo a tutti i dati telemetrici del velivolo. E' inoltre possibile pianificare missioni tramite il software di pianificazione e mandarle al FC.;
- Il link video è creato utilizzando una telecamera Runcam analogica collegata ad una trasmittente ed un'antenna che trasmettono a terra ad uno schermo da 7 pollici.

Il sistema R9 Long Range di Frsky è in grado di garantire una portata del link radio di circa 10 km in condizioni ideali. Il link telemetrico e il link video sono utilizzabili per poche centinaia di metri, oltre i quali perdono le funzionalità. Ai fini di questo prototipo le portate dei segnali, in particolare del link radio principale, sono adeguate allo scopo, ovvero il test e la validazione delle specifiche di progetto.



Figura 2.13: Radiocomando utilizzato [24].

2.4.4 Sistema di potenza

Il sistema di potenza è costituito da tre elementi: batterie, scheda di distribuzione e cavi siliconici.

Le batterie sono la riserva energetica del drone che ne determina l'autonomia in volo. Le tecnologie adottate sono tantissime, ma le più usate per i droni sono le batterie agli ioni di litio (Li-ion) e le batterie ai polimeri di litio (Li-Po). Le prime presentano una più alta densità di energia, ma una capacità di scarica inferiore rispetto alle seconde. Generalmente le correnti di picco sono piuttosto alte durante l'utilizzo di un drone, pertanto si prediligono le batterie Li-Po.



Figura 2.14: Gens Ace Bashing 8000mAh

Le batterie adottate sono delle Li-Po Gens Ace Bashing 3S di Genspow da 8000 mAh , 100C di scarica , tensione nominale di 11.1V. La massa della singola batteria è di 0,524 kg. Con un pacco previsto di 2 unità, la massa complessivo è 1,048 kg.

La scheda di distribuzione o *Power Distribution Board* (PDB) permette di trasferire la potenza erogata dalle batterie secondo i voltaggi/amperaggi richiesti dai vari componenti elettronici. Elementi come telecamere e sensori tipicamente utilizzano una tensione nominale di 5V, mentre i motori utilizzano tutta la tensione disponibile

ai capi delle batterie. Inoltre fa da estensione per il FC, trasmettendo i segnali PWM necessari al controllo di motori e servomotori.

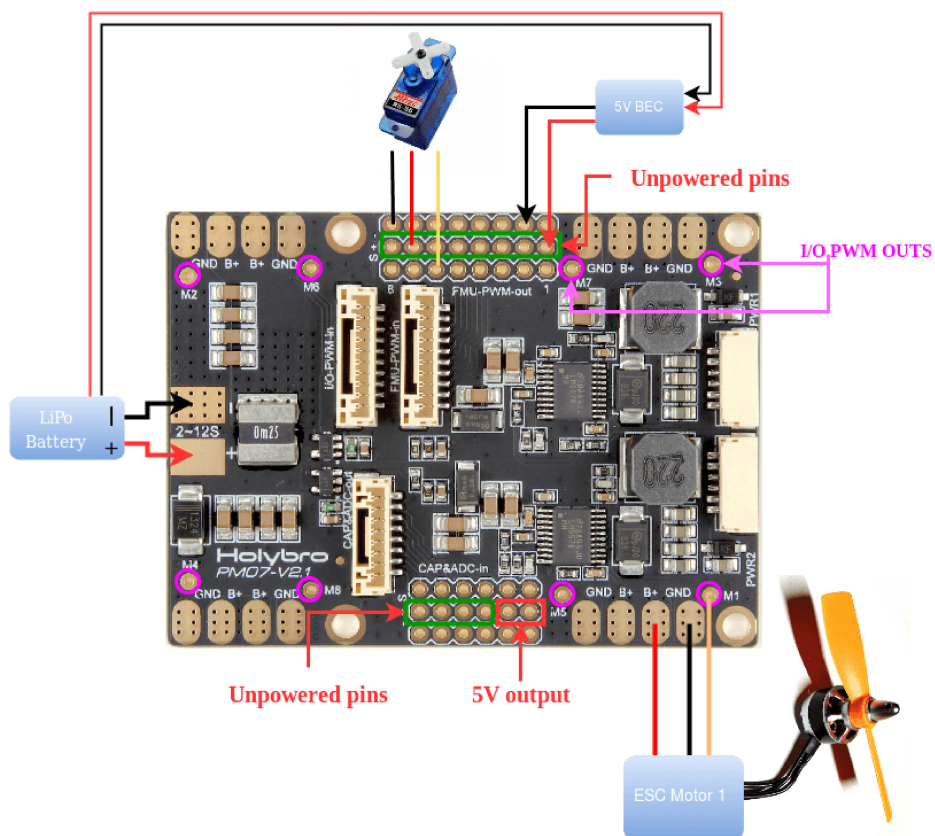


Figura 2.15: Holybro PM07

La scheda scelta è la Holybro PM07-V2.2, con le seguenti caratteristiche di rilievo:

- Batterie collegabili 2-12S;
- 8 canali PWM per i servo;
- 8 canali per il segnale motore;
- 2 uscite da 5V;
- 4 cablaggi per collegare la scheda al FC

Per la sensoristica adottata su questo velivolo, le due uscite già installate da 5V soddisfano le necessità, però in caso di un bisogno maggiore di uscite a questo voltaggio, sarebbe opportuno installare un *Battery Exclusion Circuit* o BEC. Si tratta in sostanza di un regolatore di tensione, spesso equipaggiato insieme agli ESC, per portare alla tensione desiderata una parte di sistema che, per la grande maggioranza dei sensori, è appunto 5V.

Capitolo 3

Analisi aeroelastiche

In questo capitolo si illustrano le analisi, svolte al fine di validare il dimensionamento e a verificare nella sua interezza la struttura dell'APR, ponendo particolare interesse alla caratterizzazione dei fenomeni aeroelastici. Tutte le analisi sono compiute con il software agli elementi finiti MSC Patran/Nastran, uno dei più impiegati nel settore aerospaziale e dalle principali agenzie internazionali.

3.1 Fondamenti teorici

L'aeroelasticità è la branca dell'ingegneria che si occupa dello studio di fenomeni dovuti all'interazione di forze aerodinamiche, elastiche, inerziali di una struttura flessibile. I fenomeni aeroelastici sono suddivisibili in due macro categorie a seconda delle forze in gioco. Come riportato dal Triangolo di Collar, si può distinguere:

- **Aeroelasticità statica:** Interazione tra le forze aerodinamiche ed elastiche, vengono pertanto escluse quelle inerziali. I fenomeni di maggiore interesse sono la divergenza ed il reversal control.
- **Aeroelasticità dinamica:** Interazione tra tutte le forze aerodinamiche, elastiche, inerziali. Il fenomeno di maggior importanza in questo caso è il flutter, comportamento derivante da un cattivo accoppiamento tra le forze in gioco.

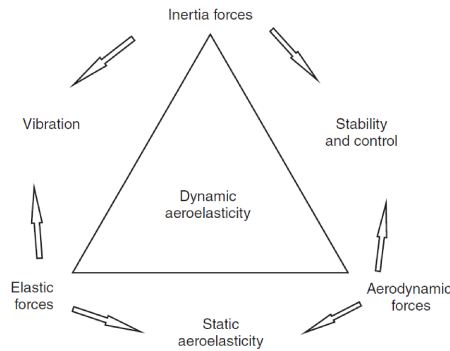


Figura 3.1: Diagramma di Collar [2].

In generale fenomeni aeroelastici possono avere effetti molto differenti, dai meno gravi come semplici disturbi per passeggeri e pilota, alle vibrazioni che riducono la vita a fatica del velivolo fino ai più catastrofici quali le rotture improvvise della struttura.

3.1.1 Aeroelasticità statica

Nell'aeroelasticità statica le forze che agiscono sul velivolo non sono tempo dipendenti, pertanto esclusivamente l'angolo di attacco va ad incidere su portanza e momento dell'ala, i quali a loro volta possono modificarne la struttura che, cambiando forma, modifica i carichi agenti sulla stessa. Ciò si ripete fino al raggiungimento di una condizione di equilibrio (condizione chiamata equilibrio a regime permanente) rappresentativa del corpo deformato. Una condizione interessante da studiare nel caso statico è quella relativa alla divergenza. Supponendo di studiare, per semplicità concettuale, un profilo 2D come mostrato in figura 3.2.

La portanza risultante L è applicata ad un quarto di corda, poichè in prima approssimazione corrisponde al centro di pressione, e la rigidezza torsionale K_θ è disposta nell'asse elastico. Scrivendo le equazioni del moto per questo modello ci si accorge che è possibile determinare una configurazione particolare per la quale la deformazione assunta dal profilo può tendere all'infinito. Questo è spiegato a causa dell'interconnessione sviluppata tra la portanza, la velocità, l'aumento di incidenza,

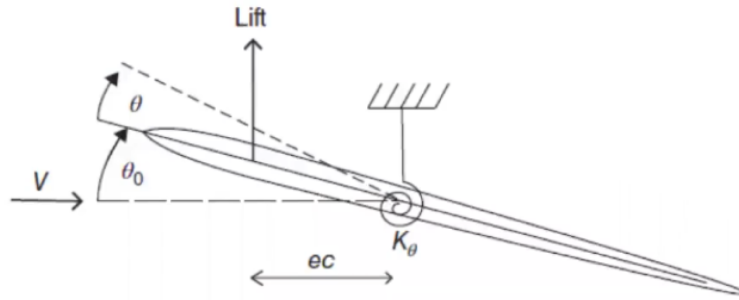


Figura 3.2: Modello 2D di comportamento elastico di un profilo alare [2].

e la rigidezza K che non riesce a contrastare l'aumento di portanza. È proprio la velocità la causa principale dell'aumento di L . Sviluppando le seguenti equazioni fondamentali rappresentative rispettivamente della portanza, pressione dinamica, momento applicato:

$$L = \frac{1}{2} \rho V^2 c a_1 (\theta_0 + \theta)$$

$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

$$M = q e c^2 a_1 (\theta_0 + \theta)$$

Si può notare nella formulazione che mostra l'angolo di torsione θ assunto dal profilo, come questo possa tendere a valori infiniti quando il denominatore tende a 0:

$$\theta = \frac{q e c^2 a_1}{K_\theta - q e c^2 a_1} \theta_0$$

Dal denominatore si evidenzia un particolare di rilievo: l'interazione con il fluido (fenomeno descritto dalla velocità intrinsecamente racchiusa nella variabile q) determina una diminuzione della rigidezza strutturale tale per cui ad un certo valore di

V il denominatore, annullandosi, conduce ad una deformazione torsionale infinita, sinonimo di rottura dell'ala.

Per determinare il fenomeno su un'ala di dimensioni finite, si definisce θ_T angolo di torsione alla tip alare (angolo max.) come coordinata generalizzata per la torsione lungo l'ala, adottando una forma lineare di Rayleigh-Ritz (per rispettare le condizioni al contorno) del tipo :

$$\theta = \frac{y}{s}\theta_T$$

Riscrivendo le equazioni per portanza e momento e sviluppando l'equazione lagrangiana del moto, si giunge ad un'equazione simile:

$$\theta_T = \frac{3qec^2s^2a_w}{6GJ - 2qec^2s^2a_w}\theta_0$$

Come prima, per determinare la pressione dinamica di divergenza si va a porre il denominatore nullo, ottenendo:

$$q_{div} = \frac{3GJ}{ec^2s^2a_w}$$

Per aumentare la velocità di divergenza, è possibile :

- Ridurre ec avvicinando l'asse elastico al $CP=CA$;
- Aumentare il termine GJ ;
- Ridurre l'apertura s , però cala anche AR e quindi insorgono problemi di efficienza aerodinamica.

Idealmente bisognerebbe far coincidere l'asse elastico con il centro di pressione , in modo da non avere torsione. Estremizzando, se si spostasse il centro di pressione

dietro all'asse elastico, si avrebbe il denominatore sempre $\neq 0$ e la divergenza non avrebbe mai luogo, ma ciò non è fattibile a livello pratico.

3.1.2 Aeroelasticità dinamica

Come mostrato nel diagramma di Collar, unendo l'aeroelasticità statica con le forze di inerzia si esce dal campo dei regimi permanenti e si entra in moto non stazionario. Immaginando sempre un profilo bidimensionale come in figura 3.3, si introduce oltre alla coordinata θ di rotazione una coordinata z detta di alzata. Proseguendo con lo studio, si consideri un profilo oscillante armonicamente in alzata e beccheggio. Usando la funzione di Theodorsen $C(k)$, che descrive i cambiamenti, in termini di ampiezza e fase, delle forze aerodinamiche rispetto alla soluzione quasi-statica, otteniamo le forze di lift L e il momento M (rispetto all'asse elastico) utilizzando le derivate aerodinamiche oscillatorie:

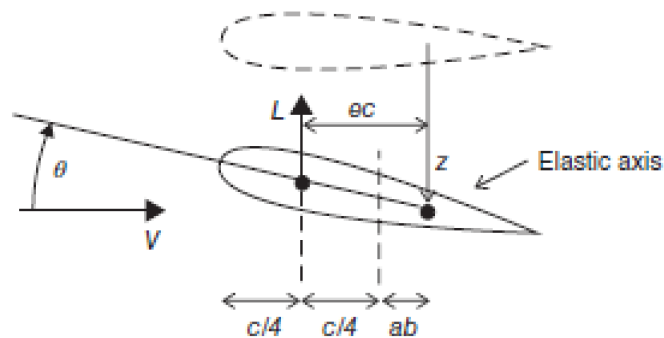


Figura 3.3: Profilo in oscillazione armonica [2]

$$L = \rho V^2 b \left[(L_z + ikL_{\dot{z}}) \frac{\dot{z}_0}{b} + (L_\theta + ikL_{\dot{\theta}}) \dot{\theta}_0 \right] e^{i\omega t}$$

Inglobando i termini $e^{j\omega t}$ in \dot{z} e $\dot{\theta}$ e considerando l'equazione del momento di beccheggio si ottiene la forma matriciale delle forze aerodinamiche agenti nel profilo oscillante:

$$\begin{Bmatrix} L \\ M \end{Bmatrix} = \rho V [B] \begin{Bmatrix} \dot{z} \\ \dot{\theta} \end{Bmatrix} + \rho V^2 [C] \begin{Bmatrix} z \\ \theta \end{Bmatrix} \quad (3.1)$$

Questa equazione può essere estesa considerando anche i contributi legati al comportamento strutturale del profilo (flessione, torsione), che porta all'equazione generale aeroelastica, ossia che descrive l'interazione fra comportamento strutturale ed aerodinamico:

$$\mathbf{A}\vec{q} + (\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D})\dot{\vec{q}} + (\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E})\vec{q} = 0$$

con:

- A matrice inerzia strutturale;
- B matrice smorzamento aerodinamico;
- D matrice smorzamento strutturale;
- C matrice rigidezza aerodinamica;
- E matrice rigidezza strutturale;
- q vettore coordinate generalizzate;

Le matrici $[B]$ e $[C]$ non sono nè diagonali nè simmetriche, perciò i due moti di alzata e beccheggio sono accoppiati e le due matrici dipendono dalla freq. ridotta k , che dipende a sua volta da ω che è la pulsazione angolare associata alla deformazione strutturale (e quindi dalle caratteristiche strutturali del sistema) ed è espressa come:

$$k = \frac{\omega b}{V}$$

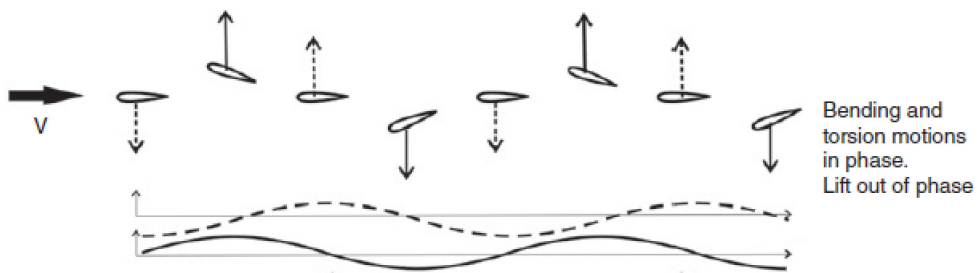
dove b in questo caso è rappresentativo di metà corda. L'ampiezza delle oscillazioni assunte dal profilo nel tempo può aumentare e questo fenomeno viene chiamato

Flutter. Per spiegare meglio questo comportamento, è noto che la torsione entra in gioco con la coord. generalizzata q_t mentre la flessione entra in gioco con la velocità generalizzata \dot{q}_b . Essendo grandezze armoniche, possono essere espresse come:

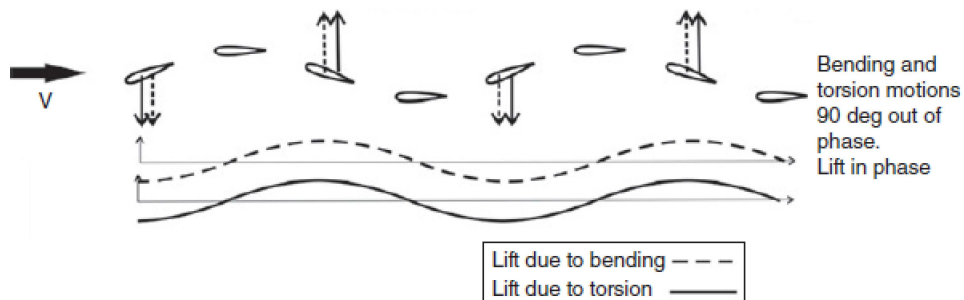
$$\begin{aligned} \rightarrow q &= \dots e^{j\omega t} \\ \rightarrow \dot{q} &= \frac{d}{dt}q = \dots j\omega e^{j\omega t} \end{aligned}$$

La flessione sarà quindi sfasata di 90° rispetto alla torsione a causa del termine moltiplicativo $j\omega$.

→ In condizioni di assenza di flutter, i moti di torsione e flessione sono in fase, quindi i contributi al Lift sono sfasati di 90° . Non c'è azione combinata dei due contributi;



→ In condizioni di flutter, i moti di torsione e flessione sono sfasati di 90° , quindi i contributi al Lift sono in fase. C'è quindi un'azione combinata dei due contributi che agiscono in maniera concorde e allo stesso istante di tempo, causando un moto con ampiezza che tende ad aumentare.



3.2 Preparazione del modello strutturale

Nella fase di progettazione del velivolo si è pensato di sviluppare un disegno, oltre al classico di dettaglio, composto da sole superfici al fine di rappresentare i principali componenti strutturali del velivolo. Questo in ottica di ottenere direttamente uno o più file Parasolid da importare per l'analisi strutturale pronto all'uso, senza la necessità di operare semplificazioni laboriose a livello geometrico all'interno del software a elementi finiti.

Le caratteristiche dei materiali utilizzati nelle simulazioni sono riportati nella tabella 3.1.

	PLA	Carbon Fabric	Carbon UD
Tipologia	Isotropo	Ortotropo	Ortotropo
Densità [kg/m^3]	1240	1600	1600
Modulo di Young E_{11} [GPa]	3.12	70	135
Modulo di Young E_{22} [GPa]	-	70	10
Modulo a Taglio G_{12} [GPa]	-	5	5
Modulo di Poisson	0.3	0.1	0.3
Resistenza a trazione X_t [MPa]	70	600	1500
Resistenza a compressione X_c [MPa]	70	570	1200
Resistenza a trazione Y_t [MPa]	-	600	50
Resistenza a compressione Y_c [MPa]	-	570	250
Resistenza a taglio S [MPa]	-	90	70

Tabella 3.1: Caratteristiche meccaniche dei materiali utilizzati [20] [21].

Il PLA o Polilattato è una plastica polimerica compostabile largamente utilizzata nella stampa 3D per le sue buone proprietà meccaniche e la sua facilità di stampa. Inoltre è compatibile con le resine epossidiche, proprietà che la rende compatibile con eventuali incollaggi. Merita una menzione anche il polietilene tereftalato PET, che nella versione per stampanti 3D viene modificato con il glicole per facilitarne la stampa e prende la sigla PETG. Questo materiale ha migliori proprietà meccaniche rispetto al PLA e verrà utilizzato per i componenti di supporto dei motori, che non sono stati modellati data la loro elevata complessità geometrica.

Il *Carbon Fabric* consiste in un composito formato da tessuto tramato di carbonio 0/90° con matrice epossidica. Analogamente il *Carbon UD* consiste in un composito formato da fibre unidirezionali di carbonio con matrice epossidica.

La sequenza di tabelle proposte mostra i laminati compositi creati all'interno del software, con la *stacking sequence* che mostra spessori ed angoli adottati.

Materiale	Spessore [mm]	Angolo
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°

Tabella 3.2: Tessuto carbonio twill 200 gmq 2 strati.

Materiale	Spessore [mm]	Angolo
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°

Tabella 3.3: Tessuto carbonio twill 200 gmq 4 strati.

Materiale	Spessore [mm]	Angolo
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°

Tabella 3.4: Tessuto Carbonio twill 200 5 strati.

Materiale	Spessore [mm]	Angolo
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
PLA	5 [mm]	0
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°

Tabella 3.5: Sandwich Tessuto Carbonio - PLA - Tessuto carbonio.

Materiali	Spessore [mm]	Angolo
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	45°
Carbon Fabric	0.2 [mm]	0°

Tabella 3.6: Tessuto Carbonio twill 200 5 strati.

Materiali	Spessore [mm]	Angolo
Carbon UD	1 [mm]	0°

Tabella 3.7: Carbonio Unidirezionale da 1mm

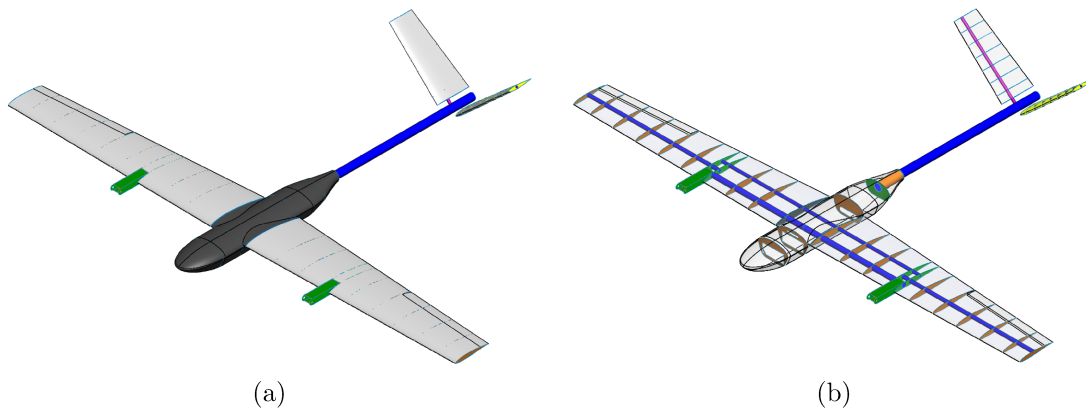


Figura 3.4: (a) Superfici esterne e (b) componenti strutturali interni.

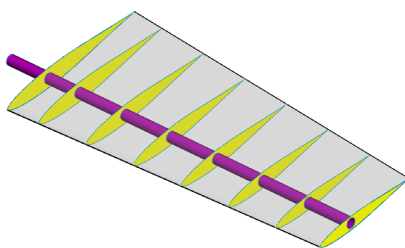


Figura 3.5: Dettaglio superfici piano di coda.

Proprietà SHELL	Colore
Carbon Fabric 0.8mm	
Carbon Fabric 0.4mm	
Carbon Fabric 1mm	
Carbon UD 1mm	
Sandwich Carb-PLA-Carb	
PLA 5mm	
PLA 3mm	

Tabella 3.8: Legenda delle proprietà Shell utilizzate.

Le figure 3.4 e 3.5, accompagnate dalla legenda in tabella 3.30, evidenziano tramite colorazioni le diverse proprietà di tipo SHELL utilizzate per modellare la struttura. Dove possibile si è cercato di sfruttare il meshatore *Isomesh* che consente di avere mesh molto regolari con elementi CQUAD4, ed in particolare è stato utilizzato sui rivestimenti di ali e piani di coda e sui tubolari cilindrici di carbonio. Per le strutture più complesse come centine, supporti e rivestimento della fusoliera si è adottato, dove non c'è stata la possibilità di semplificare la superficie, il meshatore *Paver* o *Hybrid*, vincolando con delle geometrie associate i punti di connessione con gli altri componenti strutturali per ottenere una mesh congruente. Per simulare la connessione rigida dei piani di coda con il resto del velivolo, sono stati impiegati degli elementi MPC di tipo RBE2, connettendo 3 nodi indipendenti posti sul tubolare da 30mm con i nodi del longherone dei piani di coda. Per le masse di rilievo come motori, servo e batterie, sono stati impiegati elementi puntiformi a cui è stata associata una massa di tipo LUMPED e collegate nei punti di contatto attraverso MPC RBE2. Per i motori anteriori sono state adottate due diverse posizioni delle masse per simulare le configurazioni Quad e Plane. In totale il modello conta 78614 elementi con 15 MPC utilizzati, con una massa totale della struttura (senza le masse concentrate) di 2,055 kg, che è in linea con quanto previsto sia con i calcoli preliminari che con il conteggio effettuato dal software CAD. Le figure successive mostrano alcuni dettagli delle mesh ottenute.

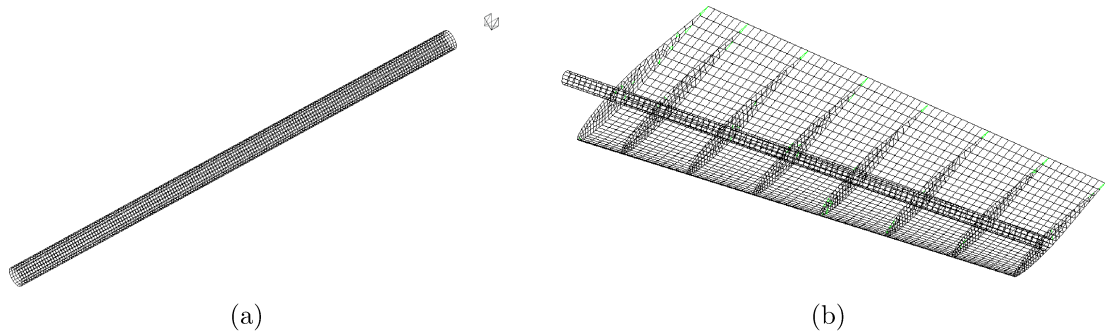


Figura 3.6: Mesh del tubolare principale e del piano di coda.

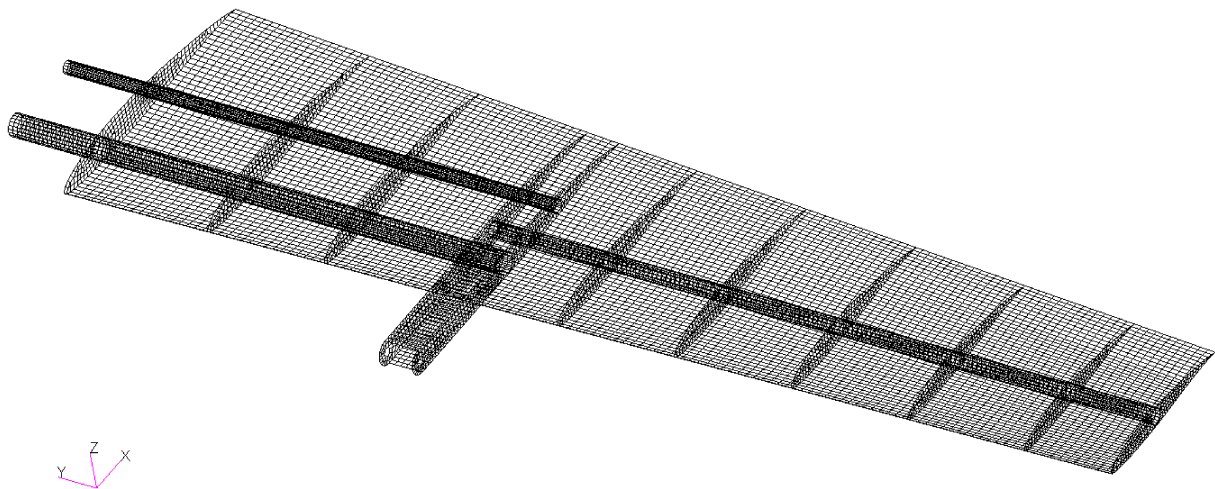


Figura 3.7: Mesh dell'ala.

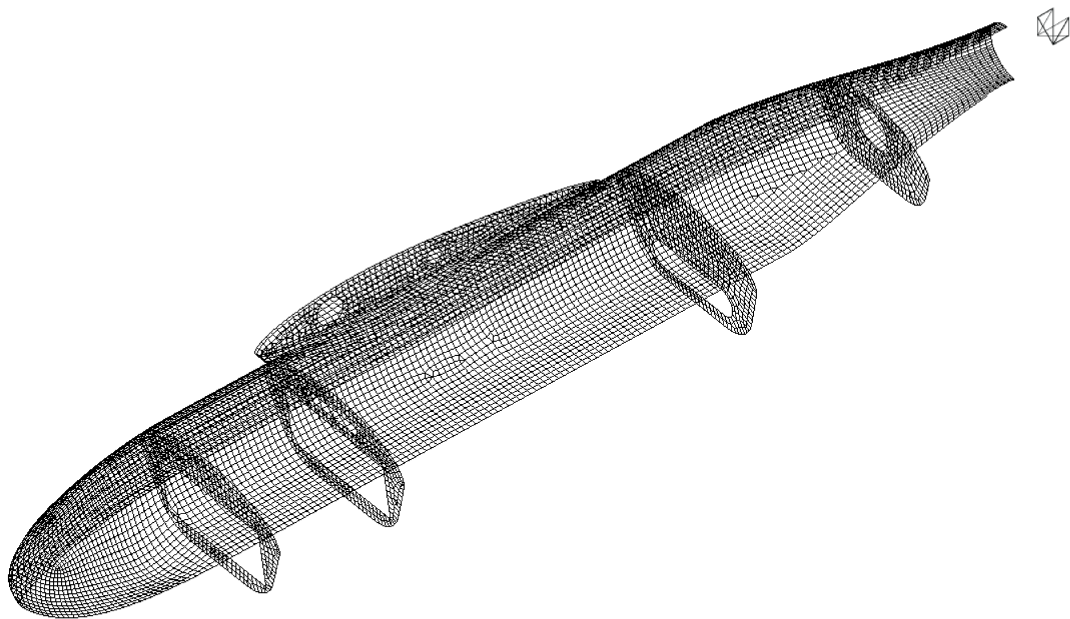


Figura 3.8: Sezione della mesh fusoliera con le centine interne.

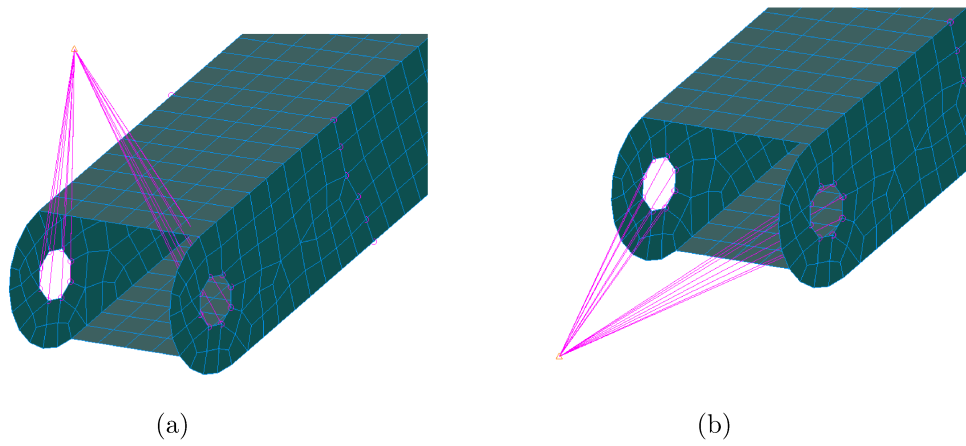


Figura 3.9: Posizione delle masse dei motori anteriori in configurazione Quad e Plane.

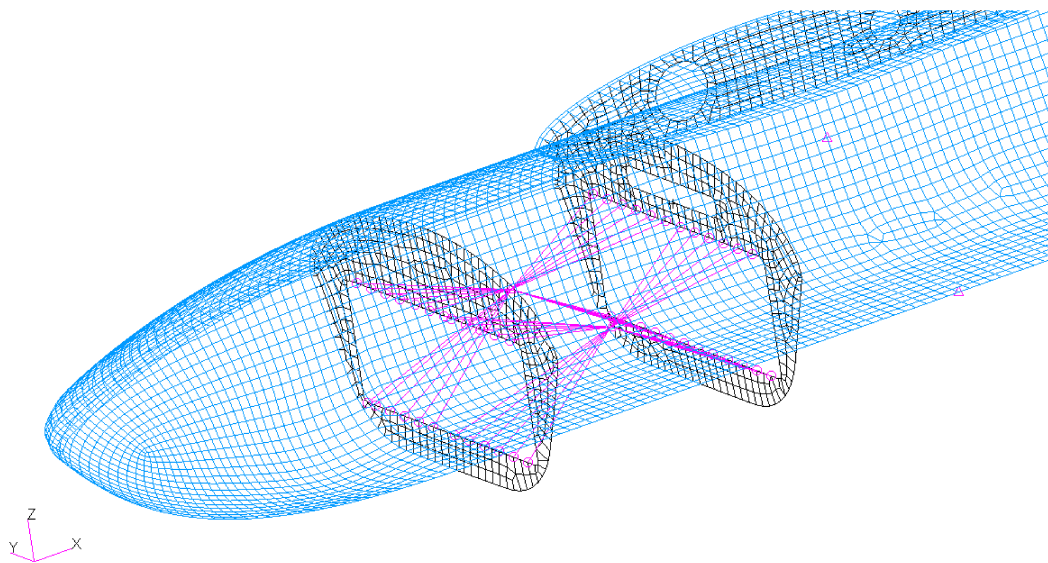


Figura 3.10: Dettaglio delle masse rappresentative le batterie e i componenti interni principali.

3.3 Preparazione del modello aeroelastico

Per eseguire lo studio aeroelastico richiesto viene impiegato il pacchetto Flightloads incluso nel pre e post processore Patran. Lo schema procedurale da seguire è il presente: si realizza un modello strutturale ed un modello aerodinamico i quali comunicheranno tra loro mediante un metodo di interpolazione basato su spline come rappresentato in figura:

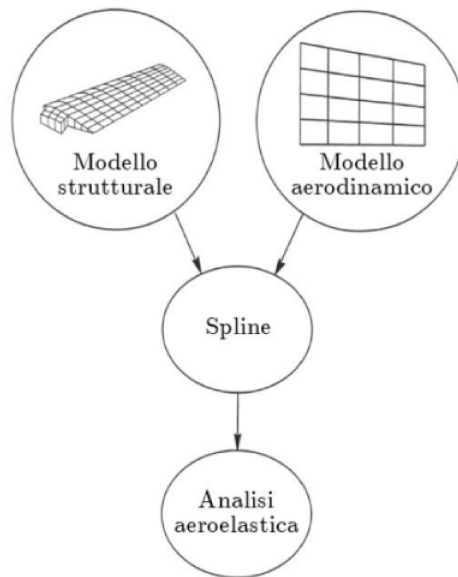


Figura 3.11: Schema risolutivo analisi aeroelastica [10].

L'analisi aerodinamica, come la controparte strutturale, si basa su modellazione ad elementi finiti, i quali devono formare un reticolo regolare sulla superficie non per forza coincidente con quello strutturale. Al fine della costruzione del modello è di fondamentale importanza tenere a mente che il solutore prevede di default come direzione del flusso d'aria l'asse x del sistema di coordinate globali. Si illustrano ora brevemente le principali teorie aerodinamiche che MSC Nastran contiene:

- Doublet-Lattice subsonic lifting surface theory (DLM)
- ZONA51 supersonic lifting surface theory
- Constant Pressure Method for supersonic lifting surface theory

- Subsonic wing-body interference theory (DLM with slender bodies)
- Mach Box method
- Strip Theory
- Piston Theory

Il metodo DLM attualmente è uno degli strumenti più potenti per quel che riguarda l'analisi in regime subsonico grazie alla sua buona accuratezza (purchè sia usato non in regimi transonici dove si possono verificare fenomeni di distacco dello strato limite), computazionalmente è molto competitivo ed infine permette di analizzare efficacemente geometrie molto complesse come ad esempio un intero velivolo. Tale metodo si basa sulla teoria della linea portante di Prandtl e sull'equazione linearizzata del potenziale. Analogamente, per il regime supersonico (non disponibile nel pacchetto fornito) viene usato il ZONA51, il quale implementa le medesime teorie. In questi due metodi le superfici portanti (quali ali e piani di coda) vengono suddivise in elementi trapezoidali (chiamati volgarmente "box") all'interno dei quali vi sono rappresentate pressioni e downwash. Nelle simulazioni condotte in questo progetto viene impiegato il metodo DLM. Una volta creata la superficie aerodinamica, chiamata da qui in poi "aero-surface", essa deve essere connessa tramite interpolazione alla superficie strutturale selezionando a piacere i nodi per l'accoppiamento. Per eseguire il match deve essere selezionata la spline che meglio si adatta alla superficie in esame e, a tal proposito, vengono fornite tre principali scelte: Surface spline, Rigid spline, Beam spline. Per il caso in esame si sfrutta la prima delle tre proposte in quanto la mesh strutturale alla quale si associa la aero-surface è quella riferita alla faccia superiore della skin del profilo. Una surface spline infatti viene utilizzata nel caso si usino elementi di tipo SHELL.

Selezionando la Surface spline viene richiesta la teoria con cui il risolutore eseguirà i calcoli, e si opta per impiegare una Finite Plate Spline, la quale incorpora la teoria della lastra piana finita. Infine, per concludere il confronto, Rigid e Beam spline vengono escluse in quanto le prime si basano solo su moti rigidi mentre le seconde,

essendo lineari, sono più indicate per modelli *beam like*. Dal punto di vista del solutore quindi il procedimento è il seguente: i gradi di libertà strutturali diventano le variabili indipendenti mentre quelli aerodinamici i dipendenti, il trasferimento dei dati permetterà la riuscita dell'analisi.

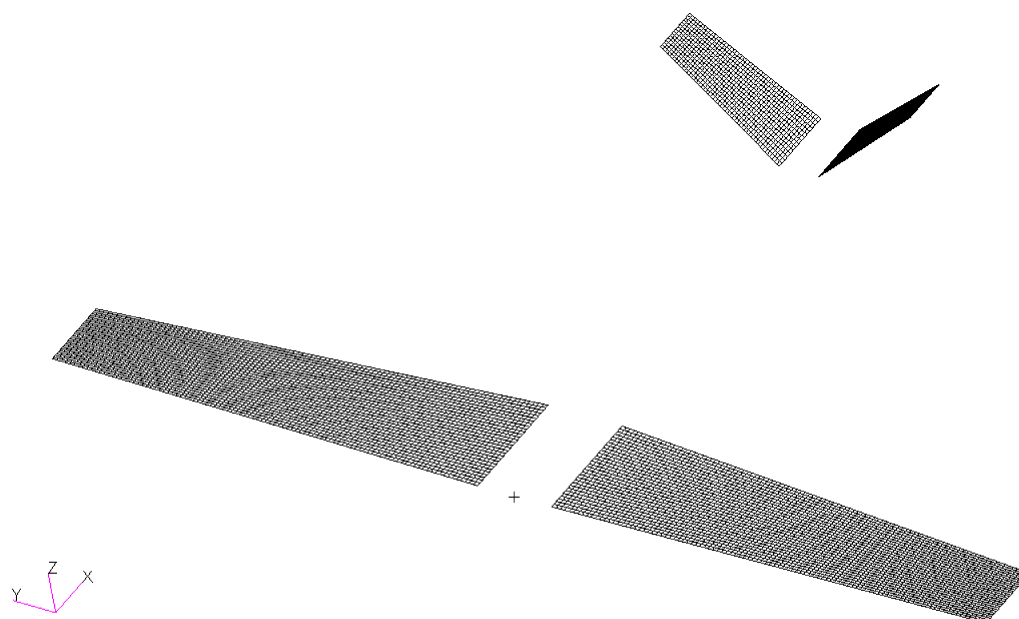


Figura 3.12: Mesh aerodinamica

3.4 Analisi normal mode

L'analisi SOL 103, normal-mode analysis, viene utilizzata al fine di determinare le frequenze naturali o anche dette frequenze proprie. Le frequenze naturali sono indice di come la struttura tende naturalmente a vibrare se soggetta ad un disturbo. La deformata della struttura ad una specifica frequenza naturale viene invece detto modo di vibrare, e spesso si possono riconoscere forme di tipo flessionale o torsionale che riguardano l'intera struttura o parte di essa.

Il calcolo di queste frequenze e dei modi di vibrare associati si riconduce a risolvere un problema agli autovalori: dopo aver calcolato gli autovalori, ossia le frequenze, vengono estratti i corrispondenti autovettori, ossia i modi di vibrare). Generalmente lo smorzamento della struttura in questo tipo di calcolo è trascurato, e gli autovalori sono numeri reali positivi. Un'eventuale inclusione dello smorzamento porta ad ottenere autovalori complessi.

Dalla teoria aeroelastica discussa ad inizio capitolo, è stata resa nota l'importanza nel determinare un vettore q (vettore delle coordinate generalizzate). Il problema aeroelastico viene infatti risolto sul solutore FEM mediante un approccio modale (quindi una SOL103), e i risultati saranno in seguito sfruttati per il calcolo della frequenza ridotta ed utilizzati per caratterizzare il fenomeno del flutter. Si riportano quindi le 25 frequenze ottenute ed una breve illustrazione dei possibili modi di vibrare a seguito della SOL 103.

Dalle figure successive si nota come i primi modi della struttura siano i moti rigidi classici quali rollio, imbardata e beccheggio, per poi svilupparsi nei successivi modi come torsioni o flessioni di ala o piani di coda.

MODE NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE	REAL EIGENVALUES		GENERALIZED MASS	GENERALIZED STIFFNESS
			RADIANS	CYCLES		
1	1	8.562921E+02	2.926247E+01	4.657267E+00	1.000000E+00	8.562921E+02
2	2	2.061431E+03	4.540299E+01	7.226110E+00	1.000000E+00	2.061431E+03
3	3	2.894913E+03	5.380439E+01	8.563235E+00	1.000000E+00	2.894913E+03
4	4	6.886211E+03	8.298319E+01	1.320719E+01	1.000000E+00	6.886211E+03
5	5	1.202711E+04	1.096682E+02	1.745423E+01	1.000000E+00	1.202711E+04
6	6	2.479555E+04	1.574660E+02	2.506150E+01	1.000000E+00	2.479555E+04
7	7	3.168899E+04	1.780140E+02	2.833181E+01	1.000000E+00	3.168899E+04
8	8	4.054394E+04	2.013553E+02	3.204669E+01	1.000000E+00	4.054394E+04
9	9	6.679072E+04	2.584390E+02	4.113184E+01	1.000000E+00	6.679072E+04
10	10	9.468354E+04	3.077069E+02	4.897307E+01	1.000000E+00	9.468354E+04
11	11	1.067673E+05	3.267526E+02	5.200430E+01	1.000000E+00	1.067673E+05
12	12	1.283915E+05	3.583175E+02	5.702801E+01	1.000000E+00	1.283915E+05
13	13	1.774477E+05	4.212454E+02	6.704329E+01	1.000000E+00	1.774477E+05
14	14	2.894468E+05	5.380026E+02	8.562578E+01	1.000000E+00	2.894468E+05
15	15	3.322858E+05	5.764424E+02	9.174366E+01	1.000000E+00	3.322858E+05
16	16	3.834423E+05	6.192272E+02	9.855307E+01	1.000000E+00	3.834423E+05
17	17	4.181936E+05	6.466789E+02	1.029221E+02	1.000000E+00	4.181936E+05
18	18	5.051998E+05	7.107741E+02	1.131232E+02	1.000000E+00	5.051998E+05
19	19	7.119768E+05	8.437872E+02	1.342929E+02	1.000000E+00	7.119768E+05
20	20	7.414420E+05	8.610703E+02	1.370436E+02	1.000000E+00	7.414420E+05
21	21	1.088439E+06	1.043283E+03	1.660436E+02	1.000000E+00	1.088439E+06
22	22	1.256554E+06	1.120961E+03	1.784065E+02	1.000000E+00	1.256554E+06
23	23	1.460757E+06	1.208618E+03	1.923575E+02	1.000000E+00	1.460757E+06
24	24	1.814002E+06	1.346849E+03	2.143577E+02	1.000000E+00	1.814002E+06
25	25	2.327811E+06	1.525717E+03	2.428253E+02	1.000000E+00	2.327811E+06

Figura 3.13: Autovalori e relative frequenze

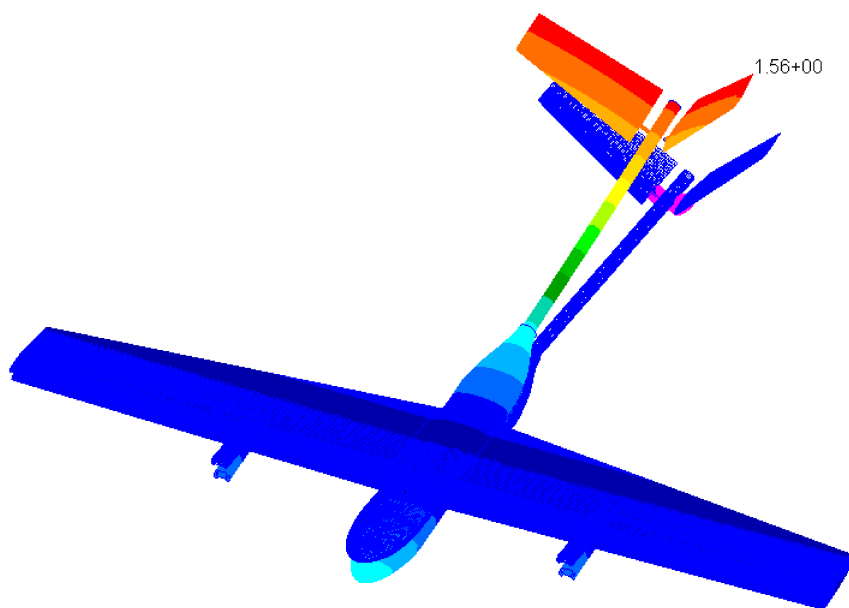


Figura 3.14: Modo 1 $f = 4.65$ Hz.

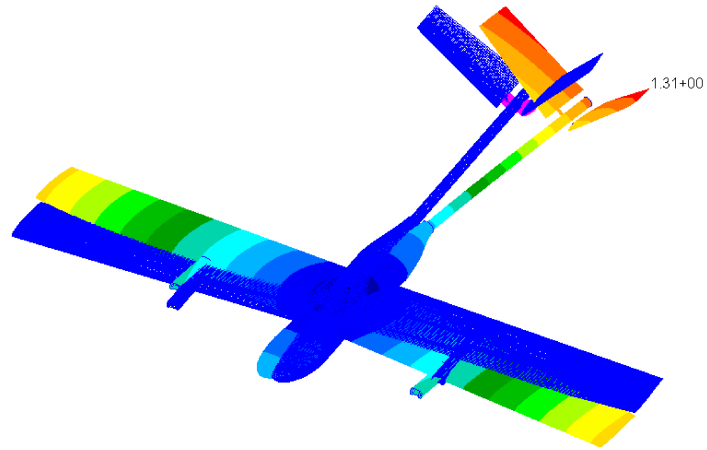


Figura 3.15: Modo 2 $f = 7.22$ Hz.

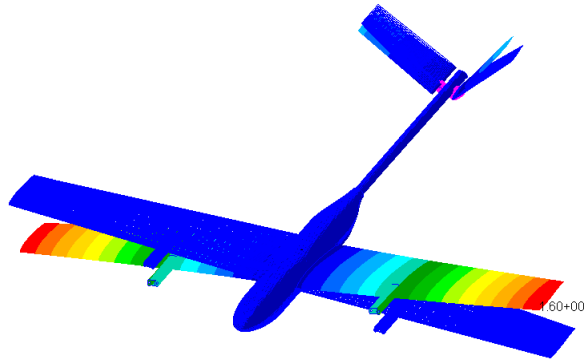


Figura 3.16: Modo 3 $f = 8.56$ Hz.

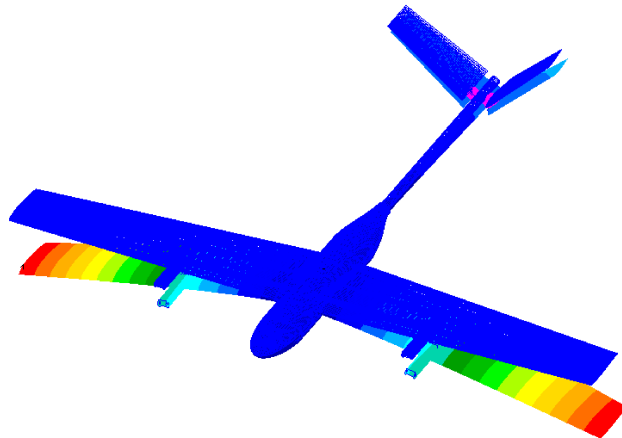


Figura 3.17: Modo 4 $f = 13.2$ Hz.

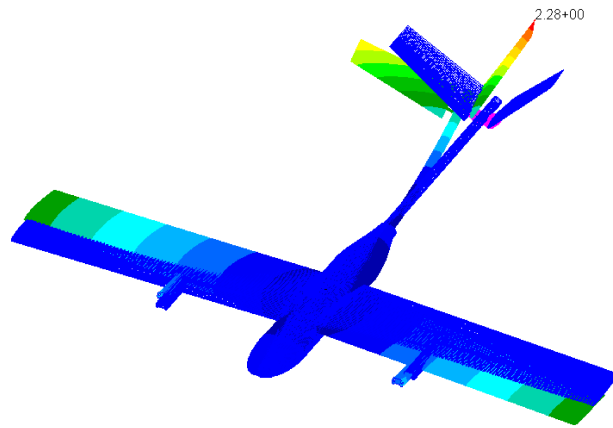


Figura 3.18: Modo 5 $f = 17.45$ Hz.

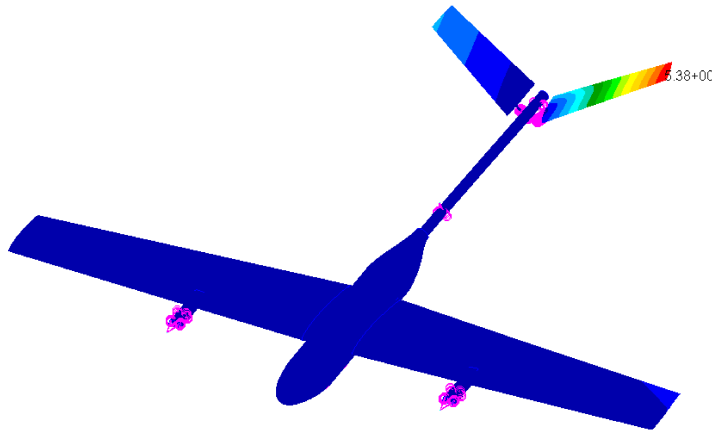


Figura 3.19: Modo 6 $f = 25.06$ Hz.

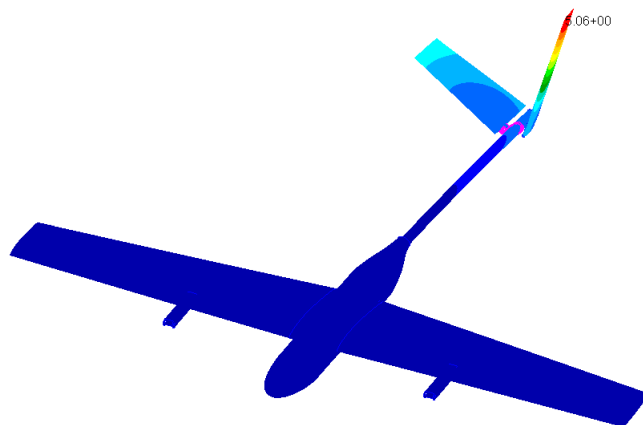


Figura 3.20: Modo 7 $f = 28.33$ Hz.

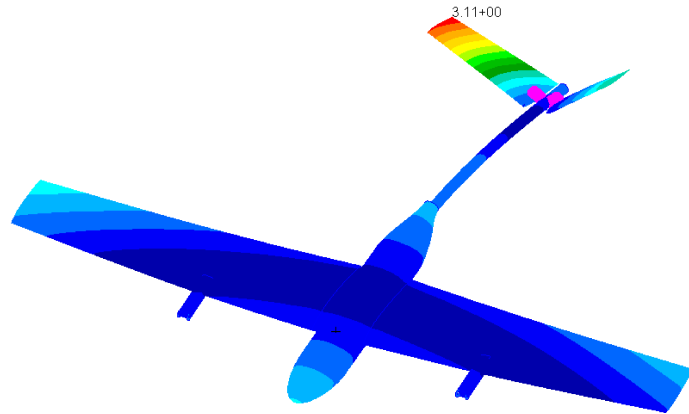


Figura 3.21: Modo 8 $f = 32.04$ Hz.

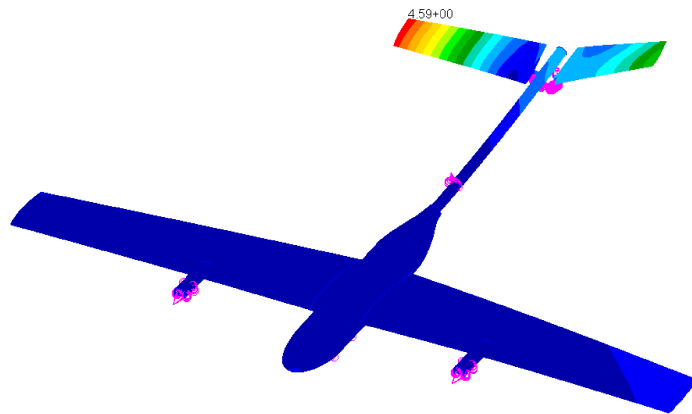


Figura 3.22: Modo 9 $f = 41.13$ Hz.

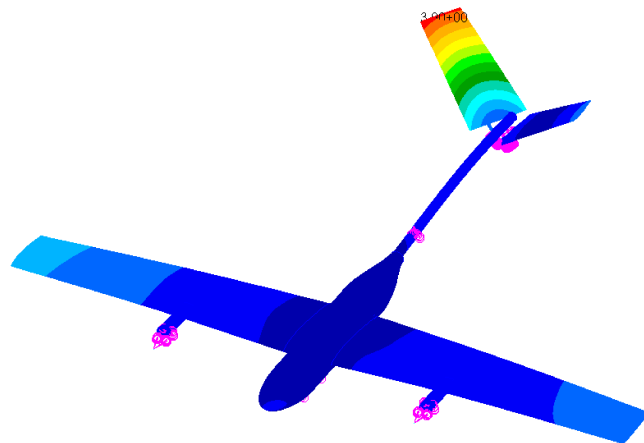


Figura 3.23: Modo 10 $f = 48.97$ Hz.

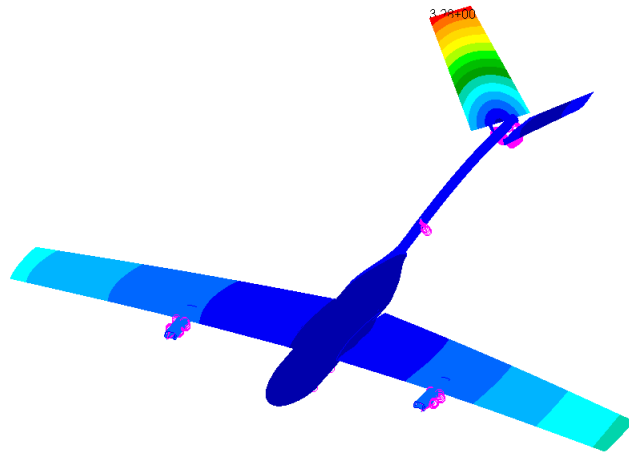


Figura 3.24: Modo 11 $f = 52$ Hz.

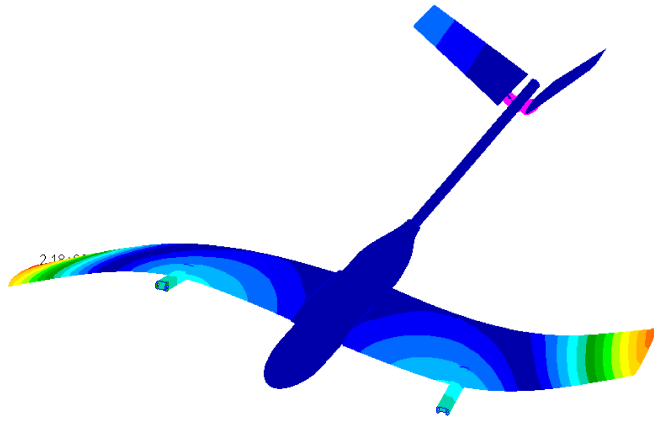


Figura 3.25: Modo 12 $f = 57.02$ Hz.

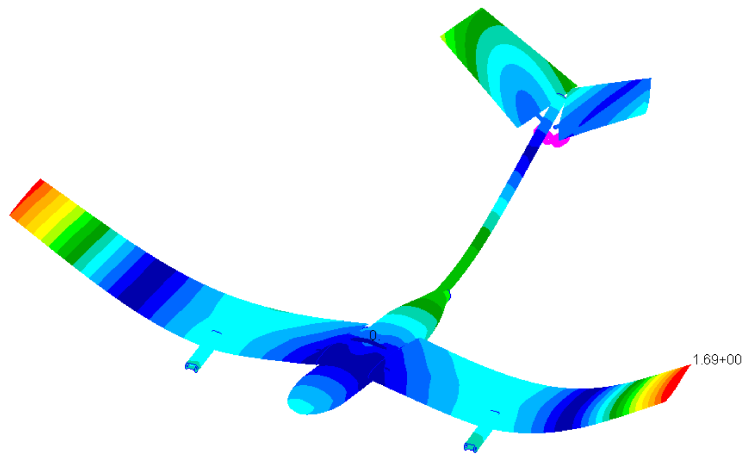


Figura 3.26: Modo 13 $f = 67.04$ Hz.

3.5 Analisi statica

Questa analisi vede la simulazione di un test prova per determinare la resistenza della struttura quando i motori, posizionati in configurazione Quad, sono spinti alla massima potenza. Sulla base dei dati forniti da costruttore, i motori sono in grado di erogare 700 W di potenza per l'A30-10XL e 500 W di potenza per l'A30-12L. Dalla teoria del disco attuatore, è stata calcolata la spinta massima dei due motori, che si attesta rispettivamente a 35N e 28N. Questi due valori sono stati applicati ai nodi in cui sono state posizionate le masse rappresentative in configurazione Quad (figura 3.9), mentre è stato posto un vincolo di incastro su un nodo della struttura che è coincidente con il centro di massa. A seguire le immagini con i risultati ottenuti.

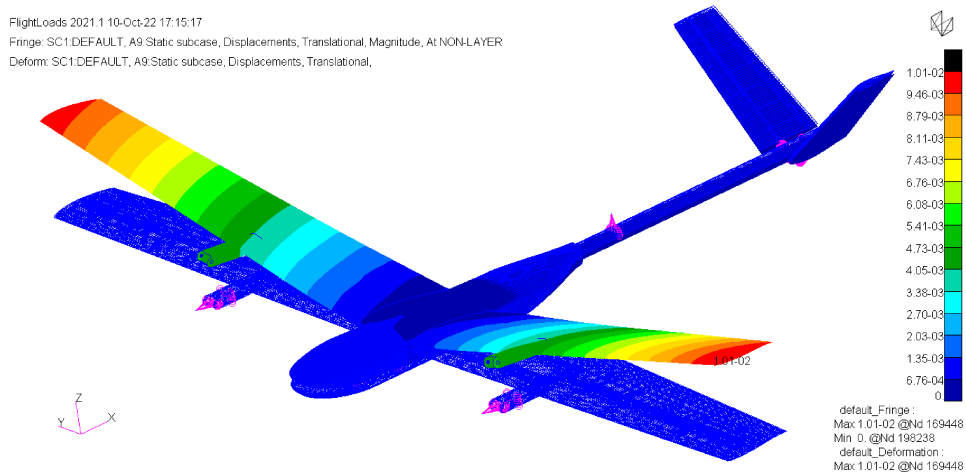


Figura 3.27: Deformazioni SOL101.

Lo spostamento massimo avviene in modo simmetrico alle tip alari come ci si aspettava, con un valore di 10,1 mm. Dalla figura 3.27 si può notare come il momento generato dal motore posteriore controbilancia in maniera ottimale il momento generato dai motori anteriori, con la struttura che si dimostra molto rigida longitudinalmente. In figura 3.29 segna il picco di Failure Index a 0.251 in prossimità dell'interfaccia ala-fusoliera, lontano quindi dalla soglia critica. Si ottiene un andamento simile anche per il Strength Ratio, che raggiunge il valore minimo di 4.49.

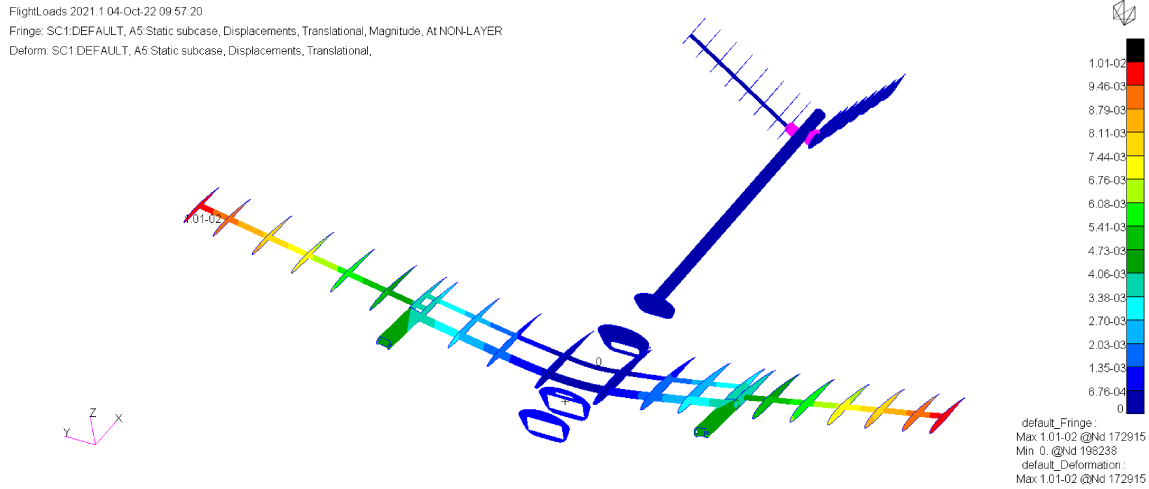


Figura 3.28: Dettaglio deformazioni struttura interna.

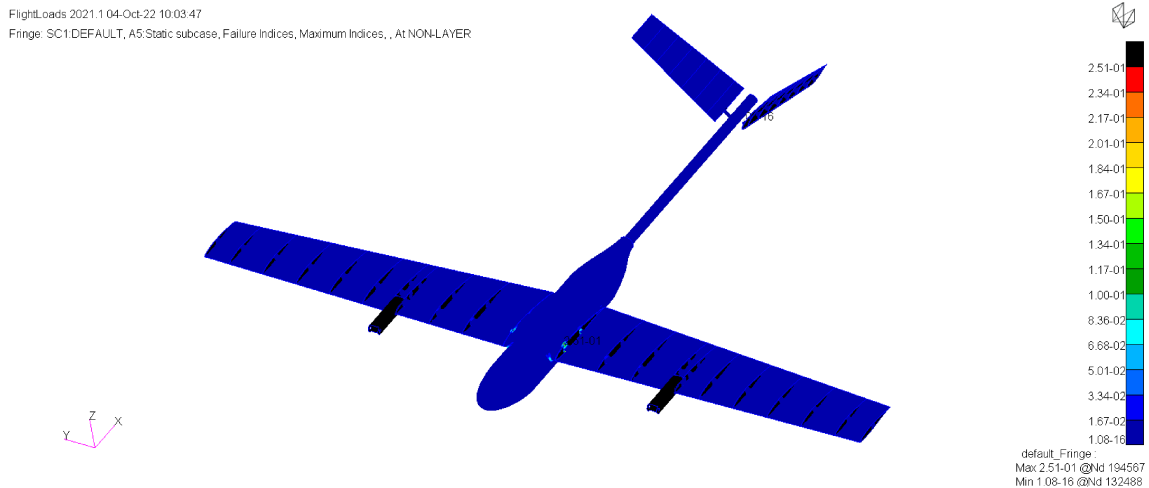


Figura 3.29: Failure Index dell'intero velivolo, le zone più critiche sono nell'interfaccia ala-fusoliera.

Per le tensioni delle singole lamine, in generale gli stress maggiori sono distribuiti lungo la parte inferiore del longherone principale dell'ala. Ciononostante la struttura è lontana dalla soglia critica. Nei dati riportati è stata omessa la coda poiché posizionata dopo il punto di applicazione del carico, e quindi presenta tensioni numericamente trascurabili. I picchi massimi sono distribuiti intorno alla radice dei due longheroni, con la parte inferiore che va in trazione. Nelle tabelle successive

sono riportate in dettaglio le tensioni massime per ogni layer dei laminati.

Layer	Tensione max [MPa]
	Intradosso
1	26.6
2	16.5
	Estradosso
1	12.3
2	10.1

Tabella 3.9: Tensioni massime nei layer dell'ala, localizzate a ridosso dell'interfaccia ala-fusoliera.

Layer	Tensione max [MPa]
1	22.9
2	18.7
3	33.3
4	29

Tabella 3.10: Tensioni massime nei layer della fusoliera, localizzate nell'intorno dell'interfaccia ala fusoliera, con picchi nella zona di inserimento del longherone principale.

Layer	Tensione max [MPa]
1	50.8
2	31.4
3	54
4	35.9
5	72.3

Tabella 3.11: Tensioni massime nei layer dei longheroni alari.

Layer	Tensione max [MPa]
1	13.7
2	13.9
3	6.66
4	13
5	9.2

Tabella 3.12: Tensioni massime nei layer del tubolare principale.

Layer	Tensione max [MPa]
1	5.76
2	6.59
3	1.84
4	6.58
5	5.00

Tabella 3.13: Tensioni massime nei layer delle centine motore.

Layer	Tensione max [MPa]
1	17.7
2	14.6
3	3.69
4	9.4
5	9.16

Tabella 3.14: Tensioni massime nei layer della centina posteriore.

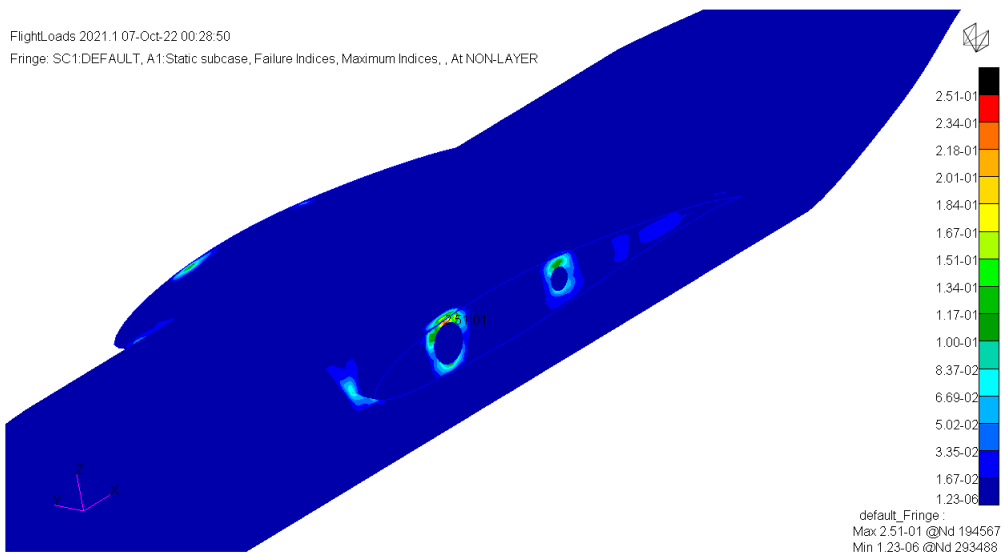


Figura 3.30: Failure Index della fusoliera.

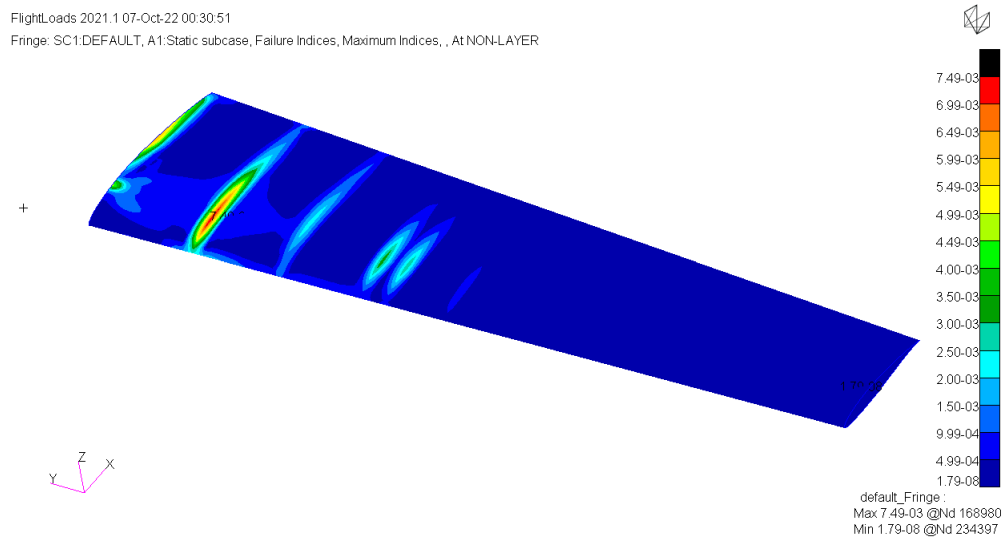


Figura 3.31: Failure Index del rivestimento alare.

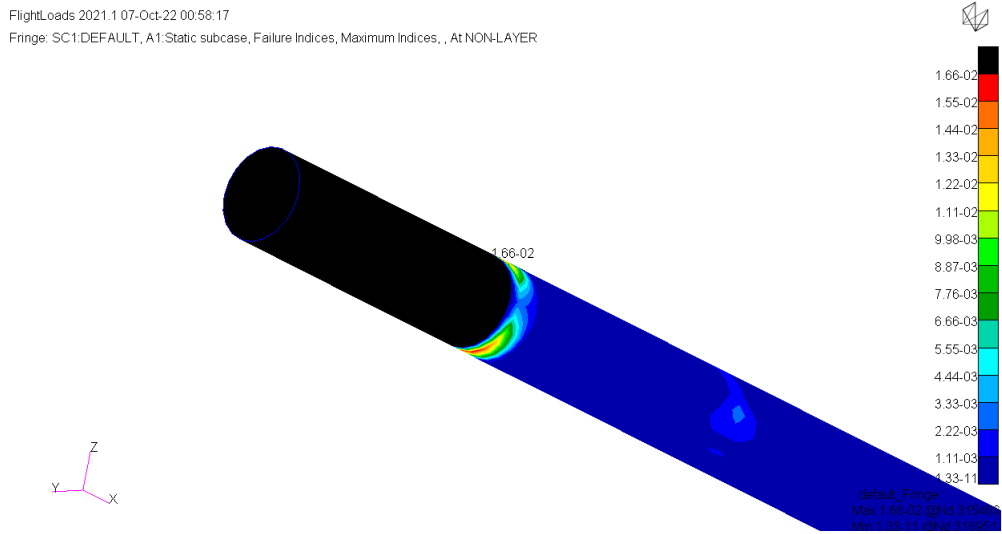


Figura 3.32: Failure Index del tubolare principale.

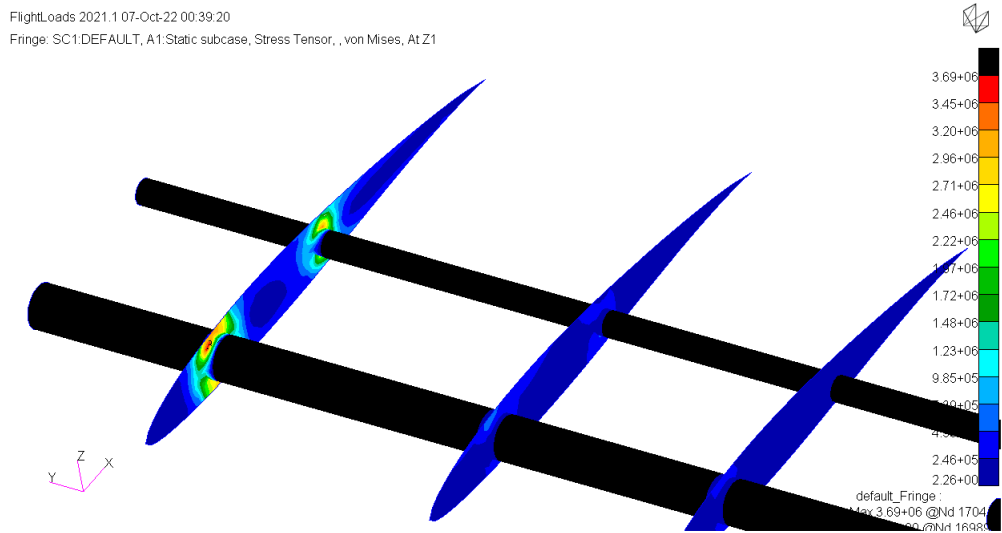


Figura 3.33: Distribuzione tensioni delle centine alari secondo Von Mises. La centina di radice dell'ala è la più sollecitata.

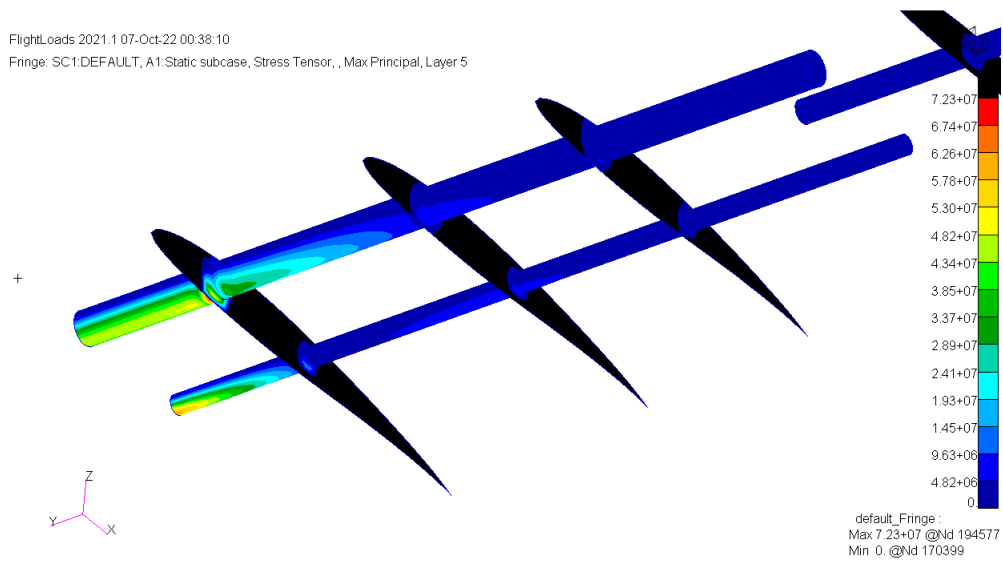


Figura 3.34: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5 dei longheroni alari.

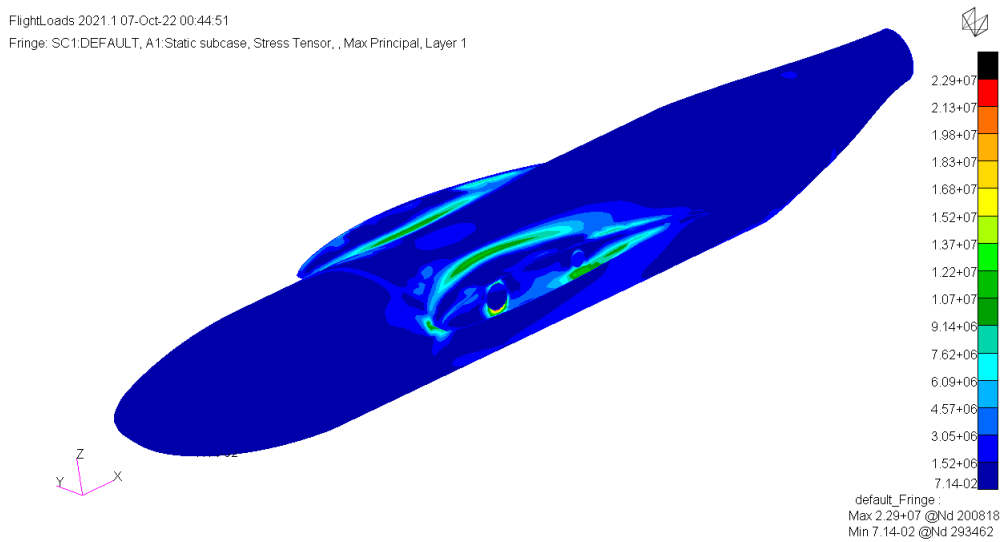


Figura 3.35: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della fusoliera.

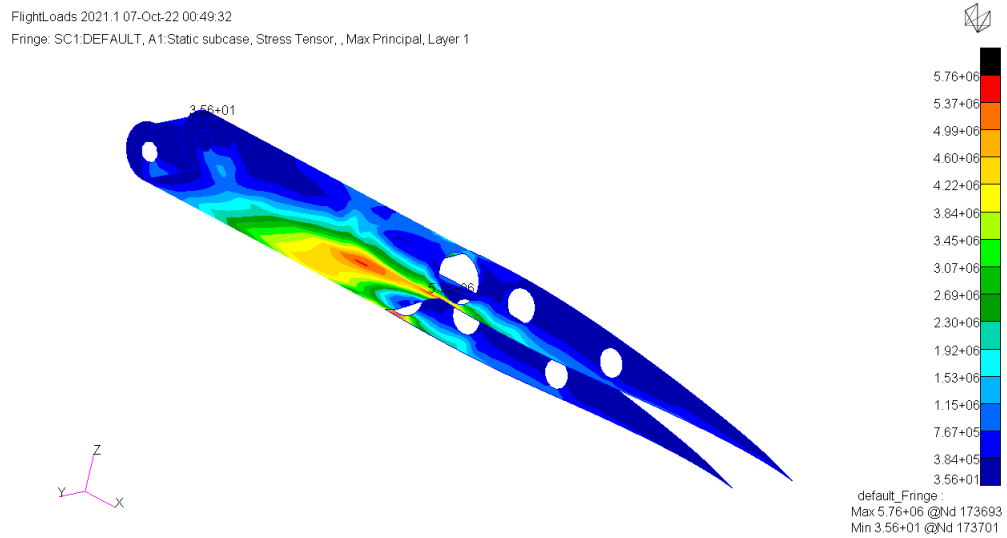


Figura 3.36: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nelle centine supporto motore.

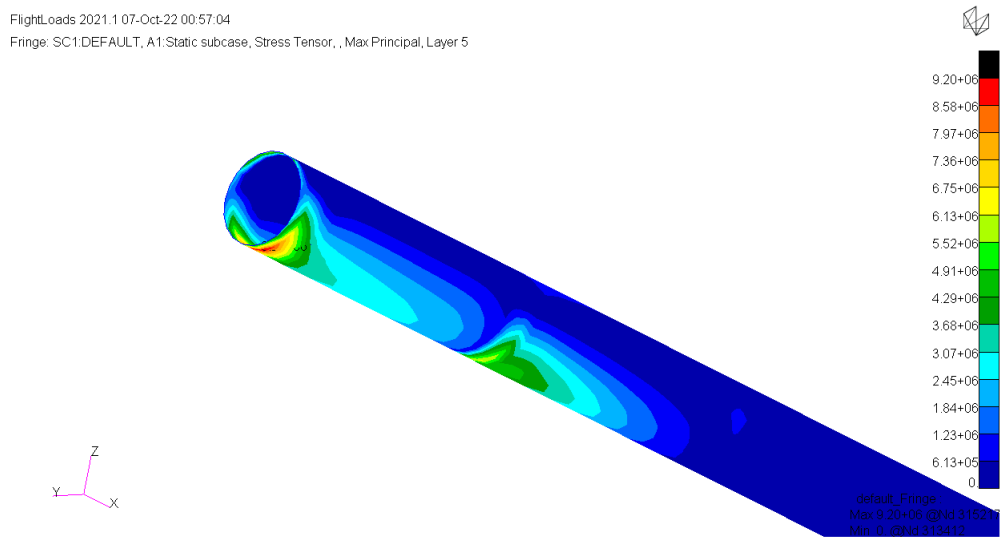


Figura 3.37: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5. Si possono notare le distribuzioni differenti nell punto di contatto con il supporto tubolare.

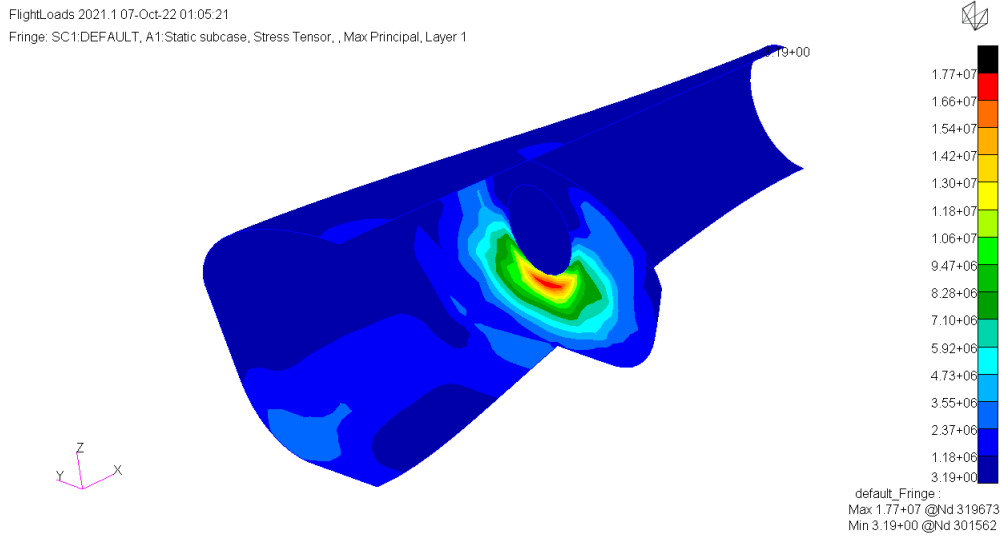


Figura 3.38: Distribuzione tensioni massime principali al Layer 1 della centina posteriore.

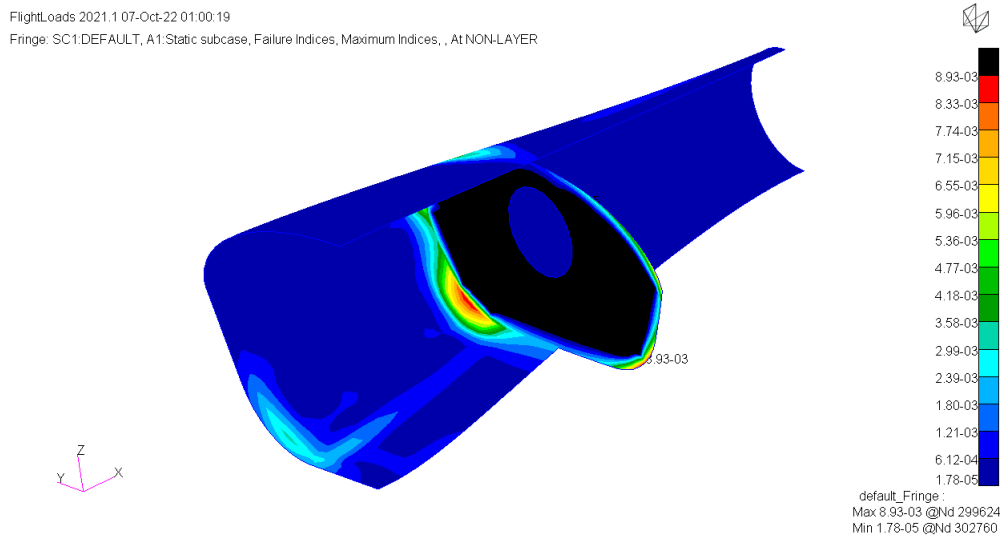


Figura 3.39: Failure Index della centina posteriore.

FlightLoads 2021.1 05-Oct-22 13:04:36
Fringe: SC1:DEFAULT, A5:Static subcase, Stress Tensor, , von Mises, Layer 6

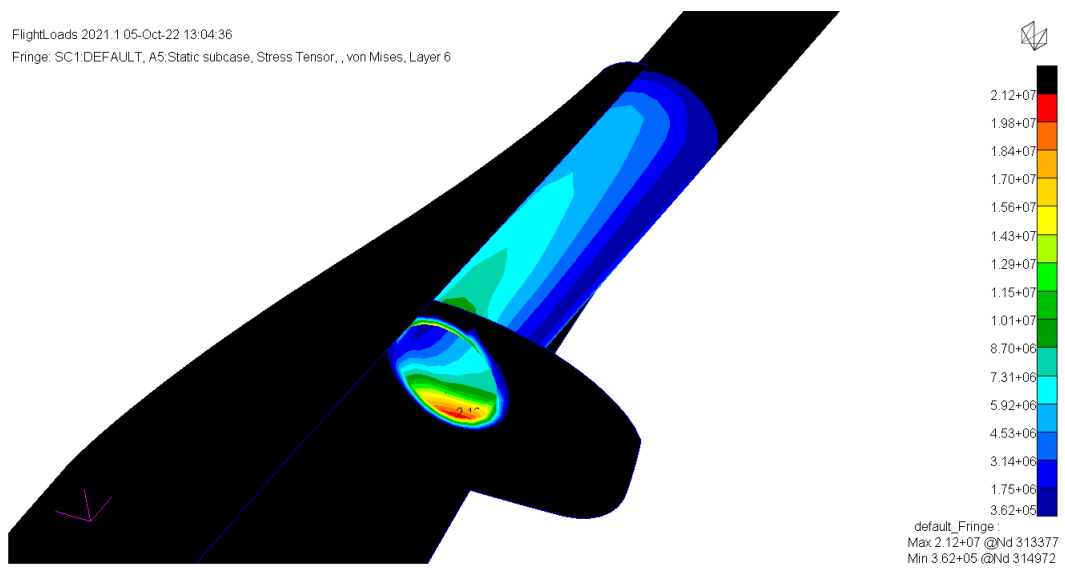


Figura 3.40: Distribuzione tensioni del supporto tubolare secondo Von Mises.

3.6 Analisi aeroelastica stazionaria

Il velivolo è stato analizzato per differenti condizioni di volo, che vanno a coprire i punti critici dell'involucro di volo. In particolare si è verificata la struttura nel caso di volo in crociera livellato a velocità limite V_D e nel caso in cui sia applicato il fattore di carico limite n_{lim} sempre alla stessa velocità, ed è stata effettuata nuovamente l'analisi applicando il fattore di sicurezza previsto dalla normativa per indagare le condizioni di carico ultimo. Per iniziare si calcolano il numero di Mach M e la Pressione dinamica q secondo le formule:

$$M = \frac{V}{a} \quad \text{con} \quad a = \sqrt{\gamma R^* T}$$
$$q = \frac{1}{2} \rho V^2$$

avendo utilizzato come parametri $\rho = 1.167 \text{ kg/m}^3$ (500 m), $\gamma = 1.4$, $R^* = 287 \frac{\text{J}}{\text{kgK}}$, $T = 285 \text{ K}$. L'angolo d'attacco α impostato è di 0.0349 radianti. Di seguito una tabella con le condizioni di mach e pressione dinamica calcolate per i regimi previsti:

Velocità V	Mach M	Pressione dinamica q	Fattore di carico n
V_D	0.131	1158	1
V_{ult}	0.1975	2606	1
V_D	0.131	1158	3.8

Si andranno ad esporre i dati ottenuti per ogni combinazione di regime di velocità e di carico. Per le tensioni nei layer si è scelto di rappresentare i Max Principali, mentre per i materiali isotropi si è scelto di rappresentare le tensioni secondo Von Mises.

3.6.1 Risultati per V_D e $n = 1$

Questa condizione è detta *Maximum Structural Cruise Speed* [16], superata la quale si entra nel *Caution range*. In questa condizione il velivolo presenta uno spostamento massimo al tip alare di 14,1 mm e di 2-3 mm nelle superfici di coda. Le tensioni in gioco si concentrano sui longheroni alari e sull'interfaccia ala-fusoliera, con un valore massimo di 89.5 MPa. Le centine collocate all'interno del velivolo non superano i 6 Mpa di tensione, il tubolare principale e il suo supporto che lo collega alla fusoliera sperimentano 10 Mpa. Il Failure Index massimo è 0.311 registrato all'interfaccia ala-fusoliera nella connessione del longherone alare. D'altra parte lo Strength Ratio minimo è di 3.68.

Layer	Tensione max [MPa]
	Intradosso
1	36.3
2	22.8
	Estradosso
1	9.5
2	8.1

Tabella 3.15: Tensioni massime nei layer dell'ala.

Layer	Tensione max [MPa]
	Intradosso
1	3.76
2	1.37
	Estradosso
1	1.74
2	1.6

Tabella 3.16: Tensioni massime nei layer della coda.

Layer	Tensione max [MPa]
1	62.1
2	33.6
3	57.8
4	38.2
5	89.5

Tabella 3.17: Tensioni massime nei layer dei longheroni alari.

Layer	Tensione max [MPa]
1	4.15
2	5.89
3	4.04
4	6.72
5	4.58

Tabella 3.18: Tensioni massime nei layer del tubolare principale.

Layer	Tensione max [MPa]
1	3.62
2	2.42
3	2.51
4	2.23
5	3.33

Tabella 3.19: Tensioni massime nei layer delle centine motore.

Layer	Tensione max [MPa]
1	7.45
2	6.16
3	1.57
4	4.03
5	3.88

Tabella 3.20: Tensioni massime nei layer della centina posteriore.

Componente	Tens. max [MPa]
Centine ala	5.8
Centine coda	1.36
Centine fus.	0.87
Long. coda	5.49

Tabella 3.21: Tensioni massime nei gli altri componenti del velivolo.

Layer	Tensione max [MPa]
1	27.8
2	21.9
3	39.3
4	36

Tabella 3.22: Tensioni massime nei layer della fusoliera.

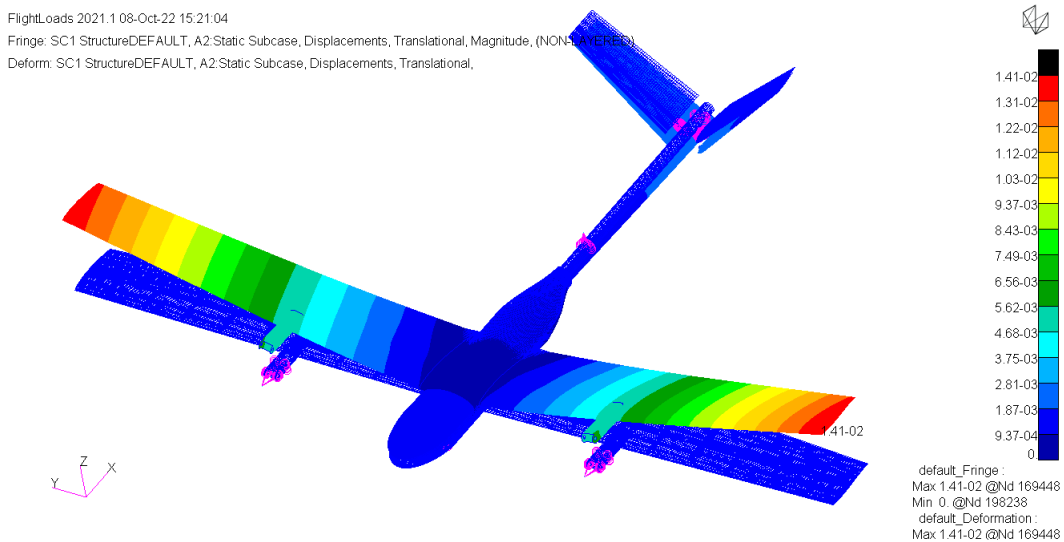


Figura 3.41: Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo.

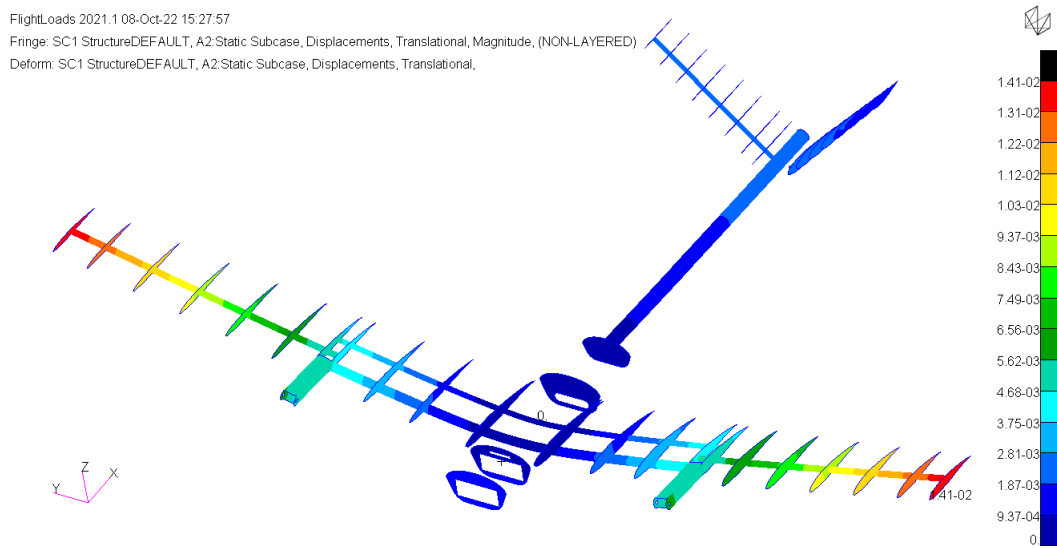


Figura 3.42: Distribuzione delle deformazioni della struttura interna dell'intero velivolo.

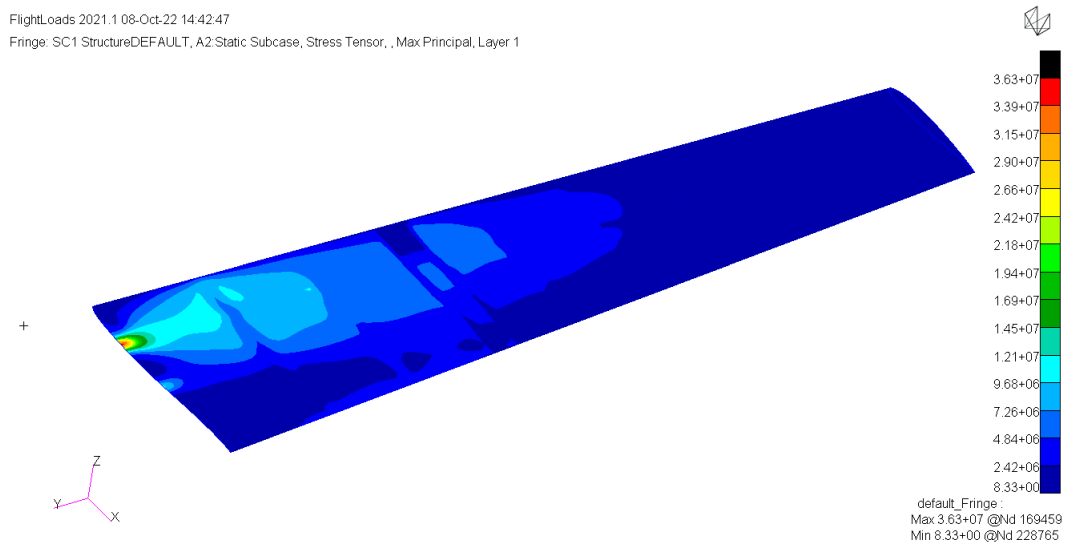


Figura 3.43: Distribuzione delle tensioni massime principali del Layer 1 dell'ala.

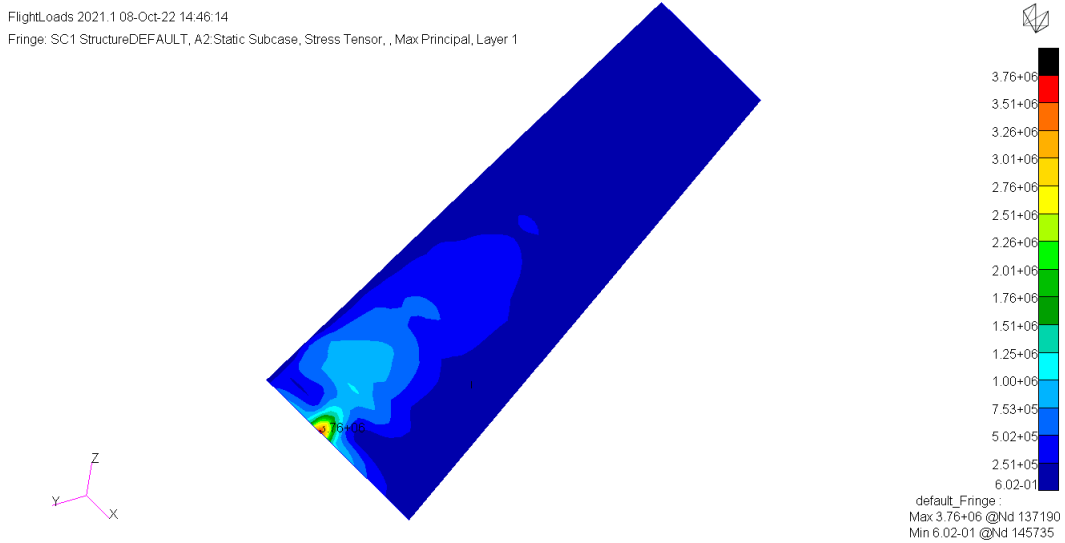


Figura 3.44: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della coda.

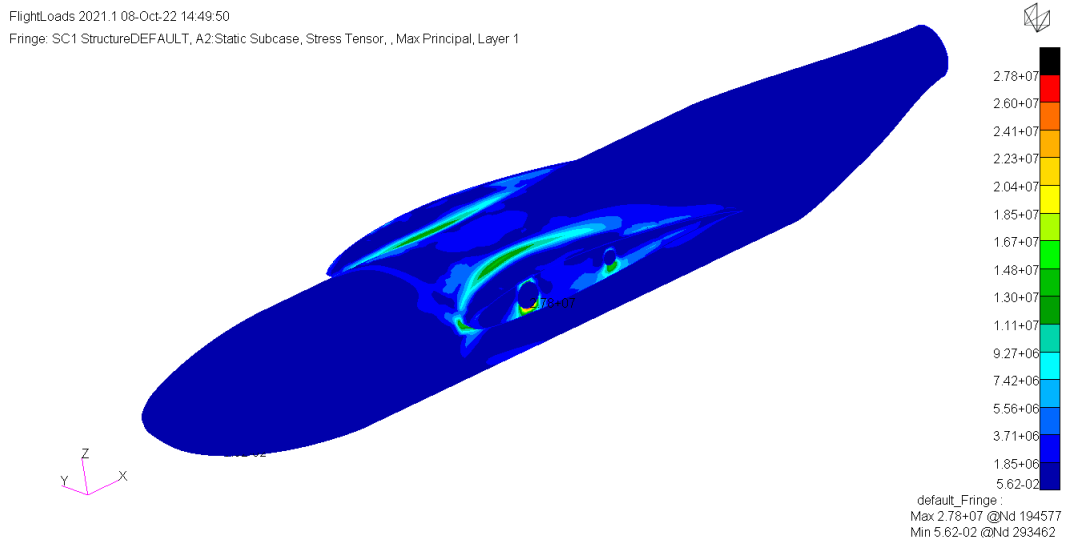


Figura 3.45: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 della fusoliera.

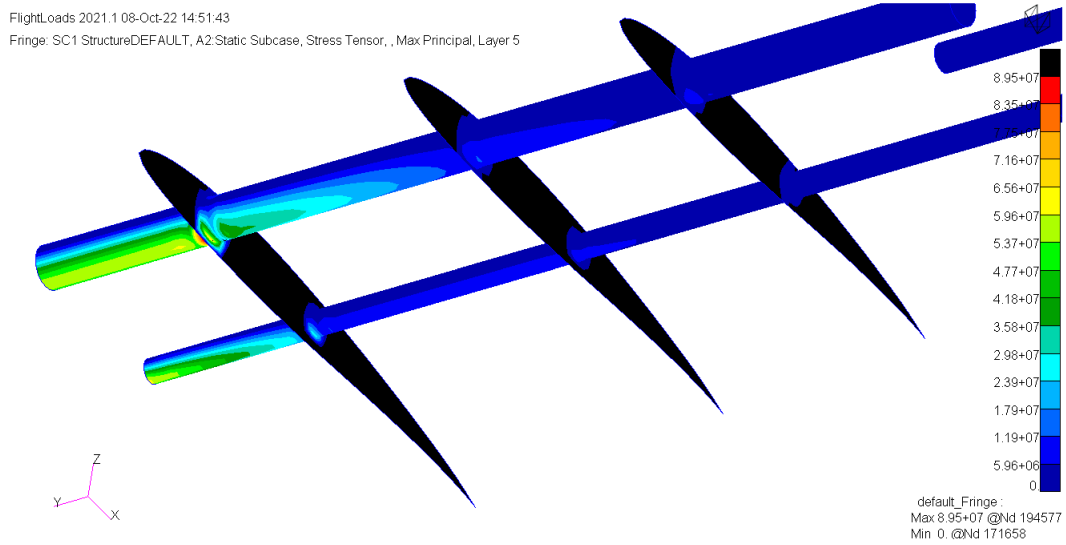


Figura 3.46: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 5 nei longheroni alari.

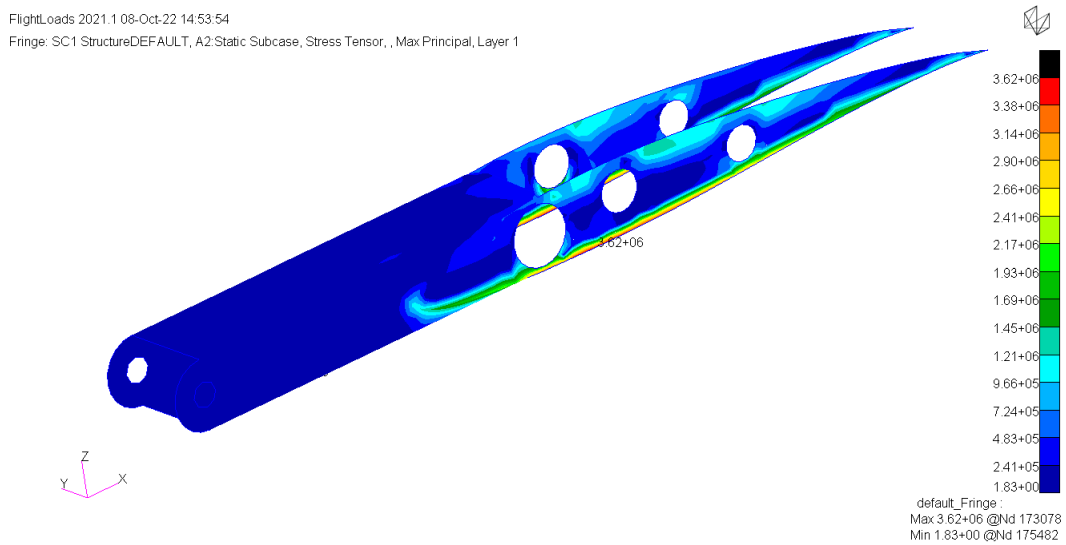


Figura 3.47: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nelle centine supporto motore.

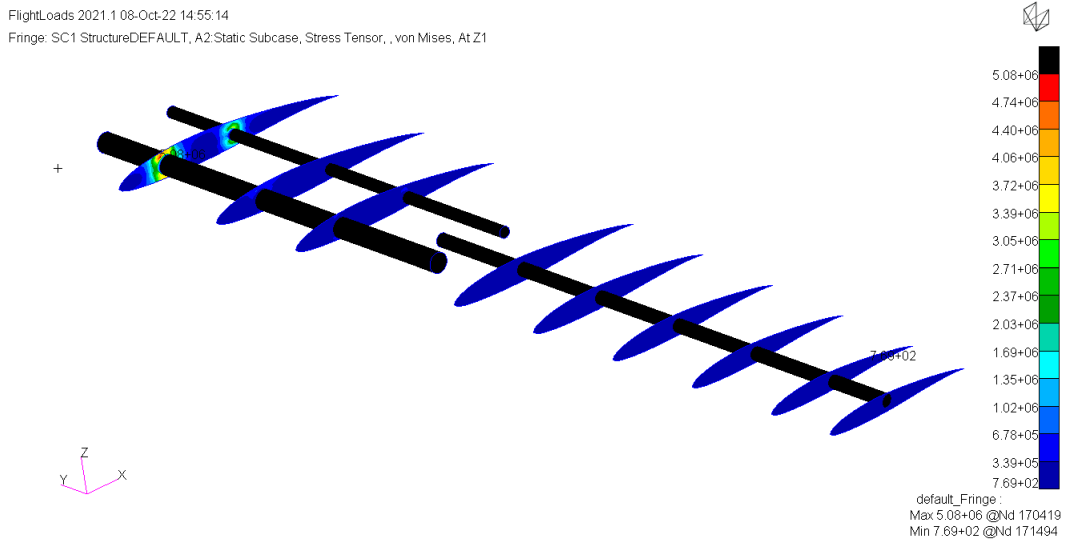


Figura 3.48: Distribuzione tensioni secondo Von Mises delle centine alari.

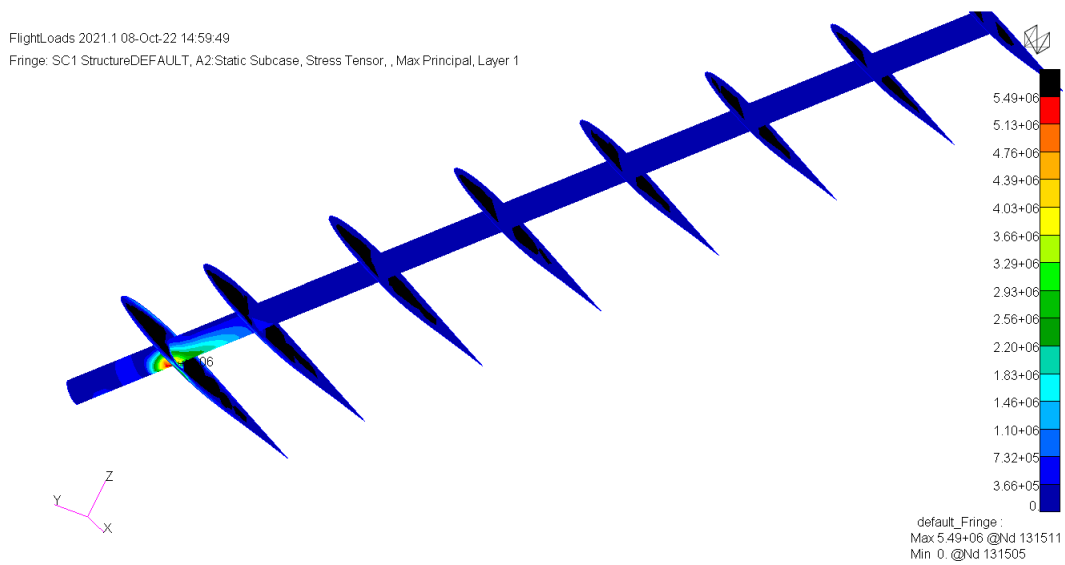


Figura 3.49: Distribuzione tensioni massime principali del Layer 1 nel longherone di coda.

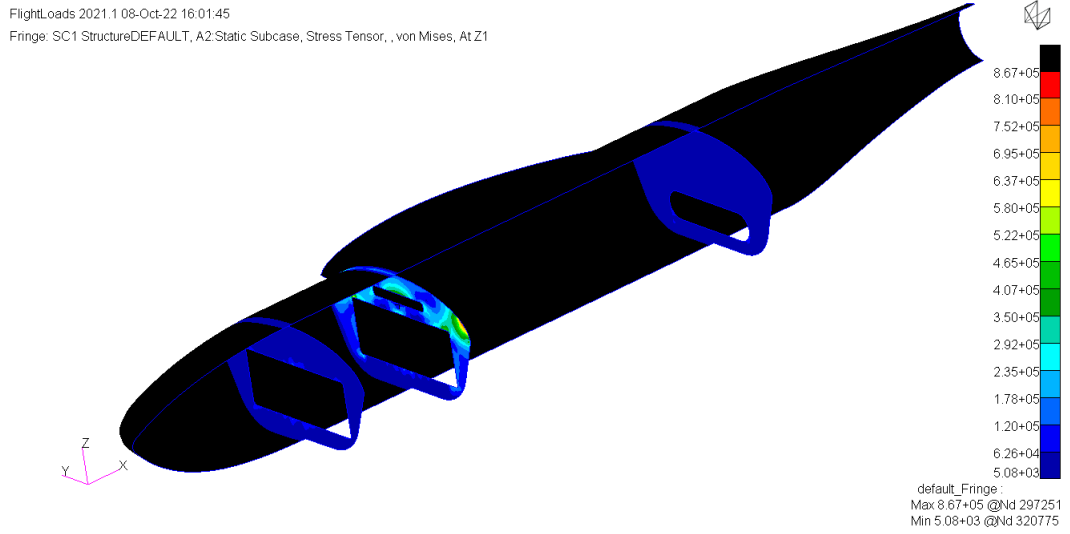


Figura 3.50: Distribuzione tensioni secondo Von Mises delle centine fusoliera.

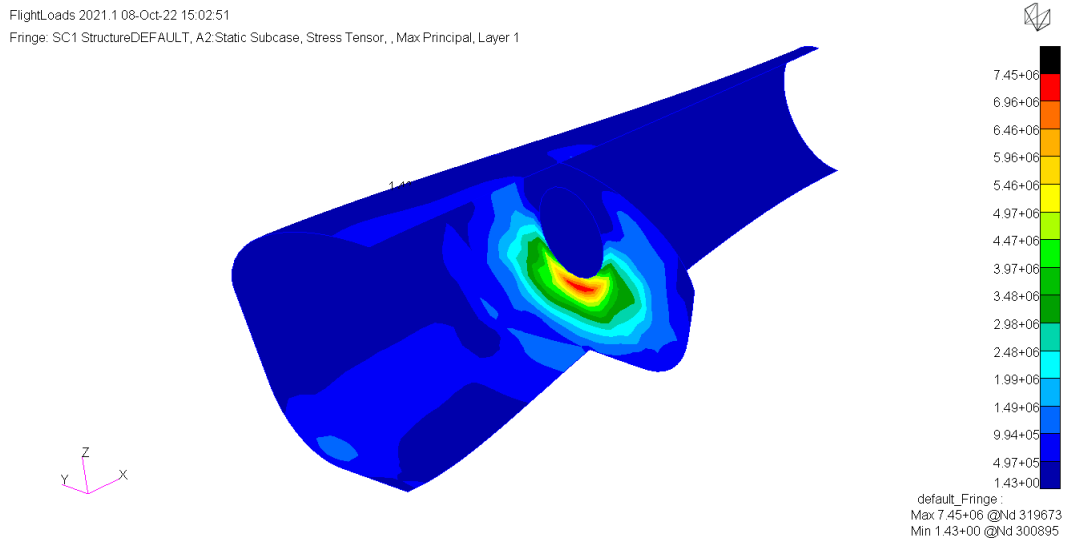


Figura 3.51: Distribuzione tensioni massime principali al Layer 1 della centina posteriore.

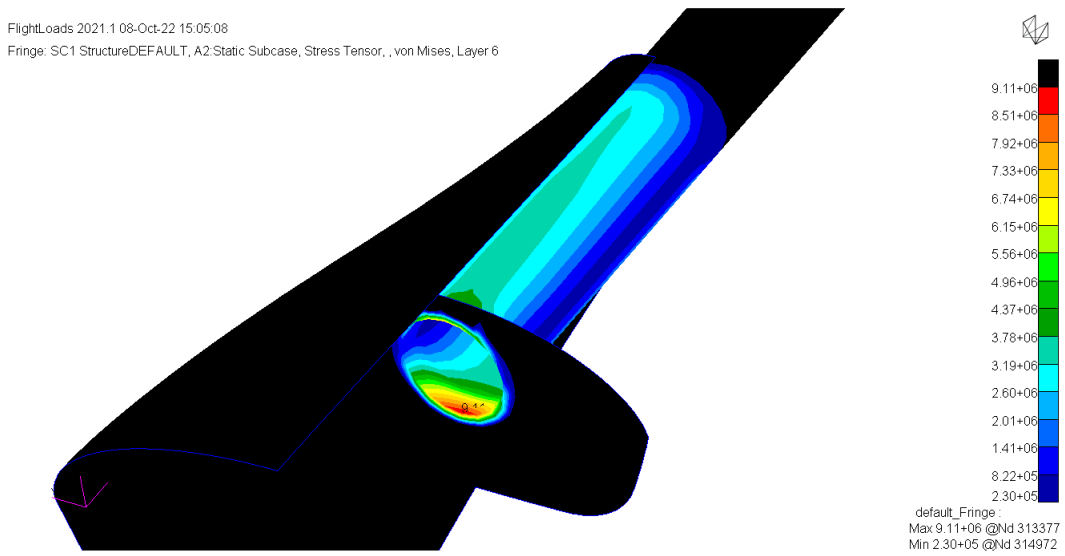


Figura 3.52: Distribuzione tensioni del supporto tubolare secondo Von Mises.

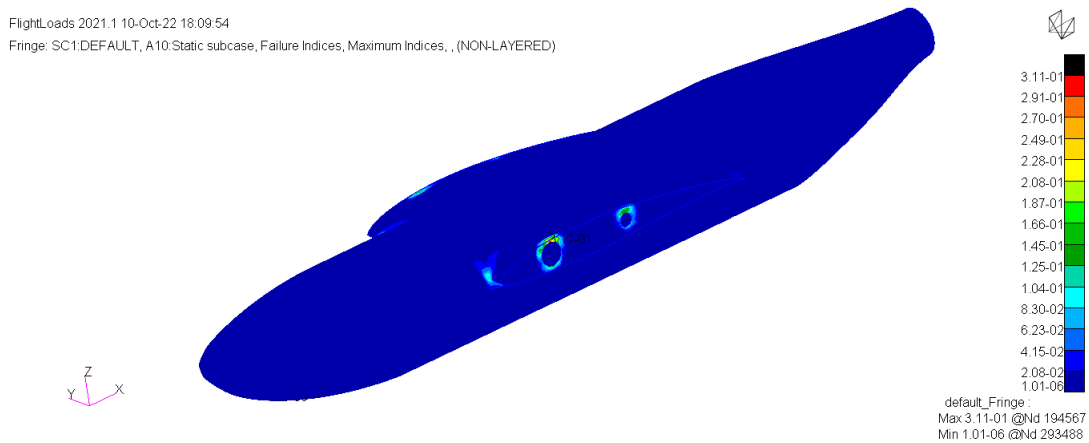


Figura 3.53: Dettaglio del Failure Index all'interfaccia ala-fusoliera.

3.6.2 Risultati per V_{lim} e $n = 1$

Questa condizione è detta *Never Exceed Speed* [16], superata la quale avviene la *Structure Failure*. In questa condizione il velivolo presenta uno spostamento massimo al tip alare di 40,3 mm e di 9 mm nelle superfici di coda. Le tensioni in gioco si concentrano sui longheroni alari e sull'interfaccia ala-fusoliera, con un valore massimo di 255 MPa. Il Failure Index massimo è 0.948 registrato all'interfaccia ala-fusoliera nella connessione del longherone alare, e lo Strength Ratio minimo è di 1.28. Questi valori di FI e SR sono un chiaro indice che la soglia limite del materiale è stata quasi raggiunta. Le distribuzioni delle tensioni sono analoghe a quanto mostrato nel caso precedente, quindi si riportano solo le deformate visibili in figura 3.55 ?? e le tabelle con i valori di tensione massima per ogni sezione della struttura.

Layer	Tensione max [MPa]
	Intradosso
1	103
2	65.2
	Estradosso
1	26.8
2	23

Tabella 3.23: Tensioni massime nei layer dell'ala.

Layer	Tensione max [MPa]
	Intradosso
1	9.75
2	3.56
	Estradosso
1	4.52
2	4.13

Tabella 3.24: Tensioni massime nei layer della coda.

Layer	Tensione max [MPa]
1	177
2	98.9
3	165
4	112
5	255

Tabella 3.25: Tensioni massime nei layer dei longheroni alari.

Layer	Tensione max [MPa]
1	
2	
3	
4	
5	

Tabella 3.26: Tensioni massime nei layer del tubolare principale.

Layer	Tensione max [MPa]
1	10.3
2	6.9
3	7.15
4	6.34
5	9.48

Tabella 3.27: Tensioni massime nei layer delle centine motore.

Layer	Tensione max [MPa]
1	19.4
2	16
3	4.1
4	10.5
5	10.1

Tabella 3.28: Tensioni massime nei layer della centina posteriore.

Componente	Tens. max [MPa]
Centine ala	14.5
Centine coda	3.53
Centine fus.	2.47
Long. coda	14.3

Tabella 3.29: Tensioni massime nei gli altri componenti del velivolo.

Layer	Tensione max [MPa]
1	79.3
2	62.4
3	112
4	103

Tabella 3.30: Tensioni massime nei layer della fusoliera.

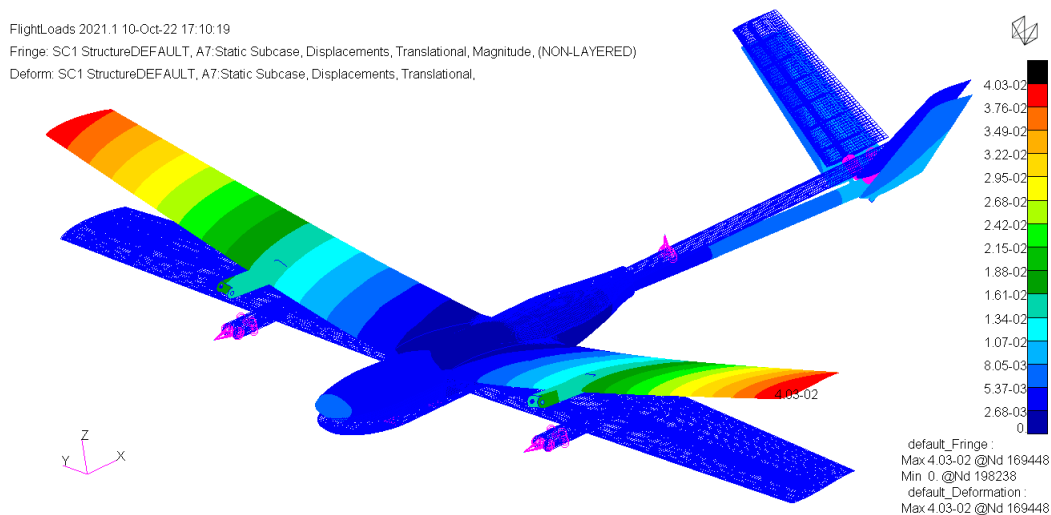


Figura 3.54: Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo (caso 2).

3.6.3 Risultati per V_D e $n = 3.8$

L'analisi a questa velocità ha mostrato spostamenti importanti, con un massimo al tip alare di circa 100mm. Con questo valore è difficile stabilire se la simulazione sia valida, e si rimanda ad un'analisi futura di tipo non-lineare SOL200 per grandi spostamenti.

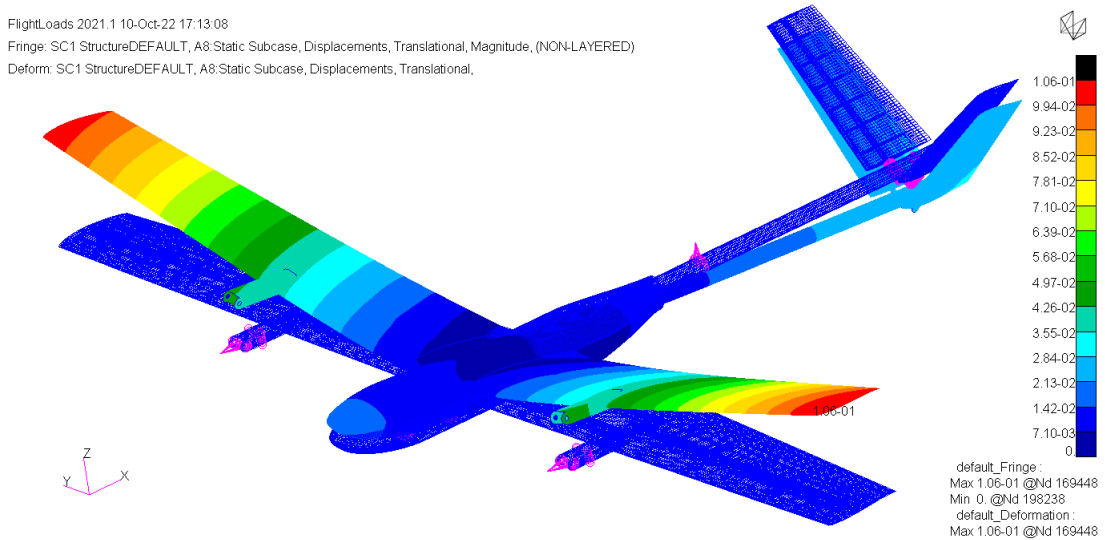


Figura 3.55: Distribuzione delle deformazioni dell'intero velivolo (caso 3).

3.7 Analisi aeroelastica di divergenza

Nella SOL 144, attraverso opportuni comandi da inserire nel file .bdf, è possibile chiedere a nastran di trovare la pressione dinamica di divergenza. In particolare, bisogna inserire nella Case Control Data Section (CCDS) il comando DIVERG e il comando CMETHOD; quest'ultimo chiama in causa l'estrazione degli autovalori complessi. Successivamente si inseriscono nella Bulk Data Section (BDS) i comandi DIVERG e EIGC per specificare, nel primo caso, quante pressioni dinamiche estrarre ed a quali numeri di Mach calcolarli, e nel secondo caso quanti autovalori complessi calcolare, con quale metodo di estrapolazione e con quale normalizzazione degli autovalori (figura 3.56).

```

CMETHOD = 1
DIVERG = 2
$ Direct Text Input for this Subcase
BEGIN BULK
$ Direct Text Input for Bulk Data
PARAM   POST    0
PARAM   WTMASS  1.
PARAM   SNORM   20.
PARAM   PRTMAXIM YES
DIVERG  2      1      .131
EIGC    1      CLAN   MAX

```

Figura 3.56: Comandi inseriti all'interno del file .bdf per richiedere il calcolo della divergenza.

Nei casi presi in esame si è chiesto di estrarre 5 autovalori con il metodo Complex Lanczos (CLAN). Come output il file .f06, oltre alla classica analisi a regime stazionario, mostra nella parte finale dello stesso i vari autovalori estratti e poi le relative pressioni dinamiche. Da notare che le successive pressioni dinamiche sono a valori più alti rispetto alla prima, pertanto non hanno significato operativo, quindi di prassi viene chiesta solo una pressione dinamica. Le figure 3.57 3.58 mostrano i risultati ottenuti.

COMPLEX EIGENVALUE SUMMARY						
ROOT NO.	EXTRACTION ORDER	EIGENVALUE		FREQUENCY (CYCLES)	DAMPING COEFFICIENT	
		(REAL)	(IMAG)			
1	1	0.0	8.407452E+01	1.338088E+01	0.0	
2	2	0.0	5.55471E+02	8.841806E+01	0.0	
3	3	-2.940077E+02	5.769505E+02	9.182452E+01	1.019178E+00	
4	4	2.940077E+02	5.769505E+02	9.182452E+01	-1.019178E+00	
5	5	0.0	9.457054E+02	1.505137E+02	0.0	

Figura 3.57: Estrazione dei 5 autovalori.

DIVERGENCE SUMMARY			
MACH NUMBER = 0.131000 METHOD = COMPLEX LANCZOS			
ROOT NO.	DIVERGENCE DYNAMIC PRESSURE	EIGENVALUE	
		REAL	IMAGINARY
1	7.068526E+03	0.000000E+00	8.407452E+01

Figura 3.58: Divergence Summary.

3.8 Analisi aeroelastica di flutter

L'analisi SOL 145, il cui scopo è trovare le velocità e frequenze di flutter, viene eseguita quando in Patran, nella sezione Analysis, si seleziona la voce Flutter. All'interno si trovano principalmente due finestre necessarie a studiare il caso, la Mach-Frequency Pair e la Flutter Parameters.

La Mach-Frequency Pair viene generata quando si va a definire l'Unsteady Aerodynamics, in cui si inseriscono il Mach di volo, le velocità (massime e minime), le frequenze proprie del sistema (massime e minime calcolate con la SOL 103), ed il numero di suddivisioni (in questo caso pari a 10). Il software costruisce le accoppiate Numero Mach M - Frequenza ridotta k con la suddivisione richiesta, che vengono impiegate dal solutore per assemblare la matrice aerodinamica.

Nella finestra Flutter Parameters si vanno a impostare 4 parametri:

- L'algoritmo solutore utilizzato;
- Il Mach di volo;
- Il range di rapporto densità, ossia quali quote analizzare;
- Il range di velocità da scansionare per la ricerca del flutter.

Il solutore utilizza tre principali algoritmi: metodo K, metodo KE, metodo PK. Il metodo K è stato il primo metodo ad essere sviluppato ed il KE ne è la sua evoluzione. Sebbene il metodo K sia più rapido in termini di tempo di calcolo, in questa tesi viene implementato il metodo PK, in quanto il metodo K risulta matematicamente mal formulato per la descrizione del comportamento subcritico e supercritico della condizione di flutter.

Il metodo PK è un approccio implementato nei calcolatore che consente di costruire i grafici partendo dalla velocità, ed è quindi possibile procedere all'analisi cominciando direttamente dal range di velocità V di interesse (nel metodo K la velocità è

un dato di output).

STEP ALGORITMO

- 1) Scelgo un range di V di interesse, sostanzialmente per ogni modo di vibrare ;
- 2) Valuto una frequenza f di tentativo, generalmente si parte con frequenze ottenute da un'analisi strutturale senza interazione con il fluido (SOL103) ;
- 3) Note V , f determino k ;
- 4) Con k determino la matrice di smorzamento aerodinamico \mathbf{B} e la matrice di rigidità aerodinamica \mathbf{C} ;
- 5) Calcolo le frequenze del sistema :

$$\begin{Bmatrix} \vec{q} \\ \vec{q} \end{Bmatrix} - \begin{bmatrix} 0 & \mathbf{I} \\ -\mathbf{A}^{-1} (\rho V^2 \mathbf{C} + \mathbf{E}) & -\mathbf{A}^{-1} (\rho V \mathbf{B} + \mathbf{D}) \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \vec{q} \\ \vec{q} \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \vec{0} \\ \vec{0} \end{Bmatrix}$$

- 6) La frequenza calcolata più vicina a quella ipotizzata sarà utilizzata per una nuova iterazione ;
- 7) A convergenza raggiunta si ottiene il rapporto di smorzamento per il moto considerato.

Il tutto si ripete per tutti i modi di vibrare di interesse e per tutte le velocità da considerare. Per l'implementazione finale viene richiesto di fornire il Mach di volo $M = 0.0735$, i rapporti di densità rispetto a quella di riferimento $\rho = 1.167$ (in questo caso un singolo rapporto posto = 1), e le velocità da indagare partendo da $V = 15m/s$, ossia partendo dalla V_S , fino a $V = 100m/s$ per avere margine sulla velocità ultima calcolata.

Nel file f06 si possono trovare come output della simulazione i FLUTTER SUMMARY per ogni modo di vibrare preso in esame. Vengono riassunti in questa tabella

```

$ Density Ratios
FLFACT 1      1.
$
$ Mach number sets
FLFACT 2      0.131
$
$ Velocity sets
FLFACT 3      15.    20.    25.    30.    35.    40.    45.
          50.    60.    70.    80.    90.    100.
FLUTTER 1     PK      1      2      3                .001

```

Figura 3.59: Card del file .bdf con i Flutter Parameters

i dati output quali frequenza, smorzamento strutturale e gli autovalori complessi, associati ai dati in input. Dalla tabella del modo uno si può affermare che il primo modo di vibrare non è interessato dal fenomeno di flutter, poichè lo smorzamento strutturale è negativo per tutte le velocità interrogate. Per visualizzare meglio il fenomeno, si riportano i grafici $V - g$ e $V - f$.

FLUTTER SUMMARY							
CONFIGURATION =	AEROSTDY	XY-SYMMETRY =	ASYMMETRIC	XZ-SYMMETRY =	ASYMMETRIC		
POINT =	1	MACH NUMBER =	0.131	DENSITY RATIO =	1.0000E+00	METHOD =	PK
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE	
0.1987	5.0317259E+00	1.5000000E+01	-1.1445286E-01	4.6288228E+00	-1.6643592E+00	2.9083751E+01	
0.1487	6.7245737E+00	2.0000000E+01	-1.5468610E-01	4.6180806E+00	-2.2442057E+00	2.9016256E+01	
0.1186	8.4336518E+00	2.5000000E+01	-1.9616315E-01	4.6027841E+00	-2.8365335E+00	2.8920146E+01	
0.0984	1.0166697E+01	3.0000000E+01	-2.3940033E-01	4.5818161E+00	-3.4459761E+00	2.8788399E+01	
0.0838	1.1934245E+01	3.5000000E+01	-2.8498610E-01	4.5537518E+00	-4.0770206E+00	2.8612066E+01	
0.0727	1.3750639E+01	4.0000000E+01	-3.3363214E-01	4.5168263E+00	-4.7342495E+00	2.8380056E+01	
0.0640	1.5635426E+01	4.5000000E+01	-3.8622663E-01	4.4688839E+00	-5.4223952E+00	2.8078826E+01	
0.0568	1.7615417E+01	5.0000000E+01	-4.4390556E-01	4.4073075E+00	-6.1463008E+00	2.7691929E+01	
0.0454	2.2025459E+01	6.0000000E+01	-5.8100062E-01	4.2298264E+00	-7.7205638E+00	2.6576783E+01	
0.0363	2.7523508E+01	7.0000000E+01	-7.6508202E-01	3.9490308E+00	-9.4917959E+00	2.4812492E+01	
0.0282	3.5417523E+01	8.0000000E+01	-1.0420285E+00	3.5072608E+00	-1.1481471E+01	2.2036770E+01	
0.0200	5.0098030E+01	9.0000000E+01	-1.5616637E+00	2.7894471E+00	-1.3685337E+01	1.7526613E+01	
0.0088	1.1382131E+02	1.0000000E+02	-3.7484157E+00	1.3641831E+00	-1.6064614E+01	8.5714154E+00	

Figura 3.60: Flutter summary.

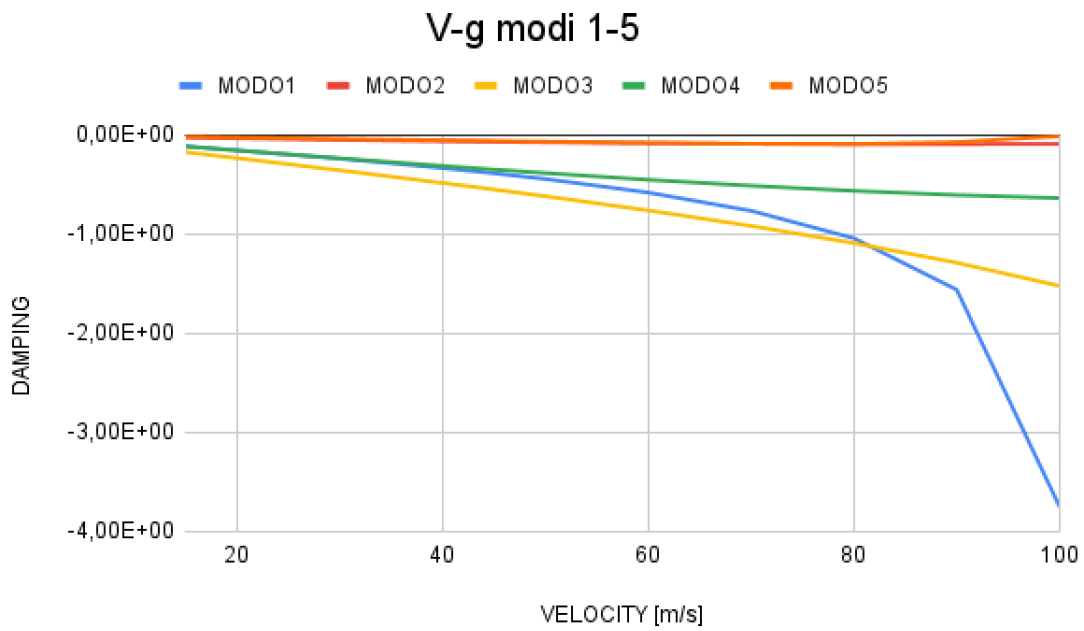


Figura 3.61: Diagramma $V - g$ modi 1-5.

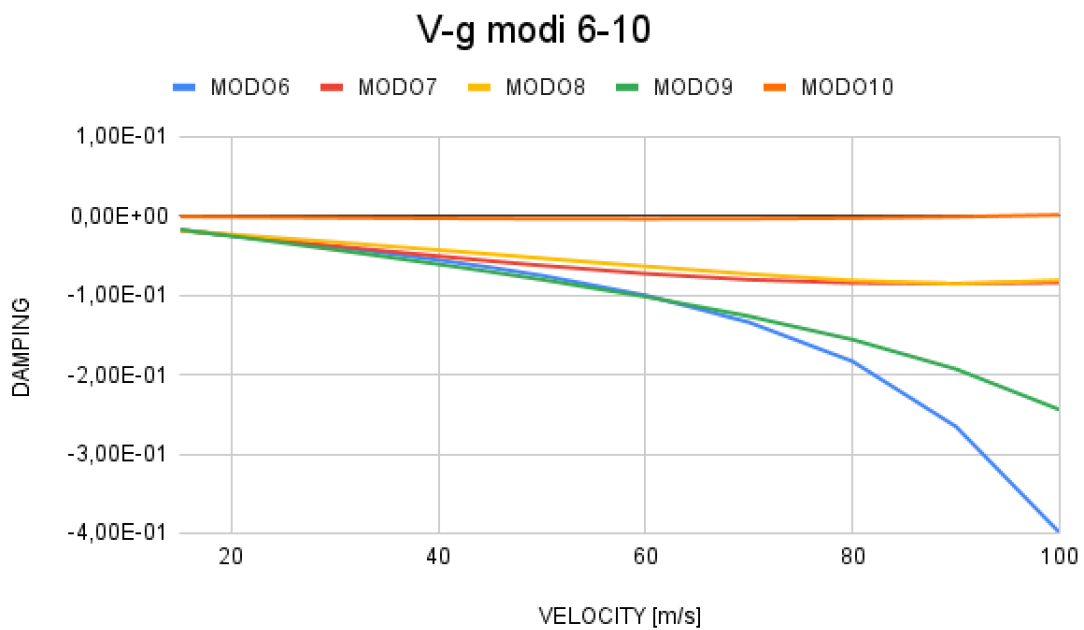


Figura 3.62: Diagramma $V - g$ modi 6-10.

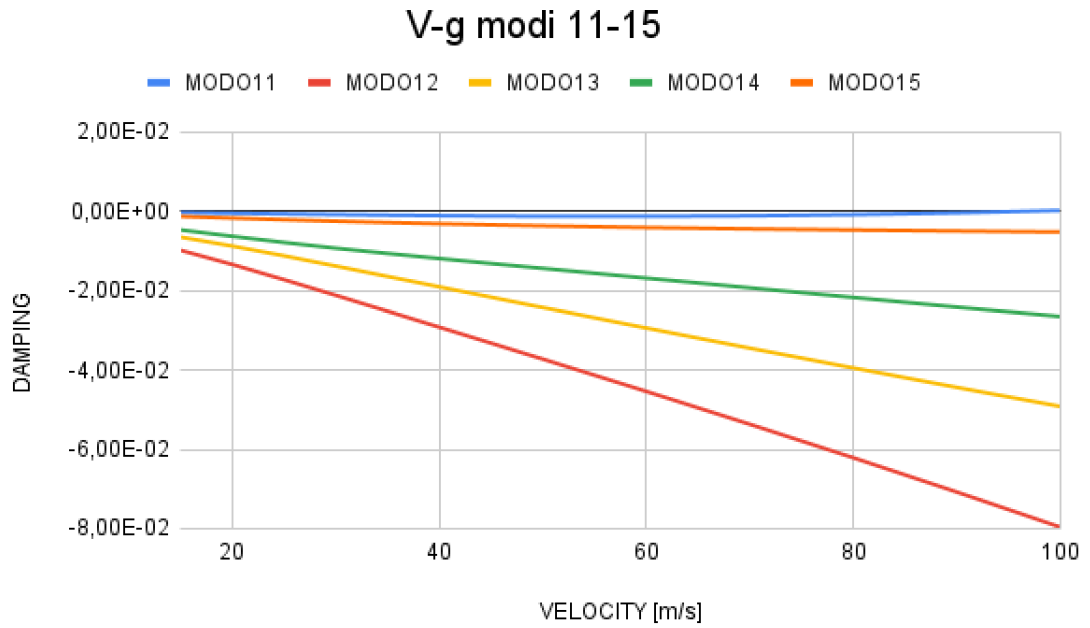


Figura 3.63: Diagramma $V - g$ modi 11-15.

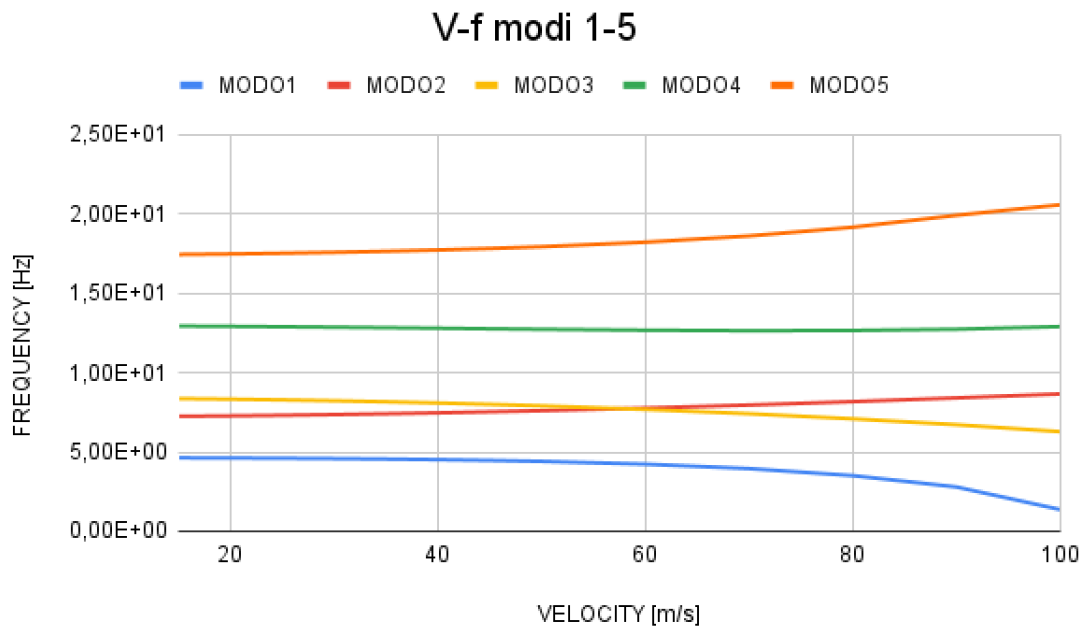


Figura 3.64: Diagramma $V - f$ modi 1-5.

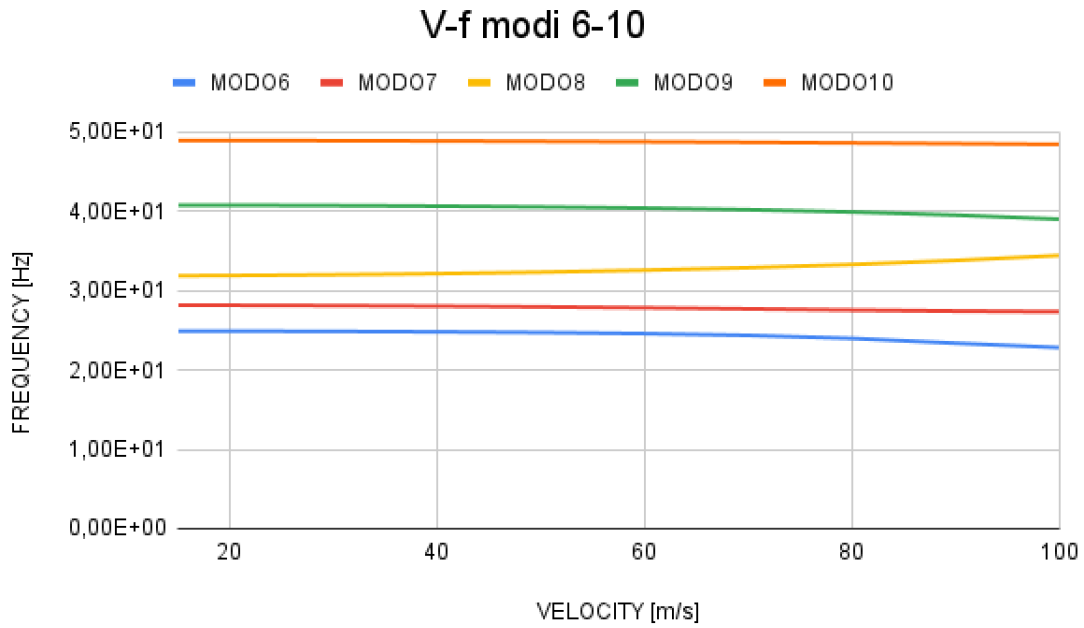


Figura 3.65: Diagramma $V - f$ modi 6-10.

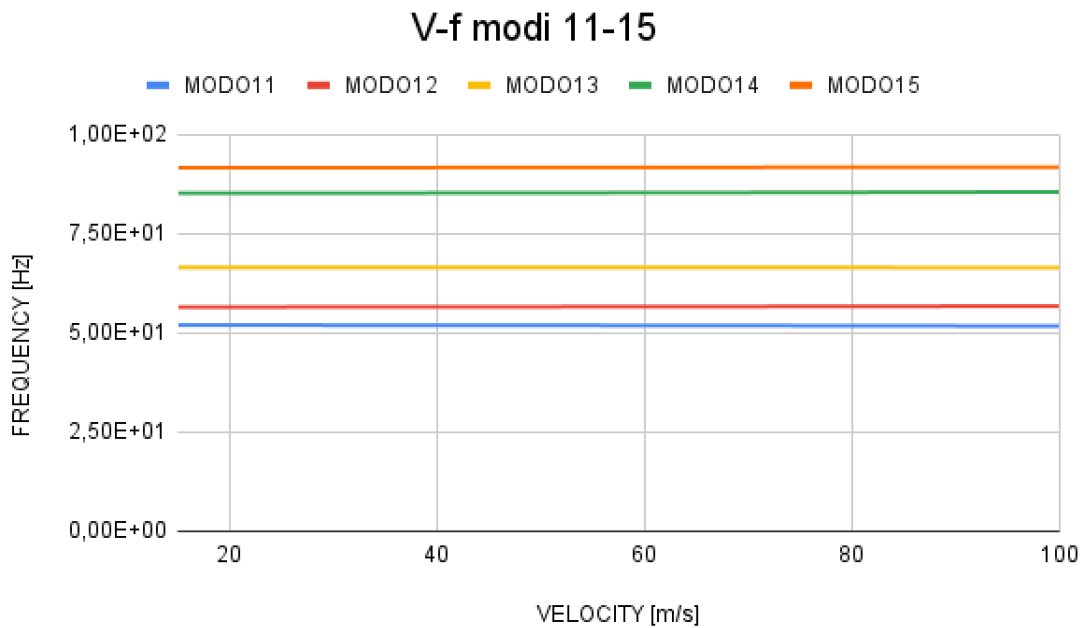


Figura 3.66: Diagramma $V - f$ modi 11-15.

I grafici $V - g$ mostrano che per i primi 15 modi complessivamente lo smorzamento strutturale è negativo. Sono da evidenziare due smorzamenti positivi a 100 m/s per i modi 10 e 11, pertanto sono state condotte ulteriori analisi per questi due modi nell'intorno di velocità.

I grafici $V - f$ dei primi 15 modi mostrano che la frequenza tende a diventare costante con la velocità superato il decimo modo di vibrare. Il primo modo di vibrare presenta un andamento in picchiata della frequenza verso i 100 m/s, possibile condizione di divergenza se arrivasse a 0 e quindi ha meritato un'analisi più approfondita.

È stata impostata quindi un'altra simulazione che analizza il range di velocità da 90 a 120 m/s, con un ΔV di 5 m/s. Grazie a questa nuova analisi otteniamo la conferma di quanto presupposto; il modo uno presenta una condizione di divergenza alla velocità di 110 m/s, e vengono confermate le condizioni di flutter per i modi di vibrare 10 e 11 alla velocità di 100 m/s. Da notare che queste condizioni sono di tipo Soft Flutter, evidenziate dall'andamento a poca pendenza del grafico in figura 3.70.

FLUTTER SUMMARY						
POINT =	1	CONFIGURATION = AEROSTDY	XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC	DENSITY RATIO = 1.0000E+00	XZ-SYMMETRY = ASYMMETRIC	METHOD = PK
		MACH NUMBER = 0.131				
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE
0.0112	8.9583705E+01	9.5000000E+01	-2.6874612E+00	1.6466104E+00	-1.3902181E+01	1.0345958E+01
0.0000	1.0000000E+25	1.0000000E+02	-2.8056062E-02	0.0000000E+00	-9.4862336E+00	0.0000000E+00
0.0000	1.0000000E+25	1.0500000E+02	-7.2082429E-03	0.0000000E+00	-2.5590915E+00	0.0000000E+00
0.0000	1.0000000E+25	1.1000000E+02	4.0852421E-03	0.0000000E+00	1.5194191E+00	0.0000000E+00
0.0000	1.0000000E+25	1.1500000E+02	1.2212604E-02	0.0000000E+00	4.7486836E+00	0.0000000E+00
0.0000	1.0000000E+25	1.2000000E+02	1.8572787E-02	0.0000000E+00	7.5357318E+00	0.0000000E+00

Figura 3.67: Flutter Summary con divergenza modo 1.

FLUTTER SUMMARY						
POINT =	10	CONFIGURATION = AEROSTDY	XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC	DENSITY RATIO = 1.0000E+00	XZ-SYMMETRY = ASYMMETRIC	METHOD = PK
		MACH NUMBER = 0.131				
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE
0.3291	3.0384030E+00	9.5000000E+01	-1.0906704E-03	4.8548352E+01	-1.6634811E-01	3.0503829E+02
0.3124	3.2006685E+00	1.0000000E+02	-2.7940996E-04	4.8512714E+01	-4.2584085E-02	3.0481437E+02
0.2973	3.3631818E+00	1.0500000E+02	6.5430720E-04	4.8476943E+01	9.9647589E-02	3.0458961E+02
0.2836	3.5259274E+00	1.1000000E+02	1.7101282E-03	4.8441277E+01	2.6025203E-01	3.0436552E+02
0.2711	3.6888876E+00	1.1500000E+02	2.8866312E-03	4.8405943E+01	4.3897507E-01	3.0414351E+02
0.2596	3.8520422E+00	1.2000000E+02	4.1814093E-03	4.8371157E+01	6.3541730E-01	3.0392495E+02

Figura 3.68: Flutter Summary modo 10.

FLUTTER SUMMARY						
POINT = 11	CONFIGURATION = AEROSTDY	XY-SYMMETRY = ASYMMETRIC	XZ-SYMMETRY = ASYMMETRIC			
	MACH NUMBER = 0.131	DENSITY RATIO = 1.0000E+00	METHOD = PK			
KFREQ	1./KFREQ	VELOCITY	DAMPING	FREQUENCY	COMPLEX	EIGENVALUE
0.3714	2.6924055E+00	9.5000000E+01	-1.8695341E-04	5.4787237E+01	-3.2178267E-02	3.4423837E+02
0.3527	2.8351444E+00	1.0000000E+02	4.8499583E-05	5.4767270E+01	8.3446662E-03	3.4411290E+02
0.3358	2.9780171E+00	1.0500000E+02	3.1516599E-04	5.4746754E+01	5.4206028E-02	3.4398400E+02
0.3204	3.1210254E+00	1.1000000E+02	6.1272033E-04	5.4725740E+01	1.0534255E-01	3.4385197E+02
0.3064	3.2641704E+00	1.1500000E+02	9.4066218E-04	5.4704277E+01	1.6166084E-01	3.4371711E+02
0.2935	3.4074531E+00	1.2000000E+02	1.2983284E-03	5.4682408E+01	2.2303964E-01	3.4357970E+02

Figura 3.69: Flutter Summary modo 11

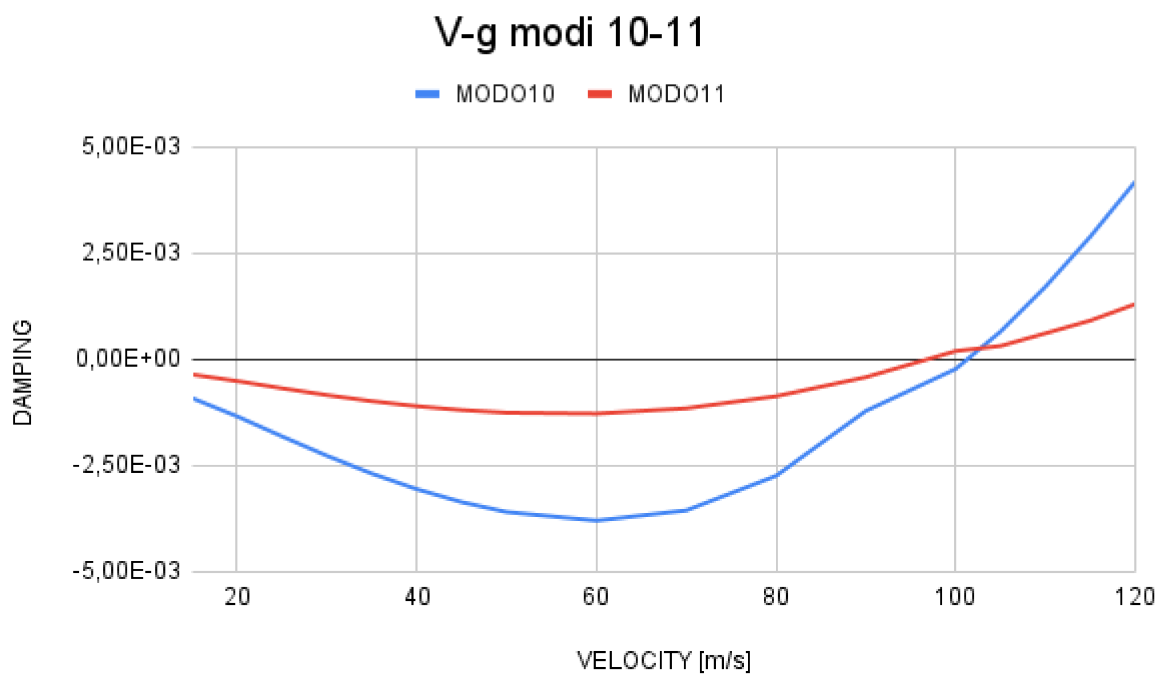


Figura 3.70: Diagramma V-g completo modo 10 e 11.

Capitolo 4

Conclusioni

In questo è stata mostrata una panoramica generale sulla normativa costruttiva dei droni che rientrano nella categoria sotto i 25 kg, con un approfondimento riguardo le possibili regole che potrebbero essere adottate per il dimensionamento strutturale. Sono state trattate le geometrie, gli impianti e ricavate le velocità caratteristiche dell'MB-22 per dare una panoramica completa sulle prestazioni di questo velivolo e capire le masse in gioco all'interno dello stesso. L'analisi statica di spinta massima motore in configurazione Quad ha dato esito positivo, con la struttura che resiste in modo eccellente ai carichi. Successivamente sono state effettuate una serie di analisi strutturali aeroelastiche di tipo preliminare seguendo i limiti imposti dalla normativa. I risultati delle analisi hanno evidenziato che, per quanto riguarda l'analisi in regime stazionari, il velivolo, fino alla velocità ultima V_{lim} in condizione di $n = 1$, non presenta cedimenti strutturali, ma il Failure Index è prossimo a 1. La divergenza strutturale avviene alla velocità di 110 m/s, confermata anche dalla successiva analisi di flutter. Quest'ultima ha registrato inoltre, per i modi di vibrare 10 e 11, un fenomeno di flutter rispettivamente a 105 m/s e 100 m/s, ben lontano dal regime operativo dell'aeromobile. I dati ottenuti sono un buon punto di partenza per futuri studi che potrebbero riguardare l'ottimizzazione strutturale del velivolo e la calibrazione dei materiali compositi utilizzati per caratterizzare meglio il comportamento nelle simulazioni.

Ringraziamenti

Questo traguardo raggiunto è la chiusura di un ciclo di tanti sacrifici e giorni passati sui libri che mi ha fatto crescere tantissimo come ingegnere. Tutto ciò non sarebbe stato possibile senza il supporto della mia famiglia ed in particolare dei miei genitori, i quali meritano un particolare ringraziamento per aver avuto fiducia di un figlio che ha scelto un percorso diverso da quello che si aspettavano e che, finalmente, potrà seguire le proprie ambizioni sperando di renderli orgogliosi.

Ringrazio i miei compagni di corso Leonardo e Adriano, per le giornate passate insieme a progettare e affrontare i problemi che ci si ponevano davanti. Ringrazio Paolo e Nicola, che mi hanno dato un supporto fondamentale nella stesura e revisione di questa tesi.

Ringrazio tutti gli amici che mi hanno sostenuto in questa avventura, e che hanno condiviso con me gioie e dolori della vita universitaria, ed in particolare i miei coinquilini Lorenzo, Marta, Valentina e Giulio che mi hanno sopportato in questi ultimi due anni.

Infine ringrazio il Professor Galvanetto ed il Professor Zaccariotto per la collaborazione e la pazienza che mi hanno accompagnato dall'inizio del progetto Learn to Fly, fino alla chiusura della mia carriera universitaria.

Bibliografia

- [1] S. Lenci (2009), *Lezioni di meccanica strutturale*, 2a edizione, Pitagora , Bologna.
- [2] J. E. Cooper & J. R. Wright (2015), *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*, Second Edition, Wiley.
- [3] T. H. G. Megson (2015), *Aircraft structures for Engineering Students*, Sixth Edition, Elsevier Butterworth-Heinemann.
- [4] C. Casarosa (2013), *Meccanica del volo*, Pisa University Press, Pisa.
- [5] W. Johnson (2013) *Rotorcraft Aeromechanics*, Cambridge University Press, Cambridge.
- [6] E. De Pascale (2021), *Analisi e progettazione strutturale preliminare di un velivolo a controllo remoto*, Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, DII, Padova.
- [7] N. Fior (2021), *Studio del comportamento aeroelastico di un velivolo ultraleggero*, Tesi di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale, DII, Padova.
- [8] MSC Corporation (2006), *MSC Flightloads*.
- [9] MSC Corporation (2019), *MSC Nastran Quick Reference Guide*.
- [10] MSC Corporation (2013) *Aeroelasticity using MSC Nastran: NAS111 Course Notes*.
- [11] <https://www.quantum-systems.com/project/trinityf90plus-mapping-drone/>

- [12] <https://wingcopter.com/wingcopter-198>
- [13] <https://www.easa.europa.eu/en/document-library/easy-access-rules/easy-access-rules-unmanned-aircraft-systems-regulations-eu>
- [14] https://www.easa.europa.eu/sites/default/files/dfu/special_condition_sc_light-uas_medium_risk_01.pdf
- [15] http://jarus-rpas.org/sites/jarus-rpas.org/files/jar_05_doc_cs-luas_v0_3.pdf
- [16] <https://www.uavnavigation.com/support/kb/general/general-system-info/flight-envelope>
- [17] https://docs.px4.io/main/en/flight_controller/pixhawk4.html
- [18] <http://www.holybro.com/>
- [19] <https://www.savox-servo.com/>
- [20] http://www.performance-composites.com/carbonfibre/mechanicalproperties_2.asp
- [21] <http://www.maertz.plus/>
- [22] <http://airfoiltools.com/>
- [23] https://www.hacker-motor-shop.com/e-vendo.php?shop=hacker_e&SessionId=
- [24] <https://www.frsky-rc.com/product/horus-x10s-express/>