



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA
Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Analisi strutturale di un aereo ultraleggero con prestazioni estreme in
decollo ed atterraggio

Relatore
Prof. Mirco Zaccariotto

Laureando
Andrea Pallaro
Matricola 1156603

Anno Accademico 2018/2019

Abstract

Questo elaborato tratta la rimodellazione geometrica e l'analisi strutturale preliminare di alcuni componenti di un aeromobile ultraleggero di fabbricazione americana, lo *Zenith CH 701 STOL*.

Il veicolo, realizzato interamente in metallo, è accompagnato dal suo nome dall'acronimo *STOL (Short Take Off and Landing)*, che lo caratterizza nelle manovre di decollo ed atterraggio, con delle prestazioni estreme rispetto ai concorrenti della stessa categoria di peso e potenza.

Dopo aver presentato l'azienda costruttrice (*Zenith Aircraft Company Ltd.*) e l'aeromobile considerato (Capitolo 1), la tesi si struttura principalmente in tre parti.

Nella prima parte si descrivono brevemente i concetti di meccanica del volo (Capitolo 2) e lo stato dell'arte e la tecnologia (Capitolo 3), utili alla comprensione delle successive attività di rimodellazione geometrica e analisi strutturale.

In questa prima parte poi è anche presente una panoramica delle certificazioni aeronautiche (Capitolo 4) a livello mondiale, descrivendole dal punto di vista delle tematiche relative alla progettazione strutturale ed alle procedure amministrative, indicando l'iter di certificazione per un *prodotto aeronautico* in generale e specificando le norme adatte allo *Zenith CH 701 STOL*.

Nella seconda parte, grazie ai concetti e alle indicazioni date nella prima parte, si descrivono le attività di rimodellazione geometrica e verifica strutturale (Capitolo 5).

In particolare, la rimodellazione geometrica è stata effettuata tramite un software CAD 3d commerciale, *Dassault System SolidWorks*®, rimodellando la semiala, gli impennaggi di coda orizzontale e verticale, il telaio per il supporto del motore (*castello motore*) e infine il carrello fisso principale (*MLG - Main Landing Gear*).

Quest'attività è stata utile per preparare i modelli geometrici necessari all'attività successiva, la verifica strutturale, effettuata tramite un software commerciale utilizzando il Metodo degli Elementi Finiti, *MSC Software Patran - Nastran*®, in conformità all'Allegato Tecnico V° del DPR 133/2010.

La verifica consiste nell'applicazione delle condizioni di carico e vincolo dettate dalla norma di certificazione considerata, calcolando gli spostamenti, le tensioni massime risultanti e verificando il rispetto del coefficiente di sicurezza minimo dettato dalla normativa stessa.

A seconda del componente considerato, sono state effettuate anche altre tipologie di analisi oltre a quella già eseguita, come quella modale e del comportamento a fatica, utili alla piena caratterizzazione preliminare dal punto di vista strutturale dei componenti considerati. Come riscontrato nei collaudi e nelle esperienze di volo effettuate sull'aeromobile, i componenti considerati rispettano gli standard di sicurezza imposti dalla normativa e il comportamento a fatica.

Nella terza ed ultima parte, è stata eseguito un tentativo di ottimizzazione sul carrello fisso (Capitolo 6), con l'obiettivo di diminuire la massa attuale, esponendo le diverse tipologie di ottimizzazione disponibili in *MSC Patran Nastran* ed utilizzando quelle adatte al carrello considerato, tenendo degli aspetti costruttivi e geometrici (estetici). Grazie a queste tecniche di ottimizzazione, l'attuale design del carrello consente la definizione di diverse soluzioni che ottimizzano i vincoli strutturali e diminuiscono la massa complessiva.

Quest'attività è eseguibile per ogni componente considerato nel Capitolo 5, e il carrello fisso ne costituisce un esempio pratico.

Considerando le attività di analisi strutturali svolte, la tesi conclude con degli spunti tecnici per delle applicazioni future, riguardanti ogni componente considerato.

Key words: Zenith, CH 701, STOL, certificazioni aeronautiche, verifica strutturale, ottimizzazione

Sommario

Indice delle figure	v
Indice delle tabelle.....	xi
Acronimi - Legenda simboli	i
1 Introduzione.....	1
1.1 Lo Zenith CH 701 STOL	1
1.2 Il bush flying	4
1.2.1 La storia.....	4
1.2.2 Tipologie di carrello idonei a seconda della superficie	7
1.3 Altre applicazioni estreme in decollo ed atterraggio.....	10
1.3.1 Gli elicotteri.....	10
1.3.2 Gli aeromobili V/STOL.....	12
2 La classificazione e la meccanica del volo degli aeromobili	13
Abstract.....	13
2.1 La classificazione degli aeromobili.....	13
2.2 La classificazione degli aeromobili manned	14
2.2.1 Gli aerostati.....	15
2.2.2 Le aerodine.....	15
2.3 Richiami di meccanica del volo	15
2.3.1 La superficie portante.....	18
2.3.2 Forze agenti su un aeromobile	26
2.4 Prima tipologia di classificazione: modalità di propulsione	29
2.5 Seconda tipologia di classificazione: generazione della portanza.....	31
2.5.1 Operazioni di volo.....	40
2.5.2 Autonomia	59
2.5.3 Assetti particolari di volo.....	60
2.5.4 Il decollo e l'atterraggio	61
3 Lo stato dell'arte e la tecnologia degli aerei d'aviazione generale STOL.....	77
Abstract.....	77
3.1 Introduzione agli aeromobili STOL per l'aviazione generale	77
3.2 Lo Zenith CH 701 STOL	78
3.3 L'aerodinamica degli STOL.....	79
3.3.1 Impennaggi di coda.....	86
3.3.2 Kit di conversione.....	88
3.4 La propulsione degli STOL.....	88
3.5 La struttura degli STOL	91
3.5.1 Materiali da costruzione	92
3.5.2 La fusoliera.....	95
3.5.3 Il carrello	102
3.5.4 Il telaio per il supporto del motore (castello motore).....	105
3.5.5 Le superfici aerodinamiche.....	106
3.6 Optional presenti sugli STOL.....	112
3.6.1 I galleggianti per superfici acquee	112
3.6.2 Gli sci per superfici innevate	113
3.6.3 Le ali pieghevoli.....	113
4 Le certificazioni aeronautiche.....	115
Abstract.....	115
4.1 Introduzione alle certificazioni	115
4.1.1 Il concetto di sicurezza in aeronautica	115

4.2	L'annesso 8: Aeronavigabilità degli aeromobili	118
4.2.1	Part 2: Procedure per la certificazione e la continuità dell'aeronavigabilità.....	124
4.2.2	Codici di aeronavigabilità europei.....	129
4.2.3	Codici di aeronavigabilità americani	131
4.2.4	Fasi del processo di certificazione di omologazione.....	132
4.2.5	Altre certificazioni di aeronavigabilità	135
4.2.6	Capitolo 4 dell'Annesso 8 – Continuazione dell'aeronavigabilità.....	139
4.3	Certificazioni eseguibili per lo Zenith CH 701 STOL	140
5	Processo di certificazione dello Zenith CH 701 STOL.....	141
	Abstract.....	141
5.1	Introduzione.....	141
5.2	Subpart C – Struttura.....	145
5.2.1	Modellazione geometrica	145
5.2.2	Verifica strutturale	149
5.3	Commenti e conclusioni dei risultati ottenuti.....	182
6	Ottimizzazione strutturale preliminare del carrello fisso.....	183
	Abstract.....	183
6.1	Attività di postcertificazione: manutenzione ed ottimizzazione	183
6.2	Metodologie di ottimizzazione	186
6.2.1	Attività di ottimizzazione svolte sullo Zenith CH 701 STOL.....	186
6.3	Primo approccio: carrello fisso in CFRP.....	189
6.4	Ottimizzazione in ambiente Patran – Nastran	194
6.4.1	Preprocessing di una ottimizzazione	196
6.5	Risultati e verifiche dell'ottimizzazione.....	198
6.5.1	Size optimization del carrello in CFRP.....	198
6.5.2	Topology optimization del carrello in AA 7075 T6	201
6.5.3	Size Optimization del carrello in AA 7075 T6	208
6.6	Commenti sui risultati ottenuti	209
7	Conclusioni e sviluppi futuri.....	211
7.1	Conclusioni.....	211
7.2	Possibili sviluppi futuri	212
	Appendice	213
	A) Modello geometrico complessivo semiala visto dalla parte anteriore.....	213
	B) Verifiche strutturali	214
	C) Ottimizzazione del carrello.....	227
	Bibliografia.....	229

Indice delle figure

<i>Figura 1-1 Lo Zenith CH 701 STOL.</i>	v
<i>Figura 1-2 Lo Zenair CH 200 – Marche C – GIHT.</i>	2
<i>Figura 1-3 Mappa cronologica del design e della produzione della Zenith Aircraft Company dal 1974.</i>	2
<i>Figura 1-4 Viste del velivolo.</i>	3
<i>Figura 1-5 Aeromobile bush in atterraggio.</i>	4
<i>Figura 1-6 Curtiss JN-4 Canuck – Marche C223.</i>	4
<i>Figura 1-7 Curtiss HS-2L della Laurentide Service Ltd – Marche G-CAAC.</i>	5
<i>Figura 1-8 Junkers JU52 – Marche D-AQUI.</i>	6
<i>Figura 1-9 Piper J3 Cub – Marche ZK-WBP.</i>	7
<i>Figura 1-10 Double Ender Project.</i>	8
<i>Figura 1-11 Cessna 172 – Marche N3884Q.</i>	8
<i>Figura 1-12 Cessna 170-B – Marche N170V in atterraggio con l'utilizzo della tecnica water skiing.</i>	8
<i>Figura 1-13 Piper PA-22/20 – Marche N8033D dotato di scafi galleggianti.</i>	9
<i>Figura 1-14 Piper PA-22/20 Marche N4852A dotato di sci.</i>	9
<i>Figura 1-15 Mil Mi-6.</i>	10
<i>Figura 1-16 Agusta Westland AW139 – Marche I-ASAR.</i>	11
<i>Figura 1-17 Harrier AV-8B della US Marine in atterraggio.</i>	12
<i>Figura 1-18 (a) Lockheed Martin F-35B in fase d'approccio per atterraggio.</i>	12
<i>Figura 2-1 Diagramma di classificazione degli aeromobili.</i>	14
<i>Figura 2-2 Assi di riferimento per comandi di volo.</i>	16
<i>Figura 2-3 Sistemi di riferimento e angoli per la meccanica del volo.</i>	17
<i>Figura 2-4 Definizione di angolo di rampa e di rotta.</i>	18
<i>Figura 2-5 Definizione di angolo di rollio e di rampa.</i>	18
<i>Figura 2-6 Parametri e caratteristiche geometriche di una superficie portante.</i>	19
<i>Figura 2-7 (a) Parametri e caratteristiche geometriche di un profilo alare; (b) Forze e momento generati da un profilo alare.</i>	19
<i>Figura 2-8 Forme tipiche dei profili alari a seconda del regime di moto.</i>	20
<i>Figura 2-9 Curve caratteristiche dei coefficienti di portanza e resistenza ed efficienza aerodinamica di un profilo alare.</i>	21
<i>Figura 2-10 Linee di corrente schematiche durante il fenomeno dello stallo.</i>	21
<i>Figura 2-11 Posizione del centro aerodinamico (c.a.) in un profilo simmetrico (1-3) e asimmetrico (2-4).</i>	22
<i>Figura 2-12 Principali famiglie di profili alari.</i>	23
<i>Figura 2-13 Parametri geometrici di una superficie portante.</i>	24
<i>Figura 2-14 Definizione di angolo di freccia.</i>	25
<i>Figura 2-15 Definizione di angolo di twist geometrico in un profilo NACA.</i>	25
<i>Figura 2-16 Definizione di angolo di twist aerodinamico tra un profilo NACA 63-221 e NACA 0024.</i>	25
<i>Figura 2-17 Forze agenti su un aeromobile in volo.</i>	26
<i>Figura 2-18 Componenti caratteristiche della forza peso.</i>	27
<i>Figura 2-19 Polare di un aeromobile.</i>	29
<i>Figura 2-20 Termini caratteristici di un'elica.</i>	30
<i>Figura 2-21 (a) Elica bipala fissa in legno; (b) Elica bipala o tripala con passo variabile a terra; (c) Elica bipala con passo variabile in volo; (d) Elica bipala a passo variabile automatico.</i>	31
<i>Figura 2-22 Panoramica degli aeromobili ad ala fissa senza motore.</i>	32
<i>Figura 2-23 Boeing 737-300 commerciale per (a) il trasporto di passeggeri della compagnia British Airways; (b) per la spedizione di merci della compagnia Mistral Air per Poste Italiane.</i>	33
<i>Figura 2-24 Piper PA 28; Piper PA46-310P – Marche F – GMBC.</i>	33
<i>Figura 2-25 Deltaplano a motore biposto in volo.</i>	34
<i>Figura 2-26 (a) Paramotore e (b) Paracarrello in volo.</i>	34
<i>Figura 2-27 (a) Motoalante Alexander Schleicher ASH 26 in volo; (b) Motoalante Piper Virus 912 in atterraggio.</i>	35
<i>Figura 2-28 Elicottero Agusta Bell AB-212 in volo; Autogiro Ela Eclipse in volo.</i>	35
<i>Figura 2-29 Componenti di un aeromobile.</i>	36
<i>Figura 2-30 Definizione di angolo diedro alare.</i>	37
<i>Figura 2-31 Tipologie di piante alari.</i>	38

<i>Figura 2-32 Possibili posizioni di un'ala rispetto alla fusoliera.</i>	38
<i>Figura 2-33 Funzionalità dell'impennaggio verticale.</i>	39
<i>Figura 2-34 Fasi di volo di un aeromobile civile.</i>	40
<i>Figura 2-35 Airbus A320 in virata; Piper PA28 in richiamata durante l'atterraggio.</i>	41
<i>Figura 2-36 Forze agenti su un aeromobile responsabili del centraggio.</i>	42
<i>Figura 2-37 (a) Loading Graph; (b) Center of gravity envelope.</i>	42
<i>Figura 2-38 Center of gravity limits di un Cessna 182.</i>	43
<i>Figura 2-39 Curve di potenza disponibile (blu) e necessaria (rossa) rispetto alla velocità di volo.</i>	44
<i>Figura 2-40 Curve di potenza per un motore per propulsore a motoelica Rotax 912 UL 80 CV.</i>	45
<i>Figura 2-41 Diagramma vettoriale forze durante volo in salita.</i>	45
<i>Figura 2-42 Definizione grafica della quota di tangenza.</i>	47
<i>Figura 2-43 Variometro meccanico a pressione (a) e digitale (b).</i>	48
<i>Figura 2-44 Diagramma di manovra.</i>	49
<i>Figura 2-45 Diagramma qualitativo di un inviluppo di volo parametrizzando il fattore di carico normale n.</i>	51
<i>Figura 2-46 (a) Viste principali e (b) inviluppo di volo di un aeromobile SBJ.</i>	51
<i>Figura 2-47 Virata con sbandamento.</i>	52
<i>Figura 2-48 Aeromobile in una situazione di raffica a gradino.</i>	54
<i>Figura 2-49 Aeromobile in una situazione di raffica graduale lineare.</i>	56
<i>Figura 2-50 Diagramma qualitativo d'inviluppo con diagrammi componenti.</i>	58
<i>Figura 2-51 Intervalli di velocità per l'anemometro derivati dal diagramma d'inviluppo.</i>	58
<i>Figura 2-52 (a) Anemometro meccanico a pressione e (b) digitale con le rispettive legende.</i>	59
<i>Figura 2-53 Condizione di minimo rapporto spinta/velocità osservato da polare di un aeromobile.</i>	61
<i>Figura 2-54 Panoramica delle tipologie di aeromobili a seconda della superficie di decollo ed atterraggio.</i>	63
<i>Figura 2-55 Definizione grafica convenzionale di un aeromobile CTOL, VTOL o STOL.</i>	63
<i>Figura 2-56 Prototipo in scala dell'Hybrid ESTOLAS.</i>	64
<i>Figura 2-57 (a) Terminologia per decollo convenzionale; (b) Aeromobile commerciale in fase d'involo durante decollo convenzionale.</i>	65
<i>Figura 2-58 Definizione grafica di distanza bilanciata di decollo.</i>	65
<i>Figura 2-59 Forze agenti durante decollo.</i>	66
<i>Figura 2-60 Diagramma vettoriale delle forze agenti durante manovra di richiamata.</i>	67
<i>Figura 2-61 Boeing B-62 Stratofortress in atterraggio con azionamento del drogue parachute.</i>	68
<i>Figura 2-62 (a) Terminologia utilizzata per l'atterraggio convenzionale; (b) Aeromobile commerciale in fase d'atterraggio convenzionale.</i>	68
<i>Figura 2-63 Altiporto di Courchevel (Francia).</i>	70
<i>Figura 2-64 London City Airport di Londra visto dall'alto; (b) Bombardier Dash 8 – Marche G – FLBD in decollo a Londra.</i>	70
<i>Figura 2-65 British Aerospace ATP in salita.</i>	71
<i>Figura 2-66 Viste principali (a) e foto in volo (b) di un Pilatus PC-6 Porter.</i>	72
<i>Figura 2-67 (a) Fokker Dr. I; (b) Spad S.VII.</i>	73
<i>Figura 2-68(a) Fieseler Storch in volo; (b) Confronto tra profilo GOE 676 (per STOL) e Clark-Y (per NON-STOL).</i>	73
<i>Figura 2-69 (a) Traiettoria di decollo corto rullato; (b) Zenith CH 701 STOL in rotazione durante decollo corto.</i>	74
<i>Figura 2-70 Atterraggio a spirale.</i>	75
<i>Figura 2-71 Il cono d'efficienza di un aeromobile in volo.</i>	75
<i>Figura 3-1 Viste principali Zenith CH 701 STOL; (b) Esempio dello Zenith CH 701 – Marche EI-SMK.</i>	78
<i>Figura 3-2 Caratteristiche delle superfici aerodinamiche.</i>	79
<i>Figura 3-3 Confronto della corda alare con e senza slat.</i>	80
<i>Figura 3-4 Confronto diverse configurazioni del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco.</i>	80
<i>Figura 3-5 Polare di diverse configurazioni di profili.</i>	81
<i>Figura 3-6 (a) Sistema PegaSTOL esteso; (b) Sistema PegaSTOL retratto.</i>	82
<i>Figura 3-7 Primo piano dei Vortex Generators.</i>	82
<i>Figura 3-8 Confronto della distanza di decollo per diverse configurazioni aerodinamiche.</i>	83
<i>Figura 3-9 Confronto della distanza d'atterraggio per diverse configurazioni aerodinamiche.</i>	83
<i>Figura 3-10 Efficacia degli alettoni/flap e dei flaperoni a parità d'angolo d'attacco.</i>	84
<i>Figura 3-11 Spoiler su un Just Aircraft SuperSTOL.</i>	85
<i>Figura 3-12 Apertura alare geometrica ed effettiva per un'estremità alare arrotondata.</i>	85
<i>Figura 3-13 Differenze tra winglet e estremità Hoerner.</i>	86

<i>Figura 3-14 Influenza dei Vortex Generators in decollo e atterraggio.</i>	87
<i>Figura 3-15 Sistema di trimmaggio.</i>	87
<i>Figura 3-16(a) Rotax 912 ULS 100 [Hp]; (b) Particolare del motore e dell'elica.</i>	89
<i>Figura 3-17 Elica tripala in composito Elitest blindata.</i>	89
<i>Figura 3-18(a) Elica tripala in composito; (b) Meccanismo di variazione del passo geometrico.</i>	90
<i>Figura 3-19 Kit di montaggio dello Zenith diviso in sottostrutture.</i>	91
<i>Figura 3-20 Sollecitazioni subite da sottostrutture di un aeromobile.</i>	91
<i>Figura 3-21 (a) Rivetti ciechi per dimensioni del foro diverse; (b) Particolare di una struttura aeronautica rivettata.</i>	93
<i>Figura 3-22 Codici identificativi rivetti da utilizzare per il kit dello Zenith.</i>	94
<i>Figura 3-23 Materiali componenti di un rivetto cieco Avex Serie 1604.</i>	94
<i>Figura 3-24 Dimensioni geometriche e carichi limite di esercizio di un rivetto Serie 1604.</i>	95
<i>Figura 3-25 Struttura reticolare di un Just Aircraft SuperSTOL.</i>	95
<i>Figura 3-26(a) Eurofly Flash Light; (b) Just Aircraft SuperSTOL.</i>	96
<i>Figura 3-27 Esploso fusoliera dello Zenith CH 701 STOL.</i>	96
<i>Figura 3-28(a) Aeromobile STOL biposto tandem; (b) Aeromobile STOL biposto affiancato.</i>	98
<i>Figura 3-29 Primo piano della cabina di un ICP Savannah S (a) e di un Alisport Yuma STOL (b).</i>	99
<i>Figura 3-30 Visibilità superiore offerta da uno Zenith CH 701 STOL (a) e da un Kitfox Aircraft II (b).</i>	100
<i>Figura 3-31 Pedaliera per controllo asse d'imbardata e freni indipendenti.</i>	100
<i>Figura 3-32(a) Pannello strumenti prevalentemente analogico; (b) Pannello strumenti completamente digitale.</i>	102
<i>Figura 3-33 Schema dell'impianto BRS.</i>	102
<i>Figura 3-34 Visibilità offerta da configurazione biciclo (a) e triciclo (b).</i>	103
<i>Figura 3-35(a) Carrello biciclo di un Just Aircraft SuperSTOL; (b) Carrello triciclo di un ICP Bingo.</i>	103
<i>Figura 3-36 (a) Ruotino anticontatto per aeromobile triciclo STOL; (b) Ruotino di coda per aeromobile biciclo STOL.</i>	105
<i>Figura 3-37 Sollecitazioni subite da carrello triciclo.</i>	105
<i>Figura 3-38 Esploso del sistema di atterraggio per un tipico ultraleggero STOL.</i>	105
<i>Figura 3-39 Castello motore per Rotax 912; (b) Suspension frame per Rotax 912.</i>	106
<i>Figura 3-40 Componenti strutturali di un'ala.</i>	107
<i>Figura 3-41 Parti delle superfici di coda.</i>	107
<i>Figura 3-42 Centine fissate a longherone anteriore su una semiala di uno Zenith CH 701 STOL.</i>	108
<i>Figura 3-43 Fissaggio di una centina su un longherone.</i>	108
<i>Figura 3-44 Esploso schematico dei componenti di una semiala di uno Zenith CH 701 STOL.</i>	110
<i>Figura 3-45 Esploso schematico dei componenti dell'equilibratore.</i>	110
<i>Figura 3-46 Esploso schematico dei componenti dello stabilizzatore.</i>	111
<i>Figura 3-47 Esploso dell'impennaggio verticale dello Zenith CH 701 STOL.</i>	111
<i>Figura 3-48 Zenith CH 701 STOL equipaggiato con galleggianti.</i>	112
<i>Figura 3-49 Zenith CH 701 STOL equipaggiato con sci.</i>	113
<i>Figura 3-50 Zenith CH 701 STOL pronto per il rimessaggio nel rimorchio.</i>	113
<i>Figura 4-1 Fattori determinanti il mantenimento della sicurezza.</i>	116
<i>Figura 4-2 (a) Logo dell'ICAO; (b) Sede dell'ICAO a Montreal (Canada).</i>	117
<i>Figura 4-3 (a) Esempio di Certificato di omologazione; (b) Esempio di Certificato di Aeronavigabilità.</i>	120
<i>Figura 4-4 Mappa mondiale degli enti aeronautici internazionali membri dell'ICAO.</i>	120
<i>Figura 4-5 Struttura e suddivisione legislativa del Titolo 14 "Aeronautics and Space".</i>	122
<i>Figura 4-6 Struttura legislativa della Basic Regulation dell'EASA.</i>	124
<i>Figura 4-7 Esempi di aeromobili conformi alle FAR CS-23.</i>	127
<i>Figura 4-8 Esempio di aeromobile VLA – Czech Aircraft Works Sportcruiser.</i>	130
<i>Figura 4-9 Esempio di aeromobile ad ala rotante conforme alla CS-VLR – CH7 Helicopters Kompres.</i>	131
<i>Figura 4-10 Esempio di aeromobile conforme alla FAR 103 - CGS Aviation Hawk.</i>	131
<i>Figura 4-11 Elenco delle conformità necessarie alla certificazione di omologazione.</i>	134
<i>Figura 4-12 (a) Esempio di un'Airworthiness Directive (AD); (b) Esempio di un Service Bulletin (SB).</i>	140
<i>Figura 5-1 Vista frontale e caratteristiche principali dello Zenith CH 701 STOL.</i>	141
<i>Figura 5-2 Confronto prestazioni in decollo e atterraggio dello Zenith rispetto ad altri ultraleggeri.</i>	142
<i>Figura 5-3 Rotax 912 ULS 100 [Hp]: (a) Vista laterale da sinistra; (b) Vista frontale; (c) Coordinate baricentro; (d) Momenti d'inerzia baricentrici rispetto ai tre assi.</i>	143
<i>Figura 5-4 Vista complessiva del modello geometrico della struttura interna della semiala e dei comandi di volo fissi e mobili.</i>	146

<i>Figura 5-5 Vista complessiva del modello geometrico della struttura esterna della semiala e dei comandi di volo fissi e mobili.</i>	147
<i>Figura 5-6 Impennaggio orizzontale: vista assonometrica del modello geometrico della struttura interna (a) ed esterna (b).</i>	147
<i>Figura 5-7 Impennaggio verticale: vista assonometrica del modello geometrico della struttura interna (a) ed esterna (b).</i>	148
<i>Figura 5-8 Viste del modello geometrico del castello motore per il Rotax 912 ULS.</i>	149
<i>Figura 5-9 (a) Vista assonometrica del modello geometrico del carrello fisso con le ruote; (b) Designazione delle viti di fissaggio della flangia che unisce il perno della ruota con la balestra.</i>	149
<i>Figura 5-10 Esempi di applicazione degli spider elements con gli MPC RBE2 per la rappresentazione delle viti: (a) collegamento tra ala e slat; (b) collegamento tra ala e flap/alettone.</i>	151
<i>Figura 5-11 Andamento qualitativo diagramma d'inviluppo secondo la PAR. 303 del DPR 133/2010.</i>	154
<i>Figura 5-12 Diagramma d'inviluppo per lo Zenith CH 701 STOL secondo il PAR. 303.</i>	155
<i>Figura 5-13 (a) Applicazione della pressione nel caso delle manovre nei punti A e D; (b) Static wing loading test effettuato dalla Zenith sulla semiala sinistra.</i>	155
<i>Figura 5-14 Flap: Andamento qualitativo (a) e quantitativo (b) della pressione lungo la corda del profilo del flap; Rappresentazione in Patran della pressione agente sull'intradosso (c) ed estradosso (d) del flap.</i>	157
<i>Figura 5-15 Alettone: Andamento qualitativo (a) e quantitativo (b) della pressione lungo la corda del profilo del flap; Rappresentazione in Patran della pressione agente sull'intradosso (c) ed estradosso (d) dell'alettone.</i>	158
<i>Figura 5-16 Andamento quantitativo (a) e rappresentazione in Patran (b) della pressione agente sull'intradosso ed estradosso dello slat.</i>	158
<i>Figura 5-17 Vincolo della radice della semiala alla fusoliera.</i>	159
<i>Figura 5-18 Impennaggio orizzontale: andamento qualitativo e quantitativo della pressione sulle superfici.</i>	159
<i>Figura 5-19 Rappresentazione in Patran dei carichi e vincoli presenti.</i>	159
<i>Figura 5-20 Impennaggio verticale: andamento qualitativo della pressione.</i>	160
<i>Figura 5-21 Andamento qualitativo (a) e rappresentazione in Patran (b) delle pressioni agenti sulle superfici dell'impennaggio verticale.</i>	160
<i>Figura 5-22 Carrello fisso: (a) Vista assonometrica collegamento filettato con fusoliera; (b) Rappresentazione dei carichi e vincoli in Patran; (c) Particolare costruttivo del collegamento.</i>	161
<i>Figura 5-23 Direzione ed intensità dei carichi laterali in rullaggio.</i>	161
<i>Figura 5-24 Direzione ed intensità dei carichi durante un atterraggio a tre punti.</i>	162
<i>Figura 5-25 Drop test effettuato dalla Zenith.</i>	162
<i>Figura 5-26 Direzione ed intensità del carico durante un atterraggio cabrato.</i>	163
<i>Figura 5-27 Atterraggio monoruota di un Piper J3 Cub.</i>	163
<i>Figura 5-28 Direzione ed intensità dei carichi durante il rullaggio frenato in atterraggio.</i>	164
<i>Figura 5-29 Tabella e performance graph in condizioni d'atmosfera standard del Rotax 912 ULS.</i>	165
<i>Figura 5-30 Comparazione della coppia erogata tra manuale di volo Rotax 912 e formula disposta dalla normativa.</i>	166
<i>Figura 5-31 Rappresentazione dei carichi e vincoli in Patran.</i>	166
<i>Figura 5-32 Risultati per il caso "9g avanti".</i>	167
<i>Figura 5-33 Andamento della tensione di Von Mises nel collegamento filettato tra la semiala e l'alettone.</i>	168
<i>Figura 5-34 Particolare costruttivo del collegamento e datasheet della vite AN3-6°.</i>	168
<i>Figura 5-35 Risultati per il caso "9g avanti".</i>	170
<i>Figura 5-36(a) Indicazioni del passo e della posizione dei rivetti nella zona critica interessata; (b) Terminologia utilizzata per questo caso dal Megson.</i>	171
<i>Figura 5-37 Risultati per il caso "9g avanti".</i>	172
<i>Figura 5-38 Indicazioni e posizione dei rivetti nella zona critica interessata.</i>	172
<i>Figura 5-39 Rappresentazione geometrica della round spot weld tra una generica barra circolare e una piastra.</i>	173
<i>Figura 5-40 Designazione di un elettrodo secondo le norme americane AWS.</i>	174
<i>Figura 5-41 Prestazioni degli elettrodi a seconda della leg size di saldatura.</i>	174
<i>Figura 5-42 Risultati per il caso "9g avanti".</i>	175
<i>Figura 5-43 Risultati per il caso "4.5g verso l'alto".</i>	175
<i>Figura 5-44 Primo (a) e secondo (b) modo di vibrare del carrello fisso.</i>	177
<i>Figura 5-45 Diagramma qualitativo S – N.</i>	178
<i>Figura 5-46 Locazione grafica di UTS nel diagramma Stress – Strain.</i>	178
<i>Figura 5-47 Formule di riferimento per una Fatigue Analysis.</i>	179
<i>Figura 5-48 Entries disponibili per una Fatigue Analysis.</i>	179

<i>Figura 5-49 Determinazione grafica di Rz.</i>	180
<i>Figura 5-50 Valori indicativi per il calcolo del Roughness Factor.</i>	180
<i>Figura 5-51 Time history di un ciclo di carico.</i>	181
<i>Figura 5-52(a) Andamento numero di cicli esponenziale; (b) Andamenti della grandezza damage.</i>	181
<i>Figura 6-1 Funzione a due variabili d'esempio.</i>	184
<i>Figura 6-2 Esempio di vincolo diseguale.</i>	185
<i>Figura 6-3 Approccio matematico dell'ottimizzazione.</i>	185
<i>Figura 6-4 Confronto tra ottimizzazione manuale ed automatica.</i>	186
<i>Figura 6-5 Mesh diverse del carrello studiato da Rashidi.</i>	186
<i>Figura 6-6 (a) Modello FEM della fusoliera dello Zenith CH 701 STOL; (b) Diagramma di sicurezza all'impatto per l'ottimizzazione scelta da Chen-Lin.</i>	187
<i>Figura 6-7 Presenza percentuale dei materiali strutturali su un Boeing 737.</i>	187
<i>Figura 6-8 (a) Estremità del metallo lavorata a forma di scalino; (b) Trattamento Surfi-Sculpt.</i>	188
<i>Figura 6-9 Comeld joint effettuato.</i>	188
<i>Figura 6-10 Tipologie di collegamenti tra metallo e composito.</i>	188
<i>Figura 6-11 Collegamento effettuato tramite fogli di titanio e viti imbullonate.</i>	189
<i>Figura 6-12 (a) Definizione geometrica del sistema (1,2,3) di un materiale composito in ambiente Patran - Nastran; (b) Orientazione della direzione 1 nel carrello.</i>	190
<i>Figura 6-13 Orientazione fibre lamine del materiale composito.</i>	190
<i>Figura 6-14 Estratto degli Strength Ratio dal file f06.</i>	192
<i>Figura 6-15 Modulo dello spostamento nel carrello in CFRP.</i>	193
<i>Figura 6-16 Confronto grafico tra carrello in alluminio AA 7075 T6 e in CFRP.</i>	193
<i>Figura 6-17 Primo modo di vibrare del carrello in CFRP.</i>	194
<i>Figura 6-18 Esempio d'applicazione della Size Optimization.</i>	194
<i>Figura 6-19 Esempio d'applicazione della Topology Optimization.</i>	195
<i>Figura 6-20 Esempio d'applicazione della Topometry Optimization.</i>	195
<i>Figura 6-21 Esempio d'applicazione della Shape Optimization.</i>	195
<i>Figura 6-22 Esempio d'applicazione della Topography Optimization.</i>	196
<i>Figura 6-23 Finestra di comando Manufacturing Constraints; (b) Definizione sistema di riferimento "1".</i>	197
<i>Figura 6-24 Valore finale degli spessori.</i>	198
<i>Figura 6-25 Andamento grafico degli spessori delle lamine durante l'ottimizzazione.</i>	199
<i>Figura 6-26 Failure Index massimo – Lamina 8.</i>	199
<i>Figura 6-27 Andamento grafico del Failure Index della lamina 5 durante l'ottimizzazione.</i>	200
<i>Figura 6-29 Valore della massa durante i cicli di ottimizzazione.</i>	200
<i>Figura 6-30 Tensione di Von Mises per il caso 2 e 6.</i>	202
<i>Figura 6-31 Modulo dello spostamento per il caso 2 e 5.</i>	203
<i>Figura 6-32 Time history di un ciclo di carico.</i>	204
<i>Figura 6-33 Numero di cicli sopportabili nel carrello per il caso 1 e 4.</i>	205
<i>Figura 6-34 Definizione dello Stress Concentration Factor.</i>	206
<i>Figura 6-35 Diagramma S-N sperimentale adatto per il caso considerato.</i>	206
<i>Figura 6-36 Confronto grafico del modulo dello spostamento tra stato attuale e casi 1 e 4.</i>	
<i>Figura 6-37 Confronto grafico della tensione di Von Mises tra stato attuale e casi 1 e 4.</i>	207
<i>Figura 6-38 Andamento locale tensione Von Mises in vicinanza del foro nel caso 1.</i>	208
<i>Figura 6-39 Andamento della Tensione di Von Mises per i casi 1 e 4 con spessore pari a 18.05 [mm].</i>	208
<i>Figura 6-40 Primo modo di vibrare per il caso 1 (a) e 4 (b).</i>	209
<i>Figura 7-1 Posizione asse neutro su sezione circolare piena (a) e rettangolare cava (b).</i>	212

Indice delle tabelle

<i>Tabella 1-1 Caratteristiche principali.</i>	3
<i>Tabella 2-1 Valori indicativi del fattore di Oswald.</i>	39
<i>Tabella 3-1 Caratteristiche principali del velivolo.</i>	78
<i>Tabella 3-2 Confronto delle prestazioni tra aeromobili ultraleggeri STOL commerciali.</i>	90
<i>Tabella 4-1 Annessi EASA.</i>	123
<i>Tabella 4-2 Categorie aeronautiche certificative.</i>	126
<i>Tabella 4-3 Categorie FAR 23.</i>	127
<i>Tabella 4-4 Altri codici di aeronavigabilità per aeromobili.</i>	129
<i>Tabella 4-5 Codici di aeronavigabilità per parti aeronautiche.</i>	129
<i>Tabella 4-6 Type certificates per l'EASA.</i>	132
<i>Tabella 4-7 Type certificates per la FAA.</i>	132
<i>Tabella 4-8 Categorie degli ultraleggeri secondo il DPR 133/2010.</i>	136
<i>Tabella 4-9 Allegati tecnici fissati dall'Articolo 8 del DPR 133/2010 a seconda della categoria.</i>	137
<i>Tabella 4-10 Struttura dei capitoli degli allegati tecnici I, II, III, IV, V dell'Articolo 8 del DPR 133/2010.</i>	137
<i>Tabella 5-1 Prestazioni dello Zenith CH 701 STOL a seconda del propulsore.</i>	142
<i>Tabella 5-2 Grandezze caratteristiche utili ai calcoli.</i>	143
<i>Tabella 5-3 Prestazioni dello Zenith CH 701 STOL calcolate.</i>	145
<i>Tabella 5-4 Proprietà meccaniche materiali considerati.</i>	151
<i>Tabella 5-5 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti della semiala.</i>	152
<i>Tabella 5-6 Masse concentrate idealizzate tramite CONM2.</i>	152
<i>Tabella 5-7 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti dell'impennaggio orizzontale.</i>	153
<i>Tabella 5-8 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti dell'impennaggio verticale.</i>	153
<i>Tabella 5-9 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti del castello motore.</i>	153
<i>Tabella 5-10 Velocità caratteristiche calcolate per il diagramma d'inviluppo.</i>	154
<i>Tabella 5-11 Pressioni agenti sull'intradosso ed estradosso dell'ala a seconda della manovra di volo.</i>	155
<i>Tabella 5-12 Intensità delle componenti.</i>	161
<i>Tabella 5-13 Intensità delle forze.</i>	162
<i>Tabella 5-14 Intensità della reazione a terra.</i>	163
<i>Tabella 5-15 Intensità delle componenti all'impatto.</i>	163
<i>Tabella 5-16 Intensità delle componenti.</i>	164
<i>Tabella 5-17 Riassunto dei load cases effettuati per ogni componente.</i>	166
<i>Tabella 5-18 Risultati per la semiala.</i>	167
<i>Tabella 5-19 Coefficienti di sicurezza dei collegamenti filettati.</i>	169
<i>Tabella 5-20 Risultati per l'impennaggio orizzontale.</i>	171
<i>Tabella 5-21 Risultati per l'impennaggio verticale.</i>	173
<i>Tabella 5-22 Risultati per il castello motore.</i>	175
<i>Tabella 5-23 Risultati per il carrello fisso d'atterraggio.</i>	176
<i>Tabella 5-24 Fenomeni pulsanti nell'aeromobile.</i>	176
<i>Tabella 5-25 Frequenze associati a forzanti.</i>	177
<i>Tabella 5-26 Entries per il materiale isotropo AA 7075 T6.</i>	179
<i>Tabella 5-27 Entries implementate per la Proprietà Shell.</i>	180
<i>Tabella 6-1 Spessori ed orientazioni delle fibre.</i>	190
<i>Tabella 6-2 Proprietà meccaniche principali del composito CFRP Standard Fabrication.</i>	191
<i>Tabella 6-3 Entries implementate per la definizione del Criterio di Tsai-Wu.</i>	191
<i>Tabella 6-4 Confronto percentuale della massa tra carrelli in AA 7075 T6 e CFRP.</i>	191
<i>Tabella 6-5 Failure index calcolati.</i>	192
<i>Tabella 6-6 Confronto percentuale dello spostamento tra carrello in AA 7075 T6 e in CFRP.</i>	193
<i>Tabella 6-7 Fenomeni pulsanti nell'aeromobile.</i>	194
<i>Tabella 6-8 Frequenza associata alle forzanti presenti.</i>	194
<i>Tabella 6-9 Design Study implementato per la Size Optimization del carrello in CFRP.</i>	197
<i>Tabella 6-10 Design Study implementato per la Topology Optimization del carrello in AA 7075 T6.</i>	198
<i>Tabella 6-11 Failure index calcolati.</i>	199
<i>Tabella 6-12 Confronto percentuale della massa tra carrello non ottimizzato e ottimizzato in CFRP.</i>	201

<i>Tabella 6-13 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.</i>	201
<i>Tabella 6-14 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.</i>	201
<i>Tabella 6-15 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.</i>	202
<i>Tabella 6-16 Risultati per Design 1-2.</i>	203
<i>Tabella 6-17 Risultati per Design 3-4-5-6.</i>	203
<i>Tabella 6-18 Confronto percentuale dello spostamento tra design attuale e 1-2.</i>	203
<i>Tabella 6-19 Confronto percentuale dello spostamento tra design attuale e 3-4-5-6.</i>	203
<i>Tabella 6-20 Entries implementate per il materiale isotropo AA 7075 T6.</i>	204
<i>Tabella 6-21 Entries implementate per la Proprietà Shell.</i>	204
<i>Tabella 6-22 Numero di cicli calcolati per i design da 1 a 6.</i>	205
<i>Tabella 6-23 Design definitivi ottenuti del carrello in AA 7075 T6.</i>	207
<i>Tabella 6-24 Risultati della Size Optimization.</i>	208
<i>Tabella 6-25 Fenomeni pulsanti presenti nell'aeromobile.</i>	209
<i>Tabella 6-26 Frequenze associate alle forzanti.</i>	209
<i>Tabella 7-1 Risultati delle verifiche strutturali eseguite secondo la norma di certificazione DPR 133/2010.</i>	211

Acronimi - Legenda simboli

Gli acronimi e i simboli non elencati di seguito sono introdotti definendoli lungo il testo, e il loro significato sarà chiaro dal contesto.

AeCI – Aero Club d'Italia
AG – Aviazione Generale
ANSV – Associazione Nazionale per la Sicurezza del Volo
CAS – Calibrated Air Speed
CESTOL - Cruise - Efficient Short Take Off and Landing
CFR – Code of Federal Regulations
CONI – Comitato Olimpico Nazionale Italiano
CTOL – Conventional Take Off and Landing
DHV - Deutscher Hängegleiterverband e Verband
DPR – Decreto del Presidente della Repubblica
EAS – Equivalent Air Speed
EASA – European Aviation Safety Agency
ENAC – Ente Nazionale per l'Aviazione Civile
ENAV – Ente Nazionale per l'Assistenza al Volo
ESTOLAS – Extremely Short Take Off and Landing on Any Surface
ETSO – European Technical Standard Orders
FAA – Federal Aviation Administration
FAI – Federazione Aeronautica Internazionale
FAR – Federal Aviation Regulations
FIVL – Federazione Italiana Volo Libero
IAS – Indicate Air Speed
ICAO – International Civil Aviation Organization
MIT – Ministero delle Infrastrutture e dei Trasporti
MTOW – Maximum Take Off and Landing Weight
NATO – North Atlantic Treaty Organization
RTOP – Regolamento Tecnico Operativo Didattico
STOL – Short Take Off and Landing
STOVL – Short Take Off and Vertical Landing
ULM – UltraLeggero a Motore
USHPA – United States Hang Gliding & Paragliding Association
VFR – Visual Flight Rules
VG – Vortex Generators
VSTOL – Vertical Short Take Off and Landing

$\frac{W_{max}}{S}$ Carico alare in configurazione MTOW
 s_{LG} Corsa di atterraggio
 P_{elica} Potenza prodotta dall'elica in decollo
 P_{motore} Potenza prodotta dal motore
 W_f Peso massimo carburante stivabile
 W_{max} Peso massimo al decollo di progetto
 c_D, c_d Coefficiente di resistenza dell'aeromobile e del profilo alare
 $c_{L,-}$ Coefficiente di portanza in volo rovescio in configurazione con flap retratti
 $c_{L,decollo}$ Coefficiente di portanza in configurazione di decollo
 c_L Coefficiente di portanza in volo dritto in configurazione con flap retratti
 s_{TOG} Corsa di decollo
 v_C Velocità di crociera
 $v_D = v_E$ Velocità di divergenza (massima)
 v_F Velocità massima possibile con flap estesi
 v_G Velocità di manovra in volo rovescio
 $v_{decollo}$ Velocità di decollo
 $v_{stallo,+}$ Velocità di stallo in volo dritto
 $v_{manovra}$ Velocità di manovra in volo dritto
 $v_{stallo,-}$ Velocità di stallo in volo rovescio
 $v_{stallo,FF}$ Velocità di stallo in configurazione con flap estesi
 \bar{w} Carico medio esercitato su una porzione di superficie portante
 η_m Rendimento meccanico accoppiamento albero motore - elica
 AR Rapporto d'aspetto dell'ala
 L Portanza generata dalle superfici portanti del velivolo
 $RC = \frac{dh}{dt}$ Rateo di salita
 S Superficie alare
 T Spinta prodotta dall'elica in decollo
 W Peso dell'aeromobile ad un certo istante
 e Fattore di non ellitticità della distribuzione della portanza (o di Oswald)
 g Accelerazione di gravità
 n Fattore di prova o di carico normale
 ρ Densità di massa dell'aria al livello del mare in condizioni standard o del materiale strutturale utilizzato

1 Introduzione

Abstract

Nel primo capitolo viene presentato brevemente il velivolo oggetto della tesi, lo *Zenith CH 701 STOL (Short Take Off and Landing)*, capace di decollare ed atterrare su piste non preparate e caratterizzate da una lunghezza molto minore rispetto agli aeromobili della stessa categoria, praticando una forma di volo particolare denominata *bush flying*.

Successivamente si descrive la storia di questa tipologia di volo, citando gli eventi e i luoghi più importanti che la caratterizzano, chiudendo con una breve descrizione delle principali tipologie di carrello utilizzate a seconda della superficie d'impiego.

In conclusione, per completare la panoramica, vengono descritte brevemente le altre applicazioni estreme che richiedono modalità di decollo ed atterraggio non convenzionali simili al *bush flying* come l'utilizzo dell'elicottero e degli aeromobili militari a decollo ed atterraggio verticale (*V/STOL - Vertical and/or Short Take Off and Landing*).

1.1 Lo Zenith CH 701 STOL

L'aeromobile oggetto di questa tesi è lo *Zenith CH 701 STOL* [1, 2], ultraleggero di fabbricazione americana a due posti affiancati costruito dalla Zenith Aircraft Company, con sede nell'aeroporto Mexico Memorial Airport a New Mexico (Missouri - Stati Uniti d'America).



Figura 1-1 Lo Zenith CH 701 STOL.

Quest'ultraleggero è frutto della progettazione dell'azienda fondata da un ingegnere aeronautico d'origine svizzera, Chris Heintz, che grazie alla sua esperienza acquisita in altre aziende aeronautiche come *Aerospatiale*, *De Havilland* e *Avions Robin* (Francia), fondò nel 1974 l'allora Zenair Ltd (dal 1992 convertì il nome in Zenith Aircraft Company) progettando (già dagli inizi degli anni '70) e costruendo il suo primo aeroplano: lo Zenair CH 200.



Figura 1-2 Lo Zenair CH 200 – Marche C – GIHT.

In poco più di dieci anni, la Zenair progettò e iniziò la produzione di oltre dodici modelli diversi, tutti disponibili pronti al volo o in kit di montaggio, con un numero massimo di quattro posti in cabina (come lo Zenith CH 801 STOL, il “fratello maggiore” del CH 701 STOL). La figura sottostante mostra il progresso cronologico della produzione di modelli dell’azienda, indicando i periodi dedicati al design e al suo sviluppo in grigio, e i periodi di produzione in celeste:

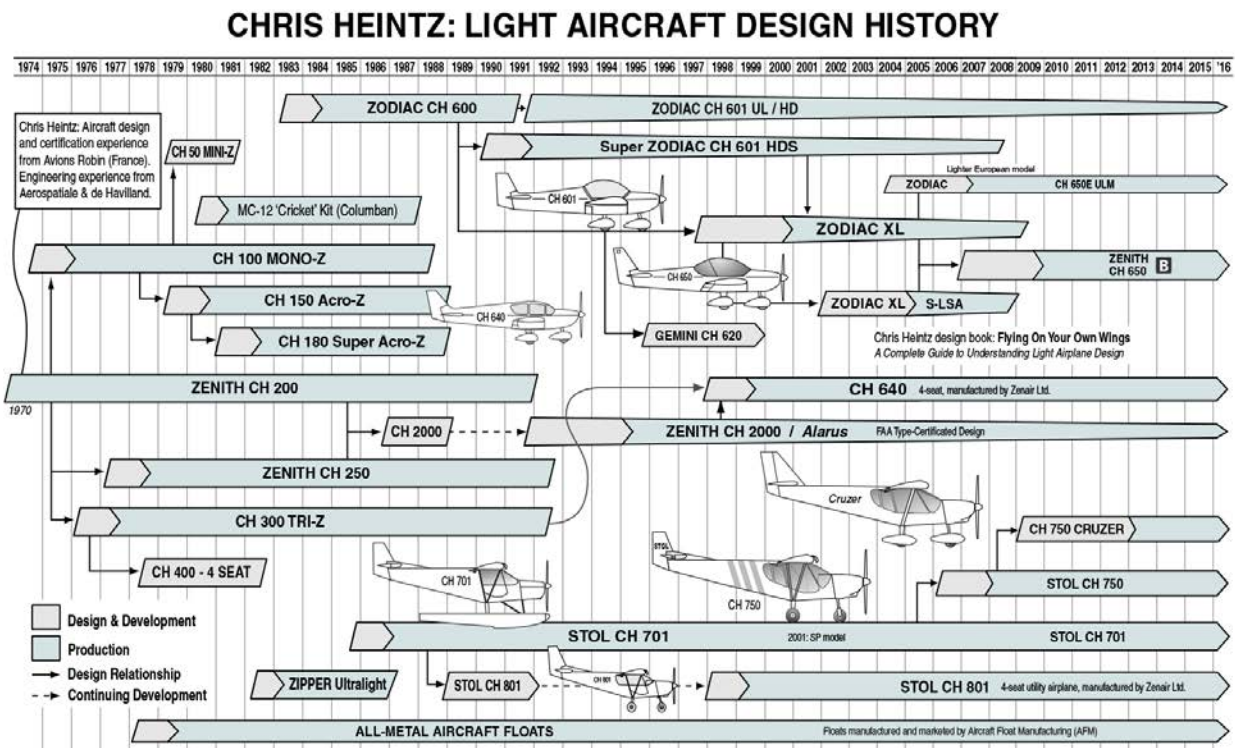


Figura 1-3 Mappa cronologica del design e della produzione della Zenith Aircraft Company dal 1974.

Lo Zenith CH 701 STOL fu introdotto nel mercato nel 1986, con l’obiettivo di commercializzare un aeromobile capace di decollare ed atterrare in zone remote non possibili ad aeromobili della sua stessa categoria di peso e potenza, mantenendo una velocità di crociera più o meno coerente rispetto alla categoria e con una buona autonomia oraria, permettendo di allargare il proprio raggio d’azione.

Oltre a questo, gli obiettivi di Heintz erano quelli di produrre un aeromobile economico ed assemblabile in kit facilmente dal cliente finale (per abbassare i costi d'acquisto e rendere consapevole il cliente della struttura dell'aereo acquistato).

Dal punto di vista logistico, il progettista ha dato anche la possibilità al proprietario di poter ripiegare le ali, nel caso l'aeromobile debba essere trasportato su un rimorchio stradale, senza per forza smontarle. Grazie a queste peculiarità, quest'aeromobile è infatti uno dei modelli più famosi e venduti nella sua categoria, grazie alla sua semplicità e facilità costruttiva.

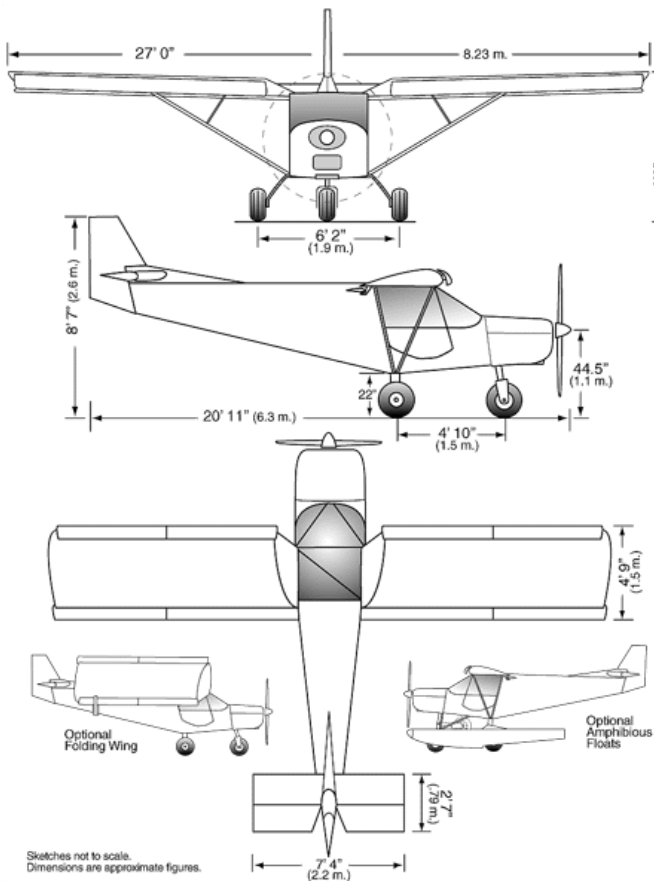


Figura 1-4 Viste del velivolo.

Grandezza	Valore
Superficie alare [m ²]	11.4
Lunghezza [m]	6.3
Altezza [m]	2.6
Apertura alare [m]	8.23
Massa a vuoto [kg]	263
Massa a pieno carico (effettiva) [kg]	500
Capacità serbatoio [L]	36 x 2
Larghezza interna cabina [m]	1.1

Tabella 1-1 Caratteristiche principali.

Oltre alle prestazioni effettive, il nome dell'aereo è accompagnato dall'acronimo *STOL* (*Short Take Off and Landing*), che giustifica le ottime prestazioni in decollo ed atterraggio su piste relativamente corte e/o in pendenza, grazie alla combinazione e compromesso di impiego prevalente (ove possibile) di materiali leggeri e resistenti come l'alluminio AA Serie 2000 (e.g. 2024 T3), 6000 (e.g. 6061 T6) o 7000 (e.g. 7075) [3, pp. 13-16], un motore con buona potenza con eventualmente un'elica a passo variabile e con un'aerodinamica adatta per questo tipo di utilizzo.

Questa pratica di volo è comune in varie zone del Mondo, come per esempio nella zona settentrionale del Canada, in Alaska o nel Sud America, per raggiungere zone non dotate di infrastrutture stradali o difficilmente raggiungibili tramite mezzi terrestri.

Questa pratica viene chiamata *bush flying*, con il termine “bush” (letteralmente significa “cespuglio”) inteso in Canada come quelle aree remote, fuori da grandi insediamenti urbani e collocate tra le radure delle foreste o nei greti di un fiume parzialmente in secca.



Figura 1-5 Aeromobile bush in atterraggio.

1.2 Il bush flying

1.2.1 La storia

La pratica del bush flying nasce in Canada [4], nella zona settentrionale, e in Alaska, alla fine della Prima Guerra Mondiale. La zona meridionale del Canada era già dotata di infrastrutture terrestri come strade e ferrovie, ma non quella settentrionale, rendendo difficile il raggiungimento di quelle zone tramite mezzi terrestri.

La zona settentrionale, caratterizzata da innumerevoli laghi e fiumi, tuttavia, fornivano aree di atterraggio per aerei dotati di scafi galleggianti (idrovolante) in estate ed equipaggiati con sci in inverno, o con aeromobili con carrello adatto per atterraggi terrestri nelle aree di ghiaia dei greti dei fiumi parzialmente in secca.

La pratica del bush flying perciò iniziò molti anni prima dell’entrata in produzione dello Zenith. Le prime testimonianze sono riconducibili all’inverno a cavallo tra il 1917 e il 1918, utilizzando un sistema di navigazione puramente a vista, a bordo di un Curtiss JN-4 Canuck dotato di sci per operare su superfici innevate.



Figura 1-6 Curtiss JN-4 Canuck – Marche C223.

Nel 1920, un pilota locale, H.A. "Doc" Oaks, volò con un Curtiss HS-2L da Hudson (Ontario) a Lake Street (Ontario), utilizzando per la prima volta un sistema di riscaldamento che prevenisse la formazione di ghiaccio nelle tubazioni del carburante, dato che le temperature in quelle zone del Canada e dell’Alaska potevano arrivare anche a -35 [°C] sotto lo zero.

A quel tempo, il bush flying permetteva ai pochi insediamenti urbani del posto di ricevere beni di prima necessità come provviste, farmaci e pacchi postali; era anche utilizzato strumento di ricognizione aerea per il monitoraggio dei boschi circostanti in caso di incendi. Gli aeromobili utilizzati all'inizio erano recuperati dalla Prima Guerra Mondiale, come per esempio il Curtiss HS-2L.

Sempre negli anni '20, nacque una piccola compagnia di servizio aereo, la Laurentide Air Service Ltd, specializzata nella spedizione di pacchi postali e merci nelle regioni del Québec e Ontario.



Figura 1-7 curtiss HS-2L della Laurentide Service Ltd – Marche G-CAAC.

I costi alti e i profitti insufficienti a mantenere le spese costrinsero la compagnia a cessare l'attività, lasciando la gestione al servizio aereo regionale dell'Ontario, istituito nel 1924 per la gestione delle operazioni forestali.

La pratica del volo, già di per sé pericolosa, rende il bush flying ancor di più pericoloso rispetto alle altre attività aeronautiche. Infatti, a due anni dal primo volo, avvenne il primo incidente mortale, sempre a bordo di un Curtiss HS-2L.

La pratica del bush flying continuò anche durante gli anni della Grande Depressione, arrivando alla metà degli anni '30 in cui il Canada era il maggior trasportatore di merce via aerea del mondo.

Già negli anni '30, il volo bush permise il noleggio praticamente ovunque un aeromobile da parte di persone in possesso del brevetto di volo, cosa impensabile per il resto del mondo a quel tempo. Da quel momento, aumentarono le richieste di servizio aereo per cacciatori, geologi e chiunque avesse avuto bisogno. Inoltre, le vittime di incidenti o malattie residenti in quella zona potevano essere trasportate direttamente in poco tempo in strutture attrezzate senza dover attendere soccorsi più difficili.

Il nord del Canada era in quegli anni sede di numerose miniere di ferro e bauxite (per la produzione d'alluminio), soprattutto nella zona nordoccidentale (Ontario), richiedendo l'uso di aeromobili per il trasporto degli addetti. Questi aeromobili furono usati per il programma di ricerca Northern Aerial Mineral Exploration, iniziato nel 1928 per l'esplorazione di nuove miniere, estendosi fino alle zone della regione dello Yukon.

Agli inizi degli anni '40, l'aumento di lavoro e richieste portò gli aeromobili a trasportare cose sempre più importanti e pesanti, arrivando al punto che si trasportavano anche numerose taniche di carburante, pezzi di bulldozer smontati, o sacchi di cemento per la costruzione delle dighe nelle miniere, aumentando la difficoltà per i piloti, soprattutto nelle fasi iniziali e finali di volo. L'aeromobile utilizzato in questi casi era un tedesco Junker JU52.



Figura 1-8 Junkers JU52 – Marche D-AQUI.

Il programma si concluse alla fine degli anni '40; il bilancio finale fu il trasporto di 170000 passeggeri e più di 10000 voli, e sono numeri di tutto rispetto per la tecnologia dei mezzi a disposizione, i luoghi e le condizioni meteorologiche del tempo.

A metà degli anni '50, durante gli anni della Guerra Fredda, si iniziò nel Nord del Canada la costruzione della linea DEW (*Distant Early Warning*, sistema di radar concepito per individuare un attacco da parte dell'Unione Sovietica). La compagnia responsabile del servizio aereo, la Maritime Central Airlines, compì circa 28000 voli in 29 mesi e fu l'unica tipologia di mezzo utilizzata durante tutto il periodo di costruzione per il trasporto veloce di attrezzature, carburante e cibo per gli addetti ai lavori.

In contemporanea, furono costruiti degli aeroporti nei più grandi insediamenti urbani del Nord del Canada, e cominciarono a comparire i primi elicotteri. Anche la gestione del traffico aereo nazionale fu migliorata, con l'istituzione di un gestore del controllo del traffico aereo e di un servizio di informazioni meteorologiche. Tutti questi progressi hanno migliorato il supporto per la popolazione locale, ma non ha snaturato gli obiettivi e la funzionalità del bush flying, che rimane fondamentale per quelle aree remote.

Attualmente la pratica del bush flying si è estesa in tutto il Mondo, ed ha anche un carattere ricreativo e sportivo, oltre a quello di supporto per popolazioni isolate: la diffusione di mezzi ultraleggeri adatti come lo Zenith CH 701 STOL, grazie alla loro economicità e semplicità costruttiva, ha permesso la pratica di questa tipologia di volo. Ogni anno in Alaska si tiene una manifestazione competitiva sportiva tra mezzi STOL, la Valdez Fly-In & Air Show, in cui ogni aeromobile può partecipare con l'obiettivo di minimizzare la distanza di decollo ed atterraggio, a seconda della categoria di peso d'appartenenza.

L'obiettivo primario di ricerca, soccorso e supporto alle persone è comunque rimasto, ed è presente soprattutto nei paesi geograficamente remoti o difficili da raggiungere, come per esempio le foreste dell'Amazzonia, alcune zone montuose del Sud America come ad esempio l'Equador, Bolivia o Perù o in Africa.

1.2.2 Tipologie di carrello idonei a seconda della superficie

Gli aeromobili utilizzati per questi scopi hanno bisogno di diverse caratteristiche progettuali (basso rapporto peso/potenza, basso carico alare, profilo alare spesso, ecc...), ma prima su tutte è fondamentale l'equipaggiamento scelto del carrello. In questo primo capitolo introduttivo vengono elencati le tre principali tipologie di carrello utilizzabili a seconda della superficie in cui si opera:

- **Carrello rinforzato con ruote maggiorate:** utilizzato per atterraggi su superfici terrestri, il carrello è una delle parti più delicate per questa tipologia di aeroplani, perché un atterraggio con impatto violento (*atterraggio pesante*) avrebbe conseguenze gravi come un incidente mortale, o come minimo un danno che renderebbe involabile il mezzo. Di solito il carrello consiste essenzialmente in una balestra unica, o costituita da diverse lamine. Nei modelli più recenti, alcuni costruttori hanno deciso di inserire un sistema di sospensioni idrauliche, per attenuare il contatto in caso di atterraggi pesanti.

Le gomme sono di dimensione maggiore rispetto al normale (in commercio vengono chiamate *gomme tundra*) per evitare che l'aeromobile si "pianti" durante le operazioni a terra di *rullaggio*, date le superfici sconnesse in cui opera. Per aiutarlo in questo, le gomme sono gonfiate a bassa pressione, per garantire una buona impronta a terra, soprattutto su superfici morbide come sabbia e ghiaia.

La configurazione del carrello è prevalentemente *biciclo* (o *convenzionale*), cioè con il ruotino utilizzato per manovrare a terra l'aeromobile (chiamato in questo caso *ruotino di coda*) posto dietro al carrello fisso, sotto agli impennaggi posteriori, per assicurare un buon franco da terra dell'elica (come visibile in Figura 1-9) per evitare di risucchiare detriti o sporcizia che danneggerebbero la carlinga o il sistema di raffreddamento del motore, posto appena dietro l'elica rotante.



Figura 1-9 Piper J3 Cub – Marche ZK-WBP.

Esistono degli aeromobili che, per risolvere questo problema, hanno il gruppo propulsore e l'elica sopra la cabina, rendendolo esteticamente inusuale rispetto ai modelli comuni per il bush flying, come per esempio il Double Ender Project, aumentando però anche la resistenza aerodinamica data la maggior area frontale investita dal flusso.



Figura 1-10 Double Ender Project.

In alcuni casi, la configurazione scelta è *triciclo*, cioè con il ruotino (*ruotino principale*) posto in questo caso anteriormente al carrello fisso, per migliorare la manovrabilità a terra (come lo Zenith CH701 STOL);



Figura 1-11 Cessna 172 – Marche N3884Q.

In questo caso d'atterraggio, se il campo prestabilito è una zona ghiaiosa di un fiume parzialmente in secca ed è molto corta rispetto alla distanza normalmente richiesta, i piloti più esperti sono soliti adottare una tecnica chiamata *water skiing*, che cerca di frenare il più possibile



Figura 1-12 Cessna 170-B – Marche N170V in atterraggio con l'utilizzo della tecnica water skiing.

l'aeromobile prima del contatto a terra: se dotato di un carrello di tipo convenzionale (ma è possibile farlo anche con un triciclo), l'aereo vola a pelo d'acqua sul fiume negli ultimi metri prima di toccare la ghiaia, mantenendo l'assetto che soddisfa questa condizione. L'attrito che si genera tra acqua e ruote rallenta l'aeromobile, facendolo toccare terra con una velocità molto bassa, riducendo perciò la distanza residua per fermarsi completamente.

E' chiaramente una manovra che richiede molta esperienza e sensibilità ed è molto pericolosa, perché gli atterraggi effettuati su campi corti richiedono un volo molto lento, cioè condotto ad una velocità appena al di sopra della *velocità minima di sostentamento (o di stallo)*, diminuendo il margine di sicurezza per l'equipaggio;

- **Scafi galleggianti:** vengono utilizzati per l'atterraggio su fiumi, laghi o mare (tecnicamente viene chiamato *ammaraggio*);



Figura 1-13 Piper PA-22/20 – Marche N8033D dotato di scafi galleggianti.

- **Sci:** vengono utilizzati per l'atterraggio su superfici innevate o ghiacciate. In questo caso il carrello fisso terrestre è sostituito con due sci opportunamente progettati per sostenere il peso dell'aeromobile a terra e la reazione del contatto tra lo sci e il terreno innevato durante gli atterraggi.



Figura 1-14 Piper PA-22/20 Marche N4852A dotato di sci.

Un aspetto molto importante da sottolineare è che l'aeromobile in questa configurazione non è dotato di freni a disco come nel caso terrestre, a causa dell'assenza delle ruote.

L'unico sistema frenante perciò è dato dagli ipersostentatori aerodinamici chiamati *flap* se posti nel bordo d'uscita delle ali, o *spoiler* se posti nell'estradosso (superficie superiore) delle ali, azionati dal pilota tramite un comando manuale o servocomando elettrico o oleodinamico.

L'intera flotta volante in questo tipo di volo sono del tipo ad ala alta, cioè con le ali fissate sopra la cabina, per assicurare la visibilità necessaria al pilota durante le manovre più importanti.

Un elenco parziale degli aeromobili che soddisfano chi più chi meno i requisiti per il bush flying è disponibile al seguente link.

Confrontando le tipologie di carrello utilizzabili con la Figura 1-4, è possibile notare che lo Zenith può intercambiare facilmente la tipologia di superficie in cui può operare, rendendolo versatile e adatto ad ogni esigenza richiesta dal pilota, senza avere dei problemi di centraggio.

Lo stato dell'arte e la tecnologia adottata per questa tipologia di aeromobili verranno spiegati con maggior dettaglio nel Capitolo 3, mentre il design adottato e le prestazioni ottenute per lo Zenith CH 701 STOL in particolare verranno trattate nel Capitolo 5.

1.3 Altre applicazioni estreme in decollo ed atterraggio

Come spiegato finora, la pratica del bush flying è applicata in zone molto difficili da decollare ed atterrare, a causa di una lunghezza troppo corta rispetto al normale, o perché il profilo altimetrico della pista non è costante, aumentando così il coefficiente di difficoltà per il pilota conducente.

Oltre a questo tipo di pratica, condotto prevalentemente da piloti privati per scopi lavorativi (spedizione merci, attività agricole, ecc...) o ricreativi sportivi, è giusto accennare le altre applicazioni estreme in cui alcuni aeromobili sono tenuti a decollare ed atterrare in maniera non "convenzionale" (questo termine verrà spiegato più precisamente in seguito, nel sottocapitolo dedicato al decollo e all'atterraggio nel Capitolo 2), anche se hanno pesi e potenze decisamente superiori e applicazioni diverse rispetto allo Zenith CH 701 STOL.

1.3.1 Gli elicotteri

Il primo di questi esempi comprende gli elicotteri civili e militari tenuti ad atterrare su piazzole naturali o artificiali.

Gli impieghi dell'ala rotante, e in particolar modo degli elicotteri, sono molteplici. Questa qualità specifica deriva dalla sua versatilità, cioè che può decollare ed atterrare in spazi ristretti, può rimanere immobile in aria (*hovering*) e muoversi in tutte le direzioni, anche all'indietro.

Questi aeromobili, a monte dell'uso che successivamente ne viene fatto, sono progettati e dimensionati specificamente per soddisfare qualsiasi applicazione, sia civile che militare, rendendolo flessibile nell'eventualità di una diversa tipologia di impiego. Gli adeguamenti tecnici non comportano modifiche strutturali e geometriche per le parti più complesse e costose.

Tra gli utilizzi civili, sicuramente è da annoverare il trasporto di persone e di materiale e merci. Uno degli elicotteri più grandi al mondo, il russo Mil Mi-6, può trasportare fino a 90 passeggeri oppure 12.000 [kg] di carico [5, pp. 17-18].



Figura 1-15 Mil Mi-6.

Nel caso di trasporto di persone per casi d'emergenza, gli elicotteri dei vari corpi di polizia nel mondo vengono impiegati in attività di soccorso di recupero in mare o in montagna.

Gli interventi d'emergenza per persone vengono classificati in base ai seguenti acronimi:

- interventi *HEMS (Helicopter Emergency Medical Service)*: interventi di soccorso sanitario direttamente sulla scena dell'evento, quindi con atterraggio "fuori campo", ma comunque in ambiente non ostile, cioè senza impiego di tecniche particolari per il raggiungimento della vittima e il suo recupero. La valutazione delle condizioni meteorologiche e dell'area di decollo e d'atterraggio sono comunque a discrezione del pilota conducente;
- interventi *SAR-HHO (Search And Rescue - Helicopter Hoist Operation)*: comprendono gli interventi dell'elicottero con l'uso del verricello, per il salvataggio in ambiente ostile urbano, marittimo e o montano per il recupero di una o più persone in difficoltà, richiedendo spesso il decollo e l'atterraggio su aree complesse (anche con presenza di neve);
- interventi *AA (Air Ambulance)*, cioè quelle situazioni in cui la missione risulta pianificabile e vengono utilizzate superfici idonee per l'imbarco e lo sbarco del paziente.

Un elicottero molto utilizzato è per esempio l'Agusta Westland AW 139, utilizzato da molte forze dell'ordine e di soccorso in tutto il mondo.



Figura 1-16 Agusta Westland AW139 – Marche I-ASAR.

L'utilizzo dell'elicottero comprende anche l'attività antincendio tramite l'utilizzo di una benna, che consiste in un recipiente semirigido legato all'elicottero tramite cavi d'acciaio oscillanti e che può essere riempito d'acqua facilmente in breve tempo e svuotato sull'area interessata dall'incendio.

Altri impieghi sono la costruzione di teleferiche e funivie, la realizzazione e la manutenzione di reti elettriche e di comunicazione in aree impervie, il trasporto in montagna e l'utilizzo per le riprese televisive.

Gli elicotteri infatti hanno un vasto impiego anche nella produzione cinematografica e televisiva. I sistemi attuali di ripresa stabili giroscopicamente consentono l'utilizzo degli elicotteri come piattaforme stabili e versatili per girare riprese aeree di grande qualità, e per questo vengono impiegati durante le manifestazioni sportive o durante il monitoraggio del traffico automobilistico su strade e autostrade. Grazie alle loro ridotte dimensioni sono sempre pronti a entrare in azione.

Dal punto di vista militare, gli eserciti utilizzano gli elicotteri ovviamente come mezzi di combattimento, ma anche come supporto per i militari e mezzi a terra, esplorazione di scenari di guerra e il trasporto di militari, mezzi o di feriti. I mezzi dell'esercito vengono utilizzati anche nelle emergenze e nelle catastrofi ambientali, a supporto degli elicotteri di soccorso civili.

1.3.2 Gli aeromobili V/STOL

Il secondo esempio di applicazione estrema in fase di decollo ed atterraggio riguarda gli aeromobili militari caccia o intercettori obbligati a decollare ed atterrare in zone improvvisate, ad esempio in una radura in mezzo ad una foresta, nel deserto o nelle navi portaerei presenti nei mari ed oceani di tutto il Mondo.

Questa filosofia progettuale venne sviluppata soprattutto negli anni '50-'60, durante la Guerra Fredda, per diminuire la vulnerabilità di una struttura fissa come gli aeroporti da parte di attacchi nemici che avrebbero eliminato l'operatività degli aeromobili caccia convenzionali.

Questi aeromobili, tramite l'utilizzo di motori a getto o turboelica orientabili per decolli ed atterraggi autonomi, potevano partire ed arrivare nelle stesse piazzole dedicate agli elicotteri, ma con la velocità ed autonomia offerte da un "normale" caccia dell'epoca.

Questa tipologia di velivolo viene definita dalla NATO (*North Atlantic Treaty Organization*) come *V/STOL (Vertical and/or Short Take Off and Landing)* [6, p. 119], cioè capace di decollare ed atterrare verticalmente (compiendo una traiettoria molto simile a quella di un elicottero) o in spazi molto minori rispetto agli aeromobili caccia della stessa categoria di peso e potenza disponibile.

Uno dei primi e ben riusciti progetti di aeromobili che adottano questa tipologia di design sono l'Hawker P.1127 e l'Hawker Siddeley Kestrel FGA.1, appartenenti alla famiglia di caccia inglesi Harrier, costruiti dall'azienda Hawker Aviation. La produzione iniziò nel 1967 e cessò nel 2003, a dimostrazione della validità e dell'utilità pratica del design adottato.



Figura 1-17 Harrier AV-8B della US Marine in atterraggio.

L'ultimo mezzo testato (tutt'ora in produzione) è stato il Lockheed Martin F-35B, variante del progetto americano F-35 iniziato nel 2006 e dotato del Rolls-Royce Lift System [7], che gli permette di decollare ed atterrare verticalmente tramite la generazione della forza di sostentamento (*portanza*) direttamente dal motore, e non grazie al movimento relativo (prodotto dalla *corsa di decollo*) tra il flusso d'aria incidente e l'ala come negli aeromobili normali.

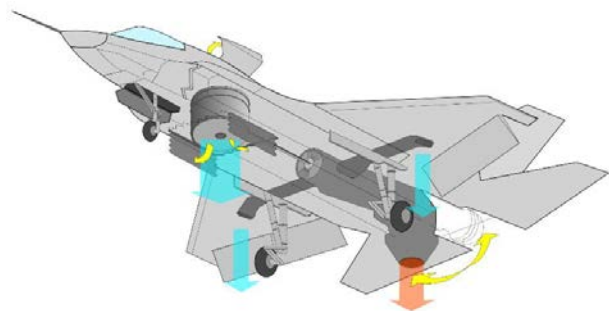


Figura 1-18 (a) Lockheed Martin F-35B in fase d'approccio per atterraggio;
(b) Schema dei flussi d'aria del Rolls-Royce Lift System.

2 La classificazione e la meccanica del volo degli aeromobili

Abstract

Questo capitolo affronta il tema della classificazione generale degli aeromobili, introducendo in parallelo i concetti fondamentali della meccanica del volo utili alla classificazione stessa.

La classificazione è effettuata in base a diversi criteri, come la tipologia d'uso, la propulsione, la modalità di sustentazione e la capacità di decollo ed atterraggio, quest'ultime due con maggior dettaglio.

Nel corso del capitolo vengono espone le varie manovre che compongono un volo in generale, scrivendo le principali formule che caratterizzano le prestazioni aerodinamiche e propulsive di un aeromobile, utilizzandole poi per il tracciamento del diagramma d'inviluppo, utile al dimensionamento o alla verifica strutturale di un aeromobile per la determinazione dei limiti strutturali, conoscendo i limiti aerodinamici e propulsivi.

Dato che lo Zenith CH 701 è un aeromobile con capacità *STOL (Short Take Off and Landing)*, la classificazione degli aeromobili a seconda delle capacità di decollo ed atterraggio è integrata da una breve descrizione di tutte le modalità possibili allo stato dell'arte attuale in campo aeronautico, comprese le situazioni d'emergenza.

2.1 La classificazione degli aeromobili

La classificazione degli aeromobili è un'azione necessaria per rendere più semplice e chiara la differenza tra le diverse tipologie di design e funzionalità tra un aeromobile e l'altro.

In questo capitolo, infatti, verrà effettuata una classificazione generale in base a diversi criteri, come per esempio la tipologia d'uso, la propulsione, la modalità di sustentazione e la capacità di decollo ed atterraggio. C'è da sottolineare che la seguente classificazione non corrisponde assolutamente a quella valida alla certificazione dei veicoli, la quale verrà trattata nel Capitolo 4, dedicato alle certificazioni dei prodotti aeronautici, ma è utile a quest'ultima per poter riconoscere le diverse tipologie di aeromobile in base alla sua propulsione o tecnologia aerodinamica o strutturale.

Facendo riferimento alla nomenclatura assunta nei documenti principali riguardanti il diritto aeronautico (e.g. *Codice della Navigazione Aerea e Marittima*), un *aeromobile* può essere considerato un veicolo capace di muoversi e stare in aria per il trasporto di persone e/o cose, comprendendo anche i mezzi aerei a pilotaggio remoto chiamati *UAV (Unmanned Air Vehicles)* per scopi militari o civili come i droni per riprese video o aerofotogrammetriche o gli aeromodelli radiocomandati per uso ricreativo e sportivo [8, p. art. 743].

La prima suddivisione degli aeromobili può essere fatta a seconda che l'aeromobile sia pilotato da una persona o più a bordo o meno:

- *Manned*: comprende tutti gli aeromobili pilotabile da una o più persone direttamente in cabina. Verranno classificati in dettaglio nel prossimo sottocapitolo;
- *Unmanned*: comprende gli *Aeromobili a Pilotaggio Remoto (APR)* e comunemente noti come *droni*, e sono degli apparecchi volanti caratterizzati dall'assenza del pilota a bordo. Noto ormai in tutto il mondo per la sua economicità e versatilità d'uso, viene riconosciuto nei documenti internazionali tramite i seguenti acronimi: *RPA (Remotely Piloted Aircraft)*, *UAV*

(Unmanned Aerial Vehicle), RPV (Remotely Piloted Vehicle), ROA (Remotely Operated Aircraft) o UVS (Unmanned Vehicle System).

Il suo volo è controllato da un computer a bordo del mezzo aereo oppure tramite il controllo remoto di un navigatore o pilota, sul terreno o in un altro veicolo. Il loro utilizzo è ormai consolidato per usi militari ed è crescente per applicazioni civili, ad esempio in operazioni di prevenzione e intervento in emergenza incendi, per usi di sicurezza non militari, per sorveglianza di oleodotti, con finalità di telerilevamento e ricerca e, più in generale, in tutti i casi in cui tali sistemi possano consentire l'esecuzione di missioni con costi economici minori rispetto ai mezzi aerei tradizionali.

L'inclusione del termine aeromobile sottolinea che, indipendentemente dalla posizione del pilota e/o dell'equipaggio di volo, le operazioni devono rispettare le regole e le procedure degli aerei con pilota ed equipaggio di volo a bordo.

Uno dei problemi attuali più impegnativi infatti è la regolamentazione e gestione di questa tipologia di mezzo, soprattutto adibiti ad uso civile. Il mercato commerciale mondiale di questi prodotti è molto accessibile dato l'esiguo costo, dando la possibilità praticamente a chiunque di poter pilotare un mezzo del genere. La potenzialità di questo veicolo però non è ancora stato interamente compreso.

2.2 La classificazione degli aeromobili manned

Ritornando alla categoria degli aeromobili manned, la prima suddivisione fondamentale è in base alla sustentazione: se statica si parla di *aerostati*, se dinamica si parla di *aerodine*.

I criteri di classificazione per entrambe le classi sono molti, e in questa tesi verranno classificati gli aeromobili in base alla tipologia di superficie di decollo ed atterraggio e in base alle capacità prestazionali in queste due manovre di volo. Altri criteri potrebbero essere la tipologia di propulsione o la modalità di sustentazione aerodinamica, le quali verranno descritte brevemente nel prosieguo del capitolo.

Nella figura sottostante si mostra una mappa concettuale delle sottoclassi di aeromobili suddivise in base ai diversi criteri possibili:

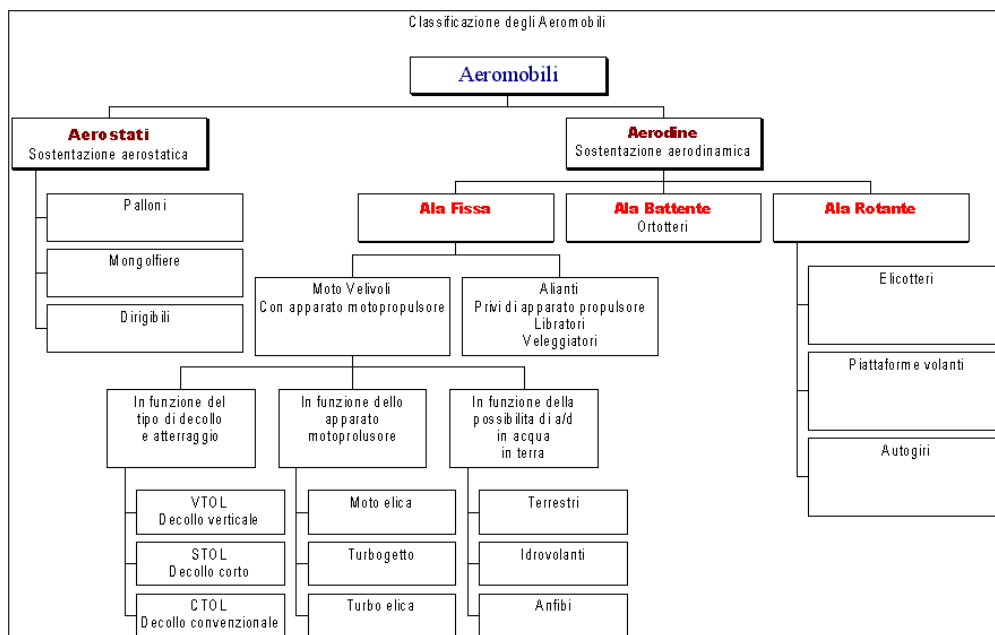


Figura 2-1 Diagramma di classificazione degli aeromobili.

2.2.1 Gli aerostati

Gli *aerostati* (o *aeromobili a sustentazione statica*) sono aeromobili più leggeri dell'aria che ottengono la portanza grazie all'utilizzo di un gas più leggero dell'aria come l'elio, l'idrogeno o l'aria calda, rispettando il principio di Archimede;

La prima modalità di classificazione è la tipologia di gas utilizzato per l'ottenimento della forza ascensionale, dividendo gli aerostati in:

- palloni ad aria calda (o *mongolfiere*), dove l'aria viene scaldata per mezzo di bruciatori
- palloni a gas (gonfiati con idrogeno o elio)

Possiamo poi distinguere gli aerostati in:

- *dirigibili*: aerostati con la caratteristica forma a siluro e dotati di motori e organi di governo;
- *non dirigibili* (*mongolfiere e palloni a gas*) che seguono la direzione del vento e possono solo variare la quota di volo.

Queste suddivisioni non sono rigide e quindi palloni e dirigibili possono essere sia a gas che ad aria calda. Esiste poi anche un pallone ibrido, il pallone Rozier, che utilizza allo stesso tempo sia l'aria calda che il gas.

2.2.2 Le aerodine

Le *aerodine* (o *aeromobili a sustentazione dinamica*) sono aeromobili più pesanti dell'aria, la cui sustentazione è ottenuta mediante una azione aerodinamica sulle superfici portanti del mezzo, cioè un moto relativo tra le particelle d'aria e le superfici, generando una *reazione aerodinamica*, formata da una componente ortogonale al moto chiamata *portanza*, che garantisce la sustentazione.

Quest'organo può essere un'*ala*, nel caso dei velivoli ad ala fissa, un *rotore* nel caso di un aeromobile ad ala rotante come l'elicottero o l'*ugello di scarico* di un motore turbogetto in ausilio alle ali, come ad esempio nel caso di aeromobili *V/STOL* (*Vertical and/or Short Take Off and Landing*) o come i razzi ad uso civile (e.g. lanciatori per usi spaziali) o militari.

Queste diverse tipologie di classificazione verranno descritte nel prosieguo del capitolo.

2.3 Richiami di meccanica del volo

Prima di introdurre le diverse classificazioni possibili per le aerodine, è opportuno richiamare alcuni concetti di meccanica del volo per definire quali sono le forze in gioco in un aeromobile, e soprattutto quali sono e come si generano quelle utili alla sustentazione e al moto in volo.

La meccanica del volo è la materia che studia il moto e le prestazioni di un generico veicolo in volo. Per *prestazioni* si intendono tutte le caratteristiche del velivolo deducibili attraverso la schematizzazione di punto materiale rappresentante il centro di massa dell'aeromobile e ipotizzandolo come un *corpo rigido*.

La descrizione del moto di un velivolo necessita la scelta di sistemi di riferimento rispetto ai quali riferire il moto dell'aeromobile [9, pp. 10-14].

E' opportuno distinguere due tipi di sistemi di riferimento: uno, nel quale definire la posizione e la velocità dell'aeromobile al fine di scrivere le equazioni del moto, l'altro, generalmente distinto dal primo, in cui proiettare le equazioni del moto medesime.

Nella meccanica del volo atmosferico il sistema di riferimento del primo tipo corrisponde al *riferimento terrestre*, considerato inerziale nei limiti delle applicazioni, mentre il riferimento dove si proiettano le equazioni del moto è in genere solidale con il velivolo, e viene chiamato sistema di *riferimento body*. In alcuni casi è conveniente scrivere le equazioni del moto rispetto ad un sistema di riferimento solidale alla velocità di volo, chiamato *riferimento intrinseco*.

Nella meccanica del volo atmosferico si considera che la terra sia piatta e che il sistema di riferimento ad essa solidale sia inerziale. Fra le diverse scelte del sistema di assi, si sceglie la terna (x, y, z) avente l'origine coincidente con la proiezione sul piano orizzontale della posizione iniziale del velivolo, l'asse x giacente nel piano orizzontale con direzione e verso tali da indicare in Nord geografico, l'asse z diretto verso il basso come l'accelerazione di gravità, e l'asse y giacente nel piano orizzontale e orientazione tale da avere una terna destrorsa.

Se si schematizza il velivolo come corpo rigido, si impiega un sistema di riferimento di assi corpo o *body* (x_B, y_B, z_B) per definire l'orientazione del velivolo rispetto al riferimento inerziale.

Il sistema di riferimento è solidale con l'aeromobile ed ha l'asse x_B giacente nel piano di simmetria del velivolo, parallelo a una direzione longitudinale opportunamente prefissata, l'asse y_B perpendicolare al piano di simmetria e verso tale che il pilota veda sulla sua destra il verso delle y_B crescenti. L'asse z_B , giacente nel piano di simmetria, è perpendicolare a entrambi gli assi della terna, in modo da formare una terna di assi destrorsa. Per definire l'orientazione del riferimento corpo rispetto al riferimento inerziale sono necessari tre parametri che prendono il nome di *angoli di Eulero*.

I tre assi perciò assumono il nome dell'angolo da controllare ai fini della stabilità:

- Asse di *rollio* (*roll*): corrispondente all'asse longitudinale dell'aeromobile (stabilità longitudinale)
- Asse di *beccheggio* (*pitch*): corrispondente all'asse trasversale dell'aeromobile (stabilità trasversale)
- Asse di *imbardata* (*yaw*): corrispondente all'asse verticale dell'aeromobile (stabilità verticale)

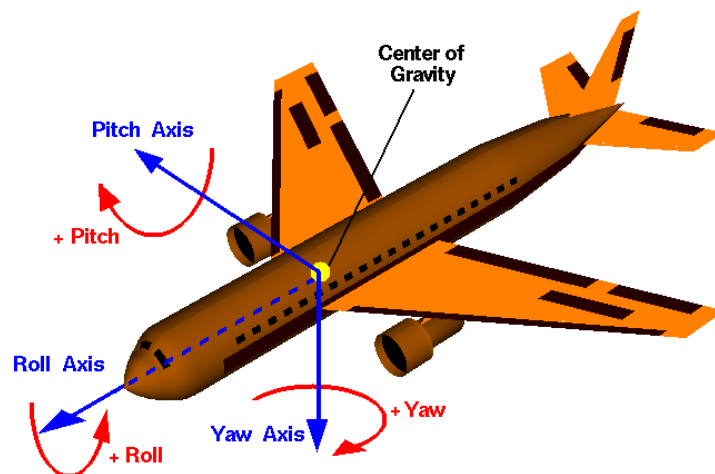


Figura 2-2 Assi di riferimento per comandi di volo.

Nel calcolo delle prestazioni il riferimento *body* è introdotto al fine di riferire l'orientamento della velocità di volo rispetto al velivolo mediante i cosiddetti *angoli aerodinamici* che sono definiti successivamente. Questi assi di riferimento costituiscono gli assi di controllo del moto di un aeromobile convenzionale tramite i suoi comandi di volo.

Il *riferimento intrinseco* è utilizzato per proiettare le equazioni del moto nel caso in cui l'aeromobile sia schematizzato come punto materiale. Tale sistema ha l'origine degli assi nel baricentro del velivolo, l'asse x_v coincidente con la direzione della velocità, l'asse z_v , perpendicolare a x_v e giacente nel piano verticale contenente baricentro e velocità, e l'asse y_v , perpendicolare a entrambi x_v e z_v , con orientazione tale da avere una terna destra.

Concludendo, esiste una sistema di riferimento di supporto chiamato *sistema di riferimento vento*, con assi (x_w, y_w, z_w) . Questo sistema definisce l'orientazione della velocità relativa ed ha una direzione coincidente con la stessa velocità relativa, comprendendo perciò l'eventuale contributo del vento. Il sistema di assi vento è definito con l'asse x_w coincidente con la direzione e verso della velocità relativa e l'asse z_w perpendicolare a x_w e giacente nel piano di simmetria (x_B, y_B) dell'aeromobile. L'asse y_w è perpendicolare a x_w e z_w ed ha verso tale da formare una terna destra.

Per definire l'orientamento della terna di assi vento rispetto alla terna di assi corpo si introducono due angoli (detti *angoli aerodinamici*) che prendono il nome di *angolo di incidenza* α e *angolo di derapata* β . Le componenti della velocità in assi body sono date dalla seguente relazione vettoriale:

$$\mathbf{v} = \begin{bmatrix} u \\ v \\ w \end{bmatrix} = v \begin{bmatrix} \cos \alpha \sin \beta \\ \sin \beta \\ \sin \alpha \cos \beta \end{bmatrix}$$

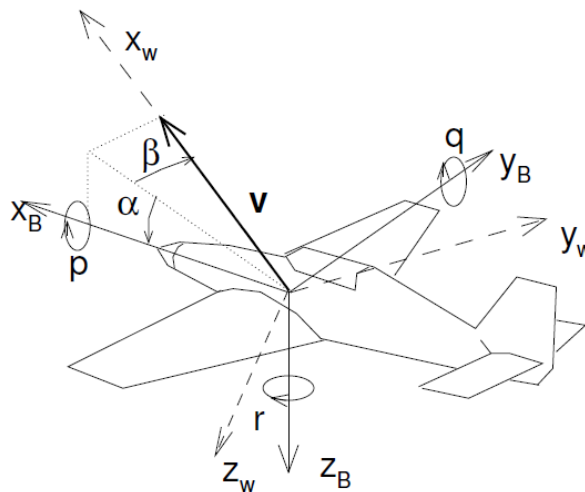


Figura 2-3 Sistemi di riferimento e angoli per la meccanica del volo.

Quest'ultima relazione fornisce l'esatta definizione di α e β a partire dalle componenti di velocità in assi corpo u , v e w . Con riferimento alla Figura 2-3, β è definito come l'angolo formato dalla velocità con il piano di simmetria del velivolo, mentre α è l'angolo formato dalla proiezione ortogonale di v sul piano di simmetria dell'aeromobile con l'asse longitudinale x_B .

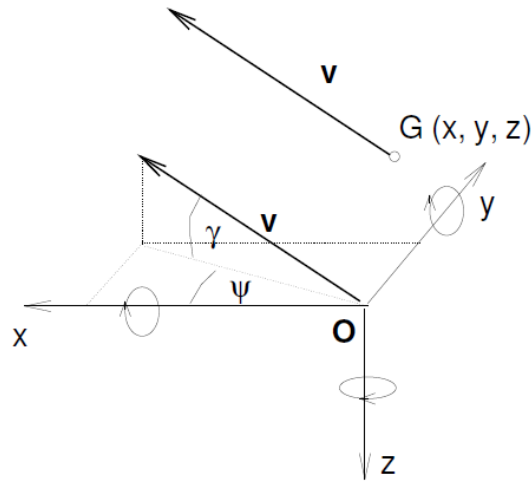


Figura 2-4 Definizione di angolo di rampa e di rotta.

Allo scopo di analizzare l'orientamento degli assi vento rispetto al riferimento inerziale, dove è riportato il vettore v nel riferimento inerziale, applicato nel centro di massa dell'aeromobile, si può definire l'angolo γ detto *angolo di rampa*, che definisce l'inclinazione di v rispetto al piano $(x - y)$ (rotazione attorno all'asse di pitch), mentre l'angolo ψ detto *angolo di rotta*, stabilisce l'orientamento della proiezione ortogonale di v sul piano $(x - y)$ rispetto al sistema inerziale (rotazione attorno all'asse di yaw).

A completamento della descrizione dell'orientamento del riferimento aerodinamico rispetto a quello terrestre (inerziale), si introduce l'*angolo di rollio* (bank angle) ϕ definito come l'angolo formato dall'asse vento z_w con il piano verticale passante per il baricentro del velivolo che si appoggia al vettore velocità (rotazione attorno all'asse di roll).

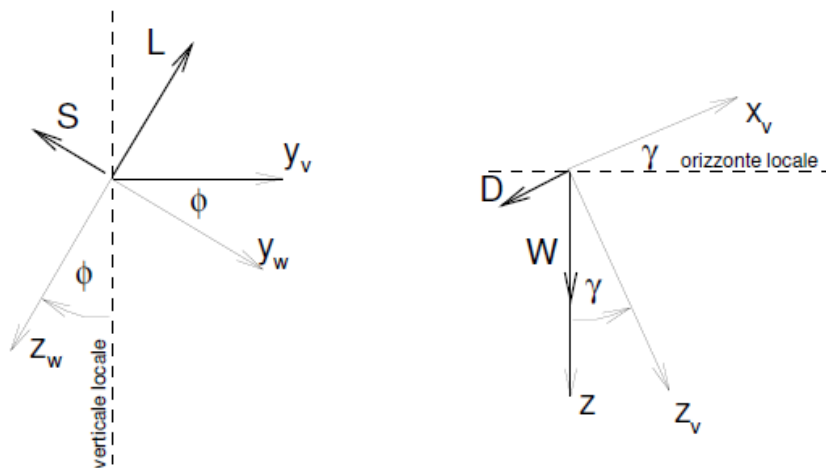


Figura 2-5 Definizione di angolo di rollio e di rampa.

2.3.1 La superficie portante

La *superficie portante* è l'elemento aerodinamico che consente ad un aeromobile di potersi sostenere e muoversi in volo, ed è caratterizzato dai seguenti parametri geometrici [10]:

1. Semiapertura alare $\frac{b}{2}$ (distanza retta dalla center line al tip, riferita alla sua proiezione in pianta)
2. Apertura alare b (distanza retta tip-tip, riferita alla sua proiezione in pianta)
3. Superficie alare di riferimento geometrica S (proiezione in pianta, sul piano orizzontale)
4. Corda alare in pianta c , secondo le bitangenti alla corda in sezione

5. Dorso alare od estradosso
6. Ventre alare od intradosso
7. Piano longitudinale di sezione (parallelo al piano di simmetria longitudinale XZ)

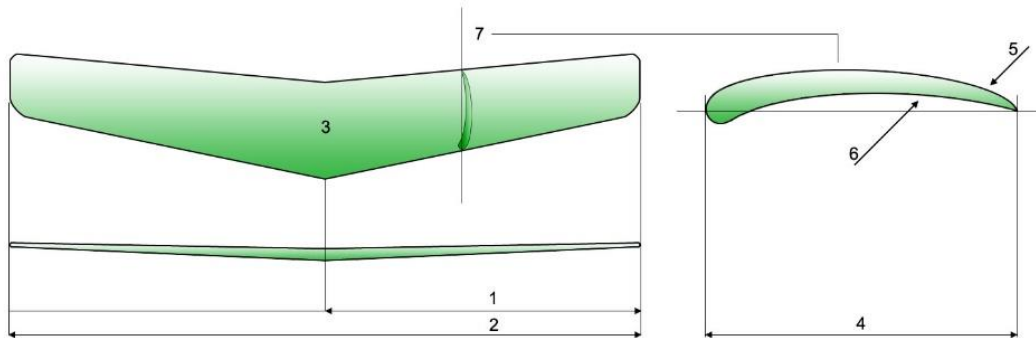


Figura 2-6 Parametri e caratteristiche geometriche di una superficie portante.

La generazione della sustentazione di una superficie portante è caratterizzata in prima battuta dallo studio della forma del suo *profilo aerodinamico*, che rappresenta la sezione del piano longitudinale di sezione.

Il profilo aerodinamico (*o profilo alare*) è la linea di contorno della sezione di una superficie generica portante ottenuta dall'intersezione della superficie stessa con un piano parallelo al piano di simmetria dell'aeromobile.

Per definire in modo univoco un profilo alare occorre assegnare le seguenti grandezze geometriche:

1. Linea di portanza nulla, inclinata rispetto l'orizzontale locale di un angolo $\alpha_{l=0}$
2. Bordo d'attacco (Leading edge)
3. Cerchio osculatore del bordo d'attacco (Leading edge radius)
4. Curvatura
5. Spessore (spesso normalizzato rispetto alla corda)
6. Dorso o estradosso
7. Bordo d'uscita (Trailing edge)
8. Linea media
9. Ventre o intradosso

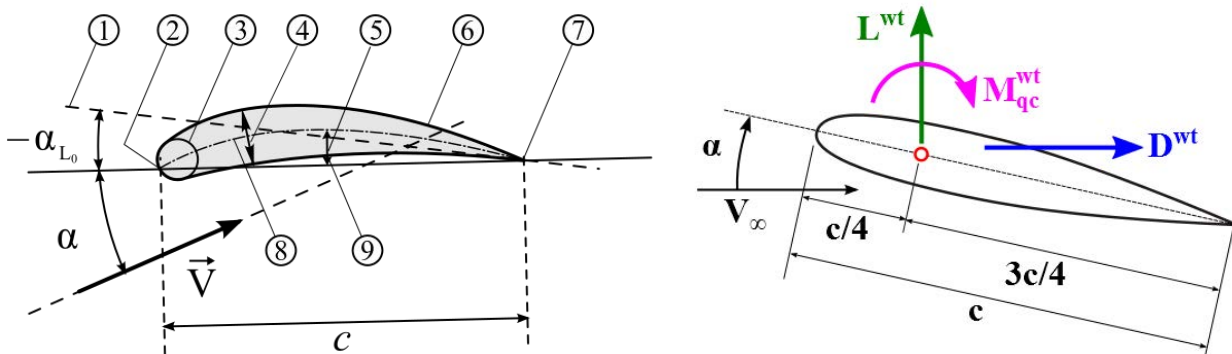


Figura 2-7 (a) Parametri e caratteristiche geometriche di un profilo alare; (b) Forze e momento generati da un profilo alare.

La lettera c simboleggia la *corda alare del profilo*, definita come la distanza retta che unisce il bordo d'attacco al bordo d'uscita del corpo (per quanto sopra definito); è una caratteristica geometrica del corpo, univocamente determinata.

Il moto relativo tra il flusso d'aria e il profilo genera una reazione aerodinamica in modo differente a seconda del regime di moto, cioè a seconda del valore del numero di Mach $M = \frac{v}{a}$ (a =velocità del suono):

- Se $M < 1$: regime subsonico.
- Se $0.7 < M < 1.2$: regime transonico
- Se $M > 1$: regime supersonico

La descrizione in dettaglio dei fenomeni associati al regime di moto non è scopo di questa tesi, e per questo si rimanda l'argomento a testi specializzati, come *Fundamentals of Aerodynamics* di John D. Anderson [10]. Dal punto di vista visivo però, i profili possono essere riassunti brevemente nella figura sottostante:

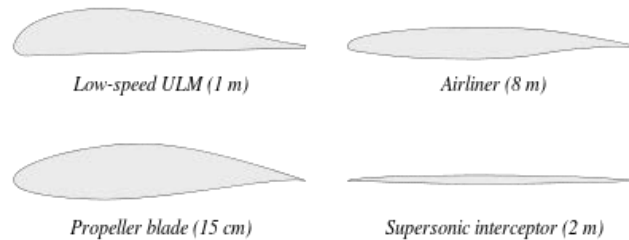


Figura 2-8 Forme tipiche dei profili alari a seconda del regime di moto.

E' possibile notare che profili subsonici dedicati ad aeromobili di piccola taglia ed eliche propulsive hanno un profilo con bordo d'attacco arrotondato e bordo d'uscita appuntito, mentre aeromobili supersonici come quelli militari hanno un profilo molto sottile con i bordi d'attacco e d'uscita appuntiti. Indipendentemente dal regime di volo, l'incidenza del flusso aerodinamico con il profilo genera una *reazione aerodinamica*, composta nel piano del profilo alare da due componenti: la *portanza* l (componente perpendicolare al moto) e la *resistenza* d (componente parallela al moto). Il punto d'applicazione della reazione viene chiamato *centro di pressione*, e varia a seconda dell'angolo d'incidenza del flusso. Come prima approssimazione, questo punto si trova ad un quarto della corda, come osservabile nella Figura 2-7 (b).

Assegnati i valori della velocità v e della densità di massa ρ del flusso aerodinamico incidente e della corda del profilo c , le relazioni delle componenti nel piano della reazione aerodinamica sono:

$$l = \frac{1}{2} \rho c_l c v^2 \quad d = \frac{1}{2} \rho c_d c v^2$$

con c_l e c_d rispettivamente il *coefficiente di portanza* e di *resistenza del profilo alare* ed indicate con L^{wt} e D^{wt} nella Figura 2-7 (b). Le componenti sono ovviamente espresse in $[N]$, considerando il profilo come una superficie aerodinamica con corda c e lunghezza trasversale al piano (*apertura*) unitaria.

Il rapporto tra i due coefficienti determina l'*efficienza aerodinamica del profilo*:

$$e = \frac{c_l}{c_d}$$

Il calcolo dei due coefficienti dipende fortemente dalla tipologia di moto e, dato che l'aeromobile oggetto della tesi (Zenith CH 701 STOL) è basso subsonico ($M < 0.3$), si definiranno le relazioni per queste grandezze solo per questa tipologia di regime di moto.

E' noto dall'aerodinamica teorica che il coefficiente di portanza di un profilo alare c_l è dato dalla relazione di Munk:

$$c_l = c_{l,\alpha} (\alpha - \alpha_0)$$

Il coefficiente di resistenza c_d del profilo invece viene di solito ottenuto tramite formule che interpolano dei dati sperimentali ottenuti in galleria del vento su alcune famiglie di profili a diversi angoli d'incidenza, conoscendo perciò tutte le caratteristiche geometriche e i valori della velocità e della densità di massa del flusso incidente.

Nel grafico sottostante sono tracciati i grafici di c_l , c_d ed e in funzione dell'angolo d'incidenza del flusso [11, p. (3) 6]:

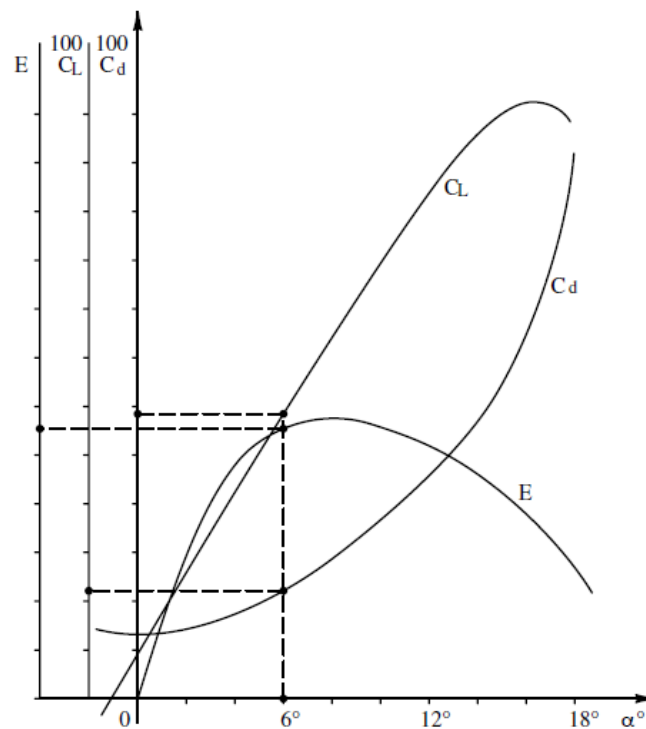


Figura 2-9 Curve caratteristiche dei coefficienti di portanza e resistenza ed efficienza aerodinamica di un profilo alare.

Nella relazione del Munk, α_0 è l'angolo di attacco corrispondente alla direzione di portanza nulla (chiamato anche $\alpha_{l=0}$) e dipende dalla linea media del profilo.

Se il profilo è sufficientemente sottile, il gradiente di portanza $c_{l,\alpha}$ è 2π , perciò è scarsamente dipendente dalla curvatura e dallo spessore percentuale.

Per elevati valori dell'incidenza la legge di variazione del coefficiente di portanza si discosta sempre più dalla formula fino a raggiungere un'incidenza, chiamata incidenza critica o di stallo, al di sopra della quale il coefficiente di portanza decresce.

Il coefficiente di portanza massimo corrispondente allo stallo $c_{l,max}$ perciò è direttamente proporzionale alla curvatura del profilo ed è fortemente influenzato dal numero di Reynolds del flusso incidente. Tale fenomeno non è lineare, ed è dovuto al fenomeno alla separazione della vena fluida dal dorso del profilo.

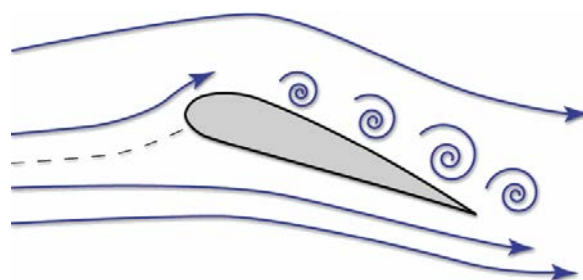


Figura 2-10 Linee di corrente schematiche durante il fenomeno dello stallo.

Da un punto di vista ideale, si possono avere stalli di bordo d'uscita e stalli di bordo d'attacco. Nello stallo di bordo d'uscita, al crescere dell'incidenza, a causa dell'avanzamento verso il bordo d'entrata del punto di minima pressione, la regione con gradiente di pressione avverso aumenta la propria estensione. All'incidenza di stallo tale zona è così ampia che un ulteriore incremento dell'incidenza determina una riduzione del coefficiente di portanza.

Ne consegue che l'andamento del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo di incidenza in prossimità dell'incidenza critica è graduale, mostrando per $c_l = c_{l,max}$ una regione relativamente appiattita. Nello stallo di bordo d'entrata, la vena fluida che transita in prossimità del bordo d'entrata subisce una separazione in regime laminare e poi un successivo riattacco in regime turbolento. La zona di separazione così determinata aumenta la propria estensione fino all'incidenza critica dove, a causa dei forti gradienti di pressione positivi, estende la propria ampiezza all'intera superficie dorsale provocando una improvvisa caduta di portanza. In questo caso lo stallo si presenta senza alcun preavviso e le variazioni del coefficiente di portanza a cavaliere dell'incidenza critica sono violente e repentine.

Tuttavia esistono condizioni in cui il fenomeno dello stallo presenta peculiarità intermedie a quelle descritte. In ogni caso si nota un incremento del $c_{l,max}$ e una maggiore gradualità del fenomeno al crescere del numero di Reynolds.

La portanza, essendo la componente di una forza risultante dalla sommatoria delle pressioni differenziali agenti sull'estradosso ed intradosso del profilo, esplica anche un momento rispetto all'asse trasversale al piano del profilo alare (riferimento grafico nella Figura 2-7 (b)), spesso corrispondente con l'asse di beccheggio dell'aeromobile. Per questo motivo, il momento viene chiamato *momento di beccheggio del profilo* [10] ed è pari a:

$$m = \frac{1}{2} \rho c_m c^2 v^2$$

con c_m chiamato *coefficiente del momento di beccheggio del profilo*. Il momento è applicato rispetto ad un punto del profilo chiamato *centro aerodinamico*, che coincide con il centro di pressione solo se il profilo è simmetrico, come visibile nella figura sottostante:

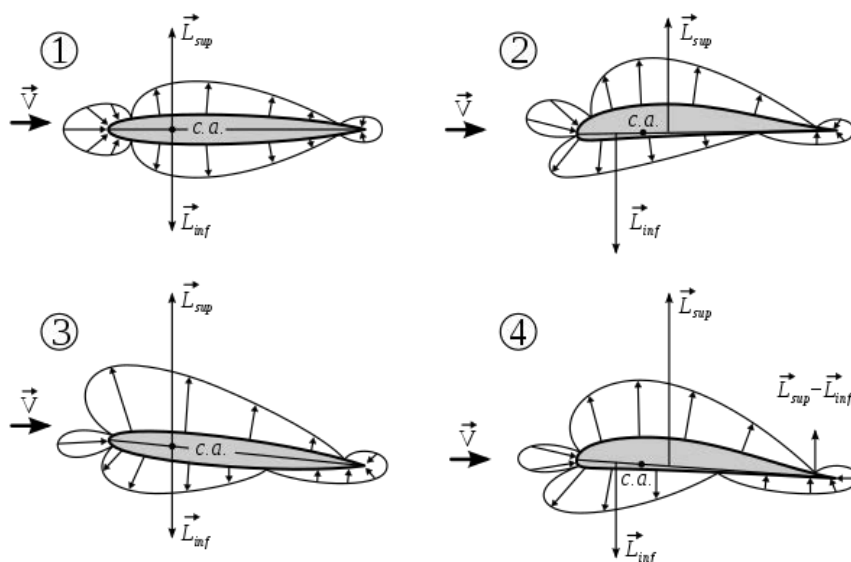


Figura 2-11 Posizione del centro aerodinamico (c.a.) in un profilo simmetrico (1-3) e asimmetrico (2-4).

Teoricamente, anche se le possibili forme bidimensionali delle sezioni alari sono infinite, nella pratica quelle maggiormente studiate ed utilizzate sono un piccolo sotto insieme e vengono caratterizzate da sigle univoche che ne definiscono in dettaglio le caratteristiche geometriche e prestazionali e, in genere, vengono raggruppate in specifiche serie e/o famiglie. Esempi di famiglie di profili sono NACA, Gottinga e Clark.

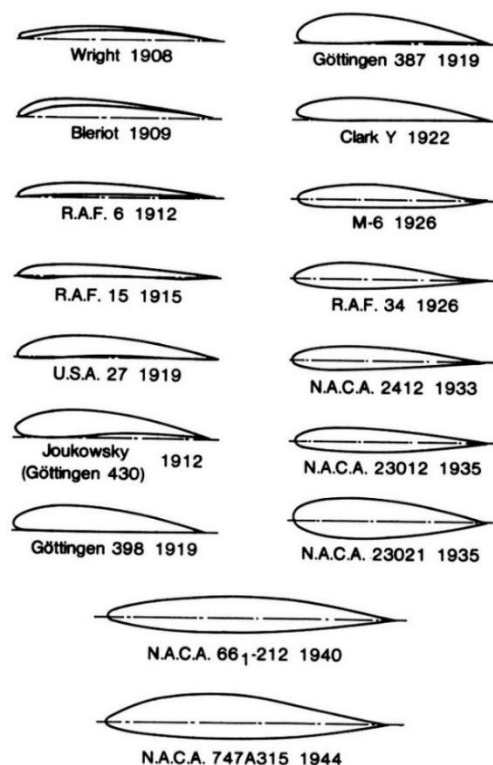


Figura 2-12 Principali famiglie di profili alari.

Dal punto di vista geometrico, una plausibile classificazione delle famiglie dei profili non simmetrici può essere compiuta, basandosi sulla forma della curvatura assunta dal ventre e dal dorso, osservando l'andamento complessivo del contorno stesso:

- *Concavo convessi*: hanno l'estradosso convesso e l'intradosso concavo (e.g. *Gottinga 335*), oppure estradosso convesso ma intradosso con tratti convesso nella zona prodiera e concavo nella rimanente zona poppiera (e.g. *Gottinga 532*);
- *Piano convessi*: l'estradosso è convesso, mentre gran parte dell'intradosso è piatto (e.g. *Clark Y*);
- *Biconvessi*: intradosso ed estradosso hanno curvature opposte; se i contorni superiore ed inferiore sono differenti, si parlerà di profili biconvessi asimmetrici (e.g. *NACA 2412*), viceversa se hanno curvatura identica ma opposta (simmetrica rispetto la corda geometrica), si parlerà di profili biconvessi simmetrici (e.g. *NACA 0012*);
- *A doppia curvatura o autostabili*: hanno estradosso ed intradosso con tratti opposti convessi-concavi nella zona frontale e concavi-convessi nella rimanente zona posteriore, assumendo un caratteristico andamento ad 'S' con il bordo d'uscita lievemente rialzato (e.g. *NACA M 24*); talvolta invece l'intero ventre può essere interamente concavo (e.g. *NACA M 6*) con il bordo d'uscita dalla tipica forma rialzato o *reflex*.

Altre classificazioni importanti sono fatte basandosi su alcune specifiche caratteristiche fluidodinamiche, come l'estensione della laminarità su buona parte del contorno (famiglie cosiddette *laminari*), oppure idonee a ritardare e/o mitigare il più possibile gli effetti nocivi legati alla comprimibilità per consentire di volare a numeri di Mach corrispondenti ad un regime transonico (0.60-0.85) in crociera (famiglie cosiddette *supercritiche* o di *Whitcomb*) [10].

Ritornando alla superficie portante intera, essa assume in parte le stesse definizioni del profilo alare, adattate alla superficie, come osservabile nella figura sottostante.

La forma plantare [9, pp. 38-39] può essere caratterizzata geometricamente tramite alcuni parametri, di seguito riportati.

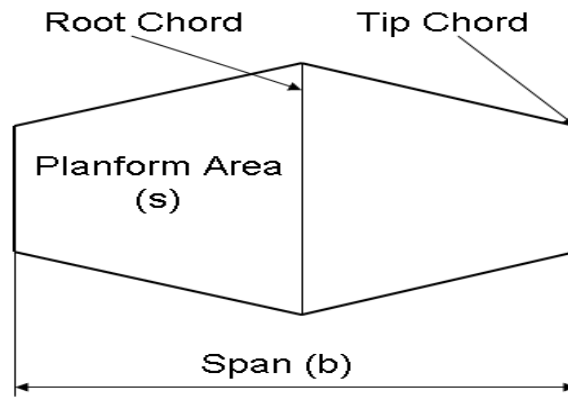


Figura 2-13 Parametri geometrici di una superficie portante.

Il primo è l'allungamento alare o rapporto d'aspetto (*aspect ratio*) AR , pari al rapporto tra il quadrato dell'apertura (span) e la superficie (planform area):

$$AR = \frac{b^2}{S}$$

Il secondo è il rapporto di rastremazione, pari al rapporto fra la corda all'estremità della superficie (tip chord) c_t e la corda alla radice (root chord) c_r :

$$\lambda = \frac{c_t}{c_r}$$

Ad esempio, se $\lambda = 1$, la superficie portante ha pianta *rettangolare*. La forma in pianta, indipendentemente dal regime di velocità di volo, riveste una grande importanza poichè da essa dipende la distribuzione di portanza lungo l'apertura. Dato che le corde componenti una superficie aerodinamica possono variare lungo l'apertura, è necessario introdurre la definizione di *MAC* (*Mean Aerodynamic Chord*):

$$MAC = \frac{2}{S} \int_0^{\frac{b}{2}} c^2(y) dy$$

con $c^2(y)$ il quadrato della corda del profilo alla coordinata y dell'apertura ($y=0$ alla radice).

Nel caso in cui l'ala abbia la stessa corda lungo tutta l'apertura (piana rettangolare, e.g. Zenith CH 701 STOL), si ha che $MAC \equiv c$.

Un altro parametro è l'*angolo di freccia*, misurato in gradi e corrispondente all'angolo compreso tra una superficie portante e il piano trasversale dell'aeromobile. Viene solitamente utilizzato il bordo d'attacco come punto di riferimento, ma esistono casi in cui è necessario specificare anche l'angolo di freccia al bordo d'uscita.

L'angolo è convenzionalmente considerato positivo quando la superficie è rivolta verso la coda e negativo quando è rivolta verso la prua.

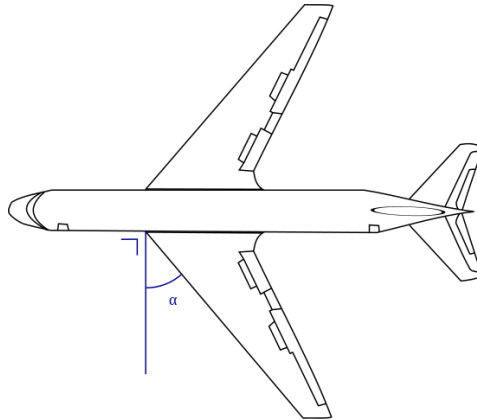


Figura 2-14 Definizione di angolo di freccia.

Allo scopo di avere una variabile di progetto in più per il controllo della distribuzione di portanza lungo l'apertura, le corde dei profili di una superficie portante non sono in generale parallele tra di loro, ma presentano un angolo di calettamento alla struttura dell'aeromobile diverso ad intervalli prestabiliti. Si ha perciò una superficie portante *svergolata geometricamente*, che insieme alla forma plantare consente di ottenere una conveniente distribuzione di portanza in relazione alle caratteristiche aerodinamiche richieste. In alcuni casi, lo svergolamento viene quantificato mediante l'*angolo di twist geometrico*, che rappresenta l'anomalia tra l'angolo di calettamento del profilo alla radice (*root section*) della superficie e l'angolo di calettamento del profilo all'estremità (*tip section*) della superficie e rappresentato nella figura sottostante, mostrando la convenzione di segno:

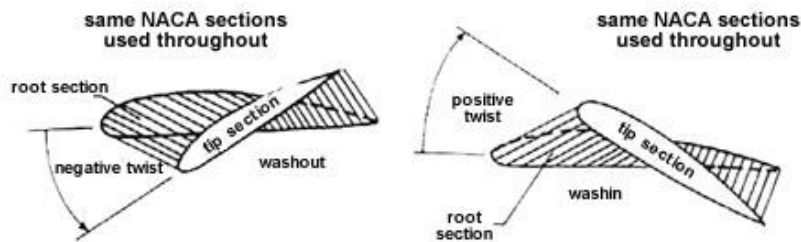


Figura 2-15 Definizione di angolo di twist geometrico in un profilo NACA.

Esiste anche il caso in cui è necessario avere spessori del profilo diversi a seconda della distanza della radice. In questo caso si parla di una superficie *svergolata aerodinamicamente*, e quantificata dal rapporto di spessore (*taper thickness ratio*), pari al rapporto tra gli spessori ad una certa coordinata (x) del profilo alla radice e del profilo all'estremità, come raffigurato nella figura sottostante:

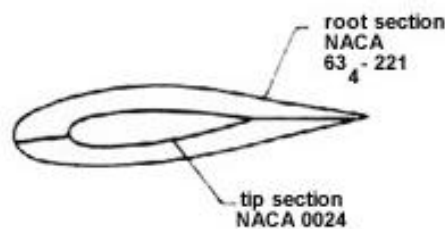


Figura 2-16 Definizione di angolo di twist aerodinamico tra un profilo NACA 63-221 e NACA 0024.

Il rapporto di rastremazione, insieme agli angoli di twist geometrico ed aerodinamico e all'angolo di freccia, possono modificare significativamente la geometria e di conseguenza la funzionalità della superficie aerodinamica.

L'assegnazione di questi parametri geometrici implica perciò la suddivisione delle superfici in due grandi categorie:

- *Superfici a profilo costante*: superfici con il medesimo profilo in ogni sezione nel senso della semiapertura procedendo dall'asse di simmetria verso l'estremità;
- *Superfici a profilo variabile*: superfici con profili differenti a seconda della distanza dall'asse longitudinale, seguendo leggi di variazione particolari tra le stazioni di riferimento stesse.

2.3.2 Forze agenti su un aeromobile

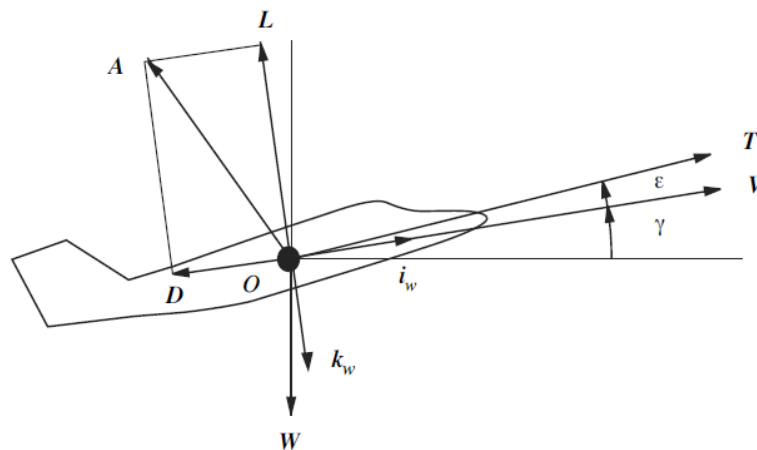


Figura 2-17 Forze agenti su un aeromobile in volo.

Assumendo ora l'aeromobile come un punto materiale posizionato nel centro di massa dell'aeromobile e rappresentante un corpo rigido, si possono considerare le forze agenti su di esso per la successiva scrittura delle equazioni del moto.

La prima forza considerata è **W**, che rappresenta la forza peso complessiva dell'aeromobile in volo, ed è costituito dalle seguenti voci:

- *Peso a vuoto (OEW - Operating Empty Weight)*: rappresenta il peso della struttura dell'aeromobile a vuoto, pronto per l'imbarco dell'equipaggio, dei passeggeri e/o delle merci e del carburante;
- *Carico utile (Total Payload)*: comprende l'equipaggio di bordo, i passeggeri e/o merci;
- *Carico carburante (Total Fuel Loaded)*: comprende il peso del carburante imbarcato per il viaggio prestabilito.

Per questioni di sicurezza, ogni calcolo per la determinazione delle prestazioni di un aeromobile è fatto nel caso di aeromobile a pieno carico, imposto dal manuale di volo o dalla norma certificativa considerata, a seconda del contesto. Il peso massimo al decollo lordo dell'aeromobile viene contraddistinto con l'acronimo *MTOW* (*Maximum Take Off Weight*).

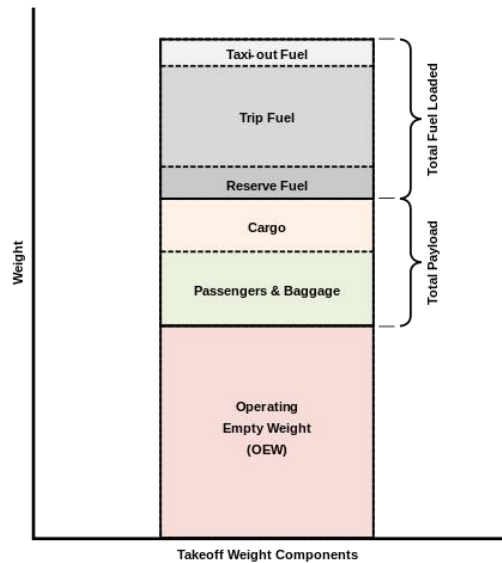


Figura 2-18 Componenti caratteristiche della forza peso.

Il peso del velivolo, a meno delle variazioni legate al consumo di combustibile, è costante ed è un vettore avente comunque direzione costantemente verticale rispetto al riferimento inerziale. Le componenti del peso negli assi intrinseci, si esprimono in relazione all'angolo di rampa γ .

$$\mathbf{W} = mg \begin{bmatrix} -\sin\gamma \\ \cos\gamma \\ 0 \end{bmatrix}$$

Reazione aerodinamica (Aerodynamic force) $\mathbf{F o A}$: forza generata (per il Terzo Principio della Dinamica di azione e reazione) dall'incidenza di un flusso d'aria in un corpo opportunamente sagomato (l'aeromobile in questo caso), calcolabile tramite il Teorema di Reynolds e applicata nel centro di pressione della superficie aerodinamica:

$$\vec{\mathbf{F}} = - \iint_A p \hat{\mathbf{n}} \, dA + \iint_A \tau \hat{\mathbf{t}} \, dA = \frac{1}{2} \rho \vec{\mathbf{c}}_F A v^2$$

dove $\hat{\mathbf{n}}$ e $\hat{\mathbf{t}}$ sono rispettivamente il versore normale uscente e tangenziale alla superficie del velivolo. Dalla Figura sembra che il baricentro coincida con il centro di pressione; in realtà, per semplificare l'analisi, si preferisce ipotizzare che questi due punti siano molto vicini tra loro, raggruppandoli in un solo punto.

La reazione aerodinamica (o il vettore \mathbf{c}_F) nel riferimento vento è formata dalle seguenti componenti:

$$\mathbf{F} = - \begin{bmatrix} D \\ S \\ L \end{bmatrix} = - \frac{1}{2} \rho v^2 S \begin{bmatrix} c_D \\ c_S \\ c_L \end{bmatrix}$$

Nel riferimento intrinseco invece, le componenti sono espresse nel modo seguente:

$$\mathbf{F} = \begin{bmatrix} -D \\ L \sin \varphi - S \cos \varphi \\ -L \cos \varphi - S \sin \varphi \end{bmatrix} = \frac{1}{2} \rho v^2 S \begin{bmatrix} -c_D \\ c_L \sin \varphi - c_S \cos \varphi \\ -c_L \cos \varphi - c_S \sin \varphi \end{bmatrix}$$

Resistenza (Drag) D: componente parallela alla direzione e verso contrario al moto, ha carattere dissipativo.

La resistenza di un corpo in volo può essere decomposta in vari contributi dipendentemente delle forze elementari che la generano, precisando che tale decomposizione è del tutto ideale poichè la resistenza si manifesta come un'unica forza agente sul velivolo.

La *resistenza di attrito* è dovuta alle azioni tangenziali scambiate fra fluido e superficie del corpo e rappresenta la conseguenza diretta degli effetti della viscosità dell'aria. Essa si manifesta in modo significativo sui corpi sottili o affusolati per i quali risulta elevata la superficie lambita dal fluido (*superficie bagnata*), mentre per i corpi tozzi forniscono un modesto contributo alla resistenza totale.

La *resistenza di pressione* è legata all'azione delle pressioni normali esercitate dal fluido sulla superficie del velivolo, e prodotta dal parziale recupero di pressione a poppa dovuto agli effetti della separazione del flusso. Al contrario del caso precedente, è rilevante per corpi tozzi per i quali costituisce il grosso della resistenza complessiva, mentre nei corpi sottili o affusolati essa fornisce un contributo di modesta entità.

La *resistenza indotta* è il risultato della generazione della portanza, e oltre ad essere funzione del coefficiente di portanza dell'aeromobile e dell'aspect ratio delle ali, è causata dalla distribuzione di velocità indotte dai vortici di scia che si distaccano dalle regioni posteriori del velivolo. Quest'aspetto viene matematicamente riassunto dal *fattore di Oswald e*, il cui valore dipende dalla configurazione delle ali dell'aeromobile rispetto alla struttura intera.

L'ultima componente è la *resistenza d'onda*, che si manifesta ai regimi delle alte velocità di volo quando, in almeno un punto della superficie dell'aeromobile, la velocità del fluido è maggiore di quella del suono locale.

La seconda componente della reazione aerodinamica è la *devianza S*, perpendicolare al piano formato dai versori di *L* e *D*. E' non nulla in caso di *volo in derapata* ($\beta \neq 0$), e può provocare un decadimento delle prestazioni complessive.

L'ultima componente è la *portanza (Lift) L*, ortogonale alla direzione del moto. E' la componente che permette la sostentazione e le manovre per un aeromobile in volo. Questa forza considera l'intero aeromobile, perciò la portanza da considerare è quella generata da ogni superficie portante del veicolo; Una volta calcolato il coefficiente della portanza c_L tramite le diverse teorie disponibili per il regime di moto subsonico (e.g. *Teoria di Prandtl* per ali dritte o *di Weissenger* per ali a freccia), il coefficiente di resistenza è pari a:

$$c_D = c_{D,0} + \frac{c_L^2}{\pi AR e}$$

con $c_{D,0}$ il coefficiente di resistenza dell'aeromobile quando la portanza è nulla.

Questa relazione permette di tracciare un grafico chiamato *polare dell'aeromobile* [11, pp. 21-22], molto importante per la caratterizzazione delle sue prestazioni, e per la determinazione di assetti particolari di volo, chiamati *assetti caratteristici*.

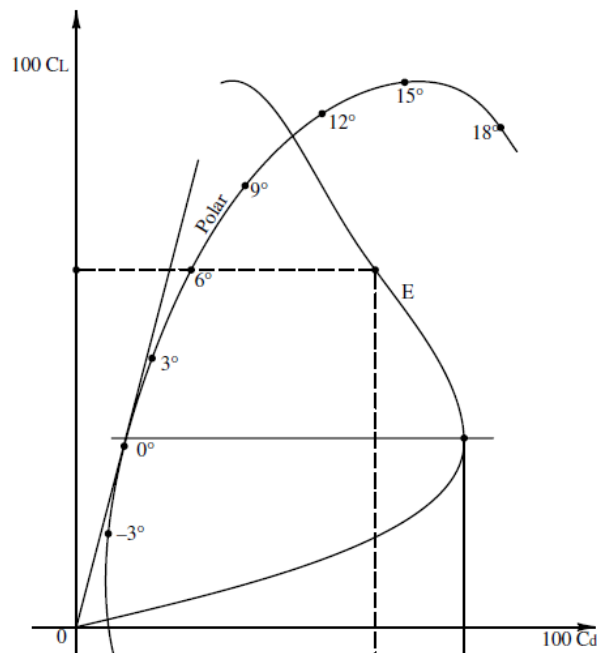


Figura 2-19 Polare di un aeromobile.

Il punto d'intersezione tra la curva e l'asse delle ascisse rappresenta $c_{D,0}$.

L'ultima forza considerata è T , che rappresenta la *trazione (o spinta - thrust)* esercitata dal propulsore in una certa fase di volo. Il velivolo, per avanzare senza perdere energia meccanica a causa delle dissipazioni della resistenza aerodinamica, deve avere una spinta propulsiva che bilanci questa dissipazione, scegliendo l'opportuno sistema di propulsione più adatto per l'applicazione richiesta. Il calcolo della spinta dipende dalla tecnologia propulsiva scelta. Per quanto attiene la spinta propulsiva essa è genericamente assegnata attraverso le componenti nelle tre direzioni coordinate:

$$\mathbf{T} = \begin{bmatrix} T_x \\ T_y \\ T_z \end{bmatrix}$$

Un parametro molto importante per definire le prestazioni di un velivolo è l'*efficienza aerodinamica*, rappresentata da un numero puro, corrispondente alla distanza orizzontale percorsa in [km] da un'aeromobile che parte da una quota iniziale di 1000 [m], in assenza di vento:

$$E = \frac{c_L}{c_D}$$

2.4 Prima tipologia di classificazione: modalità di propulsione

La prima tipologia di classificazione delle aerodine è in base alla tecnologia propulsiva scelta:

- Propulsori ad elica
 - *Motoelica*

- Propulsori a getto
 - *Turboreattore (turbojet)*
 - *Turbofan*
 - *Turboelica*
 - *Ramjet*
 - *Scramjet*

Nella categoria dei propulsori a getto esiste anche la classe degli *endoreattori*, utilizzati per razzi militari o per scopi spaziali, come i motori *chimici (solido e liquido)*, *elettrici e nucleari*.

Nonostante i mezzi di propulsione sopraelencati siano completamente diversi dal punto di vista costruttivo, essi hanno in comune il principio di funzionamento basilare della propulsione aerea: accelerare la massa fluida nella direzione opposta al moto. Secondo il tipo di propulsore adottato si hanno differenti espressioni matematiche della spinta propulsiva. In ogni caso, a prescindere dal tipo di propulsore, il vettore T si considera una grandezza assegnata.

Di seguito verrà brevemente descritta solo la tecnologia della propulsione a motoelica, dato che lo Zneith CH 701 STOL è dotato di questa tecnologia propulsiva.

Il propulsore a *motoelica* è un motore aeronautico costituito da un'elica aeronautica, azionata da un motore. L'elica, non essendo altro che una particolare unione di profili alari, sfrutta le sue caratteristiche aerodinamiche in modo da imprimere ad una quantità di aria, un moto opposto alla direzione d'avanzamento del velivolo, provocando la trazione per reazione. Essa è costituita da un mozzo al centro del quale è presente l'asse di rotazione.

Il mozzo è collegato in modo solidale alle pale che hanno la dimensione longitudinale sensibilmente ortogonale all'asse di rotazione. L'elica è in grado di generare spinta propulsiva tramite il moto rotatorio attorno al proprio asse prodotto mediante trasmissione di potenza erogata da un motore.

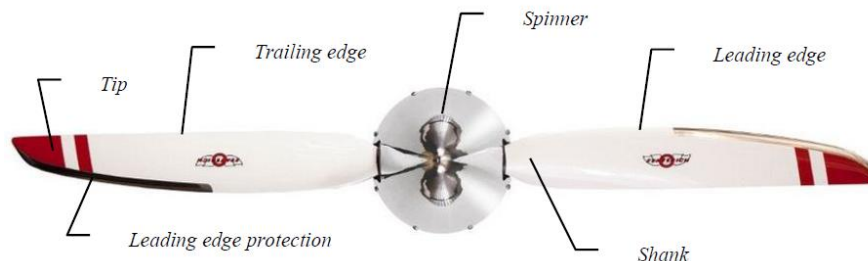


Figura 2-20 Termini caratteristici di un'elica.

Le pale dell'elica, muovendosi in aria, operano come un'ala. Per ottenere una condizione di funzionamento uniforme su tutta la pala dal punto di vista strutturale, l'angolo di calettamento dei vari profili varia in funzione della loro distanza dal mozzo così da avere una superficie di pala svergolata.

Nel loro movimento rotatorio, le pale sono calettate al mozzo con un certo angolo, ricevendo l'incidenza del flusso d'aria dato dall'effetto combinato della velocità di volo e della velocità di rotazione. L'angolo di calettamento viene chiamato comunemente *passo geometrico*. Se quest'angolo è invariabile, si parla di *elica a passo fisso*, altrimenti si parla di *elica a passo variabile (pitch variable propeller)*. Se il passo è variabile solo a terra, si parla di *elica a passo variabile a terra (ground variable pitch propeller)*, mentre se è variabile sia a terra che in volo si parla di *elica a passo variabile in volo*.

Esiste anche una versione che varia automaticamente il passo, a seconda del regime di volo in un certo momento [12, pp. 13-17].

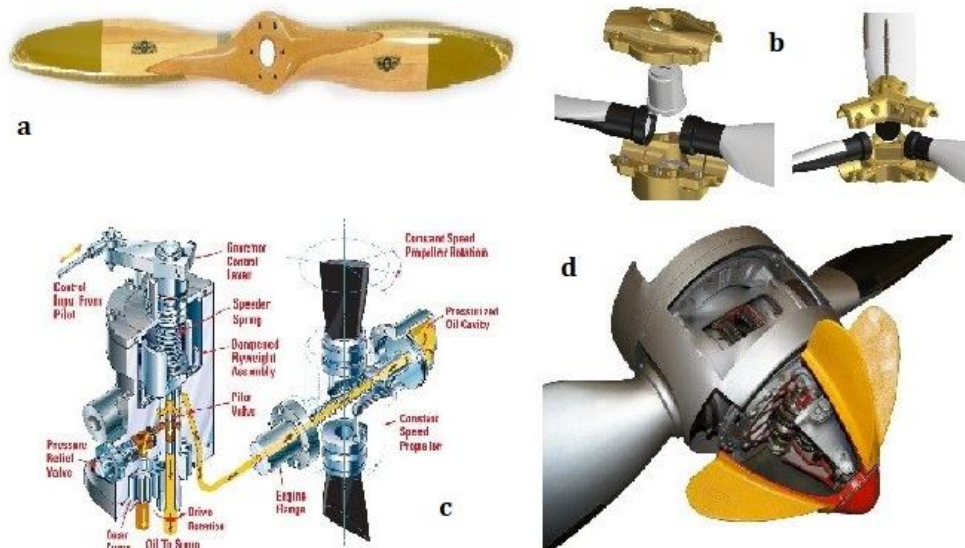


Figura 2-21 (a) Elica bipala fissa in legno; (b) Elica bipala o tripala con passo variabile a terra; (c) Elica bipala con passo variabile in volo; (d) Elica bipala a passo variabile automatico.

La variazione del passo geometrico consente il mantenimento ad alti valori del rendimento propulsivo in ogni operazione di volo.

Sebbene ogni motore a combustione interna possa teoricamente essere utilizzato per mettere in rotazione un'elica aeronautica, le caratteristiche di rapporto peso/potenza e di affidabilità necessarie hanno fatto propendere nel tempo per un limitato numero di tipi di motori, come ad esempio motori in linea, rotativi, a V, radiali o a cilindri contrapposti, nel tempo alimentati con diverse varietà di benzine e additivi, mentre attualmente si impiegano le più affidabili benzine avio (*Avgas*), che sono di qualità strettamente controllata e ad alto numero di ottani.

Vi sono esempi di motori motoelica che adottano motori a pistone rotativo Wankel, elettrici, ad alimentazione Diesel o ad energia solare.

2.5 Seconda tipologia di classificazione: generazione della portanza

La seconda classificazione è in base alla modalità della generazione della portanza, suddividendosi in:

- Aerodine ad ala *fissa*
 - Senza motore: velivoli non dotati di propulsore, chiamati in generale come *libratori* o *veleggiatori* come l'*aliante*, il *deltaplano*, il *paracadute* e il *parapendio*;
 - A motore: qualsiasi velivolo dotato di un organo propulsore, indipendentemente dalla sua tecnologia.



Figura 2-22 Panoramica degli aeromobili ad ala fissa senza motore.

Se provvisto di motore, l'aeromobile ad ala fissa viene chiamato *motovelivolo* o semplicemente aeroplano. A seconda del campo d'applicazione e della loro funzionalità, questa tipologia di aeromobili può essere classificata in aeromobili ad uso *militare* o *civile*. Nel primo caso, gli aeromobili militari si suddividono in:

- *Aereo da caccia*: funzione di abbattere gli aeromobili nemici in volo
- *Aereo da attacco al suolo*: utilizzato a livello tattico contro obiettivi terrestri e come supporto alle azioni di terra
 - *Bombardiere*: generalmente utilizzato con il fine di distruggere obiettivi strategici tramite incursioni aeree. L'aeromobile che incorpora le funzionalità del bombardiere e del caccia è un cosiddetto *aereo caccia-bombardiere*.
- *Aereo da trasporto*: utilizzato per lo spostamento veloce in un teatro bellico di personale, materiali e mezzi, normalmente privilegiando la capacità di carico
- *Aereo da ricognizione*: impiegato per la ricognizione non armata, ovvero per acquisire informazioni sulla collocazione e sulle dimensioni delle unità e delle installazioni belliche nemiche
- *Aereo da addestramento*: destinato a formare i nuovi piloti durante le varie fasi del loro addestramento operativo
- *Aerocisterna (o aerofornitore)*: utilizzato per il rifornimento in volo
- *Aereo per la guerra elettronica*: velivoli che montano apparecchiature per disturbare od ingannare le strumentazioni elettroniche nemiche
- *Aereo da osservazione*: comunica in volo i risultati e le eventuali correzioni di tiro, perciò viene utilizzato come supporto visivo alle truppe di terra
- *Aereo da pattugliamento marittimo*: velivoli con il compito specifico di ricognizione ed osservazione delle coste e delle acque

Nel caso degli aeromobili civili, non è possibile suddividere i mezzi come nel caso militare, perché sono aeromobili destinati al trasporto di persone e/o merci.

Questa tipologia di aeromobili raggruppa un'enorme quantità di mezzi. Perciò, per semplificare e rendere più efficace la classificazione, è opportuno dividere ulteriormente il settore dell'aviazione civile in base al campo d'applicazione suddividendo in:

- *Aviazione civile commerciale* (o più semplicemente *voli di linea* commerciali): comprende i servizi di trasporto aereo o merci effettuati in base ad un orario pubblicato con caratteristiche di regolarità e frequenza tali da costituire un'evidente serie sistematica di voli. In questa categoria, si raggruppano gli aeromobili di linea e CARGO utilizzati dalle compagnie aeree

rispettivamente per il trasporto di persone e merci. Il mercato di questa tipologia di veicoli è vastissimo, ma è possibile fare un esempio di aeromobile utilizzato sia per il trasporto di persone che di merci, come il Boeing 737-300:



Figura 2-23 Boeing 737-300 commerciale per (a) il trasporto di passeggeri della compagnia British Airways; (b) per la spedizione di merci della compagnia Mistral Air per Poste Italiane.

- *Aviazione civile generale* (o più semplicemente *aviazione generale*): fanno parte tutti i voli non militari condotti per scopi non commerciali e diversi dal lavoro aereo. Comprende quindi tutte le operazioni aeree che non prevedono il trasporto di passeggeri, merci o posta dietro remunerazione o affitto (cioè il trasporto aereo commerciale) e che non prevedono lo svolgimento di attività quali pubblicità e fotografia aerea, pattugliamento, osservazioni aeree o controllo di infrastrutture, ricerca e soccorso (cioè il lavoro aereo). Questa tipologia perciò raggruppa anche gli aeromobili acrobatici e semiacrobatici.

Questa categoria perciò è raggruppata in gran parte dai comunemente definiti *aerei da turismo* a motoelica o dagli *aerei privati jet* delle compagnie private.



Figura 2-24 Piper PA 28; Piper PA46-310P – Marche F – GMBC.

Nel corso degli anni, la diffusione del volo per attività ludica e sportiva è sempre rimasta bassa a causa degli alti costi d'accesso per il conseguimento del brevetto di volo e di mantenimento dell'aeromobile nel caso di acquisto. Per questi motivi però, dagli anni '70, iniziarono a diffondersi dei mezzi aerei a motore semplici e più leggeri rispetto ai tradizionali e pesanti aerei da turismo.

Questi veicoli derivavano in parte dal settore del volo senza motore, indubbiamente più economico rispetto all'aviazione generale di allora. I pionieri dell'epoca iniziarono applicando dei propulsori a motoelica, con motori di piccola cilindrata e potenza derivanti dal settore motociclistico, automobilistico o agricolo.

Le prime applicazioni e collaudi furono fatti su un deltaplano, in cui si agganciò tramite un opportuno meccanismo un carrello, in cui erano montati un seggiolino per il pilota e il propulsore a motoelica, definendolo come *deltaplano a motore* o *deltamotore*.



Figura 2-25 Deltaplano a motore biposto in volo.

La stessa cosa venne fatta più tardi nel parapendio, creando il *parapendio a motore* o *paramotore*, sempre propulso tramite una motoelica fissata ad un seggiolino da parapendio e con l'elica protetta da una gabbia per questioni di sicurezza del pilota. Come nel volo in parapendio, il pilota di paramotore deve correre con le proprie gambe nelle fasi di decollo e atterraggio; perciò, se il pilota soffre di disabilità motorie, il seggiolino e il motore sono fissati ad un carrello con delle ruote, chiamandolo in questo caso *paracarrello*.



Figura 2-26 (a) Paramotore e (b) Paracarrello in volo.

Molti anni dopo vennero anche costruiti dei modelli derivanti dall'aliante, creando il *motoaliante*, adatto per chi non avesse avuto la possibilità di essere trainato da dei mezzi ausiliari come nel caso del suo omologo senza motore.

Questo aeromobile consiste in un aliante provvisto di un propulsore a motoelica con motore alternativo a combustione interna di piccola cilindrata o elettrico, necessario per il raggiungimento della quota

minima di volo senza motore. Di solito il motore è retraibile, per ragioni di mantenimento dell'efficienza aerodinamica in volo senza motore.



Figura 2-27 (a) Motoalante Alexander Schleicher ASH 26 in volo; (b) Motoalante Piper Virus 912 in atterraggio.

I motoalianti possono essere "a decollo autonomo" se il motore è in grado di portare in quota l'aliante, oppure "con motore da rientro" se il motore viene acceso solo in volo quando il pilota lo desidera, in genere per ritornare più agevolmente al punto di partenza.

Lo sviluppo e il progresso della tecnologia in generale hanno consentito ai costruttori del settore di progettare e produrre degli aeromobili sempre più leggeri, e capaci di volare a velocità sufficientemente alte anche con propulsori a motoelica con potenza relativamente bassa, abbassando il suo consumo specifico e di conseguenza abbassando i costi di gestione dell'aeromobile.

Attualmente, sono commercializzati degli aerei da turismo monoposto e biposto caratterizzati da velocità di crociera comparabili a quelli tradizionali, ma con un rapporto peso/potenza molto più alto e adatto a contenere i costi di gestione e manutenzione. Questa categoria viene definita in tutto il Mondo come "ultraleggeri", ma non esiste una definizione ufficiale ed univoca, perché dipende dall'ente aeronautico e dalla norma considerata.

Questi aspetti verranno descritti con maggior dettaglio nel Capitolo 4, dedicato alle certificazioni aeronautiche.

La seconda categoria riguarda le aerodine ad ala *rotante*, che raggruppano gli aeromobili più pesanti dell'aria che generano la portanza grazie a delle superfici aerodinamiche rotanti attorno ad un albero (*rotore*). Se quest'organo è azionato da un motore si parla di *elicottero*, se invece è l'albero è autorotante grazie alla traslazione dell'intero aeromobile si parla di *autogiro*. La traslazione dell'intero aeromobile è generata grazie ad un propulsore a motoelica.



Figura 2-28 Elicottero Agusta Bell AB-212 in volo; Autogiro Ela Eclipse in volo.

Al netto della classificazione degli aeromobili a seconda della generazione della portanza, è giusto sottolineare che l'aviazione generale comprende qualsiasi aeromobile civile con e senza motore,

indipendentemente dal peso, dalla potenza e dalla modalità di generazione della portanza, purchè rispetti la definizione sopra citata riguardo questa tipologia di aviazione.

La prevalenza degli aerei volanti è comunque ricoperta da aeromobili ad ala fissa a motore.

Dal punto di vista aerodinamico, se l'aeromobile è ad ala fissa (come lo Zenith CH 701 STOL), gli organi principali aerodinamici sono quelli descritti brevemente di seguito, con riferimento alla figura sottostante:

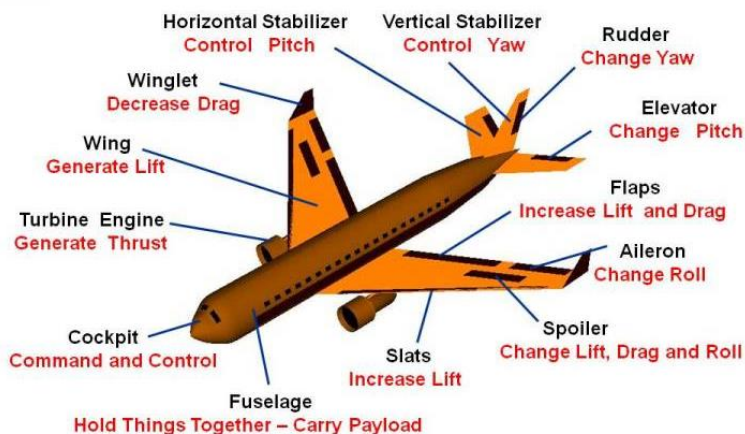


Figura 2-29 Componenti di un aeromobile.

L'ala è l'organo che genera la portanza, e può essere formata dai seguenti componenti:

- **Alettoni**: comandi di volo posti nel bordo d'uscita dell'ala, modificano il loro profilo. L'azione di comando da parte del pilota deflette l'alettone di una semiala in un senso e l'altro viceversa, tale da aumentare la portanza in una semiala, e nell'altra diminuirla. Questo squilibrio delle forze, induce l'aeromobile a ruotare attorno al suo asse longitudinale di rollio, compiendo la manovra di virata tramite l'uso del volantino (o cloche) a disposizione del pilota, ruotandolo a destra per una virata a destra e ruotandolo verso sinistra per la virata a sinistra.
- **Ipersostentatori**: aumentano il coefficiente di portanza e di resistenza, possono essere fissi o comandati tramite comandi manuali o servocomandi elettrici o oleodinamici. Le tipologie sono:
 - **Flap**: posti nel bordo d'uscita dell'ala, aumentano la portanza, ma allo stesso tempo anche la resistenza all'avanzamento dell'aeromobile
 - **Spoiler (o diruttori)**: posti nell'estradosso della superficie alare, aiutano i flap a far decelerare aeromobili di grandi dimensioni, come ad esempio quelli commerciali di linea;
 - **Slat (o slot)**: posti nel bordo d'attacco dell'ala, possono essere fissi o mobili tramite servocomandi o autcomandati tramite il flusso incidente. Essi favoriscono l'aumento della portanza di un'ala a parità d'angolo d'attacco rispetto ad un'ala senza slat, aumentando l'angolo critico di stallo, permettendo all'aeromobile di assumere assetti ancor più cabrati.
 - **Flaperoni**: unisce le funzionalità degli alettoni e dei flap in un'unica superficie portante, avendo perciò un unico comando di volo;
- **Winglet (o estremità alari)**: utilizzati per aeromobili subsonici e transonici, sono appendici aerodinamiche poste nelle estremità di un'ala per bloccare i vortici generati dal flusso incidente nell'intradosso, fonti della resistenza indotta dalla portanza.

Oltre ai parametri geometrici elencati in precedenza per la caratterizzazione geometrica di una superficie aerodinamica generica, l'ala ha anche il parametro del *diedro alare*, pari all'angolo rispetto al piano orizzontale immaginario dell'inclinazione dell'ala. Se diverso da zero, ha una notevole importanza

riguardo l'*autostabilità* dell'aeromobile, cioè la capacità di essere stabile autonomamente rispetto all'asse di rollio dopo una sollecitazione.



Figura 2-30 Definizione di angolo diedro alare.

Passando alla caratterizzazione della *pianta alare* (in generale la forma plantare), è possibile classificare le diverse tipologie di ali presenti, sottointendendo l'ala rettilinea, cioè quella in cui le semiali non hanno un angolo di freccia e la corda alare è costante:

1. *Ala trapezoidale*: quando l'ala dritta ha un angolo di freccia e una corda alare variabile e l'ala con rapporto di rastremazione non nullo; esse hanno in genere un modesto o nullo angolo di freccia, ma possiedono un ben preciso rapporto di rastremazione in pianta delle corde (caso particolare: ala rettangolare, con angolo di rastremazione in pianta unitario, come precedentemente accennato);
2. *Ala a freccia positiva*: ali con freccia positiva sia sul bordo d'entrata che d'uscita;
3. *Ala a freccia negativa*: ali con freccia negativa sia sul bordo d'entrata che d'uscita;
4. *Ala a delta*: ala con marcata freccia positiva sul bordo d'entrata e freccia nulla sul bordo d'uscita, creando una pianta a forma di triangolo isoscele;
5. *Ala a geometria variabile*: ala capace di variare tramite un sistema attuatore oleodinamico la freccia in volo ruotando, in maniera sincrona, le semiali intorno due punti;
6. *Ala obliqua*: particolare ala a geometria variabile in cui l'angolo di freccia in volo viene variato ruotando, in maniera asincrona e solidalmente, l'intera ala intorno ad un punto;
7. *Ala ellittica*: ala con una distribuzione delle corde in pianta di tipo ellittica. Possono essere simmetriche o non simmetriche;
8. *Ala volante*: ala autostabile, grazie ad un'opportuna scelta della freccia in pianta, rastremazione, profili e loro twist in apertura, cioè senza gli impennaggi posteriori tradizionali utili al mantenimento della stabilità;
9. *Ala a delta ogivale*: variante dell'ala a delta, la parte interna dell'ala ha un angolo di freccia molto alto, mentre la parte esterna ha meno angolo di freccia, con una curva che unisce le due parti;
10. *Ala a doppio delta*: variante dell'ala a delta, la parte interna dell'ala ha un angolo di freccia molto alto, mentre la parte esterna ha meno angolo di freccia, con un angolo che unisce le due parti;
11. *Ala romboidale (o a diamante)*: sono un caso particolare di ala trapezoidale con rapporto di rastremazione nullo.

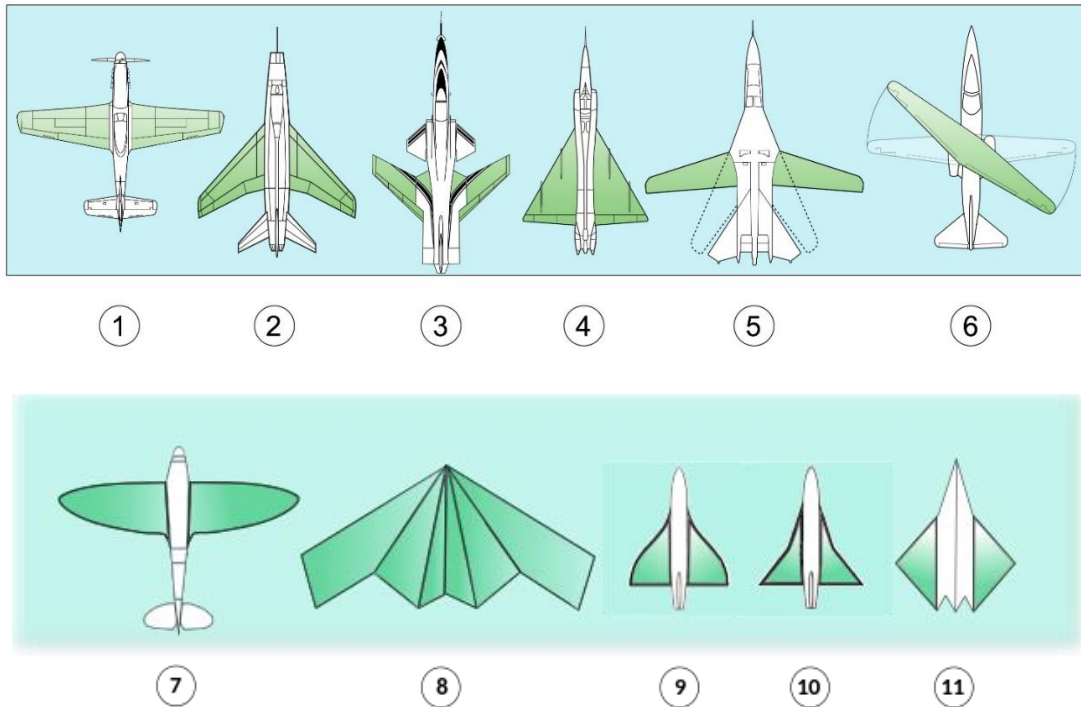


Figura 2-31 Tipologie di piante alari.

L'ala in un aeromobile può essere calettata alla fusoliera in tre diverse posizioni, e vengono comunemente raggruppate in:

- *Ala bassa*: sottostante alla fusoliera;
- *Ala media* (o *trasversante*): posta in prossimità della linea mediana della fusoliera;
- *Ala alta*: posta sopra la fusoliera.

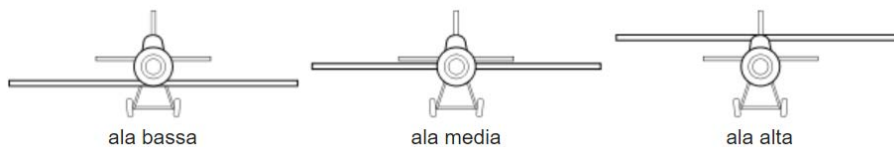


Figura 2-32 Possibili posizioni di un'ala rispetto alla fusoliera.

La posizione dell'ala, se necessario, può costituire un criterio di classificazione per gli aeromobili. Questa caratterizzazione geometrica, dal punto di vista analitico, è fondamentale per l'intervallo di valori assumibili dal fattore di Oswald dell'aeromobile, citato precedentemente durante la descrizione del fenomeno della resistenza. Il fattore di Oswald è tipicamente compreso fra 0.7 e 0.85. Esso può calcolarsi con diversi metodi quali quello di Glauert o quella di Weissinger. I valori di e ottenuti con le suddette procedure sono maggiori di quelli effettivamente riscontrati sui velivoli. Esistono delle formule semplici che calcolando ad esempio il coefficiente per alcune tipologie di ala *isolate*, cioè non considerando l'intero aeromobile.

Ad esempio, per ali dritte e a freccia con angolo di fraccia pari a Λ rispettivamente si ha:

$$e = 1.78(1 - 0.045AR^{0.68}) - 0.64 \quad e = 4.61(1 - 0.045AR^{0.68})(\cos \Lambda)^{0.15} - 3.1$$

La seguente tabella invece comprende l'intero aeromobile, considerando la posizione dell'ala rispetto alla fusoliera:

Configurazione ala aeromobile	Fattore di Oswald e
Ala bassa	0.6-0.7
Ala media	0.7-0.8
Ala alta	0.75-0.85

Tabella 2-1 Valori indicativi del fattore di Oswald.

Gli *impennaggi* sono le superfici portanti poste di solito nella parte posteriore dell'aeromobile (tranne le configurazioni *canard*) che consentono il controllo del volo attorno all'asse di pitch (*impennaggio orizzontale*) e di yaw (*impennaggio verticale*).

L'*impennaggio orizzontale* è costituito da:

- *Stabilizzatore orizzontale (o stabilatore)*: superficie deportante, cioè generante una forza di portanza negativa che equilibra il volo dell'aeromobile. Senza quest'organo, l'aeromobile non potrebbe cabrare.
- *Elevatore*: incernierato dietro allo stabilatore, funziona in maniera analoga agli alettoni. E' un comando di volo che, deflettendosi, modifica il profilo alare dello stabilizzatore, consentendo il controllo del volo attorno all'asse di beccheggio tramite l'uso del volantino (o cloche) a disposizione del pilota, spingendolo verso avanti (picchiata) o tirandolo verso indietro (cabrata).

L'*impennaggio verticale* è costituito da:

- *Stabilizzatore verticale*: superficie portante che mantiene la portanza necessaria all'equilibrio con la componente di devianza S nel volo rettilineo;
- *Timone*: comando di volo portante che controlla il volo attorno all'asse d'imbardata, grazie all'uso della pedaliera gestita dal pilota. Dal punto di vista del pilota, l'azione del pedale destro comporta una rotazione verso destra, e l'azione del pedale sinistro comporta una rotazione verso sinistra.

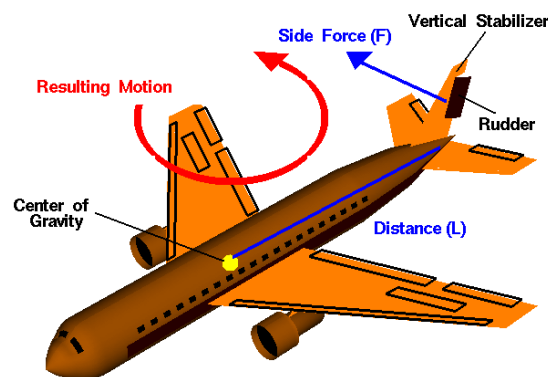


Figura 2-33 Funzionalità dell'impennaggio verticale.

Nei più moderni ed attuali aeromobili, come soprattutto gli aeromobili militari e civili commerciali di grandi dimensioni, esistono dei sistemi autopilotanti a uno, due o tre assi, che assistono e rendono meno stressanti il volo per i piloti conducenti.

2.5.1 Operazioni di volo

Terminata la classificazione in base alla modalità di generazione della portanza, si introducono le formule che caratterizzano le varie fasi di volo di un aeromobile, indipendentemente da quale sia.

La meccanica del volo convenzionalmente definisce per *volo* il moto di un corpo che inizia dalla manovra di distacco da terra, chiamata comunemente *decollo (Take-off)* fino alla manovra che consente all'aeromobile di ritoccare terra, chiamata *atterraggio (Landing)*.

All'interno di questi estremi, il volo può essere condotto in varie forme, con velocità e quote di volo diverse, a seconda dell'applicazione considerata. Lo studio delle diverse manovre effettuabili dall'aeromobile riveste notevole importanza in fase di progettazione, in cui è necessario definire i vari limiti dell'aeromobile, dal punto di vista aerodinamico, propulsivo e strutturale. Ogni manovra perciò è raggruppata in un'unica definizione, cioè il *volo in manovra*, che permette di tracciare un diagramma che riassume in un grafico le manovre effettuabili in sicurezza dall'aeromobile, chiamato diagramma d'inviluppo, spiegato successivamente.

Escludendo le manovre effettuate da aeromobili acrobatici per esibizioni aeree e manovre d'attacco effettuate da aeromobili militari, oltre al decollo e all'atterraggio le manovre effettuate in un volo da un aeromobile generalmente sono:

- Volo rettilineo
 - *Crociera (Cruise)*: fase di volo orizzontale a quota costante, in cui l'aeromobile viaggia ad una velocità di volo prefissata per andare da un punto A ad un punto B pianificato;
 - *Salita e discesa (Climb - Descent)*: per raggiungere una determinata quota di volo finale da una condizione iniziale con quota minore (salita) o maggiore (discesa);

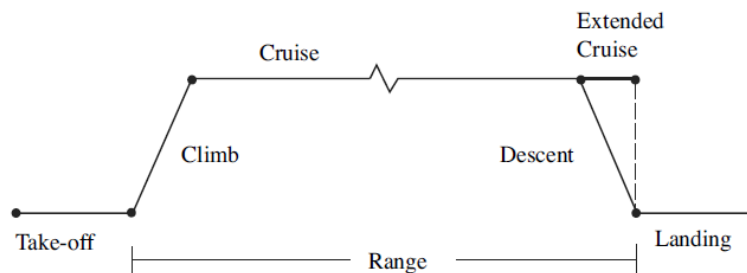


Figura 2-34 Fasi di volo di un aeromobile civile.

Per raggiungere la condizione stazionaria del volo in crociera, o completare una delle manovre citate sopra, è necessario studiare anche il cosiddetto *volo curvilineo*, cioè tutte le manovre in cui la direzione vettoriale della velocità varia rispetto al terreno. Esempi possono essere la *virata* (rotazione attorno all'asse di rollio) o la *richiamata* (rotazione attorno all'asse di beccheggio).

Il termine *range* presente nell'ultima figura indica l'*autonomia chilometrica*, indicata in $[km]$ e spesso affiancata all'*autonomia oraria* espressa in $[h]$ nei manuali di volo, le quali verranno discusse nel prosieguo del capitolo.



Figura 2-35 Airbus A320 in virata; Piper PA28 in richiamata durante l'atterraggio.

Per poter descrivere matematicamente queste manovre, è necessario enunciare le equazioni caratteristiche di questo moto.

Le equazioni della dinamica del velivolo sono date dalle sei equazioni cardinali della meccanica del corpo rigido, tre per le forze e tre per i momenti, le sei equazioni descrivono la cinematica di posizione e assetto e la legge di conservazione dell'energia meccanica.

Considerando le diverse forze presenti in un aeromobile citate in precedenza e l'ipotesi di *corpo rigido* e scrivendo le equazioni rispetto al sistema intrinseco, le operazioni di volo sono descrivibili analiticamente tramite l'applicazione del *Secondo Principio della Dinamica di Newton* e la *consevazione dell'energia meccanica*, che stabilisce che la somma dei lavori effettuati da ogni singola sollecitazione è uguale alla variazione di energia meccanica del sistema:

$$m \frac{dv}{dt} = \sum_k \mathbf{F}_k = \mathbf{T} + \mathbf{W} + \mathbf{F} \quad m \frac{dv}{dt} \mathbf{v} dt = \mathbf{T} \cdot d\mathbf{r} + \mathbf{W} \cdot d\mathbf{r} + \mathbf{F} \cdot d\mathbf{r}$$

Nella seconda equazione, il termine a primo membro rappresenta la variazione elementare di energia cinetica, il primo addendo del secondo membro è il lavoro fatto dalla spinta propulsiva T , il secondo termine rappresenta la variazione elementare di energia potenziale del velivolo, mentre l'ultimo rappresenta il lavoro delle forze aerodinamiche. Richiamando il concetto precedentemente enunciato della potenza necessaria P_n e diponibile P_d , è possibile riformulare l'equazione nel modo seguente:

$$\frac{dH}{dt} = \frac{P_d - P_n}{W}$$

dove $H = h + \frac{v^2}{2}$ è l'energia meccanica per unita' di peso.

L'equilibrio dei momenti è espresso rispetto ai tre assi solidali all'aeromobile; questo sistema di equazioni ricopre un importante aspetto del volo, a volte sottovalutato in fase di briefing prevolo: il *centraggio*, cioè l'equilibrio dei momenti espliciti dalle forze agenti rispetto ai tre assi.

Gli aeromobili, per poterlo verificare, devono essere progettati in modo da permettere il controllo in qualsiasi assetto, tramite le superfici aerodinamiche di controllo come gli alettoni e gli impennaggi di coda nel caso di aeromobili ad ala fissa tradizionali.

Per semplificare l'esposizione, si considera un aeromobile in volo orizzontale, anche se l'argomento riguarda ogni momento del volo.

Richiamando il concetto di momento di beccheggio citato nel paragrafo dedicato ai profili aerodinamici e considerando tutte le forze generate dalle superfici portanti e dagli organi propulsivi, si può considerare la seguente figura:

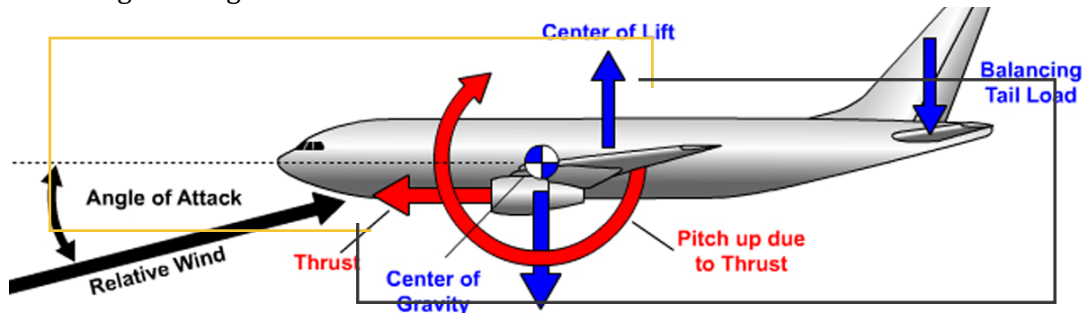


Figura 2-36 Forze agenti su un aeromobile responsabili del centraggio.

A differenza dello studio delle forze agenti sull'aeromobile, nel caso dei momenti è necessario distinguere la posizione del centro di massa e del centro di pressione, perché la diversa posizione del baricentro modifica in maniera significativa il momento picchiante della forza peso. Questa distanza perciò creata tra i due punti è di fondamentale importanza per la gestione del centraggio.

Dato che l'aeromobile è progettato per un certo peso massimo al decollo (MTOW) ed è equipaggiato con certe superfici aerodinamiche con delle prestazioni note, l'unico parametro di progetto è la posizione del baricentro rispetto al centro di pressione. In termini pratici, l'unico modo per gestire e controllare il centraggio è decidere la posizione delle masse non appartenenti alla struttura dell'aeromobile, cioè le persone e le cose a bordo e il carburante. Quest'ultimo, anche se stoccabile solo nel serbatoio, deve essere considerato in fase di briefing prevolo, perché in caso di volo con serbatoio non completamente pieno si modifica in maniera rilevante la geometria delle masse e quindi la posizione del baricentro. A supporto di questa delicata attività, gli operatori di volo con aeromobili di grandi dimensioni come le compagnie aeree dispongono di software professionali che gestiscono la posizione delle masse a seconda del numero di prenotazioni, della lunghezza del volo (quantità di carburante) e della quantità di bagagli presente, indicando come risultato la posizione esatta di ogni componente, e verificata poi tramite un sistema *LASER*.

Per eseguire un calcolo rapido, esistono anche dei grafici tracciati dai costruttori che permettono di sapere se la configurazione delle masse dell'aeromobile è giusta ai fini del centraggio. Il primo da utilizzare è il *Loading Graph*, e mostra le curve caratteristiche del peso di ogni componente in funzione del momento picchiante. Una volta sommato tutti i pesi e momenti componenti, si utilizza il *Center of Gravity Envelope*, determinando la posizione del punto; se cade all'interno del perimetro delineato, l'aeromobile ha una configurazione corretta per il centraggio.

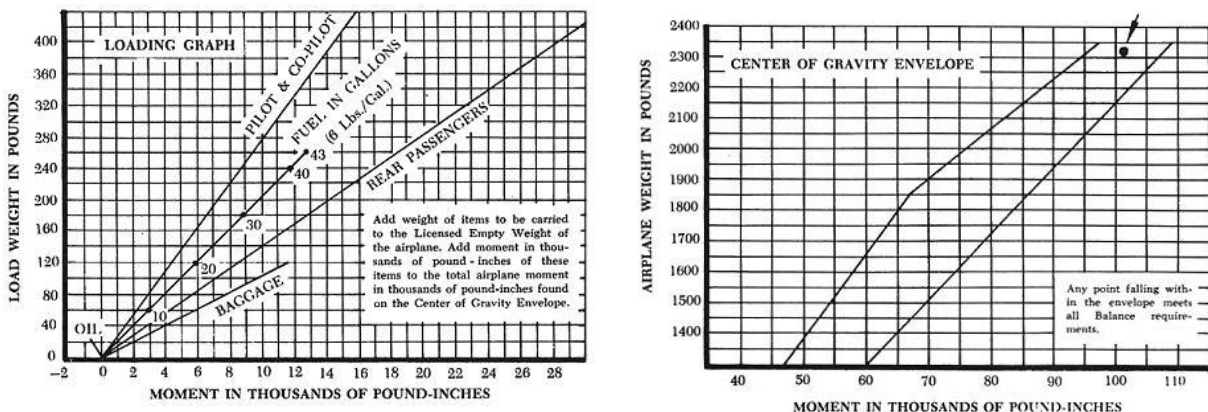


Figura 2-37 (a) Loading Graph; (b) Center of gravity envelope.

Esistono altre tipologie di grafici caratterizzanti quest'attività, come ad esempio il *Center of Gravity Limits Graph*, che al posto del momento ha in ascissa la posizione del baricentro rispetto ad un punto prefissato dal manuale di volo (Datum FS) o rispetto alla corda media dell'ala (MAC), partendo perciò dal leading edge:

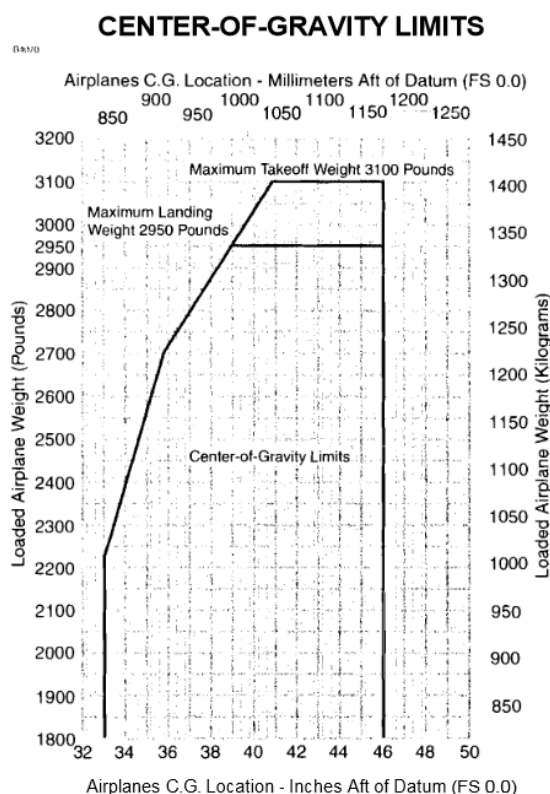


Figura 2-38 Center of gravity limits di un Cessna 182.

I limiti della posizione sono principalmente determinati grazie all'escursione angolare massima positiva e negativa dell'equilibratore orizzontale, e vengono rispettivamente chiamati come *limite anteriore* e *posteriore* del centro di massa e fissati dal costruttore mediante il grafico sopra presentato. Il limite anteriore è fissato in un punto tale per cui l'equilibratore, portato alla sua massima escursione positiva, riesce a controllare l'assetto dell'aeromobile e a tenerlo in volo orizzontale fino alla velocità minima di sostentamento. Un eccessivo avanzamento del baricentro rende l'aereo troppo stabile, impedendo all'equilibratore di sostenere la prua dell'aereo e compiere delle manovre di cabrata.

Il limite posteriore viene invece fissato in modo che l'aeromobile possa avere una sufficiente stabilità. Infatti, se il momento picchiante generato dalla coppia portanza-peso si riduce oltre un certo limite a causa dell'eccessiva diminuzione della distanza tra centro di pressione e baricentro, l'aeromobile diventa instabile. Un qualsiasi aumento dell'angolo d'incidenza, voluto o casuale, non è più controllabile tramite un momento picchiante, raggiungendo inevitabilmente la condizione di stallo aerodinamico.

2.5.1.1 Volo rettilineo uniforme

Si consideri un aeromobile in moto rettilineo uniforme a quota costante. In tal caso l'angolo di rampa è nullo, ed inoltre si suppone che $T=T_x$, $T_y=T_x=0$ e che $\beta=0$, avendo che φ deve essere necessariamente nullo.

L'analisi delle prestazioni nel volo orizzontale rettilineo fornisce varie grandezze quali la quota massima operativa, la velocità massima in funzione della quota, la velocità di stallo, ecc...

Le equazioni del moto corrispondenti a tale condizione si ottengono, effettuando il bilancio delle forze lungo le direzioni coordinate, e risultano:

$$\begin{cases} T = D \\ L = W \end{cases}$$

Dalla seconda equazione possiamo trovare l'espressione della velocità in volo livellato:

$$v_{livellato} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S C_L}}$$

La formula contiene delle info molto importanti: all'aumentare del carico alare $\left(\frac{W}{S}\right)$ e della quota di volo h (\rightarrow diminuzione di ρ) la velocità di volo aumenta. Nell'ottica della condotta dell'aeromobile, la formula fornisce una tecnica di pilotaggio, detta *tecnica canonica*, secondo la quale la velocità è controllata attraverso l'angolo di incidenza dell'aeromobile, funzione a sua volta dell'angolo dell'equilibratore.

Tramite la combinazione della seconda con la prima equazione, è possibile ricavare la spinta e la potenza necessarie al volo orizzontale:

$$T_n = \frac{W}{E}; \quad P_n = \frac{W}{E} V;$$

La potenza necessaria in funzione della velocità di volo è una funzione molto utilizzata nei diagrammi caratteristici delle prestazioni di un aeromobile, in combinazione con la curva della *potenza disponibile*, cioè quella erogata dal motore ad una certa velocità di volo:

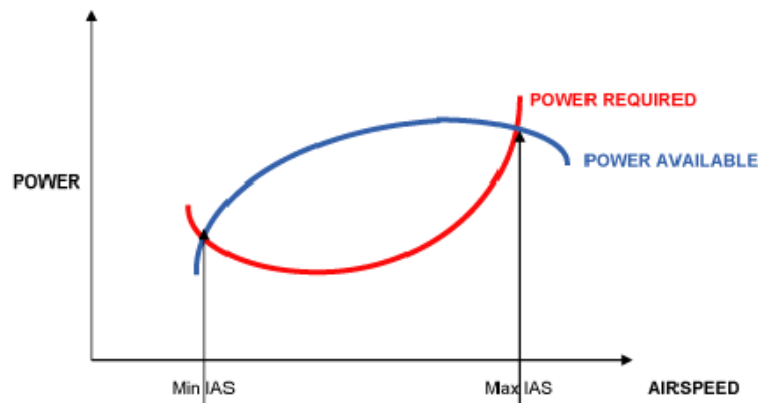


Figura 2-39 Curve di potenza disponibile (blu) e necessaria (rossa) rispetto alla velocità di volo.

In questo caso la curva blu rappresenta la potenza disponibile erogabile dal motore. Nel caso la tecnologia propulsiva sia la motoelica, questa curva rappresenta la potenza erogata dall'elica rotante, che converte il moto rotatorio dell'albero motore in spinta (e quindi potenza) propulsiva.

I manuali di volo dei motori [13] spesso rappresentano la curva di potenza del motore rispetto al numero di giri al minuto dell'albero di trasmissione, come nel grafico sottostante:

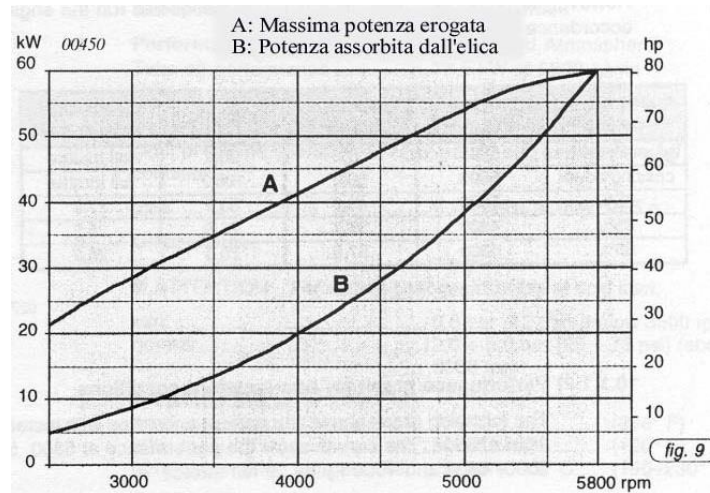


Figura 2-40 Curve di potenza per un motore per propulsore a motoelica Rotax 912 UL 80 CV.

La differenza tra le due curve A e B è ovviamente dovuta al rendimento meccanico dell'accoppiamento riduttore ad ingranaggi, che di solito assume valori compresi tra 0.8 e 0.9.

2.5.1.2 Volo in salita

Una fase relativamente importante nella valutazione delle prestazioni del velivolo è il volo in salita [9, pp. 72-73]. Nel caso dei velivoli da trasporto subsonici e dell'aviazione generale, da un punto di vista operativo, questa fase è realizzata mantenendo l'angolo di incidenza prefissato e la traiettoria che ne consegue è sensibilmente rettilinea.

Questa condotta è legata al fatto che il pilota, durante la fase di salita, mantiene la manetta e l'angolo dell'equilibratore in una posizione assegnata così da avere un angolo d'attacco costante.

Nei velivoli da trasporto a getto le modalità di salita possono essere differenti a seconda della velocità e quota di volo. Se si vuole che il numero di Mach si mantenga entro certi limiti costante e pari al numero di Mach di progetto, è necessario effettuare salite a numero di Mach costante.

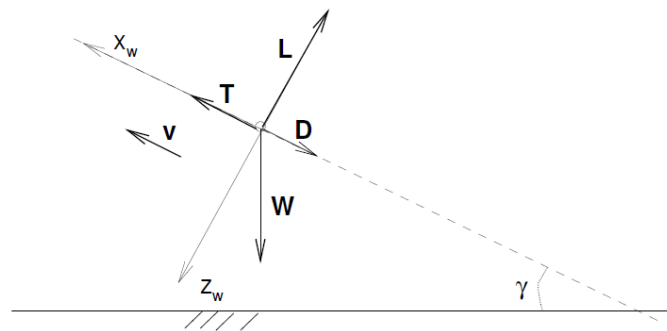


Figura 2-41 Diagramma vettoriale forze durante volo in salita.

Perciò, al fine di valutare le differenze esistenti fra le varie modalità di esecuzione della fase di salita, saranno considerati i seguenti programmi di volo:

- Salita a velocità costante
- Salita ad angolo d'attacco costante
- Salita a Mach costante

La terza modalità di salita non viene descritta perché non è di interesse pratico per aeromobili ad ala fissa che viaggiano a velocità comparabili a quelle dello Zenith CH 701 STOL ($M < 0.3$).

Velocità costante

Le equazioni del moto corrispondenti a tale condizione [9, pp. 73-76] si ottengono dal bilancio delle forze lungo le due direzioni x_w e z_w .

L'angolo di rampa γ è assegnato ed è maggiore di zero e, anche in tal caso si suppone che $T = T_x$, $T_y = T_x = 0$ e che la velocità di volo sia giacente nel piano di simmetria del velivolo, così da avere $\beta = 0$ (devianza S nulla), nonché $\varphi = 0$. Le equazioni perciò risultano:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \gamma = 0 \\ W \cos \gamma - L = 0 \end{cases}$$

Considerando la seconda equazione, è possibile determinare la velocità costante di salita:

$$v_{salita} = \sqrt{\frac{2W \cos \gamma}{\rho S C_L}}$$

È opportuno rilevare che, nelle applicazioni dell'aviazione generale e civile, il valore dell'angolo di rampa è relativamente modesto, non superando in media i 15° . Questa limitazione è legata alle caratteristiche del propulsore impiegato, unitamente al peso dell'aeromobile. Fanno eccezione alcuni velivoli da caccia a getto e motoelica o turboelica civili, i quali hanno un rapporto spinta/peso relativamente elevato che consente loro traiettorie molto ripide o al limite verticali. La velocità di volo in salita può essere scomposta in due componenti:

$$v_x = v_{salita} \cos \gamma \quad v_y = v_{salita} \sin \gamma = RC$$

La componente verticale, v_y , può essere chiamata anche RC , cioè *rateo di salita* o *velocità ascensionale* (*Rate of Climb*), mentre $\sin \gamma$ rappresenta il *gradiente di salita*.

Attraverso le equazioni del moto, o semplicemente considerando l'equazione della conservazione dell'energia meccanica, il rateo e il gradiente di salita possono essere espressi nel modo seguente:

$$\begin{cases} RC = \frac{P_d - P_n}{W} \\ \sin \gamma = \frac{T_d - T_n}{W} \end{cases}$$

Con $(P_d - P_n)$ chiamato *eccesso o esubero di potenza* e $(T_d - T_n)$ *eccesso o esubero di spinta*. Se queste due differenze sono positive, l'aeromobile può salire, altrimenti se le differenze sono nulle si parla di *limite propulsivo* e se sono negative si parla di *insufficienza propulsiva*.

Angolo d'attacco costante

Il caso precedente ha dimostrato che l'ipotesi $v = \text{cost}$ potrebbe, in alcuni casi, non essere adeguata per lo studio della fase di salita, poiché contrasta con l'ipotesi operativa di angolo di attacco costante al variare della quota. Se si analizza una salita rettilinea con angolo d'attacco costante nel tempo [9, pp. 76-78], le equazioni del moto diventano:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \gamma = m \frac{dv}{dt} \\ W \cos \gamma - L = 0 \end{cases}$$

A questo punto, è possibile ricavare il rateo e gradiente di salita tramite un termine correttivo rispetto alle relazioni trovate per il programma di volo a velocità costante:

$$\begin{cases} RC_{\alpha} = \frac{RC_v}{1 + \frac{v^2}{2gh_0}} \\ \sin \gamma_{\alpha} = \frac{\sin \gamma_v}{1 + \frac{v^2}{2gh_0}} \end{cases}$$

Indipendentemente dal programma di volo stabilito, un aeromobile può raggiungere una quota di volo massima chiamata *quota di tangenza teorica (service ceiling)* [9, pp. 70-71].

Questo valore è determinabile se sono note le curve di potenza necessaria e disponibile, facendo tendere a zero l'eccesso o esubero di potenza fino a che le due curve si intersecano in un punto. L'ascissa associata di quel punto corrisponde alla velocità raggiungibile alla quota di tangenza. Tramite questo dato, è possibile risalire alla densità di massa dell'aria alla quota di tangenza teorica, quest'ultima determinabile da ρ tramite un modello di atmosfera standard.

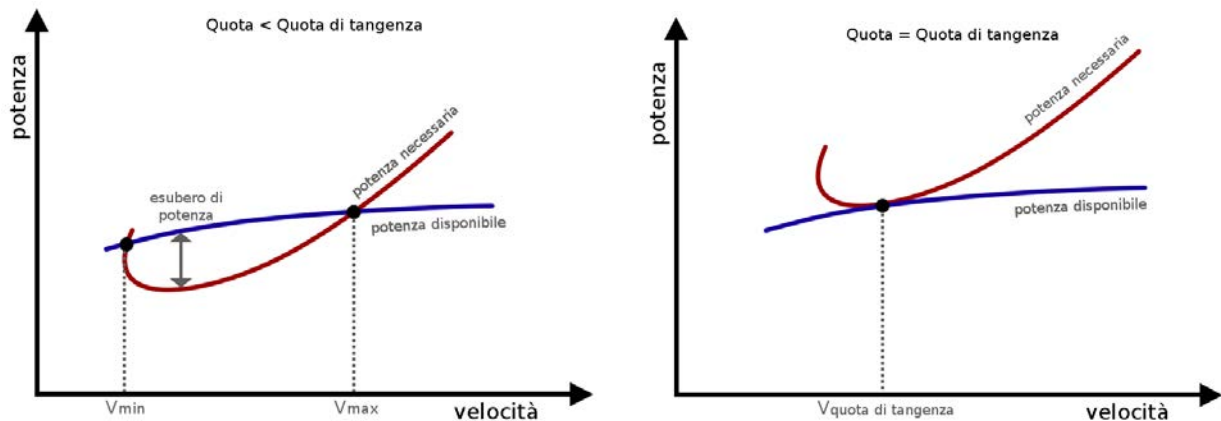


Figura 2-42 Definizione grafica della quota di tangenza.

Concludendo il volo in salita, il caso con $\gamma < 0$ rappresenta il caso del *volo in discesa*, importante soprattutto nella fase preparatoria dell'atterraggio. Dal punto di vista puramente matematico, le formule utilizzate per il volo in salita coincidono con quelle del volo in discesa, ricordandosi che in quest'ultimo caso γ è negativo.

In questo caso il rateo e gradiente di salita vengono ovviamente sostituiti dal *rateo e gradiente di caduta (sink rate)*.

I ratei di salita e caduta vengono costantemente misurati ed indicati da uno strumento a bordo dell'aeromobile chiamato *variometro*. I primi modelli di variometro erano meccanici, funzionanti come trasduttori di pressione ed indicando la misura tramite una lancetta graduata in multipli di $100 \left[\frac{ft}{min} \right]$; attualmente sono all'interno di strumenti multiuso, in cui la misura viene effettuata mediante trasduttori elettrici, convertendo il segnale da analogico a digitale e mostrato tramite un display graduato in $\left[\frac{m}{s} \right]$ ed indicando il valore medio nel tempo (indicato con *AVG* nella figura 2-42 (b)).



Figura 2-43 Variometro meccanico a pressione (a) e digitale (b).

2.5.1.3 Volo in manovra

Il *volo in manovra* [9, pp. 82-91] consiste una generica fase di volo nella quale l'aeromobile cambia il proprio stato di moto da un assegnato valore iniziale a uno finale. A causa di tali variazioni, sul velivolo agiscono forze di inerzia che causano rilevanti sollecitazioni, di natura strutturale per la struttura dell'aeromobile e fisica per il pilota e l'eventuale equipaggio.

Perciò, per analizzare le generiche manovra di un velivolo, è necessario introdurre il concetto di *fattore di carico* (*proof factor*).

La risultante delle forze di massa agenti sull'aeromobile è data dalla somma vettoriale della forza peso mg e della forza d'inerzia $-ma$, Quindi, rispetto al sistema body, un corpo di massa W è soggetto al seguente peso apparente:

$$W_{apparente} = \frac{W}{g}(g - a) = Wn$$

Dove $(n = \frac{g-a}{g} = \frac{W-F_{ext}}{W})$ è il *fattore di carico* (chiamato anche *fattore di prova o contingenza*), che qualitativamente è il rapporto tra il peso apparente del velivolo in una determinata manovra e il suo peso effettivo. In quest'ultima formula, F_{ext} rappresenta la risultante delle forze esterne agenti sul velivolo, data dalla somma vettoriale della spinta propulsiva T e dalla reazione aerodinamica $F = (D, S, L)$.

Il fattore di carico, essendo un vettore, può essere scomponibile (rispetto al sistema di riferimento vento) nelle seguenti componenti:

$$n = \frac{g - a}{g} = \begin{bmatrix} n_x \\ n_y \\ n_z \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{D - T}{W} \\ \frac{S}{W} \\ \frac{L}{W} \end{bmatrix}$$

La componente z del fattore di carico riveste molta importanza nell'analisi strutturale di un velivolo, e in letteratura viene spesso indicato semplicemente con n . Nel prosieguo dell'esposizione perciò saranno utilizzati entrambi i simboli, ma rappresentano lo stesso significato.

Allo scopo di valutare gli effetti della manovra, si consideri un aeromobile che esegua una manovra con $\frac{dv}{dt} \neq 0$ e $n \neq 1$. In questo caso le equazioni del moto risultano:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \gamma = \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} \\ L = Wn \end{cases}$$

Dalla seconda equazione è possibile calcolare la velocità necessaria all'esecuzione della generica manovra:

$$v_{manovra} = \sqrt{\frac{2Wn}{\rho S c_L}} = v_{livellato} \sqrt{n}$$

Diagramma di manovra

Il *diagramma di manovra* (*maneuver envelope*) è usato al fine di valutare le sollecitazioni a cui è soggetto un aeromobile nel corso della sua vita operativa. Tale diagramma è impiegato per numerosi scopi quali, la fase di progetto preliminare del velivolo, le prove di volo o per definire i margini d'impiego dell'aeromobile. Quest'ultimo aspetto implica che un aeromobile potrebbe non essere capace a sopportare dal punto di vista aerodinamico, strutturale o propulsivo alcune manovre.

Il diagramma riporta, in funzione della velocità equivalente indicata dall'anemometro *IAS* (*Indicate Air Speed*) v_i , il fattore di carico calcolato nelle varie condizioni di volo (positivo in volo dritto e negativo in volo rovescio) e definisce tre diversi tipologie di limiti d'impiego dell'aeromobile, che sono:

- **Limite aerodinamico:** valori massimo e minimo (<0 se volo è rovescio) del c_L sviluppabili dal velivolo. Perciò, il volo è possibile se e solo se $c_{L,min} < c_{L,volo} < c_{L,max}$, cioè se la velocità di volo è compresa tra la velocità di stallo in volo rovescio e la velocità di stallo in volo dritto. I due estremi sono osservabili esaminando la funzione del coefficiente di portanza del velivolo in funzione del suo angolo d'attacco. Oltrepassati quei valori, il velivolo avrà un crollo della portanza e un aumento elevato della resistenza.
- **Limite strutturale:** è imposto dalle sollecitazioni massime sopportabili dalla struttura, cioè dai fattori di carico e dalla velocità massima, oltre al quale la struttura del velivolo cede inevitabilmente;
- **Limite propulsivo:** legato alla spinta e potenza disponibile dal propulsore scelto. Questo limite è stabilito dalla velocità massima; alcune condizioni di volo infatti non sono raggiungibili dato che richiederebbero una spinta propulsiva superiore a quella che il motore può fornire.

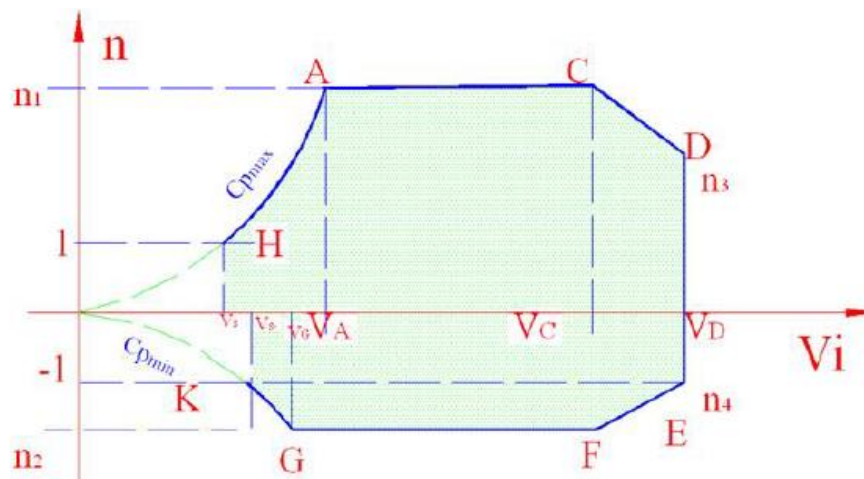


Figura 2-44 Diagramma di manovra.

Per tracciare il diagramma delle manovre occorre stabilire il massimo valore del fattore di contingenza n_1 . Esso dipende dalla categoria fissata dalla norma di certificazione a cui appartiene il velivolo e non deve essere mai superato per ragioni di sicurezza strutturale.

Il *limite aerodinamico* è rappresentato dai tratti di curve partenti dall'origine corrispondono a manovre eseguite ai grandi assetti e precisamente a manovre eseguite col massimo valore del coefficiente di portanza (nel grafico indicato come $c_{P,max}$), col fattore di carico massimo n_1 e manovre eseguite col massimo valore negativo $c_{P,min}$ col fattore di contingenza massimo negativo n_2 . I punti finali di queste due curve corrispondono ai punti A e B del grafico, corrispondenti rispettivamente alla velocità di manovra massima in volo dritto e rovescio.

Nel tratto compreso tra l'origine e la v_A il grafico varierà con legge parabolica, infatti come si può vedere dalla definizione del coefficiente di contingenza esso varia con quadrato della velocità. Nel caso di volo dritto, il punto d'intersezione della curva parabolica con la retta orizzontale $n = 1$ corrisponde alla velocità di stallo con configurazione dei flap completamente retratti (*configurazione pulita*). Il discorso è analogo per il volo rovescio con $n = -1$.

Il *limite strutturale* corrisponde al secondo tratto del grafico con i due tratti rettilinei (uno con fattore di carico positivo e l'altro negativo) corrispondenti a manovre eseguite alla velocità di crociera v_C . A questa si ammette che il velivolo compia manovre con fattore di carico uguale a quello massimo precedentemente stabilito.

Il massimo valore della velocità di crociera, per motivi di sicurezza, non si assume mai superiore a 0,9 volte la velocità massima in volo rettilineo orizzontale, e può essere anche pari a 2.2 volte la velocità di stallo in volo orizzontale.

Per velocità comprese fra v_A e v_C il fattore di carico si mantiene costante ed uguale a quello massimo e sul diagramma saremo nel segmento parallelo all'asse delle ascisse lungo il quale il coefficiente di portanza dovrà diminuire data che il fattore di carico in quel tratto è costante. Le stesse considerazioni valgono anche per il tratto in volo rovescio, corrispondente al segmento GF del grafico.

Il *limite propulsivo* è rappresentato dall'ultimo tratto, corrispondente alle manovre eseguite alle alte velocità, indicate con v_D e v_E nel grafico e corrispondenti ad una picchiata effettuata con una certa inclinazione rispetto all'orizzontale locale (*affondata*) rispettivamente in volo dritto e rovescio, con valore costante assegnato a seconda della normativa considerata.

Nei tratti *CD* ed *EF*, poiché la velocità aumenta ed il coefficiente di portanza diminuisce in valore assoluto, il grafico varierà linearmente. Dopo aver tracciato il diagramma di manovra si noti che la sua importanza deriva dal fatto che tutti i regimi di volo compresi all'interno del grafico sono compatibili con la resistenza strutturali dell'aeroplano dato che le strutture vengono calcolate facendo riferimento ai valori del coefficiente di contingenza che si hanno ai vertici del poligono. I regimi di volo inoltre risultano compatibili anche con le caratteristiche aerodinamiche dell'aeroplano essendo passati da assetti relativi a $c_{P,max}$ a quelli relativi a $c_{P,min}$.

Ovviamente l'imposizione dei coefficienti di contingenza tiene conto della sopportazione fisiologica del pilota e dei passeggeri alle accelerazioni normali positive e negative. Perciò, tutti quei regimi di volo all'esterno del grafico sono proibiti al pilota.

Inviluppo di volo

Per *inviluppo di volo* [9, pp. 92-95] si intende il luogo dei punti nel piano ($h-v$), corrispondenti a condizioni di volo in manovra a velocità costante nel tempo e fattore di carico assegnato o crescente. In quest'ultimo caso, è possibile tracciare delle curve parametriche, al crescere del fattore di carico:

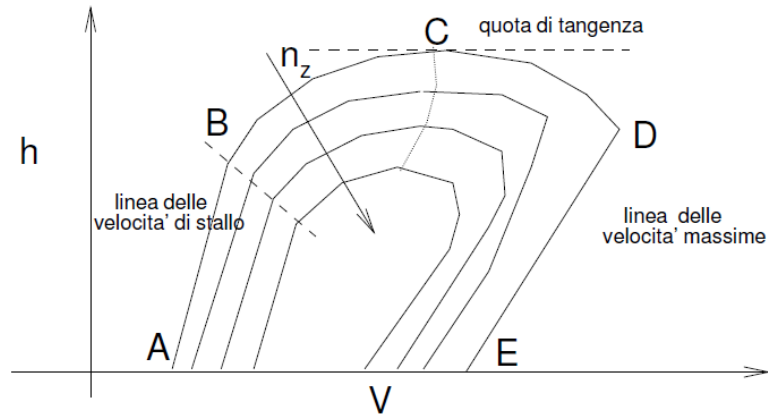


Figura 2-45 Diagramma qualitativo di un inviluppo di volo parametrizzando il fattore di carico normale n_z .

Il diagramma così descritto riassume le prestazioni del velivolo in funzione della quota per i vari fattori di carico, evidenziando anche la quota di tangenza teorica raggiungibile con una determinata configurazione di peso e potenza. Le prestazioni di un velivolo dipendono dall'aerodinamica dell'aeromobile e dalle caratteristiche del sistema propulsivo, quindi la spinta o la potenza disponibile unitamente alle caratteristiche aerodinamiche, definiscono le prestazioni del velivolo [14, pp. 84-85]:

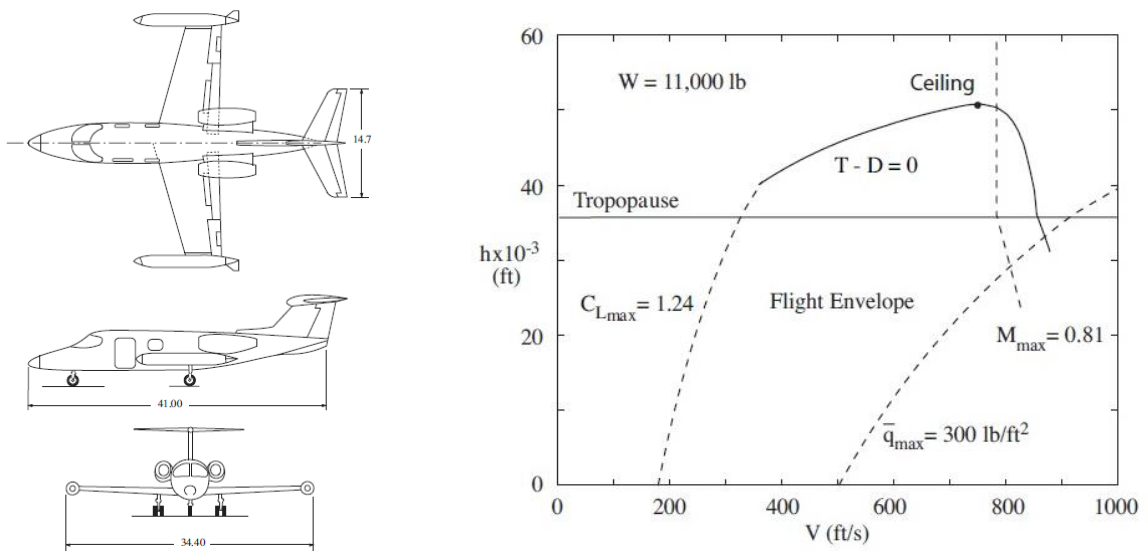


Figura 2-46 (a) Viste principali e (b) inviluppo di volo di un aeromobile SBJ.

2.5.1.4 Volo curvilineo

Nei moti curvilinei l'aeromobile cambia la direzione della velocità rispetto a terra [9, p. 98]. Questo cambiamento equivale a variazioni dell'angolo di rampa e/o dell'angolo di rotta, mentre il modulo della velocità è variabile. Nel caso di variazioni del solo angolo di rampa si parla di moti nel *piano verticale* (spiegati successivamente nel capitolo dedicato all'*atterraggio*), mentre per le sole variazioni di ψ con $\gamma = 0$, si hanno i moti nel *piano orizzontale*.

Le equazioni del moto nel caso di volo nel piano orizzontale ($\gamma=0$) [9, pp. 101-102] risultano:

$$\begin{cases} T - D = m \frac{dv}{dt} \\ L \cos \varphi + S \sin \varphi - W = 0 \end{cases}$$

dove la devianza S è funzione dell'angolo β :

$$S = \frac{\partial S}{\partial \beta} \beta$$

La terza ed ultima equazione è riguardo il moto della *virata*:

$$mv\dot{\psi} = L \sin \varphi - S \cos \varphi$$

La grandezza $\dot{\psi}$ prende il nome di *rateo di virata*, cioè l'angolo "spazzato" dal vettore velocità nell'unità di tempo. La seconda e la terza equazione del sistema mostrano che, per ottenere una variazione della rotta, si può agire simultaneamente su α , β e φ . Se le variazioni della rotta sono conseguite mediante le variazioni di β , con $\varphi = 0$, ed opportuna modulazione di α e T , si ha un moto corrispondente a una *virata piatta*. Se le variazioni della rotta sono ottenute anche tramite le variazioni di φ ed opportuna variazione di α e T si ha un moto di *virata con sbandamento*.

Nel caso più generale della virata con sbandamento [9, pp. 103-106], il moto curvilineo permette al velivolo di cambiare la propria rotta tramite l'azionamento degli alettoni, posti nel bordo d'uscita dell'ala. Si considera che la manovra sia conseguita a velocità costante. In Figura è rappresentato uno schema di velivolo che esegue una virata corretta con angolo di sbandamento o rollio (*bank angle*) φ , raggio r e rateo di virata $\dot{\psi} = \frac{v}{r}$.

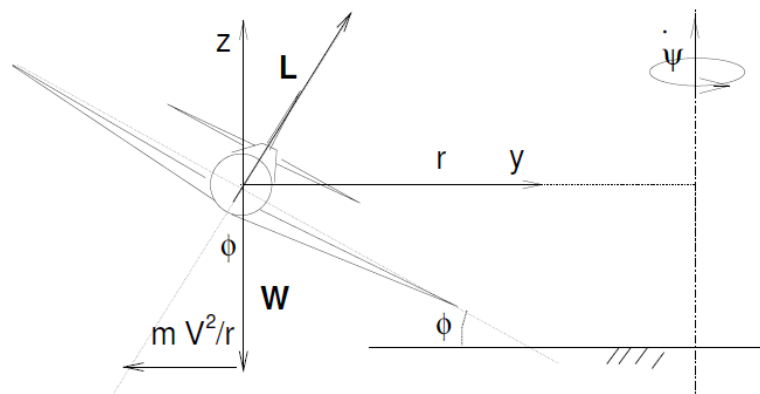


Figura 2-47 Virata con sbandamento.

Le equazioni del moto sono allora, non considerando le equazioni cinematiche:

$$\begin{cases} T - D = m \frac{dv}{dt} \\ mv\dot{\psi} = L \sin \varphi - S \cos \varphi \\ L \cos \varphi + S \sin \varphi - W = 0 \end{cases}$$

La virata si definisce *corretta* se la risultante del peso e delle forze centrifughe giace nel piano di simmetria del velivolo. Se si trascurano l'influenza della velocità angolare sulle azioni aerodinamiche e

i momenti prodotti dalle forze di inerzia, durante la virata corretta l'angolo di derapata si mantiene costante e pari a zero, implicando una devianza nulla. Sostituendo $\dot{\psi} = \frac{v}{r}$, si ottengono le seguenti equazioni:

$$\begin{cases} T - D = 0 \\ L \sin \varphi = \frac{Wv^2}{gr} \\ L \cos \varphi - W = 0 \end{cases}$$

A differenza della virata piatta, nella virata corretta le variazioni della rotta sono ottenute mediante la componente centripeta della portanza $L \sin \varphi$ la quale, a causa della sua maggiore contingenza rispetto alla devianza, incide più significativamente sul valore di $\dot{\psi}$.

Ne segue che la virata corretta, o una condizione ad essa prossima, è una manovra relativamente più efficace per il conseguimento di un cambiamento della rotta del velivolo. Il fattore di carico normale durante la virata corretta si ottiene dalla terza delle equazioni del moto:

$$n_z = \frac{L}{W} = \frac{1}{\cos \varphi}$$

Grazie di velocità in manovra, applicabile anche in questo caso di virata con sbandamento, è possibile calcolare la spinta e potenza necessaria alla manovra:

$$T_{n,virata} = \frac{T_{livellato}}{\cos \varphi} \quad P_{n,virata} = \frac{P_{livellato}}{(\cos \varphi)^2}$$

Quindi, a parità di angolo di incidenza, la spinta e la potenza necessaria aumentano all'aumentare dell'angolo di sbandamento.

2.5.1.5 Volo in aria turbolenta

I moti dell'atmosfera possono influenzare in modo significativo la condotta in volo dell'aeromobile. Le masse d'aria che impattano la superficie dell'aeromobile a causa di questi moti atmosferici vengono chiamate *raffiche* [15, pp. 48-49], le quali modificano in modo più o meno sostanziale la velocità relativa e gli angoli aerodinamici, causando sensibili variazioni delle forze aerodinamiche a cui fanno seguito moti del velivolo indipendenti dalla volontà del pilota, in alcuni casi pericolosi per la sicurezza del mezzo e dell'equipaggio.

L'effetto dinamico di una raffica orizzontale, parallela alla traiettoria del velivolo è in genere modesto a causa del basso valore della velocità di raffica rispetto alla velocità di volo, mentre causa sensibili variazioni della traiettoria. Invece una raffica perpendicolare alla direzione del moto provoca un sensibile cambiamento degli angoli di attacco e di derapata che incidono sul valore della forza e del momento aerodinamici [16].

L'analisi del moto prodotto da una raffica è, in generale, molto complessa a causa di molteplici fattori. Uno di questi è legato alla non esatta conoscenza della distribuzione della velocità di raffica nello spazio e nel tempo. Talvolta, nel caso di volo in aria turbolenta, le velocità di raffica sono descritte attraverso le loro proprietà statistiche.

Ciò rende necessario lo sviluppo di complicate tecniche di calcolo basate sul più realistico concetto di turbolenza continua. Un altro fattore è dovuto alla non omogeneità nello spazio della velocità di raffica e quindi alla scala del fenomeno. Infatti questa situazione determina sulle diverse parti del velivolo differenti angoli aerodinamici variabili nel tempo in relazione alla velocità di volo e alle scale caratteristiche della raffica stessa.

Inoltre un'accurata analisi del fenomeno può richiedere ulteriori informazioni riguardanti la essibilità dell'aeromobile poichè l'interazione fra forze aerodinamiche e deformabilità delle strutture modifica, a sua volta, le stesse sollecitazioni aerodinamiche dando luogo a moti che dipendono dalla deformabilità dell'aeromobile.

La risposta del velivolo alla raffica

Il calcolo della risposta alla raffica [15, pp. 49-54], presentato in questo paragrafo, è basato sulla schematizzazione di punto materiale, pertanto ogni effetto legato a variazioni dell'orientamento, alla geometria o alla deformabilità dell'aeromobile non viene descritto, supponendo inoltre che le variazioni della forza aerodinamica causata dai cambiamenti degli angoli aerodinamici si verifichino istantaneamente.

Nella presente analisi si considera un velivolo, inizialmente in volo orizzontale, con velocità v assegnata e costante, che venga investito da una raffica verticale avente una distribuzione di velocità nota. Le equazioni del moto perciò risultano:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \gamma = 0 \\ L - W \cos \gamma = \frac{W}{g} v \frac{d\gamma}{dt} \end{cases}$$

Si considerano le velocità di raffiche piccole rispetto alla velocità di volo e gli angoli di rampa sufficientemente piccoli da approssimare $\cos \gamma = 1$ e $v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{dv_h}{dt}$ con $v_h = v \sin \gamma$ la componente verticale della velocità di volo. Sulla base di quanto detto, la portanza sviluppata dall'aeromobile in presenza della raffica si scrive:

$$L = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_L = \frac{1}{2} \rho v^2 S c_{L,\alpha} (\alpha_0 + \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2)$$

con α_0 l'angolo d'attacco del profilo appena prima della raffica in volo orizzontale, $\Delta\alpha_1$ rappresenta la variazione di incidenza provocata dall'effetto combinato della velocità di volo e della raffica e $\Delta\alpha_2$ è la variazione dell'angolo di incidenza causato dal moto ascendente dell'aeromobile:

$$\Delta\alpha_1 = \tan^{-1} \left(\frac{w_g}{v} \right) \cong \frac{w_g}{v} \quad \Delta\alpha_2 = \tan^{-1} \left(\frac{v_h}{v} \right) \cong \frac{v_h}{v}$$

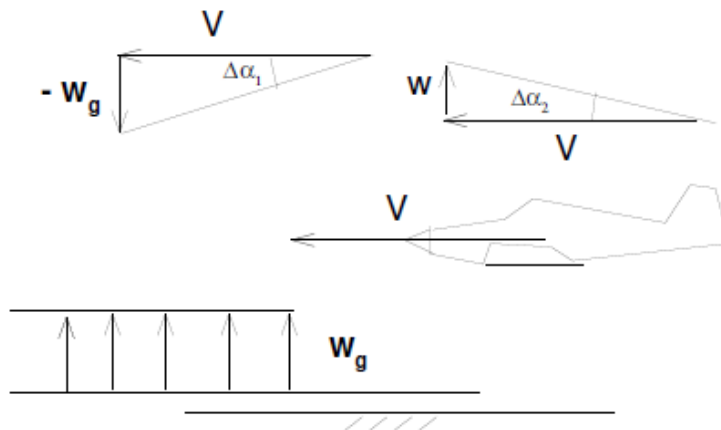


Figura 2-48 Aeromobile in una situazione di raffica a gradino

Sostituendo la relazione della portanza trovata e sostituendola nella seconda equazione del moto, si ottiene:

$$\frac{1}{2}\rho v^2 S c_{L,\alpha}(w_g - v_h) = \frac{W}{g} \frac{dv_h}{dt}$$

Riformulando l'equazione e ponendo $A = \frac{\rho c_{L,\alpha} g v}{2W}$, l'equazione differenziale del primo ordine con incognita v_h ha la seguente soluzione generale:

$$v_h(t) = Ae^{-At} + \int_0^t w_g(t)e^{-At} dt$$

La seguente legge oraria deve essere collegata al fattore di carico normale, rappresenta la risposta dell'aeromobile, in termini di accelerazione del baricentro, a una distribuzione di raffica verticale $w_g(t)$ assegnata:

$$n_z = \frac{L}{W} = 1 + \frac{v_h}{g}$$

Come applicazione della risposta del velivolo alla raffica, si considera il caso della raffica a gradino, come schematizzato nella Figura. Si ha una raffica a gradino quando sui bordi della colonna d'aria ascendente si verifica una repentina variazione della w_g che determina un gradiente di velocità di raffica teoricamente infinito che porta w_g dal valore nullo all'intensità massima $w_{g,e}$.

Questa è una condizione limite di ciò che effettivamente avviene durante il volo in aria agitata in cui le raffiche sono, in genere, gradualmente. Tuttavia la raffica a gradino costituisce una condizione di riferimento a cui sono riferiti gli effetti provocati dalle raffiche gradualmente.

L'andamento nello spazio di w_g , di intensità $w_{g,e}$, è rappresentato nella Figura. In questo caso, la velocità e l'accelerazione ascensionale dell'aeromobile sono rispettivamente:

$$v_h(t) = w_{g,e}(1 - e^{-At}) \quad \dot{v}_h = w_{g,e}Ae^{-At}$$

La legge temporale del fattore di carico normale perciò sarà:

$$n_z(t) = 1 + \frac{w_{g,e}A}{ge^{-At}}$$

Nell'ipotesi di raffica a gradino, n_z assume all'istante iniziale il massimo valore e poi diminuisce col passare del tempo fino a tendere asintoticamente al valore unitario relativo alle condizioni di volo con rateo di salita pari a v_h . All'uscita dalla raffica l'aeromobile a causa della sua velocità ascensionale v_h e dell'assenza di raffica si trova in condizioni equivalenti a quelle causate da una raffica discendente di velocità $w_{g,e}$. Il valore massimo del fattore di carico normale dovuto alla raffica a gradino che viene raggiunto nell'istante in cui il velivolo attraversa il fronte di raffica è pari a:

$$n_{z,max} = 1 + \frac{w_{g,e}\rho c_{L,\alpha} v S}{2W}$$

Lo stesso procedimento può essere fatto per una raffica con profilo graduale di tipo lineare rispetto alla coordinata s , osservabile nella figura sottostante:

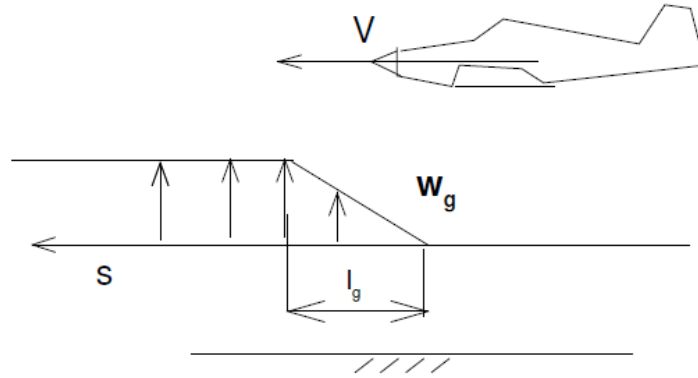


Figura 2-49 Aeromobile in una situazione di raffica graduale lineare.

In questo caso, il profilo di raffica è caratterizzato dalla seguente legge:

$$w_g(s) = \frac{w_{g,e}}{l_g} s$$

Il dominio di s è pari all'intervallo $0 < s < l_g$, con l_g definito come la *profondità della raffica*. Facendo lo stesso procedimento come nel caso di raffica a gradino, si può determinare l'andamento temporale del fattore di carico normale e quindi il suo valore massimo per il caso di raffica graduale lineare:

$$n_z(t) = 1 + \frac{w_{g,e}v}{l_g g} (1 - e^{-At}) \quad n_{z,max} = 1 + \frac{w_{g,e} \rho c_{L,\alpha} v S}{2W} F$$

con $F = \frac{2W}{g S \rho l_g c_{L,\alpha}} \left(1 - e^{-A \frac{l_g}{v}}\right)$ chiamato *fattore di attenuazione della raffica*.

Osservando la seconda relazione, è possibile notare che, nel caso di raffiche graduali, il fattore di carico raggiunto è sempre minore del corrispondente valore calcolato con una raffica a gradino.

Perciò, una generica distribuzione random di una raffica verticale è riconducibile a una raffica a gradino con opportuno fattore di attenuazione della raffica.

Inoltre, se si tiene conto della deformabilità del velivolo, il massimo fattore di carico raggiunto risulta sempre minore del corrispondente valore ottenuto mediante le formule ricavate, a causa della deformabilità delle strutture. Quest'aspetto rassicura i progettisti e costruttori, mantenendo un buon *margin* (o *fattore*) di *sicurezza* (rapporto tra resistenza limite di progetto e resistenza limite effettiva), ed inoltre non sono costretti ad irrigidire ulteriormente la struttura rispetto al dovuto, appesantendola e implicando tutti gli effetti negativi sulle prestazioni complessive dell'aeromobile.

Quindi, il fattore di attenuazione è un parametro che riveste una significativa importanza durante la fase di progettazione del velivolo, poichè consente di tener conto della riduzione della sollecitazione aerodinamica provocata dalla deformabilità dell'aeromobile e dalla gradualità della raffica. Ciò comporta il dimensionamento di strutture più leggere rispetto al requisito di sollecitazione prodotta da una raffica.

Il diagramma di raffica

L'andamento del fattore di carico normale in funzione della velocità di volo può essere riportato sul diagramma di manovra ($n - v$) e viene chiamato *diagramma di raffica (gust envelope)* [15, pp. 54-56].

Questo diagramma corregge quello di manovra, in quanto tiene conto della possibilità di azioni esterne delle raffiche che potrebbero modificare le sollecitazioni agenti sul velivolo, tramite dei fattori di carico aggiuntivi che potrebbero modificare il limite aerodinamico, strutturale e propulsivo, esposti precedentemente nel paragrafo dedicato al diagramma di manovra.

Riosservando le relazioni ricavate per il fattore di carico normale in caso di raffica, è possibile notare che la legge di variazione di n_z con v è lineare, con pendenza dipendente dall'intensità della raffica. Le norme di certificazione aeronautica prescrivono di solito tre valori di velocità di raffica positivi e negativi, spesso espressi in $\left[\frac{ft}{s}\right]$, corrispondenti alle seguenti tre velocità equivalenti:

- velocità di progetto per la massima intensità di raffica v_B
- velocità di crociera di progetto v_C
- velocità massima di progetto v_D : nei manuali di volo è contrassegnata come *VNE (Velocità da Non Eccedere)*

La velocità di crociera v_C deve essere sufficientemente maggiore di v_B , così da garantire un margine di sicurezza riguardo condizioni inaspettate di eccessiva turbolenza. In ogni caso, la v_C non deve superare la velocità massima in volo orizzontale v_D alla quota corrispondente impegnando la massima potenza continua disponibile.

Sovrapponendo il diagramma di manovra e il diagramma di raffica si genera il *diagramma d'inviluppo (combined envelope)*. Tale diagramma dimensiona la struttura e delinea un campo reale entro cui il velivolo può volare; questo campo è formato unendo graficamente i punti più esterni del perimetro della figura formatasi dalla sovrapposizione degli altri due.

Oltre alle velocità caratteristiche descritte in precedenza, il diagramma d'inviluppo ricava la velocità per cui è fisicamente impossibile superare il fattore di carico, qualunque manovra si provi ad eseguire. Per motivi di efficienza strutturale, solitamente questa velocità corrisponde alla velocità di manovra v_A , cioè la velocità massima a cui si possono azionare i comandi a fondo corsa essendo sicuri di non superare il fattore di carico massimo, anche se i costruttori mantengono sempre un certo margine di sicurezza correggendo la velocità ideale di manovra nei manuali di volo (in campo aeronautico i fattori di sicurezza non superano il valore limite di 1.5).

L'ultima informazione molto importante è la velocità ottimale a cui affrontare una raffica, che di solito corrisponde alla v_B . Conoscere questo parametro è fondamentale: una velocità troppo bassa potrebbe infatti risultare pericolosa e aumentare la permanenza in turbolenza (che non è proprio il sogno di nessuno), una troppo alta generare dei fattori di carico troppo elevati sui velivoli.

Le norme di certificazione aeronautica prescrivono i passi per il tracciamento di questi grafici. Perciò, a seconda della norma considerata, è probabile che il diagramma di manovra racchiuda completamente quello di raffica, facendolo coincidere con il diagramma d'inviluppo finale. Questo fatto accade soprattutto nei velivoli adibiti all'uso acrobatico e semiacrobatico.

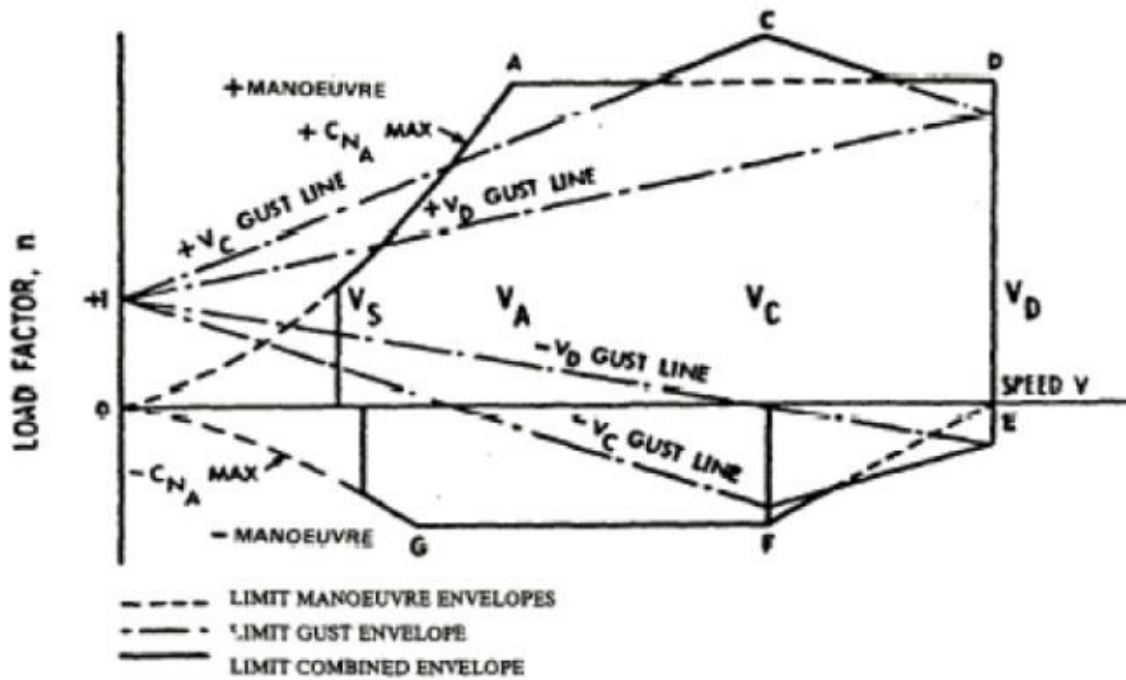


Figura 2-50 Diagramma qualitativo d'involuppo con diagrammi componenti.

Oltre all' appena discusso aspetto strutturale durante la fase di progetto, il diagramma di manovra è utile anche per l'indicazione utile al pilota durante il volo. E' chiaro che il pilota, durante il volo, non può consultare in continuazione il manuale di volo o altri documenti per ricontrollare le velocità prescritte durante le manovre. Per questo motivo, i costruttori di aeromobili forniscono gli intervalli di velocità determinati dal diagramma d'involuppo tramite delle indicazioni visive di colore bianco (unico intervallo di velocità di volo ammesso con flap estesi), verde (velocità di volo in sicurezza), giallo (velocità di volo con attenzione, se possibile solo in aria calma) e rosso (velocità di volo vietato), poste nello strumento indicatore della velocità, cioè l'anemometro.

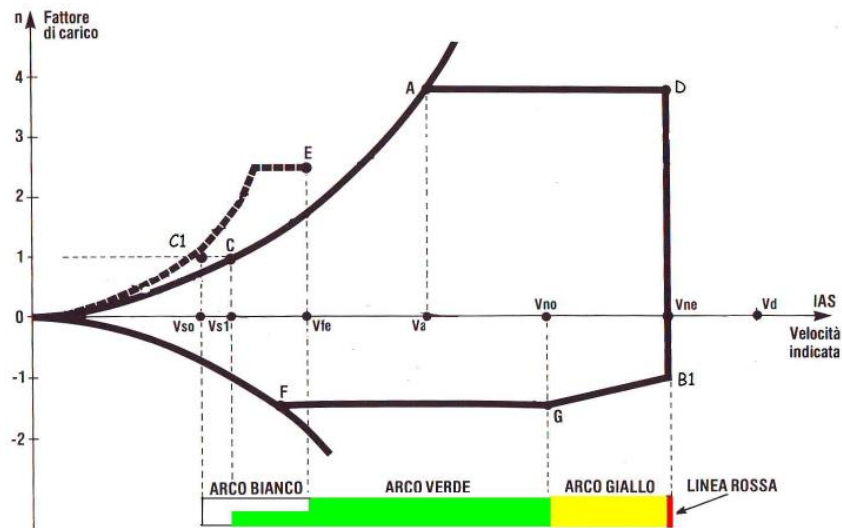


Figura 2-51 Intervalli di velocità per l'anemometro derivati dal diagramma d'involuppo.

Questi intervalli vengono poi indicati tramite delle strisce adesive applicate sull'anemometro se funzionante a pressione, oppure tramite una legenda colorata sul display se l'anemometro è integrato in uno strumento multiuso elettronico (e.g. *EFIS – Electronic Flight Instrument System*):



Figura 2-52 (a) Anemometro meccanico a pressione e (b) digitale con le rispettive legende.

2.5.2 Autonomia

Nel seguente paragrafo vengono definite le formule per ottenere l'autonomia chilometrica ed oraria [15, pp. 38-41] di un aeromobile caratterizzato da un propulsore motoelica con motore alternativo a combustione interna.

In questo caso [15, pp. 41-45], il consumo orario di combustibile è proporzionale alla potenza erogata dal motore secondo la relazione:

$$\frac{dW_f}{dt} = C_s P_{erogata}$$

con C_s il consumo specifico del motore, variabile a seconda del numero di giri, ma dell'ordine di grandezza di $0.25-0.35 \left[\frac{kg}{CV h} \right]$, con il valore minimo caratteristico per motori a 4 tempi e il valore massimo per motori 2 tempi. Il consumo orario di combustibile $\frac{dW_f}{dt}$, espresso nei manuali in $\left[\frac{L}{h} \right]$ o $\left[\frac{US gal}{h} \right]$, vengono calcolati ai fini del calcolo dell'autonomia quando la potenza erogata è pari al 75% della potenza massima erogabile dal motore al livello del mare.

Supponendo che il rendimento propulsivo e il consumo specifico del motore non dipendano dalle condizioni di volo, l'autonomia oraria e chilometrica sono rispettivamente:

$$t = \frac{E\eta}{C_s} \sqrt{\frac{\rho_0 S c_L}{2W_0}} \ln \frac{W_0}{W_0 - W_f} \quad s = \frac{E\eta}{C_s} \ln \frac{W_0}{W_0 - W_f}$$

La massima autonomia oraria si verifica quando è massimo il fattore $E\sqrt{c_L}$, corrispondente ad un assetto con elevato angolo d'incidenza, ma è di scarso interesse pratico poichè è realizzata per valori molto bassi della velocità di volo, mentre la potenza disponibile risulta percentualmente molto bassa rispetto alla potenza massima del motore.

La massima autonomia chilometrica invece si manifesta quando è massima la sola efficienza aerodinamica, cioè quando l'aeromobile assume l'angolo d'incidenza di massima efficienza, perciò volando alla *velocità di massima efficienza*.

L'angolo di incidenza corrispondente, pur essendo inferiore di quello di minima potenza, risulta ancora elevato, così la potenza necessaria è una percentuale assai modesta rispetto alla massima potenza erogabile dal motore.

Sebbene le condizioni di potenza minima ed efficienza massima massimizzano, rispettivamente l'autonomia oraria e chilometrica, il corrispondente regime di funzionamento del gruppo motoelica non è adeguato a fornire valori ottimali di rendimento e consumo specifico, pertanto la condizione di volo di crociera è in generale realizzata per angoli di attacco significativamente minori della massima efficienza, con potenze comprese fra il 70% e l'80% della potenza massima, come precedentemente accennato. La motivazione di tale scelta risiede nel fatto che il gruppo elica-motore mostra il massimo rendimento complessivo per potenze prossime a quella nominale.

Nel secondo programma di volo si deve tener conto delle variazioni della velocità durante il moto, ottenendo:

$$t = 2 \frac{E\eta}{C_s} \sqrt{\frac{\rho_0 S C_L}{2W_0}} \left[\sqrt{\frac{W_0}{W_0 - W_f}} - 1 \right] \quad s = \frac{E\eta}{C_s} \ln \frac{W_0}{W_0 - W_f}$$

Nel terzo programma di volo la potenza disponibile e l'angolo di incidenza variano sensibilmente durante il volo, e le autonomie risultano:

$$t = 2 \frac{E_{max}\eta}{C_s} \sqrt{\frac{\rho_0 S C_L}{2W_0}} \left[\arctan\left(\frac{c_{L,0}}{c_{L,E}}\right) - \arctan\left(\frac{c_{L,0}}{c_{L,E}}\right) \frac{W_0}{W_0 - W_f} \right]$$

$$s = 2 \frac{E_{max}\eta}{C_s} \left[\arctan\left(\frac{c_{L,0}}{c_{L,E}}\right) - \arctan\left(\frac{c_{L,0}}{c_{L,E}}\right) \frac{W_0}{W_0 - W_f} \right]$$

Per il secondo e il terzo programma di volo valgono le stesse considerazioni viste per il primo programma.

Allo scopo di paragonare i tre programmi, si considerano voli effettuati alla massima efficienza dell'aeromobile. L'analisi delle funzioni mostra che il primo programma di volo è doppiamente conveniente in virtù del maggiore spazio percorso e della più semplice tecnica di pilotaggio. Sebbene il secondo programma abbia la stessa autonomia chilometrica del primo, esso è meno conveniente poiché richiede un'azione continua sul grado di ammissione al fine di mantenere il valore della quota di volo.

Il terzo programma è il meno conveniente dei tre, implicando un sensibile aumento del consumo di combustibile e una continua azione sia sulla manetta dell'acceleratore del motore che sull'equilibratore orizzontale, rendendo più stressante la conduzione del volo per il pilota.

2.5.3 Assetti particolari di volo

Nella meccanica del volo ha grande interesse conoscere quali sono le condizioni di volo rettilineo uniforme che massimizzano l'autonomia oraria o chilometri; gli assetti corrispondenti sono chiamati *assetti caratteristici*.

Essi sono di grande importanza per il raggiungimento di condizioni di ottimali per quanto riguarda l'efficienza delle fasi di volo e il consumo di combustibile a seconda della tipologia di propulsore.

Queste condizioni, inquadrabili in una polare di un certo aeromobile sono:

1. Condizione di *velocità minima* v_{min} : corrispondente ad assetto con $c_{L,max}$, cioè volando con un angolo d'incidenza pari a quello di stallo con configurazione aerodinamica da crociera (flap completamente retratti). La velocità minima perciò corrisponde alla velocità di stallo in configurazione *pulita* (flap completamente retratti);
2. Condizione di *potenza minima necessaria* P_{min} : corrispondente ad assetto con $(E\sqrt{c_L})_{max}$, relativamente meno cabrato dell'assetto di minima velocità. La velocità in questo assetto è pari a:

$$v_{p,min} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S \sqrt{\pi A R e c_{D,0}}}}$$

3. Condizione di *spinta minima necessaria* T_{min} : corrispondente ad assetto con E_{max}
4. Condizione di *minimo rapporto spinta/velocità* $\left(\frac{T_{min}}{v_{min}}\right)$: corrispondente ad assetto con $\left(\frac{E}{\sqrt{c_L}}\right)_{max}$

Quest'ultima condizione può essere verificata tramite la polare dell'aeromobile, osservando che quest'assetto corrisponde come descritto in precedenza all'assetto di massima autonomia chilometrica s_{max} ed oraria t_{max} .

Questi due valori corrispondono a due punti distinti, e si differenziano anche a seconda della tecnologia propulsiva impiegata nell'aeromobile. Nella figura sottostante ad esempio vengono mostrati i punti caratteristici per un propulsore a motoelica e a turbogetto:

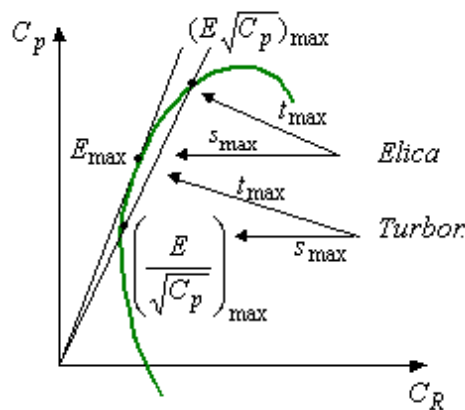


Figura 2-53 Condizione di minimo rapporto spinta/velocità osservato da polare di un aeromobile

2.5.4 Il decollo e l'atterraggio

Un aeromobile o qualsiasi altro veicolo volante può avere diversi modi per decollare ed atterrare. Gli aeromobili comuni utilizzano le normali piste aeroportuali. Alcuni aeromobili, come gli elicotteri o altri mezzi militari come alcuni aeromobili o lanciatori per le missioni spaziali possono decollare ed atterrare verticalmente.

Il decollo

Il decollo è la fase di volo in cui il veicolo attraverso un'accelerazione riesce a staccare il proprio corpo da terra, o più in generale da una superficie, permettendo di salire aumentando la sua quota di volo. La modalità di decollo non è unica per tutti i mezzi volanti, ma dipende dal design scelto.

L'atterraggio

L'atterraggio è l'ultima fase di un volo, nel quale un veicolo volante ritorna a Terra. Anche se il nome si riferisce alla fase finale di un volo che termina sulla superficie terrestre, esistono delle fasi finali analoghe generalmente all'atterraggio dal punto di vista operativo, ma che sotto l'aspetto della nomenclatura aeronautica assumono nomi diversi. Per esempio, un veicolo che termina il suo volo in una superficie acquosa compie un *ammaraggio* (o *affiumaggio* per i fiumi) o in nella superficie lunare compie un *allunaggio*.

Tipologia superficie di decollo e d'atterraggio

Una classificazione (già accennata nel Capitolo 1) che si può fare è quella per possibilità di atterraggio su acqua o su terra. In questa tipologia di classificazione, gli aeromobili si suddividono in terrestri, idrovolanti ed anfibi.

I velivoli *terrestri* sono tutti quegli aerei capaci di atterrare solo su terra ferma. Questo è possibile grazie ad un sistema di carrelli che permette all'aereo di atterrare senza troppe difficoltà, attenuando le sollecitazioni provocate dal contatto con il suolo e facendo da supporto per rendere possibili le operazioni a terra.

Il carrello più utilizzato oggi è il carrello retrattile che, pur avendo una maggior difficoltà costruttiva, permette di avere meno resistenza aerodinamica sul velivolo.

Il carrello fisso invece, viene utilizzato solo su aerei leggeri e ultraleggeri. La tipologia di carrello più in uso è il carrello a triciclo perché offre maggiori vantaggi a livello di visibilità nelle manovre e leggerezza nelle manovre curve a terra rispetto all'altra conformazione a biciclo.

Un *idrovolante* (*seaplane*) è un aeroplano in grado di effettuare le operazioni di decollo e ammaraggio solo da una superficie acquatica, quale mare, laghi, canali o fiumi nella loro accezione più generica.

In realtà le strutture possibili possono essere a *galleggianti* (o *scarponi*, *floatplane*) se la struttura che permette le operazioni di volo è distinta dalla fusoliera, o a *scafo* (*flying boat*) se la fusoliera stessa è la struttura che permette il decollo ed ammaraggio dell'aeromobile.

Un aereo *anfibo* è un aereo in grado di operare in due tipologie diverse di superficie, come ad esempio terra/neve o terra/acqua, consentendo una maggiore flessibilità di utilizzo senza bisogno di modifiche strutturali.

Nel primo caso, l'aeromobile è equipaggiato con degli sci opportunamente progettati in modo da permettere il rotolamento delle ruote anche in presenza degli sci.

Nel secondo caso, l'aereo anfibo è equipaggiato sia con carrello d'atterraggio sia con scafo o galleggianti. Fino alla Seconda Guerra Mondiale, gli idrovolanti venivano impiegati per lo più come ricognitori militari o antisommergibili, e nell'aviazione civile per il trasporto passeggeri su rotte marittime; però potevano volare solo a bassa velocità ed erano lenti nell'atterraggio. Gli aerei anfibi, ancora più lenti per il doppio sistema di atterraggio, ebbero sempre diffusione limitata.

Per gli aerei da diporto leggeri sono disponibili galleggianti simili a quelli utilizzati negli idrovolanti ma dotati di una ruota posta al centro, che non sporge tanto da incrementare la resistenza idrodinamica quando è in acqua, ma fuoriesce abbastanza per consentire atterraggi su piste in cemento o erbose. Anfibi molto utilizzati sono il Canadair CL-215 e CL-415, spesso indicati semplicemente come "Canadair", utilizzati dalla Protezione Civile e dai vigili del fuoco di tutto il mondo nelle operazioni antincendio.



Figura 2-54 Panoramica delle tipologie di aeromobili a seconda della superficie di decollo ed atterraggio.

Capacità di decollo e atterraggio

Per quanto riguarda il tipo di decollo e atterraggio utilizzato dagli aeromobili, se ne possono distinguere principalmente tre classi:

- *CTOL (Conventional Take Off and Landing)*
- *STOL (Short Take Off and Landing)*
- *V/STOL (Vertical and/or Short Take Off and Landing)*
 - *VTOL (Vertical Take Off and Landing) [17]*
 - *PTOL (Point Take Off and Landing)*
 - *STOVL (Short Take Off and Vertical Landing)*

In ambito militare, la definizione dell'aeromobile è per esempio fatta in base al grafico sottostante, in cui si stabilisce la quota convenzionale di 15 [m] (o 50 [ft]) e il discriminante x determina lo spazio di decollo necessario per il raggiungimento di quella quota.

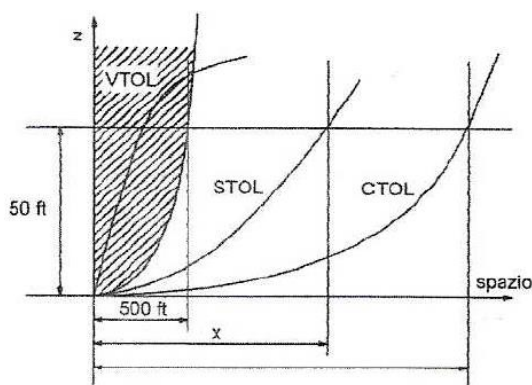


Figura 2-55 Definizione grafica convenzionale di un aeromobile CTOL, VTOL o STOL.

Se $x < 500$ [ft], viene convenzionalmente considerato un VTOL. L'attribuzione dell'acronimo all'aeromobile è molto soggettiva e dipende dalla tipologia di progetto ed applicazione.

Gli aeromobili militari con queste caratteristiche, se non dotati di un propulsore capace di farli decollare ed atterrare autonomamente, richiedono l'uso di sistemi ausiliari terrestri (JATO, CATO, ZLL) o navali su portaerei (CATOBAR, STOBAR, SRVL) [18, pp. 8-10].

Altri acronimi

Esistono tuttavia altri acronimi riguardanti il tipo di decollo ed atterraggio:

- *ESTOLAS (Extremely Short Take Off and Landing on Any Surface)* che aeroplano capace di decollare e atterrare anche su superfici d'acqua, assumendo le funzionalità espresse già dagli hovercraft. Questo tipo di velivolo per ora rimane un progetto di ricerca commissionato dall'Unione Europea, senza costruire dei prototipi. Le Università di Riga e Cranfield per ora hanno condotto degli studi preliminari su un modello in scala, chiamato *Hybrid ESTOLAS*;



Figura 2-56 Prototipo in scala dell'Hybrid ESTOLAS.

- *CESTOL (Cruise - Efficient Short Take Off and Landing)*, indica gli aeromobili che combinano le caratteristiche di un aeromobile STOL, con una velocità di volo superiore a Mach 0.8; in pratica rappresenta la categoria degli SSTOVL citati precedentemente.

Per completezza, è giusto accennare che esiste una famiglia di acronimi che descrivono le capacità in decollo e atterraggio anche per i veicoli spaziali, e alcuni esempi sono:

- *HTHL (Horizontal Take off Horizontal Landing)*
- *VTVL (Vertical Take off Vertical Landing)*
- *VTHL (Vertical Take off Vertical Landing)*

CTOL

La prima sigla, CTOL (*Conventional Take-Off and Landing*), indica tutti gli aeromobili che utilizzano una procedura di decollo e atterraggio *convenzionale*, eseguiti in pratica dalla quasi totalità degli aeromobili ad ala fissa militari e civili commerciali, cargo e da turismo ad ala presenti nei comuni aeroporti di tutto il Mondo.

Il decollo convenzionale

Si definisce *decollo convenzionale* la modalità di decollo eseguita tramite l'utilizzo di una pista rettilinea di una certa lunghezza e larghezza, progettata e costruita in modo da ricevere una classe ben definita di aeromobili, a seconda delle loro caratteristiche geometriche, propulsive e del loro peso.

Generalmente la procedura è articolata in tre diverse fasi:

- il *rullaggio*, in cui l'aereo accelera e raggiunge la velocità stabilita prima di staccarsi da terra;
- la *rotazione*, dove il velivolo, alla velocità prescritta, stacca il ruotino principale (o di coda, se il carrello è bicipite) raggiungendo l'assetto corretto per il decollo, tirando verso indietro la cloche. Nel caso di aeromobili propulsi tramite motore elica (come lo Zenith CH 701 STOL), deve essere anche azionato il pedale destro per contrastare la rotazione attorno all'asse di yaw dovuta all'inerzia giroscopica dell'elica propulsiva rotante.
- l'*involo*, in cui l'aereo si stacca completamente da terra e comincia la sua salita per raggiungere la quota prestabilita minima di sicurezza.

Le aziende costruttrici nei manuali di volo e negli altri documenti ufficiali riguardanti le prestazioni del velivolo, definiscono come *corsa di decollo* (*Ground run distance* o *Take off run*) la somma delle operazioni di *rullaggio* e *rotazione* sopra descritte; la fase sopra citata dell'*involo* viene chiamata *Transition distance*, e convenzionalmente si riferisce alla traccia a terra (proiezione a terra della distanza percorsa) del velivolo dalla fine della *rotazione* al raggiungimento di una quota convenzionale di 35 [ft] (alcune volte è 50 [ft], a seconda della norma considerata).

La somma di questi due valori compone la distanza di decollo, chiamata anche *TODR* (*Take Off Distance Required*), e viene fornita nei manuali di volo e documenti tecnici in condizioni d'atmosfera standard ($T_{atm} = 15 [^{\circ}C]$; $p_{atm} = 1013.25 [HPa]$) e in configurazione MTOW come illustrato nella figura sottostante:

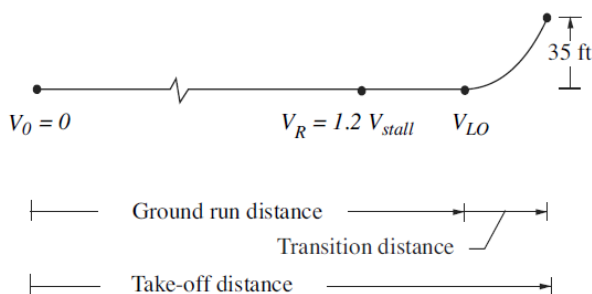


Figura 2-57 (a) Terminologia per decollo convenzionale; (b) Aeromobile commerciale in fase d'involo durante decollo convenzionale.

Il decollo convenzionale è definito *bilanciato* (rispetto alla pista in cui si opera) se la condizione di uguaglianza tra la distanza richiesta per frenare e rinunciare (nel gergo *abortire*) il decollo (*ASDR - Accelerate Stop Distance Required*) e la distanza di decollo (*TODR - Take Off Distance Required*) per un determinato aeromobile con una certa configurazione di peso, spinta e condizioni ambientali della pista è verificata.

La distanza di decollo bilanciata (*BTOD - Balanced Take Off Distance*) è la distanza minima che soddisfa questa condizione, rappresentando in pratica il "punto di non ritorno" per un aeromobile in decollo che voglia rinunciarci per problemi tecnici o meteorologici.

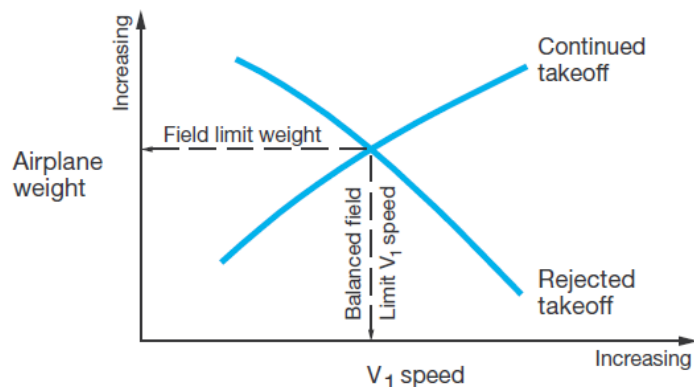


Figura 2-58 Definizione grafica di distanza bilanciata di decollo.

I fattori che modificano la lunghezza di decollo bilanciato sono:

- la massa dell'aeromobile: valori più alti implicano accelerazione più bassa e velocità di rotazione più alta
- spinta propulsiva: dipende dalla temperatura e pressione ambientale locale
- densità dell'aria: cambia a seconda dell'altitudine di decollo, aumentando la velocità di rotazione se l'altitudine aumenta;
- configurazione aerodinamica aeroplano: inclinazione degli eventuali ipersostentatori (flap)
- condizioni della pista: eventuali pendenze e/o superficie bagnata o non asfaltata allungano la corsa di decollo;
- condizioni ambientali: il verso della componente di vento incide sulla velocità risultante dell'aeromobile.

Calcolo delle prestazioni

Nel caso di decollo convenzionale senza sistemi ausiliari, un calcolo preliminare della distanza di decollo è effettuabile tramite la suddivisione ideale delle tre parti descritte in precedenza e tramite l'assunzione di diverse ipotesi:

- *rullaggio*: va da velocità nulla fino alla velocità di rotazione;
- *rotazione*: fase di volo di transizione che inizia da v_R fino alla velocità di distacco dal suolo v_{LO} (*Lift Off velocity*);
- *involo*: fase di superamento dell'ostacolo con altezza convenzionalmente fissata (a seconda della norma considerata) che inizia da v_{LO} alla velocità di superamento ostacolo, denominata v_f .

Le ipotesi fatte per il seguente calcolo sono:

- $v_0 = 0$;
- Configurazione aerodinamica ala: flap estesi a metà, perciò $v_R \equiv v_{LO} = v_f = 1.2 v_{stallo,decollo}$.

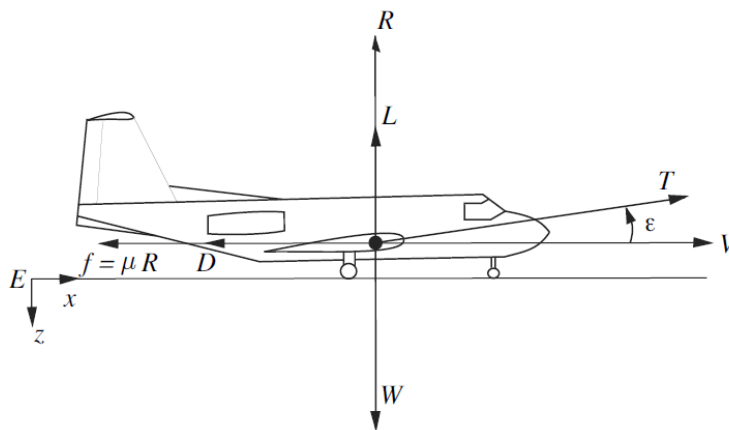


Figura 2-59 Forze agenti durante decollo.

La corsa di decollo e la distanza di transizione, calcolate con queste ipotesi, sono rispettivamente:

$$s_{TOG} = -\frac{W}{g\rho S(c_D - \mu c_L)} \ln \left[1 - \frac{g\rho S(c_D - \mu c_L)v_{LO}^2}{2(T - \mu W)} \right]; \quad s_{tr} = v \sqrt{\frac{2h_f}{g(n-1)}}$$

Perciò, la *distanza di decollo* per il superamento di un ostacolo con altezza h_f è:

$$s_{TO} = -\frac{W}{g\rho S(c_D - \mu c_L)} \ln \left[1 - \frac{g\rho S(c_D - \mu c_L)v_{LO}^2}{2(T - \mu W)} \right] + v \sqrt{\frac{2h_f}{g(n-1)}}$$

In assenza di potenza sufficiente al decollo, si parla di insufficienza propulsiva ($P_d < P_n$), implicando che il decollo non è effettuabile autonomamente. Le diverse applicazioni di aeromobili a decollo ed atterraggio corto molto spesso non rispettano le formule sopra presentate; per questo motivo esistono dei Report basati su attività pratiche, come quella proposta da Thibault [19] o Anderson [20, pp. 318-326].

Atterraggio convenzionale

L'atterraggio convenzionale è la tipologia più comune tra gli aeromobili, ed è analogamente suddivisa come la fase di decollo in tre manovre: *discesa (approach)*, *richiamata (flare)* e *rullaggio*.

La *discesa (approach)*, dove l'aereo si avvicina alla pista diminuendo la sua velocità;

La *richiamata (o flare)*, durante la quale in velivolo varia il suo assetto rispetto all'asse di pitch per prepararsi al contatto il suolo (*touchdown*).

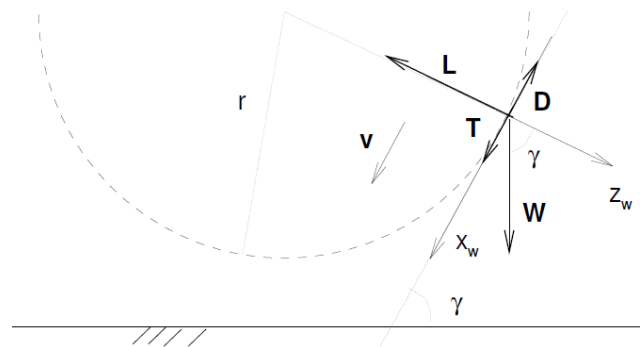


Figura 2-60 Diagramma vettoriale delle forze agenti durante manovra di richiamata.

E' la fase più delicata, perché l'assetto risultante al contatto decreterà anche l'intensità della reazione del terreno verso il carrello. Infatti, un assetto troppo cabrato rischia di indurre il fenomeno dello stallo, che provoca un aumento del rateo di discesa e provocare un impatto violento delle ruote col terreno. Le equazioni del moto si ottengono, con riferimento alla Figura 2-60, dal bilancio delle forze agenti sul velivolo.

Nella presente analisi si suppone che il velivolo voli con angolo di derapata è nullo, così da avere una devianza nulla. Allora, in base alle equazioni del moto, l'angolo di rollio risulta uguale a zero, e quindi equazioni del moto sono espresse da:

$$\begin{cases} T - D - W \sin \gamma = \frac{W}{g} \frac{dv}{dt} \\ L - W \cos \gamma = \frac{W}{g} v \frac{d\gamma}{dt} = \frac{W}{g} \frac{v^2}{r} \end{cases}$$

In questo caso il fattore di carico (normale) è pari a:

$$n_z = \cos \gamma + \frac{v^2}{gr}$$

E' possibile anche esplicitare la velocità di richiamata come:

$$v_{richiamata} = \sqrt{\frac{2W}{\rho S c_L - \frac{W}{gr}}}$$

Perché abbia un senso matematico e fisico, la velocità deve avere il radice maggiore di zero, ed è possibile se e solo se $r > \frac{2W}{\rho S c_L}$. Il più piccolo valore di r , r_{min} è possibile quando $c_L = c_{L,max}$, cioè con un'incidenza pari a quella dello stallo in configurazione d'atterraggio (flap ed eventuali spoiler completamente estesi).

L'ultima fase dell'atterraggio è il *rullaggio*, cioè il moto compiuto una volta appoggiato tutte le ruote del carrello. Questa fase è utile all'aereo per diminuire la sua velocità fino al completo arresto, grazie ai sistemi frenanti a disposizione.

Oltre ai freni meccanici sulle ruote del carrello, è presente anche il sistema frenante di tipo aerodinamico, applicato prevalentemente mediante l'uso di appendici aerodinamiche ipersostentatrici (flap o diruttori) inclinati di un certo angolo.

In applicazioni più specifiche, per esempio militari, esistono sistemi di sgancio che rilasciano un paracadute nella parte posteriore dell'aeromobile (*drogue parachute*), generando resistenza all'avanzamento del mezzo che favorisce la decelerazione e il maggior controllo e stabilità all'aeromobile.



Figura 2-61 Boeing B-62 Stratofortress in atterraggio con azionamento del drogue parachute.

Analogamente alla manovra di decollo, anche quella d'atterraggio viene indicata dai costruttori nei manuali di volo come la somma della Transition distance (*discesa*) partendo da una quota convenzionale di 50 [ft] e della Ground run distance (somma della *richiamata e rullaggio*), ottenendo così la Landing Distance, indicando con v_f la velocità finale della manovra, cioè 0 (aeromobile completamente fermo):

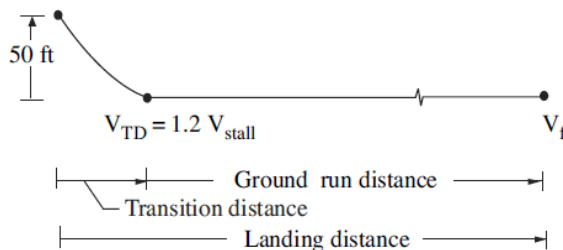


Figura 2-62 (a) Terminologia utilizzata per l'atterraggio convenzionale; (b) Aeromobile commerciale in fase d'atterraggio convenzionale.

Calcolo delle prestazioni

Nel caso di atterraggio convenzionale senza sistemi ausiliari e senza componenti di vento locale, il calcolo della corsa e distanza di transizione che compongono la distanza di atterraggio sono rispettivamente:

$$s_{TOG} = -\frac{W}{g\rho S(c_D - \mu c_L)} \ln \left[1 - \frac{g\rho S(c_D - \mu c_L)v_{TD}^2}{2(T - \mu W)} \right] \quad s_{tr} = -\frac{h_0}{\gamma_g} - \frac{v^2 \gamma_g}{2g(n-1)}$$

Le formule ottenute sia per il decollo che per l'atterraggio sono da ritenersi teoriche, e molto sensibili rispetto a molti parametri, alcuni incontrollabili, come ad esempio il coefficiente d'attrito del fondo μ in cui si opera.

E' da sottolineare comunque che, in fase di certificazione, i costruttori devono seguire delle apposite formule dettate dalla norma considerata, che non differiscono molto dal punto di vista formale rispetto al caso sopra presentato. I valori delle distanze di decollo e atterraggio indicati nei manuali di volo vengono misurati in determinate condizioni atmosferiche e configurazione di peso e potenza.

Ogni modifica avvenuta in uno di questi tre aspetti modifica i valori, e solitamente vengono corretti con dei termini percentuali per calcoli di massima o tramite dei grafici tracciati dalla casa costruttrice per eseguire calcoli più accurati.

Gli aspetti certificativi e i calcoli da eseguire per lo Zenith CH 701 STOL saranno trattati rispettivamente nei Capitoli 4 e 5.

STOL

STOL (Short Take-Off and Landing), denominato alcune volte tramite in francese con l'acronimo *ADAC (Aéronef à Décollage et Atterrissage Courts)* rappresenta una categoria di aeromobili che riescono a decollare ed atterrare a pieno carico in spazi ridotti rispetto alla loro stessa classe di velivoli. Per classe di velivoli si intende, di solito, quella categoria in cui gli aeroplani abbiano almeno lo stesso MTOW di progetto (dettato dalla normativa competente) e lo stesso numero di passeggeri ed equipaggio a bordo. Perciò, la definizione e il confronto dei risultati degli aerei STOL non viene fatta ovviamente in maniera assoluta, ma a seconda della classe di peso d'appartenenza e di potenza.

Esistono molte definizioni dell'acronimo STOL, anche se alla fine si riconducono allo stesso significato ed obiettivo:

"L'abilità di un aeroplano di superare un ostacolo alto 15 metri in 450 metri, o capace di fermarsi in 450 metri sorvolando un ostacolo di 50 feet [6, p. 125]"

Molti STOL vengono appositamente modificati per operare anche su piste semipreparate o con fondo diverso dall'asfalto: ad esempio possono operare su acqua o superfici ghiacciate.

Riutilizzando la classificazione utilizzata precedentemente riguardo l'aviazione civile, anche gli STOL possono dividersi in mezzi per l'aviazione commerciale e aviazione generale.

Nella prima categoria appartengono gli aeromobili di linea utilizzati in piccoli aeroporti, o in strutture dedicate alle loro caratteristiche. Alcuni aeroporti infatti vengono progettati specificamente per l'operatività degli STOL, e normalmente sono dotati di un'unica pista corta, occupando quindi meno spazio di un aeroporto tradizionale, anche se non sono molto diffusi. Questi piccoli aeroporti sono adatti a ricevere aerei di piccolo-medio raggio per il trasporto civile. Questa tipologia di aeroporto viene chiamato comunemente in inglese *STOLport*.

Uno *STOLport* è un aeroporto designato per aeromobili STOL di una certa categoria di peso e potenza. In genere, l'unica pista dedicata al decollo e atterraggio ha una lunghezza minore di 1500 m, accettando perciò al massimo aeromobili bimotori turboelica. Un aeroporto con caratteristiche adatte ad aeromobili STOL e/o elicotteri posto in montagna spesso viene chiamato *altiporto*.

Oltre ai normali STOLport, gli altiporti sono caratterizzati da una pista in pendenza e corta, preferendo di percorrerla in discesa nel decollo per accelerare, e in salita nell'atterraggio per favorire la decelerazione dell'aeromobile.



Figura 2-63 Altiporto di Courchevel (Francia).

Questo nome viene attribuito molte volte a piccoli aeroporti posti nel versante francese delle Alpi, e sono presenti soprattutto in zone montane difficili da raggiungere e a causa della scarsa presenza di superfici piane adatte per la locazione dell'aeroporto.

Oltre a questi motivi, questi piccoli aeroporti hanno lunghezze corte anche per questioni di poco spazio, specialmente se ubicato in una zona fortemente urbana, come il *London City Airport* di Londra e il *Billy Bishop Toronto City Airport* di Toronto.



Figura 2-64 London City Airport di Londra visto dall'alto; (b) Bombardier Dash 8 – Marche G – FLBD in decollo a Londra.

Molti di questi STOLport sono presenti soprattutto in Norvegia, Islanda Canada, Alaska, e in altre zone difficili da raggiungere nel mondo da un aereo di linea a lungo raggio.

Nel Mondo esistono molte compagnie aeree commerciali che svolgono il trasporto aereo di persone con aeromobili civili STOL su questa tipologia di struttura aeroportuale.

Ad esempio, la Rocky Mountain Airways utilizza il de Havilland Canada DHC-7 Dash 7, equipaggiato con 4 motori turboelica, imbarcando al massimo 50 passeggeri con destinazione gli aeroporti di alta montagna come lo STOLport di Avon in Colorado.

La Rocky Mountain Airways fu la prima compagnia ad utilizzare anche il de Havilland DHC-6 Twin Otter. Un'altra compagnia americana è la Metro Airlines, che opera allo STOLport di Clear Lake City in Texas.

Nonostante la costruzione di questi aeroporti, lo sviluppo di aeroplani civili da trasporto con caratteristiche STOL è sempre stato parzialmente bloccato dalla necessità ed importanza di sviluppare aeroplani capaci di avere una grande autonomia ed elevato carico utile, per massimizzare l'imbarco di passeggeri civili o lo stivaggio di merce per aeroplani Cargo, costruendo perciò aeroporti caratterizzati da piste con lunghezze minime superiori ai 3 [km], e quindi non rendendo commercialmente interessante per le compagnie aeree un prodotto come poteva essere l'aeroplano civile STOL, dotato di minor autonomia e minor carico utile (cioè anche minor numero di passeggeri imbarcabili).

In questi ultimi anni però le grandi compagnie aeree, per questione di costi d'esercizio, affidano i voli a compagnie satellite più piccole per tratte di piccolo raggio, utili al raggruppamento di passeggeri provenienti da aeroporti piccoli diversi in un aeroporto importante internazionale (hub airport), per voli di lungo raggio. L'utilizzo di aeromobili capaci di imbarcare oltre 300 passeggeri come il Boeing 787 o l'Airbus A380 avrebbero dei costi di gestione molto alti, per delle tratte in cui questi aeromobili non si riempirebbero completamente di passeggeri.

Questa soluzione costruttiva permette alle piccole compagnie aeree satellite di gestire il proprio traffico aereo con un parco velivoli relativamente meno costoso rispetto alla compagnia aerea superiore.

Gli aeromobili più utilizzati per questi scopi perciò devono essere adatti a decollare ed atterrare anche su aeroporti più piccoli come ad esempio gli STOLport.

Di solito questi mezzi non superano la soglia di 100 passeggeri imbarcabili, come ad esempio il de Havilland Canada DHC-7, il Bombardier Dash 8 o il British Aerospace ATP.

Una lista parziale ma abbastanza completa degli aeromobili civili commerciali STOL è disponibile al seguente link [21].



Figura 2-65 British Aerospace ATP in salita.

Passando all'aviazione generale, esistono moltissimi esempi STOL a seconda della categoria di peso e potenza d'appartenenza. Molti aeromobili ad ala fissa STOL, come descritto nel capitolo introduttivo, sono bush plane, come ad esempio il de Havilland Canada Dash-7 e molti altri. In fase di progettazione, la massimizzazione del carico utile è critica, perché comunità di persone isolate come nella zona settentrionale del Canada o in Alaska dalle infrastrutture principali utilizzano gli aeromobili STOL per il loro trasporto.

Le tipiche aviosuperfici non convenzionali per STOL includono anche aree innevate o con ghiaccio; in questo caso si utilizzano degli appositi sci, o letti ghiaiosi di fiume in secca (utilizzando gomme a bassa pressione), o acqua (utilizzando scafi).

Un esempio di velivolo STOL molto conosciuto e caratterizzato da ottime doti di versatilità e polifunzionalità è il Pilatus PC6- Porter [22], visibile nella figura sottostante:

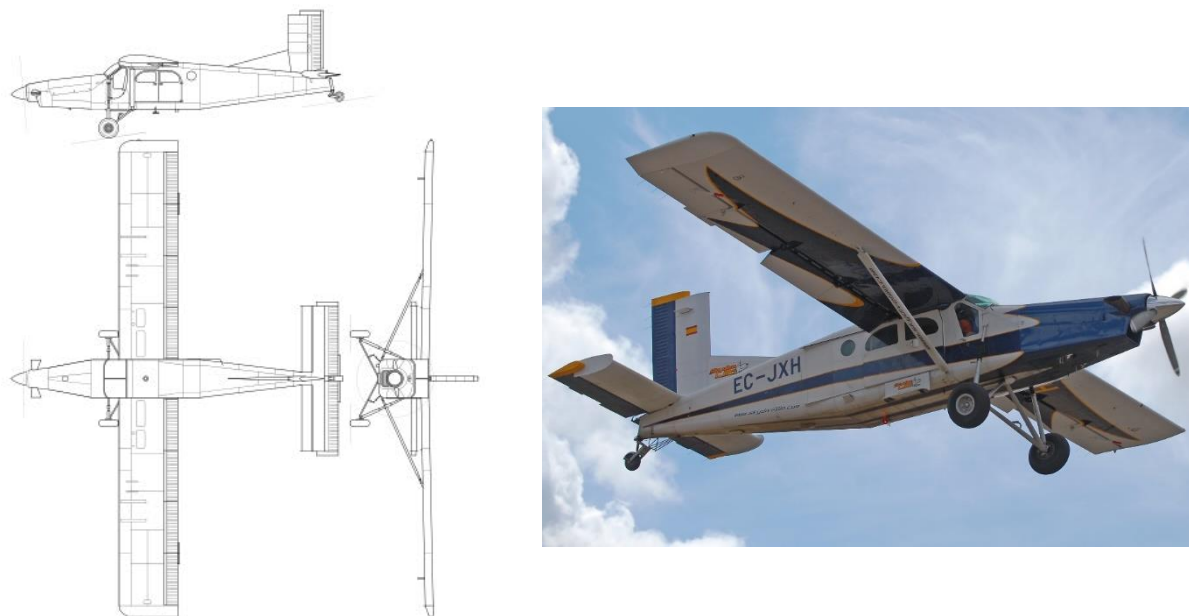


Figura 2-66 Viste principali (a) e foto in volo (b) di un Pilatus PC-6 Porter.

Quest'aeroplano è in grado di operare in aeroporti e aviosuperfici con lunghezza minore di 1000 [m], consentendolo di usare in zone montuose dove sono presenti solo piccoli aeroporti, e nel peggiore dei casi anche in pendenza.

Passando alla categoria degli aeromobili quadriposto o biposto, la gamma di aeromobili STOL si allarga ulteriormente. A differenza delle categorie superiori, esistono due tipologie di velivoli che riescono ad avere capacità STOL in maniera differente: una tipologia è caratterizzata grazie al solo basso rapporto peso/potenza, e una tipologia grazie a dispositivi aerodinamici e configurazione strutturale particolari oltre al rapporto basso peso/potenza.

Alcuni velivoli della Prima Guerra Mondiale sono stati progettati con gli obiettivi di decollare e atterrare in spazi relativamente brevi progettando però un velivolo compatto che facilitasse il rimessaggio in hangar grazie alle dimensioni ridotte. Questi requisiti di progetto furono parzialmente soddisfatti dai biplani e triplani, grazie al loro peso esiguo e compattezza strutturale (a parità di superficie alare un biplano ha un'apertura pari alla metà di un monoplano convenzionale), permettendo l'utilizzo di campi semi preparati con superficie erbosa adibiti fino a quel momento ad uso agricolo o pastorale.

Dal punto di vista quantitativo, la maggior parte dei biplani costruiti era monoposto, quindi con il solo pilota presente, decollando a pieno carico in circa 100-150 [m]. I pochi biplani presenti in configurazione biposto, adatti per le ricognizioni aeree, decollavano in circa 200 [m].

Alcuni esempi di biplani e triplani protagonisti della Prima Guerra Mondiale furono il Fokker Dr. I e lo Spad S.VII, quest'ultimo molto conosciuto perché utilizzato dal pilota italiano morto in battaglia durante la Prima Guerra Mondiale a Nervesa della Battaglia (TV) Francesco Baracca:



Figura 2-67 (a) Fokker Dr. I; (b) Spad S.VII.

Il primo esempio invece di velivolo capace di decollare e atterrare in poco spazio grazie alla sua configurazione aerodinamica e strutturale è stato il Fieseler Storch, velivolo addestratore e ricognitore biposto costruito per l'esercito tedesco durante la Seconda Guerra Mondiale.

Come visibile dalla Figura 2-68 (a), è un aeroplano costituito da una configurazione biciclo, con il carrello principale strutturato da due balestre fissate alla parte superiore della fusoliera. Questa soluzione strutturale è molto inusuale da vedere, dato che nella grande maggioranza dei velivoli dell'epoca (ma anche attuali) i carrelli sia fissi che retraibili erano fissati alla parte inferiore della fusoliera, in particolare alloggiati nella carlinga dell'aereo nel caso di carrelli retraibili con sistema idraulico.

La configurazione della posizione dell'equipaggio è di tipo "tandem", quindi con il pilota davanti e il copilota o passeggero dietro; questa configurazione permetteva una maggior visibilità sia a destra che a sinistra del velivolo per entrambi i componenti dell'equipaggio e una minor resistenza all'avanzamento del mezzo, raggiungendo la velocità di rotazione in minor spazio durante il decollo rispetto agli altri mezzi. Lo Storch era poi caratterizzato da un profilo alare molto spesso (Gottingen GOE 676 - Figura 2-68 (b)) e da ipersostentatori al bordo d'attacco (slat) e uscita (flap) con superfici molto grandi, conferendo perciò un coefficiente di portanza del profilo ben maggiore rispetto allo stesso profilo senza questi dispositivi aerodinamici a parità d'angolo d'incidenza del flusso, grazie all'aumento della corda alare.

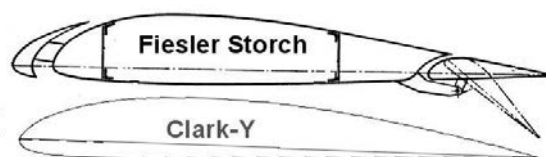


Figura 2-68(a) Fieseler Storch in volo; (b) Confronto tra profilo GOE 676 (per STOL) e Clark-Y (per NON-STOL).

Questo velivolo, date le sue peculiarità, è stato definito dagli storici dell'aviazione come il primo aeroplano STOL della storia. Attualmente viene prodotta una replica dall'azienda serba Slepcev Aircraft. Una lista parziale degli aeromobili STOL d'aviazione generale è presente al seguente link [21].

Lo stato dell'arte e le peculiarità degli aeromobili d'aviazione generale STOL ed in particolare per lo Zenith CH 701 STOL verranno trattate nel capitolo 3.

Decollo da campo corto

Il *decollo da campo corto (rolling take off)* [23, p. (2) 57] è un decollo convenzionale modificato. Esso avviene quando un aeromobile rulla ad una certa velocità prima di iniziare il decollo.

Nella modalità convenzionale, se la pista in cui si opera è sufficientemente lunga, l'aeromobile parte da fermo accelerando progressivamente per raggiungere la velocità di rotazione.

Nel caso del decollo da campo corto, l'aeromobile prima di procedere nel verso prestabilito a seconda della direzione del vento, procede nel verso contrario di decollo ad una velocità che gli permette di compiere una virata a terra a 180 gradi per poi procedere al decollo con la potenza massima. Questo modo, apparentemente inutile per gli aeromobili civili operanti negli aeroporti internazionali, è utilizzato molto da quegli aeromobili che operano su piste relativamente corte e/o con ostacoli in testata pista, obbligando il pilota a raggiungere una velocità di rotazione il prima possibile, per poter iniziare la fase di salita senza incorrere in pericoli. Il rullaggio in direzione opposta perciò permette di iniziare la corsa di decollo ad una velocità sicuramente superiore rispetto al caso convenzionale, diminuendo così la distanza di decollo.

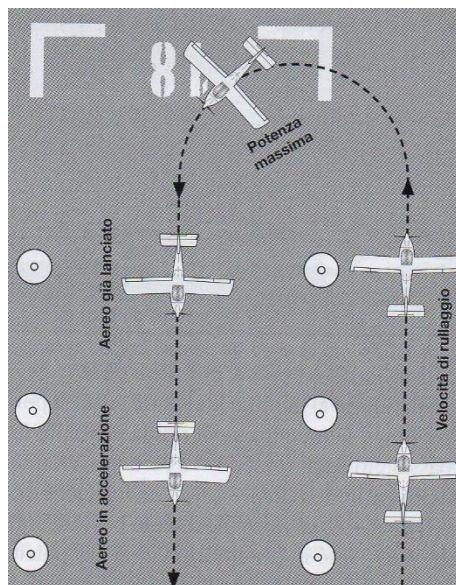


Figura 2-69 (a) Traiettoria di decollo corto rullato; (b) Zenith CH 701 STOL in rotazione durante decollo corto.

Sicurezza del volo: l'atterraggio forzato o d'emergenza a spirale

Al netto di tutta la classificazione, è opportuno descrivere brevemente una tecnica d'atterraggio valida per tutte le tipologie di aerodine: *l'atterraggio a spirale*. E' un metodo d'atterraggio di un aeromobile intenzionato a minimizzare il rischio d'incendio al momento dell'impatto col suolo. L'inizio di questo tipo di manovra deve essere ad una quota sufficientemente alta sopra il centro dell'aeroporto o del campo d'atterraggio d'emergenza prestabilito, per poi scendere rapidamente percorrendo una traiettoria a spirale. La manovra tipicamente è richiesta soprattutto in caso militare per evitare l'intercettazione da missili nemici terra aria.

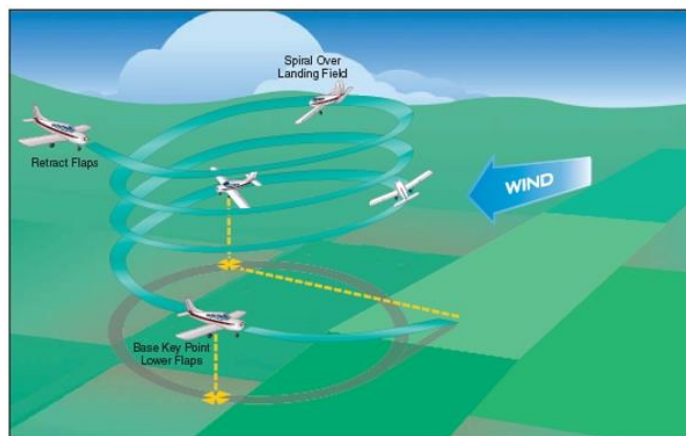


Figura 2-70 Atterraggio a spirale.

Questa tecnica viene utilizzata anche in ambito civile dai aeromobili di piccola taglia in caso di atterraggio forzato o d'emergenza per un guasto tecnico, che costringe il pilota ad atterrare in un campo (anche non preparato) all'interno del suo *cono d'efficienza* [23, p. 361], il quale racchiude le aree raggiungibili dall'aeromobile a seconda di diverse variabili come la sua quota, l'efficienza aerodinamica, il vento e il peso in quell'istante. Tramite esperienze pratiche, è possibile affermare con buona approssimazione che il raggio del cono è pari a 8-9 volte la quota di volo in un certo istante.

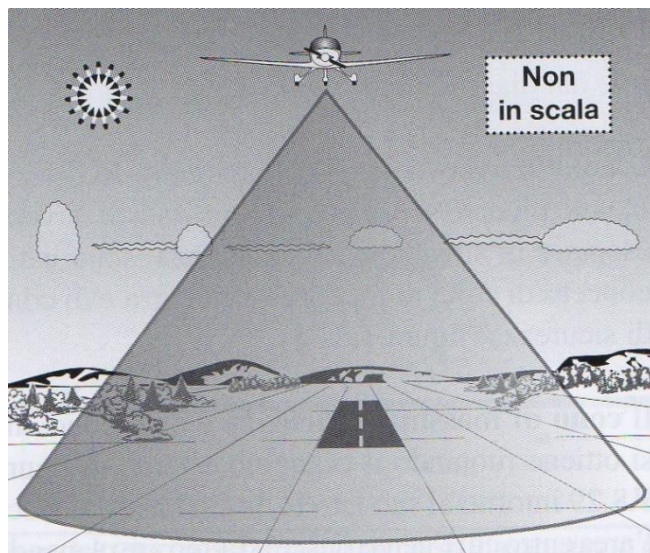


Figura 2-71 Il cono d'efficienza di un aeromobile in volo.

3 Lo stato dell'arte e la tecnologia degli aerei d'aviazione generale STOL

Abstract

Nel terzo capitolo vengono descritte lo stato dell'arte e le peculiarità degli attuali aeromobili d'aviazione generale con capacità STOL, sotto l'aspetto aerodinamico, propulsivo ed infine strutturale, facendo riferimento in particolar modo allo Zenith CH 701 STOL.

L'aspetto aerodinamico è caratterizzato dall'uso di ali con apertura relativamente minore rispetto a quelli convenzionali, ma con profilo alare molto più lungo e spesso, grazie alla presenza di superfici ipersostentatrici al bordo d'attacco (*slat*) e d'uscita (*flap o flaperoni*) che aumentano la generazione di maggior portanza a parità di angolo d'incidenza di un'ala senza ipersostentatori. Anche la forma dell'estremità alare con una *Hoerner Tip* consente di migliorare le prestazioni complessive dell'ala, togliendo peso e diminuendo la componente di resistenza indotta dalla generazione della portanza.

L'aspetto propulsivo è costituito dall'obiettivo di sovra potenziare l'aeromobile rispetto a quelli convenzionali dello stesso peso, senza diminuire l'autonomia oraria o chilometrica. La buona dose di potenza, necessaria soprattutto per decolli corti, è accompagnata molto spesso da un'elica a passo variabile, che mantiene costante il rendimento propulsivo a seconda dell'operazione di volo da eseguire, a differenza dell'elica a passo fisso che manifesta un calo quando è richiesta molta spinta.

Questi aspetti vengono poi tradotti nelle esigenze progettuali strutturali, scegliendo nella maggior parte dei casi materiali come le leghe d'alluminio AA Serie 2000, 6000 e 7000 che abbiano un buon rapporto resistenza/peso e costruendo un aeromobile robusto dal punto di vista strutturale, dato che opera molto spesso in zone sconnesse o con ostacoli naturali che richiedono prestazioni in decollo e atterraggio estreme, anche in superfici diverse dalla terraferma asfaltata o non asfaltata.

Per questo motivo, gli aeromobili STOL possono essere equipaggiati con sci per operare su piste innevate o galleggianti per superfici acquee, e per facilitare il rimessaggio negli hangar si possono ripiegare le semiali in diversi modi.

3.1 Introduzione agli aeromobili STOL per l'aviazione generale

In generale gli aeromobili STOL, come descritto brevemente nel precedente capitolo, sono considerati tale rispetto alla propria categoria di peso e potenza. L'obiettivo prefissato in fase di progettazione però è comunque uguale per tutti: minimizzare la distanza di decollo e atterraggio rispetto agli altri aeromobili convenzionali della stessa categoria di peso e potenza [24, p. 1].

La lunghezza della pista necessaria per le operazioni di decollo e atterraggio è in funzione del quadrato della velocità di stallo e nella costruzione di un aereo molti sforzi sono concentrati per ridurre questo valore, senza diminuire il carico utile di progetto dell'aeromobile. Quest'ultimo aspetto è dovuto alla pratica di volo del bush flying discussa nel Capitolo 1, utile per l'assistenza di comunità di persone isolate.

Nella fase di decollo, un basso rapporto peso/potenza e una bassa resistenza aumentano l'accelerazione, diminuendo così la pista necessaria per staccare le ruote da terra. In atterraggio, l'uso di grandi aerofreni o l'assunzione di assetti inusuali (cabrata molto pronunciata in approach e richiamata) aumenta la resistenza dell'aeromobile, abbassando la velocità di atterraggio o l'uso di spoiler minimizzano lo spazio necessario per fermarsi. Nella pratica di volo, è necessario che un aereo STOL sia in grado di poter volare a velocità molto basse, ma al tempo stesso deve offrire prestazioni di crociera accettabili, in coerenza con la propria categoria di peso e potenza d'appartenenza.

3.2 Lo Zenith CH 701 STOL

Come descritto all'inizio del capitolo 1, lo Zenith CH 701 STOL è stato introdotto nel mercato nel 1986, sviluppandolo come un aeroplano da "fuoricampo" disponibile pronto al volo o in kit di montaggio, per soddisfare la continua domanda di un mezzo aereo ricreativo semplice ed economico da costruire per piloti sportivi o autocostruttori.

L'ideatore e progettista dell'aeroplano è Chris Heintz, ingegnere aeronautico svizzero, che combinò le caratteristiche e i vantaggi di un velivolo ultraleggero capace di decollare ad atterrare in spazi relativamente ridotti rispetto alla concorrenza attuale come per esempio l'adozione di ipersostentatori al bordo d'attacco, denominati *slat* oppure costruendo il velivolo completamente in metallo, facilitando il montaggio da parte degli autocostruttori [25, pp. 3-4].

Apertura alare [m]	8.23
MAC (Mean Aerodynamic Chord) [m]	1.43
Superficie alare [m ²]	11.4
Lunghezza [m]	6.3
Altezza (all'estremità del timone) [m]	2.51
Peso a vuoto [N]	2630
Carico utile [N]	2360
Fattori di carico normale limite	(+4/-2) g
Capacità serbatoi [L]	72 (2 Serbatoi da 36 [L])

Tabella 3-1 Caratteristiche principali del velivolo

Quest'aeroplano non è stato disegnato e costruito come il classico ultraleggero "elegante", ma è stato progettato con l'obiettivo chiaro ed unico di offrire un ultraleggero solido e versatile anche per l'uso su piste non preparate, quali pendii di montagna o strisce di terra molto corte con ostacoli in testata.

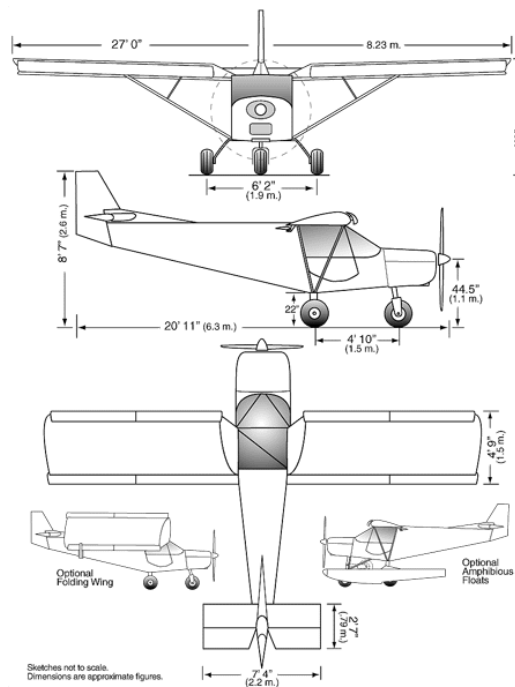


Figura 3-1 Viste principali Zenith CH 701 STOL; (b) Esemplare dello Zenith CH 701 – Marche EI-SMK.

Questo tipo di aeroplano infatti non è comune trovarlo negli aeroporti convenzionali, ma è più facile trovarlo in aviosuperfici o aeroporti minori situati in zone remote o difficili da raggiungere tramite velivoli convenzionali della stessa categoria.

Oltre allo Zenith CH 701 STOL esistono moltissimi altri modelli con dimensioni geometriche e prestazionali molto simili come l'ICP Savannah S, il G1 Aviation, il Roland Aircraft S-STOL, il Piper J3 Cub, il Just Aircraft Highlander e molti altri. Una lista degli aeromobili per l'aviazione generale STOL sono comunque presenti al seguente link [21].

3.3 L'aerodinamica degli STOL

Dal punto di vista aerodinamico, la grande sfida è dunque quella di progettare un'ala con un elevato coefficiente di portanza, in modo che la superficie alare sia ridotta, mentre le velocità di decollo ed atterraggio siano le più basse possibili. Le specifiche adottate per un'ala configurata all'uso STOL vengono riassunte nella definizione di *High Lift Wing Design* [24, pp. 2-3].

Il design di un'ala per un aeromobile STOL si articola in diversi aspetti, come ad esempio la generazione di portanza a velocità basse, o come il controllo del volo anche in condizioni estreme (e.g. assetto con grande angolo d'attacco) [26]. La Figura 3-2 sottostante riassume le specifiche più comuni adottate nella quasi totalità degli STOL in commercio attualmente, e di seguito verranno descritte.



Figura 3-2 Caratteristiche delle superfici aerodinamiche.

Le ali degli STOL sono relativamente corte (minori di 10 [m], rispetto ai valori di 11-12 per quelli convenzionali), ma con corda alare lunga (in media 1.4-1.5 [m]), rendendo l'aereo più maneggevole in rullaggio, specie quando si opera da superfici non preparate ed in presenza di ostacoli, richiedendo inoltre minor spazio per l'hangaraggio, ed aggiungendo che sono più facili da costruire e più robuste (meno peso ed apertura alare da sostenere anche a terra quando l'aeromobile è fermo).

La corda alare grande perciò, associata ad un'apertura relativamente corta, fornisce anche una notevole robustezza con basso peso. L'aumento della corda alare è possibile grazie a degli ipersostentatori al bordo d'attacco chiamati slat, raffigurati nello schema sottostante.

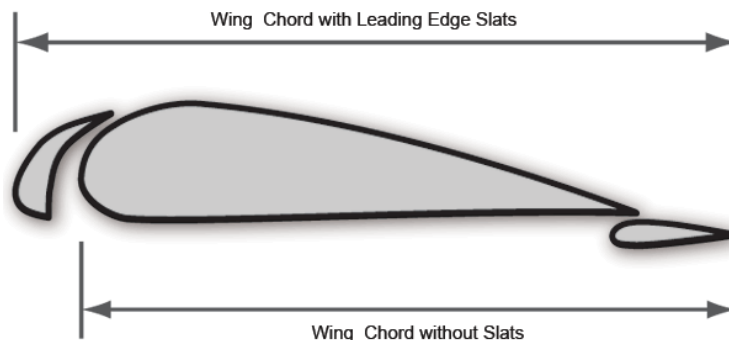


Figura 3-3 Confronto della corda alare con e senza slat.

Inoltre, con la corda costante (invece che rastremata), l'ala è anche facile da costruire ed assemblare. L'aumento del carico alare comporta un aumento del coefficiente di portanza necessario per raggiungere una data velocità di volo, ottenibile solo con angoli d'attacco più alti peggiorando la visibilità del pilota dalla cabina. L'aumento della corda porta anche ad un aumento dell'aspect ratio dell'ala, diminuendo leggermente così la resistenza indotta.

Per ritardare lo stallo ad un coefficiente di portanza più elevato, molti aerei STOL sono muniti di superfici fisse e mobili lungo tutta l'ala o parzialmente, come i flaps (sul bordo d'uscita dell'ala) e alcuni modelli utilizzano anche gli slat [24, pp. 2-6, 27], che consistono in un'appendice aerodinamica posta davanti al bordo d'attacco delle due semiali, fissata tramite dei supporti in acciaio, che riescono a diminuire ulteriormente la velocità di stallo. Gli Slat posti nel leading edge permettono all'aeromobile di volare ad un più alto angolo d'attacco, raggiungendo velocità di volo ancor più basse.

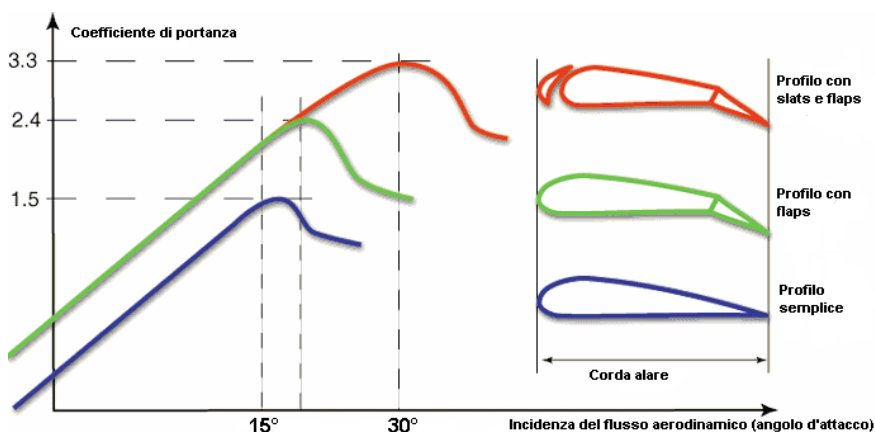


Figura 3-4 Confronto diverse configurazioni del coefficiente di portanza rispetto all'angolo d'attacco.

Questo dispositivo crea un'intercapedine per l'aria incidente sull'ala, accelerandola per effetto Venturi e creando quindi una maggior differenza di pressione tra estradosso ed intradosso, implicando l'aumento della portanza a parità d'angolo d'attacco con un'ala identica non dotata di Slat. Quando vengono rimossi gli slat al leading edge, la corda alare diminuisce, aumentando così il carico alare.

La presenza dello Slat ritarda il fenomeno dello stallo, raggiungendolo a circa 30 gradi di incidenza (rispetto ai 15-17 di un'ala senza slat). Lo svantaggio dell'ipersostentatore del bordo d'attacco è che per accelerare l'aria nella fessura richiede energia, il che significa una maggiore resistenza.

Siccome la portanza elevata è necessaria solo nel volo lento (decollo, salita iniziale, avvicinamento finale ed atterraggio) sarebbe conveniente per il progettista utilizzare un sistema retrattile che si chiuda a velocità più elevate per ridurre appunto la resistenza.

L'illustrazione mostra chiaramente quanto l'ala con flaps e slats sia la soluzione ideale per il volo lento, dove c'è bisogno di molta portanza e sia anche meno penalizzata dalla resistenza in crociera [24, p. 3]. Questa configurazione è leggera, senza parti meccaniche in movimento associate con gli ipersostentatori del bordo d'attacco. Un inconveniente di rilievo è lo scarso range di velocità con bassa resistenza, che significa una ristretta gamma di velocità di crociera economica. Dall'altro lato, però, la configurazione senza slat permette il raggiungimento di velocità di volo leggermente superiori, ma allo stesso tempo raggiungendo velocità di stallo più alte rispetto all'ala dotata di slat, diminuendo il range operativo di sicurezza per decolli e atterraggi estremi.

Dati perciò i requisiti di uno STOL, la configurazione di ala dotata di slat e flap costituisce la soluzione migliore, ed è dimostrato dalle scelte fatte in fase di progettazione per gli aeromobili STOL in commercio attualmente.

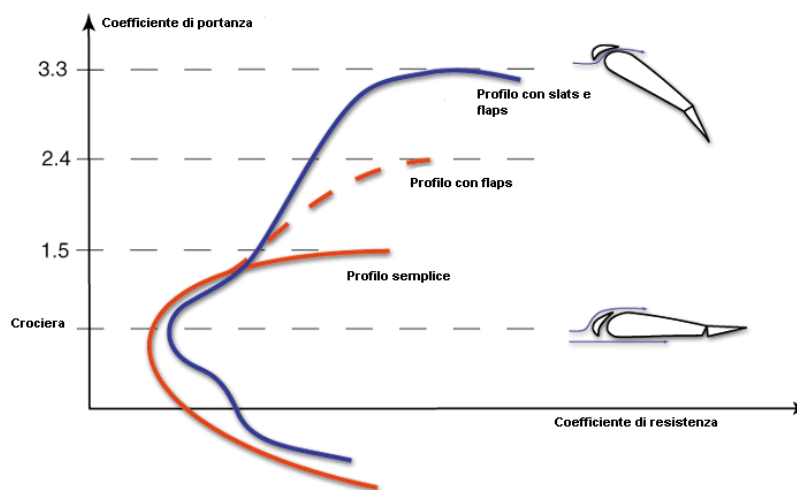


Figura 3-5 Polare di diverse configurazioni di profili.

Per migliorare il range piccolo di velocità di volo in crociera, esistono dei sistemi che modificano la posizione o inclinazione degli slat, e può essere ottenuto in modi differenti: gli slats possono essere montati su guide scorrevoli, in modo che, ad elevati angoli d'incidenza, vengano automaticamente estratti dal flusso dell'aria attorno al bordo d'attacco, mentre in crociera (ad incidenze inferiori) siano automaticamente retratti. Questa tipologia viene chiamata *slat flottante*. E' un sistema relativamente semplice e non impegnativo dal punto di vista prgettuale, ma possiede un grosso svantaggio: in aria turbolenta potrebbe estendersi lo slat di un'ala soltanto, mentre l'altro rimane chiuso, creando così un potenziale serio problema per il pilota, che dovrà applicare tutto l'alettone per mantenere l'aereo livellato.

Alcuni esperimenti furono fatti sullo Zenith CH 701 STOL, in cui gli slat non modificavano la loro posizione o inclinazione a seconda del flusso incidente, ma tramite un comando a disposizione del pilota.

Questo sistema è stato chiamato commercialmente *PegaSTOL* [28, pp. 5-9], e permetteva il volo anche con gli slat retratti, rendendo lo Zenith molto più veloce ed efficiente dal punto di vista dei consumi rispetto al modello con slat fissi.

Dal punto di vista aerodinamico, la presenza dello slat retratto aumenta ulteriormente lo spessore e la corda del profilo nel bordo d'attacco, comportando un aumento della portanza.

L'ala in questa configurazione è leggera, ma ciononostante assicura un coefficiente di portanza molto elevato, rendendola una soluzione semplice ed economica per questa tipologia di aeromobili.

Da questa illustrazione è possibile notare come il leading edge dell'ala con slat esteso sia appuntito, e non arrotondato come nelle ali usuali.



Figura 3-6 (a) Sistema PegaSTOL esteso; (b) Sistema PegaSTOL retratto.

Il sistema più sicuro in questo caso è comunque quello di connettere meccanicamente lo slat destro con il sinistro, per prevenire l'estensione asimmetrica accennata in precedenza. D'ogni modo, creare questa installazione è gravoso dal punto di vista del peso ed assai più complesso. Il guadagno di efficienza deve essere molto significativo per compensare l'incremento di peso del sistema, per non parlare del peso e della complessità dell'impianto [29, pp. 7-10]. Per ragioni di semplicità progettuale e costruttiva, la maggior parte degli Zenith in circolazione mantiene gli slat in posizione fissa.

Alcuni costruttori, per trovare un'alternativa che potesse generare la stessa portanza degli slat ma senza tutto il suo peso hanno sperimentato l'uso di piccole lamine poste al bordo d'attacco dell'ala, intervallate a distanza regolare, prendendo il nome di *Vortex Generators*.



Figura 3-7 Primo piano dei Vortex Generators.

Questi dispositivi, visibili nella figura sopra, consistono in piccole lamine metalliche poste ad intervallo costante lungo il bordo d'attacco dell'ala. I VG sono tipicamente rettangolari o triangolari e sono posizionati sulla superficie della zona interessata dallo strato limite e lungo le linee prossime alla parte più spessa dell'ala, in posizione obliqua in modo tale di avere un angolo di incidenza rispetto al locale flusso, da creare un vortice che aumenti l'energia dello strato limite a contatto della superficie.

In sostanza, i vortex generators creano dei vortici, i quali favoriscono il rimescolamento dello strato limite energizzando il flusso a ridosso del profilo. Ciò ritarda la separazione del flusso dal profilo, diminuendo la velocità di stallo di ali e superfici di controllo degli aeromobili come flaps, elevatore, alettoni e timone. Esperienze pratiche effettuate sullo stesso velivolo confrontando un'ala non dotata di slat ma di VG affermano che queste lamine aumentano in maniera poco significativa il coefficiente di portanza massimo. Se adottato su un'ala senza slat, i coefficienti di portanza di una certa rilevanza sono raggiungibili solo in presenza di effetto suolo (a circa un metro da terra), dovendo perciò accelerare una volta staccato e ruote da terra (cabrando negativamente l'aeroplano) per poi iniziare la salita in sicurezza.

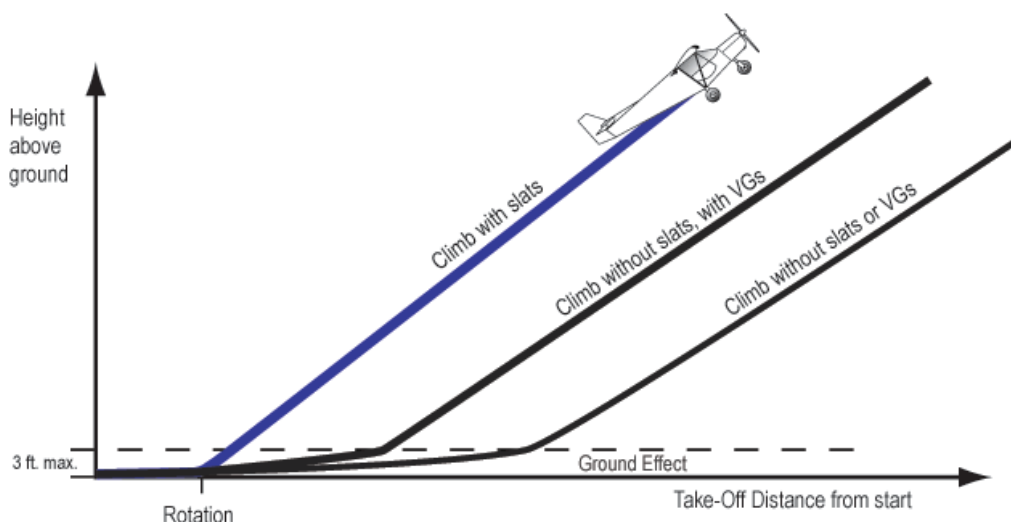


Figura 3-8 Confronto della distanza di decollo per diverse configurazioni aerodinamiche.

L'aumento di velocità richiesto non è significativo rispetto all'uso di un'ala dotata di Slat, ma non permette l'inizio della salita immediatamente dopo la rotazione come quest'ultima configurazione d'ala.

La stessa cosa succede in fase d'atterraggio. L'alto rateo di caduta (dovuto alla bassa efficienza aerodinamica) permette ad un velivolo STOL di atterrare in aree remote o caratterizzate da lunghezze relativamente minori rispetto al normale. L'aumento in qualche modo perciò dell'efficienza aerodinamica richiede maggior distanza d'atterraggio necessaria, perdendo le peculiarità di cui lo STOL è contraddistinto dal resto dei velivoli.

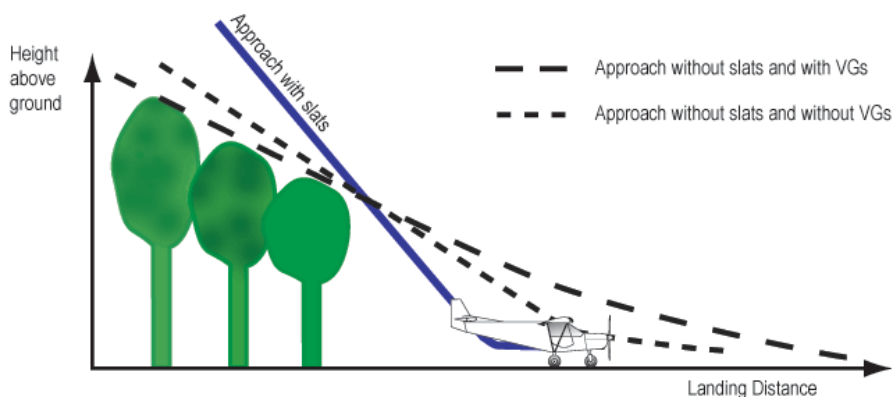


Figura 3-9 Confronto della distanza d'atterraggio per diverse configurazioni aerodinamiche.

Continuando la descrizione delle caratteristiche aerodinamiche delle ali, si passa ora ai comandi di volo. Siccome un velivolo STOL può volare a velocità molto basse ed è progettato per operare da aree non preparate (spesso con ostacoli), il controllo dell'aereo a basse velocità risulta essenziale.

I comandi di volo presenti sulle semiali possono essere divisi o unici. La configurazione divisa è quella "tradizionale" composta nella parte più interna della semiala dai flap, estendibili a 15° per il decollo e 35° per l'atterraggio, comandati manualmente o elettricamente tramite servocomando, e nella parte più esterna da un alettone, controllo da leveraggi meccanici, e atto al comando dell'aeromobile attorno al suo asse longitudinale di rollio.

La configurazione unica prevede l'uso di un'unica superficie portante di comando chiamata "flaperone", caratterizzata da una superficie efficace molto grande, funzionando sia da alettone che da flap, senza aver bisogno di installare dei servocomandi elettrici per l'azionamento dei flap, i quali aggiungono peso e potenziali sorgenti di inaffidabilità.

Per le ragioni sopra espresse, un velivolo STOL è spesso dotato di alettoni "full span" che fungono anche da flaps "full span" o *flaperoni*. L'estensione "full span" assicura ai flaps la massima portanza su tutta l'ala ed agli alettoni il controllo sull'asse di rollio con un peso ridotto, in quanto entrambe le funzioni sono condivise dalla stessa superficie di controllo.

In prossimità della superficie dell'ala, l'aria viene rallentata dall'attrito viscoso, a causa dell'interazione tra l'aria stessa e la superficie dell'ala. Questo strato d'aria rallentata viene definito "strato limite" e diviene più spesso man mano che ci si sposta dal bordo d'attacco verso quello d'uscita. Associato a questo fenomeno, esiste l'effetto Reynolds, ovvero che più si vola lenti, più spesso diventa lo strato limite. L'attrito e l'effetto Reynolds concorrono a formare uno strato limite spesso poco meno di 1.5 [cm] verso la parte posteriore di un'ala con corda di (1.2-1.5) [m], progettata per volare a basse velocità.

Un flap od un alettone convenzionale avrebbero pertanto una deflessione iniziale di (1-2) gradi con efficacia di controllo molto bassa, poiché avviene all'interno dello strato limite, aerodinamicamente non molto attivo.

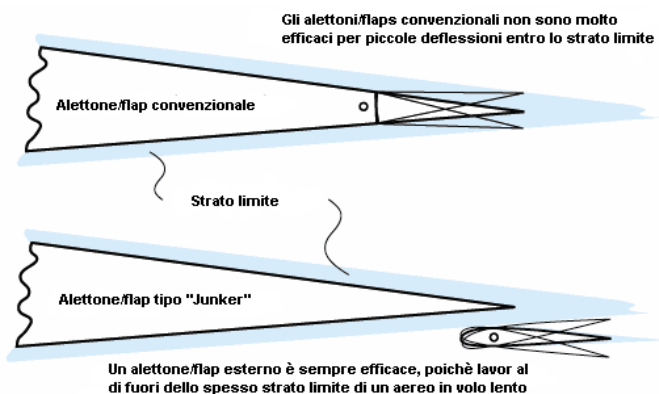


Figura 3-10 Efficacia degli alettoni/flap e dei flaperoni a parità d'angolo d'attacco.

Per evitare questa perdita di controllabilità, il flaperone può essere progettato come una piccola ala separata che si muove al di fuori dello strato limite e della scia dell'ala. Inoltre, questo sistema di flaperoni (spesso definito di tipo *flap di tipo Junker*) risulta efficace anche ad elevati angoli d'attacco, poiché è posizionato sotto l'ala, pertanto continua ad essere investito da aria indisturbata anche quando l'ala si trova ad angoli d'attacco estremi. Questa soluzione aerodinamica era utilizzata da molti costruttori di aeromobili STOL. Negli ultimi anni, invece, questa soluzione è stata meno considerata, optando per una soluzione classica di alettoni e flap indipendenti.

Alcuni aeromobili STOL, indipendentemente dalla configurazione tradizionale o unica, per aumentare la decelerazione in atterraggio oltre a quella eseguita dagli alettoni/flap e flaperoni inseriscono delle appendici aerodinamiche nell'estradosso dell'ala chiamate *diruttori* o *spoilers*, simili a quelle utilizzate negli aeromobili commerciali di grandi dimensioni.



Figura 3-11 Spoiler su un Just Aircraft SuperSTOL.

Passando alla parte estrema dell'ala, la maggioranza degli aerei leggeri STOL utilizza le estremità alari tipo Hoerner, cioè con l'estremità alare obliqua a 45 gradi verso l'esterno. Questa tipologia di estremità alare incrementa l'apertura alare efficace da 20 a 30 [cm], senza alcun ulteriore aumento di peso.

L'aumento dell'apertura efficace dell'ala diminuisce il carico alare dell'aeromobile, abbassando ulteriormente la velocità di stallo del mezzo. Dato che la pressione è inferiore sull'estradosso dell'ala e maggiore sull'intradosso ed è questa differenza di pressione a creare la portanza che permette il volo.

Verso l'estremità esterna dell'ala, l'elevata pressione dell'intradosso "percepisce" che la pressione sull'estradosso è inferiore, appena sopra la tip e cerca di risalire per equilibrare il sistema, creando pertanto un flusso secondario verso l'esterno.

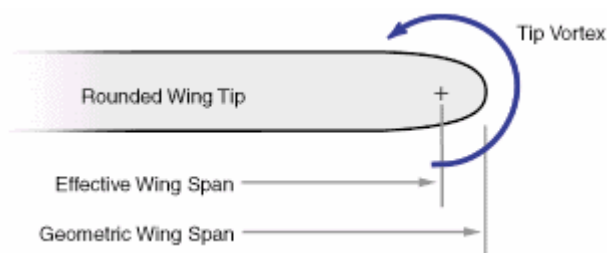


Figura 3-12 Apertura alare geometrica ed effettiva per un'estremità alare arrotondata.

Quest'ultimo genera un vortice oltre l'ala; perciò per apertura alare efficace si intende la direzione trasversale al profilo valida alla generazione della portanza utile alla sustentazione dell'aeromobile, cioè considerando anche il centro di rotazioni dei vortici risalenti all'estradosso. Con una tip alare arrotondata o squadrata, invece, il vortice sarebbe centrato attorno all'estremità dell'ala, come mostrato sopra.

Lo Zenith CH 701 STOL utilizza delle appendici di tipo Hoerner per massimizzare l'area efficace per la generazione di portanza e minimizzare i vortici d'estremità alari generanti la componente indotta dalla velocità della resistenza aerodinamica. L'adozione di questa soluzione comporta un'apertura alare effettiva maggiore per un'apertura alare geometrica di un velivolo della stessa taglia.

Come gli aeromobili commerciali, anche per i mezzi leggeri esistono delle tips alari ripiegate in alto od in basso chiamate *wing let*, in cui il vortice è ulteriormente sospinto verso l'esterno.

Tips ripiegate in basso sono spesso presenti sui velivoli STOL, ma creano una penalizzazione di peso, in quanto sono di solito delle appendici ricavate dal pieno, cioè senza una struttura interna analoga a quella di un'ala semimonoscocca.

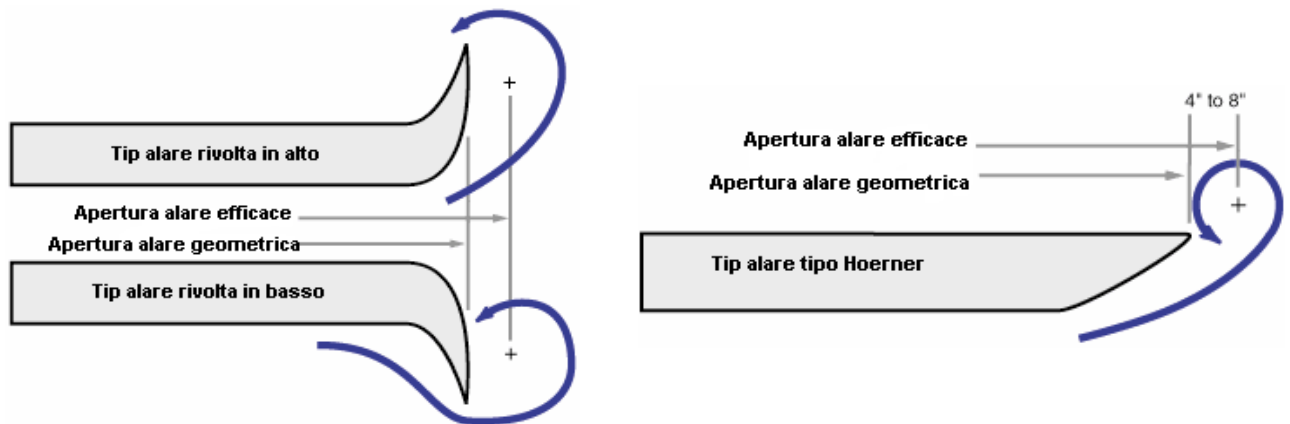


Figura 3-13 Differenze tra winglet e estremità Hoerner.

Se l'estremità dell'ala è tagliata ad un angolo di 45° come nella soluzione Hoerner, con un piccolo raggio inferiormente ed un angolo superiore relativamente affilato, l'aria del flusso secondario segue lo spigolo inferiore arrotondato, ma non può circondare lo spigolo superiore affilato ed è perciò spinta verso l'esterno. Le prestazioni dell'aereo dipendono dalla distanza fra il centro dei vortici delle due estremità alari (l'apertura alare efficace), e non dalla attuale apertura geometrica. Le estremità di tipo Hoerner perciò assicurano la più ampia apertura efficace per una data apertura geometrica od un dato peso dell'ala.

3.3.1 Impennaggi di coda

Le superfici di coda degli STOL devono essere efficaci e funzionali anche a velocità basse, e lo sono grazie allo spessore del profilo alare caratterizzanti i dispositivi. La deriva orizzontale è caratterizzata da un equilibratore invertito capace di generare la deportanza necessaria all'equilibrio meccanico in ogni istante di volo, anche ad angoli attacco elevati, fornendo manovrabilità e stabilità durante le operazioni consuete di volo.

Piano di coda orizzontale

Dato che un'ala ad alta portanza è progettata per volare ad angoli d'attacco insolitamente elevati (30° , a confronto dei $15-17^\circ$ di un'ala convenzionale), per raggiungere quest'angolo così alto è necessario spingere in basso la coda molto di più che con un'ala convenzionale. A meno di costruire dei piani di coda orizzontali molto grandi, la coda deve disporre di una considerevole deportanza ($c_{L,coda} < 0$), per garantire l'equilibrio verticale delle forze in volo. Questo scopo si raggiunge in primo luogo con uno stabilizzatore a profilo invertito e secondariamente con un "Venturi virtuale".

La maggiore velocità farà superare la tendenza alla separazione quando il flusso viene deflesso. Sappiamo anche che quando abbiamo un "mezzo Venturi" il flusso dell'aria crea un'immagine a specchio e segue il principio di un Venturi completo, pertanto la velocità incrementata dall'effetto Venturi segue il piano di coda orizzontale anche quando deflesso nella posizione abbassata del bordo d'attacco (ovvero l'effetto Venturi virtuale). Alcuni modelli, per energizzare lo strato limite, utilizzano dei Vortex

Generators per ritardare lo stallo locale causato da una deflessione marcata di una superficie di comando (e.g. decollo):

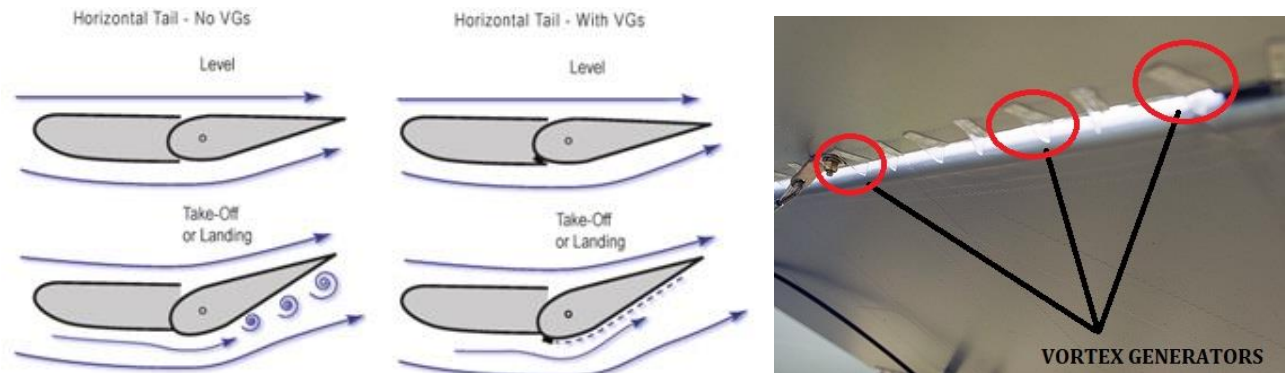


Figura 3-14 Influenza dei Vortex Generators in decollo e atterraggio.

In alcuni modelli, nel bordo d'uscita dell'equilibratore, è presente una piccola superficie mobile comandata da un servocomando elettrico denominata *trim*: essa permette di mantenere la posizione della cloche fissa ad un determinato assetto (voluta dal pilota) senza richiedere uno sforzo continuo del conducente, che renderebbe non confortevole i momenti di volo in crociera, specialmente nei viaggi più lunghi. Questa superficie può essere comandata e controllata automaticamente anche nel caso in cui l'aeroplano sia auto pilotato tramite una centralina a 2 assi.

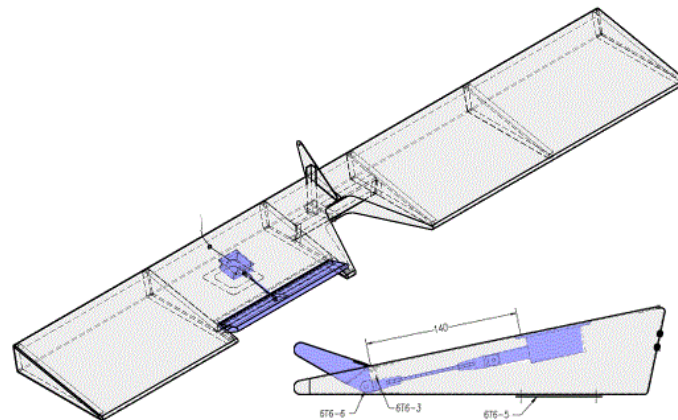


Figura 3-15 Sistema di trimmaggio.

Piano di coda verticale

Gli aeromobili STOL, date le condizioni estreme meteorologiche ed ambientali a cui sono sottoposti, devono disporre di un timone capace di offrire buone prestazioni con il vento al traverso (cross wind). In un modello STOL, quando il vento al traverso ha una velocità maggiore di quella di stallo dell'aereo (cosa che può realmente accadere) è possibile puntare l'aereo verso il vento e letteralmente decollare in verticale (anche utilizzando la pista nella sua larghezza). Un altro vantaggio del timone integrale è costituito dalle minori dimensioni rispetto alla struttura convenzionale di deriva e timone separati.

Pertanto è più leggero ed essendo costituito da un pezzo unico, è più facile da costruire, garantendo eccellenti capacità di ripresa dalla vite in quanto la parte mobile (timone) ha una superficie molto ampia. Il timone stesso è costituito da un profilo simmetrico, il che aiuta a renderlo efficace e responsivo anche alle velocità più basse.

Le ali modelli STOL spesso, come precedentemente esposto, diventano più sottili alla radice per lasciare che aria non disturbata possa fluire dall'elica verso i piani di coda. La posizione della coda al di sopra della fusoliera, che riceve aria direttamente dall'elica, garantisce un controllo efficiente e responsivo degli impennaggi, a confronto della risposta pigra fornita da una configurazione convenzionale nel volo lento.

3.3.2 Kit di conversione

Molte aziende del settore forniscono dei kit per alcuni aeromobili d'aviazione generale non STOL, per migliorare le loro prestazioni su campi corti, come ad esempio:

- *Crosswinds STOL* commercializza un kit per aeromobili come il Piper PA-12, PA-14, PA-18, PA-20 and 22, Bellanca Champion Model 7, Cessna 170B, 180 e 185. Il kit contiene il leading edge cuffs, che è un'estensione arrotondata fissata al bordo d'attacco dell'ala, la quale ritarda il fenomeno dello stallo ad angoli d'attacco maggiori rispetto a prima.
- *Micro AeroDynamics* commercializza i generatori di vortici per aumentare le capacità STOL di un aereo. Questi dispositivi vengono fissati o incollati al leading edge dell'ala e alcune volte nell'elevatore orizzontale posteriore.

3.4 La propulsione degli STOL

Dal punto di vista propulsivo, in generale il settore degli aeromobili d'aviazione generale con massimo quattro posti è caratterizzato da numerose aziende costruttrici di motori per tecnologie a motoelica, con un range di potenza compreso tra i 25 [CV] (applicati per paramotori, paracarrelli, deltaplani a motore o motoalianti monoposto) fino a 250 [CV] (per ultraleggeri ad ala fissa da turismo biposto o quadriposto, anche per applicazioni STOL).

Per applicazioni STOL, la scelta del motore è condizionata dal requisito di peso massimo al decollo e dalla distanza di decollo richiesta. La filosofia progettuale più semplice per ottenere delle prestazioni di decollo corto è sovra potenziare l'aereo rispetto alla sua configurazione. Un motore potente, però, richiede molto carburante per una autonomia soddisfacente, ed è inoltre più dispendioso economicamente, rendendo l'aeromobile pesante ed inefficiente. Inoltre, considerando solo l'aspetto propulsivo, l'aeromobile non sarebbe in grado di assicurare buone prestazioni di volo lento, fondamentale per uno STOL in fase d'atterraggio. Gli aeromobili di questa categoria sono dotati di motori da 60 a 100 [CV] per un biposto e 150-250 per un quadriposto con carico utile di 400 [Kg].

Per maggiore flessibilità e per mantenere i costi bassi, alcune case costruttrici, oltre a fornire ai clienti i loro aerei "chiavi in mano" (ready to fly), producono un kit di montaggio della struttura con tutti i componenti utili al completamento del mezzo. Il motore da scegliere è facoltà del cliente finale, il quale deve assicurarsi di installare un motore con potenza erogata all'interno dell'intervallo di valori indicati dall'azienda, per evitare problemi di insufficienza propulsiva o centraggio dell'aeromobile. Il kit perciò deve essere progettato per accogliere differenti tipi di motore, in modo che i proprietari possano scegliere fra i vari propulsori disponibili sul mercato, a seconda delle loro esigenze.

La Zenith Aircraft nei suoi manuali indica come scelta ragionevole per un buon compromesso qualità-prezzo di scegliere una potenza compresa tra i 50 e 100 [CV]. I motori più utilizzati sono il Rotax 912 UL 80 [Hp] e 912 ULS 100 [Hp]. Alcuni autocostruttori americani hanno sperimentato motori con potenze maggiori di 100 [CV], come il Rotax 914 115 [Hp] sovralimentato o il Viking Aircraft 180 [Hp], per massimizzare le performance del velivolo soprattutto in decollo su piste molto corte in alta montagna.

L'azienda americana comunque suggerisce l'uso dei motori Rotax, motori 4 tempi ultracollaudati, affidabili in qualsiasi situazione e parchi nei consumi orari [13].



Figura 3-16(a) Rotax 912 ULS 100 [Hp]; (b) Particolare del motore e dell'elica.

Come il caso del motore, anche la scelta dell'elica è condizionata dal peso e dalla tipologia di volo desiderato.

Gli STOL più semplici mantengono la soluzione quasi comune per tutti i suoi concorrenti, utilizzando perciò un'elica bipala in legno o composito a passo fisso, rimanendo la scelta più economica ed affidabile dal punto di vista della manutenzione e della sicurezza.

Per applicazioni estreme, come l'uso frequente su piste corte o non preparate predilige l'uso di eliche in composito a due o tre pale, con meccanismo di passo variabile a terra (PVT) o in volo (PVV), comandabile tramite servocomando idraulico o elettrico. Questo sistema consente il mantenimento costante del rendimento propulsivo dell'elica in qualsiasi regime di volo, regolando il passo ad un valore consono all'operazione di volo.

Dato che gli STOL operano molto spesso su terreni sconnessi e pieni di detriti, è comune che questi pezzettini vengano sparati dall'elica verso la carlinga dell'aeromobile, rischiando di danneggiare il sistema di raffreddamento del motore o altri organi importanti del mezzo. Anche l'elica si danneggia: l'urto dei detriti contro la sua superficie danneggia gradualmente nel tempo la sua finitura superficiale ed integrità strutturale, peggiorando le sue prestazioni complessive.



Figura 3-17 Elica tripala in composito Elitest blindata.

Per questo motivo, si ricorre alla tecnica della *blindatura*, effettuata soprattutto sulle eliche in composito. Una volta stampate direttamente in un unico pezzo realizzate in autoclave, vengono lavorate incollando su di loro un foglio molto sottile di acciaio inox 304, capace di mantenere integra la superficie esterna per molte ore di volo.

Il collegamento tra elica e motore è formato dal mozzo, costruito in lega d'alluminio al silicio AlSi 12 ricavato da presso-fusione e successivamente rifinito con macchine a controllo numerico CNC, con finitura anodizzata per una maggiore resistenza agli agenti esterni come la corrosione.

Le eliche presenti sul mercato per lo Zenith e gli altri modelli STOL sono svariate, e vengono scelte in base all'uso che ne viene fatto dal pilota.

La maggior parte degli STOL presenti in commercio sono venduti di serie con eliche bipala a passo fisso in legno o composito, per la sua semplicità funzionale e costruttiva, mentre per applicazioni più estreme richieste agli STOL richiedono l'uso di eliche in composito blindate a passo variabile, come ad esempio le *Airmaster Propellers AP332SCTF*, con diametro di 1.7 [m] [12].

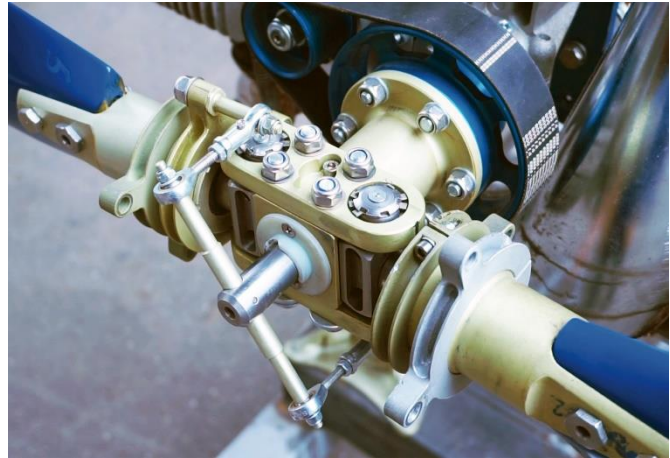


Figura 3-18(a) Elica tripala in composito; (b) Meccanismo di variazione del passo geometrico.

Nonostante il mercato sia caratterizzato da molti modelli di motore ed elica, la configurazione preferita dai costruttori e successivamente ai clienti finali degli STOL biposto è la coppia Rotax 912 ULS con elica bipala a passo fisso o tripala a passo variabile.

Considerando queste configurazioni e utilizzando la simbologia adottata nei paragrafi dedicati alla meccanica del volo nel Capitolo 2, si indicano le performance ottenute da alcuni modelli STOL [30, pp. 73-74], compreso lo Zenith CH 701 STOL:

Modello	v_s $\left[\frac{km}{h}\right]$	$v_{s,FF}$ $\left[\frac{km}{h}\right]$	v_{NE} $\left[\frac{km}{h}\right]$	RC $\left[\frac{m}{s}\right]$	s_{TOG} [m]	s_{LOG} [m]	t [h]
Zenith CH 701 STOL	53	48	153	7	50	50	4.6
ICP Savannah	50	45	160	6	50	50	4
Alisport Yuma	55	50	175	6	40	55	4.2
Slepcev Storch	52	46	155	4.5	50	50	4.1
Just Aircraft SuperSTOL	55	51	208	5.1	60	60	4
Nando Groppo Trail	60	55	210	4	80	80	5
Zlin Aero Savage Shock Cub	45	37	185	5	57	35	4.5

Tabella 3-2 Confronto delle prestazioni tra aeromobili ultraleggeri STOL commerciali

3.5 La struttura degli STOL

Dopo aver descritto le peculiarità aerodinamiche e propulsive, vengono ora descritte le caratteristiche strutturali utilizzate per gli STOL.

Come accennato in precedenza, molte case costruttrici per motivi di costi o per rendere più consapevoli della struttura i clienti finali, permettono l'acquisto dei propri aeromobili anche in kit di montaggio.

Il kit è molto spesso costruito in maniera *modulare*, intendendo che l'aeroplano intero è suddiviso in sottoinsiemi di kit che vengono assemblati in maniera indipendente e, una volta completati, vengono assemblati insieme. Nel caso dello Zenith CH 701 STOL, il kit è suddiviso come schematizzato nella figura sottostante:

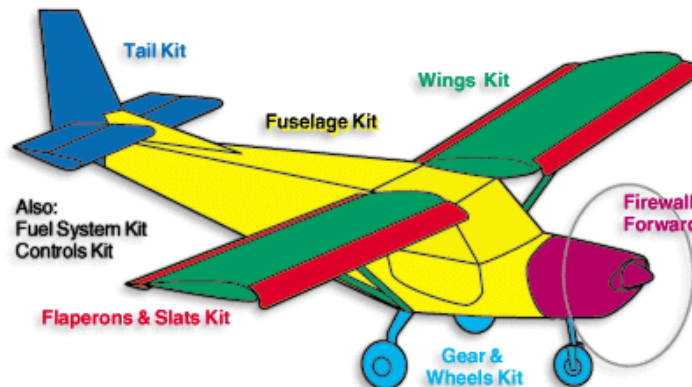


Figura 3-19 Kit di montaggio dello Zenith diviso in sottostrutture.

Questa filosofia di costruzione permette l'utilizzo di spazi piccoli per la costruzione dei diversi kit, senza per forza possedere spazi enormi non alla portata di tutti i clienti potenziali.

Una volta completato di assemblare la struttura della fusoliera, le ali e le superfici di cosa possono essere imbullonate alla struttura, procedendo di conseguenza al collegamento dei comandi di volo tra cabina e superfici di comando, per procedere poi all'installazione del motore e dei suoi impianti ausiliari e gli l'arredo interno e gli strumenti di volo presenti in cabina.

Con questa suddivisione dell'aeromobile in *sottostrutture*, verranno esposte le diverse caratteristiche strutturali degli STOL, ed in particolare per lo Zenith.

Il loro fattore comune che li contraddistingue è la loro robustezza strutturale, in particolare quelle sottostrutture dell'aeromobile che sopportano impatti o sollecitazioni di forte intensità come le balestre del carrello d'atterraggio o la fusoliera. Dal punto di vista complessivo e considerando gli sforzi elementari derivati dalla scienza delle costruzioni come la trazione/compressione, la flessione, il taglio e la torsione si ha la seguente situazione riguardo ai carichi agenti sull'aeromobile [31, pp. 53-69]:

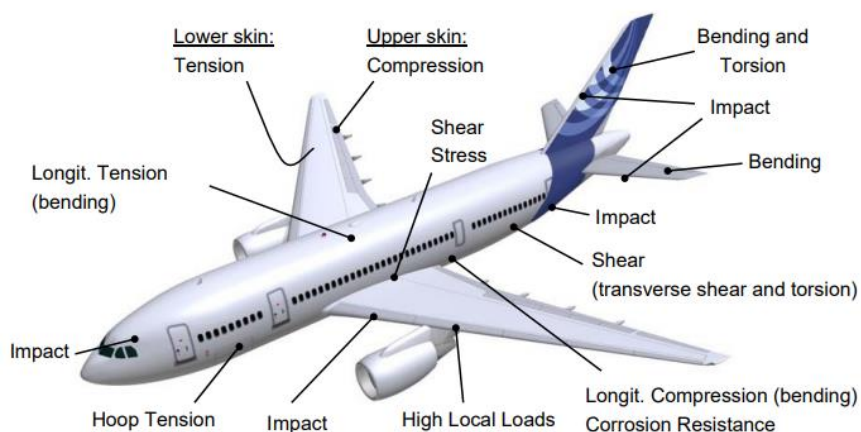


Figura 3-20 Sollecitazioni subite da sottostrutture di un aeromobile.

Questi carichi vengono ottenuti mediante la creazione del diagramma d'involuppo (descritto nel capitolo precedente) ed inseriti nelle simulazioni numeriche agli Elementi Finiti per l'analisi o verifica dei risultati per il successivo confronto dei dati ottenuti dai test a terra e in volo durante la fase di certificazione o per attività di ottimizzazione multidisciplinare (MDO – Multidisciplinary Design Optimization) o multiobiettivo strutturale [32].

3.5.1 Materiali da costruzione

Prima di descrivere il design adottato per gli STOL, è necessario prima accennare brevemente alcuni criteri per la scelta dei materiali strutturali.

Gli aerei STOL, per essere tali, devono essere robusti, affidabili e semplici da mantenere. Questi criteri vengono soddisfatti in gran parte dalle leghe d'alluminio, molto utilizzate nelle costruzioni aeronautiche leggere e contraddistinte dai seguenti vantaggi [24, 31, pp. 95-98]:

- Alto rapporto resistenza/peso; resistenza ben conosciuta, anche all'esposizione dei raggi UV del sole e all'umidità, a differenza del degrado di tessuti in materiale composito come il *Dacron*®, utilizzato molto per la costruzione delle vele per i deltaplani da volo libero e a motore e per ultraleggeri (i cosiddetti “tubi e tela”, presentati di seguito nella descrizione della fusoliera).
- Buona resistenza alla corrosione, in particolare grazie alle leghe AA Serie 2000, 6000 e 7000 e ai moderni impregnanti (primers);
- Basso costo e facile reperimento;
- Facilità nella lavorazione: sono malleabili e forgiabili in molte forme, procedure produttive e necessità di attrezzi semplici; a differenza dei compositi, non è indispensabile la lavorazione in ambienti a temperatura controllata e privi di polvere. I moderni rivetti ciechi hanno notevolmente semplificato la costruzione di aerei metallici in kit; facili da ispezionare: i difetti di costruzione e dei materiali sono facilmente rilevati, come le parti difettose o danneggiate, semplici da riparare: i rivetti possono essere facilmente rimossi per sostituire parti o sezioni danneggiate. Le parti individuali possono essere cambiate senza dover sostituire o ricostruire parti intere della struttura.
- Atossiche per l'ambiente e durante la sua lavorazione, e sono riciclabili per nuovi utilizzi;

Pertanto, le costruzioni in lega d'alluminio offrono la miglior struttura per un aereo da fuori-campo. Infatti sono durevoli e robuste, agevoli da ispezionare, facili da mantenere anche in condizioni disagiate. Ad esempio, una qualsiasi lamiera metallica può essere facilmente rivettata su un'area danneggiata in modo da poter riportare l'aereo in volo alla base, cosa non possibile se l'aeromobile è costruito ad esempio con materiali compositi in monoblocco.

Le leghe d'alluminio, applicate alle costruzioni aeronautiche ed in particolare agli STOL, vengono lavorate per la produzione di lamiere o estrusi a parete sottile.

Le leghe più utilizzate per i membri estrusi con sezioni di spessore inferiore a 0.125 [in] sono le 2024-T4, e 2014-T6 per sezioni più spesse e con maggiore sollecitazione; quest'ultima è utilizzata anche come lega per lavorazioni di forgiatura, in particolare per carrelli di atterraggio e cilindri idraulici per il passaggio dell'olio per la creazione di attuatori per eliche in composito a passo variabile.

Anche le leghe 6061 T6 e 7075 T6 hanno una notevole applicazione per estrusioni che richiedono sezioni sottili e un'eccellente resistenza alla corrosione. La lega 6061 T6 e la sua controparte di forgiatura 6151-T6 sono spesso utilizzate in raccordi vari per ragioni di economicità e aumento della resistenza alla corrosione, quando le parti non sono molto sollecitate.

Per strutture molto leggere come negli aerei biposto STOL, vengono impiegate a volte anche leghe 3003-H12, H14 e H16, 5052-O, H32, H34 e H36. Queste leghe sono utilizzate ad esempio per serbatoi adibiti allo stoccaggio del combustibile, dell'olio lubrificante e dell'olio idraulico, con le pareti saldate tra loro tramite tecnica TIG.

Alcune parti dell'aeromobile però, come verrà di seguito esposto, non sono costruibili con leghe d'alluminio, ma solo in acciaio. Queste zone locali richiedono maggior rigidità rispetto a quella offerta dall'alluminio, seppur appesantendo non di poco l'aeromobile intero. Questa maggior rigidità è ottenibile anche grazie alla tecnica della saldatura a gas MIG o TIG [31, pp. 227-230], assai critica se effettuata su leghe di alluminio. Ad esempio, il castello motore, la struttura reticolare che fissa il motore alla fusoliera dell'aereo, è formato da barre cilindriche fabbricate in acciaio al cromo molibdeno AISI 4130 N, e saldate tra di loro tramite tecnica MIG o TIG. Le uniche parti strutturali degli aeromobili STOL costruite in plastica sono le superfici trasparenti della cabina utili alla visibilità del pilota verso l'esterno, costruite di solito in plexiglass.

Ritornando ai metalli, nel caso in cui la saldatura non sia possibile e l'imbullonatura richieda troppo tempo per il montaggio e aggiunga eccessivo peso, la tipologia di collegamento più utilizzata è il *rivetto* o *ribattino* [31, pp. 208-211, 33], soprattutto tra lamiere o tra una lamiera ed un estruso.

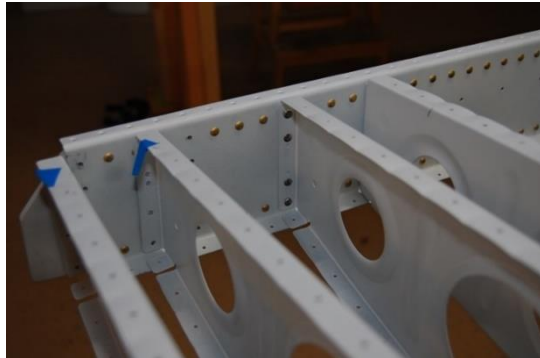


Figura 3-21 (a) Rivetti ciechi per dimensioni del foro diverse; (b) Particolare di una struttura aeronautica rivettata.

Il rivetto, a differenza del collegamento imbullonato, non è smontabile, perciò il collegamento è definitivo a meno di distruggere il rivetto stesso per disaccoppiarle, tramite un trapano.

I giunti rivettati sono realizzati in lega metallica, e sono progettati per subire solo sforzi di taglio. Prima di essere installato, il rivetto è costituito da un cilindro metallico con una testa da un lato. Il rivetto è inserito in un foro realizzato precedentemente con un trapano, e quindi l'estremità senza testa viene *ribadita*, ovvero deformata plasticamente a formare la *controtesta*. I fori in cui inserire il rivetto devono essere di diametro calibrato, maggiore del diametro del gambo del rivetto non deformato, che si espanderà fino a riempire tutto il foro all'atto della realizzazione della controtesta.

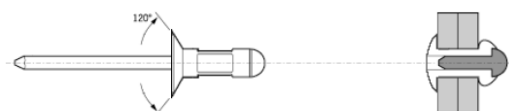
L'area libera deve essere di diametro di circa una volta e mezzo il foro, per permettere la corretta formazione della controtesta. Il foro deve essere eseguito a un angolo di 90° nelle lamiere. Per prevenire disallineamenti o l'allontanamento tra le lamiere durante l'esecuzione del foro, queste devono essere opportunamente bloccate insieme tramite degli imbastitori. Lo strumento utilizzato per applicazioni artigianali o caratterizzati da pochi rivetti è la rivettatrice manuale, mentre per applicazioni aeronautiche in cui i rivetti superano le 10000 unità è conveniente utilizzare una rivettatrice pneumatica.

Se le lamiere dovessero allontanarsi, dei trucioli metallici potrebbero infilarsi nello spazio vuoto che si verrebbe a creare tra loro. Se le lamiere dovessero scorrere tra loro, il foro sarebbe non allineato e non sarebbe possibile l'inserimento del rivetto.

Per applicazioni aeronautiche si utilizza, sulla faccia esterna dell'aeromobile, la cosiddetta *testa svasata*; infatti la superficie esterna dell'aeromobile deve essere il più liscia possibile, per preservare le caratteristiche aerodinamiche. È necessario quindi ricavare, oltre al foro, una depressione concentrica, chiamata *svasatura*, per l'alloggiamento della testa del rivetto [34, pp. 31-33].

I pannelli alari sono solitamente rivettati con rivettatrici pneumatiche che formano una o entrambe le teste del rivetto. La controtesta è sporgente, in quanto situata all'interno della struttura.

Esistono moltissimi modelli di rivetti, a seconda del settore di applicazione, dello spessore dei componenti da unire e dal diametro del foro. La Zenith Aircraft Company, ad esempio, indica nei suoi manuali di costruzione [3, p. 25] i modelli di rivetto a testa svasata da utilizzare a seconda del diametro del foro:



CODE	MAKE	BRAND	REFERENCE	DIAMETER	DRILL BIT	CODE
A4	AVDEL	AVEX	#1604-0412	3.2mm (1/8")	#30	A4
AF4		same	same			AF4
A5		same	#1604-0514	4mm (5/32")	#20	A5
AF5		same	same			AF5
A6		same	same	4.8mm (3/16")	3/16"	AF4

Figura 3-22 Codici identificativi rivetti da utilizzare per il kit dello Zenith.

Ad esempio, il rivetto con codice A4 e AF4 prodotto dalla POP Avdel® corrisponde al rivetto 1604-0412, ed è costruito con i seguenti materiali [35, p. 80]:



Avex® 1604 Series
Aluminum / Steel

English
120° Countersunk head
Body: Aluminum alloy*
(2.5 % Mg)
Natural
Stem: Low carbon steel**

Zinc coated

*: AA 5052, DIN 1725, AlMg2.5, Werkstoff 3.3523
**: BS3111 Type 0, SAE 1015/1018/1022, DIN 1654, Cq15/Cq22

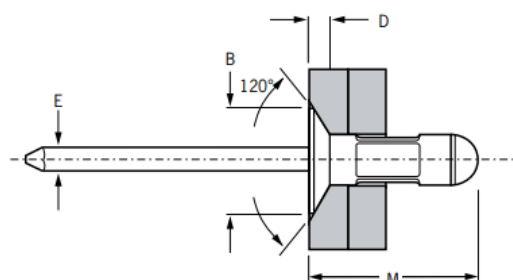


Figura 3-23 Materiali componenti di un rivetto cieco Avex Serie 1604.

Le dimensioni geometriche sono caratterizzate dalle quote indicate nella figura sopra, e dipendono dallo spessore dei due componenti da unire e dal diametro del foro in cui inserire il rivetto.

Nel caso in cui il diametro nominale sia 3.2 [mm] come nel rivetto A4 e AF4, le dimensioni e i valori di carico limite di taglio e trazione del rivetto sono:

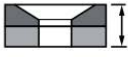



ø nom.					M	øB	D	øE		
	min.	max.	min.	max.	max.	max.	max.	max.	lbf (kN) ¹⁾	lbf (kN) ¹⁾
1/8" (3.2)	.093 (2.4)	.250 (6.3)	.128 (3.3)	.133 (3.4)	.480 (12.2)	.217 (5.6)	.050 (1.3)	.070 (1.8)	155 (0.69)	205 (0.91)
	.155 (4.0)	.312 (7.9)			.530 (13.4)				165 (0.73)	230 (1.02)
	.217 (5.5)	.375 (9.5)			.580 (14.8)					

Figura 3-24 Dimensioni geometriche e carichi limite di esercizio di un rivetto Serie 1604.

3.5.2 La fusoliera

La *fusoliera* è la parte principale del corpo di un aeromobile che contiene i passeggeri e/o il carico. Negli aerei monomotori come gli STOL per l'aviazione generale, ospita al suo interno anche un motore, tramite un sistema di travatura reticolare in acciaio o alluminio chiamata comunemente *castello motore*.

La fusoliera ha anche la funzione di fornire la struttura necessaria per il montaggio delle superfici di controllo del volo e stabilizzazione gli impennaggi, che devono essere poste a specifiche distanze dalle ali, per ottenere la stabilità e la manovrabilità.

Le fusoliere degli aeromobili STOL sono essenzialmente suddivise in due categorie:

- Fusoliera a *travatura reticolare*
- Fusoliera *semi monoscocca*

Le fusoliere a travatura reticolare sono la prima delle due tipologie per ordine cronologico. La struttura consiste nel montaggio di più travi a sezioni circolari piene (barre) vincolate tra loro tramite diverse modalità, a seconda del materiale utilizzato.

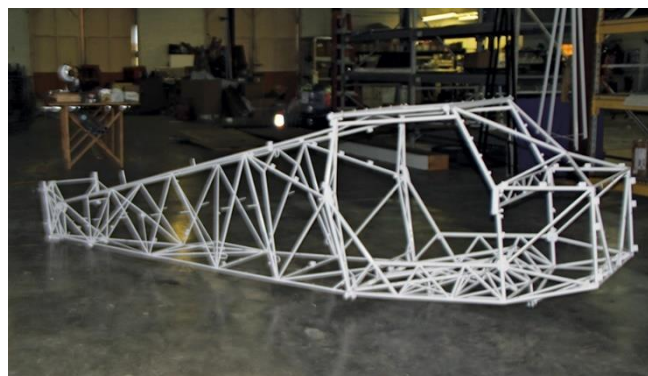


Figura 3-25 Struttura reticolare di un Just Aircraft SuperSTOL.

La struttura interna viene poi ricoperta da un rivestimento di un materiale che dia all'insieme una forma con una maggiore aerodinamicità, riducendo la resistenza aerodinamica.

I primi modelli di aeromobili leggeri erano costruiti con listelli incollati o inchiodati tra loro e ricopertura in legno, mentre ora questo tipo di struttura per fusoliera è tuttora costruito con tubi metallici di sezione circolare piena saldati tra loro tramite tecniche TIG o MIG.

Per questo scopo, nel quale è importante contenere il peso pur mantenendo sufficienti caratteristiche di resistenza meccanica, vengono utilizzati tessuti in materiale composito, come ad esempio il *polietilene tereftalato* e commercialmente riconosciuto come *Dacron*® o *Mylar*® dall'azienda commerciale *Dupont*®.

Gli aeromobili leggeri costruiti in questo modo vengono spesso soprannominati nel mondo aeronautico degli aeromobili “tubi e tela”, ma grazie al loro esiguo peso riescono ad ottenere prestazioni STOL di tutto rispetto, mantenendo una buona velocità di crociera ed autonomia; un esempio è l’aeromobile di fabbricazione italiana Eurofly Flash Light, con la struttura interna costruita in ASL 500 e rivestimento in *Diatex 90 gr*, visibile nella figura sottostante a sinistra.

Gli aeromobili più moderni STOL che adottano la fusoliera a travatura reticolare rivestono invece la struttura con una pelle sottile in lega d’alluminio, come il modello americano Just Aircraft SuperSTOL visibile nella figura sottostante a destra:



Figura 3-26(a) Eurofly Flash Light; (b) Just Aircraft SuperSTOL.

La seconda tipologia di fusoliera utilizzata per aeromobili STOL è quella *semi monoscocca*, ed è la scelta preferita fatta durante la fase di progettazione di fusoliera interamente in lega di alluminio.

Nella fase costruttiva, una serie di elementi realizzati con la forma della sezione di fusoliera che si intende ottenere, vengono connessi ad una struttura rigida di montaggio che prende il nome di dima (*jig*).

L’interno di una struttura di fusoliera tipo semi monoscocca perciò è formato da un elemento strutturale chiamato *correntino* (*stringer*), dedicato ad assorbire gli sforzi derivanti dal rivestimento esterno. I correntini possono essere disposti longitudinalmente alla fusoliera (*longheroni*), oppure trasversalmente (*ordinate*).

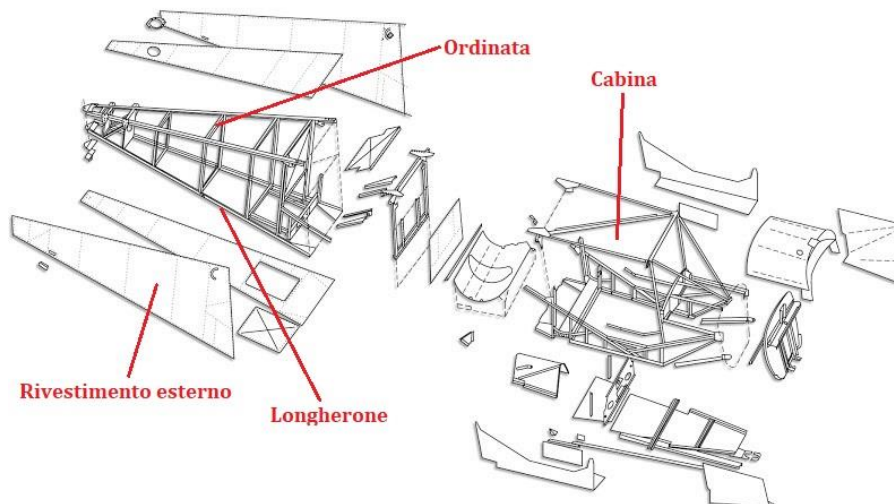


Figura 3-27 Esploso fusoliera dello Zenith CH 701 STOL.

I longheroni servono per l'irrigidimento della fusoliera dagli sforzi indotti dalle flessioni, mentre le ordinate hanno la funzione di mantenere la forma della sezione di fusoliera, diminuire la lunghezza dei correntini riducendo l'instabilità a carico di punta e di trasferire, introdurre e ridistribuire i carichi interni ed esterni.

Le ordinate possono essere divise tra *ordinate di forma* e *ordinate di forza*. Le prime sono impiegate per mantenere la forma del rivestimento esterno della fusoliera ed eventualmente per distribuire i carichi tra i correntini ed il rivestimento.

Le ordinate di forza, invece, sono impiegate per trasferire o distribuire sulla fusoliera carichi concentrati come avviene, ad esempio, nelle zone di collegamento tra ala e fusoliera o tra carrello di atterraggio e fusoliera.

Il tutto viene ricoperto da una lamina di lega leggera, chiamato *rivestimento esterno o pelle (skin)*, fissata con rivetti o con speciali adesivi.

Nella fase finale di assemblaggio, la dima viene rimossa e si procede alle successive fasi di completamento, installando i cablaggi e le parti necessarie al controllo dell'aeromobile come i comandi di volo e gli strumenti nel pannello di comando (cockpit).

Questo metodo costruttivo, poiché si basa su costose dime di costruzione, si presta ad essere impiegato solo nelle produzioni di serie per le quali è previsto un sufficiente numero di aeromobili strutturalmente identici e in grado di ammortizzare i costi di realizzazione.

Insieme alle strutture monoscocca (non utilizzate per applicazioni STOL), le strutture semi monoscocca sono definite *stressed skin*, cioè il rivestimento contribuisce alla distribuzione del carico strutturale e ne è parte integrante, assorbendo le sollecitazioni dovute al flusso aerodinamico (taglio e flessione) e alla torsione indotta dalle manovre di volo.

La pelle di alluminio ha normalmente uno spessore minimo pratico, tipicamente circa 0.015-0.025 [in].

Sebbene i requisiti di resistenza del disegno siano relativamente bassi, la pelle ha bisogno di resistenza allo snervamento e durezza moderatamente elevate per ridurre al minimo il danno da pietre, detriti, attrezzi meccanici e maneggevolezza generale. Altri fattori primari coinvolti nella selezione di una lega per questa applicazione sono la resistenza alla corrosione, il costo e l'aspetto.

La parte anteriore della fusoliera è dedicata alla cabina, che serve ad ospitare i due occupanti e permettere il controllo dell'aeromobile tramite i comandi di volo e il monitoraggio dei parametri fondamentali tramite gli strumenti indicatori. La forma più prediletta per aeromobili STOL è quella rettangolare, dato che offre il massimo dello spazio utile per gli occupanti e l'eventuale carico.

La struttura semi-monoscocca infatti conferisce alla fusoliera una sezione frontale quadrata variabile, ottimizzando lo spazio utilizzabile in cabina dagli occupanti, come nel caso dello Zenith e molti altri aeromobili STOL. Anche se non è il massimo dell'estetica, la fusoliera squadrata è molto facile da costruire ed aiuta a fornire una buona stabilità sull'asse di imbardata e resistenza all'ingresso in vite, a causa delle fiancate piatte con spigoli netti.

Dal punto di vista ergonomico per la posizione dei piloti in cabina, in commercio esistono modelli con configurazione dei posti in tandem o affiancata (side by side) [24, p. 7].



Figura 3-28(a) Aeromobile STOL biposto tandem; (b) Aeromobile STOL biposto affiancato.

Ogni azienda costruttrice, in fase di progettazione decide che tipo di configurazione adottare, a seconda dei requisiti progettuali imposti in fase iniziale. Questi requisiti, oltre a quelli strutturali e più in generale tecnici, possono essere alcune volte riguardanti il comfort dell'equipaggio.

Una configurazione in tandem facilita la seduta e la posizione delle gambe di entrambi i componenti a bordo, ma ha lo svantaggio di avere modifiche rilevanti al centraggio quando l'aeroplano è in volo con due persone o una sola persona a bordo, modificando in maniera rilevante la sua meccanica di volo, soprattutto nelle fasi di decollo e atterraggio in cui sono richieste le sue doti di STOL.

D'altro canto, la configurazione affiancata è molto più turistica rispetto alla precedente, permettendo un contatto visivo tra componenti dell'equipaggio e dell'intero pannello strumenti per entrambi.

Gli svantaggi indotti da questa configurazione sono la maggior resistenza all'avanzamento, data la maggior superficie frontale investita dal flusso, e la poca visibilità del pilota durante le virate nelle direzioni contrarie alla sua posizione in cabina (e.g. virata a destra con il pilota posto a sinistra).

Nel caso della configurazione in tandem però è presente lo svantaggio del centraggio: la presenza o meno del passeggero può modificare in maniera molto significativa la posizione del baricentro, rischiando in alcune occasioni di essere fuori dall'involucro consentito dal manuale di volo e di avere una risposta ai comandi non accettabile per le diverse fasi di volo. Per risolvere questi problemi, di solito si caricano delle piccole zavorre che compensano l'eccessiva escursione del baricentro.

Elencando questi aspetti, alla fine è il cliente finale che decide quale modello scegliere, e lo fa in base ai criteri sopra elencati, cercando di soddisfare i suoi requisiti di volo e maneggevolezza.

Anche l'aspetto della visibilità del pilota e dei passeggeri costituisce un elemento importante nell'ideazione di un aereo e viene sovente sottovalutata dai progettisti.

La buona visibilità è particolarmente importante in un velivolo STOL in cui il pilota deve essere in grado di individuare gli ostacoli nelle operazioni "fuori-campo".

Mentre una cabina aperta offre una visibilità illimitata, insetti, vento ed aria fredda impongono che la cabina di un aereo moderno sia chiusa, per mantenere un minimo di comfort. Una cabina chiusa permette anche una buona ventilazione e/o riscaldamento, proteggendo anche gli strumenti ed il bagaglio. Le ampie porte permettono un facile accesso alla cabina e possono comunque essere rimosse per una migliore visibilità e ventilazione durante le stagioni calde.



Figura 3-29 Primo piano della cabina di un ICP Savannah S (a) e di un Alisport Yuma STOL (b).

Nel caso dello Zenith, la posizione dei due occupanti è del tipo “side by side”, per questioni di comfort in cabina e centraggio del velivolo. La parte superiore della struttura della cabina è composta da barre d'acciaio cromo-molibdeno 4130 saldate tra loro di sezione circolare, permettendo la massima visibilità in cabina e alloggiando i punti di ancoraggio delle due semiali.

Le ampie porte consentono un facile accesso alla cabina per i passeggeri o i carichi voluminosi e l'aereo può essere utilizzato senza porte per il massimo della visibilità e la sensazione di aria aperta durante le stagioni estive.

Per quanto concerne la posizione delle semiali rispetto alla fusoliera, tutti gli aeromobili STOL adottano la configurazione ad ala alta, che fornisce una migliore visibilità verso il basso, per apprezzare la vista offerta dal volo basso e lento ed offre al pilota la visibilità necessaria per operare in sicurezza da zone non preparate, consentendo di individuare ed evitare gli ostacoli.

Questa configurazione rende massima la visibilità per un aeromobile, anche quella orizzontale, che viene aumentata nel portare l'ala al di sopra della testa del pilota.

In alcuni modelli è aumentata anche la visibilità verso l'alto, diminuendo lo spessore dell'ala alla radice, nel punto in cui si congiunge con la cabina. In questo modo il soffitto della cabina può essere completamente finestrato.

Oltre alla maggior visibilità, il beneficio aggiunto di quest'ala rastremata sopra la cabina è la riduzione dell'area frontale, che significa minor resistenza (un aereo più veloce con la stessa quantità di potenza) ed un eccellente controllo alle basse velocità, poiché l'aria può fluire indisturbata dall'elica verso la coda. Altre case invece mantengono, per ragioni di semplicità costruttiva, lo stesso spessore alare lungo tutto l'apertura, e rendono finestrata la parte interessata dalla cabina.

La visione del cielo incrementa ulteriormente la visibilità del pilota di un aereo ad elevata manovrabilità, utile soprattutto nel caso di volo in formazione con altri aeromobili.



Figura 3-30 Visibilità superiore offerta da uno Zenith CH 701 STOL (a) e da un Kitfox Aircraft II (b).

La cabina ospita i due occupanti, il pilota e il copilota (o passeggero). I due sedili sono accompagnati con un sistema di cinture di sicurezza con fissaggio a 4 punti. Entrambi i posti hanno a disposizione una cloche (visibile nella Figura 3-32 (a)), utile al controllo degli assi longitudinale (rollio - virata) e trasversale (beccheggio - cabrata/picchiata).

Sotto al quadro strumenti, sono presenti una pedaliera per il controllo dell'asse verticale (imbardata). I freni a disco posti sulle ruote del carrello sono azionati tramite una leva manuale in mezzo ai due sedili o tramite due pedali montati sopra a quelli dedicati al controllo dell'asse verticale.

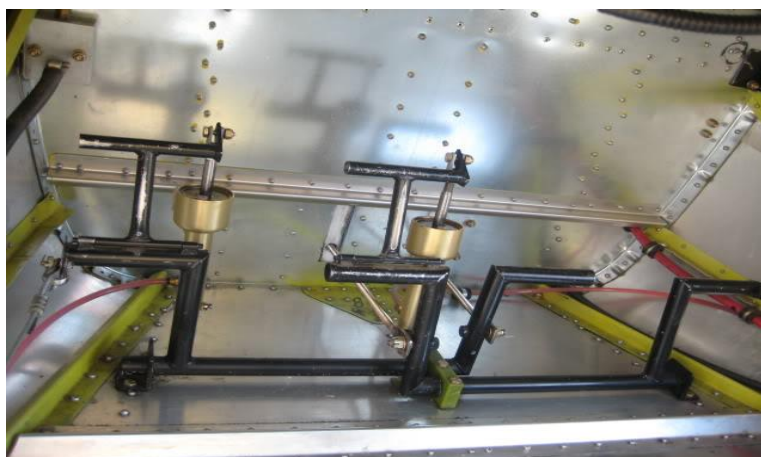


Figura 3-31 Pedaliera per controllo asse d'imbardata e freni indipendenti.

In quest'ultimo caso, i freni sono indipendenti tra loro, per cui il pilota può modulare l'intensità della frenata di una o ambe le ruote a seconda delle sue esigenze in atterraggio.

Il quadro degli strumenti (cockpit), è in ogni modello personalizzabile dal cliente finale, a seconda delle proprie esigenze e preferenze. Il continuo progresso della tecnologia elettronica in questi ultimi anni ha sostituito gli strumenti di misura e indicatori meccanici con quelli elettronici, accorpendoli spesso in un unico strumento capace di misurare più grandezze, ed indicandoli in un unico display.

Questi strumenti vengono chiamati *EFIS (Electronic Flight Instrument System)*, e sono integrati di solito con sistema di navigazione satellitare *GPS (Global Positioning System)*. In commercio sono presenti anche delle applicazioni a pagamento sviluppati per dispositivi mobili come smartphone e tablet che riproducono le stesse funzionalità offerte dagli EFIS appositi, ma con lo svantaggio di richiedere costantemente una connessione ad Internet. Al di là della tipologia di tecnologia utilizzata per le misure dei parametri di volo e motore, un quadro strumenti è composto comunemente dai seguenti strumenti [23]:

- **Strumenti di volo**

- Altimetro: misura e indica la quota di volo in [ft]
- Variometro: misura e indica la velocità verticale dell'aeromobile, cioè la velocità di salita e di discesa. L'indicazione può essere espressa in $\left[\frac{m}{s}\right]$ o in $\left[\frac{ft}{min}\right]$.
- Anemometro: misura la velocità dell'aria incidente sull'aeromobile, coincidente con la velocità di volo. La misura è effettuata tramite la differenza tra la pressione dinamica (tubo di Pitot dinamico) e la pressione statica (tubo di Pitot statico), ed indicata successivamente tramite il quadrante analogico o digitale;
- Navigatore *GPS*: grazie alla elaborazione di dati ricevuti da un'apposita rete di satelliti indica la propria posizione ed altri dati utili alla navigazione come quota, velocità e direzione. Riferendo queste informazioni a punti prefissati è possibile quindi verificare la propria rotta reale rispetto a quella stabilita e calcolare i tempi di percorrenza e l'orario di arrivo a destinazione. È molto utile in tutte le situazioni in cui il pilota ha assoluto bisogno di sapere con sicurezza dove si trova, a quale quota si trova e a quale velocità sta volando
- Radio ricetrasmittente in banda *VHF (Very High Frequency)* con spaziatura 8.33 [kHz]: mantiene il contatto con gli enti preposti alla gestione del traffico aereo e con gli altri aeromobili;
- Trasponder operante in codice A C/S
- *ELT (Emergency Locator Transmitter)*: strumento capace di inviare un impulso remoto al sistema *SAR (Search And Rescue)* in caso di urto violento per un incidente mortale o manualmente in caso di assistenza d'emergenza in volo tramite il sistema satellitare *COSPAS/SARSAT*;

- **Strumenti motore**

- Contagiri motore: indica la pulsazione di rotazione del motore, espressa in [rpm].
- Livello serbatoi carburante
- Pressione aspirazione carburante
- Temperatura acqua del sistema di raffreddamento a liquido
- Conta ore motore: che conta il tempo in cui acceso il motore, utile al conteggio delle ore ai fini del rispetto delle manutenzioni calendariali indicate dal costruttore del motore.
- Amperometro o voltmetro generatore
- Temperatura gas di scarico (*EGT – Exhaust Gas Temperature*)

Oltre agli strumenti di volo e del motore, sono presenti altri comandi utili al pilota, come ad esempio la manetta del motore, che controlla l'apertura delle valvole dei carburatori o del sistema di iniezione del

carburante, regolando perciò il flusso di miscela aria-benzina in entrata alla camera di scoppio dei cilindri del motore. Essa costituisce perciò l'equivalente del pedale dell'acceleratore per una automobile. All'interno di un aeromobile sono presenti anche tutti gli interruttori meccanici (switch) che comandano l'accensione o spegnimento delle luci stroboscopiche utili all'avvistamento da altri velivoli circostanti durante la navigazione aerea, i flap e le pompe elettriche o meccaniche della benzina.



Figura 3-32(a) Pannello strumenti prevalentemente analogico; (b) Pannello strumenti completamente digitale.

La parte posteriore della cabina, dedicata ai bagagli, è affiancata in alcuni casi da un sistema di sicurezza per le situazioni d'emergenza chiamato *paracadute balistico*: consiste in un deceleratore aerodinamico, espulso da un motore ad aria compressa o a razzo attivato tramite una carica esplosiva, che diminuisce il rateo di discesa di un aeromobile in avaria per problemi al sistema propulsivo o per inefficacia dei comandi di volo.

Il sistema è installato alle spalle degli occupanti, ed azionato manualmente solo nei casi prestabiliti dal costruttore: ad esempio, nel caso del sistema BRS installato in molti Zenith, la quota minima di volo per cui è possibile azionare il sistema è 80 [m], per poter dispiegare completamente il paracadute. Nella figura sottostante è presente una figura schematica che mostra la posizione del sistema e la leva manuale per azionarlo [36, p. 1]:

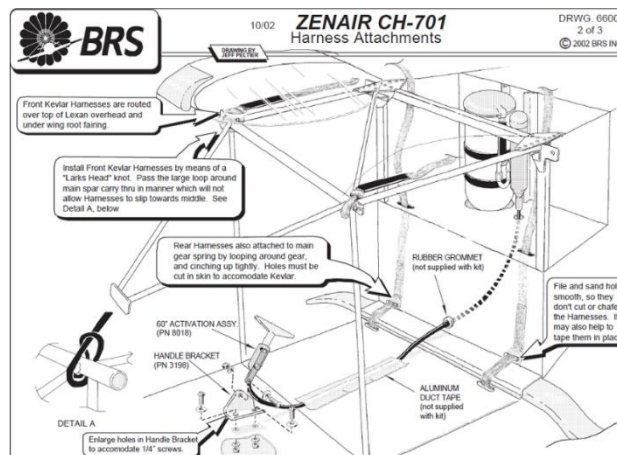


Figura 3-33 Schema dell'impianto BRS.

3.5.3 Il carrello

Per ottimizzare le prestazioni di decollo corto, l'elevato angolo d'attacco dell'ala deve essere raggiunto già a terra o d'ogni modo molto vicino al suolo, pertanto anche la configurazione generale dell'aereo deve permettere questi elevati angoli d'attacco [24, pp. 5-6, 37]. Questo lo si può ottenere tenendo il

muso alto se si utilizza un carrello principale con gambe molto lunghe in una configurazione a biciclo, oppure alzando la parte posteriore della fusoliera, in una configurazione a triciclo.

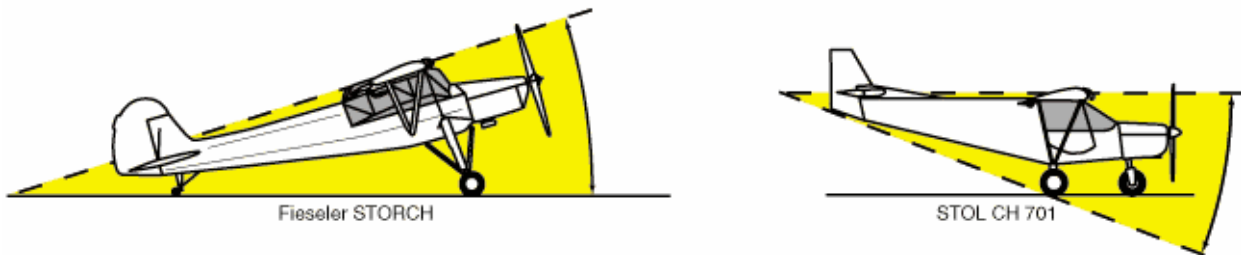


Figura 3-34 Visibilità offerta da configurazione biciclo (a) e triciclo (b).

Dal punto di vista strutturale, le operazioni "fuori-campo" impongono che un velivolo STOL debba avere un carrello robusto e non troppo rigido, attenuando perciò anche impatti violenti tra carrello e terreno. I carrelli sembrano costituire un vero "tallone d'Achille" per molti modelli di aeroplano leggero, fatto che ne consiglia l'utilizzo solo da piste preparate, nonostante la loro capacità propulsive e di leggerezza di decollare ed atterrare in spazi brevi. Per questo motivo, oltre allo smorzamento effettuato dalle gambe del carrello, i costruttori montano delle ruote con gomme gonfiate a bassa pressione, chiamate commercialmente gomme tundra, vendute in dimensione diversa a seconda del modello.

Nella configurazione a biciclo, a terra tutta la cabina risulta molto inclinata all'indietro e le lunghe gambe del carrello stanno a significare quanto la struttura possa risultare debole o pesante. La cabina inclinata ed il carrello alto rendono difficile l'accesso alla cabina, specialmente per i passeggeri o per il carico di materiali e possono limitare severamente a terra la visibilità del pilota verso l'avanti, sia nel decollo che nell'atterraggio. Il motivo per cui la maggior parte degli STOL in commercio hanno una configurazione convenzionale, cioè con carrello biciclo e ruotino di coda sotto le superfici posteriori, è che aumentano il franco da terra dell'elica per evitare danneggiamenti, come osservabile nella Figura 3-35 (a).

Il rovescio della medaglia è che, nel momento dell'atterraggio, la continua correzione da parte del pilota dell'asse di yaw tramite la pedaliera può portare il ruotino di coda a toccare terra in posizione inclinata rispetto all'asse della pista. Questa anomalia può, nei casi più estremi, indurre la rotazione completa dell'aeromobile, provocando anche in alcuni casi il suo cappottamento. Questo fenomeno viene chiamato *ground loop*.

Un altro problema caratterizzante questa tipologia di carrelli è l'azionamento dei freni in atterraggio: questa è sempre un'azione molto delicata, perché il loro azionamento esplica un momento picchiante che, nel caso estremo di un carrello biciclo, un azionamento troppo energetico può portare al suo cappottamento in avanti.

In una configurazione a carrello triciclo, l'ala si trova ad un angolo d'attacco neutro mentre l'aereo si trova a terra, contrariamente ad un biciclo che invece a terra si trova al maggior angolo d'incidenza [24].



Figura 3-35(a) Carrello biciclo di un Just Aircraft SuperSTOL; (b) Carrello triciclo di un ICP Bingo.

I velivoli biciclo sono pertanto molto più suscettibili al vento durante il rullaggio, od anche quando sono parcheggiati all'esterno, luogo dove l'aereo passa la maggior parte della sua vita, se non viene hangarato.

Il sistema triciclo, anche se più pesante rispetto alla configurazione STOL biciclo, garantisce delle eccellenti prestazioni "fuori campo", quando combinato con pneumatici di larga sezione, ed inoltre è molto durevole, semplice e non necessita di eccessiva manutenzione (a meno di un uso scorretto).

L'assetto molto cabrato richiesto nelle situazioni più estremi abbassa di una quantità non trascurabile la coda (tail) dell'aeromobile, potendo toccare terra in casi veramente estremi. Alcuni modelli di STOL montano un ruotino, di solito costruita in plastica e simile a quello utilizzato per carrelli biciclo. Il ruotino è montato direttamente ad una staffa fissata con la struttura della fusoliera; non sono presenti sistemi di ammortizzamento o sospensioni come i ruotini di coda degli aeromobili biciclo, come confrontabile nelle due figure sottostanti:

La presenza del ruotino permette alla coda di "strisciare" sulla superficie, non consentendole di essere bloccata dalla terra sottostante in caso di superficie erbosa o grattata in caso di asfalto.

Questi due fatti possono infatti peggiorare in maniera seria il controllo del mezzo in decollo, o rallentarlo, allungando la corsa di decollo o facendolo stallare nel momento della rotazione per l'involo.

Nonostante i molti vantaggi di un carrello triciclo, molti vecchi modelli, come anche molti moderni velivoli STOL, utilizzano una configurazione a biciclo. Le ragioni di questo sono che un tempo non esisteva la tecnologia e l'esperienza per costruire un carrello anteriore leggero e robusto.

L'esperienza ha mostrato che questo tipo di carrello ben si adatta alle operazioni da campi in erba, anche per i piloti meno esperti. Il lavoro del carrello anteriore viene minimizzato, alleggerendo il carico con opportune azioni sull'elevatore, che sono particolarmente efficaci sui modelli STOL.



Figura 3-36 (a) Ruotino anticontatto per aeromobile triciclo STOL; (b) Ruotino di coda per aeromobile biciclo STOL.

La maggioranza dei piloti si trova oggi a maggior agio (e sicurezza) con una configurazione a triciclo, in quanto è molto stabile al suolo, dove invece un biciclo non lo è, necessitando continue correzioni nel controllo, specialmente con il vento al traverso, con la possibilità che si verifichi il fenomeno citato precedentemente del *ground loop*.

Le ruote principali sono inoltre munite di freni a disco idraulici separati, azionati a pedale o tramite comando manuale, che garantiscono una eccezionale manovrabilità a terra.

Per quanto concerne lo Zenith CH 701 STOL, il sistema di carrello utilizzato è il triciclo, ed è caratterizzato dalla capacità di assorbire gli urti e le sollecitazioni possibili in operazioni di volo su campi non preparati.

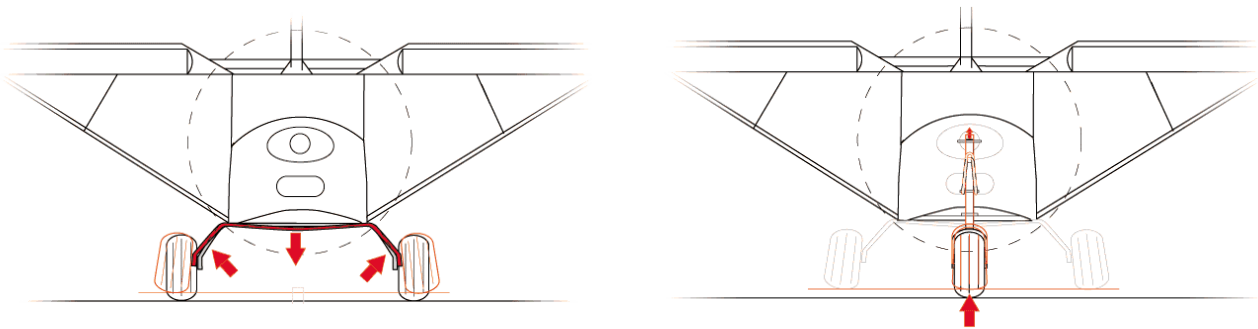


Figura 3-37 Sollecitazioni subite da carrello triciclo.

Lo Zenith adotta quest'aspetto progettuale montando il ruotino principale davanti tra la paratia parafiamma della cabina e il motore [38, pp. 53-55], comandato dalla pedaliera per il timone, offrendo tutti i vantaggi indotti dall'uso di questa configurazione (in primis maggior controllo e visibilità). Il sistema di smorzamento degli urti invece consiste in un unico elastico robusto, utilizzato come ammortizzatore.

Il carrello principale è una balestra a doppio sbalzo in un pezzo unico, costruita in alluminio AA 7075 T6.

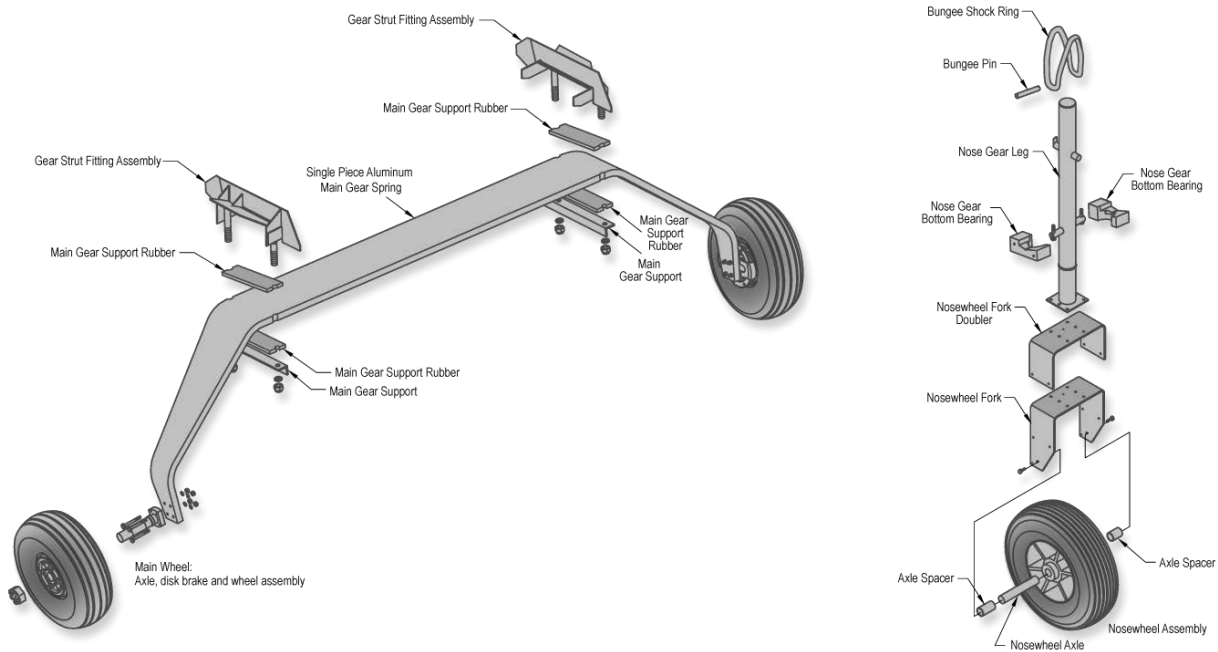


Figura 3-38 Esploso del sistema di atterraggio per un tipico ultraleggero STOL.

3.5.4 Il telaio per il supporto del motore (castello motore)

L'intero blocco motore, compreso il sistema di raffreddamento e di riduzione dell'accoppiamento con l'elica, è fissato tramite una struttura saldata in acciaio alla paratia parafiamma della fusoliera, che protegge l'equipaggio da eventuali incendi del motore dovuti a malfunzionamento o incidente grave.

La struttura appena descritta viene comunemente chiamata castello motore, ed assume svariate forme, a seconda dell'anno di produzione, del tipo di motore installato e dal kit acquistato. In comune queste strutture reticolari sono composte da elementi barra in acciaio cromo-molibdeno 4130 di sezione circolare piena saldate tra loro tramite tecnica TIG o MIG.

Il motore poi in alcuni casi è fissato anche a due piastre sotto la coppa dell'olio tramite quattro viti passanti. Nei punti d'ancoraggio del motore sono anche inseriti dei cuscinetti in gomma chiamati silent block, che massimizzano l'isolamento meccanico delle pulsazioni del motore alla cabina, per aumentare il comfort in cabina e minimizzare le sollecitazioni sopportate dagli altri settori del velivolo come le semiali e la fusoliera. La progettazione di questo elemento è poco vincolata, per cui molto spesso gli autocostruttori adottano soluzioni molto diverse.

La maggior parte dei velivoli Zenith è equipaggiata con un motore Rotax 912 UL 80 [Hp] o 912 ULS da 100 [Hp], la quale fornisce in alternativa una struttura denominata "suspension frame" che fissa il motore tramite quattro viti M10 imbullonate poste nella parte posteriore del motore, diminuendo il peso complessivo del castello. La struttura poi è fissata tramite delle barre cilindriche saldate in acciaio cromo molibdeno 4130 che a loro volta sono saldate su delle piastre fissate alla paratia parafiamma (firewall forward) [25]. Quest'ultima è essenzialmente una lastra d'acciaio opportunamente sagomata alla forma della cabina, utile al contenimento delle fiamme verso la cabina in caso di incendio.

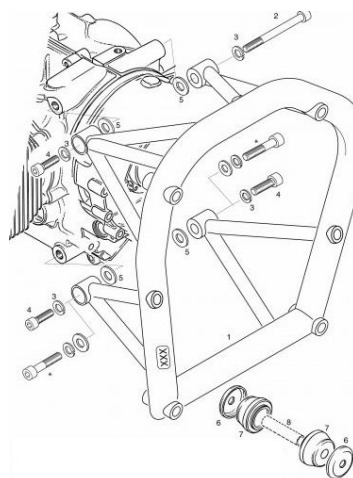


Figura 3-39 Castello motore per Rotax 912; (b) Suspension frame per Rotax 912.

3.5.5 Le superfici aerodinamiche

Le superfici portanti, come ampiamente descritto nei capitoli precedenti, assicurano la sustentazione e il controllo dell'aeromobile in volo.

Illustrando le superfici dello Zenith CH 701 STOL (dal punto di vista qualitativo sono analoghe a quelle di tutti gli altri modelli STOL in commercio), si mostrano le tre grandi sottostrutture riguardanti l'aerodinamica dell'aeromobile:

- Semiala

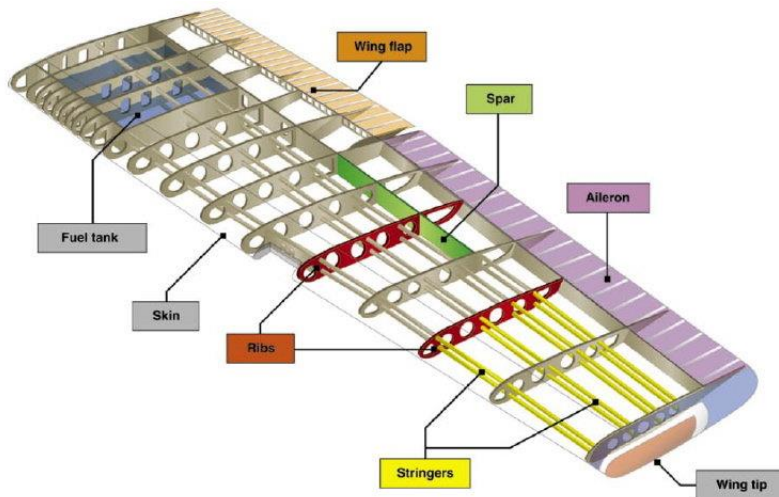


Figura 3-40 Componenti strutturali di un'ala.

- Impennaggio
 - Orizzontale
 - Verticale



Figura 3-41 Parti delle superfici di coda.

Indipendentemente dalle loro funzionalità, le superfici aerodinamiche hanno, dal punto di vista tecnologico e qualitativo, hanno una struttura identica, di tipo semi monoscocca come la fusoliera.

Con riferimento alla Figura 3-40, gli elementi strutturali interni sono la *centina* (*rib*), il *longherone* (*spar*) e il *correntino* (*stringer*), mentre l'unico elemento strutturale esterno è la *pelle o rivestimento* (*skin*), come presente nella grande maggioranza degli aeromobili metallici recenti [31, pp. 251-269].

Iniziando dalla semiala, essa è racchiusa con un rivestimento o pelle (*skin*) con le stesse caratteristiche geometriche di spessore e tecnologiche di quella utilizzata per la fusoliera.

Essa conferisce alla superficie aerodinamica la corretta forma per assolvere le sue funzioni di sustentazione e stabilità dell'aeromobile.

La pelle perciò trasmette le sollecitazioni di flessione e taglio alla struttura interna, formata da elementi longitudinali come i longheroni (spars) e correntini (stringers), ed elementi trasversali come le centine. La pelle, per mantenere complessivamente la forma richiesta per le prestazioni aerodinamiche, viene fissata tramite rivetti sia alle centine che ai longheroni.

Tali rivestimenti assunsero anche un ruolo strutturale, divenendo *rivestimenti lavoranti*; le centine assunsero allora l'ulteriore funzione di trasmettere al rivestimento gli sforzi strutturali dovuti a carichi "concentrati" come motori, armi o serbatoi ausiliari vincolati alle ali o appesi sotto di esse.

Nel caso degli STOL, non sono presenti carichi concentrati come quelli sopra citati, dato che il motore è ubicato all'interno della fusoliera e non sono presenti armi.



Figura 3-42 Centine fissate a longherone anteriore su una semiala di uno Zenith CH 701 STOL.

Passando alla struttura interna troviamo la *centina*, che rappresenta un componente strutturale trasversale all'apertura alare presente in serie, posto a distanze intervallate l'una dall'altra.

Nel complesso, le centine sono tenute in posizione dagli elementi longitudinali paralleli all'apertura, i longheroni, tramite l'applicazione di rivetti ad intervallo regolare.

Le centine svolgono la funzione di garantire che l'ala (o l'impennaggio) conservi il profilo voluto e quella di permettere che le sollecitazioni a cui il rivestimento stesso è soggetto vengano distribuite ai longheroni.

Nel caso dello Zenith, ogni centina è suddivisa in una centina posteriore (rear rib) che conferisce la curvatura del profilo della semiala e una centina a forma di naso (nose rib) che conferisce la curvatura del leading edge dell'ala vengono fissate davanti e dietro. Questi due elementi vengono fissate al longherone tramite rivetti a testa svasata.

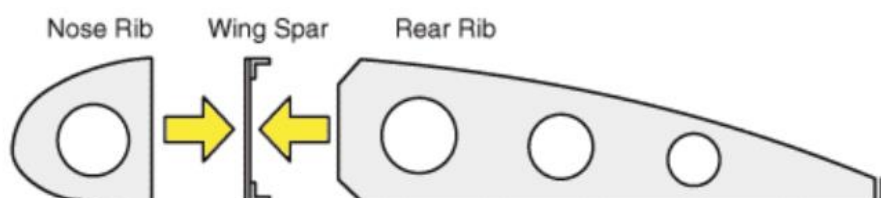


Figura 3-43 Fissaggio di una centina su un longherone.

Prima che, nel periodo tra la prima e la seconda guerra mondiale, si affermasse l'impiego di strutture interamente metalliche per la costruzione degli aeroplani, un'ala era tipicamente basata su longheroni in legno e su centine (a loro volta in legno) ricoperte da un rivestimento di tela verniciata; in questo caso il rivestimento aveva una funzione puramente aerodinamica; le centine potevano avere una struttura reticolare a traliccio o potevano essere costituite da fogli di compensato irrigiditi da listelli lignei. Quando si diffuse l'uso di longheroni, anche gli aeromobili STOL adottarono centine e rivestimenti in metallo, con fori praticati lungo la centina a distanza regolare per alleggerire ed irrigidire l'elemento strutturale, come visibile nella Figura 3-42.

Le centine inoltre consentono di dividere la superficie di rivestimento in diverse sezioni di dimensioni contenute, con vantaggi in termini di rigidità della struttura. Le centine metalliche sono normalmente ottenute per fresatura o per stampaggio di lamiera, oppure hanno a loro volta una struttura a traliccio.

Un longherone è un componente della struttura dell'ala o dell'impennaggio di un aeromobile; costituito sostanzialmente da una trave disposta parallelamente all'apertura, svolge come funzione principale quella di assorbire i carichi flettenti e taglianti che agiscono sull'ala stessa. Il longherone (o i longheroni, a seconda del modello di aeromobile considerato) è posto perpendicolarmente alle centine, vincolate tramite rivetti ad intervalli regolari.

Sugli aeroplani delle prime generazioni (a bordo dei quali, peraltro, parte delle sollecitazioni agenti sulle ali erano assorbite da cavi di rinforzo in acciaio o da controventature rigide esterne, come nel caso dei biplani o triplani) i longheroni erano normalmente costruiti in legno: o come semplici travi, eventualmente alleggerite, o come strutture più elaborate (e, a parità di peso, più robuste) con sezione "a C", "a doppia T" o "a cassone"; i carichi flettenti e taglianti erano così ripartiti tra le staffe di rinforzo e le anime dei longheroni.

Con l'aumentare delle prestazioni dei velivoli e con l'affermarsi in campo aeronautico delle strutture metalliche cominciarono a diffondersi longheroni, a loro volta metallici, con strutture a traliccio (in grado di sopportare anche i carichi torcenti) o basate su profilati chiodati. Costruzioni più articolate, composte da tralicci, staffe e montanti, furono impiegate sempre più spesso con l'ulteriore incremento dei carichi alari, mentre i longheroni tubolari non furono mai molto diffusi a causa del loro rapporto rigidità/peso relativamente svantaggioso.

Più tardi andò diffondendosi anche l'impiego di strutture alari "a cassone", in cui i longheroni sono ridotti ad anime verticali che collegano il ventre e il dorso dell'ala, entrambi costruiti con un materiale (metallico) in grado di assorbire direttamente gran parte delle sollecitazioni. La rigidità della struttura, in questo caso, è garantita dai correntini e dalle centine che sono disposti rispettivamente parallelamente e perpendicolarmente ai longheroni.

Le ali a cassone, composte di fatto da una serie di celle comprese tra longheroni e centine contigue (le quali celle ben si prestano a essere isolate e impiegate come serbatoi di carburante) resistono bene ai cedimenti di singoli loro elementi.

Come precedentemente descritto nel paragrafo dedicato alla fusoliera, le strutture aeronautiche per l'aviazione generale in alcuni casi richiedono l'utilizzo del *correntino* (*stringer*), che consiste in un irrigidimento che contribuisce a rinforzare il rivestimento lavorante in strutture dell'aeromobile, anche nel caso delle ali.

Nella maggior parte dei casi, i correntini consistono in profilati metallici in leghe aeronautiche rivettati ad intervallo costante al rivestimento lavorante.

Nelle ali, se presenti, trasferiscono i carichi di flessione alle centine che, a loro volta, li distribuiscono sui longheroni principali, mentre il rivestimento lavorante sopporta le sollecitazioni torsionali.

I correntini si differenziano dai longheroni (anch'essi hanno il compito di sopportare i carichi di flessione) per il loro maggior numero e minori sezioni a parità di carichi.

La parte fissa dell'impennaggio orizzontale, lo stabilizzatore, è costituito da due longheroni, con quello anteriore di metà lunghezza rispetto a quello posteriore e posto centralmente. Questo longherone più piccolo ha il compito di irrigidire quella zona locale di struttura, che collega la parte posteriore della fusoliera con l'intero impennaggio orizzontale. In questo caso i longheroni non sono alleggeriti tramite fori circolari, mentre solo le centine centrali sono irrigidite tramite fori, come visibile nella figura sottostante:

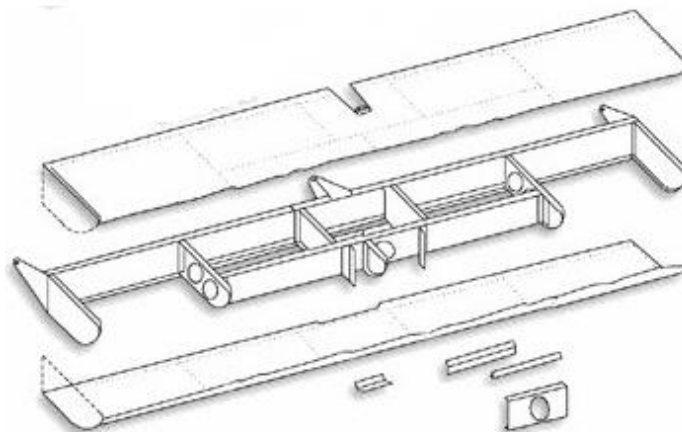


Figura 3-46 Esploso schematico dei componenti dello stabilizzatore.

Per quanto concerne l'impennaggio verticale, la parte mobile (timone) è costituita da un unico longherone, con 5 centine rivettate su di esso. La struttura interna viene poi ricoperta tramite un rivestimento sottile rivettato, analogamente alle strutture descritte in precedenza e come osservabile nelle figure sottostanti.

La parte fissa invece è costituita dalla pelle di rivestimento, rivettata alla parte anteriore delle centine utilizzate per la parte mobile (nose rib).

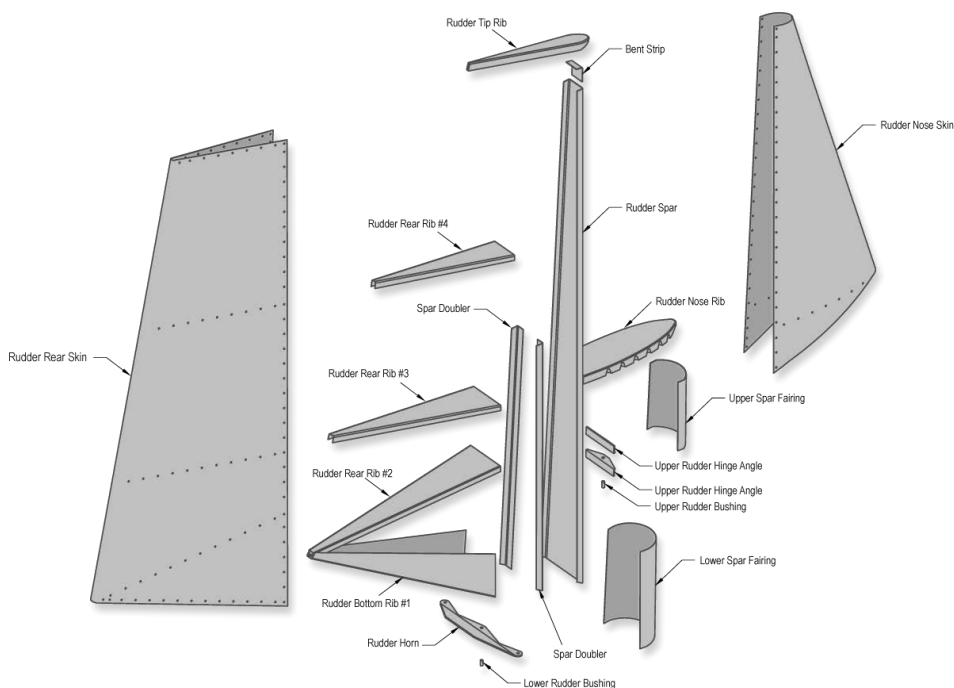


Figura 3-47 Esploso dell'impennaggio verticale dello Zenith CH 701 STOL.

3.6 Optional presenti sugli STOL

Nel capitolo 1 e 2 sono stati elencate le diverse tipologie di superficie operabili dagli STOL. La loro versatilità d'impiego permette di volare con un unico aeroplano in ambienti molto diversi tra loro per quanto riguarda le condizioni ambientali, meteorologiche e i requisiti strutturali.

Le case costruttrici, oltre al kit della struttura con il motore, l'elica e gli strumenti, offrono la possibilità di acquistare diversi optional, a seconda dell'uso fatto dal cliente finale.

3.6.1 I galleggianti per superfici acquee

L'opzione dei galleggianti fissi permette il decollo e l'atterraggio su superfici acquee. Se richiesto dal cliente finale, i galleggianti dispongono di due piccole ruote, che permette la partenza e l'approdo anche su superfici terrene, oltre a quelle acquee, rendendolo un aeromobile STOL anfibio. Indipendentemente dalla presenza o meno delle ruote, per poter operare sull'acqua si utilizzano due galleggianti costruiti in vetroresina, che sostituiscono le ruote del carrello, e irrobustendo la struttura tramite due barre collegate con la fusoliera, come visibile in foto.

Nel caso dello Zenith, come per tutti gli altri STOL, avendo dei galleggianti molto lunghi hanno bisogno di un accurato ricalcolo del centraggio in presenza degli scafi, calibrato tramite l'utilizzo di piccole zavorre poste all'interno degli scafi stessi.



Figura 3-48 Zenith CH 701 STOL equipaggiato con galleggianti.

3.6.2 Gli sci per superfici innevate

L'opzione dell'applicazione degli sci è adatta per quei velivoli che operano su aviosuperfici o su piste non preparate con fondo nevoso che, se morbido, rende le operazioni di volo e rullaggio quasi impossibili per un velivolo non dotato di sci per il carrello.

Gli sci vengono montati senza rimuovere le ruote, montandoli tramite un perno passante per i fori che fissano le ruote al carrello. Per irrigidire gli sci, a volte vengono inseriti dei cavi d'acciaio che collegano le appendici degli sci con le gambe del carrello e del ruotino principale, come visibile nella figura di seguito:



Figura 3-49 Zenith CH 701 STOL equipaggiato con sci.

3.6.3 Le ali pieghevoli

L'opzione delle ali pieghevoli permette di ripiegare le due semiali in posizione parallela alla fusoliera, nella parte posteriore del velivolo.

Nel caso in cui il proprietario del velivolo sia un privato, egli può portarlo a casa tramite un rimorchio stradale, senza doverlo per forza tenere su un hangar affittato, aumentando i costi di gestione fissi. Nel caso in cui il proprietario sia un aeroclub, il velivolo in configurazione ripiegata fa risparmiare spazio nell'hangar dell'aviosuperficie.

Per quanto riguarda lo Zenith, è necessario rimuovere i quattro bulloni che fissano le semiali alla fusoliera. Dopo che sono stati tolti, la semiala viene ruotata di 90 gradi e messa in posizione verticale e legata con l'altra semiala tramite delle barre in acciaio imbullonate con le semiali tramite gli stessi bulloni tolti precedentemente. Lo svantaggio di questa modalità di ripiegaggio è che è necessario avere i serbatoi del carburante completamente vuoti, per evitare fuoriuscite di benzina.



Figura 3-50 Zenith CH 701 STOL pronto per il rimessaggio.

4 Le certificazioni aeronautiche

Abstract

In questo capitolo si descrive in maniera completa il settore delle certificazioni aeronautiche nel ramo civile. La base legislativa delle certificazioni è stata creata dall'ICAO (*International Civil Aviation Organization*) tramite il DOC 9760 (*Airworthiness Manual*), che detta le linee guida generali per la regolamentazione delle certificazioni internazionali.

Gli enti principali competenti in questo settore hanno giurisdizione a livello continentale, e sono diversi, ma su tutti i più importanti sono quello europeo (EASA – *Europe Aviation Safety Agency*) e americano (FAA – *Federal Aviation Administration*).

Indipendentemente dall'ente considerato, un aeromobile (o più in generale un *prodotto aeronautico*) è autorizzato a volare dopo aver ricevuto due documenti fondamentali: il *Certificato di Omologazione* e il *Certificato di Aeronavigabilità*. Il primo certifica il design e il progetto di produzione dell'aeromobile, mentre il secondo attesta il rispetto dei requisiti dell'esemplare singolo a seconda della categoria di appartenenza.

Alcuni aeromobili, essendo progettati e costruiti per scopi ricreativi o sportivi, per poter diminuire i costi d'acquisto e manutenzione, vengono immatricolati e certificati tramite delle normative nazionali più semplici, come ad esempio il decreto italiano DPR 133/2010 o la norma tedesca LTF-UL.

Questi mezzi vengono comunemente chiamati *ultraleggeri*, anche se questa definizione nel Mondo non è univoca dal punto di vista generale (limiti di peso, potenza ecc...).

Tra le certificazioni esposte in questo capitolo sono presenti le norme adatte allo Zenith CH 701 STOL per la verifica ed ottimizzazione strutturale rispettivamente del capitolo 5 e 6 di questo elaborato.

4.1 Introduzione alle certificazioni

4.1.1 Il concetto di sicurezza in aeronautica

La trattazione dell'argomento delle certificazioni parte dalla definizione fondamentale della parola *sicurezza*, che descrive la capacità di un corpo in generale di mantenere le proprie caratteristiche anche dopo aver subito degli eventi accidentali, applicati in questo caso all'attività del volo atmosferico [39, pp. 1-4].

Le componenti presenti all'interno della parola *sicurezza* sono essenzialmente tre, e vengono raggruppate di solito nell'acronimo *FSF* (*Flight Safety Factors*) e sono:

- La *persona*, intesa in questo caso come figura attiva per il controllo delle operazioni di volo. La persona è intesa come il singolo pilota di un aeromobile da turismo monomotore o come l'equipaggio di volo di un aeromobile commerciale di linea a lungo raggio;
- L'*ambiente*, inteso come l'insieme dei fattori esterni che possono influenzare il volo di un aeromobile sotto diversi aspetti, come ad esempio la sua traiettoria (e.g. raffiche di vento) o l'efficienza di un sistema di bordo (e.g. interferenze radio in zone circondate da rilievi montuosi che bloccano le comunicazioni). Questa voce perciò include molti aspetti, come le condizioni meteorologiche, le comunicazioni e il traffico aereo e a terra negli aeroporti;
- La *macchina*, definita come il mezzo utilizzato dalla persona per poter volare. Il suo progetto, la sua costruzione e la sua manutenzione sono regolamentati dalle autorità nazionali o internazionali competenti che verificano il rispetto dei requisiti di sicurezza imposti dalla legge.

Richiamando il concetto di *impedenza* della teoria dei sistemi, si può affermare che questi fattori sono dei *bipoli* e sono tra loro *in serie*, cioè hanno tra loro un polo in comune. Questo fatto può essere osservato tramite la figura sottostante che indica una catena formata da più magli rappresentanti i fattori.

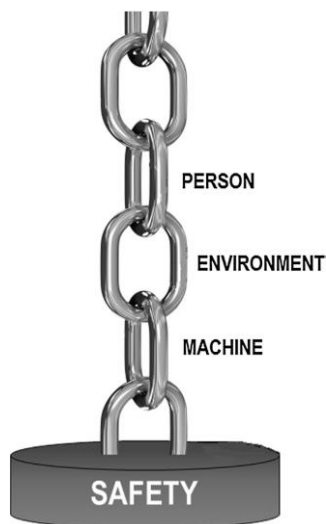


Figura 4-1 Fattori determinanti il mantenimento della sicurezza.

Questi magli devono sostenere il peso, rappresentante la sicurezza. Il cedimento di uno dei fattori di sicurezza compromette il sostenimento del peso (come il caso elettrotecnico della corrente circolante in una serie di resistenza), pregiudicando perciò il mantenimento della sicurezza dell'aeromobile.

La condizione di volo effettuato in sicurezza all'interno dei limiti dei progettuali viene definito nel settore aeronautico come *aeronavigabilità (airworthiness)*.

Questa condizione, essendo dipendente da tra fattori diversi, è composta da obiettivi diversi. Escludendo le condizioni meteorologiche, che sono evidentemente indipendenti da azioni istantanee del pilota ma da azioni secolari dell'intera civiltà umana, si può sottolineare che i fattori della persona e dell'ambiente sono soddisfatti e mantengono i requisiti di sicurezza rispettivamente grazie all'addestramento obbligatorio delle scuole di volo certificate e dagli enti nazionali ed internazionali per la gestione del traffico aereo e a terra degli aeroporti.

Per quanto riguarda la macchina, l'aeronavigabilità è concessa dalle autorità internazionali solo dopo aver superato e rispettato i test e i requisiti imposti dalla normativa competente.

Nella certificazione perciò sono presenti tre concetti chiave [39, p. 5]:

- *Condizioni di sicurezza*: libertà da quelle condizioni che possono causare la morte, la ferita o la malattia di una persona, o il danneggiamento del prodotto aeronautico e/o dell'ambiente circostante ad esso;
- *Possesso dei requisiti necessari* significa che l'aeromobile, o una sua parte, devono essere progettati e costruiti in accordo a metodi collaudati, e successivamente volati in condizioni sicure, come spiegato sopra. I requisiti dipendono dallo Stato di registrazione dell'aeromobile. Questi requisiti sono fissati tramite degli standard minimi mondiali d'aeronavigabilità, specificando ad esempio limiti come la resistenza strutturale dell'aeromobile o di volo per l'ottenimento di certe performance.
- *Valori limite*: come discusso nel capitolo 2, gli aeromobili sono progettati tramite il tracciamento del *diagramma d'involuppo*, che dipende dal range di velocità e dai fattori di carico richiesti per un certo aeromobile. In alcuni casi, oltre ai valori limite strutturali e propulsivi, è possibile indicare il peso massimo al decollo consentito per determinate operazioni di volo. Esempi come le manovre di volo acrobatico, decollo con peso maggiore rispetto al consentito o volo in condizioni di zero termico fanno capire quanto importanti siano i valori limiti per un

aeromobile, e per questo devono essere rispettati senza tolleranza. Quest'aspetto viene insegnato ai nuovi piloti tramite l'assunzione di un determinato range di velocità e di centraggio dell'aeromobile consentiti, come è stato spiegato nel Capitolo 2.

Prima di procedere con la spiegazione in modo dettagliato, è necessario introdurre l'autorità più importante a livello mondiale che gestisce l'aviazione civile in tutti i suoi aspetti.

L'ICAO (*International Civil Aviation Organization*) [40] è un'agenzia autonoma dell'ONU (*Organizzazione Nazioni Unite*), incaricata di sviluppare i principi e le tecniche della navigazione aerea internazionale, delle rotte e degli aeroporti e promuovere la progettazione e lo sviluppo del trasporto aereo internazionale rendendolo più sicuro e ordinato.



Figura 4-2 (a) Logo dell'ICAO; (b) Sede dell'ICAO a Montreal (Canada).

Il Consiglio della ICAO adotta degli standard e delle raccomandazioni riguardanti la navigazione aerea e l'aviazione civile. Inoltre, l'ICAO definisce i protocolli per le indagini sugli incidenti aerei seguiti dalle autorità per la sicurezza del trasporto dei paesi firmatari della convenzione sull'aviazione civile internazionale, più nota come convenzione di Chicago.

Questa conferenza, tenutasi tra l'1 e il 7 novembre 1944, con la partecipazione degli allora Stati membri, emanò una serie di regole, chiamati *SARPS* (*Standards and Recommended Practices*), o più comunemente *Annex* (*Annessi*):

- Annesso 1: Licenze del personale: fornisce le linee guida e i requisiti psico-fisici e medici per il conseguimento delle licenze del personale di volo, come i piloti, i controllori del traffico aereo e il personale specializzato alle manutenzioni dell'aeromobile
- Annesso 2: Regole dell'aria: indica le regole per il volo a vista (*VFR – Visual Flight Rules*) e strumentale (*IFR – Instrumental Flight Rules*)
- Annesso 3: Meteorologia: fornisce i servizi di informazioni meteorologiche per gli aeromobili in vol, ottenute da strumenti di misura a Terra e in volo
- Annesso 4: Carte di navigazione: contiene gli standard tecnici per il tracciamento delle carte aeronautiche
- Annesso 5: Unità di misura: elenca le unità di misura da utilizzare nei documenti tecnici e nelle operazioni di volo durante le comunicazioni terra-bordo-terra
- Annesso 6: Operazioni degli aeromobili
- Annesso 7: Marche di nazionalità e di immatricolazione degli aeromobili
- **Annesso 8: Aeronavigabilità degli aeromobili**
- Annesso 9: Strutture aeroportuali
- Annesso 10: Telecomunicazioni aeronautiche
- Annesso 11: Servizi del traffico aereo
- Annesso 12: Ricerca e soccorso

- Annesso 13: Inchieste sugli incidenti aeronautici
- Annesso 14: Aerodromi
- Annesso 15: Servizio di informazioni aeronautiche
- Annesso 16: Protezione ambientale
- Annesso 17: Misure di sicurezza contro gli atti di interferenza illecita
- Annesso 18: Misure di sicurezza per il trasporto aereo di merci pericolose
- Annesso 19: Gestione della sicurezza (Safety Management)

Gli annessi contengono sia regole la cui adempimento è obbligatoria per gli Stati aderenti (*Standard Practices*), sia raccomandazioni (*Recommended Practices*) la cui applicazione è auspicata ai fini della standardizzazione mondiale [41]. Spesso le Recommended, con il passare del tempo, vengono elevate a Standards, per innalzare il livello di sicurezza richiesto in fase di sviluppo di nuovi aeromobili.

Oltre agli annessi, l'ICAO produce i cosiddetti *DOCS*, che rappresentano i decreti attuativi degli annessi, i cui contenuti sono volontariamente generici e ampi, per dar la possibilità agli Stati membri di modificare i decreti attuativi in maniera consona con le esigenze strutturali ed operative dello Stato preso in esame.

Alcuni dei DOCS più importanti per piloti e controllori del traffico aereo sono:

- DOC 7910: Indicatori di località
- DOC 9432: Fraseologia aeronautica radiotelefonica
- DOC 8585: Designatori compagnie aeree
- DOC 4444: Gestione del traffico aereo
- DOC 8643: Designatori tipi di aeromobili
- DOC 8973: Contiene procedure dettagliate e linee guida che si pongono come punto di riferimento facoltativo per gli Stati membri nell'azione di adozione e aggiornamento dei rispettivi programmi nazionali di sicurezza.

La differenza che intercorre tra gli Annessi e i DOCS è assimilabile a quella esistente in Italia tra la Costituzione della Repubblica e il Codice Civile: la Costituzione per esempio sancisce il diritto alla libera associazione, mentre il Codice Civile la regola nello specifico.

4.2 L'annesso 8: Aeronavigabilità degli aeromobili

Quest'annesso è il documento base del settore delle certificazioni aeronautiche a livello mondiale [40]. In accordo all'articolo 33 della Conferenza di Chicago, quest'annesso infatti contiene gli standard minimi di aeronavigabilità per lo sviluppo di un *prodotto aeronautico*, inteso come un intero aeromobile, un motore o un'elica. Qualsiasi strumento, equipaggiamento, meccanismo, parte, apparato, annesso o accessorio, impiegato per il controllo di un aeromobile in volo ed ivi installato viene invece chiamato *parte o pertinenza*.

Questo Annesso perciò costituisce la base per l'istituzione e il rilascio dei certificati a livello mondiale, permettendo ad un aeromobile di volare ed atterrare nei paesi degli Stati membri. Ogni Stato poi è libero di sviluppare un proprio codice che regoli quest'attività, o accettare le normative di un altro stato o unione di stati membri, a patto che rispetti i requisiti dell'Annesso 8.

Gli Stati sono poi stati aiutati allo sviluppo di questi codici grazie ad un manuale, chiamato *Airworthiness Manual (DOC 9760)*, che descrive ed indica le linee guida per la scrittura di una normativa dedicata alla certificazione.

La struttura del manuale è composta da delle *Parti (Part)*, in cui vengono raggruppati diversi aspetti [40, pp. 7-25]:

- *Part 1*: Definizioni
- *Part 2*: Procedure per la certificazione e la continuità dell'aeronavigabilità
 - *Capitolo 1*: Certificato di omologazione (*TC - Type Certificate*)
 - *Capitolo 2*: Produzione
 - *Capitolo 3*: Certificato d'aeronavigabilità
 - *Capitolo 4*: Continua aeronavigabilità di un aeromobile
 - *Capitolo 5*: Safety Management
- *Part 3*: Large aeroplanes
 - *Part 3A*: aeromobili con *MTOM (Maximum Take Off Mass)* superiore a 5700 [kg] certificati tra il 13/06/1960 e il 02/03/2004;
 - *Part 3B*: aeromobili con *MTOM* superiore a 5700 [kg] certificati dopo il 02/03/2004
- *Part 4*: Elicotteri
 - *Part 4A*: elicotteri certificati tra il 22/03/1991 e il 13/12/2007
 - *Part 4B*: elicotteri certificati dopo il 13/12/2007
- *Part 5*: Small aeroplanes – Aeromobili con *MTOM* compreso tra 750 [kg] e 5700 [kg] certificati dopo il 13/12/2007
- *Part 6*: Motori
- *Part 7*: Eliche

Il *Certificato di omologazione (TC - Type Certificate)* è un documento rilasciato dall'autorità competente quando viene dimostrata la conformità della tipologia di progetto (*type design*) di un *prodotto aeronautico* ai requisiti di aeronavigabilità previsti dalla normativa vigente.

Questo certificato non costituisce l'autorizzazione al volo di un aeromobile, in quanto è approvato da un altro documento, chiamato di *Certificato d'Aeronavigabilità (C. of A. - Certificate of Aeronavigability)*. Questo certificato infatti attesta che l'esemplare del prodotto aeronautico considerato è conforme ai requisiti richiesti, a seconda della sua categoria d'appartenenza, fissata dalle normative dello Stato in cui l'aeromobile sarà registrato.

Dopo queste definizioni perciò è possibile affermare che il Certificato d'omologazione si rilascia ad un intero lotto di produzione, mentre il Certificato di aeronavigabilità si rilascia all'esemplare singolo. Nelle figure sottostanti è possibile osservare le differenze dei due esempi di Certificati: quello a sinistra rappresenta il Certificato di omologazione per il motore *Rotax 275* dell'azienda *BRP-Powertrain GmbH*, mentre quello a destra rappresenta il Certificato di aeronavigabilità per il *Piper PA-22-135* con marche di registrazione N2631A.

European Aviation Safety Agency

TYPE CERTIFICATE

EASA.E.210

This Type Certificate is issued by EASA, acting in accordance with Regulation (EC) No. 216/2008 on behalf of the European Community, its Member States and of the European third countries that participate in the activities of EASA under Article 69 of that Regulation and in accordance with Commission Regulation (EC) No. 748/2012 to

BRP-POWERTRAIN GmbH & Co. KG
 ROTAXSTRASSE 1
 4623 GUNSKIRCHEN
 AUSTRIA

and certifies that the product type design listed below complies with the applicable Type Certification Basis and environmental protection requirements when operated within the conditions and limitations specified on the associated:

Type Certificate Data Sheet number: EASA.E.201

Type Design - Model: Rotax 275 **Date of Issue:** 09 November 1998

UNITED STATES OF AMERICA
 DEPARTMENT OF TRANSPORTATION—FEDERAL AVIATION ADMINISTRATION

STANDARD AIRWORTHINESS CERTIFICATE

1 NATIONALITY AND REGISTRATION MARKS N2631A	2 MANUFACTURER AND MODEL PIPER PA-22-135	3 AIRCRAFT SERIAL NUMBER 22-903	4 CATEGORY NORMAL
5 AUTHORITY AND BASIS FOR ISSUANCE This airworthiness certificate is issued pursuant to the Federal Aviation Act of 1958 and certifies that, as of the date of issuance, the aircraft to which issued has been inspected and found to conform to the type certificate hereof, to be in condition for sale operation, and has been shown to meet the requirements of the applicable comprehensive and detailed airworthiness code as provided by Annex 6 to the Convention on International Civil Aviation, except as noted herein. Exceptions NONE			
6 TERMS AND CONDITIONS Unless sooner surrendered, suspended, revoked, or a termination date is otherwise established by the Administrator, this airworthiness certificate is effective as long as the maintenance, preventative maintenance, and alterations are performed in accordance with Parts 21.43, and 91 of the Federal Aviation Regulations, as appropriate, and the aircraft is registered in the United States.			
DATE OF ISSUANCE 08-10-95	FAA REPRESENTATIVE Marion W. Williams MARION W. WILLIAMS	DESIGNATION NUMBER SW-FSDO-OKC	
Any alteration, reproduction, or misuse of this certificate may be punishable by a fine not exceeding \$1,000, or imprisonment not exceeding 3 years, or both. THIS CERTIFICATE MUST BE DISPLAYED IN THE AIRCRAFT IN ACCORDANCE WITH APPLICABLE FEDERAL AVIATION REGULATIONS.			
FAA Form 8100-2 (8-82)			GPO 692-604

Figura 4-3 (a) Esempio di Certificato di omologazione; (b) Esempio di Certificato di Aeronavigabilità.

Dalle figure sopra è possibile notare anche che gli enti che rilasciano queste certificazioni sono diversi, e hanno competenze internazionali, continentali o nazionali, in accordo agli annessi rilasciati dall'ICAO. La gestione e il controllo delle certificazioni perciò non sono direttamente eseguite dall'ICAO, ma da enti continentali membri che, grazie al DOC 9760, hanno regolamentato questo settore dell'aeronautica. Gli enti continentali sono indicati nella mappa sottostante:



Figura 4-4 Mappa mondiale degli enti aeronautici internazionali membri dell'ICAO.

Come osservabile dalla Figura 4-4 sopra, a livello europeo la certificazione è affidata a EASA (European Aviation Safety Agency), mentre a livello americano la giurisdizione affidata a FAA (Federal Aviation Administration), e rappresentano i due enti aeronautici continentali principali a livello mondiale. Dato che la maggior parte degli aeromobili sono sviluppati e costruiti in queste due Unioni di Stati, le norme indicate nel prosieguo del capitolo faranno riferimento a questi due enti o ad agenzie satelliti a loro stesse. Sia l'EASA, che la FAA, stabiliscono le procedure e responsabilità per la progettazione, produzione, certificazione e manutenzione di qualsiasi aeromobile; gestiscono anche i rinnovi di aeronavigabilità e l'approvazione sulle regolarità degli aeroporti e degli spazi connessi, gestendone anche il traffico aereo e di terra tramite le regole universali fissate dall'ICAO.

Nel corso degli anni, in particolare nella seconda metà del Novecento, il trasporto aereo ha esteso i propri confini, fino a raggiungere quasi ogni zona della Terra. Questo trend ha indotto gli enti preposti alla gestione e controllo del trasporto aereo a stipulare degli accordi bilaterali (*Bilateral Agreements*) per la libera circolazione in territorio intercontinentale di un aeromobile certificato in un altro continente.

Nei prossimi paragrafi verranno descritti l'ente americano ed europeo dal punto di vista legislativo e organizzativo.

FAA – Federal Aviation Administration

La Federal Aviation Administration (FAA) è l'agenzia del *Dipartimento dei Trasporti* statunitense incaricata di regolare e sovrintendere a ogni aspetto riguardante l'aviazione civile. Creata nel 1958 come *FAA (Federal Aviation Agency)*, assume l'attuale nome nel 1967.

I rapporti d'inchiesta su incidenti aerei avvenuti in suolo statunitense vengono eseguiti dall'*NTSB (National Transportation Safety Board)*.

Le leggi e regolamenti esercitati dalla FAA fanno parte del *CFR (Code of Federal Regulations)* [42], che rappresenta il codice (suddiviso in 50 titoli) delle norme emanate dall'Esecutivo e dalle Agenzie Federali degli Stati Uniti d'America e pubblicate nel *Federal Register* (l'equivalente americano della *Gazzetta Ufficiale* della Repubblica Italiana), coprendo tutte le aree soggette alla legge federale statunitense.

Il titolo riservato all'aeronautica e all'astronautica è il numero 14, intitolato "*Aeronautics and Space*", comprendendo perciò anche le competenze riguardanti le applicazioni spaziali dell'agenzia pubblica (*NASA – National Space and Aeronautics*) e delle compagnie private presenti.

Le regole aeronautiche sono suddivise nelle diverse *FAR (Federal Aviation Regulations)*, chiamate anche *Part*, raggruppate in 5 volumi a seconda del numero in ordine crescente e ulteriormente suddivise in *Subchapter* a seconda dell'argomento trattato. Le *Part* sono composte da diversi paragrafi, numerati insieme al sistema di numerazione delle *Part* (e.g. *FAR Part 21.55 – Paragrafo 55 della Part 21*).

Come accennato prima, molte tipologie di attività vengono regolate da questo titolo, come per esempio il design e la manutenzione di qualsiasi aeromobile, la conduzione dei voli di linea commerciali, le attività d'addestramento dei piloti.

La figura sottostante raggruppa le diverse Part a seconda del loro settore di applicazione:

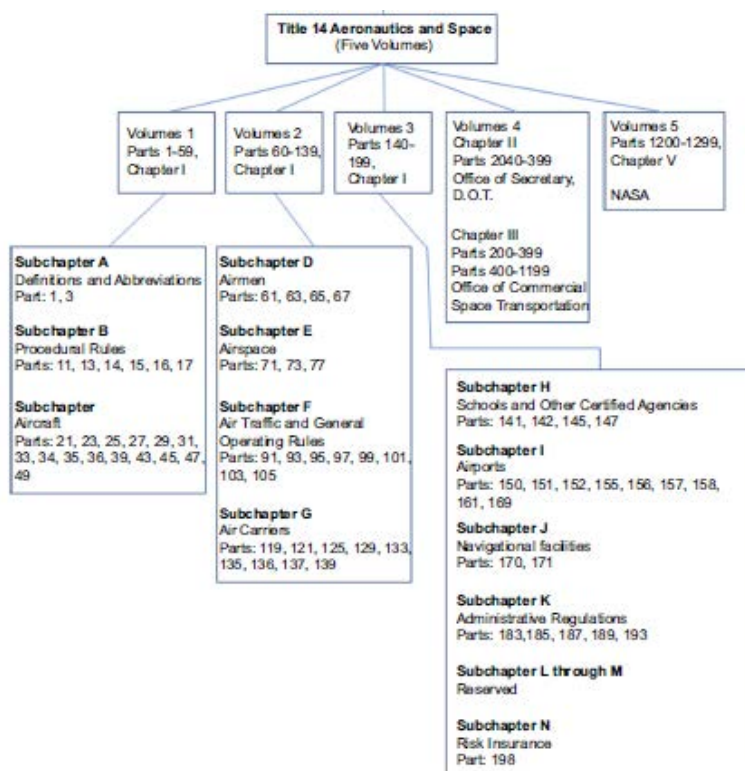


Figura 4-5 Struttura e suddivisione legislativa del Titolo 14 "Aeronautics and Space".

Con riferimento alla Figura, vengono elencati le principali Part del titolo 14 riguardanti le certificazioni dei prodotti aeronautici, tutte appartenenti al *Subchapter C* [42]:

- Part 21 – Procedure di certificazione per prodotti e parti aeronautici
- Part 23 – Requisiti di aeronavigabilità per aeromobili Normal, Utility, Acrobatic e Commuter
- Part 25 – Requisiti di aeronavigabilità per aeromobili Transport
- Part 27 – Requisiti di aeronavigabilità per aeromobili ad ala rotante Normal
- Part 29 – Requisiti di aeronavigabilità per aeromobili ad ala rotante Transport
- Part 33 – Requisiti di aeronavigabilità per motori aeronautici
- Part 34 – Requisiti di emissione allo scarico di aeromobili con propulsori a getto
- Part 35 – Requisiti di aeronavigabilità per eliche
- Part 39 – Direttive per l'aeronavigabilità
- Part 43 – Manutenzione preventiva, restauro e modifiche
- Part 45 – Marche di identificazione in volo e registrazione
- Part 47 – Registrazione aeronautica

EASA - European Aviation Safety Agency

In Europa invece l'ente aeronautico principale è l'EASA (*European Aviation Safety Agency*), e insieme alla FAA, è una delle due maggiori agenzie mondiali responsabili per la certificazione dei nuovi aeromobili. A differenza della FAA, l'EASA non è l'unica agenzia presente a livello aeronautico in Europa, ma è essa stessa composta da autorità nazionali degli stati membri dell'Unione Europea. Nei documenti ufficiali dell'EASA queste autorità vengono chiamate in generale tramite l'acronimo *NAA (National Aviation Authority)*.

In Italia, ad esempio, l'autorità nazionale corrisponde all'ENAC (*Ente Nazionale Aviazione Civile*) che si occupa della regolamentazione tecnica, certificazione e vigilanza nel settore dell'aviazione civile nel territorio nazionale italiano. L'ENAC è sottoposta al controllo del MIT (*Ministero delle infrastrutture e dei trasporti*).

L'ENAC poi non gestisce ogni aspetto dell'aviazione civile in Italia, ma delega ad altri enti pubblici nazionali dei settori ben precisi. Ad esempio, la gestione del traffico aereo è destinata ad ENAV (*Ente Nazionale per l'Assistenza al Volo*), la perizia sugli incidenti aeronautici è delegata all'ANSV (*Agenzia Nazionale Sicurezza Volo*), e la gestione degli aeromobili ultraleggeri e da volo libero dedicati al volo sportivo sono affidati all'AeCI (*Aero Club d'Italia*).

La legge base costituente l'aviazione in Europa è il regolamento 1592/2002 [39], poi aggiornato e sostituito dalla 216/2008, definito *Basic Regulation* e contenente i principi generali dell'aviazione civile in Europa. Il regolamento è poi costituito da due regolamenti di secondo livello che ne illustrano le relative modalità attuative, il 748/2012 e il 965/2012, chiamati *Implementation Rules* (regole di implementazione) e costituiti da un articolato di norme e da uno o più documenti chiamati *Parts* (parti). La 748/2012 contiene le procedure di certificazione da adottare per i diversi prodotti e parti aeronautici (*Part 21*), mentre la 965/2012 sostituisce parzialmente le procedure per le operazioni di volo contenute nel regolamento 216/2008.

Il regolamento 1321/2014 invece aggiorna il Regolamento 2042/2003 indicando le procedure di manutenzione e l'istruzione del personale qualificato ad essa, rilasciando le *Part M, 145, 66, 147*.

A seguito di questi regolamenti, sono associati degli *Annessi*, contenenti le diverse Part come nel caso americano:

Annesso	Titolo
I	Definizioni utilizzate dagli Annessi II al V
II	Requisiti delle autorità per le operazioni di volo (<i>Part-ARO</i>)
III	Requisiti organizzativi per le operazioni di volo (<i>Part-ORO</i>)
IV	Operazioni per il trasporto aereo commerciale (<i>Part-CAT</i>)
V	Autorizzazioni specifiche (<i>Part-SPA</i>)
VI	Operazioni di volo non commerciali per aeromobili a motore Non Complex (<i>Part-NCC</i>)
VII	Operazioni di volo non commerciali per aeromobili a motore Complex (<i>Part-NCO</i>)
VIII	Operazioni specifiche (<i>Part-SPO</i>)

Tabella 4-1 Annessi EASA.

Le Part, al loro interno, sono ulteriormente suddivise in due sezioni ed illustrano rispettivamente i requisiti che devono essere soddisfatti dai soggetti aeronautici richiedenti la certificazione (*Section A*) e le procedure che devono essere seguite dalle autorità competenti europee e nazionali (*Section B*).

Analogamente alle norme americane, anche quelle europee sono composte da paragrafi, numerati in maniera indipendente tra una sezione e l'altra per facilitarne la consultazione (e.g. *Part 21.A.45 - Paragrafo 45 della Sezione A della Part 21*).

La struttura della normativa sopra illustrata, con indicato nella parte inferiore della figura i regolamenti associati è di seguito riportata:

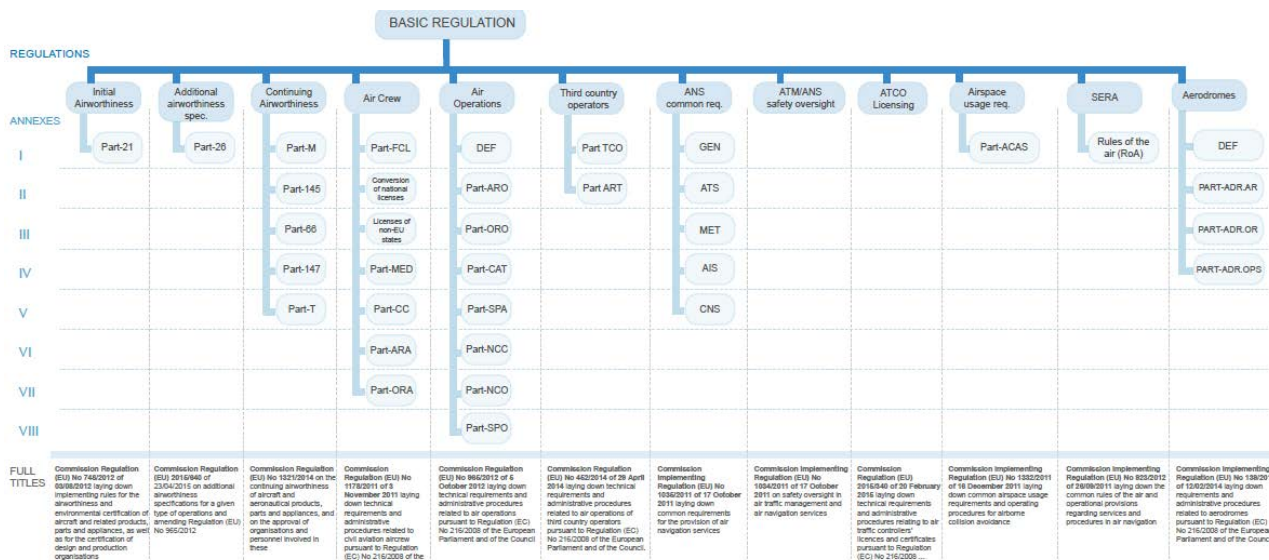


Figura 4-6 Struttura legislativa della Basic Regulation dell'EASA.

Il primo regolamento di secondo livello pubblicato (748/2012), riguarda i processi di certificazione dei prodotti aeronautici e delle imprese di produzione e progettazione contiene la Part 21, che stabilisce i requisiti e le procedure per la certificazione dei prodotti, delle parti e pertinenze e delle organizzazioni di produzione e progettazione.

Sempre nella 748/2012 vengono introdotte le *Certifications Specifications (Specifiche di Certificazione o CS)* per garantire l'applicazione uniforme delle norme comuni.

Le CS sono assimilabili alle Part americane dedicate alla definizione dei requisiti minimi di aeronavigabilità, e per questo sono diversi documenti. A differenza della normativa americana, in Europa esiste anche un documento CS che è comune per qualsiasi prodotto aeronautico, definendo i requisiti minimi per molti prodotti, chiamato *ETSO (European Technical Standard Order)* [43]. In pratica, le CS dedicate al prodotto aeronautico in dettaglio è l'approfondimento del documento appena citato.

4.2.1 Part 2: Procedure per la certificazione e la continuità dell'aeronavigabilità

4.2.1.1 Capitolo 1 dell'Annesso 8 – Il certificato di omologazione

Come precedentemente esposto, il Certificato di omologazione definisce la tipologia di design di un prodotto. Questa definizione è spiegata nell'EASA Part 21.A.31 e nella FAR 21.31, elencando i documenti necessari alla definizione:

1. I disegni e le caratteristiche specifiche del prodotto, utili alla configurazione della filosofia progettuale e alla successiva verifica
2. Informazioni sui materiali e processi utilizzati per la produzione e l'assemblaggio del prodotto, necessari alla conformità del prodotto
3. Altri dati necessari al confronto, la determinazione dell'aeronavigabilità del prodotto, le caratteristiche acustiche, le emissioni dello scarico in caso di motore a combustione interna.

Richiamando anche gli estratti dei regolamenti FAR 21.41 per gli USA e la EASA Part 21.A.41 per l'Europa, il certificato d'omologazione contiene la tipologia di design, le condizioni o limitazioni prescritte per il prodotto in particolare e una descrizione formale dell'aeromobile, del motore e dell'elica

installati. Questa descrizione contiene anche limiti di velocità, peso e spinta, raggruppando questa parte della certificazione nel *TCDS (Type Certificate Data Sheet)*.

Nel caso dell'EASA o di alcuni organismi americani (e.g. *LAA – Light Aircraft Association*), il TC per un aeromobile include anche i dati d'omologazione di emissione acustica, mentre quello per il motore contiene i dati delle emissioni [44, pp. 7-8].

Il TC viene richiesto dal costruttore dell'aeromobile (*applicant*), e se rilasciato dall'autorità competente, diventa un possessore del certificato (*TCH - Type Certificate Holder*).

Il certificato d'omologazione, nel caso della FAA o dell'EASA, non ha una scadenza temporale ma può essere sospeso o revocato dalla rispettiva autorità in caso di mancato rispetto dei requisiti fissati dalla Part 21 al momento della certificazione.

Nel caso in cui il possessore della certificazione cessa o vende la gestione della sua azienda, il TC può essere trasferito ad un altro soggetto, seguendo le procedure indicate nella FAR 21.47 per gli USA e nell'EASA Part 21.A.47 per l'Europa. Nel caso invece di modifica progettuale della linea di produzione del prodotto, il possessore della certificazione può, se necessario, richiedere un Certificato d'Omologazione Supplementare (*STC - Supplemental Type Certificate*) oppure ricominciare l'iter burocratico con un nuovo TC.

La scelta è determinata dalla tipologia di modifica effettuata. Se il costruttore crede che la modifica non introduca nuovi rischi e l'autorità è d'accordo, può richiedere il documento STC, che è meno costoso dal punto di vista economico e temporale.

4.2.1.2 Capitolo 3 dell'Annesso 8: Certificato d'aeronavigabilità

Il certificato di aeronavigabilità, come esposto in precedenza, riguarda l'esemplare singolo e sancisce il rispetto dei requisiti a seconda della categoria di appartenenza.

Il certificato, una volta ricevuto, deve essere a bordo dell'aeromobile ed esposto all'autorità competente se richiesto. Un certificato standard rimane valido fino a che l'aeromobile mantiene il design conforme alla sua categoria, senza pregiudicare la sua sicurezza. Ad esempio, negli USA, il certificato rimane effettivo fino a che le manutenzioni ordinarie e straordinarie sono eseguite in accordo ai requisiti degli aeromobili registrati in USA.

Il certificato può essere cessato solo se l'aeromobile viene deregistrato, cioè se non appartiene più al registro nazionale degli aeromobili. In caso di cambio di proprietà, il certificato non è cessato e non deve richiesto ulteriormente.

In accordo all'attività di classificazione degli aeromobili effettuata nel capitolo 2, ai fini della certificazione è necessario precisare il significato di *categoria* e *classificazione*, che apparentemente potrebbero avere lo stesso significato pratico.

Per *categoria aeronautica* si intende il gruppo di aeromobili utilizzati effettuando solo una certa serie di manovre di volo, in conformità dei propri limiti aerodinamici, propulsivi e strutturali.

Questa definizione può comprendere qualsiasi aeromobile, indipendentemente dalla modalità di sustentazione, tipologia di propulsione o qualsiasi altro criterio tecnologico o progettuale. Le categorie esistenti sono elencate e descritte nella tabella sottostante:

Categoria	Descrizione
<i>N – Normal</i>	E' permesso il volo non acrobatico, cioè qualsiasi manovra coerente al volo convenzionale, compreso lo stallo simmetrico e altre manovre di volo in cui l'angolo di bank (rollio) non superi i 60°
<i>U – Utility</i>	Oltre alle condizioni indicate per la categoria N, all'utility sono concesse le manovre di vite e di virata con angolo di bank non superiore a 90°
<i>A – Acrobatic</i>	Questa categoria non ha alcun limite sulle operazioni di volo, a condizione di rispettare i requisiti di volo richiesti
<i>C - Commuter</i>	Corrisponde alla categoria N, ma viene attribuita di solito ad aeromobili commerciali di linea, mentre la categoria N si applica ad aeromobili per l'aviazione generale

Tabella 4-2 *Categorie aeronautiche certificative.*

Oltre alle categorie appena citate, esiste anche la categoria *T (Transport)*, che raggruppa gli aeromobili in base a delle caratteristiche tecniche generali come il peso massimo al decollo (MTOW) e il numero massimo o minimo di passeggeri consentiti [45, pp. 273-275]. Non sono presenti perciò indicazioni riguardo le operazioni di volo effettuabili, a meno che non siano precisate all'interno dei Paragrafi della Part considerata.

Eccetto per la categoria Commuter, gli aeromobili in fase di certificazione possono essere omologati in più di una categoria, ottenendo perciò un Certificato di Omologazione per più categorie; infatti è comune osservare il grafico di centraggio di un singolo aeroplano indicante più zone distinte, a seconda perciò dell'uso richiesto e quindi della categoria aeronautica.

Per *classificazione aeronautica* invece si intende la stessa attività svolta nel capitolo 2, cioè raggruppando gli aeromobili aventi la stessa tipologia di propulsione, modalità di sostentazione e capacità in decollo ed atterraggio, anche se esistono tuttavia molti altri criteri oltre a quelli esposti, e la scelta di questi dipende dallo Stato legislatore.

Struttura dei codici di aeronavigabilità

Tutte le Part appena descritte, sia le FAR che le CS dell'EASA, hanno la stessa struttura, chiamando i diversi capitoli come "Sottoparti" (*Subparts*) e "Appendici" (*Appendices*).

Ogni sottoparte contiene dei paragrafi titolati, citabili in altri documenti tramite la dicitura *XX.YY*, con *XX* la Parte utilizzata a seconda della categoria di certificazione e *YY* il numero del paragrafo, facilitando la consultazione di questi documenti, che si presentano lunghissimi. Le sottoparti sono le seguenti:

- A. *General*: fornisce informazioni sulle tipologie e categorie d'aeromobile per cui è applicabile la Part considerata;
- B. *Flight*: elenca i test da effettuare per la verifica dei requisiti riguardo le performance, la manovrabilità, la controllabilità e la stabilità
- C. *Structure*: contiene i requisiti per i carichi di volo e a terra per il design della struttura dell'aeromobile, per il carrello, i comandi di volo e tutti gli altri componenti strutturali
- D. *Design and Construction*: descrive le tecniche per la presentazione dei disegni tecnici, dei materiali e dei fattori di sicurezza e dei test da effettuare
- E. *Power plant*: contiene i requisiti per l'installazione degli impianti ausiliari del sistema propulsivo, comprese le protezioni antincendio
- G. *Operating Informations and Limitations*: fornisce tutte le informazioni e limitazioni per gli operatori di volo, per un utilizzo corretto dell'aeromobile

Le appendici, invece, possono riguardare diverse materie. Possono ad esempio fornire dei criteri per il design strutturale, le procedure per la produzione di materiali ignifughi, le indicazioni per il mantenimento dell'aeronavigabilità o altre informazioni.

Le indicazioni e i regolamenti introdotti nelle diverse parti possono essere poi approfondite con riferimenti tecnici di altri enti.

Ad esempio, negli USA, le Part sono caratterizzate da dei documenti allegati chiamati *Advisory Circular (AC)* e *Guidance Material (GM)* o *Acceptable Means of Compliance (AMC)* in Europa, fornendo delle informazioni più approfondite riguardo diversi temi facendo riferimenti ad esempio a regolamenti *SAE (Society of Automotive Engineers)* o *RTCA (Radio Technical Commission for Aeronautics)* per il rispetto dei requisiti di aeronavigabilità.

Di seguito si descrivono brevemente le Part europee ed americane con la stessa numerazione, indicando le caratteristiche generali che devono possedere gli aeromobili per appartenere a quella Part considerata; le caratteristiche, oltre ad indicare la categoria, precisano un valore massimo o minimo della massa e la tecnologia di propulsione utilizzabile. Questo criterio di design viene chiamato *weight and engine type* ed è indicato nel *Subpart A General* di ogni codice.

Questa struttura verrà successivamente utilizzata nel Capitolo 5, dedicato alle attività svolte durante il processo di certificazione dello Zenith CH 701 STOL, riferendosi alle norme certificative conformi all'aeromobile stesso.

4.2.1.3 FAR/CS-23 – Aeromobili Normal, Utility, Acrobatic e Commuter

Questo codice di aeronavigabilità considera i seguenti requisiti [39, pp. 76-77, 46]:

- Aeromobili nella categoria Normal, Utility e Acrobatic che hanno un numero massimo di passeggeri (escludendo quindi i posti dedicati ai piloti) inferiore a 9, e con un *MTOM (Maximum Take Off Mass)* inferiore a 5670 [kg]
- Aeromobili nella categoria Commuter bimotore con propulsione a turboelica che hanno un numero di passeggeri inferiore a 19 e un *MTOM* inferiore a 8618 [kg]

Tra la normativa americana ed europea esistono delle piccole differenze dal punto di vista tecnico, ma sono facilmente armonizzabili tramite l'*Emendamento (Amdt) 23-62* della FAA e l'*Amdt 23-4* dell'EASA.



Figura 4-7 Esempi di aeromobili conformi alle FAR CS-23.

Gli aeromobili sono poi ulteriormente classificati in tre categorie, a seconda della complessità e delle performance:

<i>Part 23 Category</i>	<i>Complessità design</i>	<i>Livello performance</i>
A		Basso
B		Medio
C		Alto

Tabella 4-3 Categorie FAR 23.

I termini quantitativi di queste definizioni sono molteplici e sono spiegati in dettaglio nei documenti della Part 23.



In questa categoria esiste una tipologia di aeromobili che hanno una massa e una potenza propulsiva ben minore rispetto ai jet privati di 9 posti, con una tecnologia meno complessa. Per facilitare perciò l'iter di certificazione esiste un documento guida rilasciato dalla FAA chiamato *SACPS (Small Airplane Certification Process Study)*, oppure esistono delle apposite normative per questa tipologia progettuale di aeromobili, come la categoria *LSA (Light Sport Aircraft)* o altre descritte più avanti.

Secondo la terminologia ICAO, questi veicoli vengono definiti come aeromobili di piccola taglia (*Small Aeroplanes – ICAO Annex 8 Part 5*) ad ala fissa, e possono essere certificati come aeromobili *LSA (Light Sport Aircraft)* con le seguenti caratteristiche generali:

- MTOM minore di 600 [kg] per velivoli terrestri o 650 [kg] per idrovolanti
- Velocità di stallo massima: 81.6 [km/h] CAS
- Velocità massima al livello del mare in condizioni d'atmosfera standard: 220 [km/h] CAS
- Numero massimo equipaggio: 2
- Numero massimo motori: 1 (se dotato di sistema propulsivo)
- Elica a passo fisso o variabile a terra (PVT) per aeromobili ad ala fissa, mentre per gli autogiri le pale possono essere solo due
- Cabina di pilotaggio non pressurizzata
- Carrello d'atterraggio fisso, tranne per idrovolanti ed alianti

Perciò, a differenza della normativa europea, gli aeromobili ad ala fissa a motore e senza motore sono accorpatisi nella stessa categoria di certificazione LSA.

Esistono altre Part della legislazione americana ed europea dedicate ad altri prodotti aeronautici [39, pp. 78-80, 46]:

Part	Descrizione	Esempio
<p><i>FAR/CS-25</i> Aeromobili ad ala fissa Transport</p>	<p>Transport category: Jet con minimo 10 posti, o con <i>MTOM</i>>5670 [kg] Aeroplani commerciali con minimo 19 posti o <i>MTOM</i>>8618 [kg]</p>	
<p><i>FAR/CS-27:</i> Aeromobili ad ala rotante di piccola taglia Normal</p>	<p>Aeromobili ad ala rotante utilizzati nella Normal Category, con le seguenti caratteristiche generali:</p> <ul style="list-style-type: none"> • <i>MTOM</i>>3178 [kg] • Numero massimo di passeggeri inferiore a 9 	

<p><i>FAR/CS-29:</i> Aeromobili ad ala rotante di grande taglia Transport</p>	<p>Aeromobili ad ala rotante nella Transport Category con</p> <ul style="list-style-type: none"> • <i>MTOM</i>>3200 [kg] • minimo 10 passeggeri. <p>Aeromobili ad ala rotante con <i>MTOM</i>>9100 [kg] devono essere certificati tramite la categoria A indicata sempre in questa Parte.</p>	
<p>FAR/CS-31</p>	<p>Palloni aerostatici manned</p>	

Tabella 4-4 Altri codici di aeronavigabilità per aeromobili.

Le Part invece dedicate ai prodotti come motori ed eliche e a standard acustici sono [39, 46]:

Part	Descrizione
FAR-CS 33	Motori aeronautici
FAR-CS-34	Requisiti di emissioni allo scarico per propulsori a getto
FAR35 CS-P	Eliche aeronautiche
FAR/CS-36	Standard di emissione acustica classificati a seconda della tipologia di aeromobile e alla certificazione di aeronavigabilità

Tabella 4-5 Codici di aeronavigabilità per parti aeronautiche.

4.2.2 Codici di aeronavigabilità europei

Esistono delle categorie di aeromobili che, nonostante siano molto simili dal punto di vista tecnologico, vengono certificati sotto delle norme di certificazione chiamate in modo diverso a seconda dell'autorità competente. In questo paragrafo vengono elencati e descritti i codici di aeronavigabilità presenti in Europa.

CS-VLA – Very Light Aircraft

Questo codice di aeronavigabilità è applicabile per aeromobili monomotore ad ala fissa con numero di posti inferiore a 2 della categoria Normal e con le seguenti caratteristiche [39, p. 81]:

- *MTOM* minore di 750 [kg]
- Velocità di stallo in configurazione d'atterraggio minore di $83 \left[\frac{km}{h} \right]$ CAS

- Possono volare solo di giorno con le regole del volo a vista (VFR).



Figura 4-8 Esempio di aeromobile VLA – Czech Aircraft Works Sportcruiser.

CS-22: Alianti e motoalianti

Questo codice di aeronavigabilità riguarda gli alianti e motoalianti con numero di occupanti inferiore a 2, appartenenti alla categoria Utility e Acrobatic, con i seguenti requisiti generali [39]:

- 1) Alianti con *MTOM* minore di 750 [kg]
 - 2) Motoalianti monomotore con accensione spontanea o a candela con *MTOM* minore di 850 [kg]
- $$\frac{M}{b^2} < 3 \left[\frac{kg}{m^2} \right].$$

Quest'ultimo parametro è insolito trovarlo nella letteratura aeronautica; si è più abituati semmai a trattare il parametro del *carico alare*, pari al rapporto tra il peso dell'aeromobile e la sua superficie alare. Questa scelta è stata motivata dal bisogno di distinguere i motoalianti dagli aeromobili ad ala fissa convenzionali, anche se hanno la stessa tecnologia aerodinamica, propulsiva e strutturale dal punto di vista qualitativo.

Infatti, se si ricava l'apertura alare per un motoaliante avente $\frac{M}{b^2} = 3$ e $M=850$ [kg] si ricava 16.8 [m], che è un valore realistico minimo per un motoaliante e irrealistico per un aeromobile ad ala fissa convenzionale. Un parametro caratteristico maggiore di 3 significherebbe perdere il concetto progettuale del motoaliante.

CS-VLR – Very Light Rotorcraft

Questo codice d'aeronavigabilità si applica per aeromobili ad ala rotante con *MTOM* minore di 600 [kg] e con le seguenti caratteristiche [39, pp. 82-83]:

- Numero di occupanti massimo pari a 2
- Il propulsore non può essere a getto o a razzo

- Possono volare solo con le regole del volo a vista



Figura 4-9 Esempio di aeromobile ad ala rotante conforme alla CS-VLR – CH7 Helicopters Kompres.

4.2.3 Codici di aeronavigabilità americani

Come accennato all’inizio del paragrafo, esistono degli aeromobili per l’aviazione generale a motore e senza motore monoposto che, dal punto di vista tecnologico, sono conformi alla CS-VLA europea e LSA americana, e sono utilizzati prevalentemente per fini ricreativi e sportivi.

Questi aeromobili consentono l’accesso al mondo del volo anche a livello popolare, mantenendo perciò dei prezzi di acquisto e manutenzione relativamente molto bassi. Questo fenomeno ha permesso a molte persone di volare con budget molto più bassi rispetto agli aeromobili da turismo per l’aviazione generale, grazie alla loro semplicità costruttiva e alla legislazione e burocrazia essenziale.

Negli Stati Uniti, ad esempio, esiste una Part (*FAR 103*) dedicata a questi aeromobili [42], evitando i lunghi iter di certificazione richiesti dalla CS-VLA e LSA. Questi mezzi vengono denominati ufficialmente in questa Part come *ultraleggeri*, anche se in realtà vedremo che questa parola assume significati diversi a seconda dello Stato legislatore.

Questa Part perciò prescrive i regolamenti che governano le operazioni di *veicoli ultraleggeri* negli Stati Uniti d’America, inteso tramite le seguenti indicazioni tecniche generali:

- Se privo di organo propulsivo, ha una massa minore di 71 [kg], altrimenti la sua massa a vuoto deve essere minore di 116 [kg], escludendo scafi e dispositivi di sicurezza come ad esempio il paracadute balistico
- Il serbatoio del carburante deve avere una capacità inferiore a 5 [USgal] (≈ 18 [L])
- Non deve superare i 55 [kts] CAS in volo livellato a piena potenza e la sua velocità di stallo a motore spento non deve superare i 24 [kts] CAS.



Figura 4-10 Esempio di aeromobile conforme alla FAR 103 - CGS Aviation Hawk.

4.2.4 Fasi del processo di certificazione di omologazione

L'EASA e la FAA considerano diverse tipologie di certificato d'omologazione. Nel caso dell'EASA esistono due tipologie [39]:

<i>Classificazione</i>	<i>Certificato di omologazione</i>	<i>Certificato d'aeronavigabilità</i>
Standard (21A.173 (a))	21.A.21/21.B.21	Sezioni A e B Sottoparte B
Restricted (21.A.173 (b))	21.A.23/21.B.23	

Tabella 4-6 Type certificates per l'EASA.

La FAA invece nella FAR 21 Sottoparte B considera le seguenti tipologie [39]:

<i>Classificazione Certificato di aeronavigabilità</i>	<i>Categoria</i>	<i>Note</i>	<i>Paragrafo procedura di rilascio del Certificato di Aeronavigabilità</i>
Standard	<i>Normal, Utility, Acrobatic, Commuter, Transport, Palloni aerostatici manned</i>	Subpart B Part 21.21	21.183
Special	<i>Primary</i>	Aeromobile dal design semplice utilizzato esclusivamente per uso personale	21.184
	<i>Restricted</i>	Uso ristretto, come ad esempio uso agricolo, forestale e antincendio, monitoraggio ambientale e meteorologico.	21.185
	<i>Limited</i>	Utilizzo "limitato", come definito dalla normativa	21.189
	<i>LSA – Light Sport Aircraft</i>	Uso ricreativo e sportivo	21.190
	<i>Experimental</i>	Ricerca e sviluppo, conformità del prototipo, esibizione, competizioni aeree, aeromobile dimostratore, aeromobile autocostruito da amatore in kit di montaggio, aeromobile LSA, aeromobili a pilotaggio remoto	21.191 21.193 21.195
	<i>Provisional</i>	Operazioni di volo di un aeromobile con un Type Certificate provvisorio	Subpart I Part 21
	<i>Special flight permits</i>	Aeromobile non conforme a tutti i requisiti di aeronavigabilità, ma capace di volare in sicurezza	21.199

Tabella 4-7 Type certificates per la FAA.

Nel caso americano, la categoria Primary e LSA possono includere aeromobili come gli alianti (*gliders*) e i motoalianti (*motorgilders*).

Dal punto di vista tecnologico potrebbero sottostare a dei requisiti di aeronavigabilità Standard, ma non essendo mai stabilite per questa tipologia in USA vengono certificati nelle due categorie speciali appena citate. In Europa invece esiste l'apposita certificazione CS 22 citata precedentemente, certificando questi due aeromobili tramite una procedura *Standard*.

In Europa, la procedura di rilascio del certificato di omologazione è regolamentata dalla *PR. CERT. 00001-002 (Airworthiness of type design)*, che suddivide l'attività in cinque fasi [39, 47, pp. 29-30]:

- **Fase 0:** Definizione e accordo dei metodi di lavoro con il richiedente. L'obiettivo di questa fase consiste nel verificare l'ammissibilità del richiedente ad adempiere i potenziali requisiti richiesti;
- **Fase 1:** Familiarizzazione tecnica e creazione della base iniziale di certificazione. L'obiettivo di questa fase è quello di fornire informazioni tecniche sul progetto al team di esperti per consentire la definizione e l'accordo sulla base di certificazione di tipo iniziale dell'EASA;
- **Fase 2:** Accordo del *CP (Certification Project)*. L'obiettivo di questa fase è la definizione e l'accordo sui mezzi proposti di conformità per ogni requisito della certificazione base e l'identificazione dei diversi gruppi di lavoro;
- **Fase 3:** Determinazione della conformità. L'obiettivo di questa fase è dimostrare la conformità con i requisiti richiesti e fornire all'agenzia competente i documenti che dimostrano il modo in cui il prodotto aeronautico è conforme ai requisiti;
- **Fase 4:** Chiusura tecnica e rilascio dell'autorizzazione (certificazione). L'obiettivo di questa fase è di chiudere tecnicamente l'indagine e rilasciare il certificato nei tempi prefissati.

Queste fasi sono poi caratterizzate o concluse con dei documenti che attestano le diverse richieste delle autorità competenti, chiamati *documenti di conformità (Compliance documentation)*, e consistono in un insieme di più documenti redatti dall'azienda richiedente riguardo diversi aspetti del progetto di certificazione.

La documentazione di conformità comprende uno o più report contenenti disegni, specifiche, calcoli e analisi numeriche, necessari al soddisfacimento dei requisiti imposti dalla categoria d'appartenenza.

Indipendentemente dalla tipologia di conformità richiesta, ogni documento dovrebbe normalmente contenere:

- Un collegamento adeguato con il programma di certificazione fissato all'inizio dell'iter;
- Il riferimento delle specifiche di certificazione citate nel documento e i termini di riferimento utilizzati (*TOR - Terms Of Reference*), per evitare ambiguità e incomprensioni tra le parti responsabili;
- Dati e risultati quantitativi che dimostrano la conformità da un punto di vista scientifico e tecnico;
- Una dichiarazione di conformità e responsabilità del richiedente delle informazioni contenute nel documento.

I documenti poi sono classificati in base agli argomenti trattati, chiamati *MOC (Means Of Compliance)*, e servono per categorizzare i diversi aspetti del progetto di certificazione e dimostrare la conformità ai requisiti.

Un requisito può essere rispettato, ad esempio, da un test di volo o da un test statico a terra teorico (tramite software FEM) o pratico.

I metodi di conformità sono stati definiti dalle procedure *JAA (Joint Aviation Authority - ex EASA)*, e alcuni esempi sono i seguenti:

- *MC2*: valutazione di carichi, forze, prestazioni, operazioni di volo o altre caratteristiche;
- *MC3*: documenti che descrivono i metodi di analisi della sicurezza passiva (e.g. struttura complessiva dell'aeromobile) e i sistemi di sicurezza attiva (e.g. software di bordo avionici);
- *MC6*: prove di volo da eseguire da parte dei collaudatori;
- *MC7*: ispezioni di conformità per verificare che materiali, parti, processi e fabbricazione siano conformi al tipo di progetto.

Nella figura sottostante è presente un elenco completo dei diversi Means of Compliance, affiancati dal tipo di documento associato:

Type of Compliance	Means of Compliance	Associated Compliance Documents
Engineering evaluation	MC0: -Compliance statement -Reference to Type Design documents -Election of methods, factors... -Definition	-Type Design documents -Recorded statements
	MC1: Design review	-Description -Drawings
	MC2: Calculation/Analysis	-Substantiation reports
	MC3: Safety assessment	-Safety analysis
Tests	MC4: Laboratory tests	-Test programmes -Test reports -Test interpretations
	MC5: Ground tests on related product	
	MC6: Flight tests	
	MC8: Simulation	
Inspection	MC7: Design inspection/audit	-Inspection or audit reports
Equipment qualification	MC9: Equipment qualification	-Note: Equipment qualification is a process which may include all previous means of compliance

Figura 4-11 Elenco delle conformità necessarie alla certificazione di omologazione.

Le conformità *MC4*, *MC5* e *MC6* vengono rispettate tramite un esemplare del prodotto aeronautico, costruito appositamente per la certificazione e denominato nei documenti ufficiali come *prototipo*.

Normalmente vengono costruiti un paio di prototipi, soggetti a differenti test, sia a terra che in volo, come ad esempio il *test a rottura*, applicato ad uno degli appositi prototipi, chiamato anche *prototipo statico (static airframe)*. Il prototipo in questo caso è soggetto ad uno stress ordinario e poi straordinario, fino al raggiungimento della rottura. I risultati poi sono confrontati poi con calcoli iniziali teorici ottenuti con software *FEM (Finite Element Model)* che stabiliscono i valori ultimi di resistenza.

Gli altri prototipi verranno invece sottoposti a test sistemici per il soddisfacimento dei requisiti dell'autorità. Con tutti i test a terra completati, i prototipi sono pronti per i test in volo, effettuati da collaudatori specializzati che voleranno i prototipi atti a stabilire i valori ultimi in volo che dovrebbero poi rispettare i requisiti d'aeronavigabilità. Questi limiti aerodinamici, propulsivi e strutturali verranno poi scritti nei rispettivi manuali dell'aeromobile, adottando dei fattori di sicurezza compresi tra *1.1* e *1.5*.

Dal punto di vista procedurale, anche la FAA adotta un sistema molto simile a quello europeo, mettendo a disposizione dei richiedenti un documento fondamentale di riferimento chiamato "*FAA and Industry Guide to Product Certification*" [48, pp. 15-20], accompagnato da diverse appendici, corrispondenti ai metodi di conformità disposti dall'EASA:

- Appendice I: *Partnership for Safety Plan (PSP)*

- Appendice II: *Project-Specific Certification Plan (PSCP)*, l'equivalente americano del Certification Project europeo
- Appendice III: *Avionics Certification Process Improvement*, supportata dalle Appendici IV, V e VI
- Appendice VII: *Phase Evaluation Checklists*
- Appendice VIII: *Glossario e acronimi*

4.2.5 Altre certificazioni di aeronavigabilità

Aeromobili a motore

Lo Stato italiano, in materia di certificazione aeronautica ha il compito di regolamentare le leggi per il conseguimento dei veicoli considerati *ultraleggeri*.

L'ente incaricato al controllo di queste norme è l'*Aero Club d'Italia (AeCI)*, che rappresenta un ente di diritto pubblico sotto vigilanza del MIT, del Ministero della Difesa, del MEF, dalla Presidenza del Consiglio dei ministri e del Ministero dell'Interno.

L'Aero Club d'Italia, in quanto esercita attività sportiva è riconosciuta dal *CONI (Comitato Olimpico Nazionale Italiano)* ed è membro della *FAI (Federazione Aeronautica Internazionale)* e della *EAS (Europe Air Sports)*.

L'Aero Club d'Italia riunisce tutte le Associazioni ed Enti che promuovono il *Volo da Diporto e Sportivo (VDS)* in tutti i suoi aspetti, volo turistico, volo *Ultraleggero a Motore (ULM)*, paracadutismo, volo libero. Quest'ultima pratica è rappresentata anche dalla *FIVL (Federazione Italiana Volo Libero)* che riunisce i praticanti del volo con il parapendio e il deltaplano.

Il suo scopo primario è quello della promozione, diffusione di tutte le forme di volo e aggiornamento di tutti i suoi associati. L'Aero Club d'Italia, oltre a queste funzioni, è stato delegato dall'ENAC alla giurisdizione della categoria degli ultraleggeri, a motore e non, tramite l'*RTOP (Regolamento Tecnico Operativo Didattico)*, che fissa la regolamentazione per l'istituzione di scuole adibite all'istruzione per il conseguimento di brevetti di volo VDS.

La legge base che regola gli ultraleggeri in Italia è la *Legge Nazionale 106/1985* [49, p. art. 2] che indicava le principali regole tecniche e operative per questi nuovi mezzi dotati o no di un motore, chiamati "*ultraleggeri*", dando vita al mondo del *VDS (Volo da Diporto e Sportivo)*.

Dal punto di vista generale, un aeromobile ultraleggero a motore è un veicolo con massimo due posti e con le seguenti masse massime al decollo:

- 300 [kg] se monoposto
- 450 [kg] se biposto

Dal punto di vista prestazionale è presente solo il vincolo che la velocità di stallo simmetrico sia minore o uguale a 65 [km/h]. Con questi parametri generali appena indicati, è possibile dedurre che la definizione di ultraleggero non è univoca e dipende dallo Stato legislatore.

Gli ultraleggeri vengono poi classificati in base alla modalità di sustentazione aerodinamica, per poter poi differenziare le varie abilitazioni utili al conseguimento dell'*Attestato di Volo da Diporto e Sportivo* (comunemente chiamato "brevetto di volo"), come indicato nella tabella sottostante:



Categoria	Foto
Ala fissa	
Ala rotante (elicottero o autogiro - definizione dei veicoli al Capitolo 2)	
Pendolare (deltaplano a motore)	
Paramotore-Paracarrello	

Tabella 4-8 Categorie degli ultraleggeri secondo il DPR 133/2010.

Il continuo sviluppo tecnologico, l'aumento degli standard di sicurezza a livello internazionale e la continua domanda di maggior autonomia e velocità per i nuovi modelli ultraleggeri, portarono lo Stato Italiano ad emanare un Decreto Legislativo per l'aggiornamento della normativa in merito alla certificazione di alcuni ultraleggeri.

Il Decreto, una volta sentito il parere di tutte le parti in causa, come Aeroclub ed enti preposti al controllo del traffico aereo, è stato emanato dal Presidente della Repubblica, ed entrata in vigore il 17 Novembre 2010; il Decreto si chiama *DPR 133/2010*.

Il DPR (*Decreto del Presidente della Repubblica*) si pone come obiettivo il compito di aggiornare le norme regolanti questa categoria di aeromobili, che dal periodo della prima Legge (1985) ha modificato nettamente le proprie prestazioni e metodi di costruzione.

La sezione italiana dell'associazione dei piloti proprietari d'aeromobili (*AOPA Italia*), in collaborazione con l'AeCI, l'ENAC e l'ENAV (*Ente Nazionale Assistenza al Volo*) chiese ai legislatori di dare la possibilità, tramite il Decreto Legislativo, e a chi ne avesse voluto previa certificazione, di poter occupare gli spazi aerei controllati come qualsiasi aereo d'aviazione generale, rispettando le *Regole dell'Aria e le Regole del Volo a Vista (VFR)*, permettendo perciò di volare con le condizioni meteorologiche richieste da mezz'ora prima dell'alba locale fino a mezz'ora dopo il tramonto locale.

Questo nuovo tipo di velivolo è stato definito legalmente *Ultraleggero a Motore (ULM) Avanzato*. Questa nuova certificazione di ultraleggeri, rispetto alle regole precedenti, consente loro di volare anche su spazi aerei controllati e di atterrare su aeroporti commerciali minori, definiti dall'ENAC.

Dal punto di vista pratico, questa nuova denominazione permette di volare su un aeromobile tecnologicamente all'avanguardia come uno di aviazione generale, ma con costi di gestione relativamente molto più bassi.

Tutti i costruttori di ultraleggeri che non hanno la volontà o che non ne hanno i requisiti rimangono *Ultraleggeri a Motore Basici*, mantenendo legalmente le loro caratteristiche e rispettando le regole del nuovo Decreto.

L'ultraleggero a motore avanzato, per poter essere considerato tale, deve possedere i seguenti requisiti:

- Rispettare le indicazioni dettate dall'Articolo 8 del Decreto ed essere in possesso di una stazione radio ricetrasmittente operante in banda *VHF* con spaziatura di 8.33 [kHz], un Trasponder con codifica *A/C S* e del dispositivo *ELT (Emergency Locator Transmitter)* per le situazioni di emergenza.
- Rispettare i requisiti indicati nell'allegato tecnico dell'Articolo 8 preposto per la categoria di velivolo in esame;

Come appena accennato, sono presenti degli allegati tecnici utili per la certificazione di un ultraleggero come ULM Avanzato, o per conoscere i requisiti d'idoneità psicofisica per i piloti abilitati alla condotta di un qualsiasi ultraleggero:

Allegato	Titolo
I°	Requisiti d'idoneità psicofisica e motoria
II°	Autogiri
III°	Pendolari
IV°	Elicotteri
V°	Aeromobili ad ala fissa terrestri, idrovolanti o con sistema di carrello per superfici innestate

Tabella 4-9 Allegati tecnici fissati dall'Articolo 8 del DPR 133/2010 a seconda della categoria.

In analogia alla struttura esposta per i casi delle certificazioni europee ed americane, in generale ogni allegato tecnico riguardante una tipologia di aeromobile del DPR 133/2010 è formato dai seguenti capitoli, suddivisi poi ulteriormente in *Parti (PAR)*:

Capitolo	Titolo
A	Generalità
B	Volo
C	Struttura
D	Progetto e costruzione
E	Gruppo Motopropulsore
F	Equipaggiamenti

Tabella 4-10 Struttura dei capitoli degli allegati tecnici I, II, III, IV, V dell'Articolo 8 del DPR 133/2010.

L'introduzione di questo Decreto ha inoltre modificato il peso massimo al decollo, aumentandolo a 320 [kg] per gli ultraleggeri monoposto e 472.5 [kg] per quelli biposto, per permettere l'installazione del paracadute balistico a razzo o ad aria compressa.

L'installazione è obbligatoria per i velivoli immatricolati dopo l'entrata in vigore del Decreto, mentre rimane facoltativo per gli aeromobili ultraleggeri immatricolati in data antecedente all'entrata in vigore. Altri vincoli sono indicati nei rispettivi allegati tecnici, a seconda della tipologia di aeromobile considerato.

Consultando i diversi allegati tecnici, è interessante osservare che, l'allegato V dedicato ad aeromobili ad ala fissa (come nel caso dello Zenith CH 701 STOL) [50, p. 1], indica che la massa massima al decollo di progetto (*MPTOM* – *Maximum Project Take Off Mass*) è pari a a 600 [kg] per velivoli in versione terrestre, 630 [kg] se predisposti per operare anche su superfici innevate e 650 [kg] per velivoli predisposti per operare anche su acqua, uniformandosi perciò da questo punto di vista alle norme internazionali europee ed americane *FAR-CS VLA* citate in precedenza.

Dal punto di vista commerciale, la maggior parte degli aeromobili ultraleggeri volati a livello internazionale è ad ala fissa. Per questo motivo esistono altre normative nazionali che ne permettono la loro certificazione. Un esempio è la normativa tedesca dell'ente *DULV (Deutsche Ultraleicht Flugverband)*, che rappresenta l'omologo tedesco dell'Aero Club d'Italia per quanto concerne la certificazione degli ultraleggeri.

La normativa si chiama *LTF-UL Airworthiness Requirements for Three axes standard control Ultralight Aircraft* [51], e viene applicata a veicoli ultraleggeri monoposto e biposto con gli stessi requisiti generali esposti nel paragrafo dedicato alle certificazioni italiane. Anche la struttura del documento è analoga alle normative internazionali e italiane considerate in precedenza.

Gli aeromobili ultraleggeri monoposto europei conformi alla FAR Part 103 citata precedentemente possono essere certificati con regolamenti nazionali come quelli appena citati o con la normativa inglese *SSDR (Single Seat DeRegulation)* [52] della *CAA (Civil Aviation Authority)* e il regolamento tedesco *LTF-L* dell'ente *DULV* [51].

Per concludere questo paragrafo riguardante le certificazioni nazionali è giusto sottolineare che, a differenza delle certificazioni internazionali come quelle europee ed americane, quelle nazionali hanno valenza solo all'interno dello Stato approvante. Questa situazione è dovuta al fatto che gli ultraleggeri, dal punto di vista giuridico, non vengono considerati come aeromobili per l'aviazione generale, anche se dal punto di vista tecnologico sono equivalenti.

La conseguenza pratica è che un ultraleggero, registrato come tale, può volare solo all'interno dei confini nazionali dello Stato in cui è registrato (più una striscia di 12 [km] dai confini topografici dello Stato), e questo può essere limitante in alcuni casi.

L'unico modo per poter volare senza restrizioni è la certificazione di omologazione (TC – Type Certificate) dell'aeromobile a livello internazionale da parte dell'azienda costruttrice e il Certificato di Aeronavigabilità per l'esemplare in particolare, con gli enti competenti precedentemente esposti, ma con un dispendio economico e temporale molto maggiore per quanto riguarda il rilascio e il mantenimento di questi certificati.

Le certificazioni nazionali perciò facilitano l'aeronavigabilità e la manutenzione dell'aeromobile, abbassando in maniera considerevole i costi di immatricolazione e gestione.

Aeromobili senza motore

Per quanto riguarda gli aeromobili senza motore da volo libero come il parapendio e deltaplano, essi non devono sottostare per legge a certificazioni dettate ad esempio dalla FAA, dall'EASA o da enti nazionali.

Tuttavia, la quasi totalità delle case costruttrici di questi mezzi rispettano gli standard di sicurezza dettati dalla *USHPA (United States Hang Gliding & Paragliding Association)* o dall'ente tedesco *DHV (Deutscher Hängegleiterverband e Verband)* in collaborazione con il *DULV*, per migliorare l'affidabilità e la sicurezza di questi aeromobili.

Questi standard da ottenere sono comunque molto meno dispendiosi dal punto di vista economico e temporale, considerandoli di solito come dei semplici test di sicurezza per il collaudo del prodotto finito e per uno sviluppo futuro.

4.2.6 Capitolo 4 dell'Annesso 8 – Continuazione dell'aeronavigabilità

La continuazione dell'aeronavigabilità consiste nell'insieme delle attività atte a mantenere lo status di aeromobile conforme ai propri requisiti fissati dalla normativa competente. Nel linguaggio comune queste attività vengono raggruppate nella definizione di *manutenzione*, comprendendo perciò qualsiasi intervento ordinario e straordinario rispettivamente richiesti dal costruttore del prodotto aeronautico o in caso di incidente in volo.

Il mantenimento dell'aeronavigabilità dei prodotti aeronautici è articolata, a seconda dello Stato legislatore, da diverse Part.

Queste norme indicano le procedure e l'addestramento del personale qualificato, e la conformità delle aziende specializzate ad un insieme di requisiti per permettere l'esecuzione degli interventi da parte del personale qualificato.

In Europa e in USA esistono al riguardo queste Part:

- *Part M* (Europa) – *FAR Part 43* (USA): il mantenimento in stato di aeronavigabilità dei prodotti aeronautici tramite gli interventi o modifiche ordinari e straordinari;
- *Part 145*: la certificazione delle aziende che effettuano manutenzione;
- *Part 66* (Europa): il rilascio delle licenze di manutentore aeronautico: la licenza non è univoca, ma dipende dalla tipologia di aeromobile, cioè in base alla tipologia di sostentazione aerodinamica, propulsione e peso, in accordo alla classificazione esposta in precedenza;
- *Part 147*: la certificazione delle scuole che effettuano l'addestramento tecnico del personale di manutenzione.

Durante il ciclo di vita di un prodotto aeronautico, e in particolare di un aeromobile, si potrebbero incontrare dei problemi non trovati durante i test di collaudo a terra e in volo, o non riscontrati durante la costruzione che comprometterebbero la sicurezza a terra o in volo.

In questo caso, l'autorità competente che ha rilasciato la certificazione di omologazione rilascia, in accordo con la ditta costruttrice e con le procedure di manutenzione regolamentate dalle norme appena descritte, una direttiva (*AD - Airworthiness Directive*) al richiedente della certificazione e a tutti i proprietari nel mondo.

La direttiva consiste nella modifica del programma di manutenzione o nella modifica del design necessari al ritorno nei margini di sicurezza imposti dalle regole. Il documento ha valenza obbligatoria, e fino a che l'operatore non effettua le azioni richieste dall'AD, il modello di aeromobile non è considerato aeronavigabile e quindi soggetto ad azione penale nel caso in cui ci sia un incidente e altri eventi.

Con l'aumento dell'esperienza in campo, il possessore del TC potrebbe trovare delle strade progettuali che potrebbero migliorare il design, dal punto di vista del costo delle manutenzione o per migliorare le performance.

Questi miglioramenti sono suggeriti tramite dei documenti chiamati *SB (Service Bulletins)* o a volte *SAIB (Special Airworthiness Information Bulletin)*, emessi direttamente dalla ditta costruttrice e inviati ai clienti come aggiornamento consigliato. Il documento ha valenza facoltativa, quindi il cliente può accettare o meno la modifica, anche se in alcuni casi il SB può diventare obbligatorio se citato da un'AD emessa dall'ente certificatore. Se il prodotto aeronautico aggiornato dall'azienda tramite un SB è un aeromobile, l'attività svolta per l'emissione di questo documento può essere effettuata con software

dedicati all'ottimizzazione strutturale o multiobiettivo, e successivamente testati in volo da collaudatori aziendali.

Un altro documento è il *sollecito di manutenzione (AMA - Aviation Maintenance Alerts)*, e non riguarda il design costruttivo del prodotto aeronautico, ma la sua manutenzione.

Questo documento infatti informa gli operatori della manutenzione riguardo esperienze che possono essere utili a loro durante le fasi di manutenzione tramite il raccoglimento delle informazioni ricevute dagli stessi operatori, che da un punto di vista etico dovrebbero comunicare tramite questo documento delle informazioni utili al loro lavoro.

Questo documento infatti si pone come obiettivo la crescita della durabilità e sicurezza dei prodotti utilizzati.

Nelle figure sottostanti sono presenti due esempi di documenti ufficiali, il primo indicante una direttiva di aeronavigabilità dell'autorità aeronautica canadese (*Transports Canada*) e il secondo indicante un Service Bulletin per la Serie 912 dei motori Rotax®:

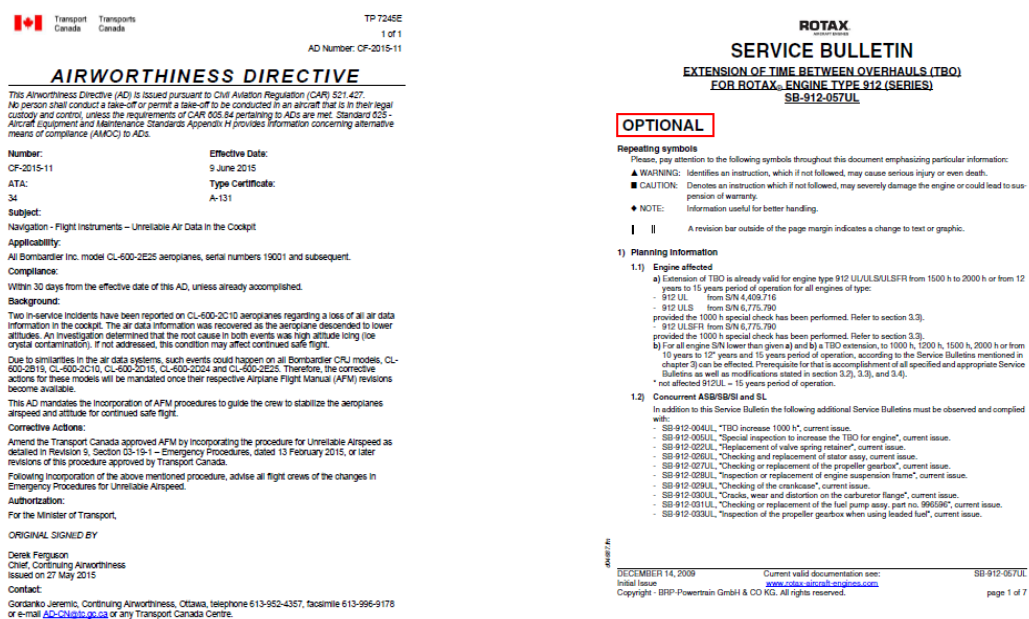


Figura 4-12 (a) Esempio di un'Airworthiness Directive (AD); (b) Esempio di un Service Bulletin (SB).

4.3 Certificazioni eseguibili per lo Zenith CH 701 STOL

Dopo la panoramica sulle tipologie di certificazioni a livello internazionale e nazionale, è possibile concludere il capitolo definendo quali sono le norme di certificazione di omologazione e aeronavigabilità adatti allo Zenith CH 701 STOL.

Per quanto riguarda le certificazioni internazionali, le norme di riferimento sono la FAR-CS 23, FAR-CS LSA o CS-VLA [25, p. 4].

Oltre alle normative europee ed americane considerate, anche l'allegato V° dell'Aero Club d'Italia e la normativa LTF-UL tedesca del DULV sono adatte alla certificazione dello Zenith.

Nel prossimo capitolo verranno confrontate le diverse certificazioni dal punto di vista quantitativo, calcolando i vari parametri e grandezze che caratterizzano i limiti aerodinamici, propulsivi (prestazioni) e strutturali. Le condizioni più gravose dal punto di vista strutturale verranno poi utilizzate per la verifica strutturale di alcuni componenti dello Zenith ai fini della certificazione e per il tentativo di ottimizzazione strutturale della semiala nel capitolo 6.

5 Processo di certificazione dello Zenith CH 701 STOL

Abstract

L'attività di certificazione per un aeromobile, come in questo caso lo Zenith CH 701 STOL, si articola in diverse fasi come descritto nel Capitolo 4.

Una di queste fasi è regolamentata dalla *Subpart C* di ogni norma certificativa e, tramite l'ausilio di software numerici strutturali (MSC Patran Nastran), si provvede all'analisi e verifica strutturale dei componenti, secondo i requisiti di sicurezza imposti dalla normativa. I modelli geometrici su cui effettuare l'analisi hanno un livello di dettaglio in funzione del livello di analisi, creando dei modelli bidimensionali o monodimensionali, a seconda del componente considerato. Questi risultati verranno poi confrontati con la realtà, tramite i test a terra e in volo con i prototipi costruiti.

I componenti studiati in questa tesi come la semiala, gli impennaggi, il castello motore e il carrello fisso dello Zenith hanno dimostrato di sopportare sollecitazioni ben al di sopra (e.g. 9g durante apertura del paracadute balistico) rispetto ai fattori di carico verificabili nel volo reale. Il dimensionamento e la scelta dei rivetti a testa svasata e delle viti (accompagnate da un sistema di rondelle, bulloni e spine) effettuate dall'azienda sono corrette, e tramite la verifica con il metodo degli Elementi Finiti sono state verificate le condizioni di sicurezza imposte dalla normativa.

Per quanto riguarda il carrello fisso, la sua analisi strutturale non comprende solo il calcolo degli spostamenti o delle tensioni critiche in condizioni statiche, ma anche la determinazione delle frequenze naturali, utili alla previsione di possibili fenomeni di risonanza.

5.1 Introduzione

L'aeromobile oggetto della tesi, lo Zenith CH 701 STOL, è già stato introdotto e ampiamente descritto rispettivamente nei capitoli 1 e 3. In questo capitolo perciò si approcceranno le attività partendo da quanto detto in questi due capitoli, e servendosi degli elementi di meccanica del volo esposti nel capitolo 2. Nella figura sottostante si mostra la vista frontale dell'aeromobile, con indicato le informazioni principali [25, p. 2]:

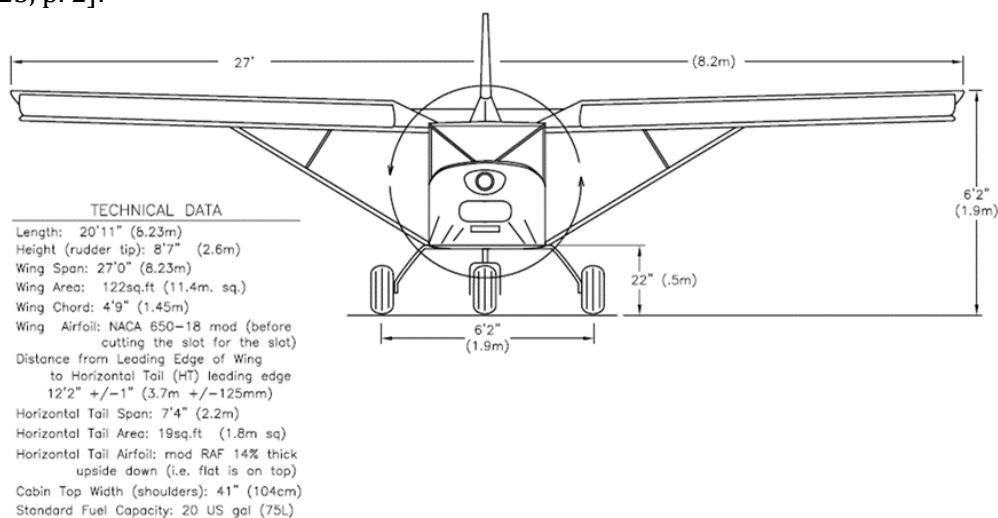


Figura 5-1 Vista frontale e caratteristiche principali dello Zenith CH 701 STOL.

L'aeromobile è certificato rispetto a diversi standard aeronautici, come ad esempio la norma americana FAR 23 ed europea CS-23, la norma canadese TP101-41, come anche quella italiana DPR 133/2010 o tedesca LTF-UL della DULV.

Per questa tesi è stato scelto il DPR 133/2010, utilizzando l'Allegato Tecnico V° dedicato per gli "Aeromobili ad ala fissa a tre assi" [50].

Nella tabella seguente sono elencate le caratteristiche effettive di volo disponibili sul sito della Zenith Aircraft, ottenute rispettivamente con il Rotax 912 UL da 80 [CV] e il 912 ULS da 100 [CV], reperibili dal Manuale di Volo dell'aeromobile [53, p. 3]:

Grandezza	Motore installato			
	Rotax 912 UL		Rotax 912 ULS	
	Monoposto	Biposto	Monoposto	Biposto
Velocità massima [km/h]	136		152	
Velocità di crociera (livello del mare) [km/h]	128		136	
Velocità di crociera (75% potenza, h=8000 [ft])	147.2		156.8	
VNE - Velocità da non eccedere [km/h]	176			
Velocità di stallo con flap retratti [km/h]	44.8	48	44.8	48
Rateo di salita [ft/min]	1100	1000	1200	1100
Corsa di decollo [m]	20	35	15	30
Corsa di atterraggio [m]	25	40	25	40
Quota di tangenza [ft]	13000	12000	15000	12000
Autonomia chilometrica [km]	670		635	
Autonomia oraria media [h]	4.6		4.1	

Tabella 5-1 Prestazioni dello Zenith CH 701 STOL a seconda del propulsore.

La peculiarità principale dello Zenith, con riferimento ai dati esposti nella tabella sopra, può essere osservata nel grafico sottostante, confrontandolo con altri modelli di ultraleggeri presenti in commercio [30, p. 4]:

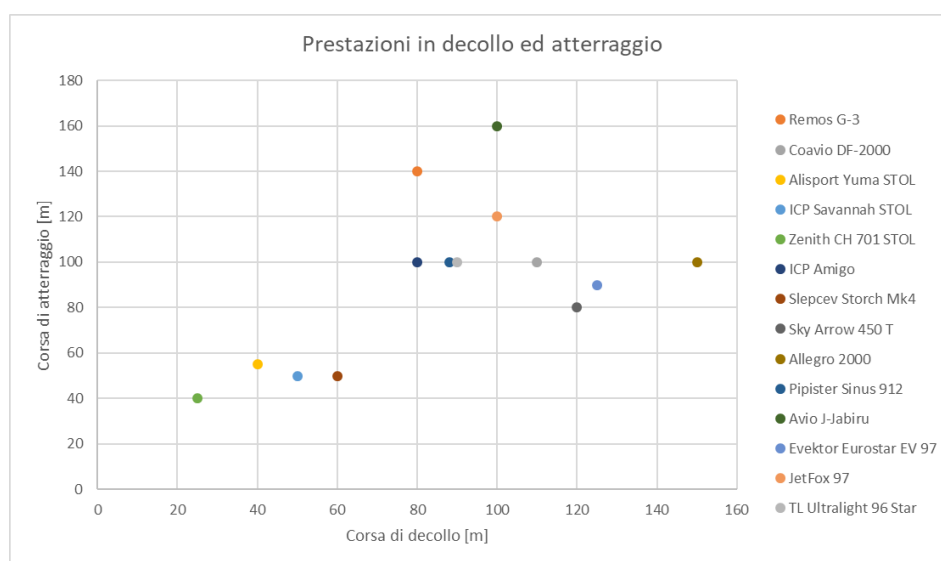


Figura 5-2 Confronto prestazioni in decollo e atterraggio dello Zenith rispetto ad altri ultraleggeri commerciali.

Il propulsore scelto per le successive analisi e verifiche sarà il Rotax 912 ULS 100 [Hp], raffigurato nelle due viste sottostanti indicanti la posizione del baricentro e i valori dei momenti d'inerzia baricentrici rispetto ai tre assi [13, p. 8]:

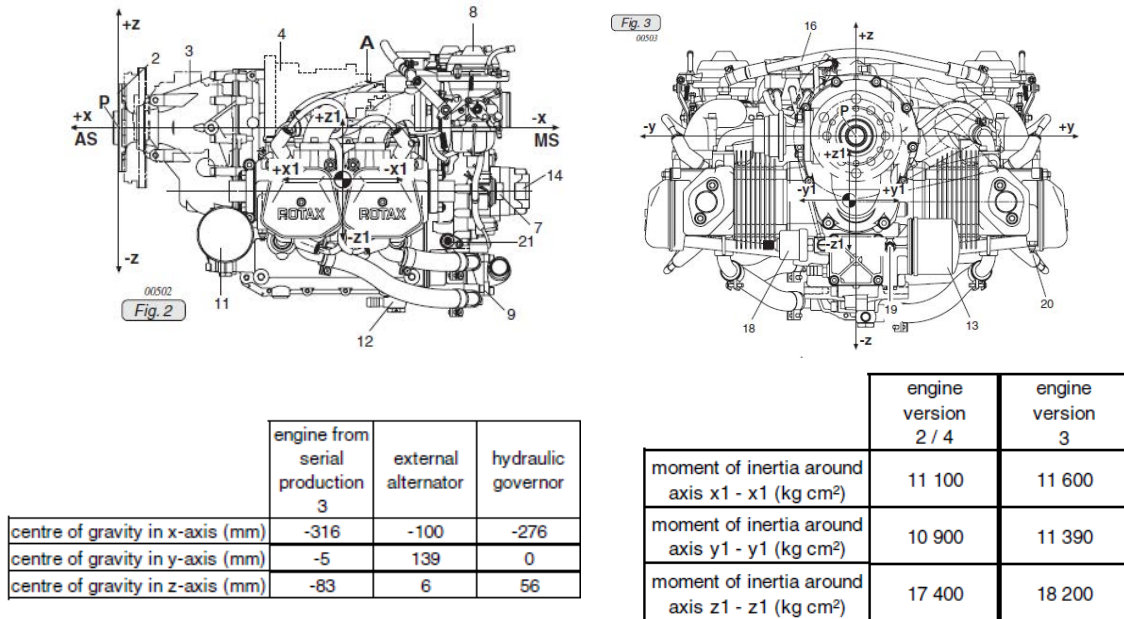


Figura 5-3 Rotax 912 ULS 100 [Hp]: (a) Vista laterale da sinistra; (b) Vista frontale; (c) Coordinate baricentro; (d) Momenti d'inerzia baricentrici rispetto ai tre assi.

In questo capitolo vengono calcolati alcune grandezze riguardo l'aeroplano, in riferimento alle indicazioni rilasciate dall'allegato, e riportate alcuni coefficienti trovati in letteratura. Si specifica che tutte le caratteristiche prestazionali sono calcolate nella configurazione peggiore, cioè con peso massimo (MTOW) imposto dalla normativa, pari a 600 [kg]:

Grandezza	Valore
Peso a vuoto aeroplano $W_0 = [N]$	2580.03
Peso massimo carburante a bordo $W_{fuel} = [N]$	536.803
Peso massimo al decollo (di progetto, MPTOW) $W_{max} = [N]$	5886
Rapporto d'aspetto ali AR	5.9
Carico alare massimo $\frac{W_{max}}{S} = \left[\frac{N}{m^2} \right]$	516.316
Coefficiente di portanza in configurazione pulita in volo dritto (flaps retratti)	2.92
Coefficiente di portanza in configurazione d'atterraggio (flaps estesi)	3.56
Coefficiente di portanza in configurazione pulita in volo rovescio (flaps retratti)	-1.635
Potenza massima motore $P_{decollo} = [CV]$ - Rotax 912 ULS	100
Rendimento meccanico riduttore di giri accoppiamento albero motore - elica η_m	0.9
Rendimento propulsivo elica η_{pr}	0.95
Consumo specifico orario di un motore a combustione interna $C_s = \left[\frac{kg}{CV h} \right]$	0.25

Tabella 5-2 Grandezze caratteristiche utili ai calcoli.

Conoscendo ora quasi tutte le grandezze caratteristiche dell'aeromobile, è necessario verificare le prestazioni indicate dal costruttore, calcolando con delle semplici formule della meccanica del volo descritte nel Capitolo 2.

Questi calcoli semplici possono essere apparentemente inutili, ma rappresentano un'utile verifica dei valori presentati dall'azienda, che potrebbero essere errati o non veritieri; questo fatto potrebbe poi essere molto pericoloso soprattutto in fase di collaudo o di esercizio ordinario in volo.

Prima di tutto, oltre al coefficiente di portanza dal punto di vista complessivo aerodinamico esistono altri due coefficienti chiamati rispettivamente *Fattore di Oswald* e *coefficiente di resistenza*, già descritti nei paragrafi dedicati del capitolo 2, e calcolabili con delle relazioni empiriche. Per un aeromobile ad ala alta e volante in basso regime subsonico come lo Zenith, le formule e i risultati sono rispettivamente [9]:

$$e = 1.78(1 - 0.045S^{0.68}) - 0.64 = 0.72 \quad c_D = c_{D,0} + \frac{c_L^2}{\pi A e} = 0.689$$

considerando un coefficiente di resistenza a portanza nulla pari a 0.05 ($c_{D,0}$ per questa tipologia di aeromobili assume un valore compreso tra 0.02 e 0.05). L'efficienza aerodinamica E dell'aeromobile perciò è:

$$E = \frac{c_L}{c_D} = 4.294$$

A questo punto, tramite le formule ottenute dalle equazioni del moto del capitolo 2, si calcolano le diverse grandezze prestazionali dello Zenith nelle diverse operazioni di volo, dal decollo fino all'atterraggio, notando che non differiscono di una quantità significativa:

Manovra di volo	Grandezza	Valore
Decollo	Velocità di decollo	$v_{decollo} = 1.15 \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S c_{L,decollo}}} = 66.75 \left[\frac{km}{h} \right]$
	Potenza e spinta prodotta dall'elica in decollo	$P_{elica} = P_{motore} \eta_m \eta_{pr} = 62.867 [kW]$ $T = \frac{P_{elica}}{v_{decollo}} = 3390.61 [N]$
	Corsa di decollo	$x_r = \frac{2.88W_{max}^2}{2gT\rho S c_{L,decollo}} = 32.5 [m]$
Volo in salita (con rampa di 20°)	Velocità in salita minima	$v_{salita} = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S c_{L,decollo}}} = 58.045 \left[\frac{km}{h} \right]$
	Rateo di salita	$RC = v_{salita} \sin \gamma_{salita} = 5.5 \left[\frac{m}{s} \right]$
Volo in crociera	Velocità di crociera	$v_C = 2.2v_{salita} = 134.5 \left[\frac{km}{h} \right]$
	Autonomia oraria	$t = \frac{E\eta_{pr}}{C_s} \sqrt{\frac{\rho_0 S c_L}{2W_0}} \ln \frac{W_0}{W_0 - W_f} = 4.4 [h]$
	Autonomia chilometrica	$s = \frac{E\eta_{pr}}{C_s} \ln \frac{W_0}{W_0 - W_f} = 650 [km]$
Atterraggio	Velocità in richiamata	$v_r = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S c_{L,max,FF}}} = 55.373 \left[\frac{km}{h} \right]$
	Potenza e spinta prodotta dall'elica in atterraggio	$P_{elica} = P_{motore} \eta_m = 31.43 [kW]$ $T = \frac{P_{elica}}{v_r} = 2043.38 [N]$

	Corsa di atterraggio	$x_r = \frac{2.88W_{max}^2}{2gT\rho S C_{L,atterraggio}} = 50.02 [m]$

Tabella 5-3 Prestazioni dello Zenith CH 701 STOL calcolate.

La differenza di 7.5 [m] per il decollo e di 10.02 [m] per l'atterraggio tra i dati calcolati e forniti dalla Zenith è dovuta principalmente dovuta a diversi fattori, come ad esempio il fondo della pista, il rendimento del motore e dell'elica, le componenti locali di vento presenti (se il verso è contrario rispetto alla direzione di volo, questo favorisce la diminuzione delle due corse), e non ultima per importanza anche la bravura ed esperienza del pilota, che costituisce uno dei fattori determinanti per il rispetto degli standard di sicurezza su questa tipologia di mezzi.

5.2 Subpart C – Struttura

5.2.1 Modellazione geometrica

Per poter effettuare le verifiche strutturali tramite il Metodo degli Elementi Finiti, è necessario avere la geometria. La modellazione geometrica è stata fatta con un software CAD (Computer Aided Design) tridimensionale, SolidWorks® [54].

I modelli geometrici, per questioni di tempo e minor costo computazionale in fase di analisi sono monodimensionali e bidimensionali, altrimenti le simulazioni in Patran/Nastran effettuate con modelli tridimensionali impiegherebbero troppo tempo e uscirebbe dallo scopo di questa tesi.

I componenti studiati in questo elaborato sono i seguenti:

- Semiala destra
- Impennaggio orizzontale (stabilizzatore ed equilibratore)
- Impennaggio verticale (deriva)
- Castello motore
- Carrello d'atterraggio (solo parte fissa)

Nei prossimi paragrafi saranno espone delle immagini illustrative dei modelli geometrici creati, elencando in maniera essenziale i materiali e le dimensioni caratteristiche dei componenti.

Patran permette di importare la geometria del modello senza dover costruirla dall'inizio all'interno del programma. La struttura del velivolo, nei suoi vari componenti, presenta degli spessori piccoli rispetto alle altre dimensioni.

Quindi, per evitare di crear un modello FEM tridimensionale che sarebbe stato molto pesante dal punto di vista computazionale, si è deciso di studiare la struttura come se fosse bidimensionale, annullando cioè lo spessore nel modello. Patran permette di creare la geometria bidimensionale considerando il piano medio di ogni componente. Data però la complessità del modello, il preprocessore non era in grado di compiere automaticamente questa azione. Così, direttamente in SolidWorks, si è ricostruito tutto il modello in due dimensioni. Per ogni elemento si è andati a considerare il piano medio tra le superfici esterne. E' necessario sottolineare che alcuni componenti presenti nella struttura reale non è stata modellata geometricamente, la loro successiva modellazione FEM richiedeva troppo tempo dal punto di vista preparatorio e computazione: esempi di questi componenti sono le viti, i bulloni e i rivetti, o altri elementi non strutturali (e.g. serbatoio carburante ruota e impianto frenante ecc...).

5.2.1.1 Semiala

L'ala completa del velivolo è una struttura simmetrica sottoposta a carico simmetrico, perciò è stato conveniente modellare e studiare strutturalmente solo una semiala, per risparmiare tempo in fase di modellazione e di computazione numerica.

Il corpo principale è formato dalla semiala vera e propria, responsabile della generazione della maggior parte della portanza, e posteriormente sono incernierati l'alettone e il flap, strutturalmente equivalenti. Nella parte anteriore invece è presente l'ipersostentatore al bordo d'attacco (leading edge slat) fissato tramite dei collegamenti imbullonati con viti M10 a testa esagonale.

In accordo a quanto detto nel Capitolo 3, la semiala, l'alettone e il flap sono costituiti ciascuno dai seguenti elementi strutturali, tutti costruiti in alluminio AA 7075 T6 e con collegamenti filettati con viti in acciaio AISI 4130 N:

- Le centine (*ribs*), poste ad un certo intervallo tra loro, evitano la flessione della pelle, peggiorando le prestazioni aerodinamiche in volo, e mantengono l'integrità strutturale della sottostruttura;
- I longheroni (*spars*), fissano le centine tra loro tramite rivetti a testa svasata, come spiegato nel capitolo 3 nel paragrafo dedicato ai materiali utilizzati;
- La pelle esterna (*skin*), è l'elemento che protegge la struttura interna dagli agenti atmosferici esterni, ma soprattutto è responsabile della generazione della portanza necessaria alla sustentazione in volo grazie all'interazione tra le molecole d'aria e la pelle stessa;
- I supporti (*brackets*), che collegano una sottostruttura all'altra (e.g. la semiala con l'alettone e i flap) tramite viti in acciaio 4130 di derivazione e designazione militare AN3-6A.

All'interno della semiala è presente anche il serbatoio del carburante, con capacità 36 [L], posto tra due centine e fissato a quest'ultime e al longherone anteriore tramite delle staffe a C di piccole dimensioni.

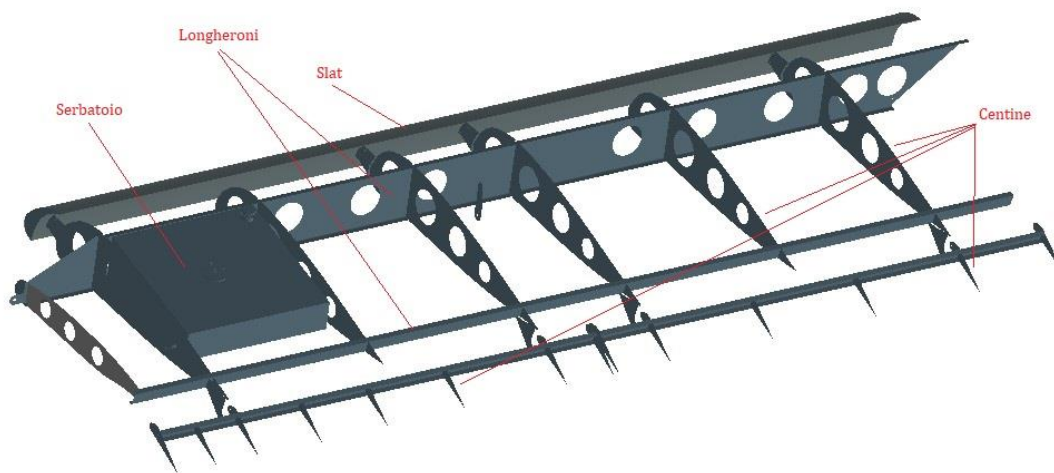


Figura 5-4 Vista complessiva del modello geometrico della struttura interna della semiala e dei comandi di volo fissi e mobili.

Il serbatoio del carburante, come visibile dalla figura sopra, non è un organo strutturale della parte interna dell'ala e quindi non verrà inserito nel modello FEM, ma ne verrà considerata la sua massa tramite le azioni spiegate più avanti nel paragrafo dedicato ai modelli FEM.

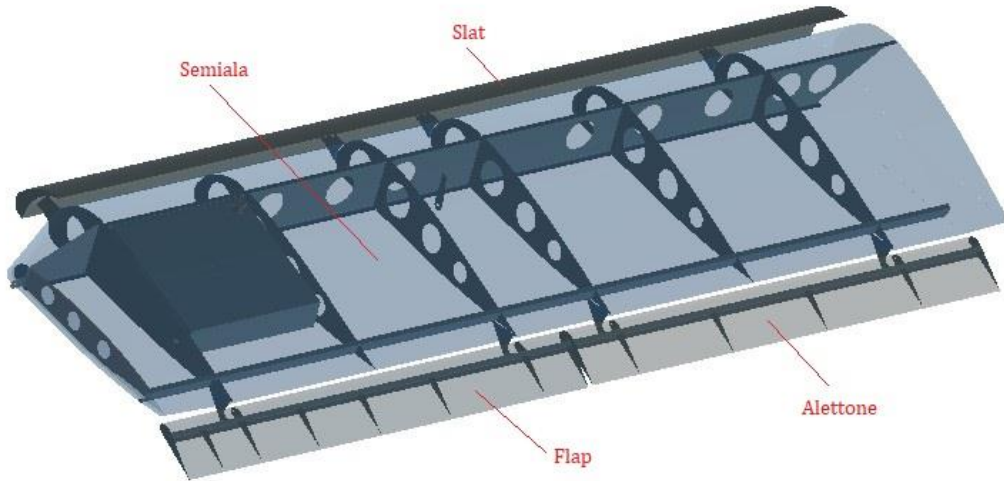


Figura 5-5 Vista complessiva del modello geometrico della struttura esterna della semiala e dei comandi di volo fissi e mobili.

5.2.1.2 Impennaggio orizzontale

Analogamente alla semiala, anche gli impennaggi di coda hanno una struttura modulare semi monoscocca interna, con gli elementi trasversali (centine) posti ad intervallo regolare l'uno dall'altro, e gli elementi longitudinali (longheroni) costruiti in maniera diversa rispetto al caso precedente. Nel caso dell'impennaggio orizzontale, è necessario suddividere il componente in parte fissa (stabilizzatore) e mobile (equilibratore), quest'ultima comandata dal pilota tramite la cloche.

La parte fissa è costituita da quattro centine, di cui le due centrali forate per irrigidirle e alleggerirle, e da quattro longheroni non forati con sezione a C.

Due di questi sono posti in direzione longitudinale, per irrigidire il bordo d'attacco e d'uscita dello stabilizzatore, mentre le restanti due, di lunghezza più corta (irrigidimenti), irrigidiscono i due longheroni più lunghi, per evitare la loro flessione in direzione longitudinale.

Per quanto riguarda la parte mobile, l'architettura è molto simile a quella utilizzata per la semiala, con la differenza di montare centine non forate e non mettendo il longherone posteriore, per questioni di peso. Entrambe le parti vengono poi rivestite con la pelle costituita da lamine rivettate sulle centine o sui longheroni, come visibile nella figura sottostante:

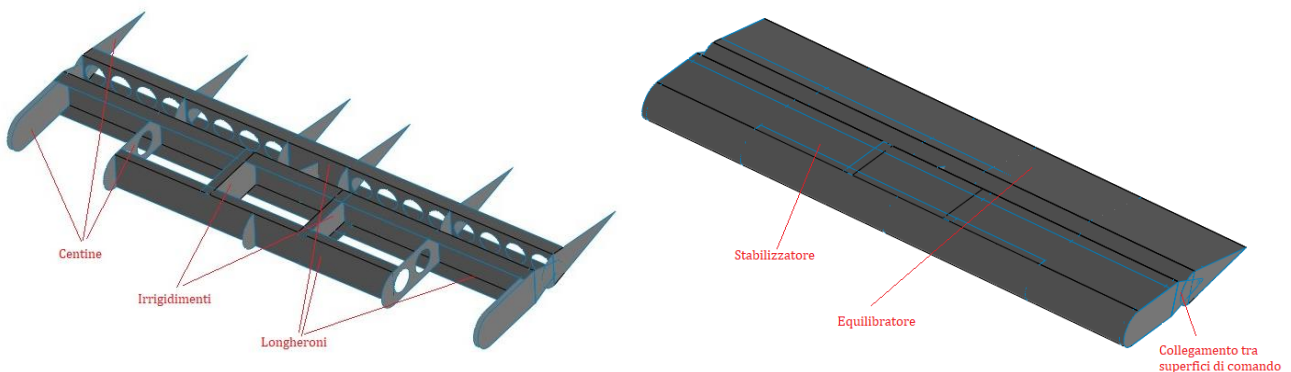


Figura 5-6 Impennaggio orizzontale: vista assometrica del modello geometrico della struttura interna (a) ed esterna (b).

Le due superfici di comando poi sono collegate tramite tre lamine triangolari forate, due poste all'estremità e una centrale, con il compito di trasmettere il comando di volo imposto dal pilota.

5.2.1.3 Impennaggio verticale

Analogamente ai casi precedenti, si espone ora l'impennaggio verticale, costituito da una parte mobile, e responsabile del controllo del moto dello Zenith attorno all'asse di yaw. Anche in questo caso, la struttura interna è composta da centine non forate rivettate su un longherone frontale con sezione a C, entrambi costruiti in alluminio AA 2024 T3.

La struttura interna viene poi rivestita con le classiche lamine costituenti la pelle di rivestimento della superficie aerodinamica, in alluminio AA 2024 T3. Una caratteristica strutturale particolare del timone è rappresentata dalle due centine poste nella parte inferiore del componente.

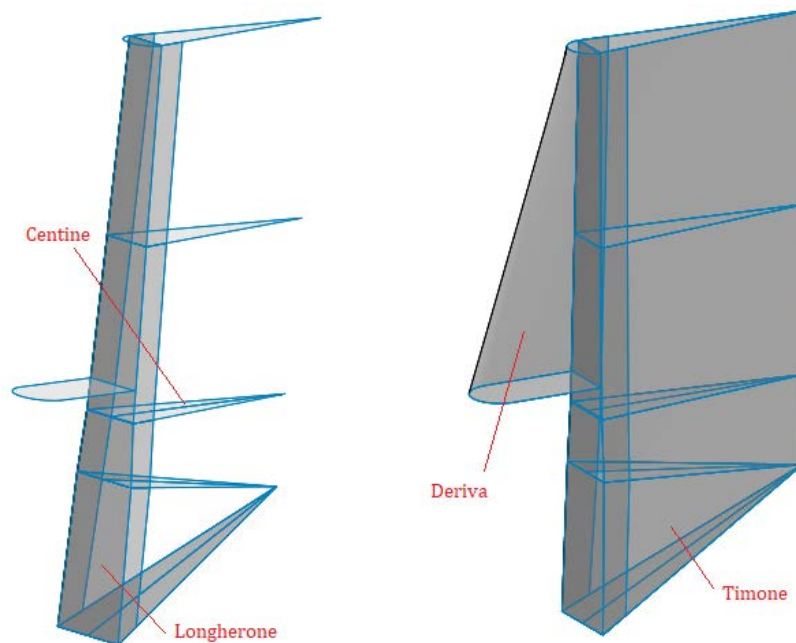


Figura 5-7 Impennaggio verticale: vista assonometrica della struttura interna (a) ed esterna (b).

Dal modello geometrico realizzato e dai piani di costruzione è possibile notare che le due lamine si fissano in un punto, e non sono parallele tra loro come in tutti gli altri casi. Questa configurazione strutturale è stata adottata per evitare il contatto della superficie aerodinamica con il terreno durante le fasi di decollo e atterraggio corto (come spiegato nel capitolo 3), in cui lo Zenith assume degli angoli d'attacco molto alti, con il potenziale pericolo di perdere l'efficacia di questo comando di volo fondamentale. La struttura interna dell'impennaggio verticale rappresentato nel modello geometrico è a scopo puramente illustrativo, dato che quella zona viene affidata allo studio della fusoliera. Il compito della parte fissa è quello di connettere la cabina con il timone.

5.2.1.4 Castello motore

L'ultimo componente modellato è il castello motore. Questa struttura, costruita completamente in Acciaio AISI 4130 N, ha il compito di collegare strutturalmente il motore alla paratia parafiamma, appartenente alla zona anteriore della fusoliera. Essa è essenzialmente costituita da una struttura centrale (suspension frame) composta da una barra unica piegata, e da un sistema di barre dietro e davanti alla struttura centrale, utili rispettivamente al collegamento della suspension frame con la paratia parafiamma e con il motore stesso. Le barre poste dietro sono fissate alla paratia parafiamma e al suspension frame tramite saldatura circolare alla base della barra (*round or fillet weld*) con tecnica TIG, mentre quelle davanti sono saldate al suspension frame e fissate tramite quattro viti a testa esagonale M10 sul motore.

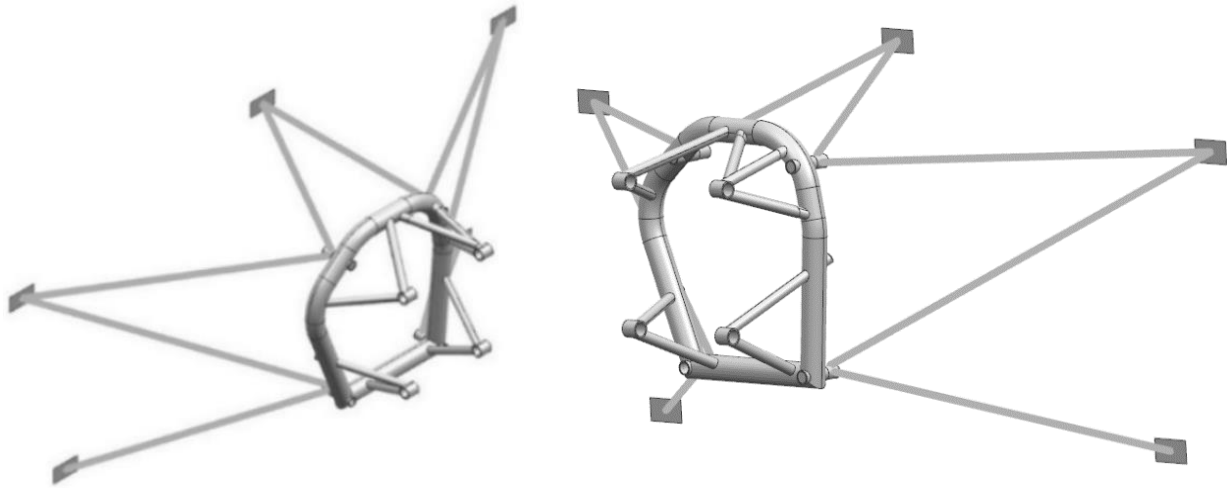


Figura 5-8 Viste del modello geometrico del castello motore per il Rotax 912 ULS.

5.2.1.5 Carrello fisso d'atterraggio

Il carrello d'atterraggio utilizzato nello Zenith è costituito da una balestra in pezzo unico fabbricata in alluminio AA 7075 T6, e fissata in ambo i lati alla fusoliera tramite due piastre saldate tra loro e imbullonate rispettivamente alle gambe del carrello e alla zona locale della fusoliera. Le ruote utilizzate possono essere di vario genere, con un diametro compreso tra i e i. Lungo le gambe del carrello sono presenti i condotti dell'olio per il comando dei freni differenziali a disco delle ruote.

Come visibile dalla figura sotto, il collegamento del mozzo avviene tramite 4 bulloni AN4-13A in acciaio 4037 o 4130, di derivazione militare.

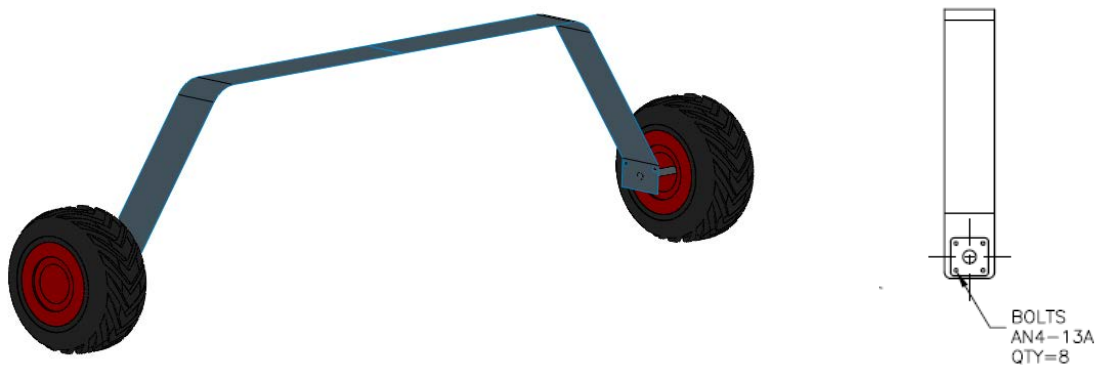


Figura 5-9 (a) Vista assonometrica del modello geometrico del carrello fisso con le ruote; (b) Designazione delle viti di fissaggio della flangia che unisce il perno della ruota con la balestra.

Dato che il carrello è una struttura simmetrica sottoposta a carico simmetrico, il modello geometrico utilizzato per le verifiche strutturali sarà la sola metà, per diminuire ulteriormente il tempo di simulazione.

5.2.2 Verifica strutturale

Tutte le analisi condotte sono effettuate tramite il Pre e Post processore Patran e processore Nastran di MSC Software [55, 56]. La quasi totalità delle analisi sono di tipo *Linear Static (Sol 101)* [50], utili alla determinazione delle tensioni e delle deformazioni massime del modello (tranne il carrello, in cui si esegue una *Non Linear Static - Sol 106*).

La verifica strutturale, ai fini della certificazione, è indicata nella Subpart C di ogni norma; essa consiste nel controllare che le deformazioni siano limitate e che le tensioni critiche di snervamento (in questo caso secondo il *Criterio di Von Mises*) non superino il valore caratteristico del materiale costituente o del giunto considerati. Questa verifica della tensione in realtà è eseguita tramite il rapporto tra queste due grandezze, calcolando perciò il *fattore di sicurezza*; se questo coefficiente è maggiore di 1.5 (PAR. 303, per tutti i componenti, se non diversamente specificato), l'analisi è andata a buon fine.

Nel caso specifico dei collegamenti filettati e rivettati, si farà riferimento a datasheet o formule particolari per il caso trattato, che verranno poi confrontati con i valori ricavati dalle analisi.

In un caso (carrello fisso) verrà anche condotta un'analisi d'esempio di tipo *Normal Modes (Sol 103)* per lo studio di possibili fenomeni di risonanza, effettuabile su tutti i componenti sollecitabili da diverse forzanti meccaniche pulsanti presenti nell'intero aeromobile (e.g. rotazione albero motore, rotazione ruote carrello a terra ecc...).

5.2.2.1 Preparazione del modello

Data la complessità geometrica del modello (certi componenti sono nascosti da altri) si è suddiviso il cosiddetto "*default group*" contenente il modello globale in diversi gruppi [57], ognuno contenente uno o più elementi, in modo da gestire meglio il modello totale con una visibilità completa e visualizzare i risultati solo del gruppo o dei gruppi di componenti richiesti.

Successivamente è stata svolta l'attività di associazione delle diverse superfici e/o curve, indispensabile per costruire una buona mesh quando si hanno numerosi componenti adiacenti. Senza l'associazione, Patran considererebbe ogni superficie staccata dall'altra e la mesh risultante, anche se fatta bene all'interno della singola superficie, non rappresenta il collegamento presente ai bordi tra le varie superfici.

Il passo successivo è la creazione della mesh, a cui poi definire le proprietà che comprendono lo spessore reale dei componenti e le caratteristiche meccaniche dei materiali costituenti citati in precedenza durante la spiegazione della modellazione geometrica.

L'elemento scelto per le geometrie bidimensionali è quello a quattro nodi *Quad4* con proprietà *shell*, di dimensione nominale 8 [mm], mentre per le geometrie monodimensionali del castello motore e delle viti è stato utilizzato l'elemento trave *Bar2* con proprietà *beam* [58, pp. 34-37]. Nel caso particolare del castello motore, le barre costituenti la struttura essendo a sezione circolare piena potevano essere modellate solo con una mesh monodimensionale; la mesh bidimensionale non è possibile perché può considerare solo barre con sezione cava, dato che l'input inserito dello spessore distribuisce la dimensione a metà sopra e sotto il piano medio geometrico del componente. Alcune immagini illustrative delle mesh ottenute saranno visibili nelle figure mostranti le condizioni di carico e vincolo, nel prosieguo del capitolo.

Nelle zone in cui si prevede una concentrazione delle tensioni, come i fori per i collegamenti imbullonati e rivettati tra i componenti, si è diminuito questo valore tramite il *Mesh Seed* per un miglior dettaglio dei valori di tensioni e deformazioni localizzate. In alcuni casi è stata utilizzato il comando *Split* per rimpicciolire manualmente quegli elementi che lo richiedevano, dividendoli in elementi più piccoli, e lo spostamento manuale dei nodi non coincidenti degli elementi rappresentanti i bordi.

L'unione dei nodi in comune tra elementi adiacenti e/o a contatto è stata effettuata tramite il comando *Equivalence*, utilizzando il valore di tolleranza globale di $1 \cdot 10^{-5}$, fissato all'inizio del modello nella finestra *Preferences--> Global*.

Per la simulazione dei collegamenti filettati si è scelta questa rappresentazione: la vite è stata discretizzata con elementi monodimensionali di tipo *Beam*, la testa della vite è stata simulata con un *MPC (Multi Point Constraint)* di tipo *RBE2 (Rigid Beam Element)* [59, pp. 37-39] che trasmette tutti i gradi di libertà ad una fascia circolare degli elementi bidimensionali della piastra interna, il dado è stato simulato analogamente cioè con un *MPC RBE2* che trasmette i gradi di libertà ad una fascia circolare degli elementi bidimensionali del foro; questa fascia circolare, somigliante ad una ruota, viene chiamata *wagon wheel MPC* o *spider elements*, immaginando che i collegamenti costituiscano una piccola ragnatela di nodi. Due esempi sono visibili nelle figure sottostanti:

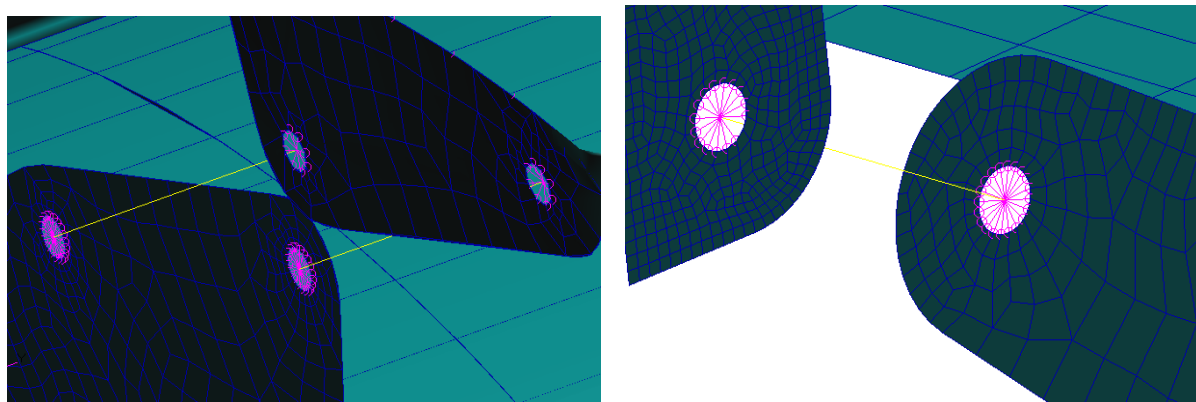


Figura 5-10 Esempi di applicazione degli spider elements con gli MPC RBE2 per la rappresentazione delle viti: (a) collegamento tra ala e slot; (b) collegamento tra ala e flap/alettone.

Questo tipo di approssimazione non rispecchia molto bene la realtà, bisognerebbe creare un modello tridimensionale del giunto bullonato e andare a considerare precarico dei bulloni e attrito fra le superfici.

5.2.2.2 Materiali e proprietà

Successivamente all'attività di associazione geometrica e mesh, si è giunti alla definizione dei materiali e delle proprietà. La normativa, in materia di caratteristiche meccaniche dei materiali presenti, consiglia l'uso di diversi documenti di enti aeronautici americani, civili e militari, a seconda del materiale considerato.

Nel caso di materiali metallici, la normativa al *PAR. 603* consiglia il documento *MIL-HDBK-5 "Metallic materials and elements for flight vehicle structures"* del Ministero della Difesa americano [60]. Allo scopo di analizzare i componenti sopra presentati, si sono estrapolati i seguenti valori per l'alluminio e l'acciaio:

Materiale	Densità [$\frac{kg}{m^3}$]	Coefficiente di Poisson	Modulo di elasticità [GPa]	Tensione di snervamento [MPa]	Tensione ultima di rottura [MPa]
2024 T3	2780	0.3	73.1	345	485
7075 T6	2810		71.7	505	570
Acciaio AISI 4130	7800	0.29	210	517.5	655

Tabella 5-4 Proprietà meccaniche materiali considerati.

Nel prosieguo del capitolo, durante la fase di verifica strutturale di sicurezza, si farà riferimento ai valori della tensione di snervamento, utili alla determinazione del coefficiente di sicurezza. Nel caso di verifica di collegamenti filettati o rivettati, verrà precisato il riferimento riguardo i valori utilizzati.

Tutti i materiali inseriti nel database di Patran hanno un comportamento se sollecitati di tipo *Linear Elastic*, con caratteristiche meccaniche isotrope.

Successivamente alla definizione dei materiali, si è passati alla definizione delle proprietà. Come spiegato in precedenza, nei modelli analizzati sono presenti elementi bidimensionali e/o monodimensionali.

Nel primo caso, è stata definita una proprietà piastra (*shell*) *PSHELL*, assegnando il materiale e lo spessore associato a seconda del gruppo di componenti, mentre nel secondo caso si è utilizzato una proprietà trave con sezione generica (*general section beam*) *PBEAM*, inserendo il materiale, il valore del raggio della sezione trasversale (sono tutte travi a sezione circolare piena) e il versore della sezione trasversale.

In alcuni casi, è stato necessario considerare la presenza di corpi non strutturali, collegati al resto della struttura tramite MPC, come spiegato in precedenza. La proprietà associata a questi nodi è adimensionale e rappresenta una massa concentrata (*CONM2*), inserendo il valore della massa in [*kg*] e in alcuni casi i momenti d'inerzia baricentrici del corpo in [*kg m²*].

Essendo dei modelli costituiti da molti componenti, quest'attività è stata notevolmente facilitata dal lavoro precedente di suddivisione del modello in gruppi.

Con questa procedura perciò sono state create tutte le proprietà, riassunte nelle tabelle sottostanti.

Semiala

Componente	Elemento	Spessore[mm]	Materiale
Ala (corpo centrale)	Longheroni - Centine	0.635	7075 T6
	Pelle	0.4	
Flap	Longherone - Centine	0.635	
	Pelle	0.4	
Alettone	Longherone - Centine	0.635	
	Pelle	0.4	
Slat	Centine	0.4	
	Pelle		
Supporti ala-slat e ala-comandi di volo	Staffe con foro di collegamento	2.36	

Tabella 5-5 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti della semiala.

Il serbatoio della semiala, non essendo un elemento strutturale, non è stato importante in ambiente FEM, ma è stato considerato come una massa concentrata *CONM2*, con un valore di 45.92 [*kg*] composto dai seguenti elementi:

Componente massa totale	Valore [kg]
Struttura serbatoio, compresa di irrigidimenti	20
36 [L] di benzina ($\rho_{fuel} = 0.72 \left[\frac{kg}{L} \right]$)	25.92

Tabella 5-6 Masse concentrate idealizzate tramite CONM2.

Impennaggio orizzontale

Componente	Spessore [mm]	Materiale
Longheroni – Centine	0.637	2024 T3
Pelle	0.4	

Tabella 5-7 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti dell'impennaggio orizzontale.

Impennaggio verticale

Componente	Spessore [mm]	Materiale
Longheroni – Centine	0.637	2024 T3
Pelle	0.4	

Tabella 5-8 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti dell'impennaggio verticale.

Castello motore

Componente	Spessore- Diametro [mm]	Materiale
Piastre di supporto parafiamma	3	AISI 4130 N
Barre di collegamento parafiamma – suspension frame	20	
Suspension frame	40	
Barre di collegamento suspension frame - motore	20	

Tabella 5-9 Proprietà geometriche e tecnologiche dei componenti del castello motore.

E' stato inoltre inserita una proprietà CONM2 che rappresentasse l'intero impianto motore e l'elica, con un valore totale di 90 [kg] e momenti d'inerzia principali baricentrici (I_{11}, I_{22}, I_{33}) espressi in [kg m²], come indicato nella Figura 5-3 (d). Le coordinate del baricentro, scritte rispetto al riferimento fissato dal manuale del motore ed indicate nella Figura precedente, sono state poi trasformate nel sistema di riferimento di Patran.

Carrello fisso

La struttura del carrello, essendo costituita da un'unica balestra, ha richiesto una sola associazione di proprietà shell, assegnando il materiale AA 7075 T6 e spessore 19.05 [mm]. Il perno della ruota, il cerchione e la gomma con il suo impianto frenante è stato rappresentato con una proprietà adimensionale CONM2, con valore di 10 [kg].

5.2.2.3 Condizioni di carico e vincolo

I carichi da applicare al modello sono state scelte come *nodal* (carichi concentrati – forze) o come *element uniform* (carichi distribuiti – pressioni), cioè rispettivamente applicate ciascuna ad un singolo nodo o in maniera uniforme. Il PAR. 303 [50] descrive il tracciamento del diagramma d'involuppo, ottenuto dalla combinazione del diagramma di manovra e di raffica, come spiegato nel Capitolo 2.

La normativa mette a disposizione le formule per il calcolo delle velocità caratteristiche e un andamento qualitativo del grafico, come raffigurato sotto:

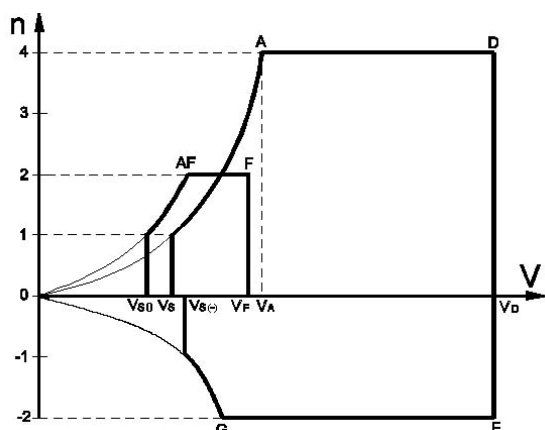


Figura 5-11 Andamento qualitativo diagramma d'inviluppo secondo la PAR. 303 del DPR 133/2010.

Punto diagramma	Velocità di volo associata $\left[\frac{km}{h}\right]$	Fattore di carico limite
S - Stallo con flap completamente retratti	$v_s = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S C_{L,max}}} = 61.141$	$n_S = 1$
A - Manovra positiva	$v_{manovra} = \sqrt{\frac{2W_{max} n_A}{\rho S C_L}} = 122.283$	$n_A = 4$
C - Crociera	$v_C = 2.2 v_s = 134.51$	$n_C = 1$
D/E - (e relativo segmento DE) - Picchiata o affondata	$v_D = v_E = 1.5 v_A = 183.424$	$n_D = 4$ $n_E = -2$
G - Manovra negativa	$v_G = \sqrt{\frac{2W_{max} n_2}{\rho S C_{L,-}}} = 115.55$	$n_G = -2$
AF - Stallo con flap completamente estesi	$v_{S,FF} = \sqrt{\frac{2W_{max}}{\rho S C_{L,max,FF}}} = 55.373$	$n_F = 2$
F - Velocità massima con flap completamente estesi	$v_F = \sqrt{2} v_S = 86.466$	

Tabella 5-10 Velocità caratteristiche calcolate per il diagramma d'inviluppo.

Questa condizione verrà poi combinata con i diversi fattori di carico di emergenza per le analisi di verifica in condizioni straordinarie, come esposto nel prossimo paragrafo.

Per gli altri componenti, i fattori di carico limite relativi ai quattro casi dell'involuppo di volo indicati nel grafico sono stati applicati nel modello tramite il comando *Inertial Load*, che applica un'accelerazione nella direzione prefissata all'intero modello, senza selezionare la regione di applicazione. Le condizioni più gravose sono ottenute tramite le condizioni di volo A/D e G/E, con i flap completamente retratti, accorpando perciò anche il caso di volo con flap completamente estesi, perché in questo caso il fattore di carico massimo è pari a 2.

Fattori di carico di emergenza

Oltre alle condizioni appena presentate, esistono delle condizioni di carico di emergenza [50], come le seguenti:

- $9g$ in avanti (nella direzione di volo) per l'apertura del paracadute balistico;
- $4.5g$ verso l'alto o il basso (asse verticale) per l'impatto dannoso al suolo dell'aeromobile rispettivamente con la parte inferiore e superiore dell'aeromobile (in quest'ultimo caso l'aeromobile è capottato);
- $3g$ laterali, in una delle due direzioni dell'asse trasversale dell'aeromobile.

Queste situazioni devono essere verificate in maniera indipendente, e devono essere aggiunte alle condizioni di carico ordinarie descritte in precedenza, a seconda del componente considerato e analogamente ai casi A/D e G/E del diagramma d'involuppo.

Nel caso della semiala, verrà considerata (per ipotesi) che le appena presentate condizioni di emergenza avvengano in situazione di volo dritto orizzontale in crociera, considerando perciò i carichi con fattore di prova unitario, avendo perciò una pressione media sull'estradosso di 516.3157 [Pa].

Per tutti gli altri componenti si utilizzeranno le condizioni di carico particolari indicate nei paragrafi successivi in volo di crociera (tranne per il carrello in cui si considererà l'atterraggio), utilizzando le formule e i grafici indicati dalla normativa.

Semiala

Oltre al corpo centrale classico della semiala, responsabile della generazione della portanza in ogni istante di volo, al bordo d'uscita sono presenti anche il flap e l'alettone, utili rispettivamente alle fasi di decollo ed atterraggio per l'aumento di portanza e per il controllo dell'aeromobile attorno all'asse longitudinale (rollio).

I flap, considerati dalla normativa nel *PAR. 391* [50], subiscono una pressione media nell'intradosso e nell'estradosso pari alle relazioni scritte sotto:

$$\overline{w^+} = 2.56 \frac{W_{max}}{S} = 1321.768 \left[\frac{N}{m^2} \right] \quad \overline{w^-} = 0.25 \overline{w^+} = 330.42 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

Queste pressioni medie poi rappresentano il valore medio di una funzione rappresentata in maniera qualitativa nel grafico sottostante e riprodotta in Patran:

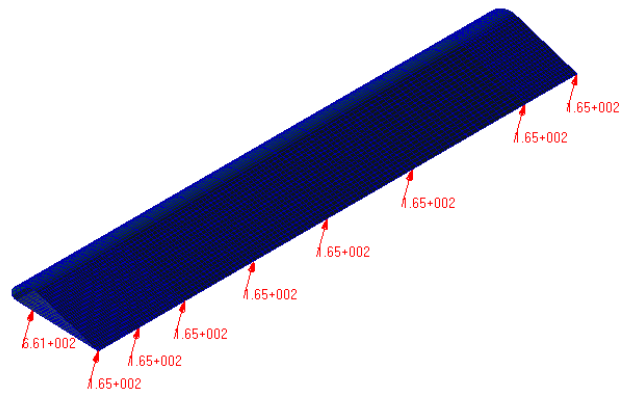
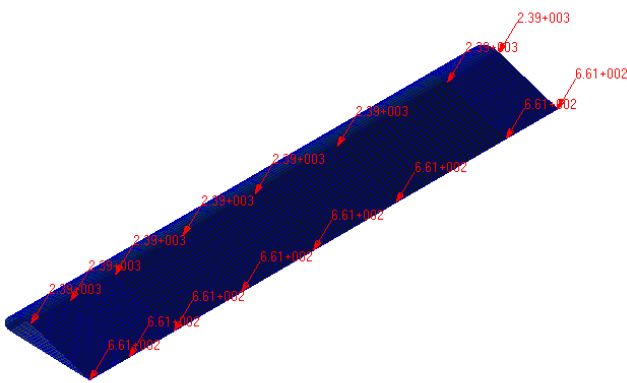
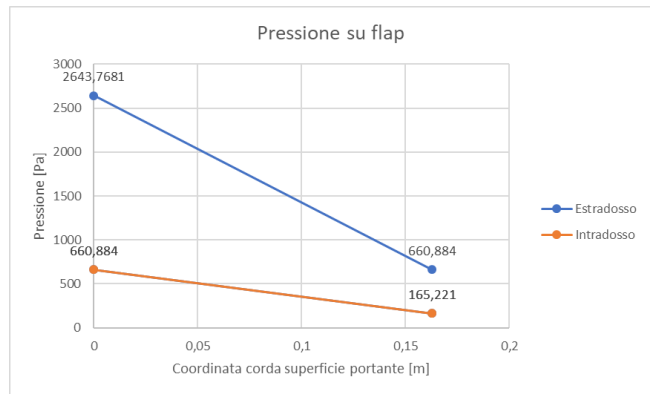
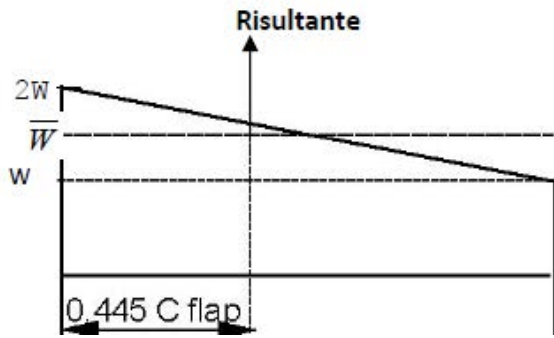
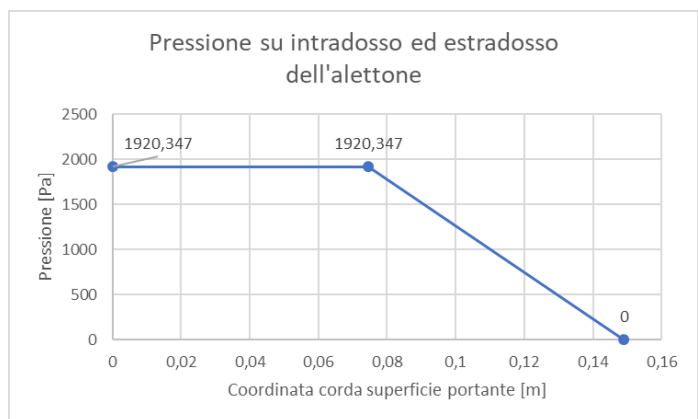
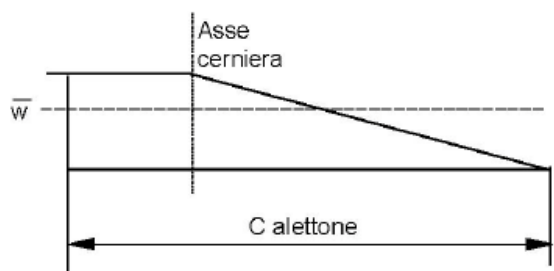


Figura 5-14 Flap: Andamento qualitativo (a) e quantitativo (b) della pressione lungo la corda del profilo del flap; Rappresentazione in Patran della pressione agente sull'intradosso (c) ed estradosso (d) del flap.

Analogamente al caso del flap, anche l'alettone è contraddistinto dal calcolo del carico distribuito medio in funzione del carico alare massimo e dall'andamento qualitativo raffigurato sotto:

$$\bar{w} = 1.86 \frac{W_{max}}{S} = 960.347 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

A differenza del flap, il carico medio vale sia per l'estradosso che per l'intradosso, creando perciò in Patran un unico campo spaziale:



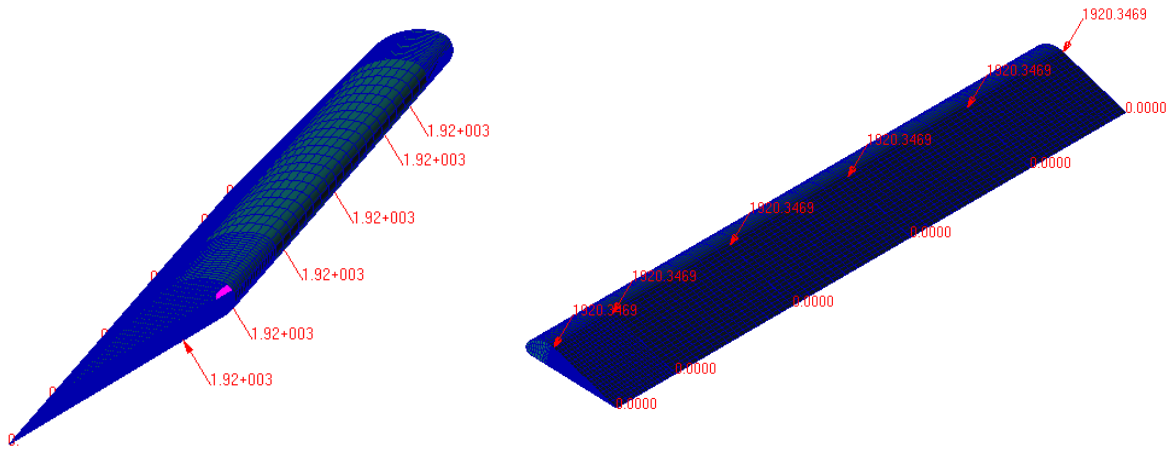


Figura 5-15 Alettone: Andamento qualitativo (a) e quantitativo (b) della pressione lungo la corda del profilo del flap; Rappresentazione in Patran della pressione agente sull'intradosso (c) ed estradosso (d) dell'alettone.

Per concludere i carichi agenti sulla semiala, si introduce l'andamento del carico degli ipersostentatori al bordo d'attacco, gli slat. Queste superfici, non essendo convenzionali e molto comuni, non vengono citate dalla normativa. Per inserire una condizione di carico ragionevole, essendo lo slat un ipersostentatore come il flap, è stato deciso di utilizzare la stessa formula per il calcolo del carico medio, assumendo i seguenti valori e il seguente andamento:

$$\overline{w^+} = 2.56 \frac{W_{max}}{S} = 1321.768 \left[\frac{N}{m^2} \right] \quad \overline{w^-} = 0.25 \overline{w^+} = 330.42 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

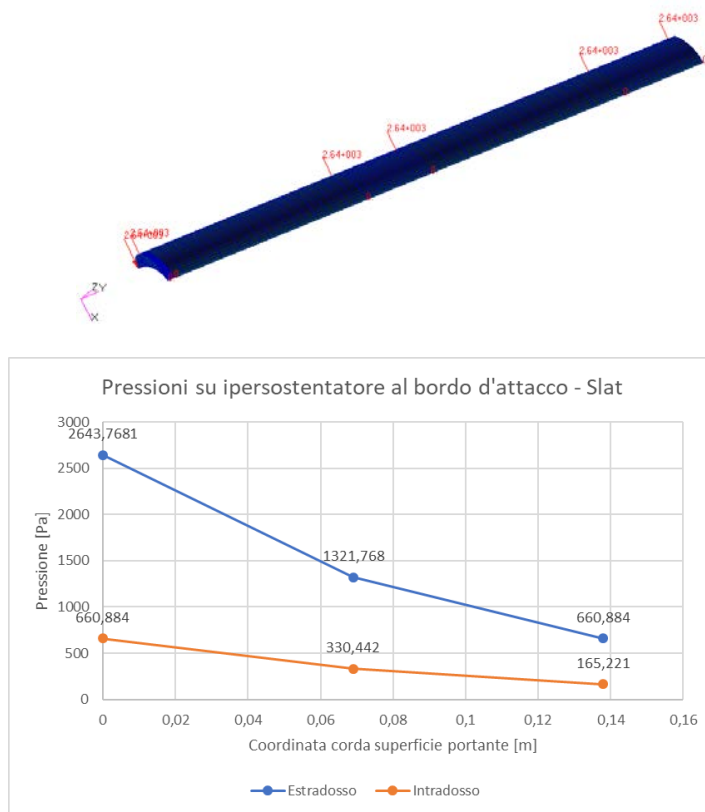


Figura 5-16 Andamento quantitativo (a) e rappresentazione in Patran (b) della pressione agente sull'intradosso ed estradosso dello slat.

L'intera semiala, essendo fissata alla cabina, è vincolata alle tre traslazioni e alle tre rotazioni nella zona della radice e dell'intradosso (montanti diagonali), come visibile nella figura sottostante:

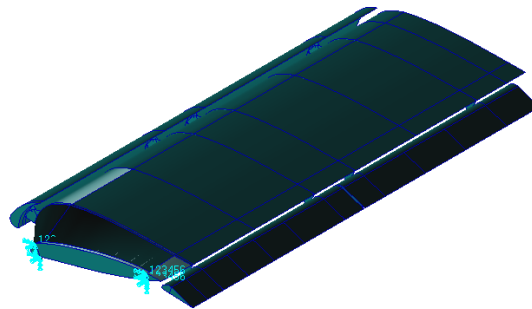


Figura 5-17 Vincolo della radice della semiala alla fusoliera.

Impennaggio orizzontale (stabilizzatore - equilibratore)

L'impennaggio orizzontale viene menzionato nel PAR. 353, in cui richiede il calcolo del carico medio distribuito sulle superfici \bar{w} in funzione del carico alare massimo dell'aeromobile:

$$\bar{w} = 230 + 2.1 \frac{W_{max}}{S} = 1313.82 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

Questo valore perciò corrisponde alla pressione media agente sull'estradosso ed intradosso della parte fissa (stabilizzatore) e mobile (equilibratore) dell'impennaggio orizzontale. Il carico, non essendo, costante lungo la corda della superficie aerodinamica, segue il seguente andamento qualitativo, riprodotto in Patran tramite il grafico associato a destra sottostante:

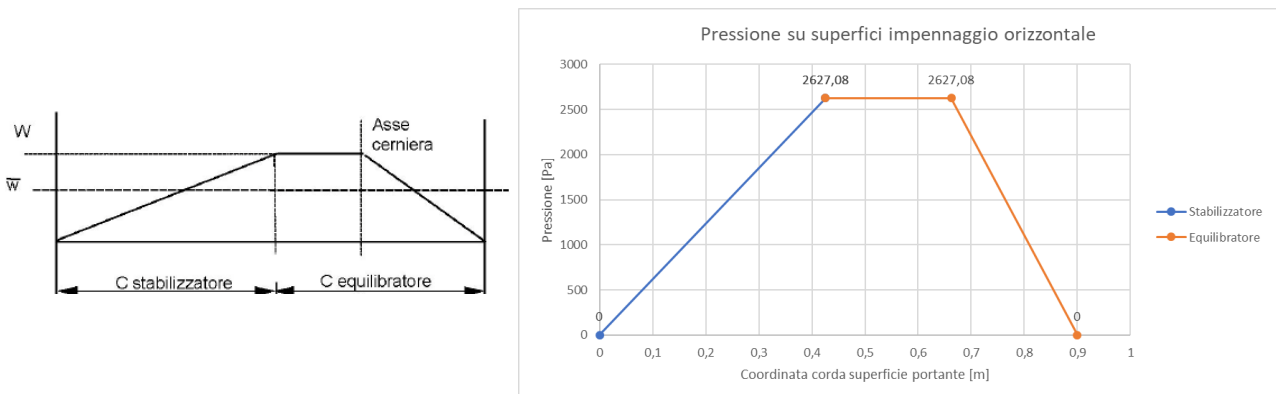


Figura 5-18 Impennaggio orizzontale: andamento qualitativo e quantitativo della pressione sulle superfici.

Per quanto concerne le condizioni di vincolo, l'impennaggio verticale essendo fissato alla parte posteriore della fusoliera, è stato vincolato alle tre traslazioni e tre rotazioni nella parte centrale dello stabilizzatore, come visibile nella figura sottostante:

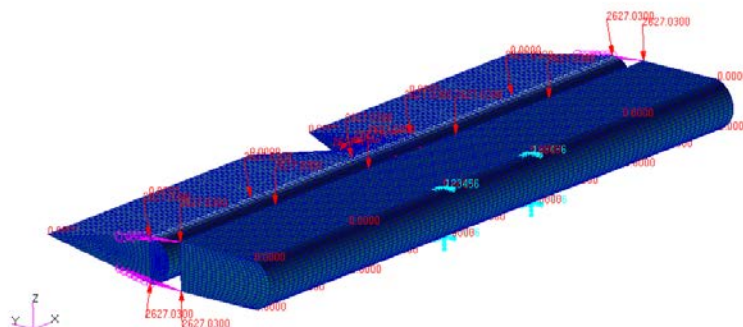


Figura 5-19 Rappresentazione in Patran dei carichi e vincoli presenti.

Impennaggio verticale (timone)

Analogamente al caso dell'impennaggio orizzontale, anche quello verticale di coda è regolamentato dalla PAR. 343 della normativa, utilizzando la stessa formula utilizzata per l'altra superficie di comando e con il seguente andamento qualitativo lungo la corda del profilo:

$$\bar{w} = 230 + 2.1 \frac{W_{max}}{S} = 1313.82 \left[\frac{N}{m^2} \right]$$

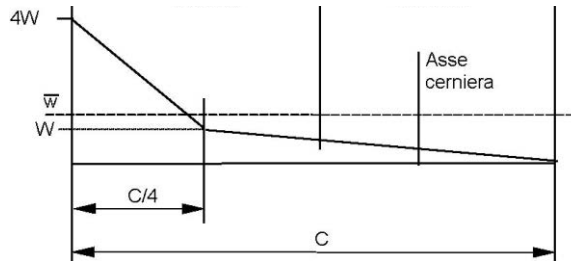


Figura 5-20 Impennaggio verticale: andamento qualitativo della pressione.

Nel caso dell'impennaggio verticale, questa pressione rappresenta il valore medio agente sulle superfici "destra" e "sinistra" dell'impennaggio, definite tale a seconda del punto di vista dell'osservatore. In questo caso è stato deciso di osservare l'aeromobile da dietro verso la direzione di volo. Il grafico inserito in Patran risulta quello raffigurato sotto. L'intero impennaggio è poi vincolato alla fusoliera, bloccando le tre traslazioni e tre rotazioni, come raffigurato nella figura in basso a destra:

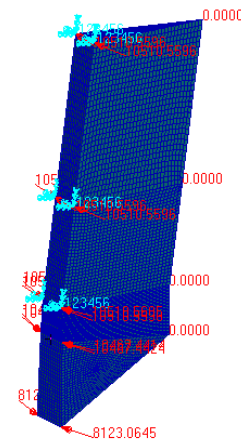
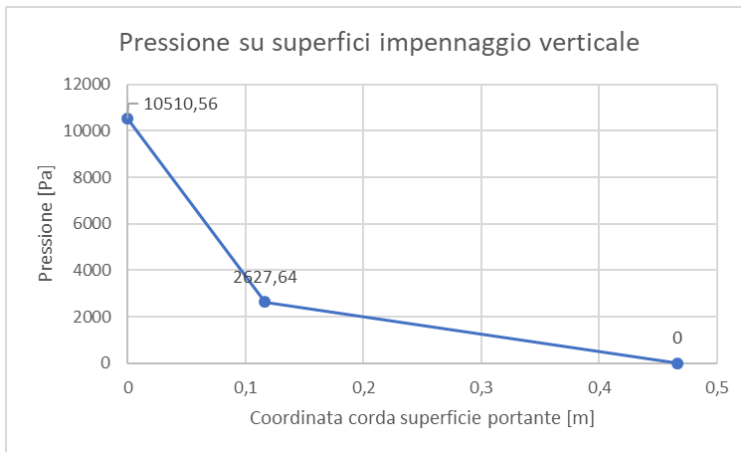


Figura 5-21 Andamento qualitativo (a) e rappresentazione in Patran (b) delle pressioni agenti sulle superfici dell'impennaggio verticale.

Carrello

Per la simulazione dell'atterraggio, relativamente al carrello principale fisso, si sono sfruttati ancora gli MPC per collegare i punti di applicazione delle forze [61, 62], considerando il centro dell'asse con la superficie della piastra a cui è collegato il mozzo, posta all'estremità della gamba. Non si è ricercata una mesh fine in tal zona perché non interessa il comportamento dell'attacco del mozzo, bensì quello della parte centrale della balestra con la fusoliera inferiore [63]. Infatti in questa zona il carrello è vincolato rispetto alle tre traslazioni e tre rotazioni; questo vincolo dal punto di vista pratico è rappresentato da una piastra forata imbullonata da due viti AN3-5A:

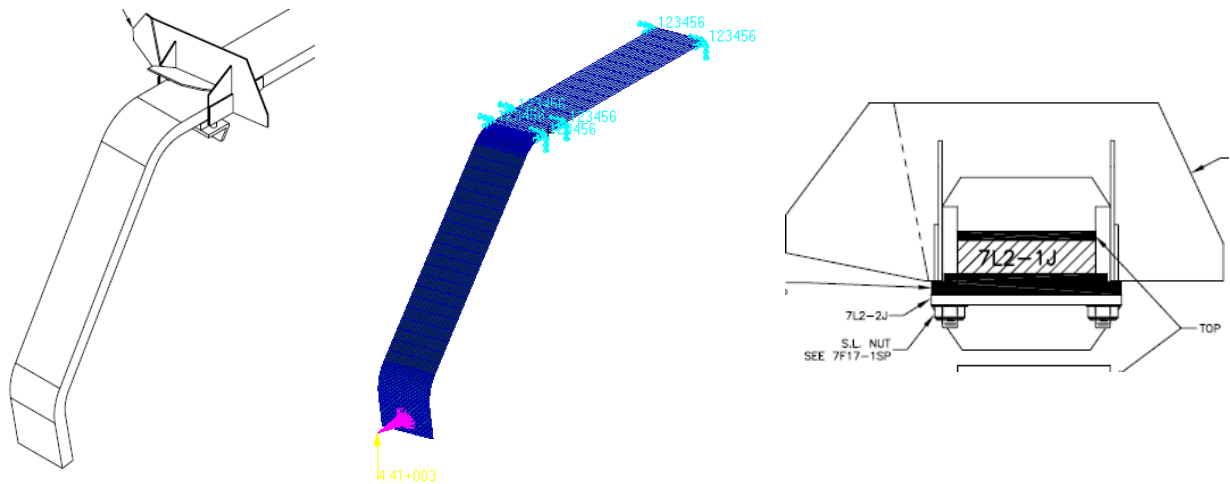


Figura 5-22 Carrello fisso: (a) Vista assometrica collegamento filettato con fusoliera; (b) Rappresentazione dei carichi e vincoli in Patran; (c) Particolare costruttivo del collegamento.

Rullaggio: condizioni di carico laterali

Percorrendo le operazioni di volo in sequenza come eseguito nei paragrafi dedicati del capitolo 2, la prima manovra eseguita è il rullaggio a terra, cioè il movimento in superficie dell'aeromobile per la preparazione successiva al decollo dalla testata pista. In questa condizione di volo, la normativa richiede la verifica statica del carrello se fosse sottoposto a dei carichi laterali concentrati funzione del carico massimo. Queste forze nodali potrebbero essere indotte da manovre brusche del pilota rispetto all'asse verticale (imbardata) o per una raffica trasversale rispetto alla direzione di moto dell'aeromobile. I valori prescritti sono i seguenti, considerando poi in fase di analisi il valore più alto:

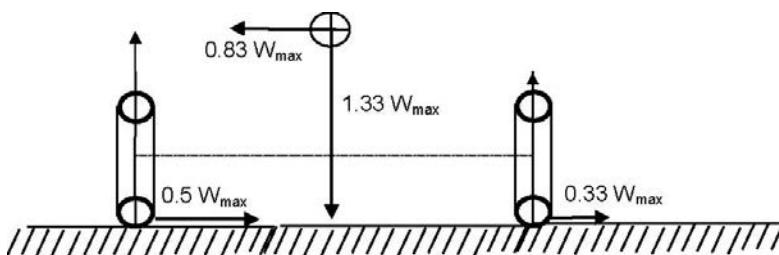


Figura 5-23 Direzione ed intensità dei carichi laterali in rullaggio.

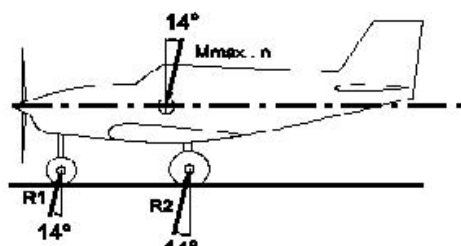
Formula	Valore [N]
$0.5 W_{max}$	3237.3
$0.33 W_{max}$	1942.38

Tabella 5-12 Intensità delle componenti.

Atterraggio

Proseguendo nelle operazioni di volo, il carrello viene risollecitato in maniera significativa nel momento dell'atterraggio, che può avvenire principalmente in tre modalità diverse, a seconda della combinazione di robustezza e rigidità della struttura e della bravura del pilota, che in questa tipologia di mezzi è fondamentale per il mantenimento degli standard di sicurezza richiesti. Le modalità perciò sono:

- **Atterraggio in linea di volo:** questa tipologia di atterraggio non viene comunemente insegnata agli aspiranti piloti in fase di addestramento, perché il ruotino principale essendo molto delicato dal punto di vista strutturale, deve essere sollecitato il meno possibile. Questa condizione è comunque realizzabile involontariamente, a causa del pilotaggio incorretto in fase di richiamata (*flare*); per questo motivo la normativa indica l'intensità e la direzione delle forze concentrate sulle singole ruote, assumendo che l'aeromobile sia al peso massimo, e che il fattore di carico limite sia pari a 1.5, analizzando perciò il caso di un atterraggio brusco o violento (*hard landing*).



Atterraggio in linea di volo con reazioni inclinate

Figura 5-24 Direzione ed intensità dei carichi durante un atterraggio a tre punti.

Forza	Valore [N]
$R_{2,orizz.}$	690.92
$R_{2,vert.}$	2855.55

Tabella 5-13 Intensità delle forze.

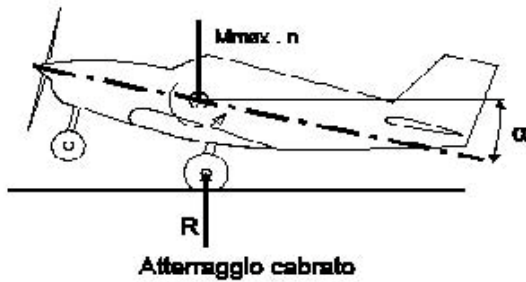
Il valore del fattore di carico assegnato è stato scelto tramite la formula consigliata dalla normativa al PAR. 473 ($n = \frac{dv}{dt} + 1$), simulando una caduta da un'altezza di 0.13 [m] e con una velocità di 1.6 [m/s], ottenendo un valore pari a 1.08125, arrotondabile per sicurezza a 1.5. Questa tipologia di test è stata effettuata anche dalla Zenith, in conformità alle norme americane FAR 23:



Figura 5-25 Drop test effettuato dalla Zenith.

- **Atterraggio cabrato:** questa tipologia di manovra è quella insegnata in fase di addestramento, in cui l'aeromobile, una volta effettuato la fase di discesa e richiamata, tocca terra con le sole ruote del carrello, scaricando il peso del mezzo a metà, evitando la partecipazione del ruotino principale. Una volta raggiunto la stabilità dinamica attorno a tutti e tre gli assi di comando e una velocità sufficientemente bassa, il pilota può lasciare la cloche e abbassare il muso dell'aeromobile, facendo toccare terra anche al ruotino principale. Questa manovra è forse l'operazione più difficile di tutto il range di volo, a causa dell'elevata sensibilità richiesta al pilota, per evitare incidenti dannosi alla struttura o agli occupanti stessi.

La normativa in questo caso prescrive nel modo seguente l'intensità e la direzione delle forze concentrate, adottando anche in questo caso l'aeromobile con il peso massimo e il fattore carico limite pari a 1.5:



<i>Forza</i>	<i>Valore [N]</i>
R	4414.5

Figura 5-26 Direzione ed intensità del carico durante un atterraggio cabrato. Tabella 5-14 Intensità della reazione a terra.

Per i load case in cui sono presenti i fattori di carico di emergenza, si utilizzerà questa configurazione di atterraggio.

- **Atterraggio monoruota:** questa condizione non è prescritta dalla normativa, ma è comunque un caso molto frequente in questa tipologia di aeromobili, a causa del loro esiguo peso e relativa stabilità scarsa rispetto all'asse verticale. Questa condizione infatti è verificabile durante atterraggi effettuati con forte vento trasverso rispetto all'asse pista, combinato con raffiche locali di forte intensità. Queste raffiche locali sono indotte comunemente dalla presenza di ostacoli naturali (alberi, rilievi montuosi, ecc...) o artificiali (edifici civili o industriali ecc...) che causano dei rotori, molto pericolosi per quegli aeromobili che vengono sollecitati, soprattutto se a bassa quota durante la fase finale dell'atterraggio. Il caso peggiore di questo caso è l'impatto violento a terra con una sola ruota, scaricando perciò l'intero peso dell'aeromobile su un'unica ruota, e quindi su una sola gamba del carrello fisso. Durante l'analisi, è stato scelto di scomporre la forza peso dell'aeromobile per il 40% lungo la direzione trasversale della pista e il restante 60% lungo l'asse perpendicolare alla pista, ottenendo i seguenti valori:



<i>Formula</i>	<i>Valore [N]</i>
$0.4 W_{max}$	2354.4
$0.6 W_{max}$	3531.6

Figura 5-27 Atterraggio monoruota di un Piper J3 Cub. Tabella 5-15 Intensità delle componenti all'impatto.

Rullaggio frenato in atterraggio

La condizione successiva al contatto delle ruote con il terreno è il rullaggio, che a seconda della lunghezza della pista può essere decelerato uniformemente tramite la dissipazione della velocità tramite la resistenza aerodinamica dell'aeromobile. In alcuni casi, come è frequente per gli aeromobili STOL come lo Zenith, le piste in cui opera possono avere una lunghezza inferiore ai 100 metri, con superfici che possono indurre poca aderenza alle ruote. L'utilizzo dei freni in questi casi perciò è fondamentale in questi casi, e la loro efficienza e metodologia d'uso sono fattori che determinano la buona riuscita o meno di questa manovra, che è causa spesso di incidenti lievi, ma dannose per la struttura dell'aeromobile. Dal punto di vista dinamico, l'azione dei freni induce un momento picchiante rispetto all'asse longitudinale dell'aeromobile, come raffigurato nella figura sottostante:

La normativa, tramite la figura sopra, indica l'intensità delle forze agenti sulla singola ruota del carrello; il valore di 0.8 indica il coefficiente di attrito statico massimo per una superficie di una pista aeroportuale, corrispondente al fondo asfaltato. I valori perciò da inserire in Patran perciò sono:

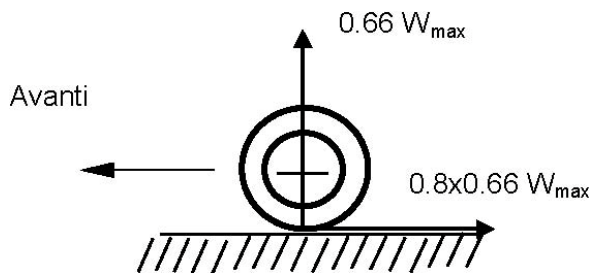


Figura 5-28 Direzione ed intensità dei carichi durante il rullaggio frenato in atterraggio.

Formula	Valore [N]
$0.66 W_{max}$	3884.76
$0.8 \cdot 0.66 W_{max}$	3107.808

Tabella 5-16 Intensità delle componenti.

Coppia esercitata dal motore

La presenza dell'organo propulsore, oltre a necessitare un dimensionamento o verifica del castello che lo supporta alla fusoliera, induce un momento di coppia torcente alla struttura a causa della rotazione dell'albero motore primario, assumendo un valore dipendente dal numero dei cilindri del motore k che amplifica l'intensità (in pratica corrisponde ad un *fattore di carico*), della potenza erogata e della velocità angolare dell'albero motore, espressi rispettivamente in [kW] e [rpm]. La formula disposta dalla normativa è la seguente:

$$T = 9549k \frac{P}{\omega_{motore}}$$

Dato che il motore è il Rotax 912 ULS 100 [Hp] e che il numero dei cilindri è 4, k assume un valore pari a 2. La condizione richiesta dalla normativa è durante il decollo, con un valore di coppia pari a $242.113 [N m]$, applicata nel baricentro del motore, determinato grazie alle informazioni disposte dal manuale di volo [13]:

Engine speed over 5500 rpm is restricted to 5 minutes.
Run the engine in accordance with the following table.

Power setting	Engine speed (rpm)	Performance (kW) / (HP)	Torque (Nm) / (ft. lb)	Manifold pressure (in.Hg)
Take-off power	5800	73.5 / 100	121.0 / 89.24	27.5
Max. continuous power	5500	69.0 / 90	119.8 / 88.36	27
75 %	5000	51.0 / 68	97.4 / 71.84	26
65 %	4800	44.6 / 60	88.7 / 65.42	26
55 %	4300	38.0 / 50	84.3 / 62.17	24

Performance graphs for standard. conditions (ISA)
Engine 912 S/ULS

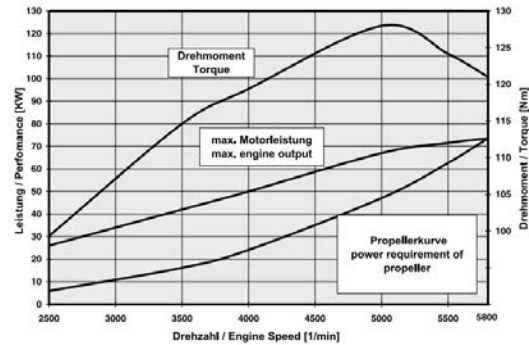


Figura 5-29 Tabella e performance graph in condizioni d'atmosfera standard del Rotax 912 ULS.

Il grafico mette a disposizione anche la coppia erogata dal motore, che confrontata con il valore ottenuto tramite della formula della normativa hanno uno scostamento molto piccolo. Utilizzando i punti caratteristici disposti dall'Operator's Manual del motore [13], è possibile osservare la differenza tra le due curve (utilizzando $k=1$ nella formula della normativa):

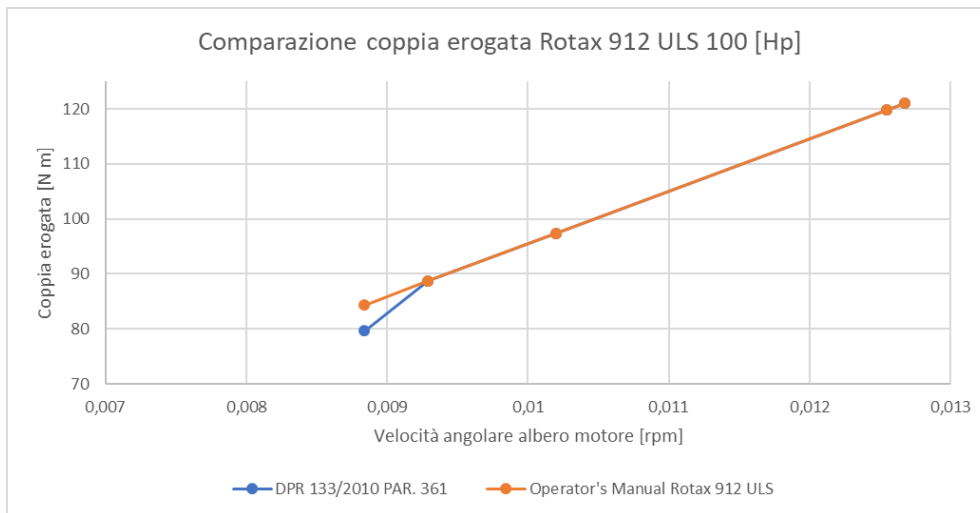


Figura 5-30 Comparazione della coppia erogata tra manuale di volo Rotax 912 e formula disposta dalla normativa.

Nei load cases in cui sono presenti i fattori di carico di emergenza, dato che la situazione ipotizzata sia in crociera, si adatterà una coppia del motore adatta per quella manovra di volo, erogando il 65% della potenza massima ($44.6 [kW]$) a $4800 [rpm]$, ottenendo un valore di $177.452 [N m]$.

Per tutti i load cases la condizione di vincolo consiste all'incastro di tutti gli spostamenti generalizzati delle piastre alla paratia parafiamma. Dal punto di vista pratico questo vincolo è rappresentato da una saldatura o da due viti per piastra fissate alla paratia parafiamma, anch'essa costruita in acciaio 4130.

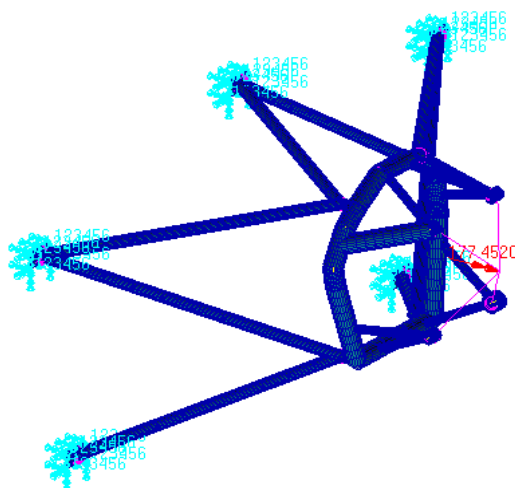


Figura 5-31 Rappresentazione dei carichi e vincoli in Patran.

Riassunto dei load cases

Nella tabella seguente si mostrano i diversi load cases sopra presentati, indicando quali componenti vengono analizzati con una determinata combinazione di condizioni di carico:

Load case	Semiala	Impennaggio orizzontale	Impennaggio verticale	Castello motore	Carrello fisso
Inviluppo A/D	✓	✓	✓	✓	✓
Inviluppo G/E	✓	✓	✓	✓	✓
9g avanti	✓	✓	✓	✓	✓
4.5g verso l'alto	✓	✓	✓	✓	✓
4.5g verso il basso	✓	✓	✓	✓	✓
3g laterali	✓	✓	✓	✓	✓
Decollo				✓	✓

Tabella 5-17 Riassunto dei load cases effettuati per ogni componente.

Per il carrello fisso sono presenti anche i casi di rullaggio, decollo, atterraggio a tre punti, atterraggio cabrato e rullaggio frenato in atterraggio.

5.2.2.4 Risultati e verifiche delle analisi

In questo sotto capitolo vengono illustrati ed indicati rispettivamente in maniera visiva e tabellare i risultati ottenuti per tutti i componenti nei diversi load cases, calcolando il coefficiente di sicurezza per quanto riguarda le tensioni, come effettuato già da altri autori nello studio di questa tipologia di strutture come da Bulgarelli [59, pp. 115-147], Prasad [64] e Vignesh [65]. Nello specifico di strutture aeronautiche per ultraleggeri, si prendono in considerazione anche i lavori svolti di Garghella [66, pp. 58-76], Gori [67, pp. 112-127] e Florian [68, pp. 49-53] sull'ultraleggero monoposto in legno *Merlo*.

Per non appesantire eccessivamente il capitolo di immagini, di seguito si illustrano solo i load case più gravoso dal punto di vista dello stress, mostrando poi in maniera tabellare i risultati massimi trovati per ogni condizione di carico dello stress di Von Mises e il modulo dello spostamento; tutte le altre immagini dei risultati dei load cases sono visibili nell'Appendice B.

Semiala (Situazione più gravosa: 9g avanti)

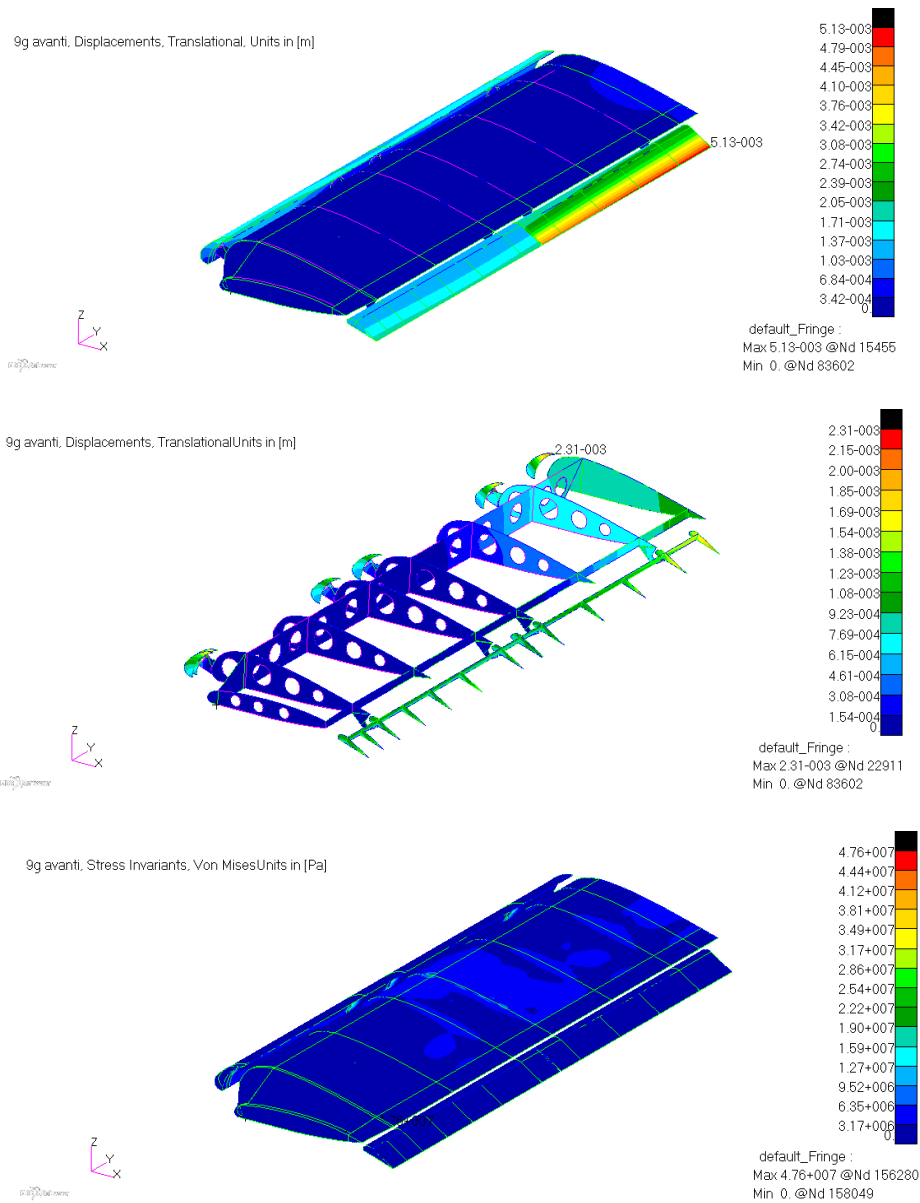


Figura 5-32 Risultati per il caso "9g avanti".

Loadcase	Tensione media di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza globale struttura	Modulo spostamento massimo [mm]
Inviluppo A/D	46	7.5	4.91
Inviluppo G/E	56.8	6.07	5.45
9g avanti	59.8	5.76	5.13
4.5g verso l'alto	45.1	7.65	5.07
4.5g verso il basso			4.82
3g laterali	28.8	11.98	2.15

Tabella 5-18 Risultati per la semiala.

La tabella presentata sopra rappresenta il valore medio di tensione su tutta la semiala; come suggerito da Pavan [69] i coefficienti di sicurezza appena calcolati tengono conto sia dei fenomeni di trazione del

materiale singolo sia dei fenomeni locali di trazione e taglio dei giunti rivettati, indicati nei disegni tecnici della semiala [25]. I valori massimi di tensione, come in tutte le analisi di questo componente, si verificano in maniera molto concentrata nella zona di collegamento filettato delle centine con l'alettone e il flap.

Il caso più gravoso è realizzato nel load case *9g avanti*, perciò quando viene azionato il paracadute balistico in caso di emergenza, raggiungendo un valore massimo di $446 [MPa]$, sempre secondo il criterio di snervamento di Von Mises, e come visibile nella figura sottostante:

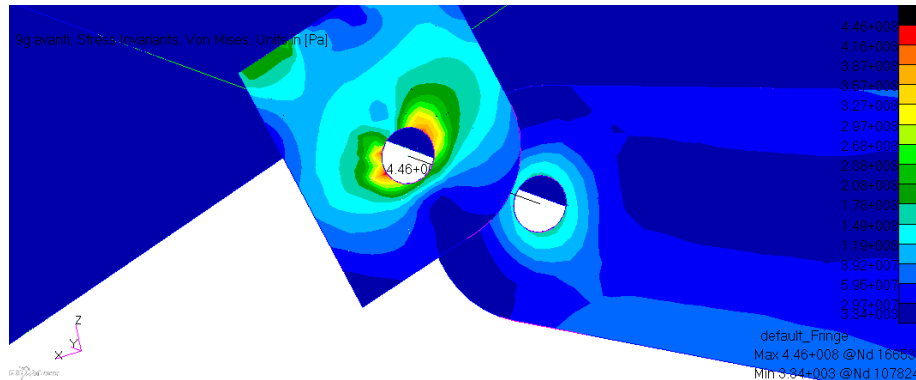


Figura 5-33 Andamento della tensione di Von Mises nel collegamento filettato tra la semiala e l'alettone.

La Zenith, nel manuale del kit di montaggio indica la tipologia di vite, dado e rondelle utilizzate. La vite è una AN3-6A in acciaio AISI 4130 [25], caratterizzata da una resistenza a trazione minima di $125000 [psi] = 125000 \left[\frac{lb}{in^2} \right] = 861.884 [MPa]$, come visibile nelle caratteristiche principali [60]:

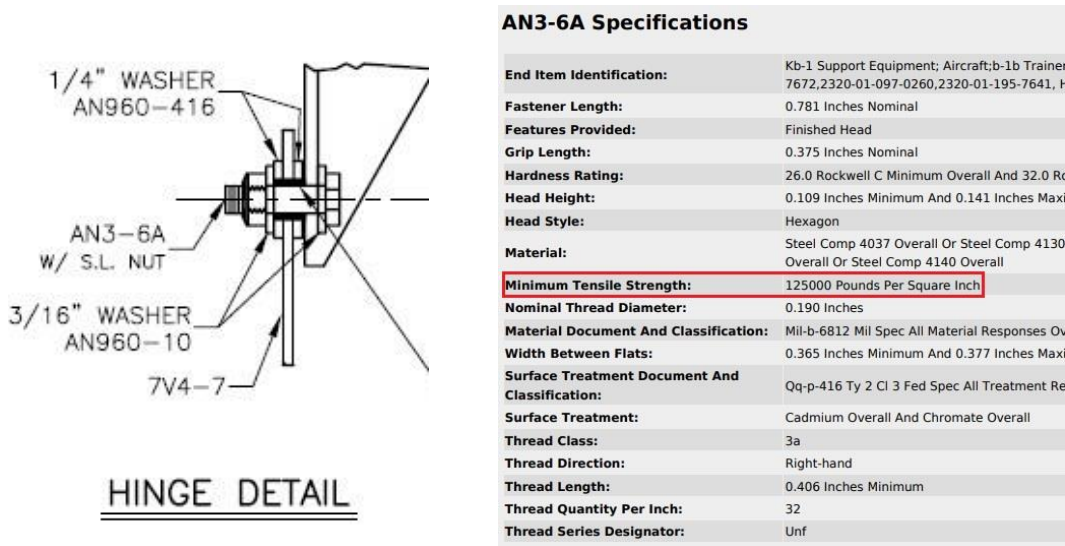


Figura 5-34 Particolare costruttivo del collegamento e datasheet della vite AN3-6A.

La normativa, nel paragrafo *PAR. 619* [50], indica un ulteriore fattore moltiplicativo al coefficiente di sicurezza per alcuni componenti particolari come pezzi creati tramite fusione o i supporti tra le diverse sottostrutture. Essendo le staffe di collegamento due attacchi, esse devono avere un coefficiente di sicurezza maggiore o uguale a $1.5 \cdot 1.15 = 1.725$. Calcolando il coefficiente di sicurezza nel caso peggiore sopra presentato si ottiene un valore pari a:

$$COS_{collegamento} = \frac{\sigma_{min,AN3-6A}}{\sigma_{max,Von Mises,FEM}} = \frac{861.884}{446} = 1.932$$

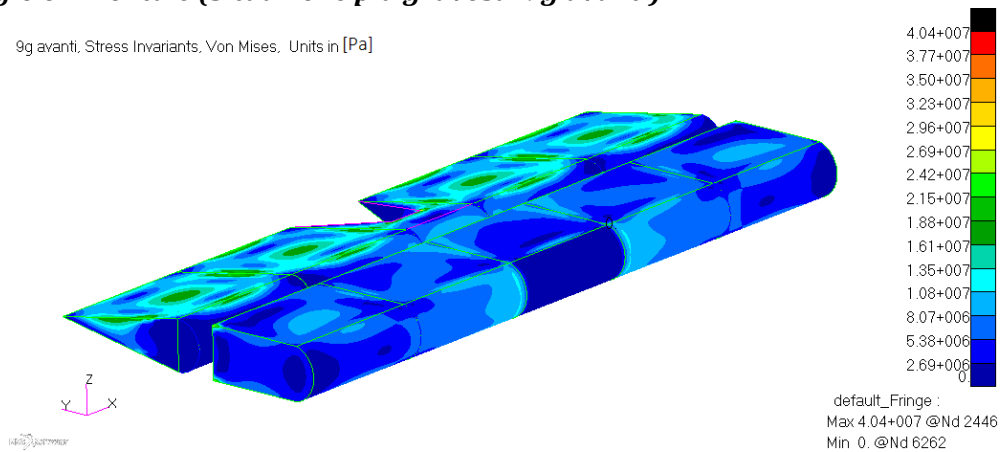
La verifica perciò è positiva, come lo è anche per tutti gli altri valori massimi determinati nelle altre analisi, ma relativamente minori rispetto al caso *9g avanti*:

<i>Loadcase</i>	<i>Tensione massima di Von Mises [MPa]</i>	<i>Coefficiente di sicurezza collegamento</i>
<i>Inviluppo A/D</i>	345	2.49
<i>Inviluppo G/E</i>	426	2.02
<i>9g avanti</i>	446	1.93
<i>4.5g verso l'alto</i>	338	2.55
<i>4.5g verso il basso</i>		
<i>3g laterali</i>	216	3.99

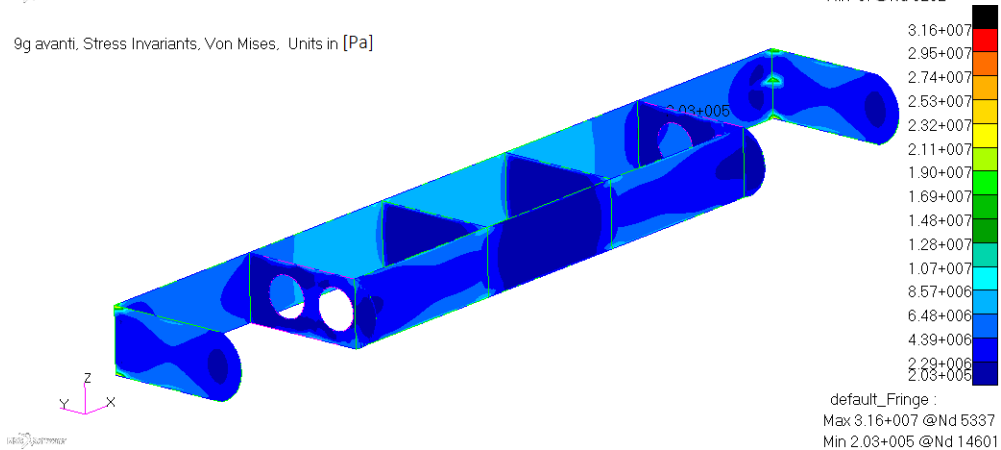
Tabella 5-19 Coefficienti di sicurezza dei collegamenti filettati.

Impennaggio orizzontale (Situazione più gravosa: 9g avanti)

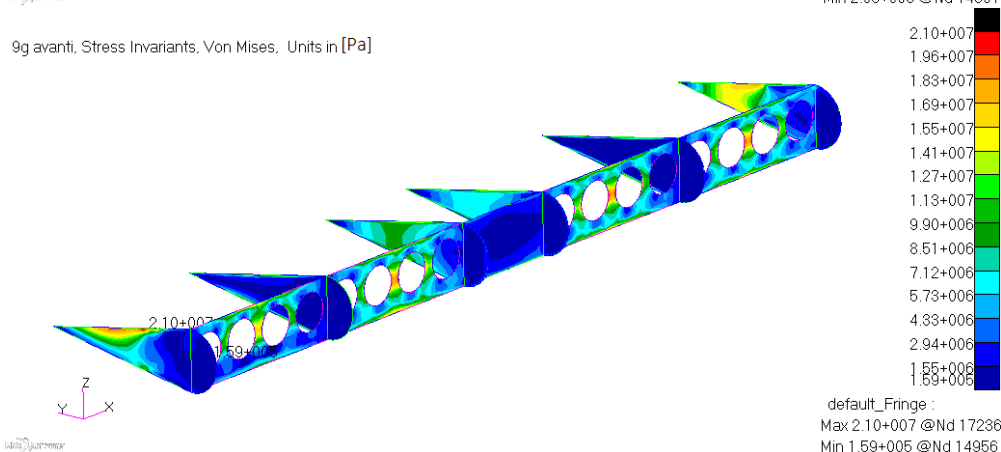
9g avanti, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]



9g avanti, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]



9g avanti, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]



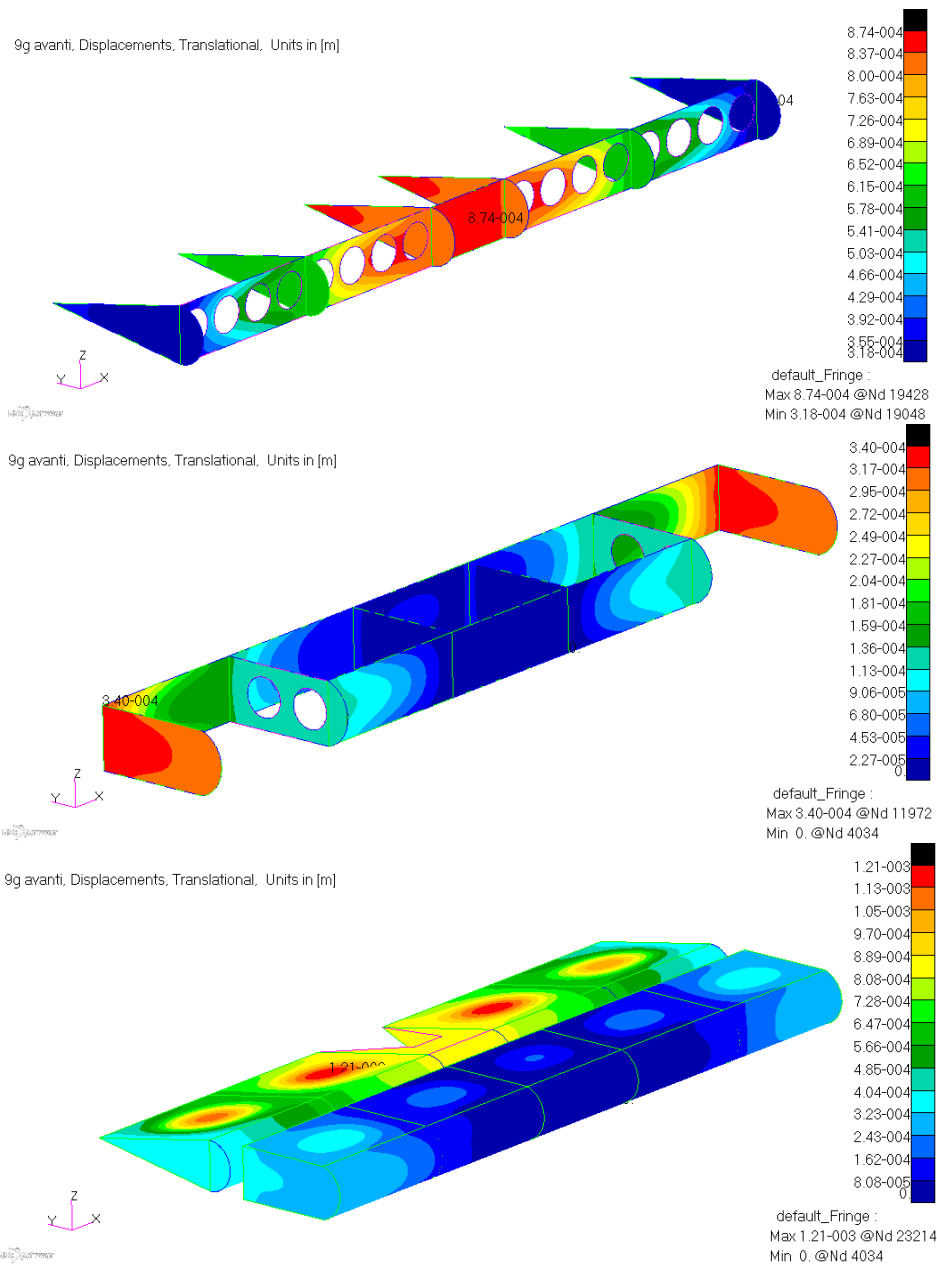


Figura 5-35 Risultati per il caso "9g avanti": (a-b-c) Tensione di Von Mises; (d-e-f) Modulo dello spostamento.

Analogamente a come fatto per la semiala, in questo caso, la tensione massima si verifica nel collegamento tra la centina estrema destra e lo spar posteriore della parte fissa dell'impennaggio orizzontale (stabilizzatore), nel load case *9g avanti*, ottenendo un valore di 40.4 [MPa]. Questo giunto è di tipo rivettato, utilizzando dei rivetti a testa svasata A5 con interasse 44 [mm], come indicato nel manuale [25], necessitando la verifica di seguito proposta.

Essendo un giunto rivettato su un'unica direzione verticale (si parla di *simple lap joint*), il Megson [33] ne indica una formula per calcolare la forza massima di taglio (*shear off load*) sopportabile dai rivetti, facendo riferimento ai termini indicati nello schema in basso a destra:

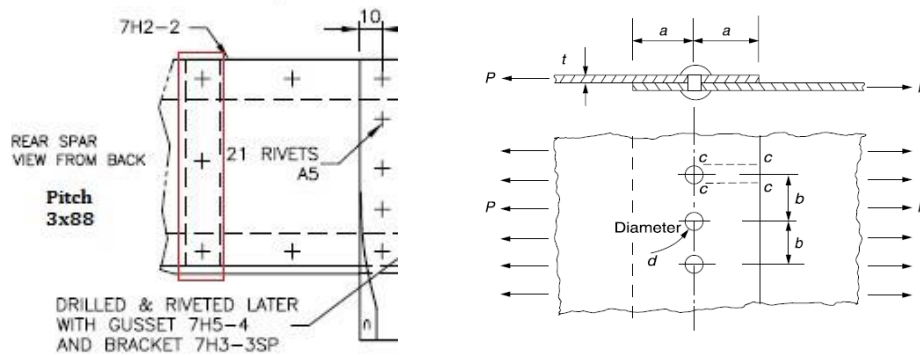


Figura 5-36 (a) Indicazioni del passo e della posizione dei rivetti nella zona critica interessata; (b) Terminologia utilizzata per questo caso dal Megson.

$$P = \sigma_{snerv,2024} T_3 (b - d)t = 345 \cdot 10^6 \cdot (44 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-3}) \cdot 0.4 \cdot 10^{-3} = 5.52 \text{ [kN]}$$

Per il calcolo del coefficiente di sicurezza è necessario conoscere la forza di trazione dei componenti collegati, tramite le tensioni di Von Mises ottenute tramite l'analisi, ottenendo il seguente risultato:

$$P_{FEM} = \sigma_{max,Von\ Mises,FEM} th = 40.4 \cdot 10^6 \cdot (0.4 \cdot 10^{-3} \cdot 150 \cdot 10^{-3}) = 2.424 \text{ [kN]}$$

Quindi il coefficiente di sicurezza risulta:

$$COS_{collegamento} = \frac{P}{P_{FEM}} = \frac{5.52}{2.424} = 2.28$$

La verifica è positiva ($2.277 > 1.725$), come per gli altri casi, ricavando i seguenti risultati:

Loadcase	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Trazione su componenti collegati [kN]	Coefficiente di sicurezza giunto	Modulo spostamento massimo [mm]
Inviluppo A/D	33.7	2.02	2.73	0.932
Inviluppo G/E	15	0.9	6.13	0.47
9g avanti	40.4	2.42	2.28	1.21
4.5g verso l'alto	37.4	2.24	2.46	1.04
4.5g verso il basso	33	1.98	2.79	1.03
3g laterali	10.1	0.61	9.1	0.339

Tabella 5-20 Risultati per l'impenningo orizzontale.

Impennaggio verticale (Situazione più gravosa: 9g avanti)

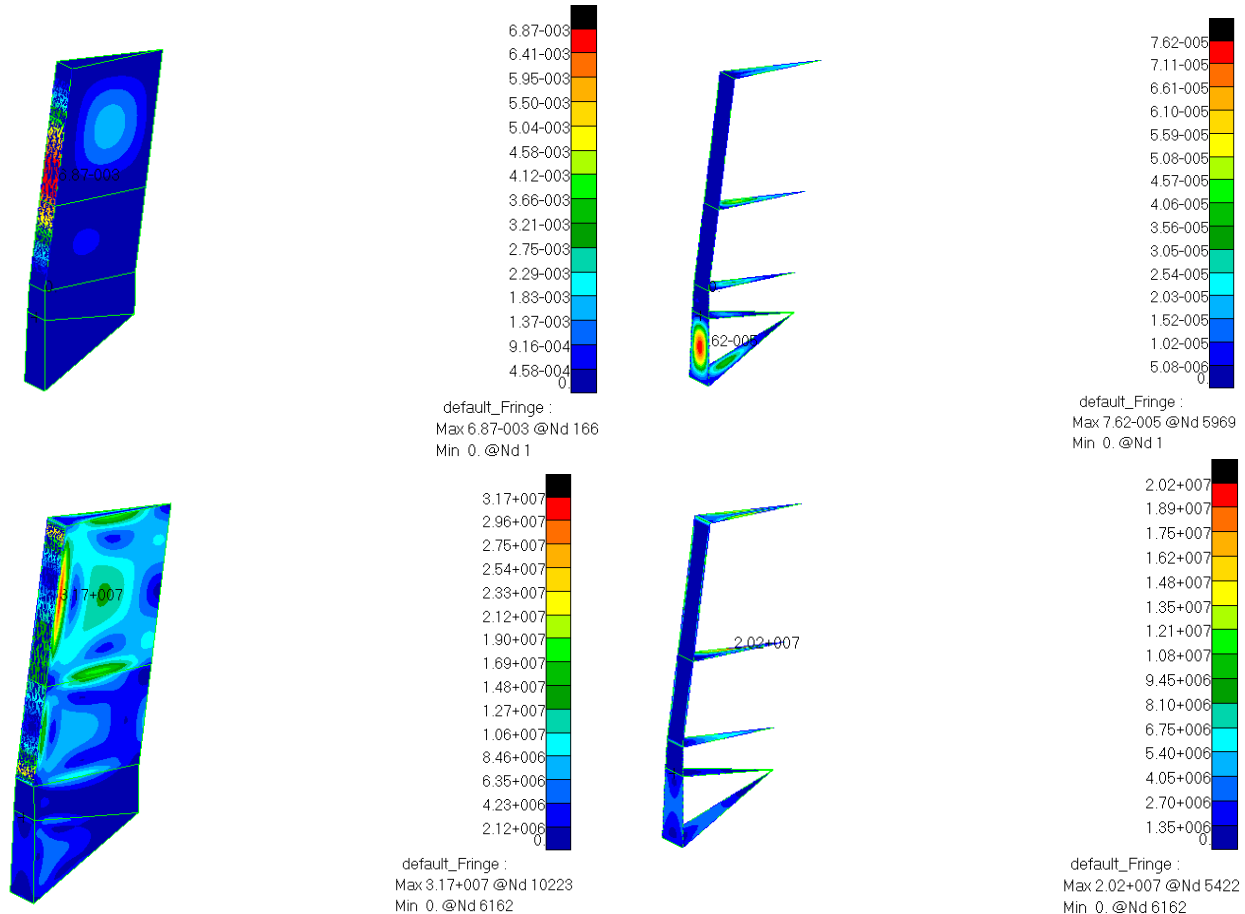


Figura 5-37 Risultati per il caso "9g avanti": (a-b) Modulo dello spostamento in [m]; (c-d) Tensione di Von Mises in [Pa].

Analogamente al caso precedente dell'impennaggio orizzontale, anche nell'impennaggio verticale la tensione massima si verifica localmente in una zona rivettata, precisamente nel collegamento tra la pelle e il longherone del timone, come visibile nella figura sopra a sinistra.

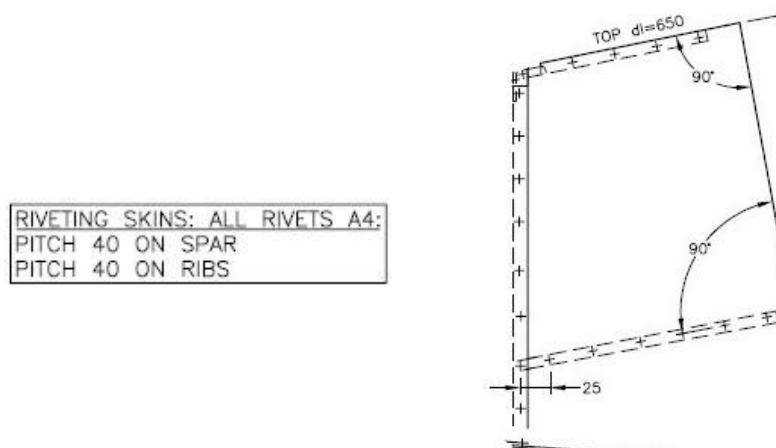


Figura 5-38 Indicazioni e posizione dei rivetti nella zona critica interessata.

Utilizzando le formule utilizzate per il caso precedente e adottando un passo di 40 [mm] come indicato dal manuale [25], si calcolano la forza di resistenza allo snervamento del sistema di rivetti e di trazione

dei componenti collegati, tramite le tensioni di Von Mises ottenute tramite l'analisi, ottenendo i seguenti risultati:

$$P = \sigma_{snerv,2024} T_3 (b - d)t = 345 \cdot 10^6 \cdot (40 \cdot 10^{-3} - 4 \cdot 10^{-3}) \cdot 0.4 \cdot 10^{-3} = 4.698 \text{ [kN]}$$

$$P_{FEM} = \sigma_{max,Von\ Mises,FEM} th = 31.7 \cdot 10^6 \cdot (0.4 \cdot 10^{-3} \cdot 150 \cdot 10^{-3}) = 1.902 \text{ [kN]}$$

Quindi il coefficiente di sicurezza risulta:

$$COS_{collegamento} = \frac{P}{P_{FEM}} = \frac{5.52}{2.424} = 2.47$$

Loadcase	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Trazione su componenti collegati [kN]	Coefficiente di sicurezza collegamento	Modulo spostamento massimo [mm]
Inviluppo A/D	27.7	1.662	2.83	1.46
Inviluppo G/E	13.9	0.834	5.63	0.732
9g avanti	31.7	1.902	2.47	6.87
4.5g verso l'alto	15.2	0.912	5.15	0.803
4.5g verso il basso				
3g laterali	10.9	0.654	7.18	0.578

Tabella 5-21 Risultati per l'impennaggio verticale

Castello motore (Situazione più gravosa: 9g avanti)

A differenza delle superfici aerodinamiche, nel castello motore non sono presenti collegamenti rivettati, ma saldature effettuate con tecnica TIG, per unire strutturalmente le barre alla paratia parafiamma tramite una saldatura denominata comunemente *cycle round weld* [70, pp. 6-10], come visibile nella figura sottostante:

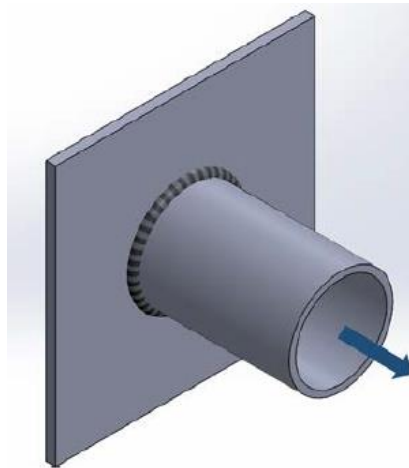


Figura 5-39 Rappresentazione geometrica della round spot weld tra una generica barra circolare e una piastra.

Come già accennato, questo castello motore non è prodotto direttamente dalla Zenith, ma dall'azienda produttrice del motore installato e scelto per questa verifica, cioè la *Rotax BRP Powertrain*.

Per agevolare la progettazione ed installazione del motore nel velivolo, l'azienda mette a disposizione delle aziende e degli autocostruttori il castello motore sopra presentato. Per questo motivo, la Zenith nei suoi disegni tecnici non indica (oltre alla tecnica consigliata) con precisione l'altezza della saldatura (*leg size*) e il tipo di elettrodo da utilizzare.

Quindi, per poter definire la corretta configurazione della saldatura, si ricorre a dei semplici calcoli e a dei valori tabellati dalla AWS (*American Welding Society*), che indicano il carico per unità di lunghezza sopportabile da una certa combinazione di elettrodo utilizzato e di leg size.

L'elettrodo è contrassegnato nei documenti tecnici e commerciali da una sigla come visibile qui sotto:

AWS Electrode Classification

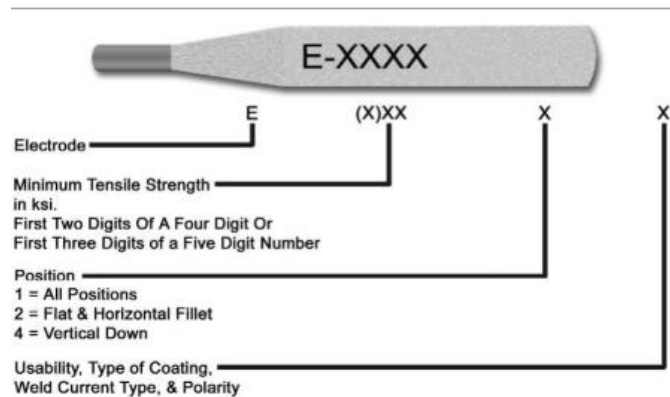


Figura 5-40 Designazione di un elettrodo secondo le norme americane AWS.

Dato che le unità di misura sono anglosassoni, le grandezze utilizzate con unità del Sistema Internazionale saranno convertite, per evitare confusione in fase di calcolo.

La barra, a sezione circolare piena, ha un diametro di 30 [mm] (1.181 [in]), ottenendo un'area di 706.86 [mm²] (1.096 [in²]).

Per poter calcolare la dimensione della saldatura è necessario moltiplicare la tensione di snervamento dell'acciaio 4130 N (517.5 [MPa]) per l'area:

$$F_{t,max} = YS \cdot A = 75.05 \cdot 1.096 = 82.227 \text{ [kips]}$$

A questo punto, si può calcolare il carico per unità di altezza sopportabile dalla saldatura, sapendo che la lunghezza perimetrale della saldatura stessa coincide con la circonferenza della barra ($l = 94.247 \text{ [mm]} = 3.71 \text{ [in]}$):

$$f_{t,max} = \frac{F_{t,max}}{l} = 22.162 \left[\frac{\text{kips}}{\text{in}} \right]$$

Utilizzando ora la tabella sottostante della AWS, è possibile scegliere la giusta combinazione tra resistenza prodotta dall'elettrodo e dall'altezza della saldatura [71]:

Leg Size (in)	Electrode Strength (EXX) in ksi					
	60	70	80	90	100	110
1/16	1.19	1.39	1.59	1.79	1.99	2.19
1/8	2.39	2.78	3.18	3.58	3.98	4.37
3/16	3.58	4.18	4.77	5.37	5.97	6.56
1/4	4.77	5.57	6.36	7.16	7.95	8.75
5/16	5.97	6.96	7.95	8.95	9.94	10.94
3/8	7.16	8.35	9.54	10.74	11.93	13.12
7/16	8.35	9.74	11.14	12.53	13.92	15.31
1/2	9.54	11.14	12.73	14.32	15.91	17.50
9/16	10.74	12.53	14.32	16.11	17.90	19.69
5/8	11.93	13.92	15.91	17.90	19.88	21.87
11/16	13.12	15.31	17.50	19.69	21.87	24.06
3/4	14.32	16.70	19.09	21.48	23.86	26.25
13/16	15.51	18.09	20.68	23.26	25.85	28.43
7/8	16.70	19.49	22.27	25.05	27.84	30.62
15/16	17.90	20.88	23.86	26.84	29.83	32.81
1	19.09	22.27	25.45	28.63	31.82	35.00

Figura 5-41 Prestazioni degli elettrodi a seconda della leg size di saldatura.

La scelta ricade sull'utilizzo di un elettrodo *E100* con una leg size di 3/4 [in], valido per ogni load case richiesto ed analizzato.

Nelle figure sotto sono mostrati gli andamenti della tensione di Von Mises e del modulo dello spostamento nel caso peggiore, cioè "9g avanti", calcolando poi il coefficiente di sicurezza globale e della saldatura per ogni caso ed elencati nella tabella sottostante:

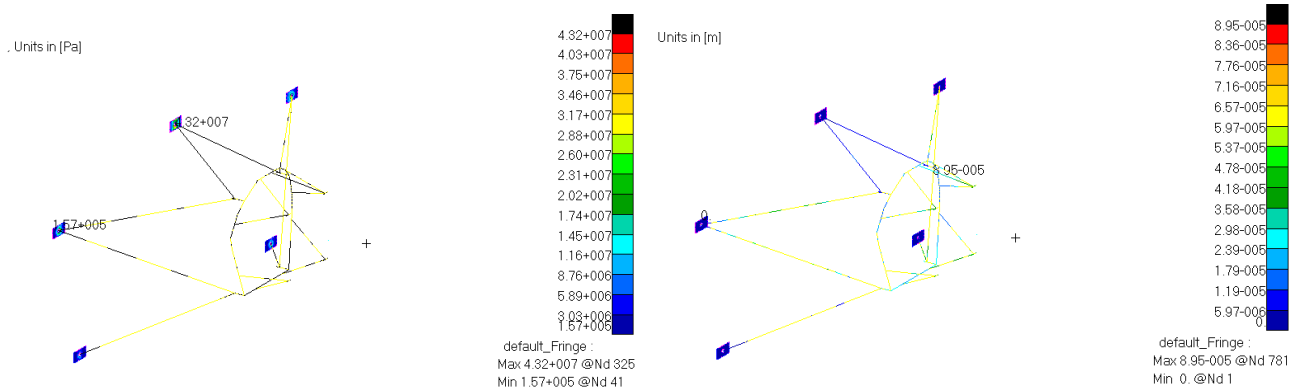


Figura 5-42 Risultati per il caso "9g avanti": (a) Tensione di Von Mises; (b) Modulo dello spostamento.

Loadcase	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza globale struttura e saldatura	Modulo spostamento massimo [mm]
Inviluppo A/D	27	19.16	0.0674
Inviluppo G/E	28.2	18.35	0.0824
Coppia motore in decollo	23.9	21.65	0.0895
9g avanti	43.2	11.98	0.0611
4.5g verso l'alto	25.6	20.21	0.0707
4.5g verso il basso	30.3	17.08	
3g laterali	24.7	20.95	0.0749

Tabella 5-22 Risultati per il castello motore

Carrello fisso d'atterraggio (Situazione più gravosa: 4.5g verso l'alto)

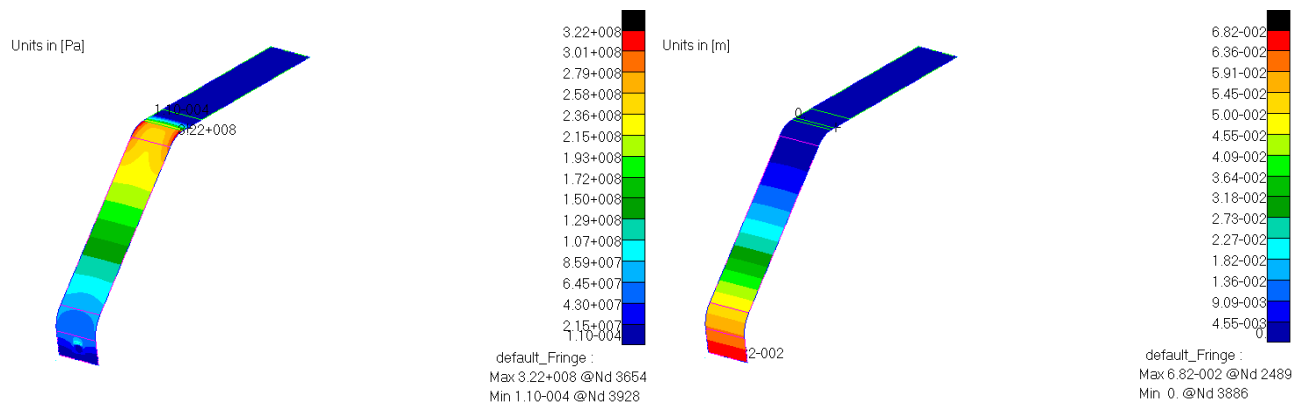


Figura 5-43 Risultati per il caso "4.5g verso l'alto": (a) Tensione di Von Mises; (b) Modulo dello spostamento.

Oltre alla normale verifica dello snervamento della balestra, è necessario verificare anche la tenuta strutturale delle viti AN3-5A che servono all'unione della gamba del carrello con la fusoliera [25, 72]. Analogamente alla verifica effettuata per i collegamenti filettati dell'ala, si effettua la verifica delle viti

rispettando il coefficiente di sicurezza particolare di 1.725, sottolineando che la tensione di snervamento della vite AN3-5A è identica alla AN3-4A considerata nella semiala:

$$COS_{collegamento} = \frac{\sigma_{min,AN3-5A}}{\sigma_{max,Von Mises,FEM}} = \frac{861.884}{322} = 2.6$$

Loadcase	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza struttura	Coefficiente di sicurezza collegamento filettato	Modulo spostamento massimo [mm]
<i>Inviluppo A/D</i>	5.73	88.83	150.42	10
<i>Inviluppo G/E</i>	2.87	177.35	300.3	0.05
<i>Atterraggio a 3 punti</i>	221	2.30	3.9	43.5
<i>Atterraggio cabrato</i>	316	1.61	2.73	67.2
<i>Atterraggio monoruota</i>	95.7	5.32	9	17.4
<i>Rullaggio</i>	71.7	7.1	12.02	15.1
<i>Decollo</i>	141	3.61	6.11	29.9
<i>Rullaggio frenato in atterraggio</i>	123	4.14	7	19.8
<i>9g avanti</i>	303	1.68	2.84	65
4.5g verso l'alto	322	1.58	2.6	68.2
<i>4.5g verso il basso</i>	310	1.64	2.78	66.2
<i>3g laterali</i>	312	1.733	2.76	66.5

Tabella 5-23 Risultati per il carrello fisso d'atterraggio.

I coefficienti di sicurezza appena determinati, maggiori in misura adeguata allo standard minimo imposto dalla normativa, sono conformi ai valori teorici e sperimentali trovati dallo stesso modello di Clark [73], anche se è stata utilizzata una lega d'alluminio AA 2024 T3 avente proprietà meccaniche più fragili rispetto alla lega AA 7075 T6.

Anche se non richiesto dalla normativa, è opportuno effettuare un'analisi modale del carrello; essa è una tipologia di simulazione effettuata sia in fase di progettazione che verifica di un aeromobile [74].

In questo caso, l'analisi modale *Sol 103* di Patran Nastran permette di determinare le frequenze naturali del carrello, utili all'individuazione dei possibili modi di vibrare che possono causare fenomeni di risonanza [75]. Le forzanti pulsanti presenti nell'aeromobile sono principalmente due, e hanno i seguenti range di frequenza:

- La velocità angolare delle ruote quando l'aeromobile si muove a terra (rullaggio): si ipotizza che la velocità massima raggiungibile sia di 100 [km/h], su una ruota con raggio pari a 10 [cm];
- Rotazione dell'albero motore: in riferimento al grafico delle performance presentato in precedenza, il motore può imprimere una rotazione all'albero con una velocità angolare compresa tra 0 e 5800 [rpm].

Queste pulsazioni, espresse in [Hz], risultano le seguenti:

Fenomeno pulsante	Range di frequenze [Hz]
Velocità angolare delle ruote in rullaggio	0 - 44.2
Rotazione albero motore	0 - 96.7

Tabella 5-24 Fenomeni pulsanti nell'aeromobile.

Il software Patran Nastran dispone di diverse formulazioni per la determinazione delle frequenze; in quest'analisi si è deciso di utilizzare il sistema di estrapolazione degli autovalori di *Lanczos*, ottenendo le seguenti frequenze naturali all'interno del range d'interesse:

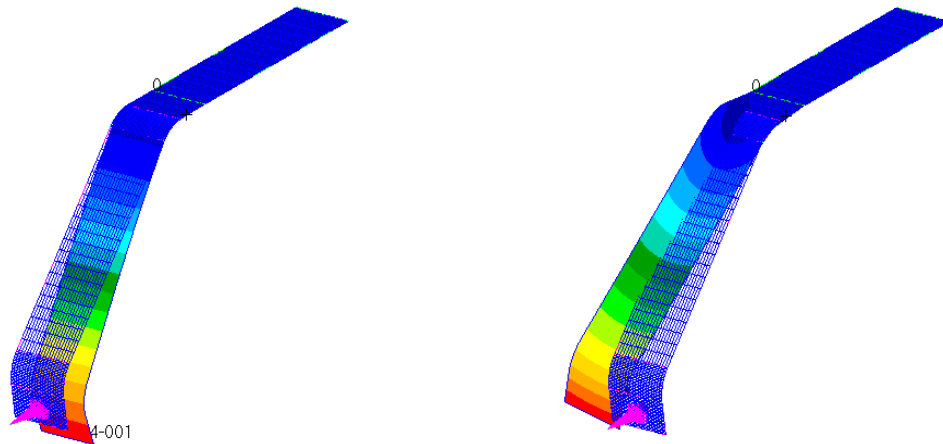


Figura 5-44 Primo (a) e secondo (b) modo di vibrare del carrello fisso.

Questi due valori perciò corrispondono alle seguenti situazioni:

Modo di vibrare	Valore caratteristico associato	Manovra di volo associata
1° - 27.7 [Hz]	$v_{volo} = 62.814 \left[\frac{km}{h} \right]$	Possibile configurazione di <i>rotazione</i> in decollo (definizione in capitolo 2)
	$\omega_{motore} = 1666.2 [rpm]$	Motore al 30% della potenza; riscaldamento del motore appena avviato o <i>rullaggio</i> in pista
2° - 71.7 [Hz]	$\omega_{motore} = 4299.48 [rpm]$	Motore al 74.12% della potenza; possibile configurazione di <i>crociera</i>

Tabella 5-25 Frequenze associati a forzanti.

A conclusione della verifica strutturale del carrello fisso, è opportuno analizzare questo componente anche dal punto di vista della *fatica*, dato che il carrello può essere considerato come un componente sollecitato da un carico in maniera ciclica [76, 77], come effettuato da Scalchi in fase di verifica del carrello dell'ultraleggero monoposto in legno *Merlo* [78, pp. 85-89] o Chen per l'analisi del carrello di un aeromobile leggero [79].

Per fare ciò, Patran dispone di un'interfaccia grafica per l'implementazione e la preparazione del file con estensione *bdf* contenente i valori necessari [80, 81], permettendo di ricavare il numero di cicli di carico sopportabili dal carrello e di altre grandezze caratteristiche dello studio della fatica, indicando diverse grandezze caratteristiche del materiale e del carico.

Per quanto concerne il materiale, oltre alle normali proprietà meccaniche richieste per una Linear Static, sono richiesti delle grandezze utili al tracciamento del diagramma *S - N* (*Strength - Number of cycles*), inserendoli nella Card MAT1 del materiale isotropo lineare AA 7075-T6.

Questo diagramma, sviluppato ed utilizzato da *August Woehler* per applicazioni ferroviarie, mette in relazione lo stress locale o nominale σ alla vita utile del componente, entrambi rappresentati comunemente in forma logaritmica [82].

Il grafico rappresenta il primo step di studio alla fatica di un certo componente, definendo in prima battuta il numero di cicli al quale il componente si danneggerà in maniera irreversibile.

Il diagramma infatti non distingue il momento di inizio e propagazione della cricca con il momento di failure, determinando un solo momento caratteristico. La figura sottostante ne presenta un diagramma di tipo qualitativo:

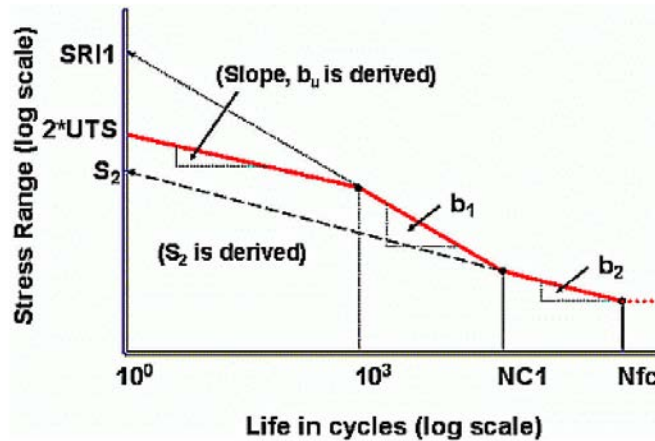


Figura 5-45 Diagramma qualitativo S - N.

Come si può osservare, il diagramma è costituito principalmente da tre segmenti inclinati con pendenze diverse e delimitati dai seguenti valori caratteristici indicati in figura:

- *UTS (Ultimate Tensile Strength)*: rappresenta la tensione di rottura del materiale, comunemente indicata nei diagrammi σ - ϵ per i materiali metallici:

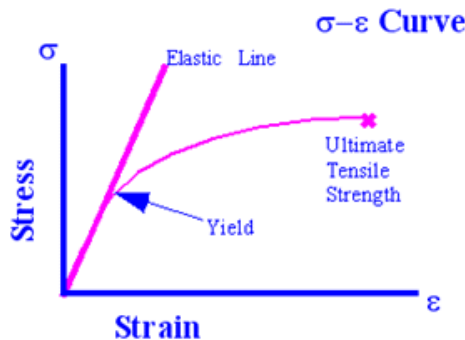


Figura 5-46 Locazione grafica di UTS nel diagramma Stress - Strain.

- *SRI (Stress Range Intercept)*: geometricamente rappresenta l'intercetta nell'asse delle ordinate del segmento con pendenza b_1 ;
- NC_1 : rappresenta il numero di cicli di transizione, cioè il passaggio dal secondo al terzo segmento;
- *Nfc (Number of fatigue cut-off)*: è un valore puramente numerico, senza interpretazione fisica, impostando di default da Patran pari a 10^{30} [cicli].

I valori di S_1 , S_2 , b_1 e b_2 sono determinati tramite le indicazioni date dal *Nastran Embedded Fatigue User's Guide* di MSC:

Parameter Name	S-N Calculation			
	Ferrous	Aluminum	Titanium	Other
S1	0.9 x UTS	0.7 x UTS	0.8 x UTS	0.8 x UTS
S2	0.357 x UTS	0.258 x UTS	0.307 x UTS	0.274 x UTS

Parameter Name	S-N Calculation			
	Ferrous	Aluminum	Titanium	Other
SRI1	$2 \times S2 / (Nc1) b1$	$2 \times S2 / (Nc1) b1$	$2 \times S2 / (Nc1) b1$	$2 \times S2 / (Nc1) b1$
b1	$(\log(S2) - \log(S1)) / (\log(Nc1) - 3)$	$(\log(S2) - \log(S1)) / (\log(Nc1) - 3)$	$(\log(S2) - \log(S1)) / (\log(Nc1) - 3)$	$(\log(S2) - \log(S1)) / (\log(Nc1) - 3)$
Nc1	1E6	5E8	1E6	1E6
b2	$b1 / (2 + b1)$	$b1 / (2 + b1)$	$b1 / (2 + b1)$	$b1 / (2 + b1)$
SE	User entry	User entry	User entry	User entry

Figura 5-47 Formule di riferimento per una Fatigue Analysis.

A questo punto è possibile calcolare i diversi parametri richiesti per lo studio del comportamento a fatica, inserendoli tramite l'interfaccia grafica di Patran nella command window delle proprietà meccaniche dell'alluminio AA 7075 T6, ma rappresentati nella Card *MATFTG* nel file con estensione *bdf*:

Grandezza	Valore
Fattore di conversione (CNVRT)	1.0 (Default)
Tensione di snervamento (YS) [Pa]	$505 \cdot 10^6$
Tensione ultima di rottura (UTS) [Pa]	$570 \cdot 10^6$
Stress Range Intercept (SRI1) [Pa]	$946.994 \cdot 10^6$
Errore standard logaritmico del numero di cicli (SE) $\log_{10} N$	0.2
Coefficiente plastico di Poisson	0.5
R-Ratio (RR) $\frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$ (rif. Load case "4.5g verso l'alto")	$\frac{1.1 \cdot 10^4}{3.22 \cdot 10^8} = 3.41 \cdot 10^{-5} \rightarrow 0$
Material Code Override (CODE)	105 (Serie 7000/ Al - Zn)
Transition Point (Nc1) [cycles]	$5 \cdot 10^8$
1st strength component (b1)	-0.076
2nd strength component (b2)	-0.0395
Fatigue Life [cycles]	10^{30}

Tabella 5-26 Entries per il materiale isotropo AA 7075 T6.

L'analisi del comportamento a fatica richiede anche l'inserimento delle caratteristiche tecnologiche del materiale e della sua lavorazione tramite diversi parametri, disponibili a seconda dello scopo prefissato. In questo caso, dovendo considerare il diagramma S - N, sono necessari i parametri (*Fatigue Properties*) elencati nelle tabelle sottostanti, nella colonna dedicata (SN):

Fatigue Property	Analysis / Material Type Category			
	SN	EN	Spot Weld	Seam Weld
LAYER	✓	✓		
FINISH	✓	✓		
KFINISH	✓	✓†		
KF	✓	✓†		

Fatigue Property	Analysis / Material Type Category			
	SN	EN	Spot Weld	Seam Weld
SCALE	✓	✓	✓	✓
OFFSET	✓	✓	✓	✓
SHAPE		✓		
KTREAT	✓	✓†		
DIAM			✓	
T1/T2			✓	
SPTFLG			✓	

Figura 5-48 Entries disponibili per una Fatigue Analysis.

Iniziando dall'entry *LAYER*, è utilizzato nel caso in cui la proprietà degli elementi della mesh è *Shell*, come nel caso considerato, esprimendo se eseguire l'analisi a fatica nello strato superficiale superiore (*top*), inferiore (*bottom*), o il peggiore tra i due (*worst*), scegliendo per sicurezza l'ultima possibilità.

Gli altri parametri, insieme a *LAYER*, sono descritti e definiti nella tabella sottostante:

Fatigue Property	Valore o Termine
LAYER	Worst
FINISH	KSURFC (Lavorazione effettuata a macchina utensile)
KF (Fatigue Strength Reduction)	1.0 (Default)
SCALE	1.0 (Default)
OFFSET	0 (Default)
KTREAT	1.0 (Default)

Tabella 5-27 Entries implementate per la Proprietà Shell.

L'entry *FINISH=KSURFC* richiede l'inserimento dell'entry *KFINISH*, che rappresenta il fattore di rugosità (*roughness factor*, K_r).

Questo fattore è calcolabile in funzione del valore della rugosità superficiale R_z , definito tramite lo standard tedesco *DIN 4768* [83] e dall'*ASME Y14.36M - Surface Texture Symbols* [84] come la distanza media tra il picco positivo e il valore minimo negativo in ogni campionamento:

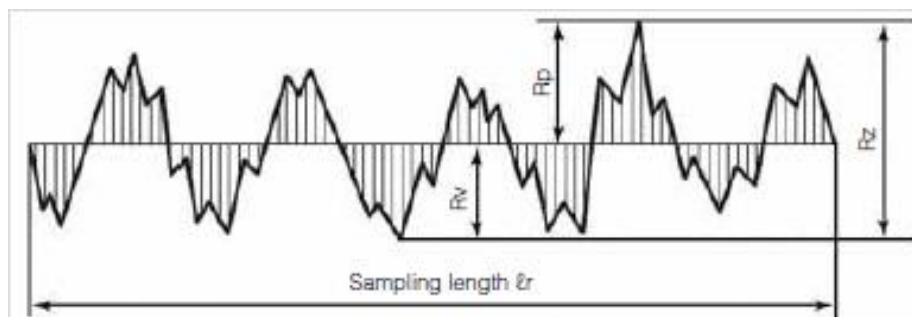


Figura 5-49 Determinazione grafica di R_z .

Il documento indicato dalla Quick Reference Guide, *KFM Guideline Analytical Strength Assessment of Components in Mechanical Engineering* [85, pp. 54-55], indica la formula determinante K_r , a seconda del valore di R_z :

$$\begin{cases} K_r = 1 \text{ se } R_z \leq 1[\mu\text{m}] \\ K_r = 1 - a_r \log(R_z) \log\left(\frac{2R_m}{R_{m,N,\min}}\right) \text{ se } R_z > 1[\mu\text{m}] \end{cases}$$

R_m rappresenta UTS, espresso in [MPa], mentre gli a_r e $R_{m,N,\min}$ sono costanti indicate nella tabella sottostante, nella colonna associata alle leghe d'alluminio lavorate (*wrought*) [82, pp. (B) - 75]:

Material	Steel	GS*	GGG†	GT‡	GG**	Wrought Al Alloys	Cast Al alloys
CODE from MATFTG	13,15,16-99	9-12, 15	5-8	2-4	1	100-105	106
a_r	0.22	0.20	0.16	0.12	0.06	0.22	0.20
$R_{m,N,\min}$	400	400	400	350	100	133	133

Figura 5-50 Valori indicativi per il calcolo del Roughness Factor.

Per quanto concerne R_z l'autore Currey, nel suo libro dedicato interamente a carrelli aeronautici, assegna un valore pari a $125 [\mu in] = 3.175 [\mu m]$ [86, p. 240], ottenendo perciò un roughness factor pari a 0.89, inserendo questo valore in fase di Preprocessing.

In alternativa, è possibile sostituire l'entry $FINISH=KSURFC$ con $FINISH=MACHINE$, che indica la tipologia di rugosità superficiale tipica di una lavorazione meccanica tramite macchine utensili, assegnando un valore di K_r pari a 1.0 di default.

In fase di preparazione dell'analisi, nella finestra di comando "Define Load Fatigue Sequences" di "Subcase Select", oltre ad inserire la condizione di carico più gravosa al carrello ("4.5g verso l'alto"), si è inserito il suo andamento nel tempo tramite un campo non spaziale definito in Patran chiamato *Time history*, con il seguente andamento grafico:

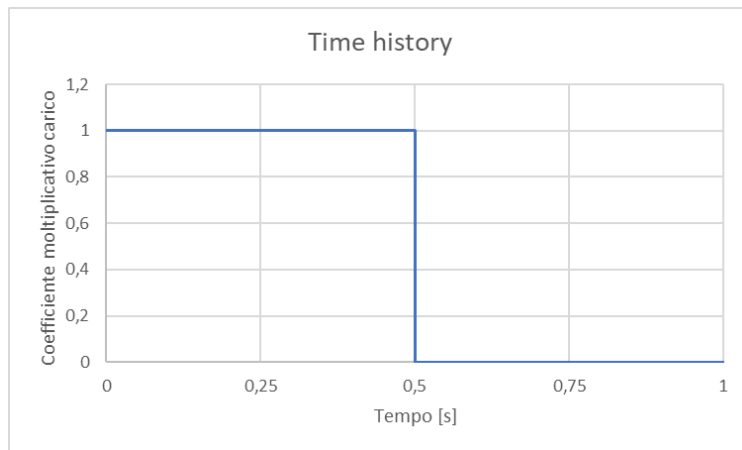


Figura 5-51 Time history di un ciclo di carico.

Questo grafico rappresenta perciò un ciclo di carico, utile alla determinazione del numero di cicli minimo impostando una probabilità percentuale di integrità strutturale (% *Certainty of survival*) pari a 3σ , cioè al 99.7%.

A questo punto, vengono esposti i risultati in maniera grafica per il load case sopra scritto, indicando in figura il numero di cicli in forma logaritmica, mentre nell'altra figura è presentata la grandezza denominata *damage*, pari al reciproco della vita utile (*fatigue limit*) del componente.

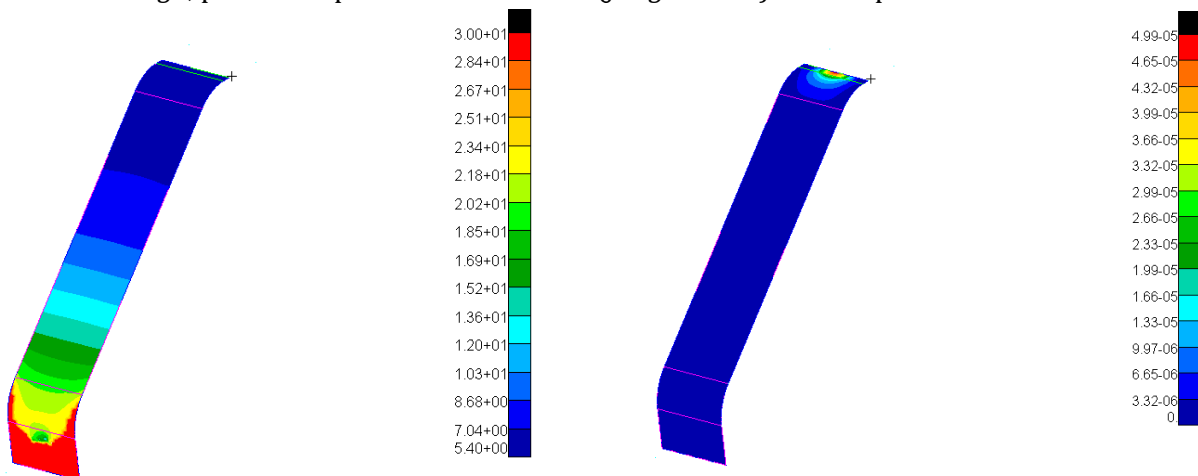


Figura 5-52 (a) Andamento numero di cicli esponenziale; (b) Andamenti della grandezza damage.

Il valore minimo di 4.40 ottenuto dal calcolo del numero di cicli, si ottiene perciò un numero stimato degli atterraggi possibilmente effettuabili:

$$N = 10^{5.4} = 251188.64 \rightarrow 251188 \text{ [atterraggi]}$$

La normativa italiana DPR 133/2010 non specifica dei requisiti in materia di fatica, in quanto afferma che il buon comportamento dei componenti a fatica è verificato nel momento in cui lo sono nelle analisi statiche effettuate in precedenza, come indicato nella nota *a)* del *PAR. 603* [50].

Per completezza della verifica, esistono tuttavia delle norme che indicano dei requisiti minimi del numero di atterraggi effettuabili da un certo carrello, come la norma americana FAR 23 utilizzata anche da Nikhil [76] per la sua verifica del ruotino principale di un aeromobile da addestramento.

Questa norma richiede un numero minimo di *10000 atterraggi*, ampiamente rispettato dal carrello dello Zenith, rendendolo durevole per i numerosi atterraggi da effettuare in zone remote di tutto il Mondo.

Per quanto riguarda i risultati ottenuti riguarda al damage, confrontando l'ordine di grandezza ottenuto con i valori dello studio di Nikhil sono uguali, rendendo attendibili i valori trovati per questa fase di verifica.

5.3 Commenti e conclusioni dei risultati ottenuti

La verifica statica strutturale dei componenti analizzati ha permesso di individuare le zone più critiche dal punto di vista degli spostamenti e delle tensioni massime, verificando che il materiale o tipologia di giunto scelto fosse adatto al compito da svolgere tramite il calcolo del coefficiente di sicurezza. Questo coefficiente, nelle applicazioni aeronautiche come questa, deve essere prima di tutto maggiore del coefficiente minimo imposto dalla normativa (di solito compreso tra 1.1 e 1.5), ma non troppo grande: la scelta progettuale conservativa di rendere la struttura più rigida e resistente aumenterebbe in maniera considerevole i suoi standard di sicurezza, ma con lo svantaggio di avere una massa eccessivamente grande, aumentando ingombri, consumi, costi di esercizio e manutenzione.

Per questo motivo e in accordo a quanto detto nel paragrafo dedicato alla continuazione dell'aeronavigabilità nel capitolo 4, le aziende aeronautiche una volta ricevuto il *Permit To Fly* e il certificato d'omologazione possono effettuare delle attività di rifinitura dei componenti dal punto di vista struttura, meglio nota come ottimizzazione.

Quest'attività permette l'aggiornamento di alcune parti dell'aeromobili agli acquirenti passati di un certo esemplare; in alcuni casi l'aggiornamento viene rilasciato in maniera facoltativa (*Service Bulletin*) o in maniera obbligatoria (*Airworthiness Directive*) con un sollecito da parte dell'ente certificatore.

Quest'attività, svolta in maniera teorica tramite appositi software o pratica tramite esemplari modificati di collaudo permette ad esempio il miglioramento delle performances, la diminuzione della massa o la maggior rigidità in alcune manovre di volo particolari. Questi target possono molto spesso essere considerati insieme tra loro, parlando perciò di *Multi Objective Optimization*.

Nel caso dello Zenith CH 701 STOL, uno dei componenti più importanti e delicati a causa del suo utilizzo è il carrello fisso. Per questo motivo, nel prossimo capitolo si appropcherà un tentativo di ottimizzazione, utilizzando le condizioni al contorno come i valori massimi di tensione e spostamento ottenuti in questo capitolo e come spiegato in dettaglio nel capitolo 6.

6 Ottimizzazione strutturale preliminare del carrello fisso

Abstract

L'attività di ottimizzazione, effettuata in questo caso nel carrello fisso dello Zenith, è effettuabile anche per gli altri componenti studiati nel capitolo 5. Nel caso del carrello, l'obiettivo di diminuire massa è stato raggiunto tramite la sostituzione del materiale attuale e la riprofilatura del carrello, con le diverse tecniche di ottimizzazione.

Nel primo caso, è stato tentato di utilizzare un materiale composito (CFRP), indicando la tipologia di collegamento alla radice del carrello, ottenendo una diminuzione di massa di circa il 13%, per poi eseguire una Size Optimization degli spessori delle lamine, ottenendo un'ulteriore diminuzione significativa della massa.

Nel secondo caso invece, la Topology Optimization ha permesso di proporre diversi design, sottraendo una percentuale di massa compresa tra il 30% e il 35%.

Tutti i design proposti rispettano i vincoli strutturali, rappresentati dal rispetto del coefficiente di sicurezza indicato dalla normativa, sia per il materiale che per i collegamenti, ma anche dalla considerazione dei vincoli costruttivi e geometrici (estetici).

Lo step successivo di ottimizzazione per il carrello in alluminio AA 7075 T6 è stata la modifica dello spessore, ma il non rispetto dei vincoli strutturali e la maggior difficoltà pratica dal punto di vista costruttivo e commerciale hanno reso non accettabile la soluzione trovata. L'analisi modale e del comportamento a fatica hanno definito i valori caratteristici delle soluzioni ottimizzate proposte.

6.1 Attività di postcertificazione: manutenzione ed ottimizzazione

Come spiegato ed anticipato rispettivamente dai Capitoli 4 e 5, l'azienda costruttrice dell'aeromobile o più in generale di un prodotto aeronautico può aggiornare o modificare la configurazione aerodinamica, propulsiva o strutturale di alcune parti dell'aereo. Dal punto di vista legislativo e burocratico, questi aggiornamenti possono essere pubblicati ai proprietari a scopo informativo e facoltativo tramite un *Service Bulletin* o obbligatorio tramite un *Airworthiness Directive* rilasciato dall'ente certificatore competente [39].

L'aggiornamento poi può essere effettuato dall'azienda stessa o da un'azienda certificata per la manutenzione conforme ad esempio alla FAR Part 147 o alla EASA Part 145.

Quest'ultimo caso avviene se l'aeromobile o il prodotto aeronautico in produzione è caratterizzato da uno o più componenti difettosi, responsabili di incidenti avvenuti a causa loro tramite i rapporti d'inchiesta stilati dall'agenzia nazionale competente per la sicurezza del volo.

Indipendentemente dalla categoria di peso e potenza dell'aeromobile o della complessità del prodotto aeronautico, il tempo impiegato per la fase di progetto, costruzione del prototipo e test di questi prodotti necessita molto tempo, considerando intervalli temporali con ordine di grandezza compresi tra 1 e 10 anni. Per questo motivo, in generale le aziende aeronautiche non approcciano completamente da zero la fase di progettazione di un aeromobile, ma utilizzano e sfruttano l'esperienza acquisita nei modelli precedenti, migliorandone il design e/o la scelta dei materiali impiegati. Dal punto di vista economico e commerciale, l'acquisto di un aeromobile o di un prodotto aeronautico costoso può essere una spesa a volte non sostenibile dal cliente.

Il termine cliente assume sfaccettature diverse a seconda della tipologia di aeromobile, come ad esempio può essere il semplice appassionato di volo per un aereo ultraleggero o una compagnia aerea per un aeromobile commerciale di linea a lungo raggio.

Tenendo conto di questi aspetti di varia natura, le aziende aeronautiche, in parallelo all'attività di ricerca e sviluppo per l'inserimento nel mercato commerciale di nuovi modelli, effettua anche l'attività di aggiornamento per i modelli precedenti come precedentemente spiegato, mantenendo i requisiti minimi di aeronavigabilità fino a che possono essere soddisfatti.

L'attività di aggiornamento, dal punto di vista ingegneristico, può essere individuata nell'attività generica di *ottimizzazione*, svolta in diverse branche dell'ingegneria: nel caso di aeromobili o componenti aeronautici, si possono svolgere ottimizzazioni aerodinamiche, propulsive o strutturali [87].

In questo capitolo si tenta di ottimizzare dal punto di vista strutturale il *carrello fisso (MLG - Main Landing Gear)*, considerando la sola gamba che collega la parte inferiore della fusoliera con la ruota dell'aeromobile, cercando di ottimizzare le prestazioni attuali e verificate nel capitolo 5, tentando di diminuire la sua massa, come richiesto in generale in ogni struttura destinata ad applicazioni aeronautiche [88, pp. 5-12]. In altre parole, ma con lo stesso significato, si può dire che l'obiettivo di quest'attività è quello di massimizzare il rapporto *resistenza/peso*, utilizzato comunemente in campo aeronautico per la caratterizzazione di un determinato componente.

Prima di affrontare il problema, è opportuno definire gli elementi principali costituenti quest'attività:

- *Variabile/i di design*: valore o valori caratteristici del sistema da ottimizzare;
- *Vincolo/i*: funzioni a uno o più variabili caratterizzanti delle restrizioni del sistema da ottimizzare;
- *Obiettivo*: il miglioramento di una grandezza caratteristica del sistema, come ad esempio la massa o il volume del componente.

Dal punto di vista matematico, e considerando le definizioni appena date, l'ottimizzazione si introduce come di seguito.

Si consideri una grandezza vettoriale generica $\mathbf{X} = \{x_1, x_2, \dots, x_n\}$, con n l' n -esima componente.

Successivamente si ipotizzi che la funzione caratterizzante il sistema da ottimizzare è una funzione a reale o complessa a valori vettoriali $F(\mathbf{X})$, come rappresentata nella figura sottostante:

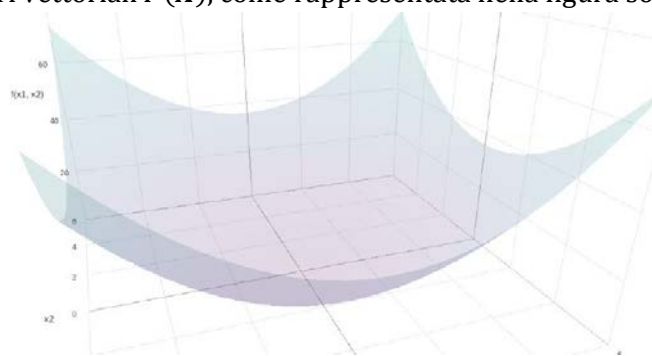


Figura 6-1 Funzione a due variabili d'esempio.

La maggior parte dei sistemi reali, non essendo illimitati ma definiti in un intervallo di valori ammissibili, sono associati con altre funzioni che restringono il dominio dei valori ottimi, chiamate *vincoli* e classificabili nel modo seguente:

- *Vincoli*
 - *Diseguali*: $g_j(\mathbf{X}) \leq 0$ con $j = 1, 2, \dots, n_g$;
 - *Uguali*: $h_k(\mathbf{X}) = 0$ con $k = 1, 2, \dots, n_h$;

- Di dominio: $x_i^L \leq x_i \leq x_i^U$ con gli apici L e U corrispondenti rispettivamente al limite inferiore (*Lower bound*) e superiore (*Upper bound*) del vincolo appena definito;

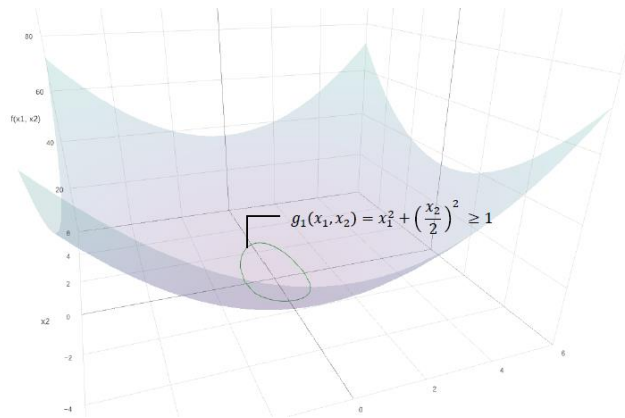


Figura 6-2 Esempio di vincolo diseguale.

Infine, si definisce la cosiddetta *funzione obiettivo*, o più semplicemente *obiettivo*, di solito consistente nel massimizzare o minimizzare la funzione $F(\mathbf{X})$, cioè trovando il punto critico come definito dall'analisi matematica reale o complessa, partendo da un punto iniziale convenzionale ed effettuando diverse iterazioni fino al raggiungimento della convergenza. In ambito strutturale, il ciclo di iterazione viene chiamato comunemente *Design Cycle*:

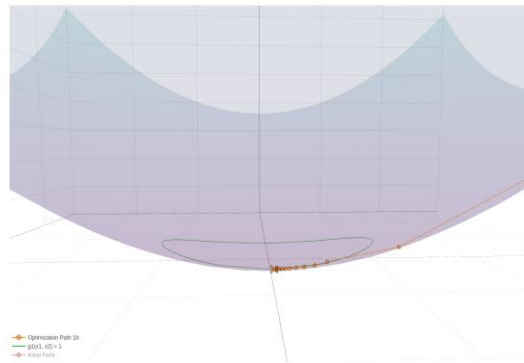


Figura 6-3 Approccio matematico dell'ottimizzazione.

Molto spesso, se le variabili di design sono più di una e si desidera ottenere dei risultati relativamente in minor tempo, è conveniente definire le eventuali relazioni di dipendenza tra di loro, qualora ci fossero, diminuendo il carico computazionale al solutore.

6.2 Metodologie di ottimizzazione

Nel campo strutturale, l'ottimizzazione è approcciabile tramite il Metodo degli Elementi Finiti con i diversi software commerciali presenti nel mercato. Quest'ultimi, una volta ricevuto tutti gli elementi componenti un problema di ottimizzazione (*structural optimization statement*) [89], eseguono automaticamente l'attività di ottimizzazione, a differenza del metodo manuale e come indicato nel confronto mostrato di seguito:

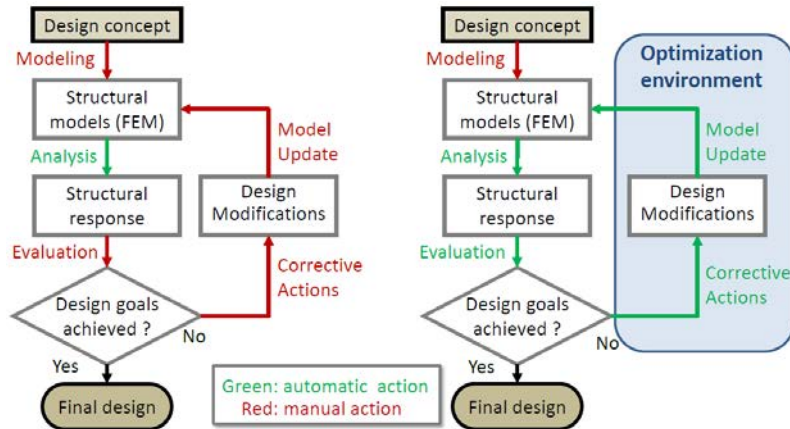


Figura 6-4 Confronto tra ottimizzazione manuale ed automatica.

L'azione manuale di ottimizzazione, se utilizzata ad esempio modificando semplicemente il materiale costituente del componente, può essere svolta anche manualmente dal progettista, tenendo conto anche degli aspetti critici costruttivi come il collegamento con il resto dell'aeromobile.

6.2.1 Attività di ottimizzazione svolte sullo Zenith CH 701 STOL

Contestualizzando questa tipologia di approccio all'ottimizzazione allo Zenith CH 701 STOL, alcuni autori come Rashidi [75, pp. 2-4] e Chen-Lin [90, pp. 3-8], hanno sperimentato quest'attività per quanto riguarda la fusoliera e il carrello fisso, ipotizzando di sostituire l'alluminio AA 7075 T6 e AA 6061 T6 con un materiale composito di fibra di carbonio in matrice di resina epossidica.

Nel caso del carrello, Rashidi ha sperimentato l'utilizzo di un carrello costruito in *CFRP* (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*) per la diminuzione della massa e per lo studio del comportamento del carrello su una superficie aeroportuale inusuale, composta da uno strato superiore di materiale iperelastico (implementato tramite il *Modello di Mooney-Rivlin*):

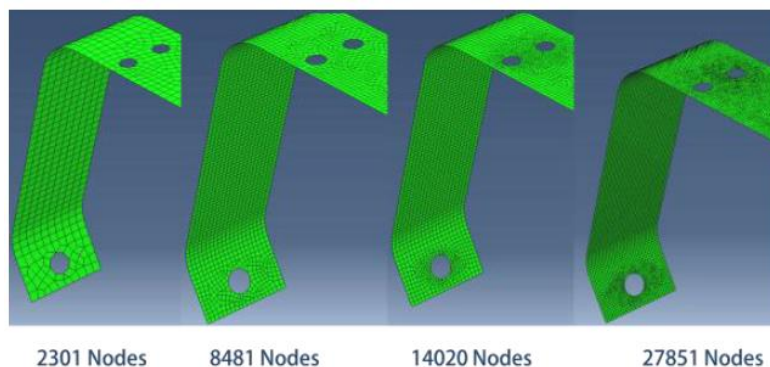


Figura 6-5 Mesh diverse del carrello studiato da Rashidi.

Nel secondo caso, invece, gli autori Chen e Lin hanno ipotizzato la costruzione della fusoliera dello Zenith in CFRP per l'ottimizzazione della dissipazione dell'energia meccanica (composta da una componente potenziale - quota e cinetica - velocità) all'impatto con il suolo in funzione dell'angolo d'impatto con il suolo, come mostrato nella figura sottostante:

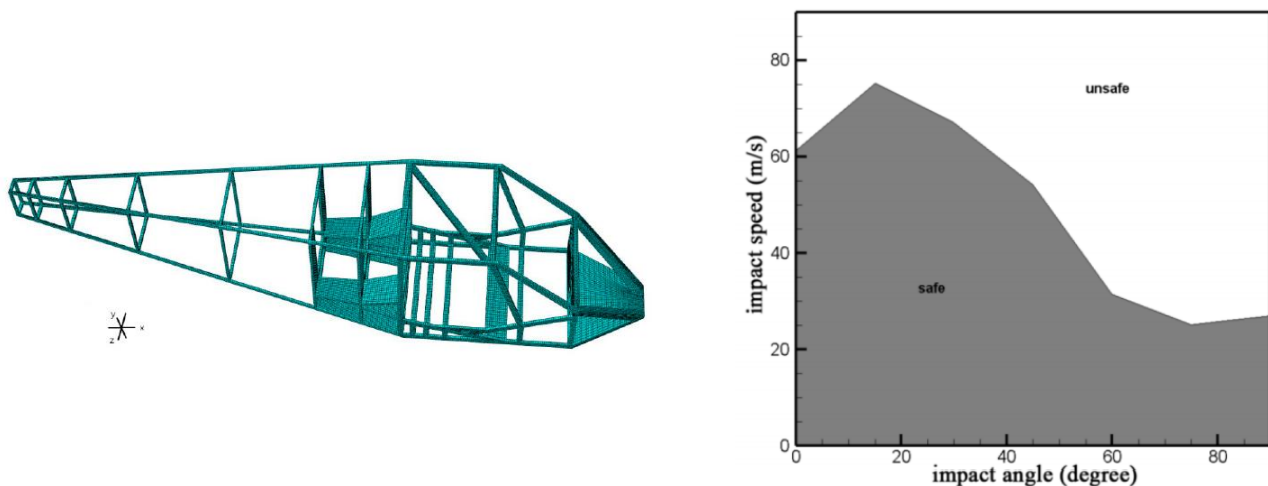


Figura 6-6 (a) Modello FEM della fusoliera dello Zenith CH 701 STOL; (b) Diagramma di sicurezza all'impatto per l'ottimizzazione scelta da Chen-Lin.

Lo Zenith CH 701 STOL, essendo un aeromobile di piccola taglia e progettato per permettere l'autoassemblaggio da parte dei clienti finali, ha sempre optato per l'utilizzo di materiali metallici, che sono molto più facilmente reperibili, riparabili o sostituibili rispetto ai materiali compositi. Sotto quest'aspetto, basti pensare che sottostrutture dello Zenith come le superfici portanti o la fusoliera sono assemblabili e disassemblabili facilmente con attrezzi manuali semplici (struttura di tipo semimonoscocca - Capitolo 3), mentre le strutture in materiale composito seguono la filosofia progettuale delle *strutture monoscocca*, difficilmente riparabili in caso di incidenti gravi. Nonostante ciò, anche l'industria aeronautica leggera concorrente della Zenith sperimenta da più di qualche anno delle soluzioni in composito. La produzione aeronautica mondiale di aeromobili di grossa taglia utilizza già da diverso tempo i materiali compositi per il 50% dell'intera struttura dell'aeromobile, come il caso del Boeing 737 raffigurato sotto [91]:

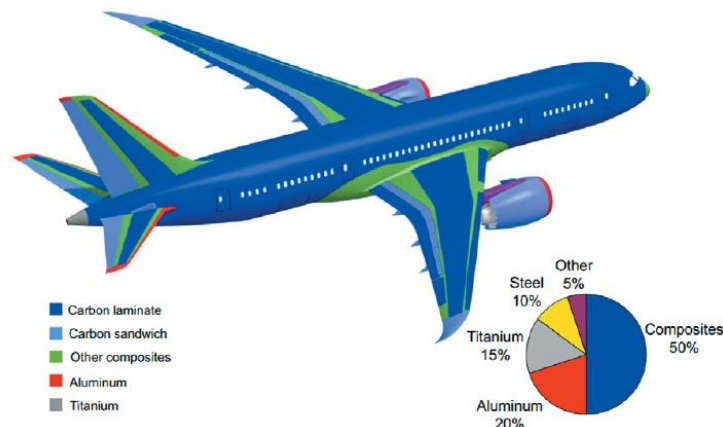


Figura 6-7 Presenza percentuale dei materiali strutturali su un Boeing 737.

Nel caso del carrello della Zenith, l'approccio di sostituzione del carrello in alluminio con uno in composito non è troppo invasivo da rendere la soluzione impraticabile. Il motivo di tutto ciò è che la gamba collegante la fusoliera alla ruota principale non è saldata o fissata in maniera irreversibile, ma semplicemente imbullonata tramite due viti ad una flangia forata della fusoliera. Essendo in questo caso il collegamento effettuato tra due materiali di natura diversa, esso può avvenire in diversi modi, come ad esempio tramite fissaggio adesivo o meccanico, o tramite una combinazione di essi, a seconda della geometria dei componenti da collegare. Nell'elenco di seguito vengono mostrati le principali tipologie di collegamento, come indicato da Jahn [92, pp. 689-691]:

- a) *Single lap joint*: è il giunto meccanico più semplice, costituito essenzialmente da uno più fori allineati in un'unica fila, fissando i due strati di materiale diverso tramite rivetti in titanio o viti in acciaio imbullonate;
- b) *Comeld™ joint*: questo giunto è costituito essenzialmente dall'estremità del metallo lavorata tramite fresatura per creare un profilo a scalino come mostrato nella figura. La superficie lavorata subisce un trattamento superficiale *Surfi-Sculpt* (processo eseguito con sorgente *LASER* o elettronica che crea protuberanze o insenature sulla superficie del metallo ad intervalli regolari), per migliorare l'adesione della resina del composito con il metallo.

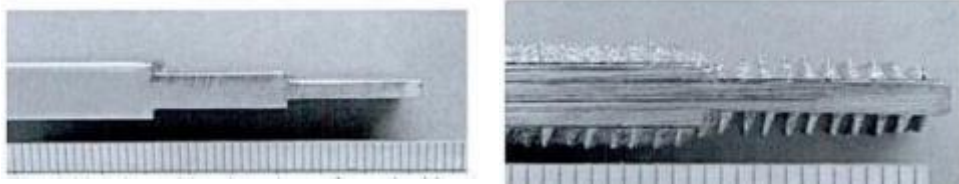


Figura 6-8 (a) Estremità del metallo lavorata a forma di scalino; (b) Trattamento *Surfi-Sculpt*.
 Gli strati di composito vengono poi stesi nella superficie del metallo, con gli spessori, frazioni di resina e orientazioni delle fibre prestabilite, conferendo il giunto sottorappresentato:



Figura 6-9 *Comeld joint* effettuato.

La completa adesione del composito con il metallo avviene poi tramite trattamento in autoclave.

- c) *HYPER™ - (Hybrid Penetrative Reinforced) joint*: giunto sviluppato dalla *EADS Innovation Works*, consiste nel rilascio di una griglia di piccoli perni (*pins*) prodotti tramite tecnica di *Additive Layer Manufacturing (ALM)* che rimangono aderenti alla superficie del metallo da collegare. Questi pin poi, insieme al metallo, vengono inseriti in un'autoclave insieme al composito modellato con gli strati stabiliti. Il legame tra i due componenti è perciò creato grazie all'adesione dei pins sia al metallo che al composito, che penetra lungo la struttura del metallo e gli strati di fibra e resina del composito. Secondo alcuni studi, questo giunto è molto più resistente del giunto meccanico (a), ritardando anche il fenomeno di eventuali cricche nel composito.

Oltre ai collegamenti utilizzati maggiormente nell'industria, esistono delle applicazioni ancora in fase di ricerca e sviluppo, come il *double plates joint* (d), il *giunto con interposizione di sottili strati di titanio* (e)

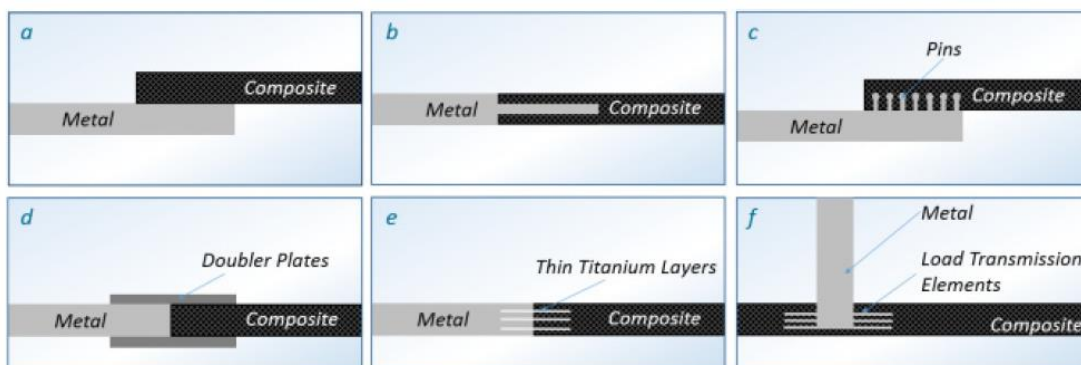


Figura 6-10 Tipologie di collegamenti tra metallo e composito.

e il *giunto a T* (f), studiandoli con piccoli incrementi di carico per caratterizzare integralmente il loro comportamento in qualsiasi condizione. Le diverse tipologie di collegamento sono illustrate in maniera schematica nella figura sottostante, facendo riferimento alle lettere utilizzate nella Figura 6-10. A volte, nelle applicazioni pratiche, queste tipologie di collegamenti sono combinati tra loro, come ad esempio nel caso di applicazioni aeronautiche, in cui si interpongono dei sottili strati di titanio tra il composito e il metallo, fissando il tutto con un serie di rivetti o collegamenti imbullonati [91, 93]:

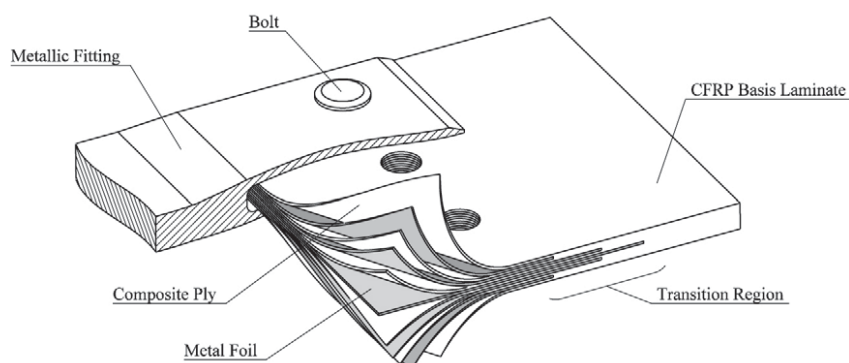


Figura 6-11 Collegamento effettuato tramite fogli di titanio e viti imbullonate.

6.3 Primo approccio: carrello fisso in CFRP

In Patran, l'analisi non lineare statica del carrello fisso costruito in materiale composito [94] è strutturata nello stesso modo di quelle condotte per i componenti studiati nel capitolo 5. Il materiale composito è scelto la fibra di carbonio con resina epossidica *CFRP* (*Carbon Fiber Reinforced Plastic*) con fabbricazione *Standard*, che rappresenta la soluzione con la ricerca più avanzata e per il buon rapporto qualità prezzo finale dal punto di vista commerciale.

Richiamando alcuni concetti di tecnologia dei materiali compositi ai fini dell'analisi, è giusto ricordare che i materiali compositi essendo dei materiali *ortotropi* (caratteristiche meccaniche dipendenti da assi ortogonali tra loro convenzionalmente scelti), hanno la necessità di definire l'*orientazione* del materiale, cioè l'angolo (espresso in gradi decimali) delle fibre di ogni strato (o *lamina - ply*) componente il composito, rispetto ad una direzione prefissata convenzionalmente.

Quest'azione consente di definire anche le proprietà meccaniche globali delle singole lamine, e quindi del composito nel suo complesso.

Dopo la definizione delle proprietà meccaniche, si provvede all'implementazione degli spessori e delle orientazioni delle fibre delle singole lamine. A tal proposito, Patran definisce tramite un sistema di riferimento numerato l'orientazione delle fibre [95]; in fase di definizione della proprietà shell, oltre all'indicazione delle caratteristiche del materiale è necessario indicare l'orientazione del materiale, intesa come la direzione del sistema di riferimento appena citato.

Nelle due figure sottostanti è possibile osservare una rappresentazione schematica indicativa di Patran e le direzioni scelte lungo il carrello:

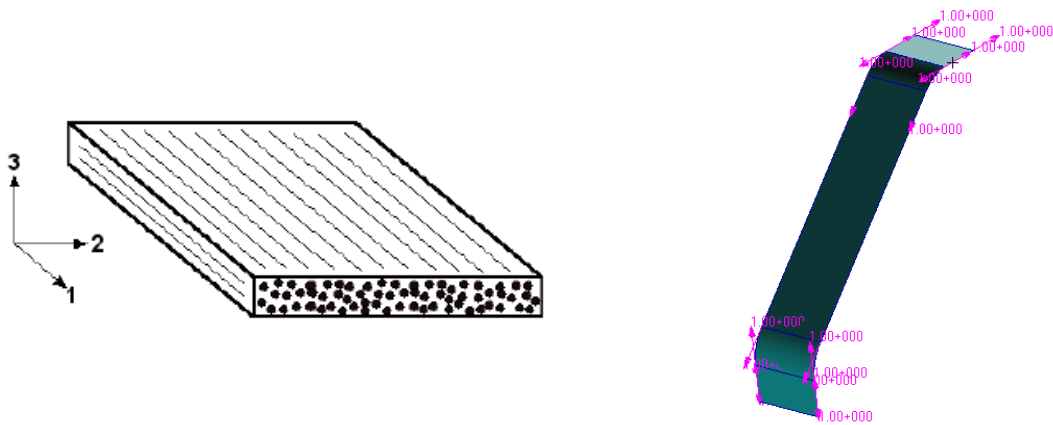


Figura 6-12 (a) Definizione geometrica del sistema (1,2,3) di un materiale composito in ambiente Patran - Nastran; (b) Orientazione della direzione 1 nel carrello.

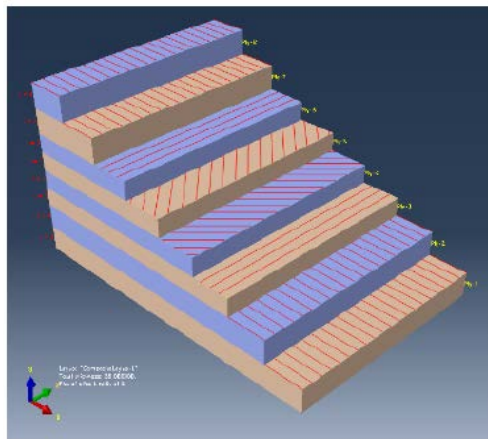


Figura 6-13 Orientazione fibre lamine del materiale composito.

Strato	Spessore strato [mm]	Orientazione fibre [°]
1	3.5	0
2		0
3		90
4		45
5		-45
6		90
7		0
8		0

Tabella 6-1 Spessori ed orientazioni delle fibre.

Rispetto alle orientazioni sopra raffigurate, sono stati inseriti gli spessori e le orientazioni, facendo riferimento alla configurazione adottata dal lavoro già svolto di Rashidi [75, p. 2], ottenendo perciò uno spessore totale di 28 [mm], ed inserendo le seguenti caratteristiche meccaniche nella Card MAT8:

Grandezza	Valore
Modulo di elasticità longitudinale alle fibre $E_{11} = [GPa]$	70
Modulo di elasticità trasversale alle fibre $E_{22} = [GPa]$	10
Coefficiente di Poisson ν_{12}	0.3
Modulo a taglio planare $G_{12} = [GPa]$	5
Densità di massa $\rho = \left[\frac{kg}{m^3} \right]$	1600

Tabella 6-2 Proprietà meccaniche principali del composito CFRP Standard Fabrication.

L'obiettivo dell'analisi, come sarà spiegato nel prossimo paragrafo più in dettaglio, è quello di verificare il comportamento di *failure* di ogni lamina costituente il composito; per far ciò, è necessario definire un Criterio di Failure. Patran dispone di diversi criteri, come ad esempio quello di *Tsai-Wu*, che rappresenta un caso particolare del criterio di failure quadratico proposto da *Gol'denblat* e *Kopnov*.

Questo criterio è stato scelto ed utilizzato per le seguenti analisi, implementando i seguenti valori richiesti rispetto agli assi definiti in precedenza:

Grandezza	Valore
Resistenza ultima a trazione $\sigma_{11} = [MPa]$	1500
Resistenza ultima a trazione $\sigma_{22} = [MPa]$	50
Resistenza ultima a compressione $\sigma_{11,c} = [MPa]$	1200
Resistenza ultima a compressione $\sigma_{22,c} = [MPa]$	250
Resistenza ultima a taglio $\tau_{ult} = [MPa]$	70
Resistenza a taglio limite per fissaggi (bonding) $\tau_{bond} = [MPa]$	50

Tabella 6-3 Entries implementate per la definizione del Criterio di Tsai-Wu.

Con questa configurazione, il carrello costruito in composito ha uno spessore più grande rispetto a quello costruito in alluminio AA 7075 T6 (19.05 [mm]), ma nonostante ciò risulta più leggero, come verificato tramite l'utility di Patran *FEM General --> Quick Count*:

Materiale di costruzione	Massa [kg]	Differenza percentuale
Alluminio AA 7075 T6	4.732	-13.31% (CFRP rispetto AA 7075 T6)
CFRP Standard Fabrication	4.108	

Tabella 6-4 Confronto percentuale della massa tra carrelli in AA 7075 T6 e CFRP.

Per quanto riguarda le condizioni di carico e vincolo e considerando quanto detto nel paragrafo precedente riguardo i possibili collegamenti, la scelta più semplice dal punto di vista progettuale e costruttivo è mantenere un fissaggio meccanico tramite viti imbullonate in acciaio come nel caso studiato nel capitolo 5.

Dal punto di vista costruttivo e commerciale, questa soluzione permette ai clienti di sostituire la sola gamba del carrello, evitando costi aggiuntivi e difficoltà nel montaggio, mantenendo oltretutto anche la flangia forata di fissaggio e le viti utilizzate per la gamba in alluminio.

Le analisi effettuate, non essendo concentrate al comportamento in dettaglio del fissaggio del carrello alla fusoliera e del perno della ruota, vengono rispettivamente considerati come un incastro all'estremità e con un Multi Point Constraint di tipo RBE2 con una massa concentrata all'estremità di 10 [kg], per considerare la massa della ruota e dell'impianto frenante.

La configurazione di carico considerata è quella peggiore per il caso dell'alluminio (essendo anche la condizione con la forza risultante maggiore nella direzione verticale, dannosa al carrello), corrispondente al Load case "4.5g verso l'alto".

Per l'applicazione e modalità di applicazione si rimanda al capitolo 5, nel paragrafo dedicato alle condizioni di carico per il carrello. Per quest'aspetto perciò, le condizioni di carico e vincolo per i due carrelli sono identiche.

Dal punto di vista strutturale (tensioni), i risultati esposti in questo caso non sono ottenuti tramite il Criterio di snervamento di Von Mises come nel caso dei risultati esposti nel capitolo 5, perché questo criterio è applicabile solo per materiali isotropi come i metalli, ma non ortotropi come i compositi.

Per questo motivo, i risultati mostreranno i valori degli indici di failure (*Failure Index*) e l'andamento nel caso massimo e degli *Strength Ratio* (utili a dare un'indicazione lineare dello stress residuo ancora sopportabile), determinabili tramite l'implementazione e definizione dei dati sopra esposti e del criterio di failure nella Card delle proprietà e visibili in maniera tabellare nel file in formato *f06* prodotto dall'analisi o visiva tramite Patran.

Dal punto di vista formale, il *failure index* viene classificato come *laminare* se considera il comportamento della singola lamina o *interlaminare (o bonding)* se considera il collegamento tra le due lamine. L'indice di failure laminare considera gli stress normali, mentre quello interlaminare considera gli stress tangenziali (taglio) rispetto al sistema di riferimento materiale, assumendo delle relazioni matematiche funzione dello stato tensionale del composito.

Lo *Strength Ratio*, invece, è pari al rapporto tra il carico applicabile fino alla condizione di failure (*allowable load*) e il carico attualmente esercitato (*actual load*):

$$SR = \frac{\text{Allowable load}}{\text{Actual load}}$$

Questo coefficiente viene calcolato per ogni lamina di ogni elemento appartenente alla mesh del componente, dando la possibilità al progettista o all'analista di conoscere il carico massimo esercitabile. Gli strength ratio corrispondono al *margin di sicurezza (margin of safety)* utilizzato nelle costruzioni metalliche.

Le verifiche dei due coefficienti sono soddisfatte se i Failure Index sono minori di 1 e gli Strength Ratio maggiori di 1, ottenendo rispettivamente i seguenti valori massimi:

Layer	Failure Index	
	Ply indices	Bond indices
1	0.0337	0.309
2	0.024	0.53
3	0.00727	0.747
4	0.00806	0.794
5	0.0369	0.747
6	0.143	0.53
7	0.0579	0.309
8	0.0844	/

Tabella 6-5 Failure index calcolati.

FAILURE THEORY	PLY ID	SRP-STRENGTH RATIO FOR PLY (DIRECT STRESSES/STRAINS)	SRB-STRENGTH RATIO FOR BONDING (INTER-LAMINAR STRESSES)
TSAI-WU	1	1.512715E+04	7.499708E+04
	2	1.948492E+04	4.227919E+04
	3	6.939502E+04	1.337371E+04
	4	5.222651E+04	1.161330E+04
	5	1.296940E+05	1.117676E+04
	6	4.296244E+05	1.139884E+04
	7	1.833871E+05	1.837626E+04
	8	1.177020E+05	

Figura 6-14 Estratto degli Strength Ratio dal file f06.

Gli Strength Ratio non sono visibili nell'interfaccia grafica di Patran, ma solo in maniera tabellare nel file con estensione *f06* ottenuto dall'analisi, calcolati per ogni lamina di ogni singolo elemento. Essendo molti gli elementi, è improponibile presentarli tutti, e per questo motivo viene mostrato un solo elemento, come esempio attestante la buona riuscita dell'analisi.

Come di consueto, viene anche mostrato l'andamento del valore assoluto degli spostamenti:

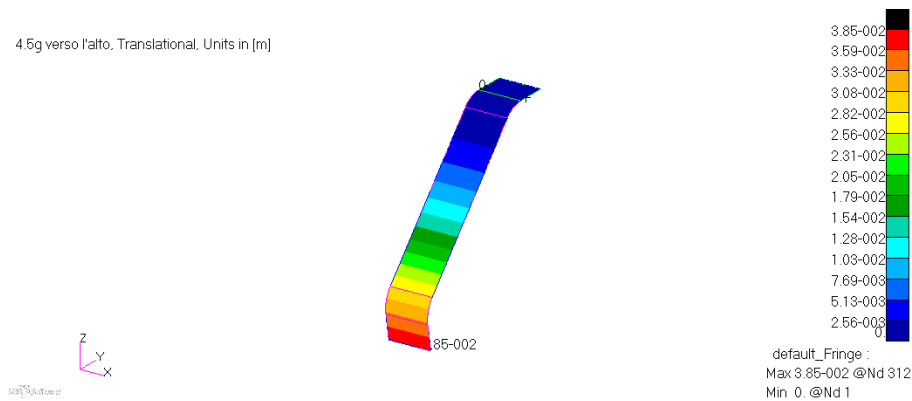


Figura 6-15 Modulo dello spostamento nel carrello in CFRP.

Rispetto al carrello in alluminio, quello in fibra di carbonio subisce uno spostamento all'estremità minore, aumentando la sua rigidità flessionale, come mostrato nella tabella e nel grafico sottostanti:

Materiale di costruzione	Spostamento [mm]	Differenza percentuale
Alluminio AA 7075 T6	68.2	-43.54% (CFRP rispetto AA 7075 T6)
CFRP Standard Fabrication	38.5	

Tabella 6-6 Confronto percentuale dello spostamento tra carrello in AA 7075 T6 e in CFRP.

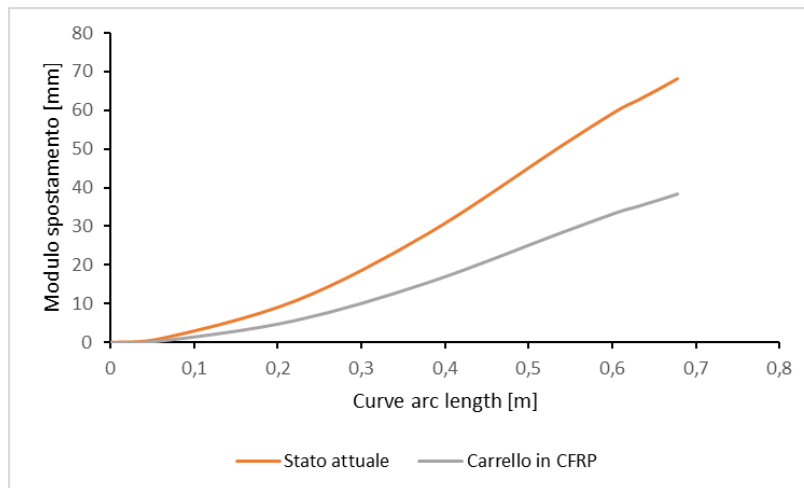


Figura 6-16 Confronto grafico tra carrello in alluminio AA 7075 T6 e in CFRP.

Analogamente a come fatto nel capitolo 5, anche per il carrello costruito in composito si esegue un'analisi di tipo Normal Modes Sol 103 per la determinazione delle frequenze potenziali per fenomeni di risonanza, considerando gli intervalli di frequenze delle forzanti pulsanti presenti nell'aeromobile, riproposti nella tabella sotto:

Fenomeno pulsante	Range di frequenze [Hz]
Velocità angolare delle ruote in rullaggio	0 - 44.2
Rotazione albero motore	0 - 96.7

Tabella 6-7 Fenomeni pulsanti nell'aeromobile.

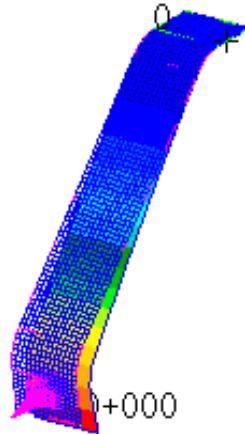


Figura 6-17 Primo modo di vibrare del carrello in CFRP.

Valore frequenza propria	Valore caratteristico associato	Manovra di volo associata
1 - 62.9 [Hz]	$\omega_{motore} = 3776.22$ [rpm]	Motore al 65% della potenza; possibile configurazione di volo in crociera "economica"

Tabella 6-8 Frequenza associata alle forzanti presenti

6.4 Ottimizzazione in ambiente Patran – Nastran

I vari software commerciali presenti attualmente nel campo dell'analisi strutturale hanno al loro interno un pacchetto di tools riguardanti l'attività di ottimizzazione. Nel caso di MSC Patran – Nastran, le modalità si classificano principalmente in cinque categorie [96]:

- *Size optimization* [96]: questa tipologia definisce una variabile di design della proprietà del materiale, a seconda della dimensione dell'elemento, fissando l'obiettivo globale e i vincoli richiesti per il sistema

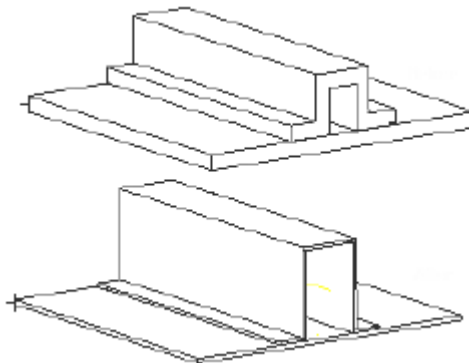


Figura 6-18 Esempio d'applicazione della Size Optimization.

- *Topology optimization* [97]: questa tipologia modifica la geometria della struttura tramite la modifica o asportazione degli elementi componenti la mesh della struttura.

In questo caso la variabile di design è la densità del materiale, fissando un limite inferiore e un fattore di penalità, come spiegato in maggior dettaglio nel prossimo paragrafo.

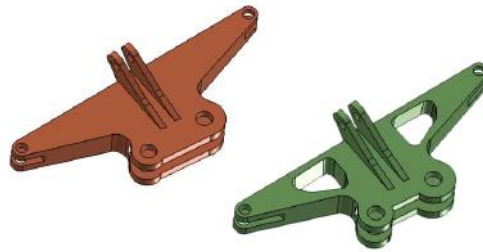


Figura 6-19 Esempio d'applicazione della Topology Optimization.

- *Topometry optimization*: dal punto di vista qualitativo, questa tipologia assomiglia alla Size Optimization, ma a differenza di quest'ultima la Topometry Optimization può definire variabili di design diverse lungo gli elementi di una stessa proprietà. In sostanza, questa tipologia di ottimizzazione permette di ottenere strutture con spessore variabile lungo una certa direzione, e non come nella Size Optimization, in cui lo spessore ottenuto alla convergenza risulta costante per tutti gli elementi:

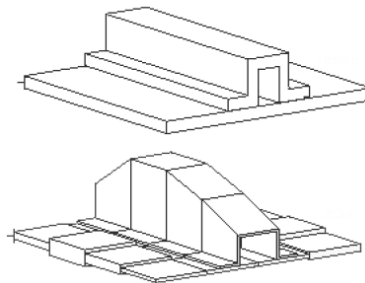


Figura 6-20 Esempio d'applicazione della Topometry Optimization.

Come indicato dalla QRG del software, questa tipologia di ottimizzazioni è adatta per la localizzazione di possibili saldature o per lo studio di proprietà non supportate dalla Topology Optimization, quali PDAMP, PELAS, PMASS, PBUSH, PVISC, PGAP, PACBAR e PFAST.

- *Shape optimization* [96, pp. 380-390]: quest'ultima tipologia è di solito utilizzata come ultimo step di ottimizzazione e solo in alcune classi di strutture, permettendo di modificare la zona superficiale del componente considerato. La Shape Optimization inizia prima di tutto con la definizione da parte dell'utente dei vettori di riferimento (*Shape Vectors*) per la modifica delle superficie richieste. Per poter far questo, è necessario creare un modello ausiliario [98]. Il solutore successivamente propone una soluzione di design modificata rispetto all'origine, con la superficie inferiore o superiore del pezzo non più piana ma caratterizzata da zone locali curve (concettualmente, nel caso bidimensionale, non si parlerebbe più di piastre, bensì di *gusci*);

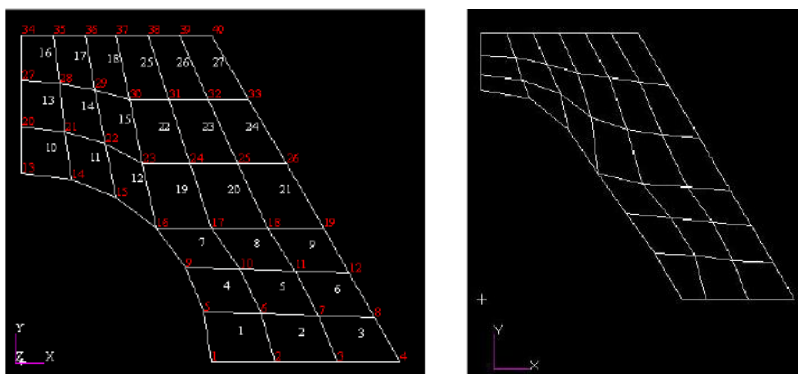


Figura 6-21 Esempio d'applicazione della Shape Optimization.

dopo una consultazione del manuale di MSC dedicato alle tecniche di ottimizzazione, si è notato che la presenza di elementi rigidi come gli MPC RBE2 non sono supportati nel caso di una Shape Optimization, rendendola non adatta al caso del carrello considerato;

- *Topography optimization*: quest'ultima tipologia, chiamata anche *Bead* o *Stamp Optimization*, è considerata un caso particolare della Shape Optimization, in cui i vettori di riferimento per la modifica degli elementi (*Shape Vectors*) non sono definibili dall'utente, ma sono automaticamente considerati tali solo i vettori con direzione perpendicolare alla superficie degli elementi bidimensionali con proprietà Shell, ottenendo ad esempio il seguente risultato per una piastra quadrata incastrata ai quattro lati perimetrali ottimizzata per massimizzare la prima frequenza naturale:

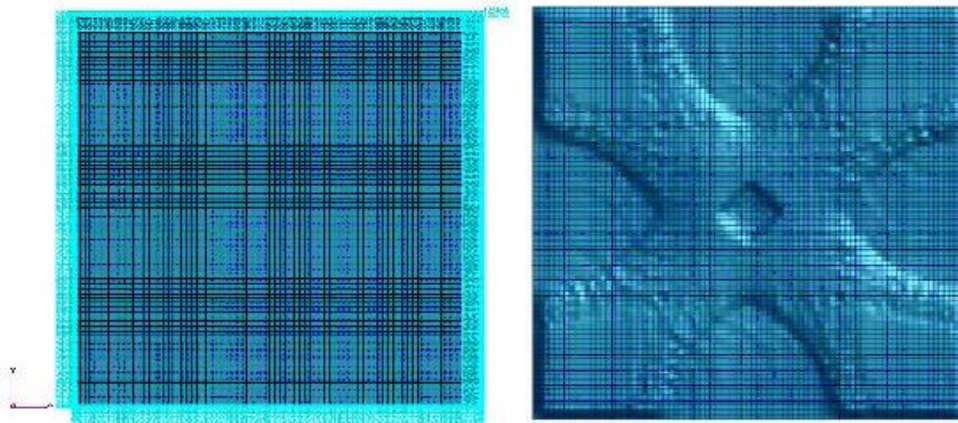


Figura 6-30 Esempio d'applicazione della Topography Optimization.

Analogamente alla Shape Optimization, anche la Topography non supporta gli MPC RBE2 [96, p. 519].

Ogni tipologia di ottimizzazione, come appena spiegato, ha le proprie funzionalità e limitazioni, e per questi motivi la loro scelta non è permessa per ogni struttura di cui si voglia ottimizzare, ma dipende da diversi fattori come il campo di applicazione, i vincoli di lavorazione (*Manufacturing constraints*) o la tipologia di materiale utilizzato.

Nel caso del carrello, come suggerito dalle attività svolte da Munteanu [99], Niemann [100] e Spencer [101], la tipologia di ottimizzazione più adatta per il carrello in materiale composito è la *Size Optimization*, mentre per il carrello costruito in alluminio AA 7075 T6 sono la *Topology Optimization* e la *Size Optimization*, da eseguire separatamente [102, 103].

Per quanto riguarda la Topology Optimization, il documento ufficiale della MSC riguardante l'ottimizzazione specifica che questa modalità di ottimizzazione è effettuabile solo con elementi con proprietà formate da Card con *MAT1* (Materiale isotropo lineare elastico), escludendo perciò il tentativo di ottimizzazione del carrello in materiale composito, dato che è descritto tramite la Card *MAT8* (Materiale ortotropo) [96, p. 433].

6.4.1 Preprocessing di una ottimizzazione

L'attività di preparazione del modello utile all'ottimizzazione è, dal punto di vista procedurale, identica per ogni tentativo effettuato, e per questo si esporrà il procedimento una sola volta.

La preparazione inizia considerando il DB file del carrello in alluminio AA 7075 T6 utilizzato nella fase di verifica del capitolo 5 e considerando il Load Case più gravoso dal punto di vista strutturale determinato tramite le analisi precedenti, cioè "4.5g verso l'alto".

L'interfaccia grafica di Patran permette nella finestra dei Tools di preparare il Design Study, contenente le variabili di design, l'obiettivo e i vincoli strutturali e di lavorazione.

Nel caso della Size Optimization per il carrello in composito, le variabili di design sono molteplici, e sono precisamente lo spessore di ogni strato, ottenendo perciò 8 variabili. L'obiettivo (DESOBJ) è la minimizzazione del peso, mentre i vincoli impongono che i failure index laminari ed interlaminari e il modulo dello spostamento assumano un valore minore di un certo valore limite. Come fatto in precedenza, il Failure Index deve essere minore di 1, ma per avere un margine di sicurezza durante la vita operativa del componente, è conveniente applicare un fattore di sicurezza di 1.5 per abbassare il Failure Index limite ammissibile:

$$FI_{safety} = \frac{1}{1.5} = 0.66$$

Riassumendo, il Design Study per la Size Optimization del carrello in materiale composito è mostrato nella tabella seguente:

<i>Design Variable (DESVAR) – Size (Thickness) – per ogni lamina (8)</i>	Initial value (0.0035 [m]) – Lower bound: 0.0005 [m] – Upper bound: 0.004 [m]
<i>Objective (DESOBJ)</i>	Minimize Weight (e Compliance) – Global
<i>Constraint (Failure) – (DCONSTR) – 1) Failure index – per ogni lamina (8) 2) Modulo dello spostamento di tutti i nodi del carrello</i>	1) $FI < 0.66$ 2) $ d < 3.82 [cm]$

Tabella 6-9 Design Study implementato per la Size Optimization del carrello in CFRP.

La definizione di questi termini è necessaria e sufficiente ad eseguire un tentativo di Size Optimization, ottenendo dei risultati mostrati nel sottocapitolo successivo dedicato.

Alcuni lavori di ottimizzazione svolti per applicazioni aeronautiche in materiale composito da parte della MSC suggeriscono l'implementazione come variabili di design gli angoli di orientazione delle fibre. Considerando l'orientazione proposta dal lavoro di Rashidi [75] e assunta in precedenza (0°/0°/90°/45°/-45°/90°/0°/0°), l'ottimizzazione degli angoli non è strettamente necessaria. Quest'azione viene effettuata quando gli angoli iniziali non sono "consueti" (e.g. 0° - 30° - 45° - 90°).

Nel caso invece della Topology Optimization, la variabile da ottimizzare (*DESVAR - Design Variable*) è la densità del materiale, intesa come la quantità di materia (elementi) nell'unità di volume considerata. Patran in questo caso richiede il valore iniziale (assunto unitario), un valore limite inferiore e un *fattore di penalità* (utilizzato per mettere in relazione le variabili di design topologiche con il Modulo di Young del materiale), assunto di default pari a 3.

In assenza di ulteriori indicazioni, la variabile di design può variare liberamente all'interno dei limiti inferiore e superiore senza altri vincoli, ottenendo potenzialmente dei risultati non soddisfacenti dal punto di vista estetico e produttivo, rendendo non realizzabile nella pratica quel modello di carrello.

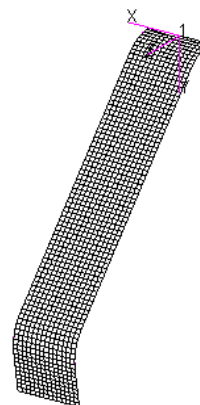
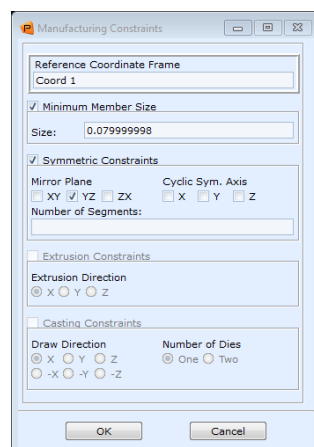


Figura 6-31 Finestra di comando Manufacturing Constraints; (b) Definizione sistema di riferimento "1".

Per questo motivo, Patran permette all'utente di definire dei vincoli di lavorazione, chiamati *Manufacturing Constraints*, capaci di limitare la variazione della DESVAR assegnata a seconda della modalità di lavorazione da eseguire.

I vincoli da inserire perciò sono la simmetria geometrica rispetto al piano YZ del sistema di riferimento 1, definito manualmente prima della fase di preparazione di ottimizzazione. Oltre a questo vincolo, è possibile anche controllare la grandezza di ogni membro (*MMS - Minimum Member Size*), intesa come la dimensione caratteristica minima di ogni "pezzo" componente il carrello senza avere discontinuità di materiale. La Quick Reference Guide consiglia di assegnare un valore minimo maggiore o uguale a 3 volte la dimensione minima degli elementi della mesh del carrello. Essendo in questo caso 0.082, il valore minimo di MMS è 0.246. L'assegnazione di questo valore è tuttavia però molto delicata e il valore più adatto è stato raggiunto dopo vari tentativi manuali, cercando un compromesso tra realizzazione dal punto di vista costruttivo ed estetico. Per questo motivo, la combinazione della scelta del valore limite inferiore della densità e di MMS ha permesso di sottrarre materiale all'interno del carrello, e non solo nei pressi del bordo della gamba come sarebbe naturale pensare. La filosofia progettuale di togliere materiale dal pieno corrisponde perciò a quella utilizzata negli elementi componenti le superfici portanti e le fusoliere, come le centine e le ordinate trasversali (longheroni e correntini).

Il secondo passo riguarda la definizione dell'obiettivo che, in ambiente Patran, può riguardare una grandezza come la tensione o lo spostamento per una Non Linear Static o una grandezza globale da massimizzare o minimizzare, come ad esempio in questo caso la minimizzazione del peso della struttura (*Weight*), accompagnata di default dalla minimizzazione di una grandezza chiamata *compliance*, pari all'inverso della matrice di rigidità della struttura, e corrispondente al concetto di *flessibilità* globale della struttura.

L'ultimo passo riguardante il Design Study è la definizione dei vincoli strutturali: per questa attività è stato deciso di richiedere il non superamento della tensione massima di Von Mises ottenuta nella condizione di carico "4.5g verso l'alto" in fase di verifica strutturale nel capitolo 5.

Riassumendo, gli elementi componenti il tipico Design Study sono:

<i>Design Variable (DESVAR) - Topology (Density)</i>	Initial value (1.0) - Lower bound: 0.5 - Penalty factor: 3
<i>Objective (DESOBJ)</i>	Minimize Weight (e Compliance) - Global
<i>Constraint (Stress at Z1) - (DCONSTR)</i>	$10 [MPa] \leq \sigma_{Von Mises} \leq 322 [MPa]$

Tabella 6-10 Design Study implementato per la Topology Optimization del carrello in AA 7075 T6.

6.5 Risultati e verifiche dell'ottimizzazione

6.5.1 Size optimization del carrello in CFRP

In relazione alla procedura eseguita e spiegata precedentemente, il carrello costruito in CFRP con spessore totale iniziale di 28 [mm] ha ottenuto i seguenti spessori, dopo 10 Design Cycles, come indicato nell'estratto del file f06 e del grafico sottostanti:

INTERNAL DV. ID.	EXTERNAL DV. ID.	LABEL	6	7	8	9	10
1	1	COMPOSIT	3.8281E-03	3.9183E-03	3.9033E-03	4.0000E-03	4.0000E-03
2	2	COMPOSIT	3.8279E-03	3.9180E-03	3.9042E-03	4.0000E-03	4.0000E-03
3	3	COMPOSIT	2.2333E-03	2.1279E-03	2.0638E-03	2.0043E-03	2.0043E-03
4	4	COMPOSIT	2.2938E-03	2.1976E-03	2.1331E-03	2.0806E-03	2.0806E-03
5	5	COMPOSIT	2.2946E-03	2.1985E-03	2.1342E-03	2.0825E-03	2.0825E-03
6	6	COMPOSIT	2.2361E-03	2.1310E-03	2.0665E-03	2.0112E-03	2.0112E-03
7	7	COMPOSIT	3.7871E-03	3.8756E-03	3.9994E-03	4.0000E-03	4.0000E-03
8	8	COMPOSIT	3.7873E-03	3.8758E-03	4.0000E-03	4.0000E-03	4.0000E-03

Figura 6-32 Valore finale degli spessori.

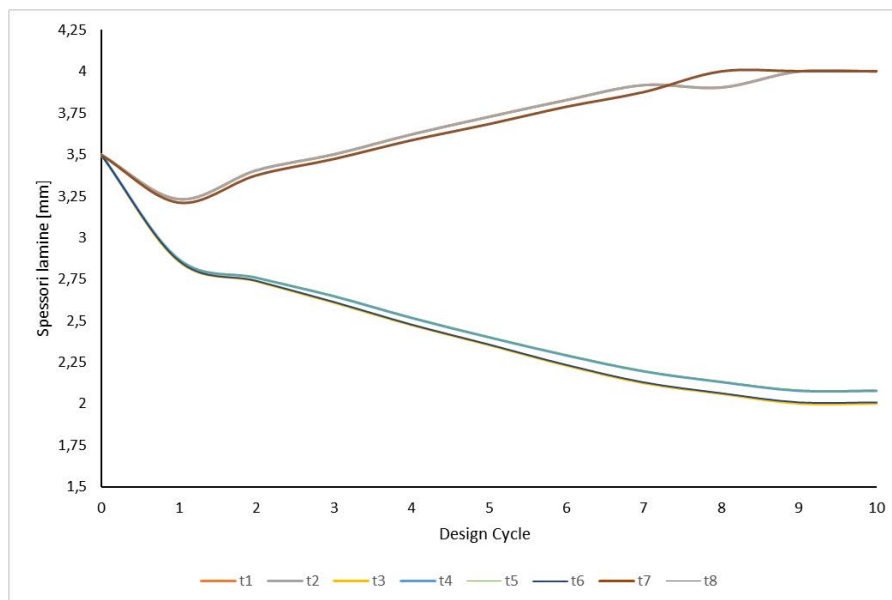


Figura 6-33 Andamento grafico degli spessori delle lamine durante l'ottimizzazione.

Dal punto di vista costruttivo, è possibile affermare che le due lamine esterne inferiori (1,2) e superiori (7,8) hanno uno spessore aumentato a 4 [mm] ciascuna, mentre le lamine interne (3,4,5,6) hanno uno spessore diminuito a circa 2 [mm] ciascuna.

I vincoli che imponevano la minoranza all'unità dei failure index sono stati rispettati, come mostrato nella figura e nella tabella sottostante:

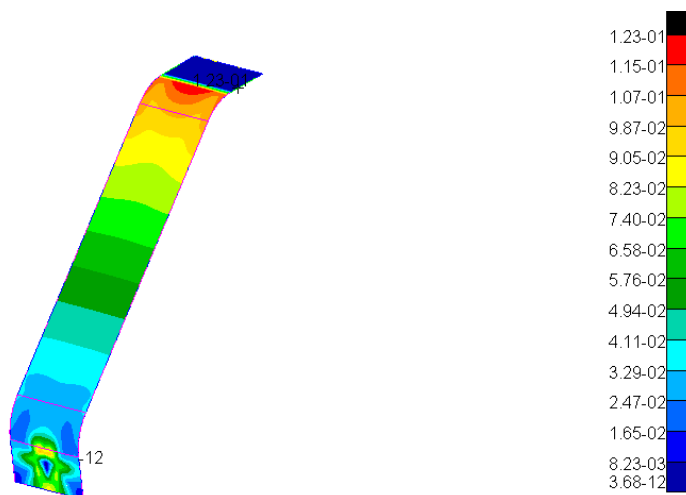


Figura 6-34 Failure Index massimo - Lamina 6.

Layer	Failure Index	
	Ply indices	Bond indices
1	0.0787	0.0569
2	0.044	0.0913
3	0.0104	0.099
4	0.0125	0.102
5	0.00319	0.0991
6	0.123	0.0913
7	0.0592	0.0569
8	0.105	/

Tabella 6-11 Failure index calcolati.

Il grafico sottostante invece mostra l'andamento del failure index della lamina 5, durante i cicli di ottimizzazione:

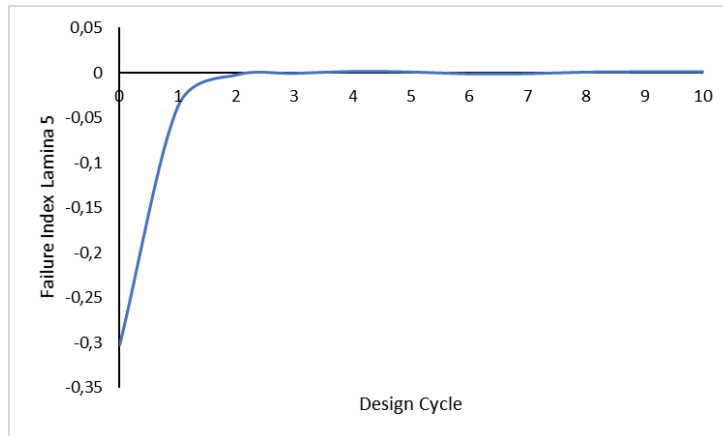


Figura 6-35 Andamento grafico del Failure Index della lamina 5 durante l'ottimizzazione.

Anche gli Strength Ratio sono verificati, tramite il controllo dei dati generati con il comando PARAM, SRCOMPS, YES nel file con estensione f06, con tutti valori ampiamente maggiori di 1 (valori anche con ordini di grandezza pari a 6), come visibile nell'esempio sottostante:

ELEMENT ID	FAILURE THEORY	PLY ID	RATIOS FOR LAYERED COMPOSITE ELEMENTS (QUAD4)		FLAG
			SRP-STRENGTH RATIO FOR PLY (DIRECT STRESSES/STRAINS)	SRB-STRENGTH RATIO FOR BONDING (INTER-LAMINAR STRESSES)	
		7	1.904018E+06		
		8	1.360991E+06	4.490480E+04	
1245	TSAI-WU	1	9.549290E+05		2.454538E+04
		2	1.326809E+06	4.472282E+04	
		3	7.489648E+05	2.608831E+04	
		4	2.414207E+06	2.518871E+04	
		5	7.218087E+06	2.444590E+04	
		6	3.826568E+06	2.518871E+04	
		7	1.899153E+06	2.608831E+04	
		8	1.352474E+06	4.472282E+04	2.444590E+04

Figura 6-36 Esempi di valori degli Strength Ratio ottenuti.

Per quanto riguarda la massa, c'è stata una netta diminuzione, come visibile nel grafico sottostante:

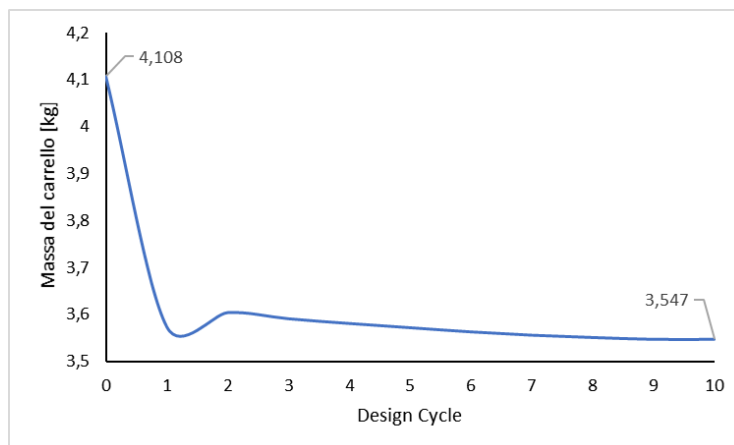


Figura 6-37 Valore della massa durante i cicli di ottimizzazione.

Design carrello in CFRP	Massa [kg]	Differenza percentuale
Carrello non ottimizzato	4.108	-13.48%
Carrello ottimizzato	3.547	

Tabella 6-12 Confronto percentuale della massa tra carrello non ottimizzato e ottimizzato in CFRP.

6.5.2 Topology optimization del carrello in AA 7075 T6

A seguito della procedura e ai valori descritti in precedenza, sono stati effettuati diversi tentativi di ottimizzazione topologica, sottraendo materiale nei bordi esterni o all'interno della gamba del carrello. Nelle due tabelle seguenti vengono mostrati i risultati per le due tipologie di approccio appena citate, raggiunti dopo un massimo 25 Design Cycles, confrontando il valore della massa in forma percentuale con la massa della gamba del carrello allo stato attuale ed evidenziando in giallo il caso migliore:

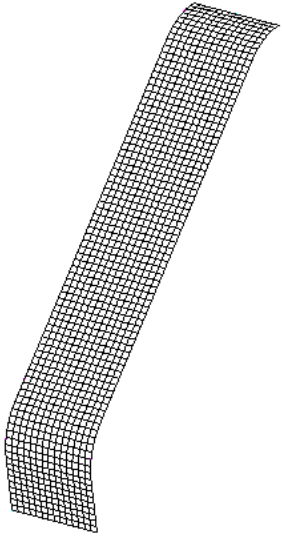
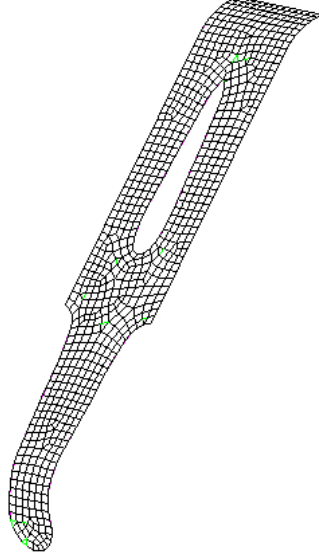
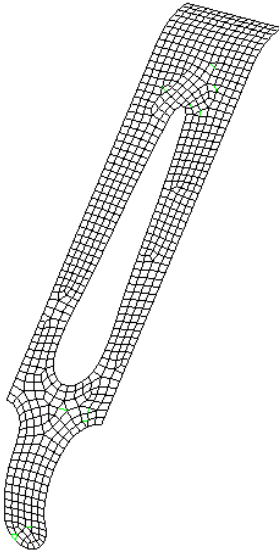
$m = 4.209 [kg]$	Minimum Member Size - Massa ottimizzata	
	0.08 – $m = 2.904 [kg]$ (-31%)	0.05 – $m = 2.781 [kg]$ (-33.927%)
		
Numero identificativo	1	2

Tabella 6-13 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.

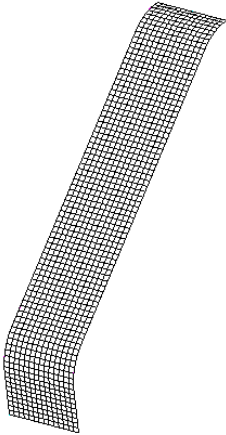
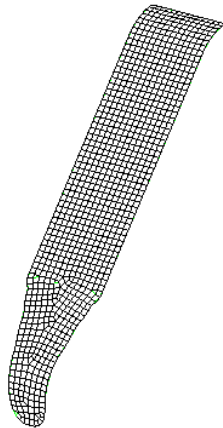
$m = 4.209 [kg]$	Massa ottimizzata
	$m = 3.467 [kg]$ (-17.62%)
	
Numero identificativo	3

Tabella 6-14 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.

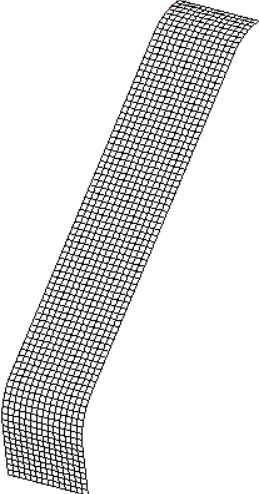
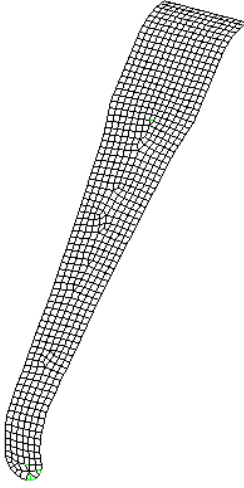
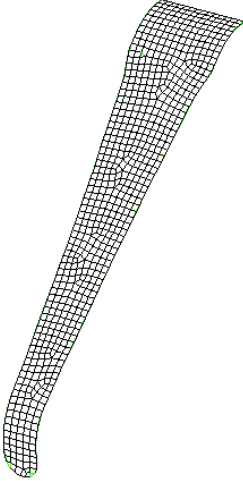
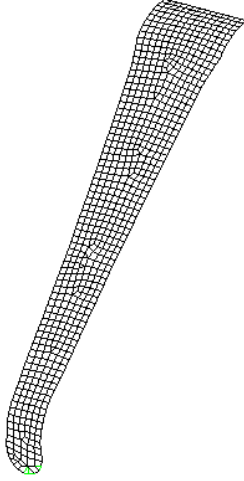
$m = 4.209 [kg]$	Massa ottimizzata		
	$m = 2.743 [kg]$ (-34.83%)	$m = 2.508 [kg]$ (-40.41%)	$m = 2.523 [kg]$ (-40.05%)
			
Numero identificativo	4	5	6

Tabella 6-15 Confronto percentuale della massa e grafico tra design attuale e ottimizzato.

La positività o negatività delle analisi effettuate, oltre a dipendere dalle caratteristiche strutturali, dipende anche dalla realizzabilità con le macchine operatrici di lavorazione e per importanza secondaria dall'estetica. Per quest'ultimo aspetto, la presenza di bordi esterni ed interni leggermente curvati rende il design dal punto di vista estetico più gradevole, effettuando più tentativi e ottenendo i risultati sopra esposti.

Ovviamente di primaria importanza c'è invece lo studio delle caratteristiche strutturali di questi modelli se sottoposti alla condizione di carico "4.5g verso l'alto".

Nelle due figure sottostanti si mostrano i due casi peggiori nel complesso, a seconda del design d'approccio:

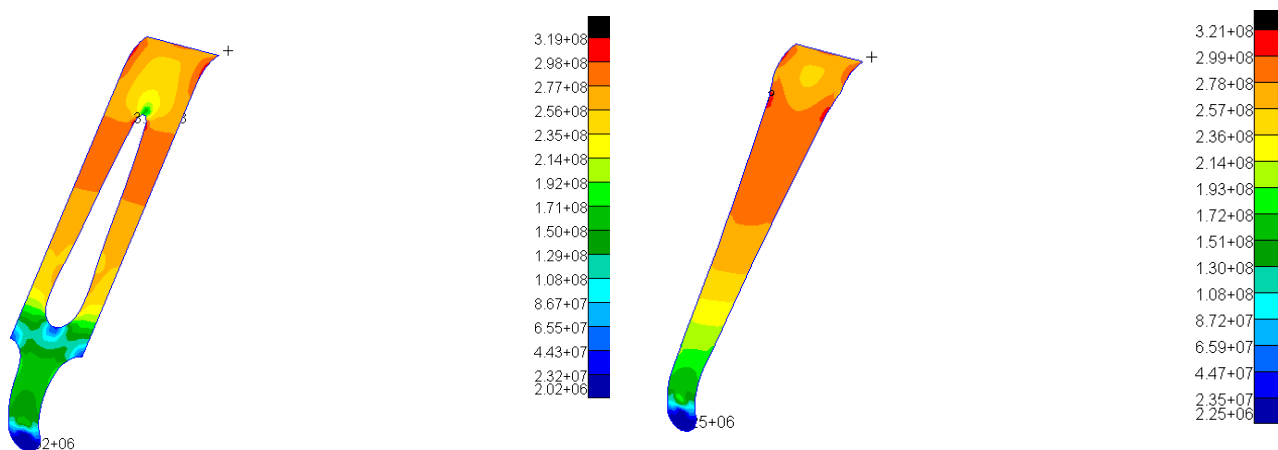


Figura 6-38 Tensione di Von Mises in [Pa] per il caso 2 e 6.

Nelle due tabelle sottostanti invece si mostrano i risultati di tutti i modelli, calcolando il coefficiente di sicurezza globale della struttura tramite la tensione di snervamento dell'alluminio AA 7075-T6 (505 [MPa]) e il coefficiente di sicurezza del collegamento filettato tra il carrello e la fusoliera dell'aeromobile. La flangia forata e le viti utilizzati sono le medesime del carrello allo stato attuale, considerando perciò delle viti AN3-5A caratterizzate da una tensione minima di snervamento pari a 864.881 [MPa].

I design di ottimizzazione ottenuti sono strutturalmente validi se rispettano il vincolo di avere un coefficiente di sicurezza globale maggiore o uguale a 1.5 e un coefficiente di sicurezza per i collegamenti filettati maggiore o uguale a 1.725, come fissato dalla normativa utilizzata nel capitolo 5 DPR 133/2010.

Numero identificativo	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza struttura	Coefficiente di sicurezza collegamento filettato
1	312	1.62	2.76
2	319	1.58	2.70

Tabella 6-16 Risultati per Design 1-2.

Numero identificativo	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza struttura	Coefficiente di sicurezza collegamento filettato
3	310	1.63	2.78
4	309	1.63	2.79
5	311	1.62	2.77
6	321	1.57	2.68

Tabella 6-17 Risultati per Design 3-4-5-6.

Le verifiche di resistenza per ogni design sono positive. Le righe contrassegnate con colore verde e giallo rappresentano rispettivamente il caso migliore e il caso peggiore all'interno dello stesso gruppo di design. Analogamente al capitolo 5, è stato anche calcolato anche il modulo dello spostamento, confrontato in forma percentuale rispetto al caso analogo del capitolo 5 (6.82 [cm]), mostrando in figura i due casi peggiori e tabellando i risultati ottenuti per ogni caso:

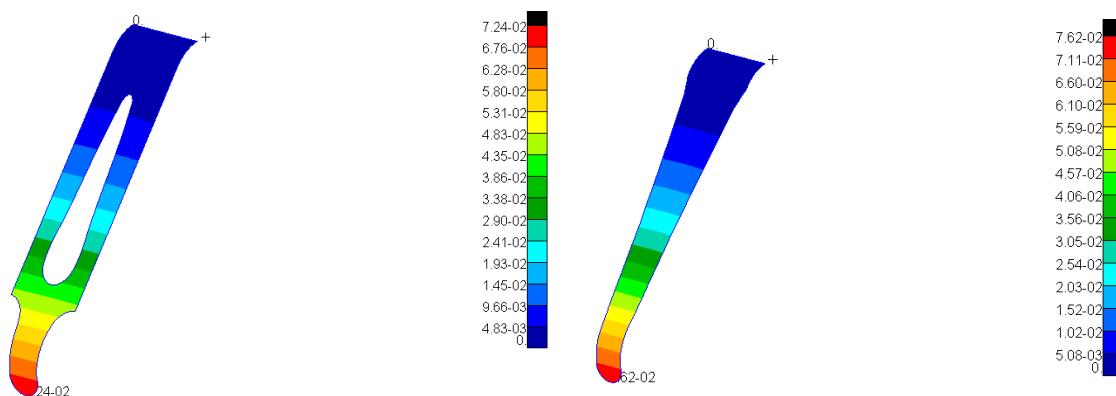


Figura 6-39 Modulo dello spostamento in [m] per il caso 2 e 5.

Numero identificativo	Modulo spostamento massimo [mm]	Differenza percentuale
1	72.4	+5.8%
2	69.3	+1.58%

Tabella 6-18 Confronto percentuale dello spostamento tra design attuale e 1-2.

Numero identificativo	Modulo spostamento massimo [mm]	Differenza percentuale
3	59.2	-13.19%
4	69.7	+2.19%
5	75.6	+10.85%
6	76.2	+11.73%

Tabella 6-19 Confronto percentuale dello spostamento tra design attuale e 3-4-5-6.

Analogamente al capitolo 5, i diversi design proposti sono stati anche analizzati dal punto di vista della fatica, utilizzando i seguenti dati e inserendoli nella Card MAT1 del materiale isotropo lineare AA 7075-T6 e nella proprietà *PSHELL*:

Grandezza	Valore
Fattore di conversione (CNVRT)	1.0 (Default)
Tensione di snervamento (YS) [Pa]	$505 \cdot 10^6$
Tensione ultima di rottura (UTS) [Pa]	$570 \cdot 10^6$
Stress Range Intercept (SRI1) [Pa]	$946.994 \cdot 10^6$
Errore standard logaritmico del numero di cicli (SE) $\log_{10} N$	0.2
Coefficiente plastico di Poisson	0.5
R-Ratio (RR) $\frac{\sigma_{min}}{\sigma_{max}}$	0
Material Code Override (CODE)	105 (Serie 7000/ Al - Zn)
Transition Point (Nc1) [cycles]	$5 \cdot 10^8$
1st strength component (b1)	-0.076
2nd strength component (b2)	-0.0395
Fatigue Life [cycles]	10^{30}

Tabella 6-20 Entries implementate per il materiale isotropo AA 7075 T6.

Fatigue Property	Valore o Termine
LAYER	Worst
FINISH	KSURFC - 0.89 (Lavorazione effettuata a macchina utensile)
KF (Fatigue Strength Reduction)	1.0 (Default)
SCALE	1.0 (Default)
OFFSET	0 (Default)
KTREAT	1.0 (Default)

Tabella 6-21 Entries implementate per la Proprietà Shell.

In fase di preparazione dell'analisi, nella finestra di comando "Define Load Fatigue Sequences" di "Subcases Select", oltre ad inserire la condizione di carico più gravosa al carrello ("4.5g verso l'alto"), si è inserito il suo andamento nel tempo tramite un campo non spaziale definito in Patran chiamato *Time history*, con il seguente andamento grafico:

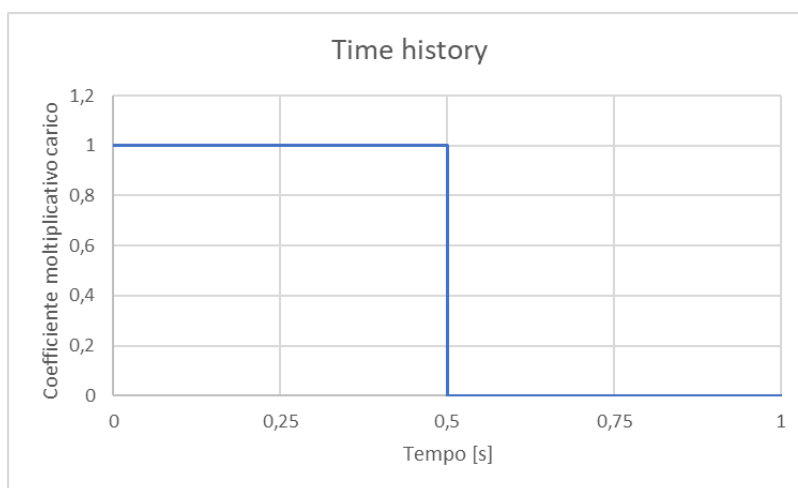


Figura 6-40 Time history di un ciclo di carico.

A questo punto, analogamente al capitolo precedente, vengono esposti i risultati in maniera grafica per i due casi peggiori e tabellati tutti i risultati per ogni design proposto, indicando il numero di cicli minimo ottenuto dalle diverse analisi:

<i>Numero identificativo</i>	<i>Fatigue cycles</i>
1	$10^{5.35}$
2	$10^{5.37}$

<i>Numero identificativo</i>	<i>Fatigue cycles</i>
3	$10^{5.37}$
4	$10^{5.37}$
5	$10^{5.38}$
6	$10^{5.45}$

Tabella 6-22 Numero di cicli calcolati per i design da 1 a 6.

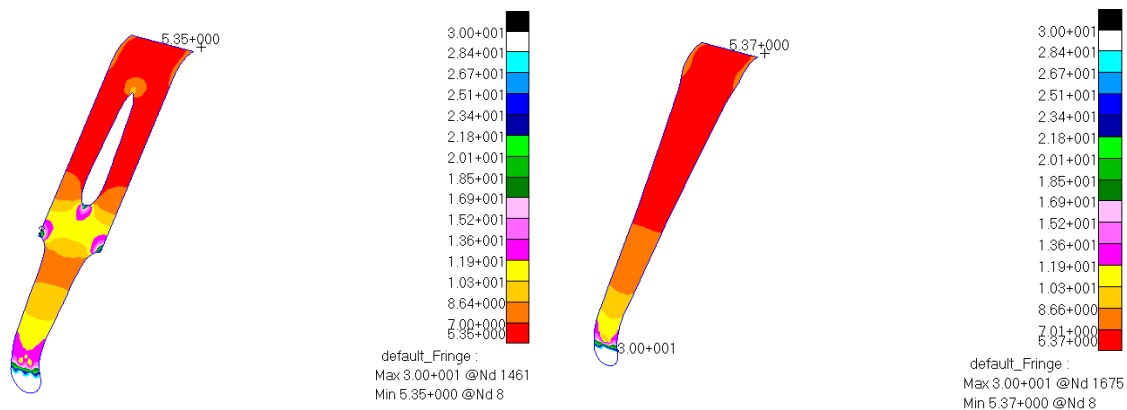


Figura 6-41 Numero di cicli sopportabili nel carrello per il caso 1 e 4.

Analogamente al capitolo 5, il numero di cicli in forma esponenziale convertito in numero di atterraggi effettuabili verifica il requisito minimo di 10000 cicli ($223872 > 10000$), rendendo accettabile quest'analisi per questo livello di dettaglio.

Essendo l'analisi del comportamento a fatica molto delicata e dipendente da molti fattori, è opportuno confrontare i risultati ottenuti con un diagramma S-N sperimentale adatto al contesto considerato. Il documento ufficiale disposto dalla normativa di certificazione italiana per il reperimento delle caratteristiche dei materiali è il *MIL-HDBK 5*.

All'interno di questo documento, oltre ai valori tabellati rappresentanti le proprietà meccaniche dei diversi materiali ed utilizzati per tutte le analisi fin qui svolte, vengono esposti anche dei diagrammi di fatica per diverse tipologie di provini sperimentali, con l'asse delle ascisse rappresentante i cicli di fatica in forma esponenziale e l'asse delle ordinate lo stress massimo del ciclo di carico espresso in [ksi].

In questo caso è necessario considerare un provino a sezione trasversale rettangolare sottoposto ad un carico con uno *Stress Ratio* nullo (indicato nella Tabella come *R-Ratio*) e uno stress massimo compreso tra 309 e 321 [MPa] (considerando tutti i casi di design), corrispondenti ad un intervallo compreso tra 44.816 [ksi] e 46.557 [ksi].

Nei casi come questi di applicazioni della teoria fatica delle strutture, è comune utilizzare un coefficiente di concentrazione dello stress (K_t , *Stress Concentration Factor*), che relaziona lo stress nominale in zone con assenza di fori con zone locali forate in generale non circolari, attribuendo un valore come precisato nella figura sottostante [82]:

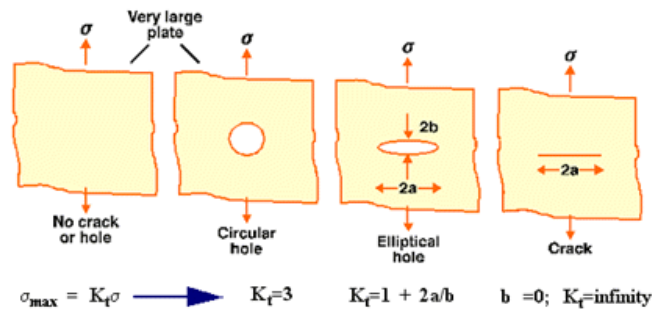


Figura 6-34 Definizione dello Stress Concentration Factor.

Questo fattore viene utilizzato in analisi sperimentali in laboratorio o teoriche, dato che la misura locale dello stress nelle vicinanze di fori non è il più delle volte affidabile o attendibile. Nel caso di analisi con il Metodo degli Elementi Finiti al fine di studiare il comportamento a fatica, il coefficiente K_t è assunto *unitario*, dato che si conosce lo stress locale in ogni zona della struttura analizzata. Utilizzando questi dati e osservando il grafico sottostante, è possibile notare che i risultati ottenuti in ambiente Patran sono verosimili ed attendibili per questo livello di dettaglio in fase preliminare:

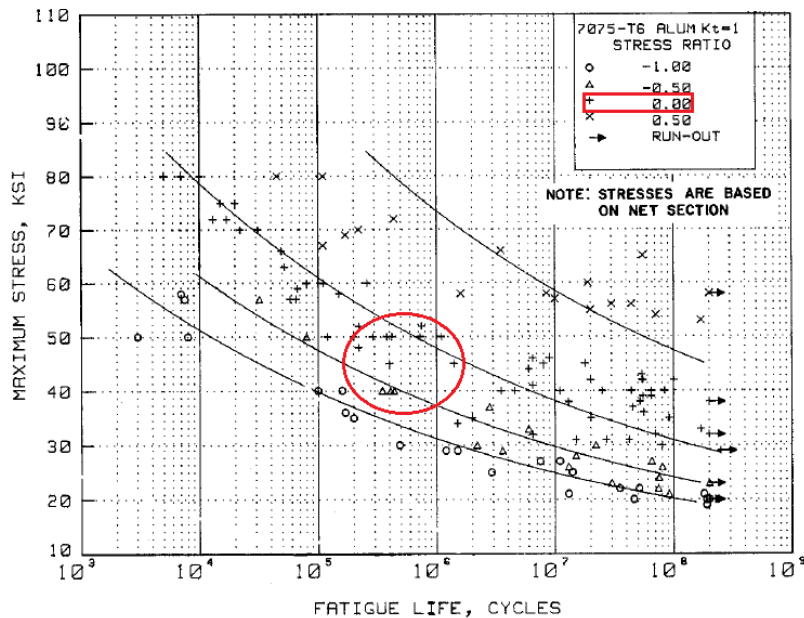


Figura 6-35 Diagramma S-N sperimentale adatto per il caso considerato.

Considerando la configurazione del carrello e la condizione di carico e vincolo applicato, la zona più delicata è certamente quella più vicina al collegamento tra carrello e fusoliera, come osservabile in maniera visiva tramite la Figura 6-26.

A questo punto, a fronte della percentuale di massa asportabile, dei risultati ottenuti durante le diverse analisi e considerando la realizzabilità dal punto di vista produttivo, sono stati scelti i due seguenti profili:

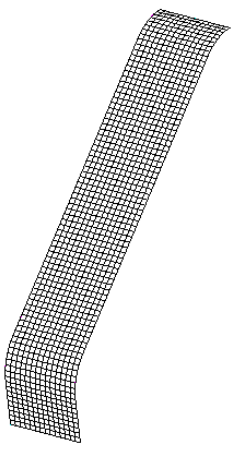
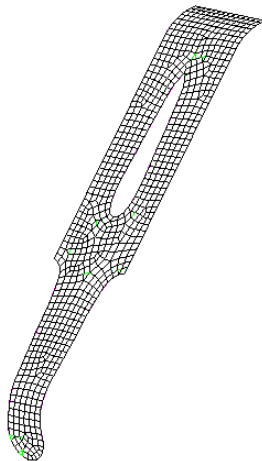
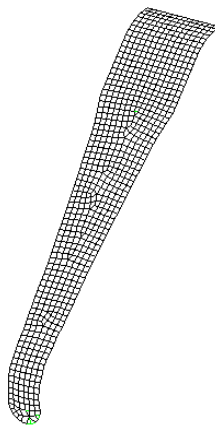
Numero identificativo - Massa		
Stato attuale - $m = 4.209$ [kg]	1 - $m = 2.904$ [kg] (-31%)	4 - $m = 2.743$ [kg] (-34.83%)
		

Tabella 6-23 Design definitivi ottenuti del carrello in AA 7075 T6.

I tre design appena confrontati dal punto di vista della massa possono essere comparati anche dal punto di vista del modulo dello spostamento e della tensione di Von Mises, in maniera grafica. Per poter fare ciò è necessario avere un asse dell'ascisse comune per ciascun design; come suggerito da altri autori riguardanti l'analisi di carrelli per aeromobili, di norma si sceglie la lunghezza d'arco del carrello (*Curve arc length*), avente origine alla radice e parallela al piano YZ del sistema di riferimento locale "1" definito precedentemente (Figura 6-22 (b)), ottenendo i seguenti grafici:

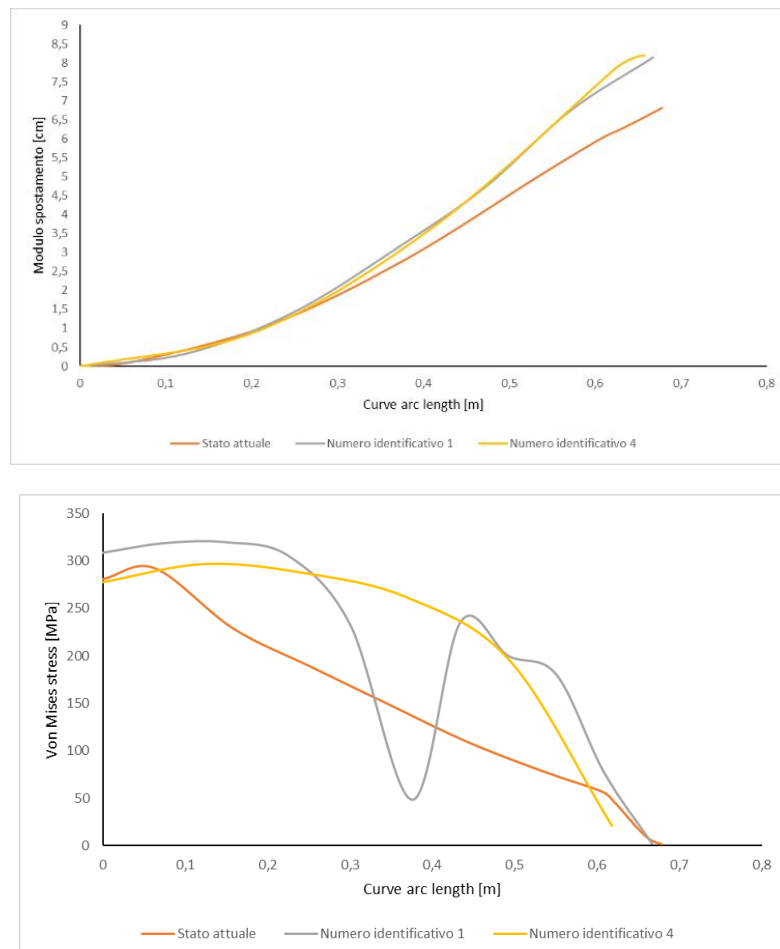


Figura 6-36 Confronto grafico dello spostamento (a) e (b) della tensione di Von Mises tra stato attuale e casi 1 e 4.

Per quanto riguarda il grafico della tensione di Von Mises tracciato in grigio del *Design 1*, esso è caratterizzato da un andamento decrescente per valori di lunghezza d'arco compresi tra 0.3 e 0.4 [m], in disaccordo all'andamento delle altre due curve presenti; questo fatto è essenzialmente dovuto alla presenza del foro di alleggerimento prodotto dall'ottimizzazione, come mostrato nel quick plot sottostante, nella zona indicata in azzurro:

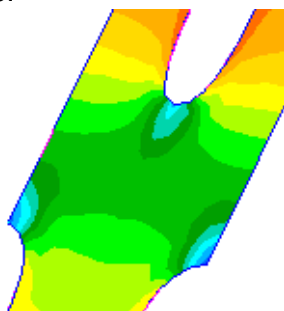


Figura 6-37 Andamento locale tensione Von Mises in vicinanza del foro nel caso 1.

6.5.3 Size Optimization del carrello in AA 7075 T6

Dal punto di vista logico, lo step successivo di ottimizzazione del carrello corrisponderebbe alla variazione dello spessore della gamba, considerato fino ad ora costante allo stato attuale (19.05 [mm]). Come spiegato in precedenza durante l'introduzione all'ottimizzazione, questa tipologia di attività fa parte della *Size Optimization* se ogni elemento della mesh è caratterizzato alla fine dell'analisi con lo stesso spessore, altrimenti fa parte della *Topometry Optimization* se l'utente indica in fase di Preprocessing diversi intervalli di definizione a seconda dell'elemento considerato, applicabile solo in alcuni casi specifici.

Prima di inoltrarsi in queste tipologie di analisi, è stato ritenuto opportuno tentare una semplice Linear Static SOL 101 sui due modelli ottimizzati scelti modificando lo spessore e diminuendolo di 1 [mm] (18.05 [mm]), per vedere se il carrello era predisposto dal punto di vista strutturale a sopportare le medesime condizioni di carico in sicurezza.

I risultati, per i due casi scelti, sono mostrati in maniera visiva e tabellare di seguito, calcolando i due coefficienti di sicurezza richiesti:

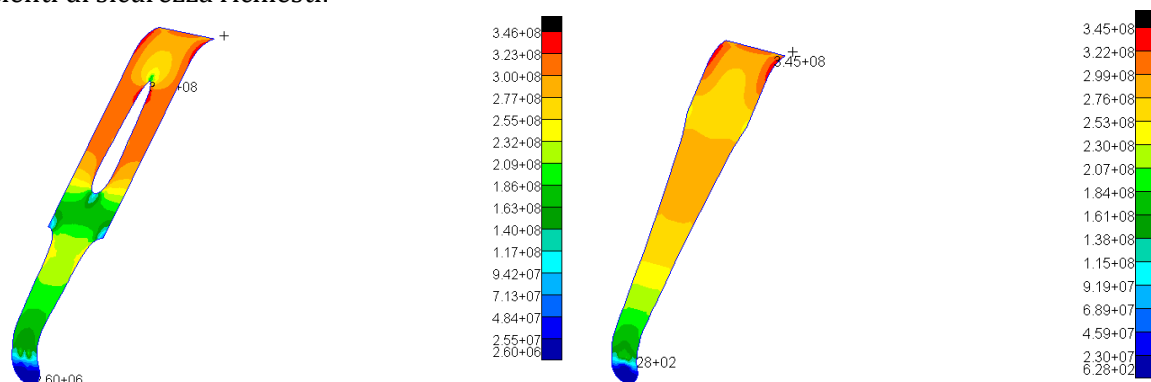


Figura 6-38 Andamento della Tensione di Von Mises per i casi 1 e 4 con spessore pari a 18.05 [mm].

Numero identificativo	Tensione massima di Von Mises [MPa]	Coefficiente di sicurezza struttura	Coefficiente di sicurezza collegamento filettato
1	346	1.45	2.49
4	345	1.46	2.50

Tabella 6-24 Risultati della Size Optimization.

Come visibile dai quick plot, l'andamento dal punto di vista qualitativo della tensione di Von Mises non cambia rispetto ai casi precedenti, ma aumentano rispettivamente del 9.82% (1) e dell'11.65% (4). Dal punto di vista analitico, il calcolo dei coefficienti di sicurezza per il collegamento filettato alla radice del carrello è verificato per entrambi i casi ($2.490 > 1.725$), ma i coefficienti di sicurezza globali non sono verificati, seppur di poco ($1.459 < 1.5$), rendendo non continuabile l'approccio ottimizzativo di modifica dello spessore, e rendendo *definitivo* il design ottenuto per i due casi scelti.

Infine, come effettuato nel capitolo 5, si effettua un'analisi di tipo *Normal Modes SOL 103* senza precarico, utile alla determinazione delle frequenze naturali del carrello potenziali per fenomeni di risonanza da forzanti periodiche meccaniche presenti nell'aeromobile, come quelle esposte nel capitolo 5 e tabellando i rispettivi range di frequenza associati:

<i>Fenomeno pulsante</i>	<i>Range di frequenze [Hz]</i>
Velocità angolare delle ruote in rullaggio	0 - 44.2
Rotazione albero motore	0 - 96.7

Tabella 6-25 Fenomeni pulsanti presenti nell'aeromobile.

I risultati in maniera visiva e tabellare sono mostrati di seguito:

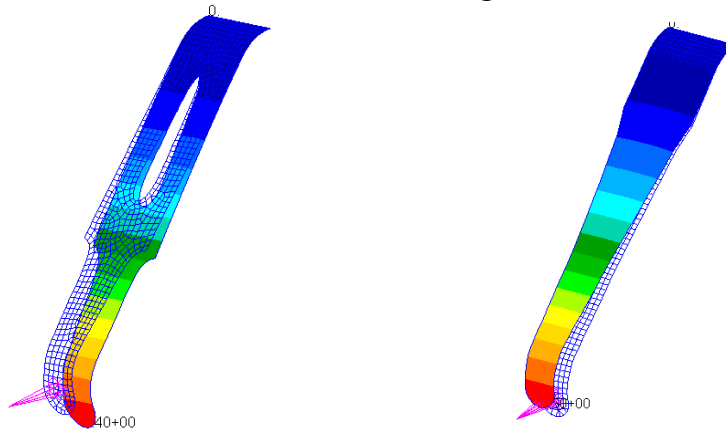


Figura 6-39 Primo modo di vibrare per il caso 1 (a) e 4 (b).

Le frequenze all'interno dei due intervalli sono una per ciascun modello, ed entrambe solo all'interno dell'intervallo appartenente alla rotazione dell'albero motore durante il volo:

<i>Numero identificativo e frequenza propria</i>	<i>Valore caratteristico associato</i>	<i>Manovra di volo associata</i>
1 - 48.6 [Hz]	$\omega_{motore} = 2917.44 [rpm]$	Motore al 50% della potenza; volo in condizioni di <i>massima efficienza</i>
4 - 52.1 [Hz]	$\omega_{motore} = 3129.90 [rpm]$	Motore al 53.96% della potenza; volo in condizioni di <i>massima efficienza</i>

Tabella 6-26 Frequenze associate alle forzanti.

6.6 Commenti sui risultati ottenuti

Dal punto di vista produttivo e commerciale, la scelta di ottimizzare il carrello già esistente in alluminio è vantaggiosa rispetto a quello costruito in CFRP.

Il potenziale acquirente o il proprietario di uno Zenith CH 701 STOL che volessero introdurre questo aggiornamento non devono per forza cambiarlo completamente (rendendo inutile l'attuale carrello), ma può aggiornare il carrello in dotazione tramite una lavorazione meccanica che crei il profilo indicato dai risultati in Patran, risparmiando perciò anche dal punto di vista economico.

7 Conclusioni e sviluppi futuri

7.1 Conclusioni

Questa tesi è stata effettuata allo scopo di studiare il comportamento strutturale di alcuni componenti dell'aeromobile considerato, lo Zenith CH 701 STOL.

Le condizioni di carico e vincolo, disposte dalla normativa nazionale DPR 133/2010, considerano condizioni limite di manovra in volo e d'emergenza in caso di incidente con impatto violento al suolo in diverse direzioni. Le verifiche effettuate in questo elaborato sono soddisfatte e positive per ogni aspetto, calcolando il coefficiente di sicurezza globale e dei collegamenti filettati e rivettati per ogni caso ed evidenziandone i casi peggiori, riassunti nella seguente tabella:

<i>Componente</i>	<i>Coefficiente di sicurezza globale minimo</i>	<i>Coefficiente di sicurezza collegamento minimo</i>
Semiala	5.76	1.93
Impennaggio orizzontale	8.54	2.28
Impennaggio verticale	7.67	2.47
Castello motore	11.98	
Carrello fisso	1.58	2.60

Tabella 7-1 Risultati delle verifiche strutturali eseguite secondo la norma di certificazione DPR 133/2010.

I valori determinati sopra, in relazione ai requisiti minimi disposti dalla normativa, dal punto di vista quantitativo sono coerenti, cioè non sono troppo elevati rispetto ai valori minimi di 1.5 e 1.725, rendendo il design attuale dei componenti validi dal punto di vista della leggerezza e della loro rigidità/resistenza.

L'attività di ottimizzazione del carrello, eseguita con l'obiettivo di diminuire la massa considerando i vincoli strutturali di tensione e spostamento, ha generato due possibili soluzioni, tenendo conto anche degli aspetti estetici.

I risultati hanno permesso una diminuzione massima della massa di circa il 25% se il carrello fosse costruito in CFRP e del 35% se fosse modificato quello esistente in AA 7075 T6, eliminando anche i possibili fenomeni di risonanza quando l'aeromobile è a terra, a causa della velocità angolare delle ruote del carrello fisso e aumentando il numero di cicli (atterraggi) effettuabili.

Quest'attività di ottimizzazione è stata effettuata tenendo conto anche degli aspetti costruttivi ed economici, mantenendo perciò uno sguardo anche sull'aspetto commerciale complessivo del prodotto.

L'attività di ottimizzazione, effettuabile in altri modi e con altri software oltre a come fatto in questa tesi, è lo step successivo eseguibile per ogni sottostruttura dell'aeromobile, comprese quelle studiate in fase di verifica al capitolo 5, anche se richiedono diverso tempo dal punto di vista computazionale per trovare un buon compromesso tra tutti i diversi fattori presentati.

Tenendo conto del design attuale, le sottostrutture verificate al capitolo 5 sono già parzialmente state ottimizzate dall'azienda nel corso degli anni, grazie all'esperienza acquisita nel campo e al progresso tecnologico dei materiali e delle sue lavorazioni.

7.2 Possibili sviluppi futuri

Considerando gli aspetti conclusivi appena descritti, è possibile definire in maniera preliminare alcuni spunti, utilizzando le tecniche di ottimizzazione proposte dai diversi software commerciali a seconda del componente considerato o effettuando delle sostituzioni manuali, ad esempio cambiando manuale o geometria:

- Per le superfici aerodinamiche (*semiali, impennaggi orizzontale e verticale*) è possibile tentare di sostituire la pelle in alluminio AA 7075 T6 con pelle in fibra di carbonio in matrice di resina epossidica [104] [105], con una particolare attenzione in particolare al collegamento (*debonding*) tra la radice della semiala in CFRP e la fusoliera in alluminio [91];
- Per il *castello motore*, è possibile tentare l'utilizzo di tubi a sezione quadrata cava al posto delle attuali barre a sezione circolare piena, sempre costruiti in acciaio al cromo molibdeno AISI 4130 N. I tubi a sezione cava possono aumentare il rapporto resistenza/peso della struttura complessiva, grazie al minor peso e all'aumento del modulo di resistenza flessionale della sezione cava rispetto ad una piena, dovuto alla distribuzione delle masse concentrata maggiormente nelle zone distanti dall'asse neutro [106, p. 265]:

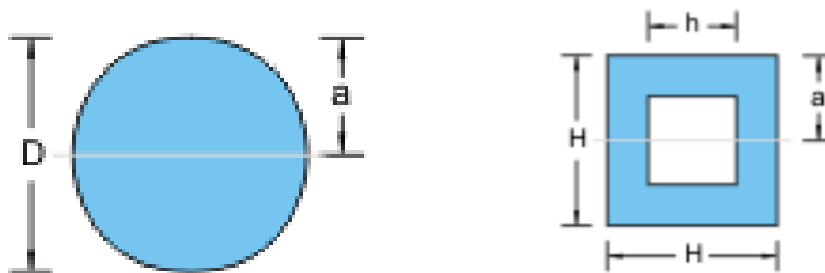


Figura 7-1 Posizione asse neutro su sezione circolare piena (a) e rettangolare cava (b).

I metodi di saldatura (TIG o MIG) tra tubi e paratia parafiamma della cabina invece devono necessariamente rimanere invariati;

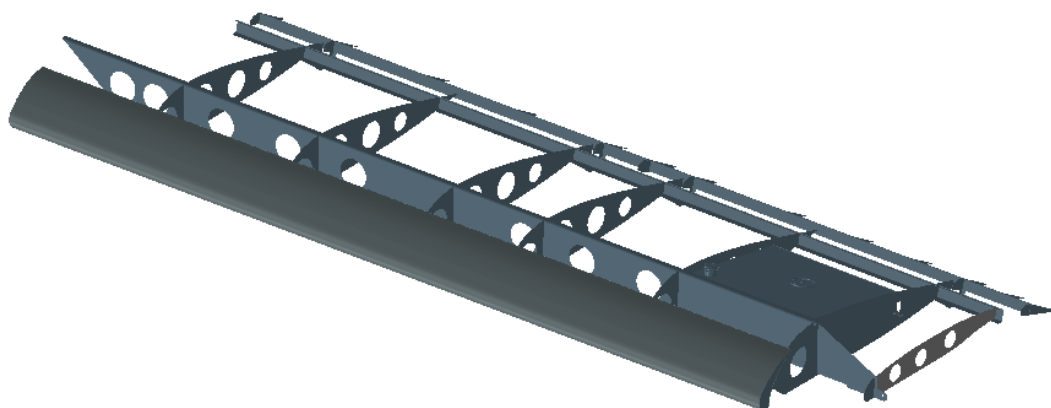
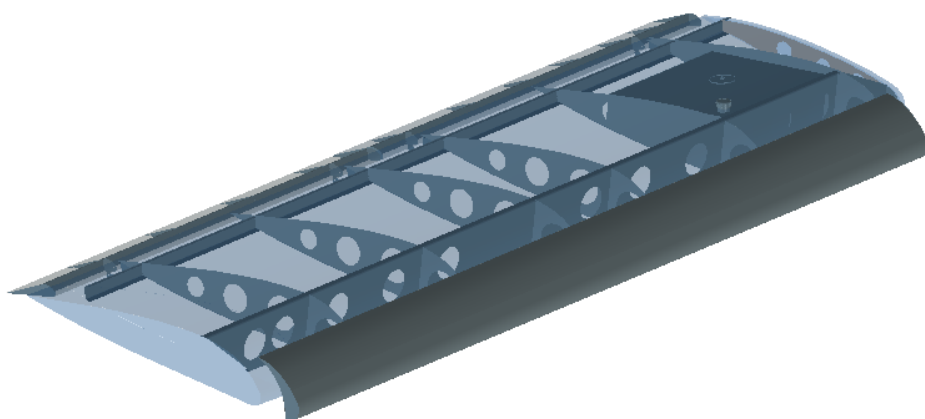
- Infine, per quanto riguarda il *carrello fisso* e in accordo ai design ottenuti nel Capitolo 6, sarebbe interessante approcciare l'ottimizzazione al fine di diminuire la resistenza aerodinamica in volo dello Zenith, progettando ed ottimizzando un meccanismo retraibile delle due gambe del carrello e del ruotino principale nella parte inferiore della fusoliera [107], fissando come obiettivo la minimizzazione del peso complessivo, che per questo tipo di aeromobile rimane l'obiettivo primario. Uno studio più dettagliato del sistema, comprendendo necessariamente anche la ruota e l'impianto frenante in fase di modellazione, permette anche l'analisi del fenomeno dinamico dello *shimmy* (oscillazione del carrello durante la fase di rullaggio, decollo o atterraggio) [108, 109] e della risposta del meccanismo all'impatto su superfici di materiale diverso [110].

Esso dipende in maniera significativa dalle frequenze naturali del carrello determinate nelle diverse analisi modali effettuate nei Capitoli 5 e 6.

I possibili spunti appena proposti, apparentemente semplici, sono coerenti alla filosofia costruttiva e commerciale dell'azienda costruttrice Zenith Aircraft, che ha mantenuto prioritaria la semplicità costruttiva e di assemblaggio dell'intero aeromobile, anche per personale non qualificato, permettendo di mantenere il costo finale relativamente basso e consentendo dal punto di vista economico l'accesso al volo alla grande maggioranza degli appassionati.

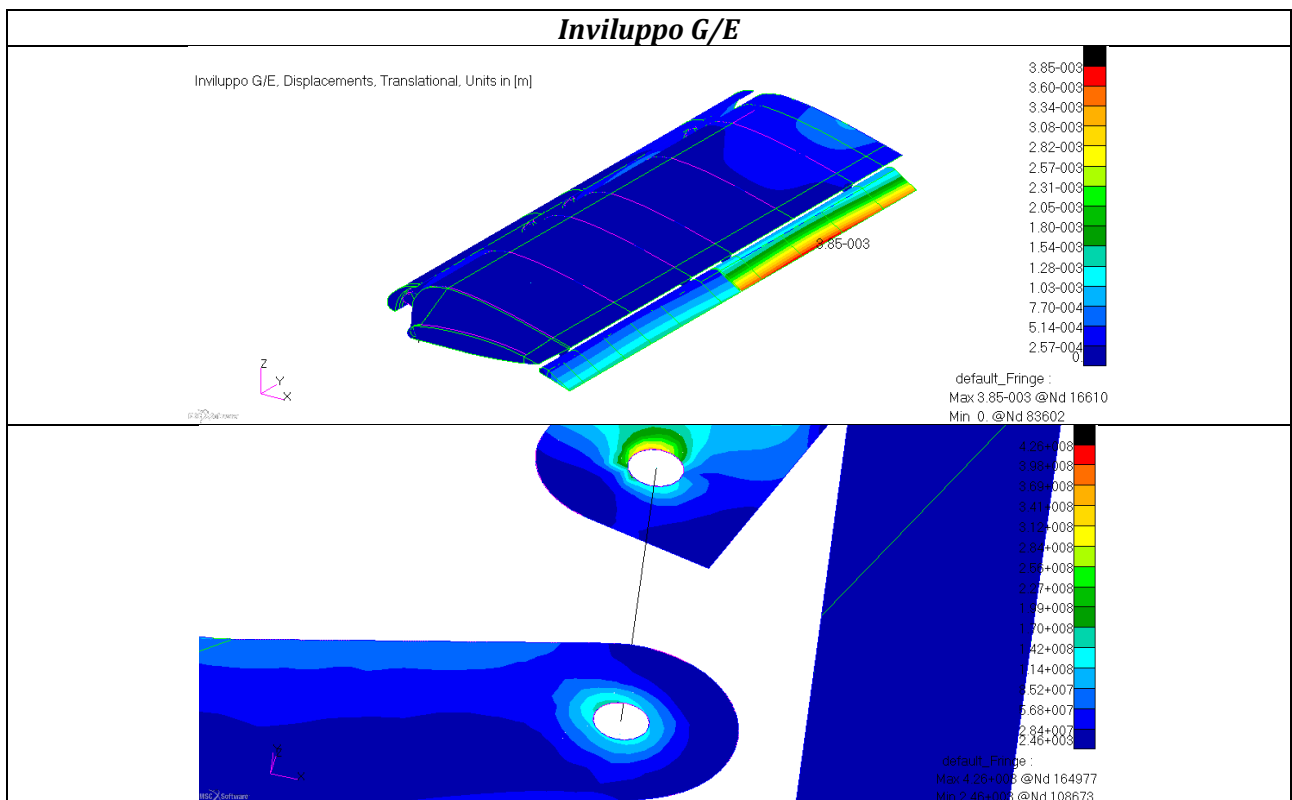
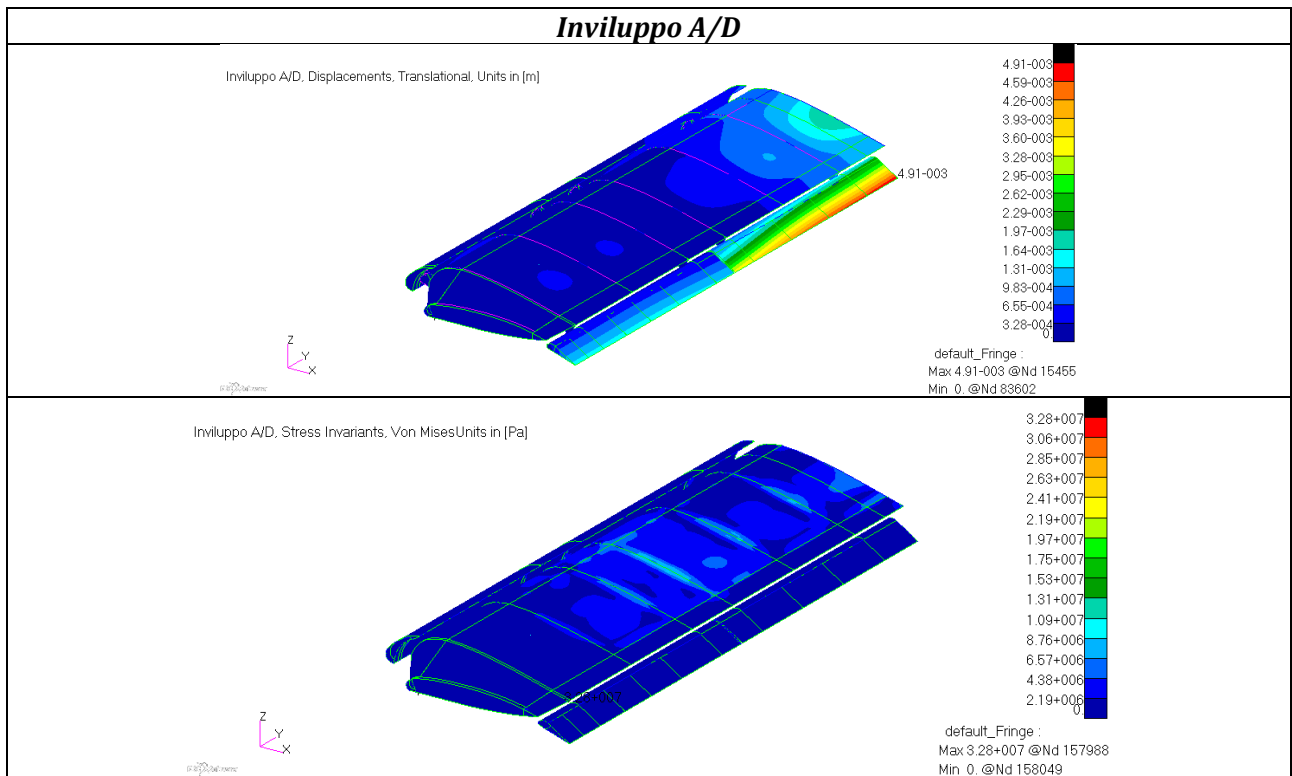
Appendice

A) Modello geometrico complessivo semiala visto dalla parte anteriore



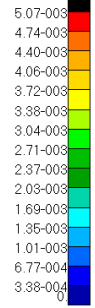
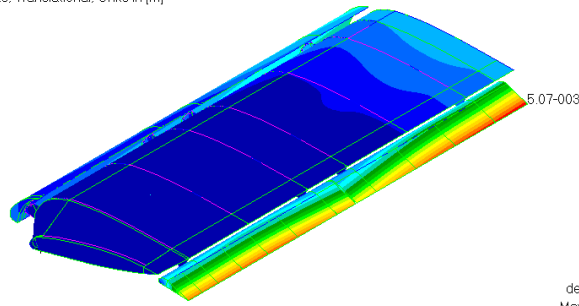
B) Verifiche strutturali

Semiala

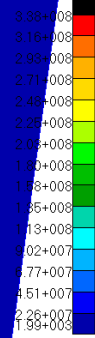
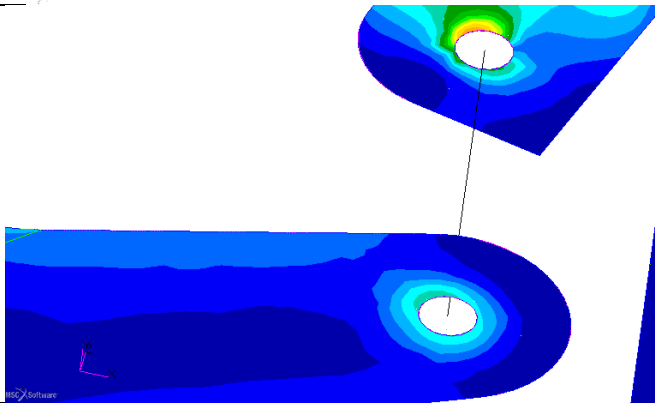
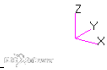


4.5g verso l'alto

4.5g verso l'alto, Displacements, Translational, Units in [m]



default_Fringe :
Max 5.07-003 @Nd 15455
Min 0. @Nd 83602

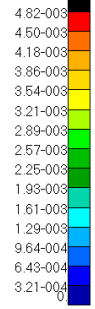
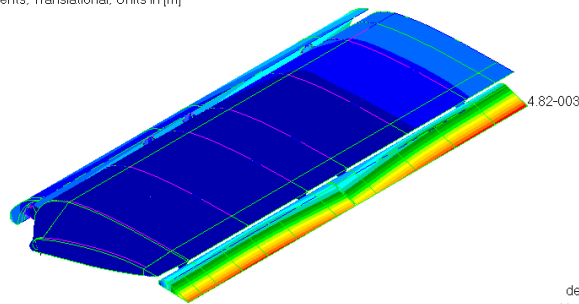


default_Fringe :
Max 3.38+008 @Nd 164969
Min 1.99+003 @Nd 113662

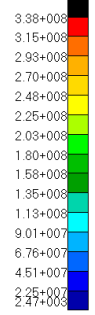
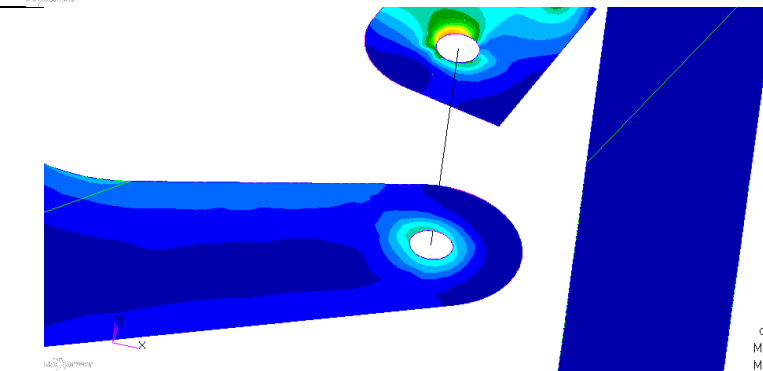
MSC Software

4.5g verso il basso

4.5g verso il basso, Displacements, Translational, Units in [m]

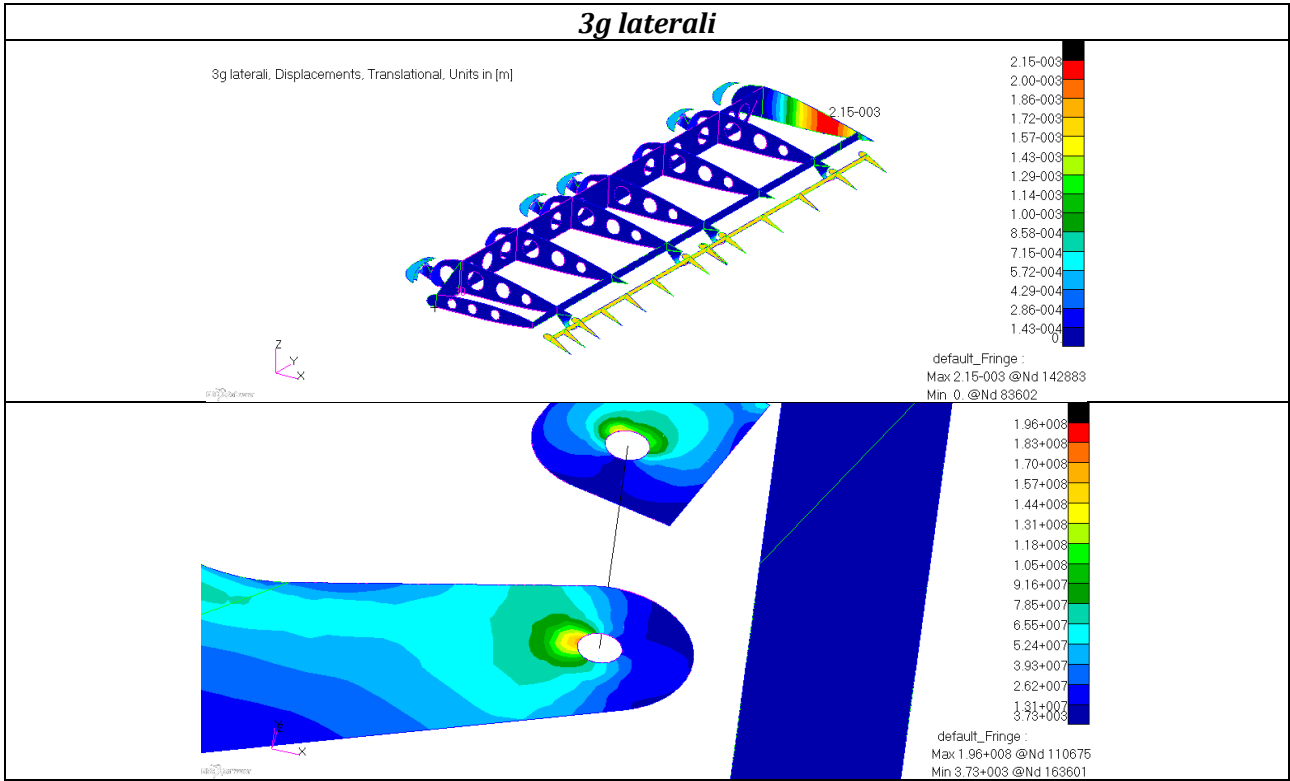


default_Fringe :
Max 4.82-003 @Nd 15455
Min 0. @Nd 83602

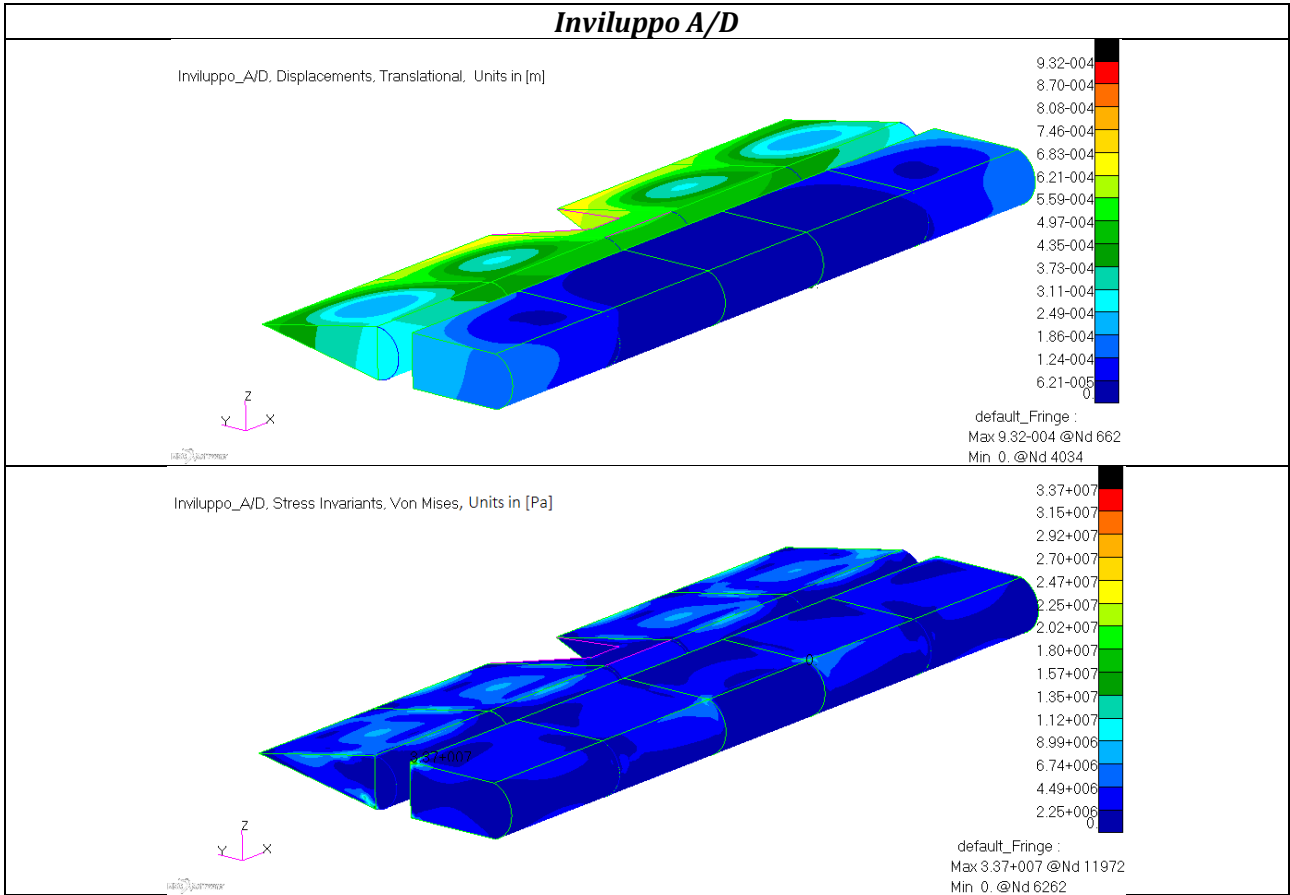


default_Fringe :
Max 3.38+008 @Nd 164969
Min 2.47+003 @Nd 113662

MSC Software

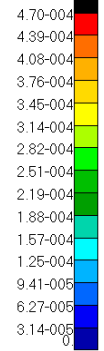
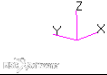
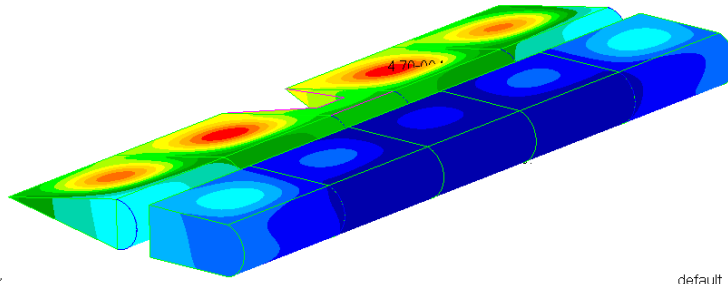


Impennaggio orizzontale di coda



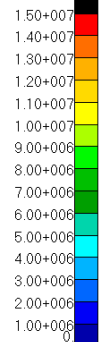
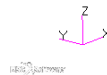
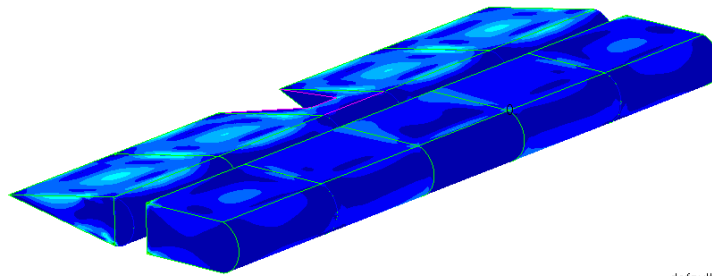
Inviluppo G/E

Inviluppo G/E, Displacements, Translational, Units in [m]



default_Fringe :
Max 4.70-004 @Nd 23612
Min 0. @Nd 4034

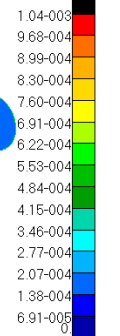
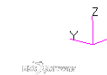
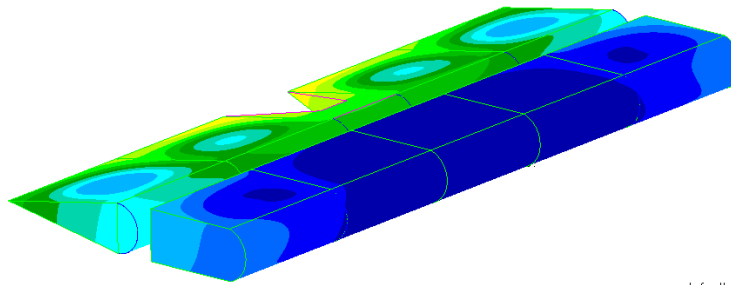
Inviluppo G/E, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]



default_Fringe :
Max 1.50+007 @Nd 5337
Min 0. @Nd 6262

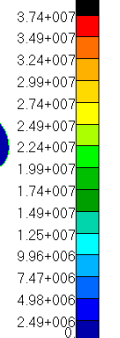
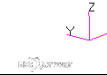
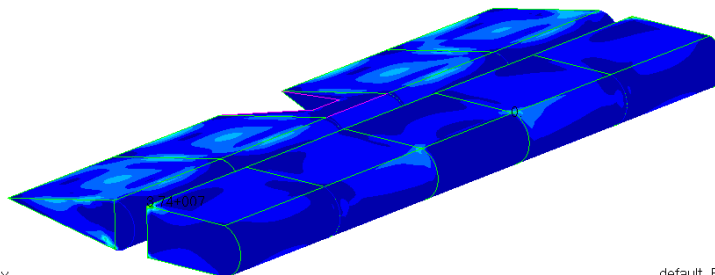
4.5g verso l'alto

4.5g alto, Displacements, Translational, Units in [m]



default_Fringe :
Max 1.04-003 @Nd 662
Min 0. @Nd 4034

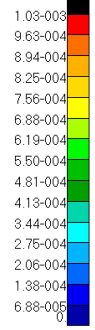
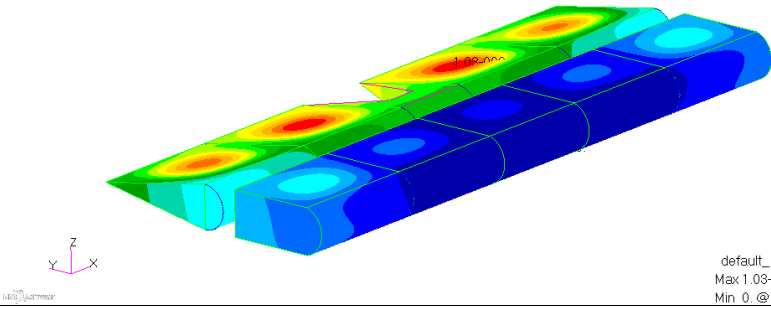
4.5g alto, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]



default_Fringe :
Max 3.74+007 @Nd 11972
Min 0. @Nd 6262

4.5g verso il basso

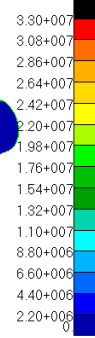
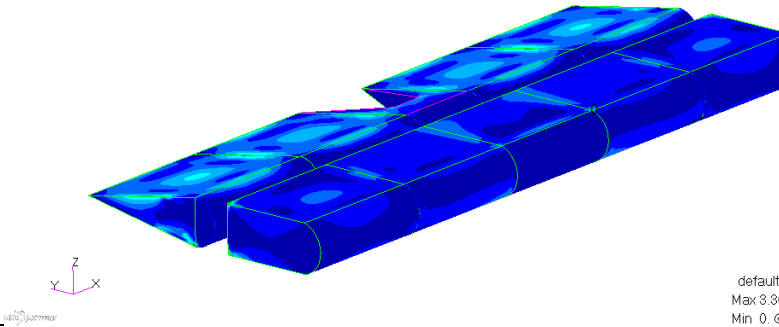
4.5g basso, Displacements Translational, Units in [m]



default_Fringe :
Max 1.03-003 @Nd 23612
Min 0. @Nd 4034



4.5g basso, Stress Invariants Von Mises, Units in [Pa]

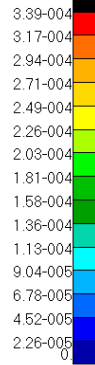
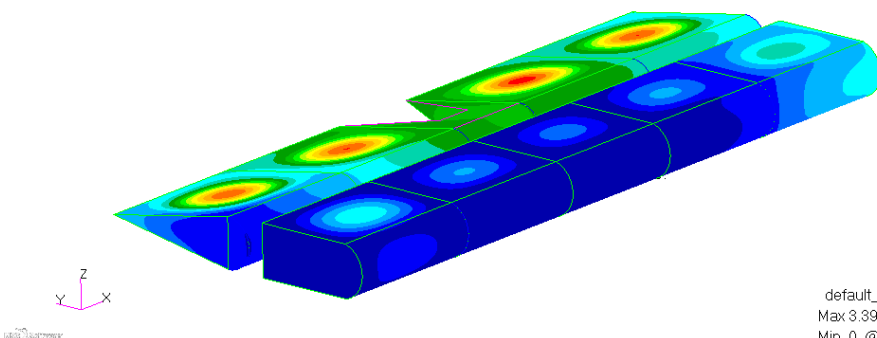


default_Fringe :
Max 3.30+007 @Nd 5337
Min 0. @Nd 6262



3g laterali

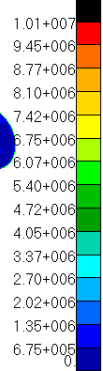
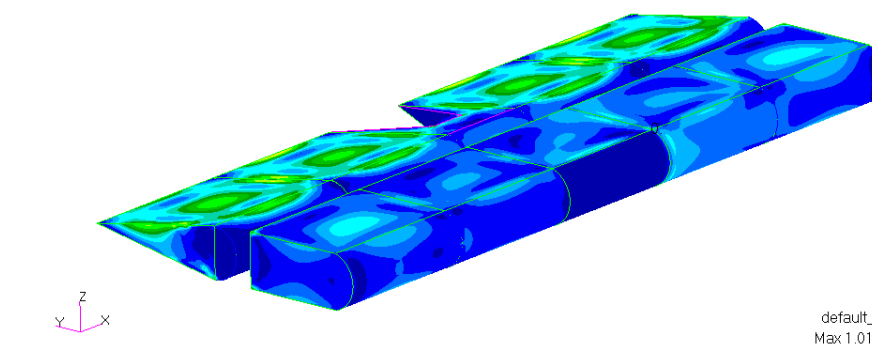
3g laterali, Displacements, Translational, Units in [m]



default_Fringe :
Max 3.39-004 @Nd 1104
Min 0. @Nd 4034



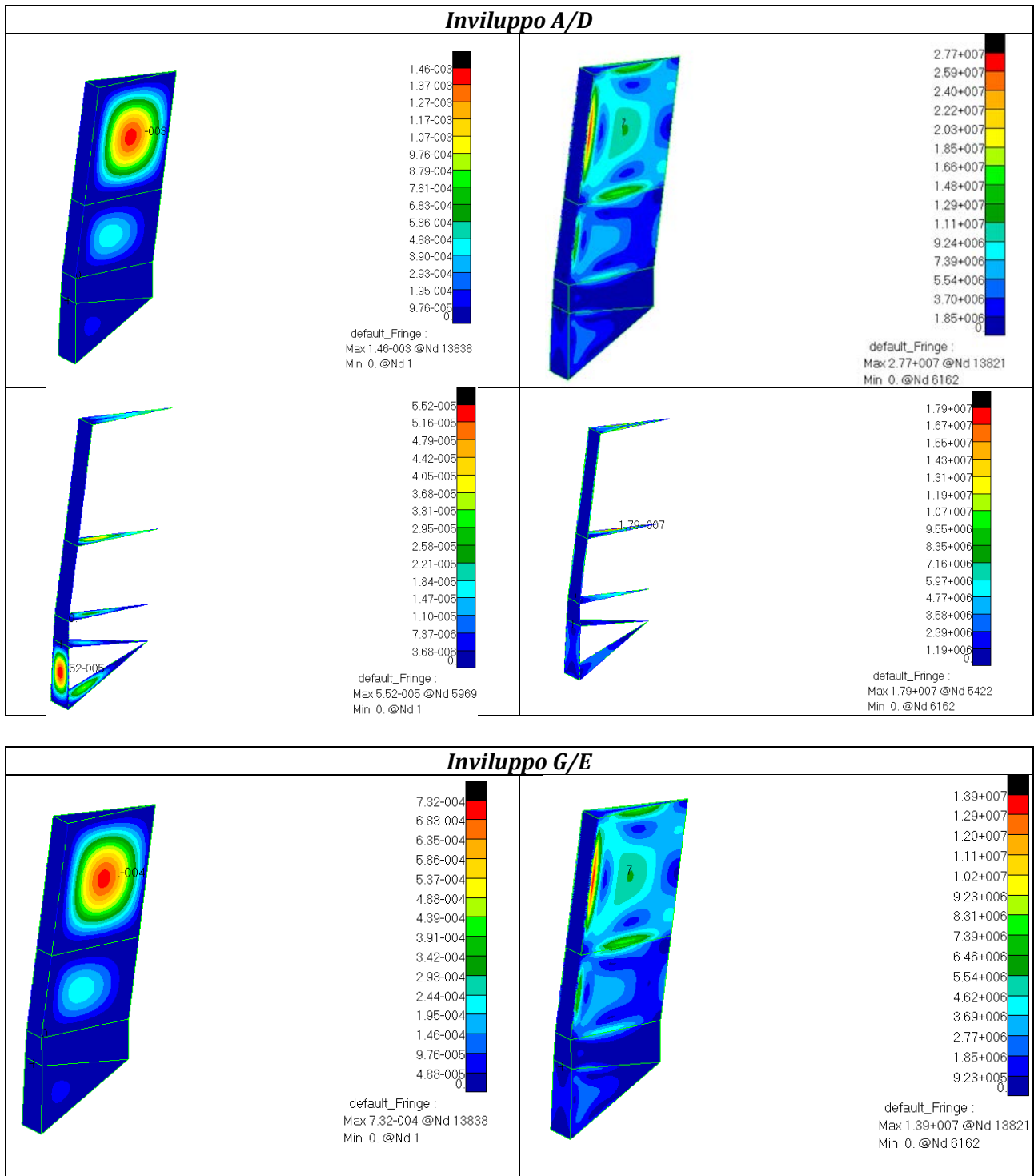
3g laterali, Stress Invariants, Von Mises, Units in [Pa]

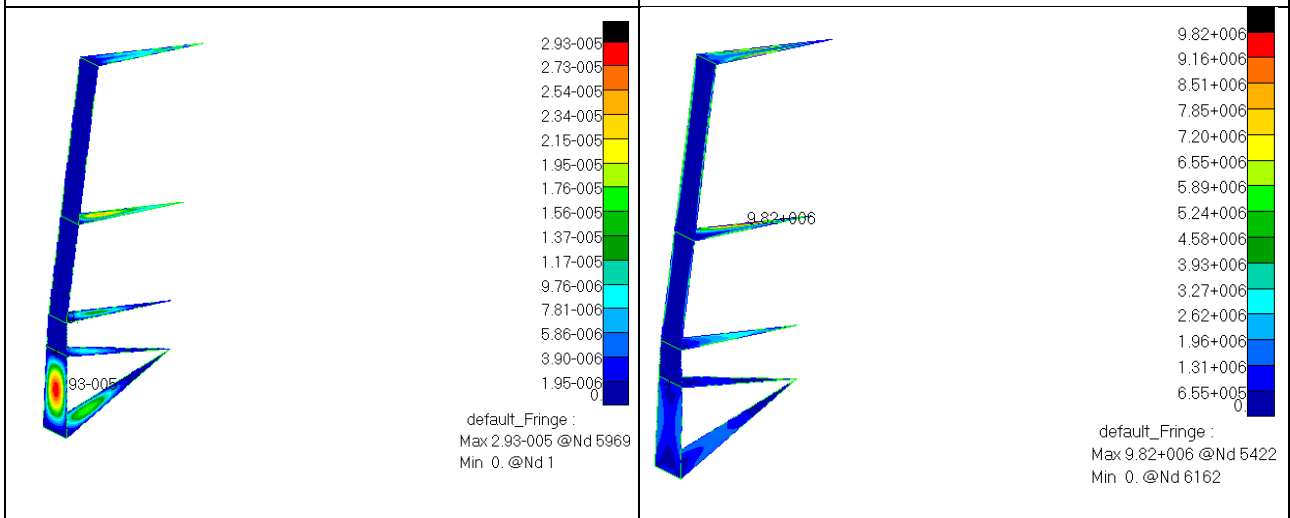
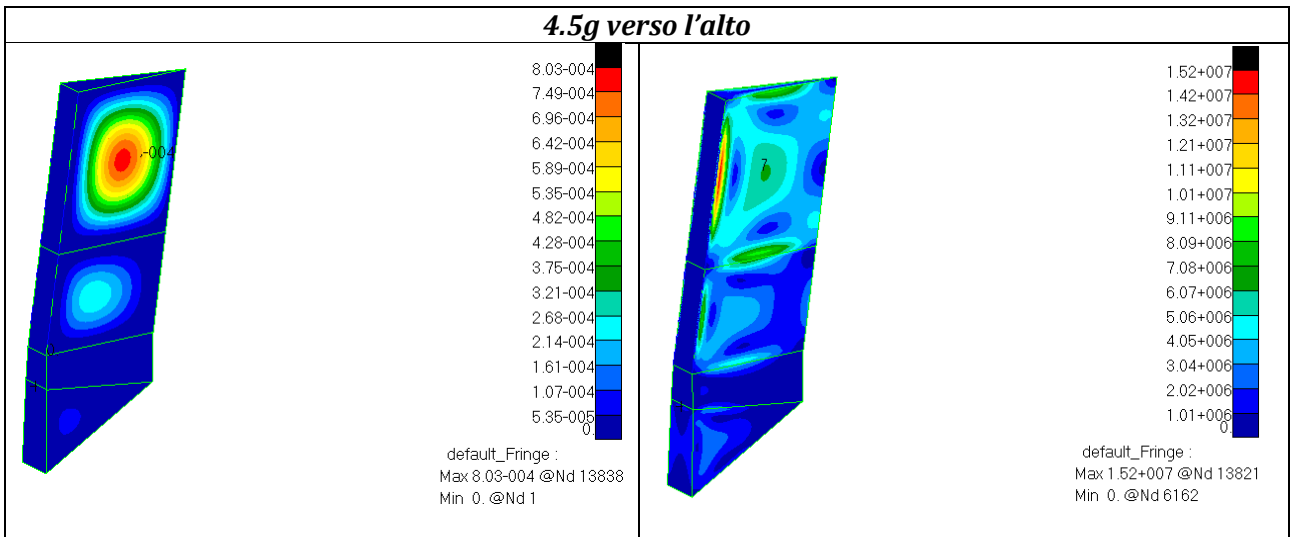
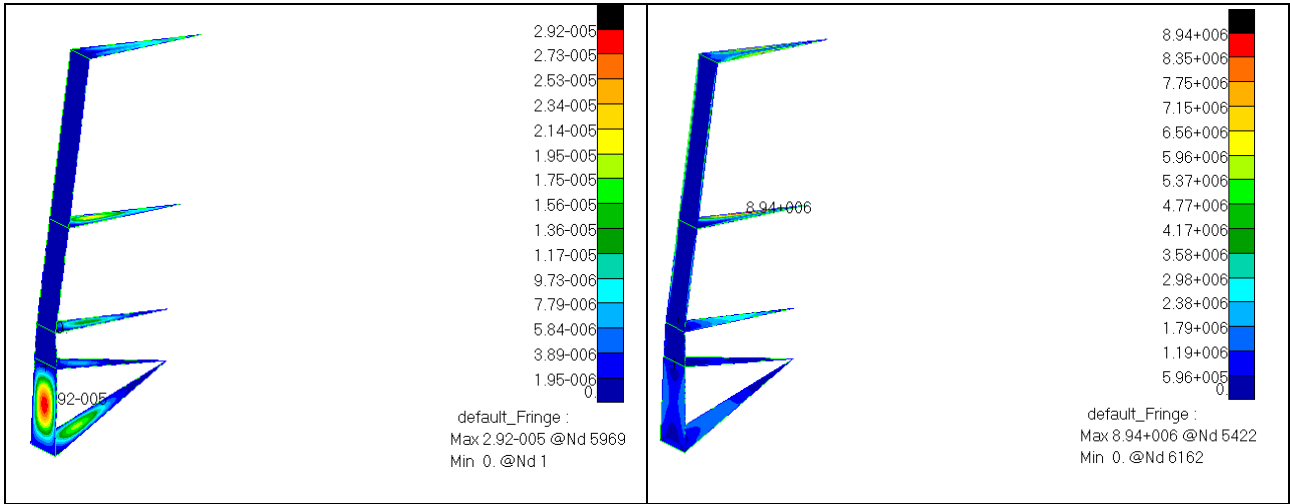


default_Fringe :
Max 1.01+007 @Nd 177
Min 0. @Nd 6262

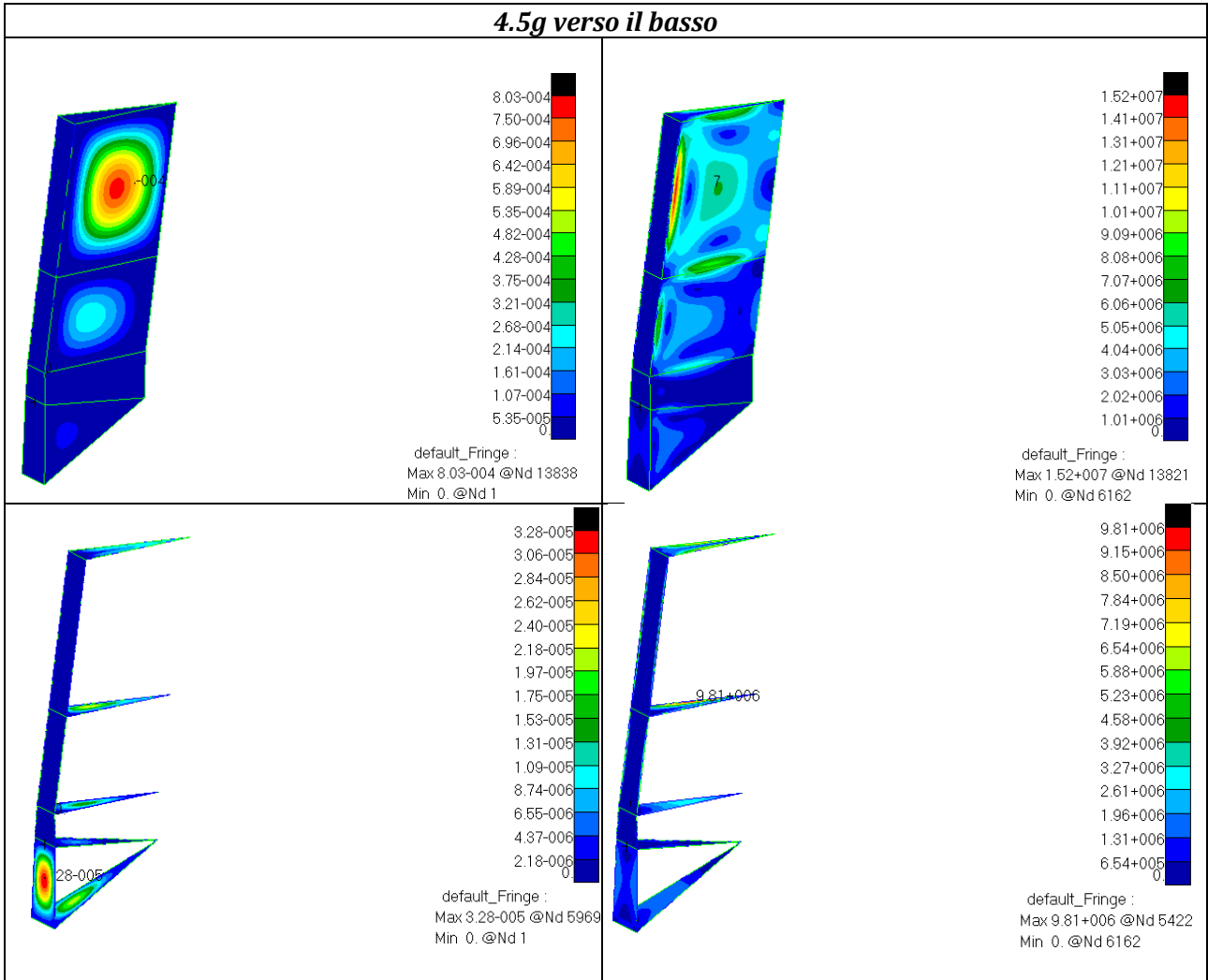


Impennaggio verticale di coda

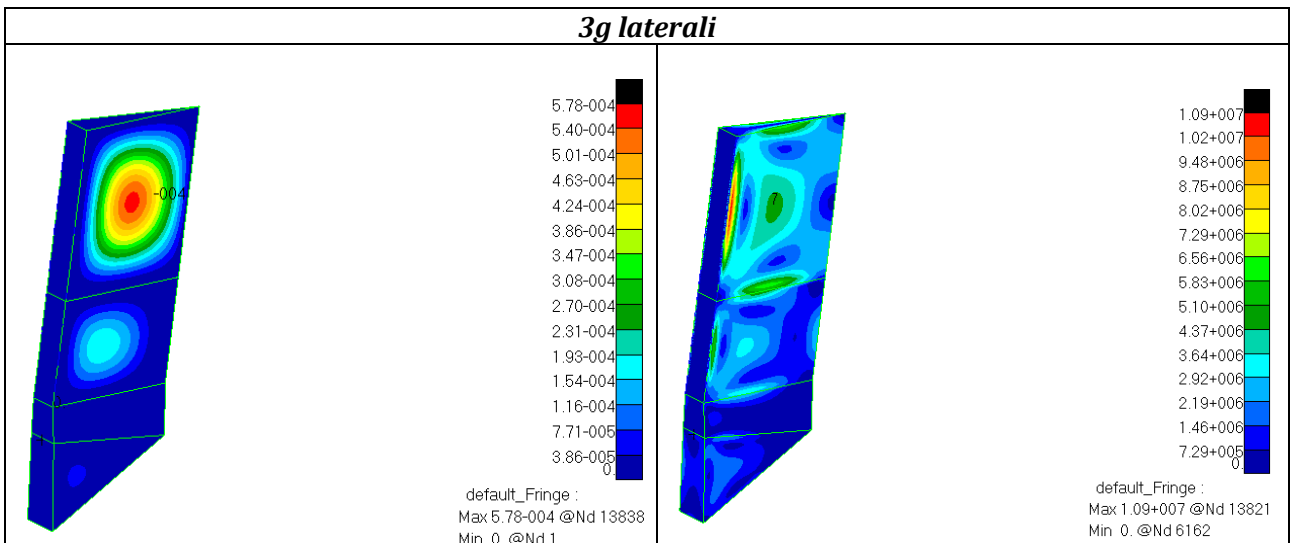


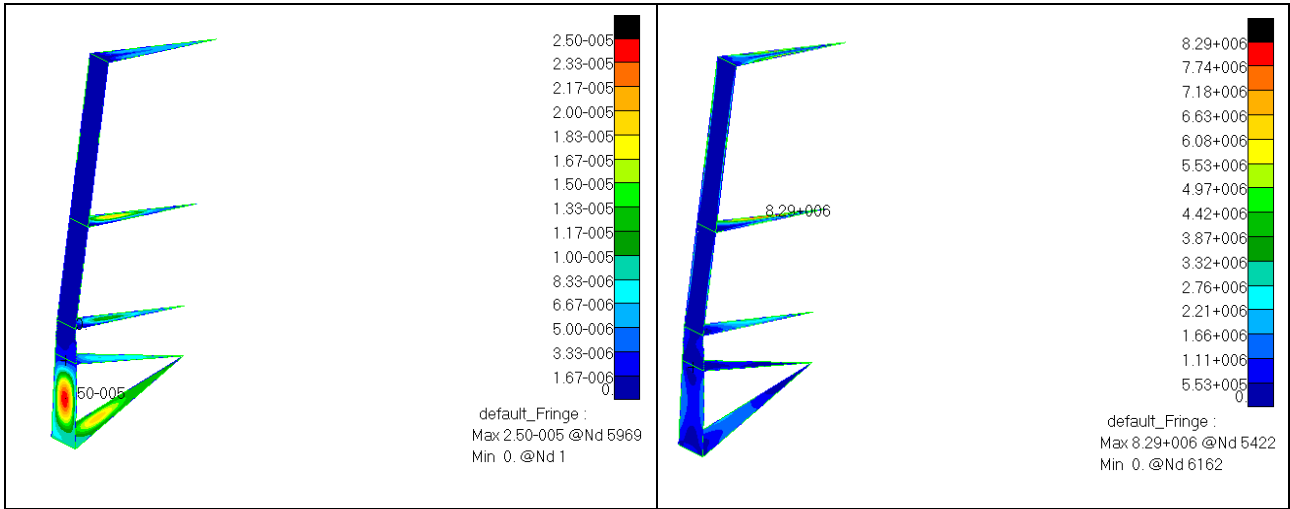


4.5g verso il basso

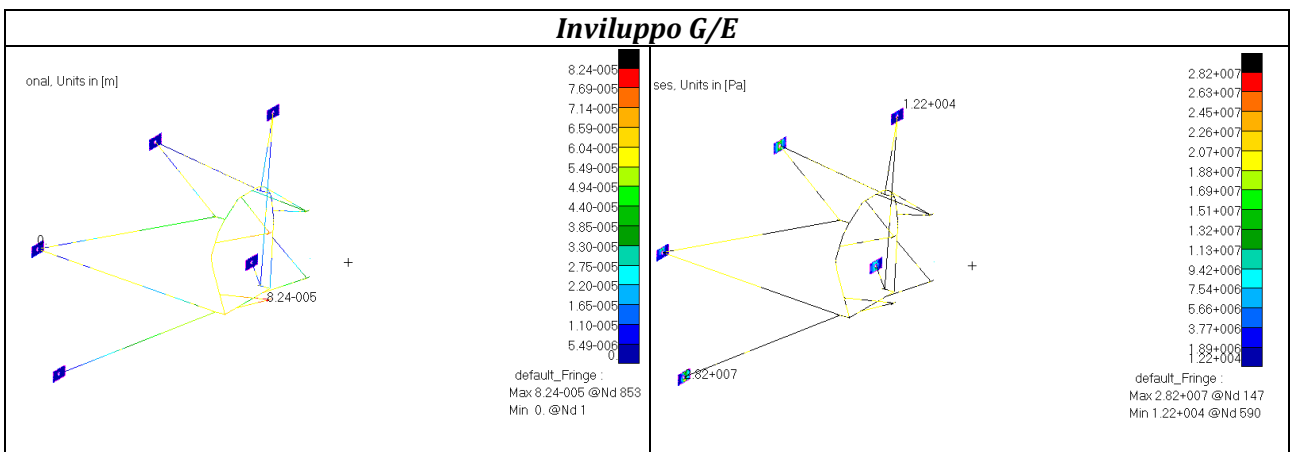
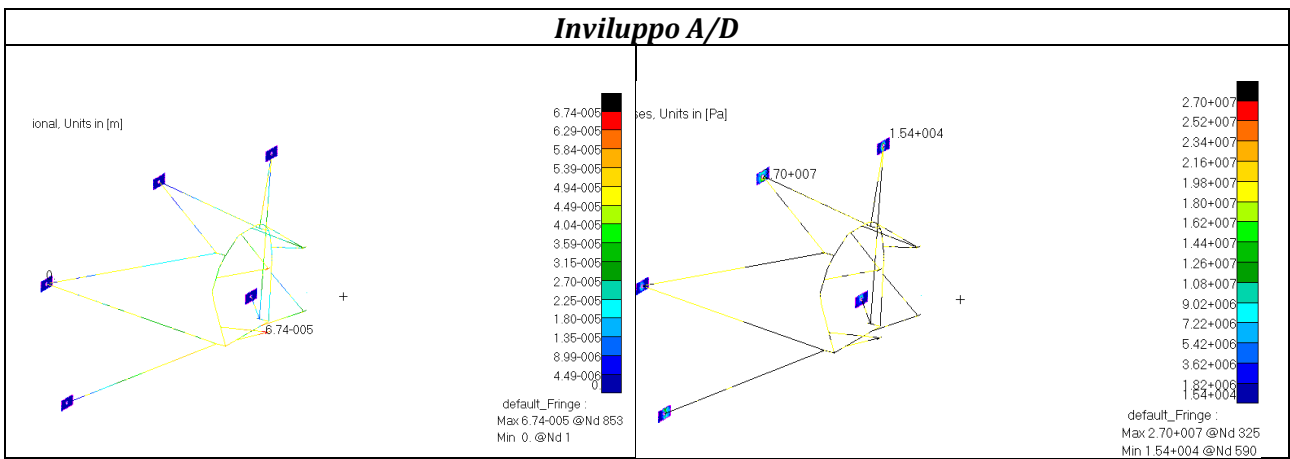


3g laterali

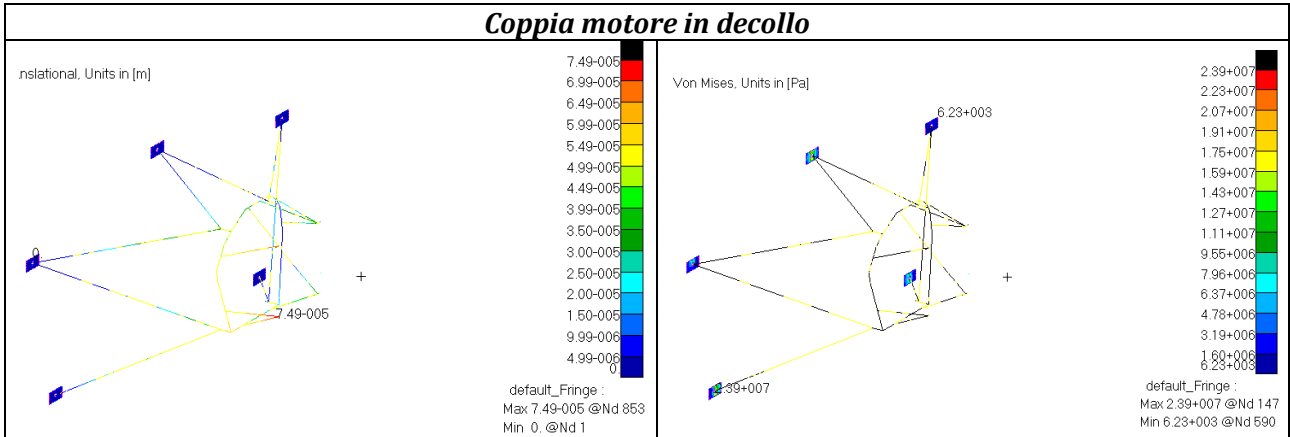




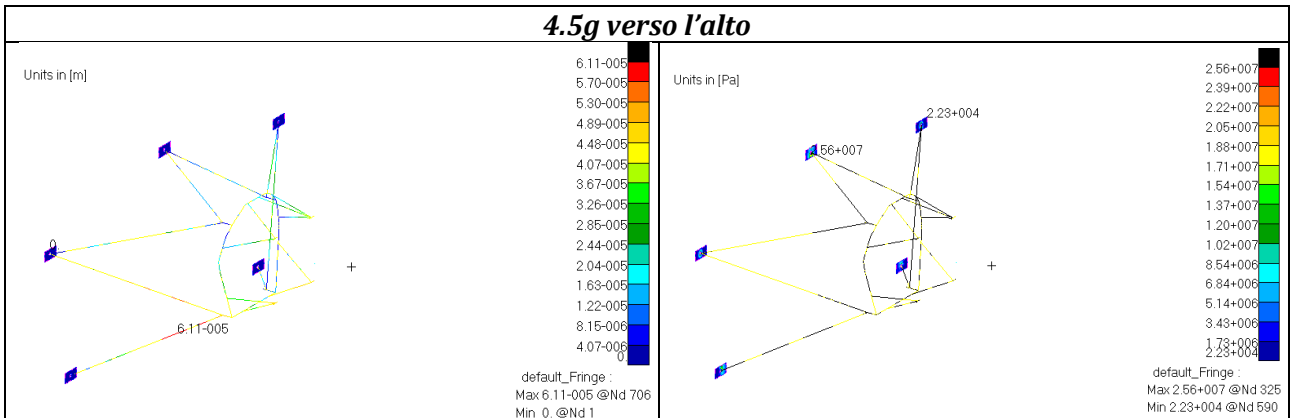
Castello motore per il motore Rotax 912 ULS 100 [Hp]



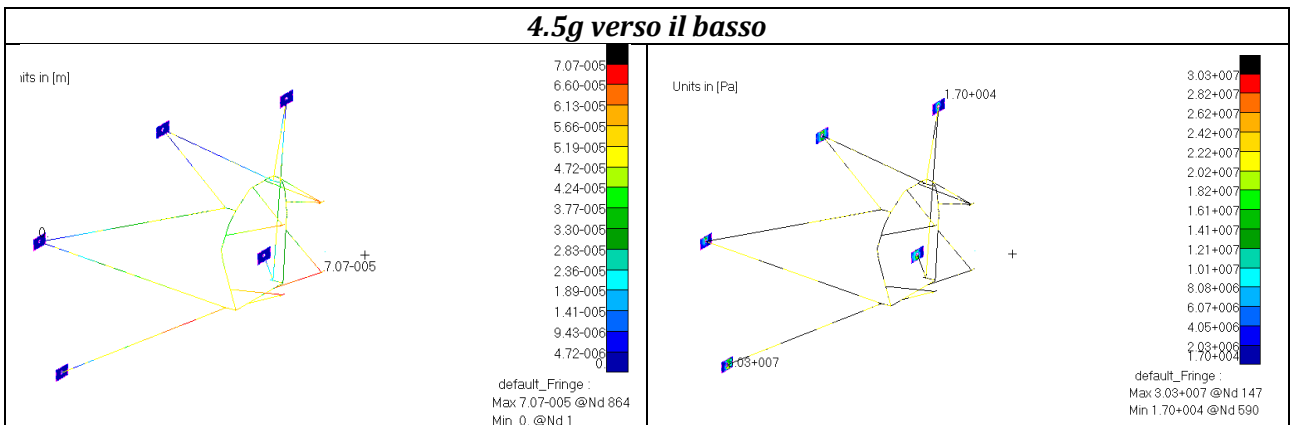
Coppia motore in decollo



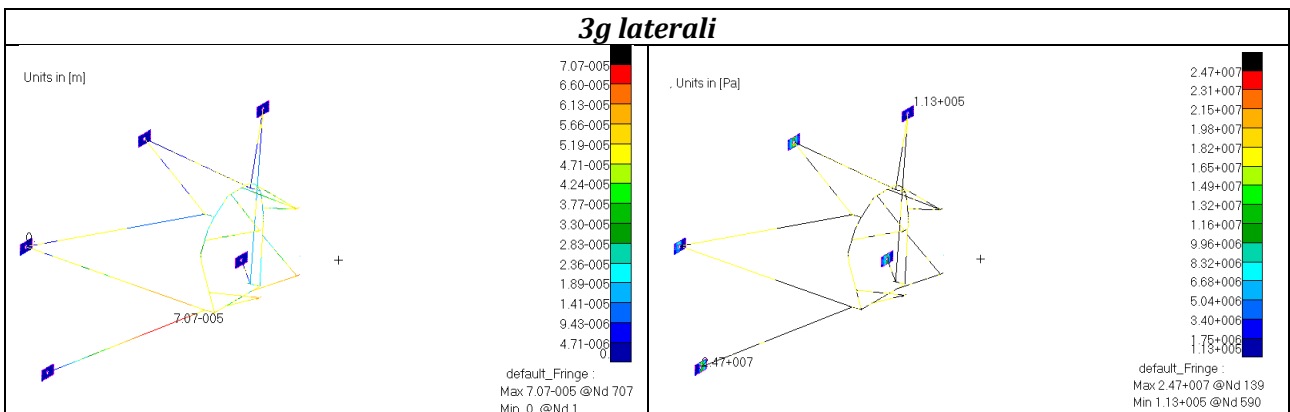
4.5g verso l'alto



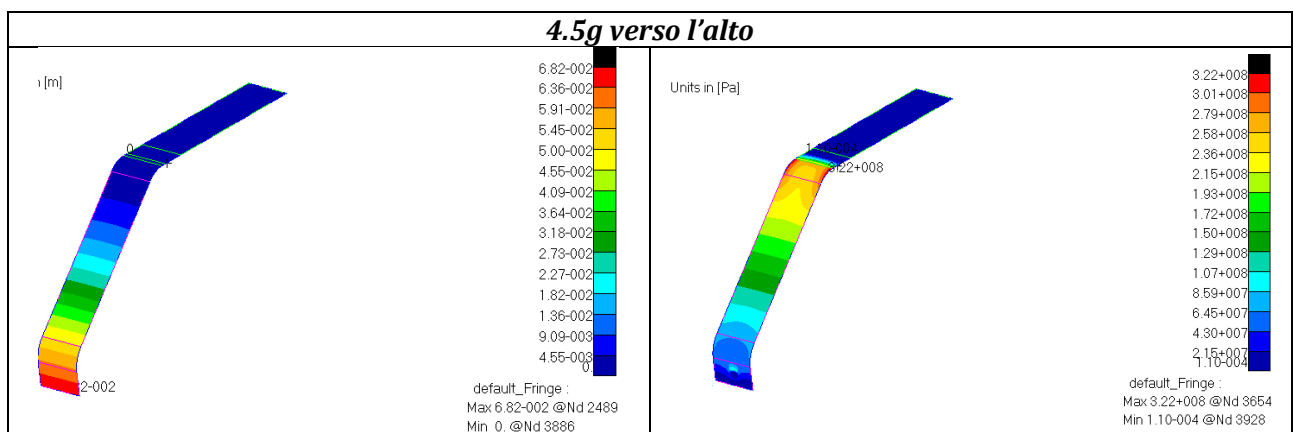
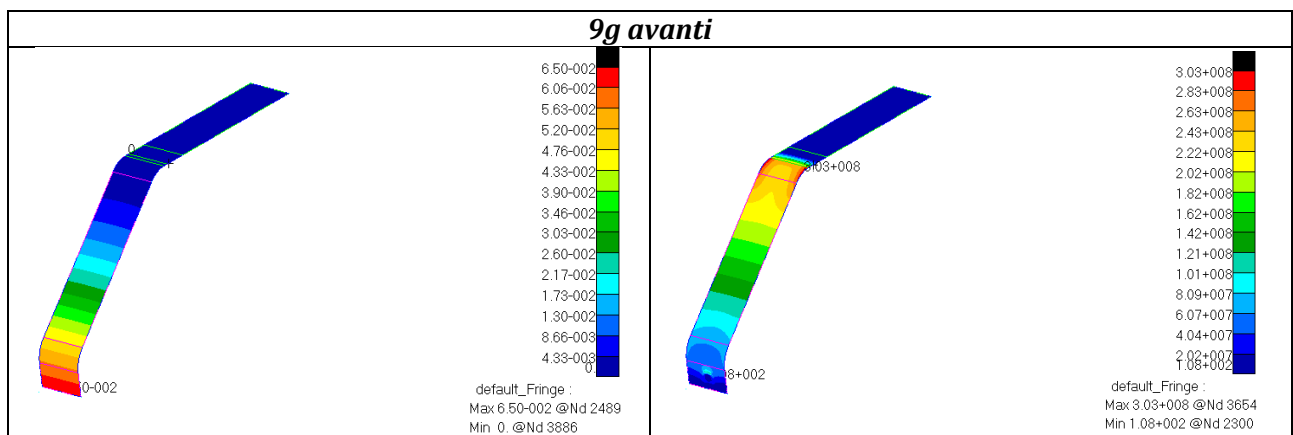
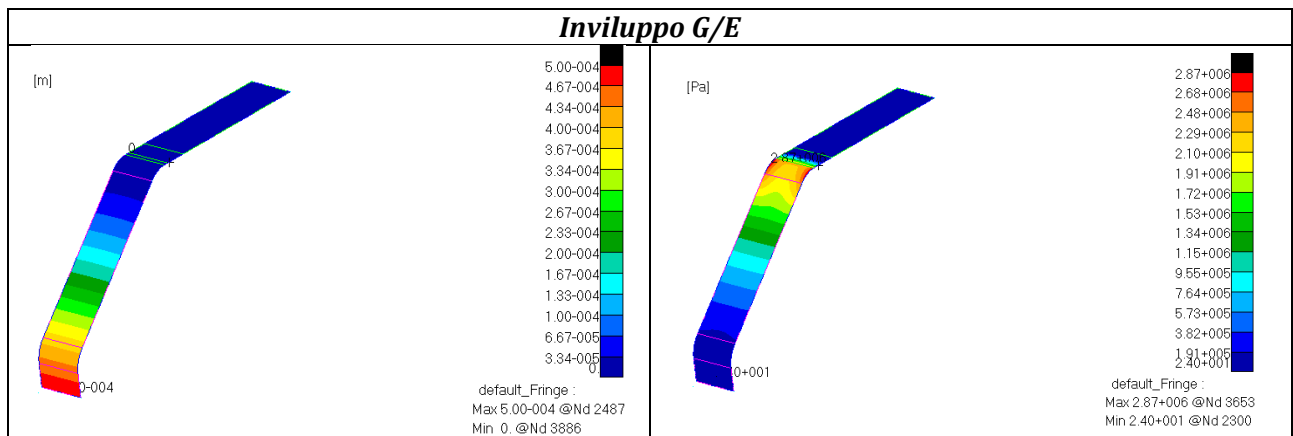
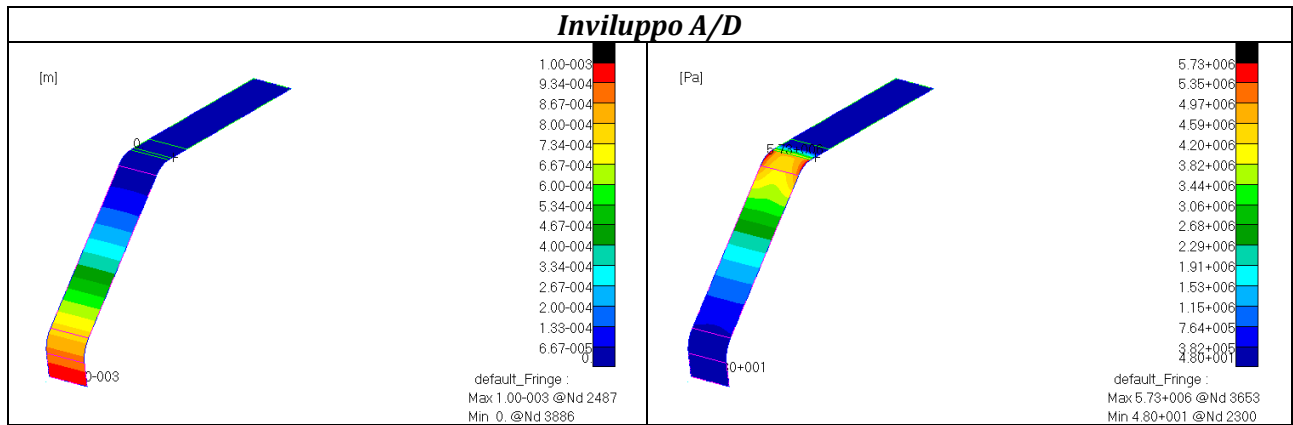
4.5g verso il basso



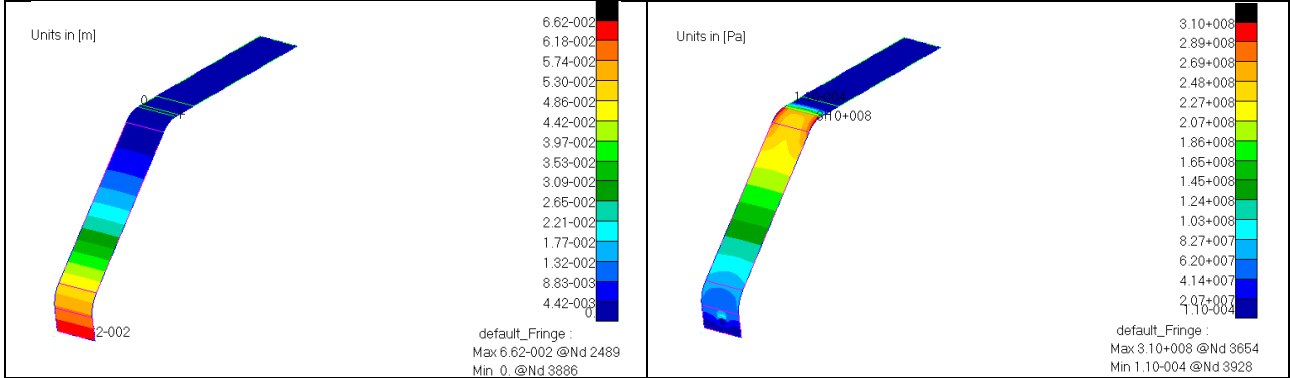
3g laterali



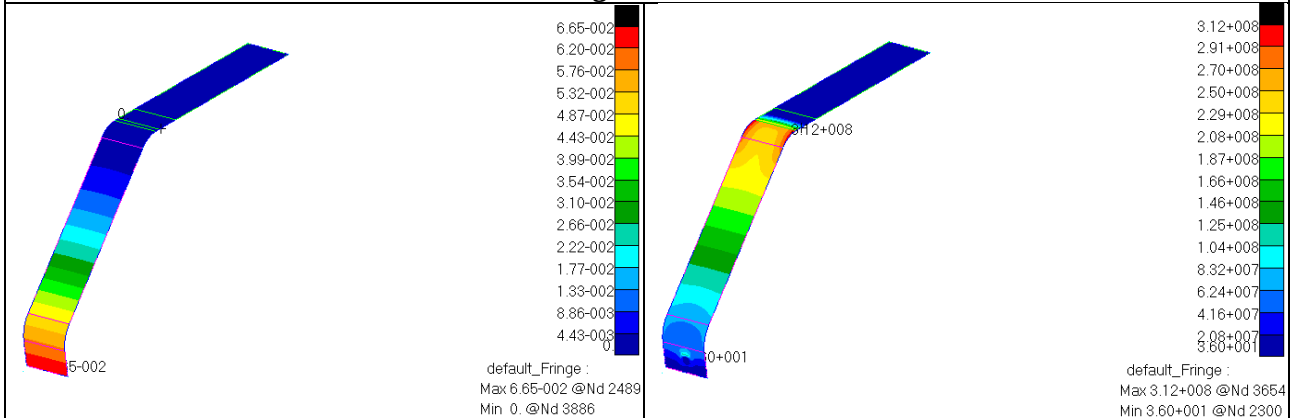
Carrello fisso d'atterraggio



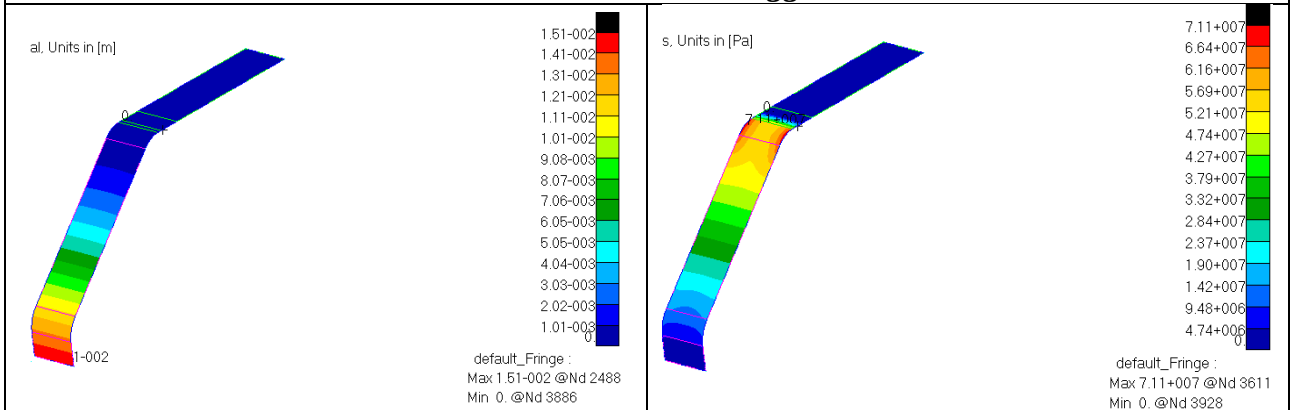
4.5g verso il basso

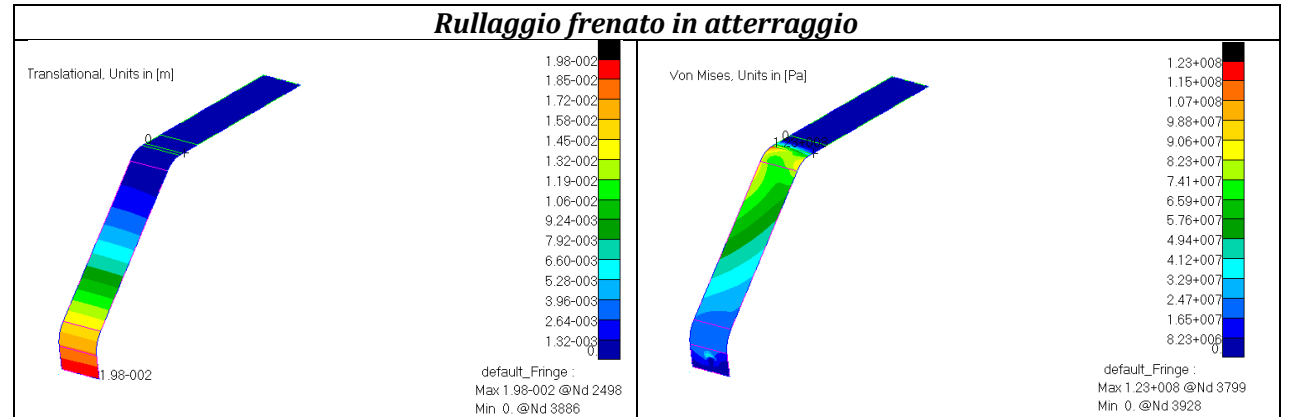
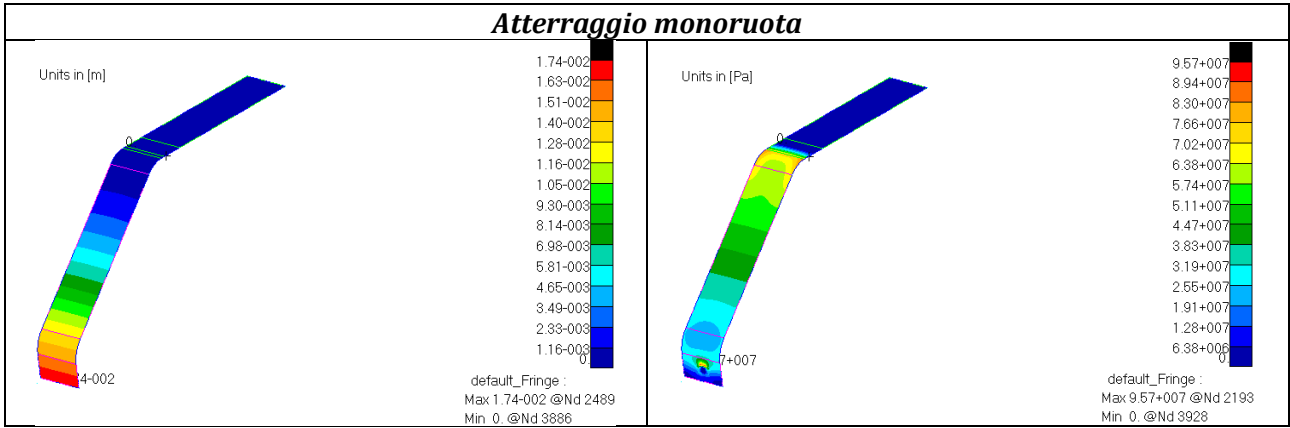
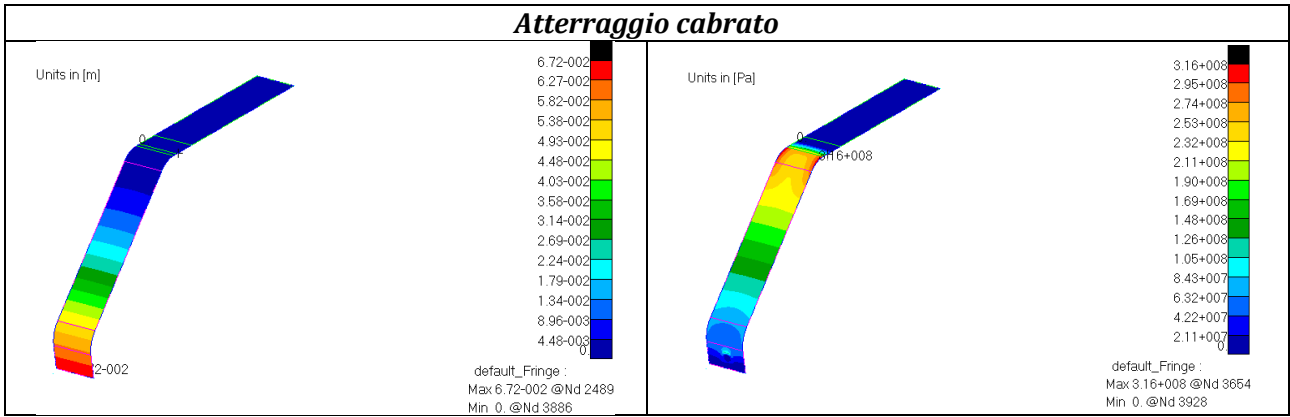
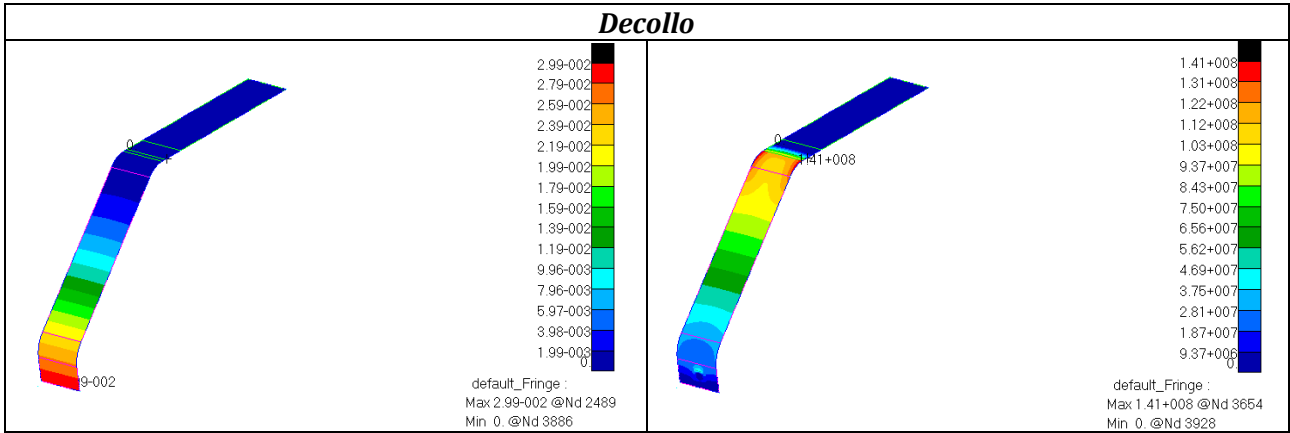


3g laterali



Carichi laterali in rullaggio

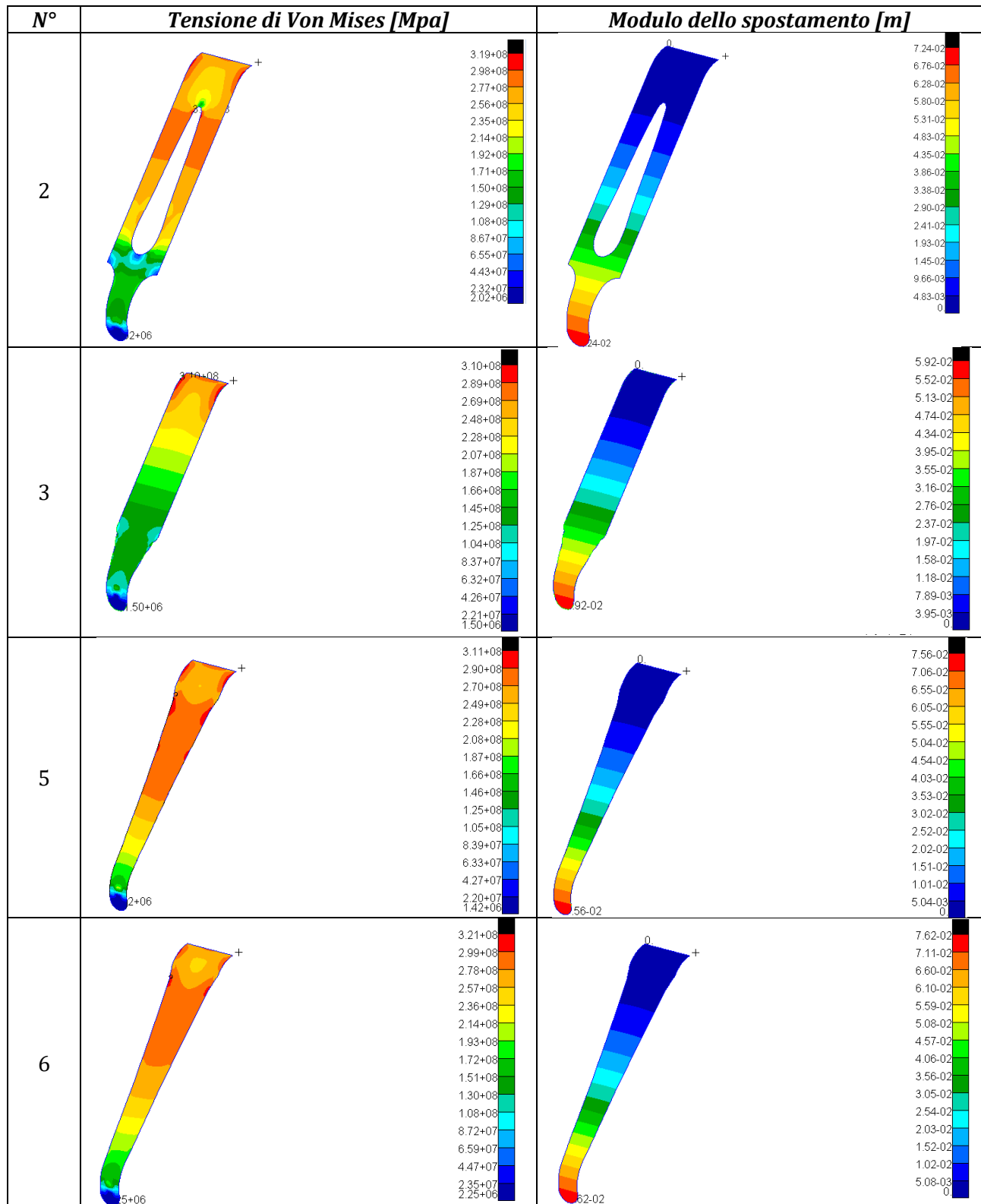




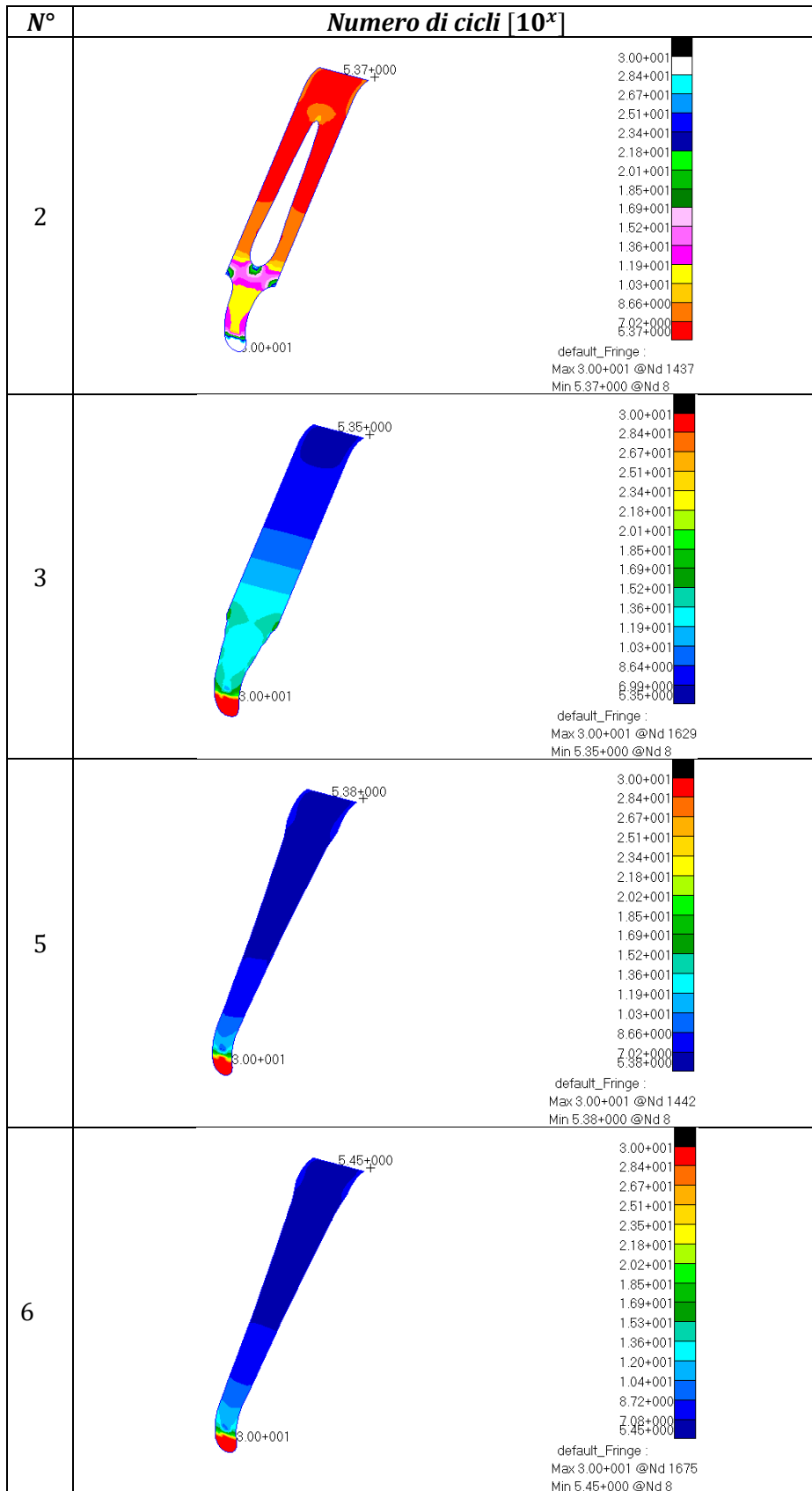
C) Ottimizzazione del carrello

Carrello in Alluminio AA 7075 T6

Tensione di Von Mises e spostamenti



Numero di cicli in forma esponenziale



Bibliografia

- [1] C. Heintz, Introduction to CH 701, Zenith Aircraft Company, 2012.
- [2] C. Heintz, «Performance of Zenith CH 701 STOL,» Zenith Aircraft Company, 2005.
- [3] C. Heintz, Construction Standards for Zenair Light Airplanes, Mexico, Missouri: Zenith Aircraft Company, 2011.
- [4] Historica Foundation of Canada, Bush flying history, The Canadian Enciclopedia, 2010.
- [5] Y. Gordon e D. Komissarov, Mil' Mi-6/-26: Heavy-Lift Helicopters, Flightcraft, 2016.
- [6] North Atlantic Threaty Organization, AAP-06 - NATO Glossary of Terms and Definitions, NATO, 2017.
- [7] «Lift System,» [Online]. Available: <https://www.rolls-royce.com/products-and-services/defence-aerospace/combat-jets/rolls-royce-liftsystem.aspx#section-our-experts>. [Consultato il giorno 7 10 2018].
- [8] R. Italiana, Codice della Navigazione Marittima e Aerea - Parte Seconda Libro Primo, 2016.
- [9] Università La Sapienza, Elementi di meccanica del volo - Parte 1, Roma.
- [10] J. D. Anderson, Fundamentals of Aerodynamics, McGraw Hill Educational Series, 2016.
- [11] S. Frati, The Glider, Milano: Ulrico Hoepli, 1946.
- [12] J. Pauliny, The overview of propellers in general aviation, Brno, Repubblica Ceca: Faculty of Mechanical Engineering - Institute of Aerospace Engineering, 2012.
- [13] Rotax Aircraft Engines, Operators' Handbook for Rotax 912 ULS 100 Hp, 2016.
- [14] D. G. Hull, Fundamentals of Airplane Flight Mechanics, Springer, 2007.
- [15] Università La Sapienza di Roma, Elementi di meccanica del volo - Parte 2, Roma.
- [16] J. Bruhn, «Analysis and design of flight vehicles structures,» Jacobs Pub, 1973.
- [17] [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_VTOL_aircraft.
- [18] J.-L. Hernando, «Carrier suitability of land based aircraft,» *28th Internation Congress of Aeronautical Sciences*, 2012.
- [19] E. A. Thibault, «Estimation of STOL A/C Take Off Sistances,» USA, 1964.
- [20] J. D. Anderson, An introduction to flight, McGraw Hill, 1989.
- [21] [Online]. Available: https://en.wikipedia.org/wiki/List_of_STOL_aircraft.
- [22] «PC-6 - The World's Leading STOL,» [Online]. Available: <https://www.pilatus-aircraft.com/en/fly/pc-6>. [Consultato il giorno 15 10 2018].
- [23] R. Trebbi, Volo ultraleggero e VDS Avanzato, Torino, Italia: Aviabooks, 2011.
- [24] C. Heintz, Anatomy of a STOL Aircraft: Designing a Modern Short Take-Off and Landing Aircraft, Zenith Aircraft Company, 2012.
- [25] C. Heintz, Zenith CH 701 STOL Kit drawings specifications, Zenith Aircraft Company Ltd., 2002.
- [26] A.V.Petrov, «Aerodynamic of STOL airplanes with powered High-Lift System,» *28th International Congress of Aeronautical Sciences*, 2012.
- [27] J. Coenen, Assembly of a Passive Slat System for a CH-701 Kit Aircraft, California Polytechnic State University.
- [28] E. A. Gray, Flaperon Assembly Manual for PegaSTOL aftermarket wings, 2012: California Polytechnic State University.
- [29] E. Rousseau, «PegaSTOL Wing Kit Stress Analysis,» Dedalius Aviation Inc., 1999.

- [30] D. Coiro, «Design of a Low-Cost Easy-to-Fly STOL Ultralight aircraft in composite material,» *Acta Polytechnica*, vol. 45, n. 4, 2005.
- [31] M. C. -. Y. Niu, *Airframe Structural Design - Practical Design Information and Data on Aircraft Structures*, Conmilit Press Ltd., 1988.
- [32] J. P. P. Mesquita, *Structural Optimization using the Finite Element Method*, 2014.
- [33] T. G. H. Megson, *An introduction to aircraft structural analysis*, Elsevier, 2011.
- [34] G. L. Kulak, *Guide to Design Criteria for Bolted and Riveted Joints*, II a cura di, American Institute of Steel Construction, 2001.
- [35] P. A. Stanley, «Breakstem riveting systems,» 2018. [Online]. Available: <http://www.avdel-global.com>.
- [36] Zenair CH 701 Harness Attachment, BRS Inc. - Ballistic Rescue Parachute Inc., 2002.
- [37] D. Kumari, «Landing gear of an aircraft - A review,» *International Journal of Aerospace and Mechanical Engineering*, vol. 2, n. 5, 2015.
- [38] *Construction Manual - Zenith CH 701 STOL*, Zenith CH 701 STOL, 2014.
- [39] F. D. Florio, *Airworthiness - An introduction to aircraft certification and operations*, Elsevier, 2016.
- [40] International Civil Aviation Organization, *Annex 8 - Airworthiness of Aircraft*, Montreal: ICAO, 2018.
- [41] D. Kritzing, *Aircraft System Safety - Assessments for Initial Airworthiness Certification*, Elsevier, 2017.
- [42] F. A. Administration, *Code of Federal Regulations - Title 14, USA Government*, 2018.
- [43] *Certification Specifications for European Technical Standard Orders*, European Aviation Safety Agency, 2018.
- [44] Light Aircraft Association, *LAA Type Acceptance Data Sheet TADS 187 - Zenair CH 701 UL & CH 701 STOL*, LAA, 2017.
- [45] X. Jian, «Study on Airworthiness Requirements of Composite Aircraft Structure for Transport Category Aircraft in FAA,» *Procedia Engineering*, n. 17, 2011.
- [46] Europe Aviation Safety Agency, *eRules Certification Specifications 22-23-27-29-31-33*, EASA, 2018.
- [47] U. Breuer, «Requirements, Development and Certification Process,» in *Commercial Aircraft Composite Technology*, Springer, 2016, pp. 25-44.
- [48] Federal Aviation Administration, *FAA and Industry Guide to Product Certification*, FAA, 2018.
- [49] Camera dei Deputati - Senato della Repubblica, *L. 106 "Disciplina del volo da diporto o sportivo"*, 1985.
- [50] Ente Nazionale per l'Aviazione Civile, *Allegato Tecnico per Aeromobili ad ala fissa e tre assi - DPR 133/2010*, 2010.
- [51] Deutscher Hängegleiterverband e Verband, *Airworthiness Requirements for Three Axes standard control Ultralight aircraft*, DHV, 2003.
- [52] Civil Aviation Authority - British Microlight Aircraft Association, *Title 045 - Single Seat De Regulation Handbook*, 2018.
- [53] *Flight Manual - Zenith CH 701 STOL*, Zenith Aircraft Company, 2009.
- [54] Dassault Systemes SolidWorks Corporation, *SOLIDWORKS Education Edition - Fundamentals of 3D design and simulation*, 2016.
- [55] MSC Software, *Quick Reference Guide*, MSC Software, 2014.
- [56] MSC Software, *Reference Manual - Part 3: Finite Element Modelling*, MSC Software, 2018.

- [57] MSC Software, Interface To MSC Nastran. Preference Guide - Volume 1: Structural Analysis, MSC Software, 2018.
- [58] I. M. Linari, Laboratorio di calcolo e strutture - Strutture monodimensionali, Università La Sapienza di Roma: MSC Software.
- [59] M. Bulgarelli, «Verifica strutturale di un experiment extension box per il laboratorio di scienza dei fluidi per la Stazione Spaziale Internazionale,» Bologna, 2012.
- [60] D. o. Defense, Metallic material and elements for aerospace vehicle structures, 1998.
- [61] A. A. Al-banaa, «Stress analysis on main landing gear for small aircraft,» *Al-Rafidain Engineering*, vol. 22, n. 1, pp. 26-33, 2014.
- [62] M. Moni, «Design and Structural Analysis of Main Landing Gear for Lockheed T-33 Jet Trainer aircraft,» *International Journal of Engineering Research and Advanced Technology (IJERAT)*, vol. 4, n. 8, pp. 1-5, 2018.
- [63] R. R. Kumar, «Design and analysis of main landing gear structure of a transport aircraft and fatigue life estimation for the critical lug,» *International Journal of Mechanical and Production Engineering*, vol. 1, n. 4, pp. 22-26, 2013.
- [64] S. P. Peruru, «Design and finite element analysis of aircraft wing using spars and ribs,» *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, vol. 4, n. 6, 2017.
- [65] T. Vignesh, «Static Stress and Fatigue Analysis on Vertical Stabilizer of a Typical Trainer Aircraft,» *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, vol. 3, n. 4, 2014.
- [66] G. Garghella, Progettazione e dimensionamento strutturale di un velivolo ultraleggero, Università degli Studi di Padova, 2016.
- [67] L. Gori, Progetto e verifica di alcuni componenti strutturali di un velivolo ultraleggero, Università degli Studi di Padova, 2013.
- [68] A. Florian, Modellazione geometrica e analisi strutturale di un velivolo ultraleggero, Università degli Studi di Padova, 2015.
- [69] N. Pavan, «Static Analysis On Wing Spar Joint For An Aircraft Using Finite Element Method,» *International Journal of Engineering Development and Research*, vol. 6, n. 3, 2018.
- [70] J. Doane, A practical design guide for welded connections - Part 2: Analysis and design of welded connections, SunCam Online Education Series.
- [71] C. L. Jenney, *Welding Handbook*, vol. 1, American Welding Society.
- [72] A. C. Gowda, «Linear Static and Fatigue Analysis of Nose Landing Gear for Trainer Aircraft,» *Trends in Mechanical Engineering & Technology*, vol. 4, n. 2, pp. 1-10, 2014.
- [73] C. Clark, Redesign of STOL CH 701 landing gear strut, 2014.
- [74] A. Goyal, Light Aircraft Main Landing Gear Design and Development, M.S. Ramaiah, School of Advanced Studies.
- [75] A. Rashidi, «Finite element analysis of a composite landing gear and effect of runway material,» in *Canadian Society for Mechanical Engineering International Congress*, Kelowna (BC), Canada, 2016.
- [76] H. P. Nikhil, «Stress and fatigue analysis of landing gear axle of a trainer aircraft,» *International Journal of Research in Engineering and Technology (IJRET)*, vol. 4, n. 5, pp. 224-228, 2015.
- [77] K. G. R. V., «Stress analysis of landing gear well beams and damage calculation due to landing cycles,» *International Journal of Research in Aeronautical and Mechanical Engineering*, vol. 2, n. 5, 2014.
- [78] M. Scalchi, Aerodynamic and structural design of some components of an ultralight aircraft, Padova, 2014.

- [79] P.-W. Chen, «Fatigue Analysis of Light Aircraft Landing Gear,» pp. 550-553, 2012.
- [80] S. Kerr, «FE-Based Wheel Fatigue Analysis Using MSC FATIGUE,» *1st MSC Worldwide Automotive Conference*, 1999.
- [81] MSC Nastran, Fatigue User's Guide, MSC Software, 2018.
- [82] MSC Nastran, Nastran Embedded Fatigue User's Guide, MSC Software, 2016.
- [83] M. Amaral, «Roughness Measurement Methodology according to DIN 4768 Using Optical Coherence Tomography (OCT),» *SPIE - International Society for Optics and Photonics*, vol. 1, pp. 1-8, 2009.
- [84] American Association of Mechanical Engineers, «Dimensioning, Tolerancing, Surface Texture, and metrology standards - Rules for Drawings With Incomplete Reference to Applicable Drawing Standard,» *Product Definition Specifications*, vol. 1, n. 1, 2013.
- [85] E. Haibach, Analytical Stress Assessment, Forschungskuratorium Maschinenbau, 2003.
- [86] N. S. Currey, Aircraft landing gear design: principles and practices, AIAA Education Series, 1987.
- [87] C. Aparicio, Introduction to Nastran SOL 200 Design Sensitivity and Optimization, The Engineering Lab, 2017.
- [88] K. Ganorkar, «Design optimization of landing gear of an aircraft - A review,» *IOSR Journal of Mechanical and Civil Engineering (IOSR-JMCE)*, vol. 1, n. 4, pp. 14-18, 2014.
- [89] D. Fanteria, Optimised design of a wing box structure via automated FEM and genetic algorithms, Torino, 2010.
- [90] P.-W. Chen e C. H. Liu, «Optimization Simulation of the Light Aircraft's Cockpit Made of Carbon Fiber Reinforced Composites,» 2017.
- [91] R. Hedayati, «Investigation of debonding propagation in aluminum/composite joints under fatigue loading,» *Journal of Adhesion Science and Technology*, vol. 3, n. 6, pp. 1-15, 2015.
- [92] J. Jahn, «Assessment strategies for composite-metal joining technologies – A review,» 2016.
- [93] J. Jachimowicz, «FEM design of composite – metal joint for bearing failure analysis,» *ZESZYTY*, n. 2, pp. 33-41, 2015.
- [94] MSC Software, Section 1 - Introduction to composites, MSC Software, 2012.
- [95] MSC Software Composites Solution, MSC Software, 2012.
- [96] MSC Software, Design Sensitivity and Optimization User's Guide, MSC Software, 2018.
- [97] I. M. Linari, Topology and Shape Optimization, MSC Software, 2012.
- [98] N. Bakhtiary, A New Approach for Sizing, Shape and Topology Optimization, 1996.
- [99] C. E. Munteanu, «VTVL concept optimization of the landing gear,» *International Conference of Aerospace Sciences "AEROSPATIAL 2016"*, pp. 77-83, 2016.
- [100] H. Niemann, A simple Topology Optimization Example with MD R2 Patran, 2008.
- [101] E. Spencer, A novel optimization strategy for composite beam type landing gear for light aircraft, MSC Software, 2016.
- [102] MSC Software, WORKSHOP 4 - Minimizing the Weight of a Composite Wing, MSC Software, 2012.
- [103] Section 4 - Optimization of Composite Structures, MSC Software.
- [104] S. KP, «Optimization of aircraft wing with composite material,» *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, vol. 2, n. 6, pp. 2471-2477, 2013.
- [105] V. C. Pujari, «Stress, fatigue analysis and weight optimization of wing-box with splice joint of a transport aircraft,» *International Research Journal of Engineering and Technology (IRJET)*, vol. 3, n. 6, pp. 1-4, 2016.
- [106] S. Lenci, Lezioni di meccanica strutturale, Pitagora Editrice Bologna, 2009.

- [107] D. Morrison, «Aircraft Landing Gear Simulation and Analysis,» pp. 1-8.
- [108] A. Nadia, «On the Modeling of Light Aircraft Landing Gears,» *Journal of Aeronautics & Aerospace Engineering*, vol. 7, n. 3, pp. 1-8, 2018.
- [109] R. F. Swati, «Design and Structural Analysis of Weight Optimized Main Landing Gears for UAV under impact loading,» *Journal of Space Technology*, vol. 4, n. 1, pp. 96-100, 2014.
- [110] M. Imran, «Static and Dynamic Response Analysis for Landing Gear of Test Aircrafts,» *International Journal of Innovative Research in Science, Engineering and Technology*, vol. 3, n. 5, 2014.
- [111] MSC Software, MD Nastran R2.1 - User's guide for topology optimization, MSC Software, 2012.